

**Lehrstuhl für
Raumfahrttechnik
der Technischen Universität München**

Laufzeitverhalten telepräsender Raumfahrtsysteme

Jürgen Letschnik

Vollständiger Abdruck der von der Fakultät für Maschinenwesen
der Technischen Universität München zur Erlangung
des akademischen Grades eines

Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.)

genehmigten Dissertation.

Vorsitzender: Univ.-Prof. Dr. rer. nat. H. Bubb

Prüfer der Dissertation: 1. Univ.-Prof. Dr. rer. nat. U. Walter
2. Univ.-Prof. Dr.-Ing. M. Zäh

Die Dissertation wurde am 1. April 2008 bei der Technischen Universität München eingereicht und durch die Fakultät für Maschinenwesen am 18. Juli 2008 angenommen.

◆◆◆ Meinen Eltern in tiefer Zuneigung und Dankbarkeit ◆◆◆

Danksagung

Die Durchführung der Arbeit wurde durch die Unterstützung mehrerer Personen ermöglicht, bei denen ich mich herzlich bedanken möchte.

Ich danke an erster Stelle meinem Doktorvater Prof. Dr. rer. nat. U. Walter für die Möglichkeit, diese Arbeit am Lehrstuhl Raumfahrttechnik durchführen zu können und Prof. Dr.-Ing M. Zäh für die Begutachtung meiner Arbeit sowie Prof. Dr. rer. nat. H. Bubb für den Vorsitz der Prüfungskommission.

Ein weiterer Dank geht an

- Frank Hassenpflug von der DLR/MORABA für die fachliche Unterstützung bei dem Bau der Bodenstation und für die Mitbetreuung der Diplomarbeit von Tanja Lehmann,
- John Dallat und Christian Knauer von der Firma CAM für die Anregungen und den Support im Rahmen des Missionskontrollraumes und der Bodenstation,
- Frank Fleischmann für die Zurverfügungstellung der 2 m Radioastronomieantenne der Sternwarte Feuerstein und zugehöriger Antriebsmechanik.
- Christoph Gleich von der Firma DOMO TV für die umfangreiche Spende an Hochfrequenzmodulen und Zubehör sowie der Unterstützung im Bau der Bodenstation,
- dem gesamten ESA Redu-Team für die Bereitstellung und die Betreuung der ARTEMIS-Experimentzeit,
- Jens Berger und Tony Lancaster der Firma LSE Space für die finanzielle und personelle Unterstützung im Aufbau des Experiments,
- Prof. Dr. Eduard Igenbergs für seine frühzeitigen Impulse zur Ausrichtung der Arbeit,
- Enrico Stoll für die fachliche und soziale Mithilfe bei den ARTEMIS-Experimenten und der Kooperationen im SFB 453,
- Leonhard Röpfl für die tatkräftige Unterstützung bei der Entwicklung der Bodenstationselektronik,
- Michael Schiffner für seine methodischen und systemtechnischen Anregungen zu dieser Arbeit,
- Ludwig Friedmann für seine jahrelange Treue als Studentische Hilfskraft,
- Hans-Martin Adorf für das Korrekturlesen und die vielen richtungsweisenden Impulse,
- meinen sehr geschätzten Lektor Schulrat i.R. Friedrich Schuh,
- allen Studenten, die mit ihrem engagierten Mitwirken im Rahmen einer Semester- oder Diplomarbeit ihren Beitrag zum Aufbau des Experiments geliefert haben.

Mein besonderer Dank geht an mein privates Umfeld, meine Freundin, meine Eltern und Freunde, die in schweren Zeiten mir Mut und Beistand gaben, um diese Arbeit zu Ende zu bringen und die die Höhepunkte dieser Arbeit mit mir geteilt haben.

Kurzdarstellung

Bei der Entwicklung von robotischen Raumfahrtsystemen mit Echtzeitanforderungen (Telepräsenzsysteme) fehlte bislang die Möglichkeit abzuschätzen, mit welchen Latenzzeiten zwischen dem Operator am Boden und dem Teleoperator am Satelliten zu rechnen ist. Eine derartige Abschätzung wäre sowohl für die Auslegung von telepräsenten Raumfahrtsystemen als auch für die Verbesserung des gesamten Regelverhaltens während des Missionsbetriebes sehr von Nutzen. Um diese Lücke zu schließen, wurde im Rahmen dieser Arbeit ein Kommunikations-Zeitmodell entwickelt, das die zu erwartende Latenzzeit in Abhängigkeit wichtiger Parameter berechnet.

Für die Entwicklung des Kommunikations-Zeitmodells war es erforderlich, eine experimentelle Latenzzeituntersuchung durchzuführen, um so erstmals von Raumfahrtmissionen repräsentative Latenzzeiten auf Subsystem-Ebene zu gewinnen. Für diese experimentelle Untersuchung wurde am Lehrstuhl für Raumfahrttechnik (LRT) der Technischen Universität München eine Satellitenbodenstation entwickelt und aufgebaut. Diese LRT-Satellitenbodenstation ermöglicht es, echtzeitnah Signale zu einem Satelliten zu schicken und gleichzeitig von einem Satelliten zu empfangen. Die Entwicklung der LRT-Satellitenbodenstation war unter den gegebenen Randbedingungen ein unerwartet komplexes Unterfangen und erforderte die Integration von einer Vielzahl von Teilprojekten. In Europa betreibt nur die europäische Raumfahrtbehörde ESA eine vergleichbare Einrichtung.

Basierend auf dieser experimentellen Untersuchung, konnte das Kommunikations-Zeitmodell entwickelt werden. Mit diesem allgemeinen Kommunikations-Zeitmodell können telepräsente Raumfahrtmissionen mittels definierter Umgebungsvariablen charakterisiert werden. Das Modell liefert als Ergebnis die gesamte im System auftretende Latenzzeit, die Round Trip-Zeit.

Das Modell wurde exemplarisch in MS Excel 2003 implementiert und anhand der bereits existierenden telepräsenten Raumfahrtmission ROKVISS verifiziert. Die sehr gute Übereinstimmung der gemessenen Latenzzeiten bei dem Experiment ROKVISS mit denen des Kommunikations-Zeitmodells bestätigen die realistischen Untersuchungen dieser Arbeit.

Abstract

Currently planned robotic space missions like in-orbit servicing of satellites need a real-time communication link for controlling the robotic space craft (Telepresence). A critical design factor for such a communication link is the time delay between the operator on ground and the teleoperator (robot) in space. To be able to pre-calculate this time delay and to evaluate the performance of such a mission, the main focus of this thesis was to develop a *communication time delay model*.

As no time delay information for the different model-elements was available in literature, an experimental analysis of a representative space mission scenario had to be realized. Therefore, a satellite ground station and mission control centre had been build up at the Institute of Astronautics, Technische Universität München. The main feature of this ground station is the ability to provide a real inter-satellite link to the geostationary data relay satellite ARTEMIS (operated by European Space Agency - ESA) with minimum time delays.

The experimental work on the ground station allowed defining the communication time delay model with all required specifications. Different space missions can now be characterized by using defined parameters as input for this model. The total time delay (round-trip time) of a communication link is calculated as result from the model.

Finally, the developed time delay model was implemented in MS Excel 2003 and verified with data from the existing robotic space mission ROKVISS. The good accordance of the calculated time delay confirms the correctness and applicability of the new developed communication time delay model.

Inhaltsverzeichnis

Symbolverzeichnis

XIII

1	Einleitung.....	1
1.1	Ausgangssituation und Überblick zur Arbeit	1
1.2	Stand der Technik.....	3
1.2.1	Bisherige Telepräsenzmissionen	3
1.2.2	Zukünftige Telepräsenzmissionen.....	5
1.3	Ableitung des Handlungsbedarfs für diese Arbeit	6
1.4	Zielsetzung und Gliederung der Arbeit	6
2	Grundlagen der telepräsenten Informationstechnik.....	9
2.1	Einführung in die Satellitenkommunikation	9
2.2	Grundlagen zur Informationstechnik	11
2.2.1	Klassisches Modell einer Kommunikationsstrecke.....	11
2.2.2	OSI-Basisreferenzmodell für Kommunikationssysteme	12
2.2.3	CCSDS - Ansatz, Konzepte und Protokolle.....	15
2.3	Grundlagen zur Telepräsenz.....	19
2.3.1	Begriffe in der Telepräsenz	19
2.3.2	Anforderungen in der Telepräsenz	20
2.3.3	Datentypen bei Telepräsenz-Missionen	21
3	Experimentelle Untersuchung des Zeitverhaltens eines telepräsenten Raumfahrtszenarios.....	24
3.1	Das telepräsente Raumfahrt-Kommunikationssystem	24
3.2	Erläuterung der Haupt- und Subelemente	27
3.2.1	Bodensegment (Bodenstation mit Operator).....	27
3.2.2	Signalweg im Orbit	30
3.2.3	Raumsegment (Satellit mit Teleoperator)	31
3.3	Entwurf einer experimentellen Umgebung zur Latenzzeituntersuchung.....	34
3.4	Aufbau der experimentellen Umgebung (Satellitenbodenstation).....	36
3.4.1	Vermessung der Satellitenbodenstation	45
3.4.2	Zusammenfassung der technischen Daten der Satellitenbodenstation.....	47
3.5	Zeitmesskonzept.....	48
3.6	Aufbau der Messumgebung	49
3.7	Latenzzeitmessungen	51
3.7.1	Latenzzeitmessung - Operator/Teleoperator	51
3.7.2	Latenzzeitmessung - Dateneinheit	53
3.7.3	Latenzzeitmessung - HF-/Basisband-Einheit	54

3.7.4	Latenzzeitmessung - Signallaufzeit im Orbit.....	57
3.8	Analyse der Messergebnisse	61
4	Informationstheoretische Modellierung des telepräsenten Raumfahrtszenarios.....	63
4.1	Funktionsmerkmale des Modells	63
4.2	Ableitung der Modellgleichung	63
4.3	Erläuterung der Berechnungseinheit	65
4.4	Das telepräsente Kommunikationsmodell.....	70
4.5	Zusammenfassung der Umgebungsvariablen.....	71
4.6	Softwaretechnische Implementierung des Modells.....	72
5	Das telepräsente Experiment ROKVISS als Fallbeispiel	75
5.1	Die technische Realisierung von ROKVISS	75
5.2	Das Kommunikationssystem von ROKVISS.....	76
5.3	Anwendung des Kommunikations-Zeitmodells auf ROKVISS.....	77
5.3.1	Umgebungsvariablen.....	77
5.3.2	Anpassung der Berechnungseinheit an ROKVISS	77
5.3.3	Ergebnisse aus dem Kommunikations-Zeitmodell	78
5.4	Ergebnisse der Round Trip-Zeit Messung im Rahmen von ROKVISS.....	80
6	Zusammenfassung und Ausblick.....	81
6.1	Zusammenfassung	81
6.2	Ausblick	82
7	Literaturverzeichnis	83
8	Abbildungsverzeichnis.....	89
9	Glossar.....	93
ANHANG.....		95
A	Link Budgets	95
A.1	Inter Orbit Link Return (Garching → ARTEMIS).....	95
A.2	Feeder Return Link (ARTEMIS → Redu)	96
A.3	Inter Orbit Link Forward (ARTEMIS → Garching)	97
A.4	Feeder Forward Link (Redu → ARTEMIS).....	98
A.5	Link Margins	99
B	Messprotokolle zur Vermessung der Satellitenbodenstation	100
B.1	Antennendiagramm	100
B.2	Diplexer.....	103

B.3	Vorverstärker.....	105
B.4	Leistungsendverstärker.....	106
B.5	G/T-Messung.....	110
C	Messprotokolle zu den Zeitmessungen	113
C.1	Messung der Latenzzeit - Operator / Teleoperator.....	113
C.2	Messung der Latenzzeit - Dateneinheit.....	114
C.3	Messung der Latenzzeit - HF-/Basisband-Einheit.....	115
C.4	Messung der Latenzzeit - Signallaufzeit im Orbit (inkl. Redu).....	117

Symbolverzeichnis

Abkürzungen

AM	Amplitudenmodulation
ARTEMIS	Advanced Relay Technology Mission
ASCII	American Standard Code for Information Interchange
ASM	Attached Synchron Marker
BPSK	Binary Phase Shift Keying
CCSDS	Consultative Committee for Space Data Systems
CNES	Centre National d'Études Spatiales
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
DSP	Digital Signal Processing
DU	Data Unit
DVB-S	Digital Video Broadcasting – Satellite
ECSS	European Cooperation for Space Standardization
ESA	European Space Agency
EIRP	Effective Isotropical Radiated Power
FM	Frequenzmodulation
FEC	Forward Error Correction
FRAMTEC	Framework for Advanced Monitoring, Telemetry and Control
GEO	Geostationary Earth Orbit
GETEX	GERman Technology Experiment
HF	Hochfrequenz
HPA	High Power Amplifier
IMBU	Integrated Modem and Baseband Unit
IEEE	Institute of Electrical and Electronics Engineers
IP	Internet Protocol
ISO	Internationale Organisation für Normung
ISS	International Space Station
IWB	Institut für Werkzeugmaschinen und Betriebswissenschaften
JAXA	Japan Aerospace Exploration Agency
ITU	International Telecommunication Union
LAN	Lokal Area Network
LEO	Low Earth Orbit
LHC	Left Hand Circular
LNA	Low Noise Amplifier
LRT	Lehrstuhl für Raumfahrttechnik
MMI	Man-Machine Interface

MS	Microsoft
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NASDA	Japan's National Space Development Agency
OOS	On-Orbit Servicing
OSI	Open Systems Interconnection
ORU	Orbital Replacement Unit
PC	Personal Computer
PM	Phasenmodulation
QPSK	Quadratur Phase Shift Keying
RHC	Right Hand Circular
ROKVISS	RObotik-Komponenten-Verifikation auf der ISS
ROTEX	ROboter Technology Experiment
SCOS	Spacecraft Control & Operation System
STK	Satellite Tool Kit
SSBV	Satellite Services BV
TCP	Transmission Control Protocol
TDRSS	Tracking and Data Relay Satellite System
TMTC	TeleMetrie TeleCommand
TUM	Technische Universität München
UDP	User Datagram Protocol
USAF	United States Air Force

Formelzeichen

$D_{Antenne}$	Antennendurchmesser der LRT-Satellitenbodenstation
f_0	Messfrequenz
Φ_{LRT}	Breitengrad der LRT-Satellitenbodenstation in Garching
Φ_{GEO}	Breitengrad des GEO-Satelliten
Φ_{GS}	Breitengrad einer allg. Bodenstation
Φ_{Redu}	Breitengrad der ARTEMIS-Bodenstation in Redu
Φ	Allg. Variable für Breitengrad
G/T	Maß für die Empfangsqualität einer Bodenstation in dB/K
G	Antennengewinn in dBi
k	Boltzmann-Konstante in J/K
L	Antennenöffnungswinkel-Korrekturfaktor
$l_{UserFrame}$	Paketlänge des UserFrames in Byte
$l_{\uparrow,Packet}$	Paketlänge in Forward-Richtung in Byte
$l_{\downarrow,Packet}$	Paketlänge in Return-Richtung in Byte
λ	Allg. Variable für die Wellenlänge
Λ_{LEO}	2-Line Element des LEO-Satelliten
Λ_{GEO}	2-Line Element des GEO-Satelliten
P_{Sun}	Rauschleistung der Sonne in W
$P_{Cold, Sky}$	Rauschleistung des kalten Himmels in W
\mathbf{P}_{LRT}	Position der LRT-Satellitenbodenstation in Garching
\mathbf{P}_{GEO}	Position des GEO-Relaissatelliten ARTEMIS
\mathbf{P}_{GS}	Position einer allg. Bodenstation
\mathbf{P}_{Redu}	Position der ARTEMIS-Bodenstation in Redu
Θ	Allg. Variable für den Längengrad und den Öffnungswinkel
Θ_{3dB}	3 dB-Öffnungswinkel (Halbwertsbreite) der Antenne
Θ_{LRT}	Längengrad der LRT-Satellitenbodenstation in Garching
Θ_{GEO}	Längengrad des GEO-Satelliten
Θ_{GS}	Längengrad einer allg. Bodenstation

Θ_{Redu}	Längengrad der ARTEMIS-Bodenstation in Redu
Θ_s	Öffnungswinkel der Radio-Sonne in Grad bei der Messfrequenz
R_{LRT}	Radius der LRT-Satellitenbodenstation in Garching zum Erdmittelpunkt
R_{GEO}	Radius des GEO-Satelliten zum Erdmittelpunkt
R_{GS}	Radius einer allg. Bodenstation zum Erdmittelpunkt
R_{Redu}	Radius der ARTEMIS-Bodenstation in Redu zum Erdmittelpunkt
R_{\oplus}	Erdradius
r_{Data}	Allg. Variable für die Datenrate in Bit/s
$r_{\uparrow,Data}$	Datenrate in Forward-Richtung in Bit/s
$r_{\downarrow,Data}$	Datenrate in Return-Richtung in Bit/s
s_{Fern}	Entfernung für Fernfeldbedingung
$s_{GS-GEO-LEO}$	Entfernung zwischen einer Bodenstation, einem Relaisatelliten und einem Satelliten im LEO
s_{GS-GEO}	Entfernung zwischen einer Bodenstation und einem Relaisatelliten
$s_{GEO-LEO}$	Entfernung zwischen einem Relaisatelliten und einem Satelliten im LEO
$s_{Redu-GEO}$	Entfernung zwischen der Bodenstation in Redu und dem Relaisatelliten ARTEMIS
T_N	Systemrauschtemperatur in K
T_r	Rauschtemperatur des Empfängers (Receiver) in K
T_a	Rauschtemperatur aufgenommen durch die Antenne in K
t_{\downarrow}	Gesamte Signallaufzeit im Orbit – Forward & Return Link
$t_{\uparrow\downarrow}$	Signallaufzeit im Orbit – Forward Link
$t_{\uparrow\bullet,DU}$	Latenzzeit, Forward Link – Bodensegment – Dateneinheit
$t_{\uparrow\bullet,HF}$	Latenzzeit, Forward Link – Bodensegment – HF-/Basisband-Einheit
$t_{\uparrow\bullet,Op}$	Latenzzeit, Forward Link – Bodensegment – Operator
$t_{\uparrow\circ,DU}$	Latenzzeit, Forward Link – Raumsegment – Data Einheit
$t_{\uparrow\circ,HF}$	Latenzzeit, Forward Link – Raumsegment – HF-/Basisband-Einheit
$t_{\uparrow\circ,TOp}$	Latenzzeit, Forward Link – Raumsegment – Teleoperator

$t_{\downarrow\uparrow}$	Signallaufzeit im Orbit – Return Link
$t_{\downarrow\bullet,DU}$	Latenzzeit, Return Link – Bodensegment – Dateneinheit
$t_{\downarrow\bullet,HF}$	Latenzzeit, Return Link – Bodensegment – HF-/Basisband-Einheit
$t_{\downarrow\bullet,Op}$	Latenzzeit, Return Link – Bodensegment – Operator
$t_{\downarrow\circ,DU}$	Latenzzeit, Return Link – Raumsegment – Dateneinheit
$t_{\downarrow\circ,HF}$	Latenzzeit, Return Link – Raumsegment – HF-/Basisband-Einheit
$t_{\downarrow\circ,TOp}$	Latenzzeit, Return Link – Raumsegment – Teleoperator
$t_{\leftrightarrow,Max}$	Maximale Round Trip-Zeit beim Experiment ROKVISS
$t_{\leftrightarrow,Min}$	Minimale Round Trip-Zeit beim Experiment ROKVISS
t_{ASM}	Zeitdifferenz der ASM-Impulse
t_{Frame}	Variable für die Frame Time
$t_{GS,Fw}$	Latenzzeit, Bodensegment – Forward Link
$t_{GS,Rt}$	Latenzzeit, Bodensegment – Return Link
t_{Impuls}	Zeitdifferenz der gemessenen Impulse am Oszilloskop
$t_{Orbit,Fw}$	Latenzzeit, Orbit – Forward Link
$t_{Orbit,Rt}$	Latenzzeit, Orbit – Return Link
$t_{Round}, t_{\leftrightarrow}$	Allg. Variable für die Round Trip-Zeit
$t_{SAT,Fw}$	Latenzzeit, Raumsegment – Forward Link
$t_{SAT,Rt}$	Latenzzeit, Raumsegment – Return Link
Y	Verhältnis von Sonnenrauschen zu Kaltem-Himmel-Rauschen

1 Einleitung

Die moderne Gesellschaft hat wachsenden Bedarf an weltweiter Telekommunikation, Navigation, zuverlässigen Wettervorhersagen, grenzübergreifender Erdbeobachtung (z.B. Landwirtschaftsplanung) und Sicherheit. Um diesem Bedarf gerecht zu werden, ist es erforderlich, die existierende orbitale Infrastruktur zu erweitern und zu modifizieren.

Die ständig steigende Zahl an neuen Satelliten in den Umlaufbahnen führt zu Problemstellungen, denen bislang nur wenig Beachtung geschenkt wurde. So ist etwa damit zu rechnen, dass die Anzahl unkontrolliert abstürzender großer Satelliten ansteigt, Teile von ihnen können auf der Erde aufschlagen (Beispiel: Raumstation MIR). Die Gegenmaßnahme, die Verbringung von ausgedienten Satelliten in einen „Friedhof-Orbit“, ist nicht immer möglich oder auch nicht immer erwünscht. Eine Reaktion auf teilweises oder vollständiges Versagen von Satellitenkomponenten wie der Ausfahrmechanismen (TV-SAT), des Steuerungssystems oder auch der Antriebe (ARTEMIS – Advanced Relay Technology Mission) verlangt nach neuen Konzepten. Die Einführung von On-Orbit Servicing (OOS) auf operationeller Basis ist ein möglicher Lösungsansatz [37]. Dieses noch sehr junge Teilgebiet der Raumfahrt und Raumfahrtrobotik ist eine technologische Herausforderung [26].

1.1 Ausgangssituation und Überblick zur Arbeit

Das Kommunikationssystem ist das einzige Bindeglied zwischen einer Bodenstation und einem Raumfahrtsystem. Der Großteil der heutigen Kommunikationssysteme ist für hohe Übertragungsqualitäten bei gleichzeitig hoher Datenrate ausgelegt. Da derzeit kaum Anwendungen mit interaktivem Kommunikationsverhalten benötigt werden, spielt das zeitliche Verhalten der Kommunikationssysteme eine untergeordnete Rolle.

Durch die Entwicklung von robotischen Raumfahrtsystemen, die von der Erde aus gesteuert werden sollen, entstand bei Kommunikationssystemen erstmals die Anforderung von geringer Latenzzeit zwischen dem Bediener am Boden (Operator) und dem robotischen Raumfahrtsystem (Teleoperator). Nur dadurch kann interaktives Arbeiten ermöglicht werden. Wird dem Operator eine gute Wahrnehmung des in entfernter Umgebung befindlichen Teleoperators vermittelt, wird dies als ein *telepräsenes System* bezeichnet, vgl. Kapitel 2.3 Grundlagen zur Telepräsenz.

Die Entwicklung von robotischen Raumfahrtsystemen mit interaktiven („telepräsenten“) Kommunikationssystemen begann mit dem ROTEX-Experiment auf der D-2 Shuttle Mission. Damals verfolgte man das Ziel, ein definiertes, frei fliegendes Objekt im Raumlabor Spacelab mittels Langzeitverbindung über ein geostationäres Satellitenrelaisnetz (TDRSS) [55] vom Boden aus einzufangen. Von europäisch-deutscher Seite folgten auf diese Mission die Experimente GETEX und ROKVISS. Hauptziele dieser Experimente waren die Analyse des Lageverhaltens eines Satelliten bei der Benutzung eines robotischen Manipulators (GETEX) sowie die Verifizierung von neu entwickelten Leichtbau-Robotikkomponenten im Orbit (ROKVISS). Letzteres wurde als Außeneinheit an die Internationale Raumstation (ISS) montiert und stellt noch heute eine funktionierende robotische Plattform im erdnahen Orbit dar. Bei ROKVISS wurde neben den robotischen

Experimenten erstmals auch die Datenverbindung untersucht. So wurde zu dem weltweit gültigen Kommunikationsstandard CCSDS (Consultative Committee for Space Data Systems) [10] eine nahezu konforme Kommunikationsstrecke bei gleichzeitig minimaler Latenzzeit realisiert.

Bei Verwendung von nur einer Bodenstation für Satelliten in erdnahen Orbits (wie der ISS) ist die Sichtbarkeit stark eingeschränkt (siehe Abb. 1-1). Daher können nur sporadische Datenverbindungen mit kurzer Kontaktzeit hergestellt werden. Für typische Höhen von 300 - 800 km ergeben sich dabei Kontaktzeiten von nur einigen Minuten (≤ 7 min.), Abb. 1-1. Eine Möglichkeit, diese Kontaktzeiten zu erhöhen, besteht darin, mehrere Bodenstationen mit überlappenden Sichtbarkeitsbereichen zu verwenden.

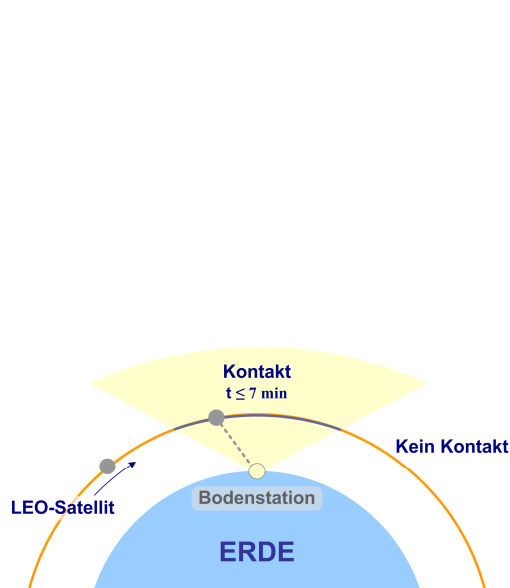


Abb. 1-1: Sichtbarkeit eines Satelliten im erdnahen Orbit bei Verwendung von nur einer Bodenstation

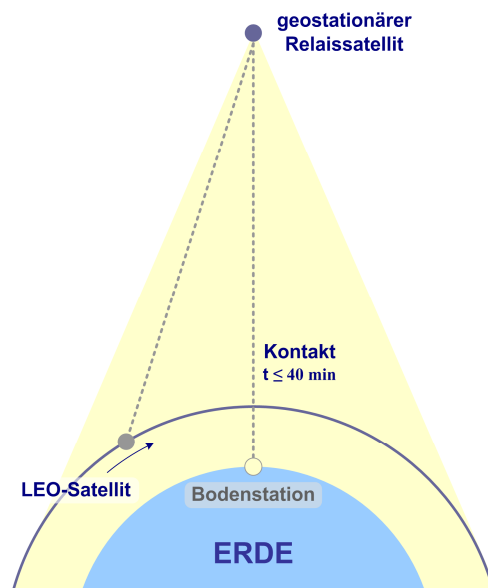


Abb. 1-2: Sichtbarkeit eines Satelliten im erdnahen Orbit bei Verwendung eines geostationären Satelliten zum Datenrelais

Sind jedoch kontinuierliche Kontaktzeiten von bis zu 45 Minuten erwünscht, wie zum Beispiel bei telepräsenten Raumfahrtmissionen zur Reparatur von Satelliten, kann dies besser durch die Verwendung eines geostationären Relaisatelliten erreicht werden. Dieser Satellit ist vom Boden aus immer sichtbar. Durch seine große Entfernung zur Erdoberfläche (35.880 km) kann er auch länger Kontakt zu Satelliten im erdnahen Orbit halten. Durch die Verwendung eines solchen geostationären Satelliten als Datenrelais wird eine Kommunikationsverbindung zwischen dem Satelliten im erdnahen Orbit und der Bodenstation hergestellt, siehe Abb. 1-3, und somit eine Kontaktzeit zum erdnahen Satelliten von bis zu 45 Minuten erreicht.

Der Gewinn der langen Kontaktzeit bringt den Nachteil von großen Signallaufzeiten (Latenzzeiten) mit sich. Besonders bei Systemen, bei denen ein Bediener Operationen in einer entfernten Umgebung durchführt und dabei das Gefühl haben soll, in der Ferne präsent zu sein, sind Signallaufzeiten ein unerwünschter Faktor. Solche Systeme werden auch als telepräsente Systeme bezeichnet und verfügen meist über eine haptische, visuelle und auditive Rückkopplung.

Zu hohe Signallaufzeiten verringern die Stabilität des haptischen Regelkreises und das telepräsente Verhalten des gesamten Systems wird degradiert. Als oberstes Limit (ohne Prädiktion)

wird für telepräsenre Reparaturmissionen an Satelliten ein Wert von etwa 600 ms angegeben [49] [13] [21]. Mittels Prädiktion (Vorwärtskompensation) sind wesentlich größere Latenzzeiten, bis zu einigen Sekunden, realisiert worden (vgl. ROTEX, GETEX). Dies erfordert jedoch eine genaue Kenntnis über den geometrischen Aufbau der Teleoperatorseite sowie das Regelverhalten des Systems. Bei den in dieser Arbeit angesprochenen On-Orbit Servicing Missionen kann von diesen genauen Kenntnissen nicht ausgegangen werden, was dazu führt, dass die Latenzzeit möglich gering gehalten werden muss, um so das bestmögliche telepräsenre Verhalten für den Missionsbetrieb zu erhalten. Aufgrund der großen Entfernungen zwischen der Bodenstation, dem Relaisatelliten und dem erdnahen Satelliten beträgt die gesamte physikalische Laufzeit bereits etwa 500 ms. Die Herausforderung besteht darin, schnelle Datenverarbeitungssysteme zu entwickeln, die in den verbleibenden 100 ms alle erforderlichen Arbeiten durchführen können und so den telepräsenren Ansprüchen gerecht werden.

1.2 Stand der Technik

In den beiden folgenden Kapiteln soll, anhand von verschiedenen vergangenen und zukünftigen Satelliten-Missionen, der Stand der Technik für telepräsenre Raumfahrtmissionen verdeutlicht werden. Dieser Missionsüberblick umfasst ausschließlich Satelliten im erdnahen Orbit mit Bezug zu telepräsenren Anforderungen und/oder der Verwendung eines geostationären Relaisatelliten.

1.2.1 Bisherige Telepräsenzmissionen

ROTEX-Experiment

Im Rahmen der Spacelab-D2-Mission Ende April 1993 wurden mit dem Experiment ROTEX (ROboter Technology EXperiment) erstmals Tätigkeiten auf dem Space Shuttle Columbia von der Erde aus gesteuert [37]. Das Experiment, bestehend aus einem kleinen, 6-achsigen Roboterarm, bestückt mit Distanz-, Kraft-, Momenten- und Tastsensoren war fest in einer geschlossenen Kammer eingebaut. Die Steuerung erfolgte vom Bodenkontrollzentrum des DLR (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt) in Oberpfaffenhofen. Im Rahmen des Experiments wurden Service-Aufgaben, wie das Lösen und Wiederherstellen von Steckverbindungen auf der Basis einer lokalen Sensorrückkopplung sowie das Einfangen eines frei schwebenden Würfels durchgeführt. Während des Greifvorgangs wurde eine maximale Gesamtzeit (Round Trip-Zeit) von 6 Sekunden gemessen, die durch die vielen Übertragungsstationen entstand und durch geeignete Modelle vorwärtskompensiert wurde [25].

GETEX Mission

Die japanische Raumfahrtagentur NASDA startete Ende 1997 erstmalig ein frei fliegendes Roboter-Experiment (ETS VII). Das DLR konnte auf ETS VII im Rahmen des Kooperationsexperimentes GETEX (GERman-Japanese Space Telerobotics EXperiment) neben neueren Verfahren der sensorgestützten Weltmodell-Anpassung und Bewegungskorrektur vor allem das dynamische Verhalten eines frei fliegenden Robotersystems untersuchen [35] [36], wobei die Rückkopplung der Roboterbewegung auf den Satelliten von besonderem Interesse war. Die Performance des Experiments litt jedoch sehr unter der langen Übertragungstotzeit von 6 bis 7 Sekunden.

ROKVISS Mission

Seit Ende 2004 ist das nationale Robotikprojekt ROKVISS (RObotik-Komponenten-Verifikation auf der ISS) in Betrieb, um die Leichtbau-Roboter-gelenkeinheiten des DLR auf der internationalen Raumstation (ISS) unter Weltraumbedingungen zu testen. Außerdem dient das ROKVISS-Experiment zur Erprobung einer direkten telepräsenten Datenverbindung in Up- und Downlink zwischen der Flugeinheit und der Bodenstation. Kernelement des Experiments ist ein einfacher Roboter, bestehend aus zwei drehmomentgeregelten Gelenkeinheiten. In dessen Bewegungsfeld ist eine räumliche Kontur platziert, die der Roboterarm ferngesteuert nachfahren muss, um prototypische Interaktionsaufgaben des Roboters in Kombination mit verschiedenen Telepräsenz-Regelungsansätzen zu erproben. Am letzten Gelenk des Roboters ist eine Beleuchtung sowie eine Stereo-Video-Kamera montiert, deren Bilder gemeinsam mit den gemessenen Gelenkstellungen und den aktuellen Gelenkmomenten zur Bodenstation übertragen werden [50] [51] [56]. Mit dem ROKVISS-Experiment wird erstmalig ein haptisch-visueller Telepräsenzbetrieb auf der Basis einer direkten Funkverbindung erprobt. Neben den gemessenen Gelenkstellungen und Gelenkmomenten werden die Bilder der Stereo-Kamera zur Bodenstation übertragen und dort angezeigt.

Die Missionen Envisat und Spot 4

Es gibt eine Reihe aktueller Missionen, die zwar geostationäre Relaisatelliten nutzen (wie Envisat, Spot-4), jedoch ohne Echtzeitanforderung, weil es sich hierbei um zeitunkritische Anwendungen im Sinne der Telepräsenz handelt. Beispielsweise dauert bei Envisat die Datenübertragung (via geostationären Relaisatellit ARTEMIS) und die Verarbeitung der Daten insgesamt etwa drei Stunden [44]. Auch mit der Verwendung einer optischen Intersatelliten-Verbindung, wie erstmalig bei Spot-4 via ARTEMIS eingesetzt, liegen die Latenzzeiten immer noch im Bereich einiger Minuten [18].

1.2.2 Zukünftige Telepräsenzmissionen

Das Projekt BAYERNSAT

BayernSat ist eine Kleinsatellitenmission des Lehrstuhls für Raumfahrttechnik der TU München. Ziel der Mission ist die Demonstration neuer Technologien im Bereich der Telepräsenz [54]. Für diese Technologiedemonstration soll BayernSat Videobilder mittels eines Videokamerasystems von der Erde aufnehmen. Dieses Kamerasystem wird von einem ausgewählten Benutzer aus dem Internet gesteuert. Das aufgenommene Video wird komprimiert und über einen geostationären

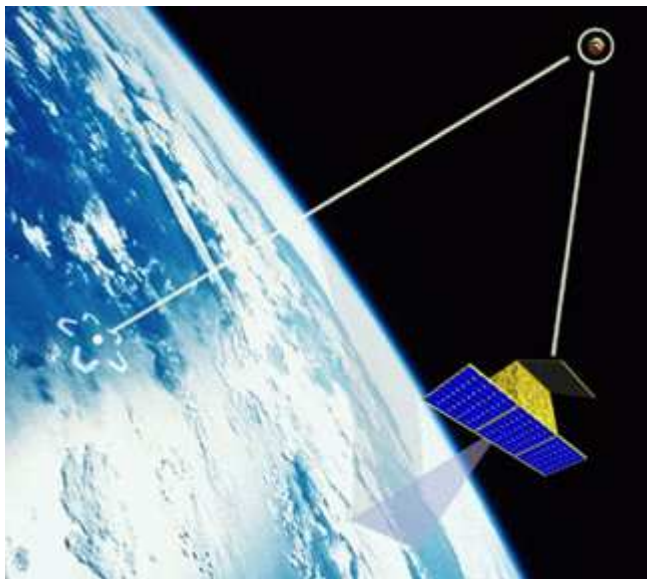


Abb. 1-3: Darstellung der Mission „BayernSat“

Relaisatelliten zur Erde an den Benutzer im Internet gesendet.

Für die Technologie der Telepräsenz ergeben sich in der Raumfahrt vielfältige Anwendungen [39]. Gestrandete Satelliten könnten repariert bzw. betankt werden, Docking-Manöver könnten wesentlich erleichtert werden; viele Anwendungen könnten anstatt von Astronauten im Welt- raum von Roboter-Bedienpersonal am Boden (und damit deutlich billiger) durchgeführt werden. Dafür ist jedoch Telepräsenz im Orbit notwendig. Die Realisierbarkeit dieser Technologie soll BayernSat demonstrieren.

Die DEOS Mission

DEOS (Deutsche Orbitale Servicing Mission) ist eine Technologie-Demonstrations- und Verifikationsmission des DLR (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt). Mit ihr soll erstmals ein operationelles On-Orbit Servicing und Assembly (OOS, OOA) System in Form einer unbemannten Inspektion, Wartung und Montage an orbitalen Infrastrukturelementen demonstriert werden. Dies beinhaltet ebenso Manöver zum kontrollierten Bahnwechsel und der Rückführung von Raumfahrzeugen oder Raumfahrtelelementen zur Erde. Das allgemeine Ziel dieser Mission ist es, einen taumelnden und nicht kooperativen Satelliten einzufangen. Die Mission hat folgende detaillierte wissenschaftlich-technischen Ziele:

- Erprobung und Bewertung unterschiedlicher Methoden zum Einfangen eines nichtkooperativen, taumelnden Satelliten;
- gezielte Rückführung des gekoppelten Systems zum Boden (Deorbiting);

- weitgehend autonome Konzeption des Service-Satelliten, so dass sein Betrieb auch ohne Unterstützung durch das Bodenpersonal durchgeführt werden kann;
- Einfangen eines lagegeregelten Satelliten mit Docking Tool;
- Vorführung einer repräsentativen Wartungs- oder Montageaufgabe am Zielsatelliten, wie z.B. ORU (Orbital Replacement Unit) - Austausch, Betankung etc.

Die Planung, Vorbereitung und Durchführung der Mission sollen vollständig in deutscher Verantwortung erfolgen. Diese Mission befindet sich im Augenblick in der Ausschreibungsphase, als Launch-Termin ist das Jahr 2012 geplant.

1.3 Ableitung des Handlungsbedarfs für diese Arbeit

In den vorangegangenen Kapiteln wurde eine Reihe interessanter Projekte und Missionen für telepräsen- te Anwendungen in der Raumfahrt beschrieben. Zusammenfassend ergibt sich damit folgender Handlungsbedarf für die vorliegende Arbeit:

Notwendigkeit der methodischen und experimentellen Behandlung von telepräsenten Raumfahrtmissionen aus Sicht der Kommunikationstechnik. Trotz aller bisher gesammelten Erfahrungen im Bereich der telepräsenten Raumfahrtmissionen ist eine detaillierte experimentelle Untersuchung des Kommunikationssystems unbedingt erforderlich. Ziel ist es, eine methodisch-wissenschaftliche Basis für telepräsen- te Kommunikationssysteme in der Raumfahrt zu legen. Dabei soll die experimentelle Untersuchung der Latenzzeiten eines telepräsenten Raumfahrtsystems die Grundlage für die Erstellung eines Kommunikations-Zeitmodells liefern.

Unterstützung des Entwicklungsprozesses von telepräsenten Raumfahrtmissionen durch ein geeignetes Tool. Um den Entwicklungsprozess einer telepräsenten Raumfahrtmission und insbesondere des Kommunikationssystems optimal ausschöpfen zu können, muss das Entwicklungspersonal bestmöglich unterstützt werden. Das Ziel besteht darin, eine Entwicklungshilfe in Form eines Software-Tools zur Verfügung zu stellen. Insbesondere bei Konzeptstudien und der Prototypenrealisierung ergeben sich hieraus erhebliche Potentiale für eine raschere und zielstrebigere Umsetzung eines robotischen Raumfahrtsystems.

1.4 Zielsetzung und Gliederung der Arbeit

Die Anforderungen an die Datenverbindungen bei Verwendung eines geostationären Relaisatelliten als Datenrelais unterscheiden sich sehr von traditionellen Szenarien mit ihren direkten Verbindungen vom Boden zum Satelliten im erdnahen Orbit (LEO – Low Earth Orbit). So sind für einen geostationären Relaisbetrieb eine Antennennachführeinheit, eine entsprechende Antenne für die Intersatelliten-Verbindung, geeignete Hochfrequenzmodule und zusätzliche Kodierungsalgorithmen erforderlich. Diese zusätzlichen Systeme verursachen zusätzliche Latenzzeiten, die die Telepräsenz-Qualität mindern.

Das Hauptziel dieser Arbeit ist die *experimentelle Untersuchung der Latenzzeit eines repräsentativen telepräsenten Raumfahrtszenarios*. Diese Untersuchung sieht die Verwendung eines geostationären Relaisatelliten und eines Anwendungssatelliten im LEO oder eines äquivalenten Systems vor. Hinsichtlich des Bedarfs einer frühzeitigen Vorhersage der zu erwarteten gesamten Latenzzeit soll ein entsprechendes *Kommunikations-Zeitmodell* zur Unterstützung des Entwicklungsprozesses erstellt werden. Das Modell soll es ermöglichen, die orbitalen Anwendungen mittels vordefinierter Umgebungsvariablen zu charakterisieren. Diese Umgebungsvariablen sollen als Grundlage für zusätzlich notwendige Berechnungsschritte zur Ermittlung der einzelnen Latenzzeiten herangezogen werden. Alle berechneten und relevanten Latenzzeiten sollen zu einer einzigen Größe, der Round Trip-Zeit, zusammengefasst werden. Das Modell soll in exemplarischer Form als Software-Tool zur Verfügung stehen.

Teilziele. Der Fokus dieser Arbeit liegt in der experimentellen Untersuchung der auftretenden Signallaufzeiten, die in weiterer Folge als Grundlage für die Modellierung des telepräsenten Raumfahrtszenarios dient. Daraus lassen sich folgende Teilziele für diese Arbeit ableiten:

- Eine **Begriffsbestimmung** der telepräsenten Informationstechnik ist erforderlich, da eine Betrachtung von telepräsenten Systemen aus Sicht der Kommunikationstechnik bisher in der Literatur nicht untersucht und auch nicht definiert wurde.
- **Definition eines geeigneten Raumfahrtszenarios** zur telepräsent- und systemgerechten Identifizierung der Latenzzeiten.
- Aufbau einer **wirklichkeitsnahen telepräsenten Satellitenbodenstation**, anhand derer die Latenzzeiten gemessen werden können.
- Erstellung eines **zeitlichen Kommunikationsmodells** des gewählten Raumfahrtszenarios. Dieses zeitliche Modell beinhaltet die Einflussgrößen auf die Latenzzeiten und deren Zusammenhänge.
- **Verifizierung** des Zeitmodells anhand einer bekannten telepräsenten Raumfahrtmission.

Die aufgelisteten Teilziele werden wie folgt eingegrenzt:

- Es werden nur telepräsente Raumfahrtmissionen berücksichtigt. Erdgebundene telepräsente Anwendungen sind also ausgeschlossen.
- Der steuernde Benutzer (Operator) befindet sich am Bodenempfangssegment (Bodenstation). Weitergehende Datenübertragungstrecken werden nicht berücksichtigt, da es sich hierbei um eine rein erdgebundene Betrachtung ohne Raumfahrtbezug handeln würde.

Abb. 1-4 verdeutlicht graphisch die Gliederung der Arbeit. Sie ist in die Hauptbereiche Grundlagen, Modellierung und experimentelle Überprüfung gegliedert. Die Darstellung der Grundlagen

beginnt in Kapitel 2 mit einer Einführung in die Thematiken der Satellitenkommunikation mit speziellem Fokus auf informationstechnische und telepräsenste Grundbegriffe. Nach dieser Beschreibung wird in Kapitel 3 der Aufbau der Experimentumgebung diskutiert, die aus Kapitel 3 gewonnen Resultate der Latenzzeiten werden in Kapitel 4 formell modelliert und in Kapitel 5 anhand eines bekannten telepräsensten Raumfahrtexperiments abschließend auf ihre Anwendbarkeit hin verifiziert.

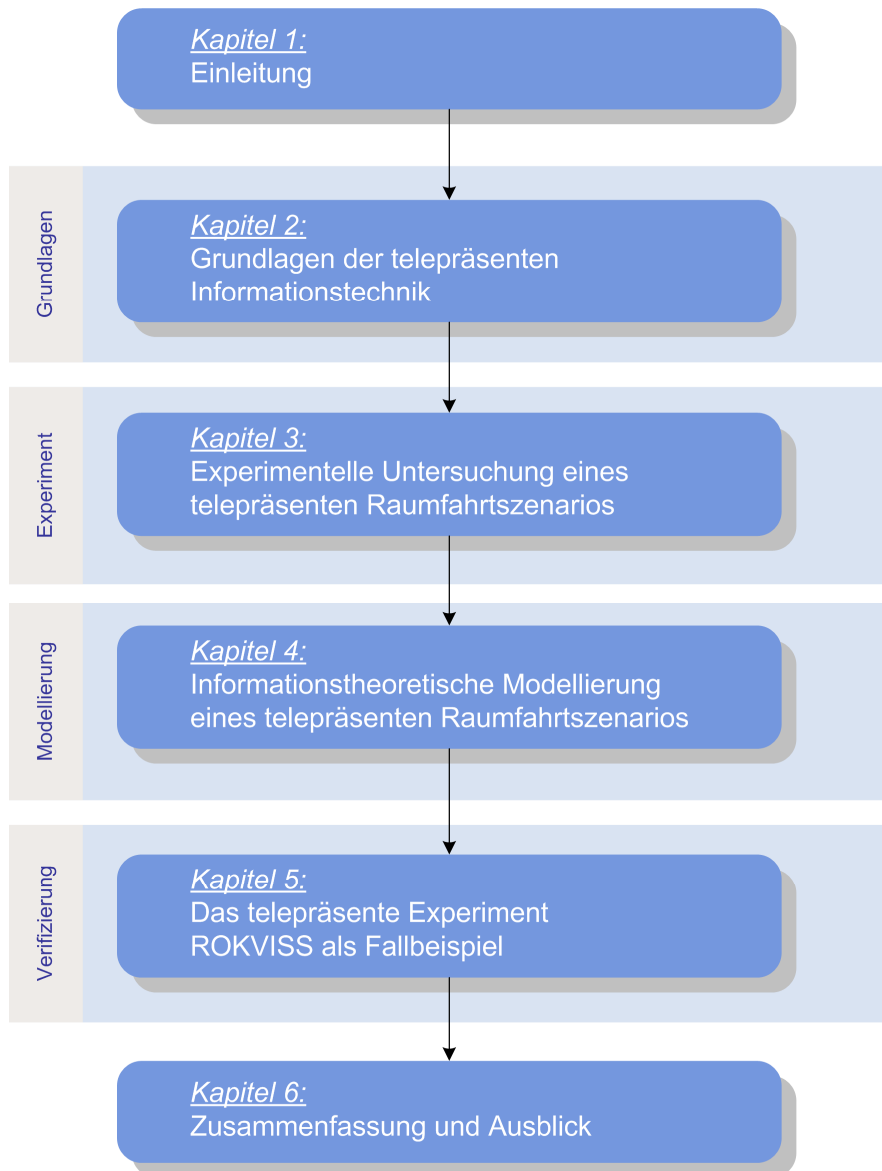


Abb. 1-4: Gliederung der Arbeit

2 Grundlagen der telepräsenten Informationstechnik

2.1 Einführung in die Satellitenkommunikation

Der Begriff *Satellitenkommunikation* wird als generelles Begriffswort verwendet, bei dem ein Satellit in einer Kommunikationsstrecke eingebunden ist. In der Literatur ist keine genauere Zuteilung zu bestimmten Anwendergruppen dieses Begriffes vorhanden. So gibt es für jede gewünschte Anwendung der Satellitenkommunikation (Beispiel: Satellitenfernsehen) entsprechend angepasste Kommunikation-Standards. Um die Anzahl der in dieser Arbeit zu berücksichtigenden Standards einzugrenzen, ist eine Einordnung der geplanten experimentellen Untersuchung in eine geeignete Anwendergruppe erforderlich. Zwei grundlegende Anwendergruppen konnten identifiziert werden:

- *Satellitenkommunikation zur Nutzung der Satellitennutzlast*
- *Satellitenkommunikation als Notwendigkeit für den Missionsbetrieb*

Satellitenkommunikation zur Nutzung der Satellitennutzlast. Die wohl bekannteste Form von Satellitenkommunikation ist das Fernsehen über Satellit. Hier wird die Nutzlast des Satelliten (Transponder) zur Übertragung von Fernsehdaten verwendet. Aufgrund des großen Sichtbarkeitsbereiches solcher Fernsehsatelliten (Beispiel: ASTRA Reihe, EUTELSAT Reihe) ist es möglich, mehrere Fernsehkanäle auf einen sehr großen Bereich der Erde abzustrahlen. Der Satellit ist in diesem Fall nur Mittel zum Zweck - *die Verteilung von Fernsehinformation an viele Haushalte* - und daher aus Sicht der Fernsehbetreiber nur ein Element in der Kommunikationsstrecke. Die orbitale Betreuung eines solchen Satelliten liegt meist nicht im Aufgabenbereich des Anwenders, da die Verbindungszeit oftmals nur angemietet wird. Als Kommunikationsstandard wird für diese Aufgaben derzeit der DVB-S (Digital Video Broadcasting – Satellite) verwendet [20].

Satellitenkommunikation als Notwendigkeit für den Missionsbetrieb. Die orbitale Betreuung von Satelliten, im angeführten Fall eines Fernseh-Nachrichtensatelliten, wird meist von einer anderen Einrichtung übernommen. Die Aufgabe einer solchen Einrichtung umfasst die Überwachung aller wichtigen Parameter (Housekeeping-Daten) eines Satelliten, die für einen einwandfreien Betrieb der Nutzlast erforderlich sind. Typische zu überwachende Satellitenparameter sind die kontinuierliche Kontrolle von Lage und Position des Satelliten, die Überprüfung des thermalen Zustandes und die Beobachtung des Energieverhaltens. Für den Missionsbetrieb wird der internationale Kommunikationsstandard CCSDS (Consultative Committee for Space Data Systems) empfohlen [10] [11] [12].

Eine telepräsente Raumfahrtmission ist aufgrund ihrer technischen Umsetzung in die Anwendergruppe „Missionsbetrieb“ einzuordnen. Die verwendete Nutzlast, beispielsweise ein Roboterarm, wird bei solchen Missionen mit jener Kommunikationsverbindung gesteuert, über die auch die Housekeeping-Daten des Satelliten verwaltet werden. Grund dafür ist der direkte Einfluss der

Bewegung des Roboterarms auf die elementaren Parameter des Satelliten. Somit wird als Grundlage für die weiteren Betrachtungen in dieser Arbeit der CCSDS-Standard verwendet.

Der CCSDS-Standard ist angelehnt an ein international standardisiertes Nachrichtenschichten-Modell (OSI-Basisreferenzmodell, siehe Kapitel 2.2.2), das auch die Grundlage der digitalen terrestrischen Nachrichtentechnik bildet. Der Fokus der CCSDS-Standardisierung liegt allerdings auf robusten Kommunikationsstrukturen und bringt Latenzzeiten bis zu einer Größenordnung von 10 s mit sich. Derartige Latenzzeiten werden im CCSDS-Standard als nicht zeitkritisch klassifiziert [16] [17]. Dieser Sachverhalt zeigt, dass die Echtzeitanforderungen der Telepräsenz (beispielsweise Latenzzeiten von wenigen Millisekunden) bei gegenwärtigen Kommunikationsarchitekturen der Raumfahrt keine große Rolle spielen. Dies liegt daran, dass die meisten Satellitenmissionen nach der sogenannten Store & Forward-Methode arbeiten, wobei Up- und Downlink-Phasen prinzipiell nur bei einem direkten Überflug über eine Bodenstation zur Verfügung stehen. Bei diesem Ansatz ist eine Speicherung von Missions- und Kommandodaten notwendig. Daher liegt der Fokus auf einem sicheren Datenaustausch während des Überflugs und nicht auf der Minimierung der Latenzzeiten.

Die Darstellung der unterschiedlichen Anwendergruppen und die primäre Ausrichtung des CCSDS-Standards machen deutlich, dass für die Untersuchung von telepräsenten Raumfahrtmissionen sowohl Fachwissen aus dem Bereich Informationstechnik als auch aus dem Bereich Telepräsenz und Raumfahrttechnik erforderlich sind. Da in der Literatur keine geeigneten Beschreibungsformen für diesen Teilbereich der Wissenschaft gefunden wurden, wird in dieser Arbeit der Begriff

„Telepräsente Informationstechnik“

definiert. Er beinhaltet die relevante Schnittmenge aus den Bereichen Telepräsenz und Informationstechnik. In den nachfolgenden Kapiteln werden die wesentlichen Grundlagen aus diesen beiden Bereichen herausgearbeitet, soweit diese für den Inhalt der Arbeit von Relevanz sind.

2.2 Grundlagen zur Informationstechnik

2.2.1 Klassisches Modell einer Kommunikationsstrecke

Das funktionelle Blockdiagramm in Abb. 2-1 illustriert den Signalfluss und die damit verbundenen Signalprozessierungsschritte bei einem digitalen Kommunikationssystem. Die oberen Blöcke – Format, Source encode, Encrypt, Channel encode, Multiplex, Pulse modulate, Bandpass modulate, Frequency spread und Multiple access – bezeichnen die Signaltransformierungen von der Quelle bis zum Sender (XMT). Die unteren Blöcke zeigen die Signaltransformierungen vom Empfänger (RCV) zur Senke. Die Blöcke *modulate* und *demodulate/detect* werden gemeinsam als *Modem* bezeichnet. Die Bezeichnung „Modem“ umfasst jedoch oftmals mehrere der in Abb. 2-1 dargestellten Signalprozessierungsschritte. Für drahtlose Übertragungen sind im Sender (XMT) auch die Frequenzkonvertierung zur gewünschten Sendefrequenz, ein Leistungsverstärker und eine Antenne enthalten. Komplementär dazu verfügt der Empfänger (RCV) über eine Antenne, einen rauscharmen Vorverstärker und die entsprechende Frequenzkonvertierung auf die für den Demodulator verarbeitbare Frequenz.

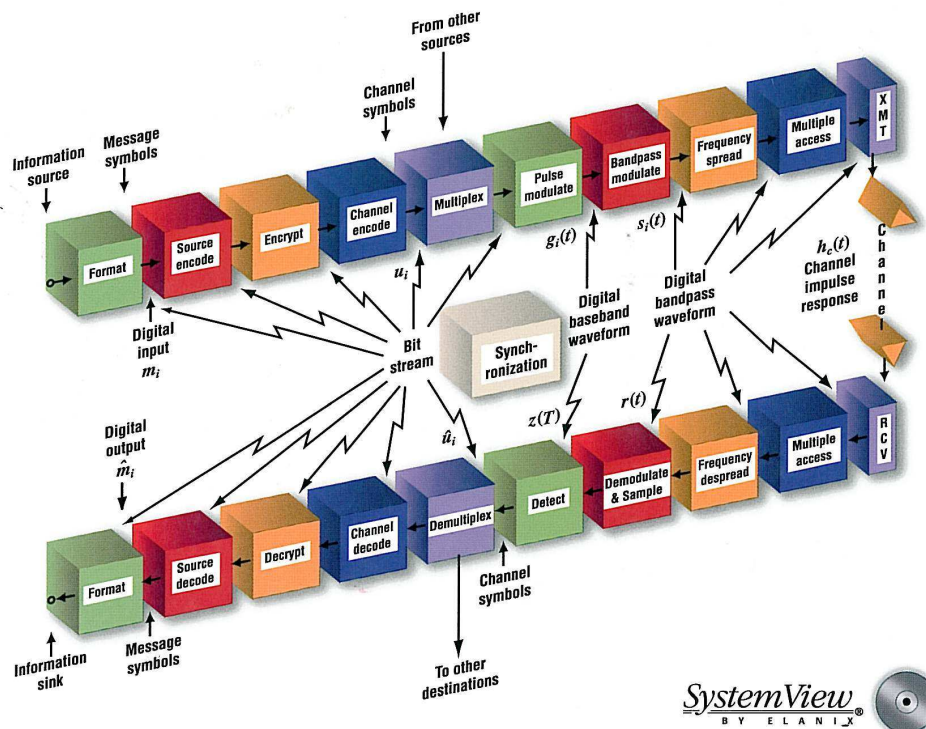


Abb. 2-1: Grundlegendes Blockschaltbild eines Kommunikationssystems, [57]

In Abb. 2-1 ist eine Art Reziprozität der oberen und unteren Blöcke zu erkennen. Die einzelnen Verarbeitungsschritte im Sendepfad werden meist invertiert im Empfangspfad ausgeführt. Die in Abb. 2-1 am Eingang verwendete Informationsquelle (Information source) wird zu binären Digits

(bits) konvertiert und in weiterer Folge zu Gruppen (*message symbols*) zusammen gefasst. Falls aus sicherheitstechnischen Gründen erwünscht, können diese „Message Symbols“ verschlüsselt werden. Für Systeme, die eine Kanalkodierung (FEC – Forward Error Correction) verwenden, werden die Message Symbols in sogenannte *Channel Symbols* oder *Code Symbols* umgewandelt. Da Message Symbols oder Channel Symbols aus einem Bit oder einer Zusammenfassung von Bits bestehen können spricht man ab dem *Block Format* bis zum *Block Pulse modulate* auch von einem Bitstrom (*Bit stream*). Als Modulation wird jener Prozess bezeichnet, bei dem Message Symbols oder Code Symbols in eine Wellenform (waveform) umgewandelt werden. Abgesehen von weiteren Möglichkeiten zur Verarbeitung des Signals wie *Frequency spread* und *Multiple access*-Verfahren ist das Signal sendefertig und kann vom Sender (XMT) in der gewünschten Frequenz und Leistung über eine Antenne abgestrahlt werden. Die für eine Übertragung unbedingt erforderlichen Blöcke sind: Format, Modulation, Demodulation/Detection und Synchronisation.

2.2.2 OSI-Basisreferenzmodell für Kommunikationssysteme

Das OSI-Basisreferenzmodell (Abb. 2-2) (OSI – Open System Interconnection) ist ein Schichtenmodell der internationalen Standardisierungsorganisation (ISO) und wurde zur Designgrundlage von Kommunikationsprotokollen entwickelt [53] [59]. Als Protokoll bezeichnet



Abb. 2-2: Schichten des OSI-Basisreferenzmodells

man in der Informationstechnik Regeln, welche das Format, den Inhalt, die Bedeutung und die Reihenfolge gesendeter Nachrichten zwischen verschiedenen Instanzen festlegen. Sie koordinieren den Datenaustausch und stellen gleichzeitig dessen Dokumentation sicher. Um ein Verständnis für den Aufbau des Basisreferenzmodells zu geben, werden die einzelnen Layer nachfolgend im Detail beschrieben. Besonderes Augenmerk wird hier bereits auf den späteren Einsatz und der Entwicklung der telepräsenten Kommunikationsarchitektur gelegt.

Das OSI-Basisreferenzmodell stellt den ersten Schritt zur Standardisierung verschiedener Kommunikationsprotokolle dar, ohne allerdings eine Interoperabilität zu erzwingen. Deshalb ist es notwendig, die für den telepräsenten Anwendungsfall geeigneten Protokolle

innerhalb des Modells herauszusuchen. Sehr ähnlich zu dem OSI-Basisreferenzmodell ist das weit verbreitete TCP/IP-Modell aufgebaut. Es unterteilt sich in fünf Schichten. Im Vergleich zum

siebenschichtigen OSI-Basisreferenzmodell sind im TCP/IP-Modell die Schichten 5 (Sitzungsschicht) und 6 (Darstellungsschicht) nicht vorhanden [53], Abb. 2-3 auf Seite 16 verdeutlicht diesen Zusammenhang nochmals. Bei beiden Modellen kann ein Protokoll die Aufgaben einer oder mehrerer Schichten übernehmen. Die Kombination von geeigneten Protokollen aus der untersten bis zur obersten Schicht ermöglicht dann die Datenübertragung.

Schicht 1 – Bitübertragungsschicht. (engl. physical layer) Auf der Bitübertragungsschicht wird die digitale Bitübertragung auf einer leitungsgebundenen oder leitungslosen Übertragungsstrecke bewerkstelligt. Die gemeinsame Nutzung eines Übertragungsmediums kann auf dieser Schicht durch statisches Multiplexen oder dynamisches Multiplexen erfolgen. Dies erfordert neben den Spezifikationen bestimmter Übertragungsmedien (zum Beispiel Kupferkabel, Lichtwellenleiter, Stromnetz) und der Definition von Steckverbindungen noch weitere Elemente. Darüber hinaus muss auf dieser Ebene gelöst werden, auf welche Art und Weise überhaupt ein einzelnes Bit übertragen werden soll.

Damit ist Folgendes gemeint: In Rechnernetzen wird heute Information zumeist in Form von Bitfolgen übertragen. Selbstverständlich sind der physikalischen Übertragungsart selbst, wie Spannungspulse in einem Kupferkabel im Falle elektrischer Übertragung oder Frequenzen und Amplituden elektromagnetischer Wellen im Falle von Funkübertragung, die Werte 0 und 1 unbekannt. Für jedes Medium muss daher eine Codierung dieser Werte gefunden werden, beispielsweise ein Spannungspuls von bestimmter Höhe oder eine Funkwelle mit bestimmter Frequenz, jeweils bezogen auf eine bestimmte Dauer. Für ein spezifisches Netz müssen diese Aspekte präzise definiert werden. Dies geschieht mit Hilfe der Spezifikation der Bitübertragungsschicht eines Netzes. Entsprechende Hardware auf dieser Schicht sind etwa: Modem, Hub oder Repeater.

Schicht 2 – Sicherungsschicht. (engl. data link layer) Aufgabe der Sicherungsschicht ist es, eine sichere, das heißt weitgehend fehlerfreie Übertragung zu gewährleisten und den Zugriff auf das Übertragungsmedium zu regeln. Dazu dient das Aufteilen des Bitdatenstromes in Blöcke und das Hinzufügen von Folgenummern und Prüfsummen. Durch Fehler verfälschte oder verloren gegangene Blöcke können vom Empfänger durch Quittungs- und Wiederholungsmechanismen erneut angefordert werden. Die Blöcke werden auch als Frames oder Rahmen bezeichnet.

Eine so genannte Flusskontrolle macht es möglich, dass ein Empfänger dynamisch steuert, mit welcher Geschwindigkeit die Gegenseite Blöcke senden darf. Die amerikanische Ingenieursorganisation IEEE (Institute of Electrical and Electronics Engineers) sah die Notwendigkeit, für lokale Netze auch den konkurrierenden Zugriff auf ein Übertragungsmedium zu regeln, was im OSI-Basisreferenzmodell nicht vorgesehen ist. Die verwendete Hardware auf dieser Schicht sind beispielsweise: Bridge, Switch (Multiport-Bridge)

Schicht 3 – Vermittlungsschicht. (engl. network layer) Die Vermittlungsschicht sorgt bei leitungsorientierten Diensten für das Schalten von Verbindungen und bei paketorientierten Diensten für die Weitervermittlung von Datenpaketen. Die Datenübertragung geht in beiden Fällen jeweils über das gesamte Kommunikationsnetz hinweg und schließt die Wegesuche (Routing) zwischen den Netzknoten mit ein. Da nicht immer eine direkte Kommunikation zwischen Absender und Ziel möglich ist, müssen Pakete von Knoten, die auf dem Weg liegen, weitergeleitet werden. Weitervermittelte Pakete gelangen nicht in die höheren Schichten, sondern werden mit einem neuen Zwischenziel versehen und an den nächsten Knoten gesendet.

Zu den Aufgaben der Vermittlungsschicht zählen der Aufbau und die Aktualisierung von Routingtabellen sowie die Flusskontrolle. Auch die Netzadressen gehören zu dieser Schicht. Da ein Kommunikationsnetz aus mehreren Teilnetzen unterschiedlicher Technologien bestehen kann, sind in dieser Schicht auch die Umsetzungsfunktionen angesiedelt, die für eine Weiterleitung zwischen den Teilnetzen notwendig sind. Router und hochwertige Switches sind die typischen Hardwarevertreter dieser Schicht.

Schicht 4 – Transportschicht. (engl. transport layer) Zu den Aufgaben der Transportschicht zählen die Segmentierung von Datenpaketen und die Stauvermeidung. Die Transportschicht ist die unterste Schicht, die eine vollständige End to End-Kommunikation zwischen Sender und Empfänger zur Verfügung stellt. Sie bietet den anwendungsorientierten Schichten 5 bis 7 einen einheitlichen Zugriff, so dass diese die Eigenschaften des Kommunikationsnetzes nicht zu berücksichtigen brauchen.

Fünf verschiedene Dienstklassen unterschiedlicher Güte sind in Schicht 4 definiert und können von den oberen Schichten benutzt werden, vom einfachsten bis zum komfortabelsten Dienst mit Multiplexmechanismen, Fehlersicherungs- und Fehlerbehebungsverfahren.

Schicht 5 – Sitzungsschicht. (engl. session layer) Um Zusammenbrüche der Sitzung und ähnliche Probleme zu beheben, stellt die Sitzungsschicht Dienste für einen organisierten und synchronisierten Datenaustausch zur Verfügung. Zu diesem Zweck werden Wiederaufsetzpunkte, so genannte Fixpunkte (Check Points) eingeführt, an denen die Sitzung nach einem Ausfall einer Transportverbindung wieder synchronisiert werden kann, ohne dass die Übertragung wieder von vorne beginnen muss. Man kann sich dies so vorstellen: Wenn mehrere Personen an einem Tisch sitzen (Diskussionsrunde im Fernsehen) und gleichzeitig miteinander zu reden beginnen, wird das Gespräch sehr unverständlich, es droht ein Zusammenbruch der gesamten Kommunikation. Durch die Einführung einer Synchronisation, es redet einer nach dem anderen, wird das Gespräch wieder verständlich. Die dienstaufführende Person ist in diesem Fall der Diskussionsmoderator.

Schicht 6 – Darstellungsschicht. (engl. presentation layer) Die Darstellungsschicht setzt die systemabhängige Darstellung der Daten (zum Beispiel ASCII – American Standard Code for Information Interchange) in eine unabhängige Form um und ermöglicht somit den syntaktisch korrekten Datenaustausch zwischen unterschiedlichen Systemen. Auch Aufgaben, wie die Datenkom-

pression und die Verschlüsselung, gehören zur Schicht 6. Die Darstellungsschicht gewährleistet, dass Daten, die von der Anwendungsschicht eines Systems gesendet werden, von der Anwendungsschicht eines anderen Systems gelesen werden können. Falls erforderlich, agiert die Darstellungsschicht als Übersetzer zwischen verschiedenen Datenformaten, indem sie ein für beide Systeme verständliches Datenformat verwendet.

Schicht 7 – Anwendungsschicht. (engl. application layer) Die Verarbeitungsschicht ist die oberste der sieben hierarchischen Schichten. Sie stellt den Anwendungen eine Vielzahl an Funktionalitäten zur Verfügung (zum Beispiel Datenübertragung, E-Mail, Virtual Terminal, Remote login etc.). Der eigentliche Anwendungsprozess liegt oberhalb der Schicht und wird nicht vom OSI-Basisreferenzmodell erfasst.

2.2.3 CCSDS - Ansatz, Konzepte und Protokolle

2.2.3.1 Allgemeines

Der Consultative Committee for Space Data Systems (CCSDS) Standard wurde im Jahr 1982 von den weltweit wichtigsten Raumfahrtorganisationen (ESA, DLR, CNES, JAXA, NASA, ... etc.) eingeführt. Er ist aus einem multinationalen Diskussionsforum für allgemeine Belange im Bereich Raumfahrtkommunikation (Space Communication) hervorgegangen. Das primäre Ziel des CCSDS-Standards ist es, eine Kostenreduktion im Raumfahrtbereich zu erreichen. Dies soll hauptsächlich durch die Vereinheitlichung der Kommunikationssysteme erreicht werden. Im CCSDS-Standard finden sich daher Empfehlungen zum Design der Hardware (Frequenzen, Bandbreiten, Kodierungsverfahren, unterschiedliche Protokolle, ...).

Parallel zum weltweiten CCSDS-Standard existiert in Europa ein weiterer Raumfahrtstandard ECSS (European Cooperation for Space Standardization). Der ECSS-Standard ist nicht nur ein Standard oder eine Empfehlung, sondern eine verbindliche Basis bei Projekten der ESA (European Space Agency). Der CCSDS-Standard ist dem ECSS-Standard übergeordnet, ist jedoch mit dem ECSS koordiniert. Im Vergleich zu ECSS ist CCSDS lediglich eine Empfehlung. Beiden Standards liegt das OSI-Basisreferenzmodell zu Grunde. Der CCSDS-Standard ist aber nicht nur eine reine Definition von Protokollen, vielmehr gibt der Standard Empfehlungen für einen großen Bereich von Aktivitäten im gesamten Bereich der Raumfahrt ab. Neben der Designempfehlung für die Hardware werden auch Empfehlungen im Rahmen des Projektmanagements oder Strukturen zum Aufbau von Dokumenten gegeben. In dieser Arbeit wird der CCSDS-Standard als sehr wichtiger Bestandteil betrachtet und immer wieder als Referenz herangezogen.

Der Zusammenhang zwischen dem OSI-Basisreferenzmodell, dem TCP/IP-Modell und dem CCSDS-Standard ist in Abb. 2-3 dargestellt. Der wesentliche Unterschied des CCSDS-Standards zu den beiden anderen ist in der Aufteilung der Schicht 2 zu erkennen. Die im TCP/IP-Modell als *Data Link Layer* bezeichnete Schicht teilt sich bei CCSDS in den *Data Link Protocol Sublayer*

und dem *Synchronization & Channel Coding Sublayer* auf. Die höher liegenden Schichten entsprechen wieder dem OSI-Basisreferenzmodell.

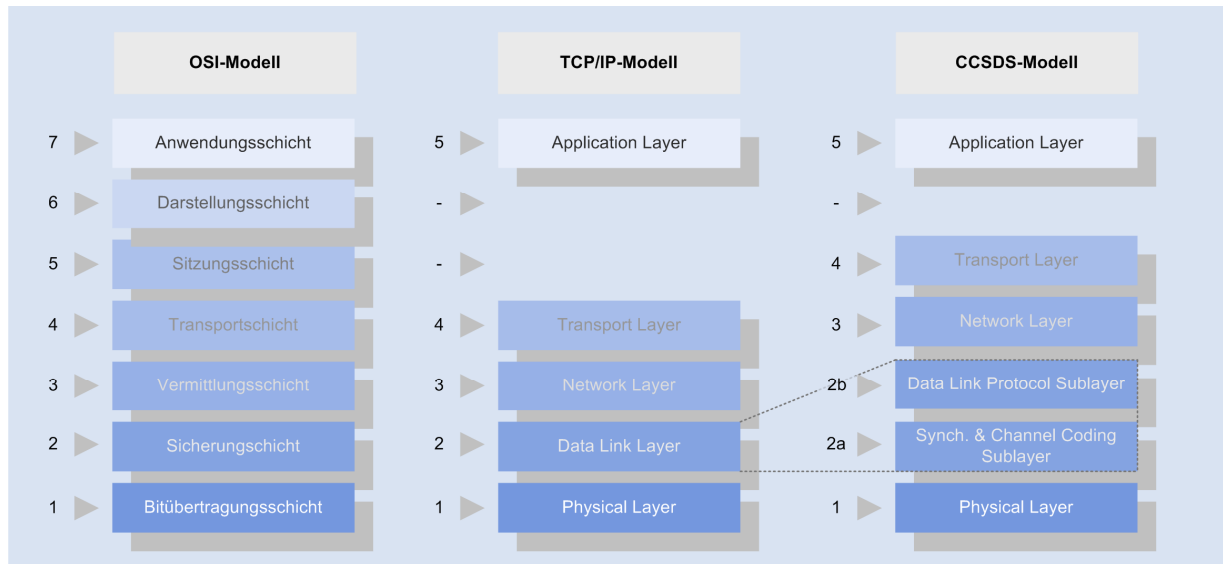


Abb. 2-3: Beziehung zwischen dem OSI-, TCP/IP- und CCSDS-Schichtenmodell

2.2.3.2 Layer Architektur

Ein Kommunikationsprotokoll kann im Wesentlichen durch eine der sieben Schichten (Layer) des OSI-Basisreferenzmodells referenziert werden. Einige im CCSDS-Standard empfohlenen Weltraum-Protokolle (Space Link Protocols) korrespondieren nicht optimal mit dem OSI-Basisreferenzmodell. Das nachstehende Kapitel versucht die Space Link Protokolle auf Basis des OSI-Basisreferenzmodells zu kategorisieren und soll einen besseren Einblick in die CCSDS-Layer-Architektur geben. Die Space Link-Protokolle sind in Bezug auf das OSI-Basisreferenzmodell in die fünf Layer,

Physical Layer	Data Link Layer	Network Layer	Transport Layer	Application Layer
----------------	-----------------	---------------	-----------------	-------------------

eingeteilt. Im Gegensatz zu den meisten terrestrischen Netzwerken werden die Schichten *Session Layer* und *Präsentation Layer* in der CCSDS-Architektur nicht berücksichtigt. Abb. 2-4 zeigt die von CCSDS vereinbarten Protokolle, deren Kombinationsmöglichkeiten und Zuordnung zu dem OSI-Basisreferenzmodell. Besonders auffällig in dieser Graphik ist das *Proximity-1 Space Link Protocol*. Das Proxy-1-Protokoll ist ein typisches Beispiel, bei der keine Korrespondenz zum OSI-Basisreferenzmodell hergestellt werden kann. Es wurde speziell für die Kommunikation zwischen

Systemen mit sehr geringem Abstand (Beispiel: Rover) entwickelt. Dieses Protokoll umfasst eine Gesamtdefinition von Layer 1 bis Layer 2 und beinhaltet ebenso Methoden zur Synchronisation und Kanalkodierung. Eine Anknüpfung zu den übrigen Protokollen ist erst ab Layer 3 vorgesehen.

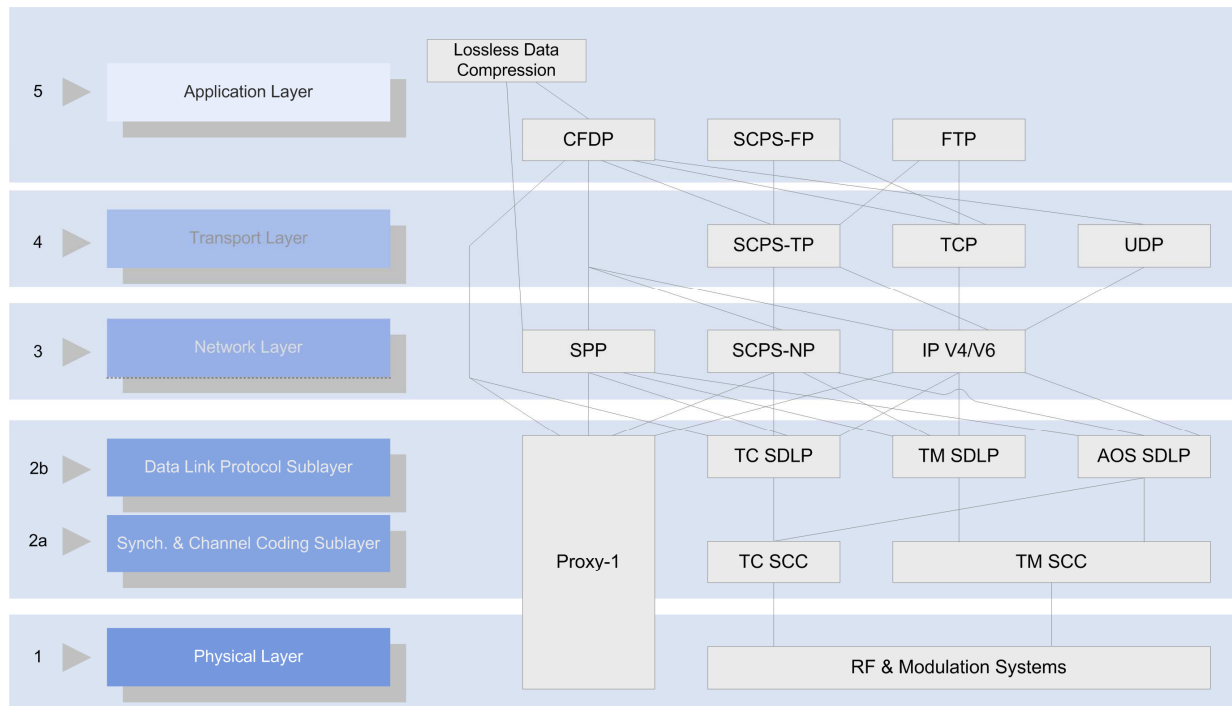


Abb. 2-4: Mögliche Kombinationen von CCSDS-Protokollen und Internetprotokollen in Bezug auf das OSI-Basisreferenzmodell

Physical Layer. CCSDS verfügt über einen speziellen Standard für den Physical Layer, bezeichnet als Radio Frequency and Modulation Systems [10]. Dieser Standard wird für die Kommunikationsverbindung zwischen der Bodenstation und dem Spacecraft verwendet. Das Proximity-1 Space Link Protocol [17] beinhaltet Empfehlungen zum Physical Layer für Kommunikationsverbindungen in naher Umgebung, beispielsweise Verbindungen zwischen mehreren Rovern.

Data Link Layer. CCSDS definierte zwei Sublayer im Data Link Layer des OSI-Basisreferenzmodells: *Data Link Protocol Sublayer* and *Synchronisation and Channel Coding Sublayer*. Das Data Link Protocol Sublayer spezifiziert Methoden zur Übertragung von Daten, die von einer höheren Schicht zur Verfügung gestellt werden. Hierbei geht es um die Definition von Dateneinheiten, bezeichnet als „*Transfer Frames*“. Der Synchronisation and Channel Coding Sublayer spezifiziert Methoden zur Synchronisation und der Kanalkodierung zur Übertragung von Transfer Frames für einen Space Link. CCSDS entwickelte drei Protokolle für den Data Link Layer:

- TM Space Data Link Protocol [5],
- TC Space Data Link Protocol [6],
- AOS Space Data Link Protocol [7].

Alle angeführten Protokolle verfügen über Multiplexeigenschaften und somit über die Fähigkeit, Daten über einen einzelnen Kanal zu versenden. Es wurden zwei Standards zur Synchronisation und Kanalkodierung entwickelt:

- TM Synchronization and Channel Coding [8],
- TC Synchronization and Channel Coding [9].

TM Synchronization and Channel Coding wird gemeinsam mit dem *TM* oder *AOS Space Data Link Protocol* verwendet. Die Standards *TC Synchronization and Channel Coding* werden im Gegensatz dazu mit dem *TC Space Data Link Protocol* eingesetzt, siehe Abb. 2-4 auf Seite 17.

Network Layer. Der Network Layer stellt wie bei terrestrischen Anwendungen auch in der Raumfahrt die Funktionalität des „Routing“ von Datenpaketen aus höheren Schichten bereit. CCSDS entwickelte zwei Protokolle für den Network Layer:

- Space Packet Protocol [4],
- SCPS Network Protocol (SCPS-NP) [11].

Die Protokolle *Internet Protocol (IP), Version 4* [19] und *Internet Protocol (IP), Version 6* [20] sind durch die Entwicklung des Internets entstanden und lassen sich ebenso in die Space Link-Architektur implementieren. Ein Multiplexen oder Nicht-Multiplexen mit dem Space Packet Protocol (SPP) und / oder dem SCSP-NP-Protokoll ist durchaus möglich.

Transport Layer. Space Link-Protokolle des Transport Layers stellen dem Benutzer ein End-to-End Transport Service zur Verfügung. CCSDS hat das *SCPS Transport Protocol (SCSP-TP)* für den Transport Layer entwickelt. Das *CCSDS File Delivery Protocol (CFDP)* stellt zu dieser Funktionalität im Transport Layer auch zusätzlich Funktionen für den Applikation Layer zur Verfügung (z.B.: Funktionen für File Management).

Application Layer. Space Link-Protokolle des Application Layers stellen dem Benutzer End-to-End-Anwendungen, wie File Transfer, Daten-Kompression usw. zur Verfügung. Hierzu hat CCSDS folgende Protokolle entwickelt:

- SCPS File Protocol (SCPS-FP) [14],
- Lossless Data Compression [16].

Das *CCSDS File Delivery Protocol (CFDP)* [15] stellt nicht nur Funktionalitäten für den Application Layer (wie File Management), sondern auch Funktionen für den Transport Layer.

2.3 Grundlagen zur Telepräsenz

Der Begriff „*Telepräsenz*“ beschreibt den Zustand, sich in einer entfernten Umgebung anwesend zu fühlen. Telepräsenz wird erreicht, wenn es einem menschlichen Operator durch technische Mittel ermöglicht wird, mit seinem subjektiven Empfinden in einer anderen, entfernten oder nicht zugänglichen Remote-Umgebung gegenwärtig zu sein. Der Begriff „*Teleaktion*“ bedeutet, dass dieser menschliche Operator nicht nur passiv präsent ist, sondern dass er an dem entfernten Ort auch aktiv eingreifen kann. Wirklichkeitsnah sind diese Eindrücke dann, wenn der menschliche Operator nicht mehr leicht unterscheiden kann, ob seine sensorischen Eindrücke und die Rückmeldungen von seinem Handeln in direkter Wechselwirkung mit der Wirklichkeit oder über technische Hilfsmittel entstehen.

2.3.1 Begriffe in der Telepräsenz

Die für diese Arbeit relevanten Begriffe [58] werden nachfolgend zusammengefasst und erläutert, zusätzliche Begriffe, die häufig in der Literatur verwendet werden, sind im Glossar enthalten.

Operator

Ein Operator ist eine menschliche Person, die ein operatives System kommandiert, beispielsweise über einen Joystick.

Teleoperator

Ein Teleoperator ist die in der Ferne auf die Kommandos des Operators reagierende Einheit. Eine solche Einheit kann zum Beispiel ein Manipulator sein.

Telepräsenz / Teleexistenz

bezeichnet das Gefühl des Operators, sich in der entfernten Remote-Umgebung präsent zu sein; dies wird über den Teleoperator durch sensorielle Erfassung relevanter Informationen aus der Remote-Umgebung erreicht, die dann in einer für den menschlichen Bediener natürlichen und wirklichkeitsnahen Weise präsentiert werden. Ideale Telepräsenz ist die totale sensorielle "Immersion" (Eintauchen) des menschlichen Bedieners mit all seinen sensorischen Fähigkeiten in die Remote-Umgebung.

Telerobotik

ist die weiterentwickelte Form der Teleoperation, bei der der Operator als Überwacher fungiert; der Mensch formuliert Ziele, Nebenbedingungen, Pläne, Annahmen, Vorschläge und Kommandos, die durch einen zwischengeschalteten Computer an den Teleoperator übermittelt werden. Dabei erhält der Operator Informationen vom System zurück, z.B. über den

Stand der durch den Teleoperator erfüllten Aufgaben, über Schwierigkeiten, Bedenken und schließlich sensorielle Daten über den Teleoperator selbst und die Remote-Umgebung.

Haptik

Haptik wird hier in Übereinstimmung mit dem Gebrauch in neueren Literaturstellen als Oberbegriff für Kinästhetik und Taktilität verstanden. Haptische Schnittstellen ermöglichen die Erzeugung haptischer Eindrücke (z.B. Bewegungen, Kräfte, also Kinästhetik; und Rauigkeit, Vibration, Temperatur, also Taktilität).

Frame Time

bezeichnet in dieser Arbeit die Zeit, innerhalb der ein neues Datenpaket mit telepräsentem Dateninhalt (haptische, visuelle, audiotive) garantiert zur Verfügung stehen muss. Die Frame Time ist sehr stark abhängig von der Auslegung des Gesamtsystems und der durchgeführten Applikation. Besonders bei Applikationen, bei denen der Roboter aus einer freien Bewegung heraus einen harten Gegenstand ergreifen muss (harter Kontaktübergang), sind kleine Frame Times erforderlich. Typische Frame Times liegen im Bereich zwischen 1 ms und 4 ms. Fälschlicherweise wird für diese Anforderung in der Literatur oft auch die Bezeichnung „Jitter“ verwendet.

Round Trip-Zeit

ist der allgemeine Begriff für die gesamte benötigte Signallaufzeit eines Signals oder Datenpaketes in einem System (Beispiel: Operator – Teleoperator – Operator). Nicht nur in der Raumfahrt sondern bei allen telepräsenten Anwendungen ist diese Größe ein Qualitätsmaß für ein telepräsent Verhalten. Die Round Trip-Zeit ist auch als die Summe aller im System auftretenden Latenzzeiten zu verstehen.

2.3.2 Anforderungen in der Telepräsenz

Die exakte Definition der Telepräsenz-Anforderungen erweist sich für die experimentelle Untersuchung als sehr entscheidend. Grund dafür ist die Vielfalt an möglichen Parametern, die auf das Experiment Einfluss haben. Die nachstehende Graphik (Abb. 2-5) zeigt einen Ausschnitt der wesentlichen Parameter, die für ein hochqualitatives Raumfahrttelepräsenzsystem verantwortlich sind.

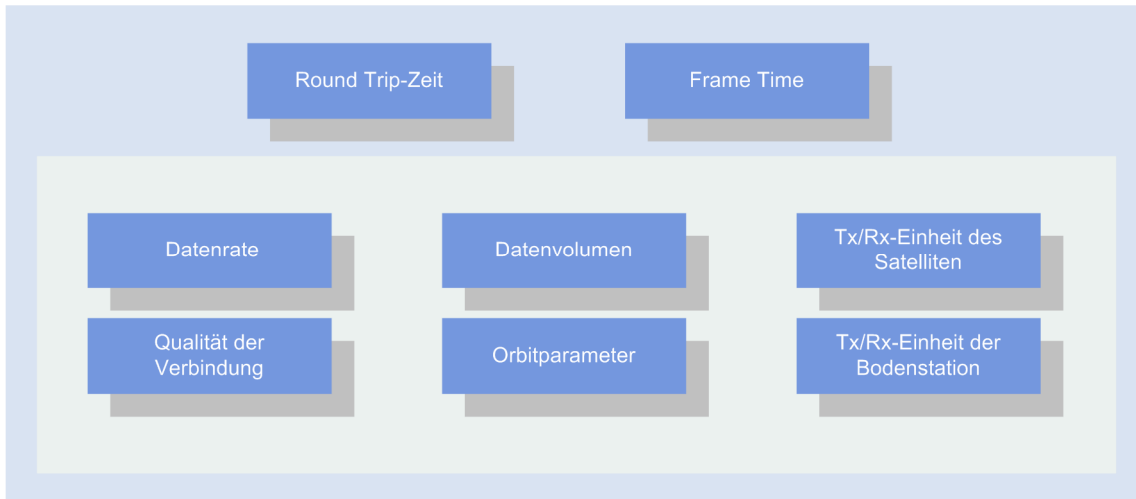


Abb. 2-5: Parameter, die ein telepräsenten Raumfahrtssystem beeinflussen

Seitens der Regelungstechnik sind besonders zwei Parameter von besonderer Wichtigkeit, die *Round Trip-Zeit* und die *Frame Time*. Die Round Trip-Zeit geht in das Regelverhalten als Totzeit ein und hat somit einen direkten negativen Einfluss auf das telepräsente Verhalten des Systems. Die haptische Erkennung harter oder weicher Kontaktübergänge wird durch die Länge der Frame Time festgelegt. Eine Erkennung von harten Übergängen, wie sie in der Raumfahrt häufig auftreten, erfordert eine kurze Frame Time. Als exemplarisches Beispiel kann hier das Experiment ROKVISS angeführt werden. Dieses Experiment arbeitet standardmäßig mit einer Frame Time von 2 ms, kann jedoch auch mit 1 ms betrieben werden. Das obere Limit für die Frame Time liegt bei 4 ms. Bei noch höheren Werten ist ein immersives haptisches Empfinden nicht mehr gewährleistet.

2.3.3 Datentypen bei Telepräsenz-Missionen

Es wird zwischen zwei grundlegenden Datentypen unterschieden: Echtzeitdaten und NICHT-Echtzeitdaten. Echtzeitdaten sind jene Daten, die für eine gute Immersion des telepräsenten Systems erforderlich sind, d.h. die Verarbeitung der Daten soll in Echtzeit erfolgen. Bei NICHT-Echtzeitdaten handelt es sich um Daten mit zusätzlichen Systeminformationen. Dies können Kalibrationsdaten von Kameras sein oder wie bei einem Satelliten die „Housekeeping-Daten“. Diese Daten unterliegen keiner strengen Anforderung an die Datenverarbeitungsgeschwindigkeit.

Die Erkenntnisse aus dem SFB 453 zeigen, dass für eine Raumfahrtmission die beiden Datentypen im entsprechenden Mengenverhältnis benötigt werden. Abb. 2-6 zeigt die Aufteilung der Gesamtdaten in Echtzeitdaten und NICHT-Echtzeitdaten und die untergeordneten Datentypen, die diesen beiden Kategorien zugeordnet werden können. Die unterschiedliche Farbgebung der verschiedenen Datentypen soll die Wichtigkeit (Priorität) der Verarbeitung darstellen: Eine dunkle Farbe entspricht hoher, eine helle niedriger Priorität.

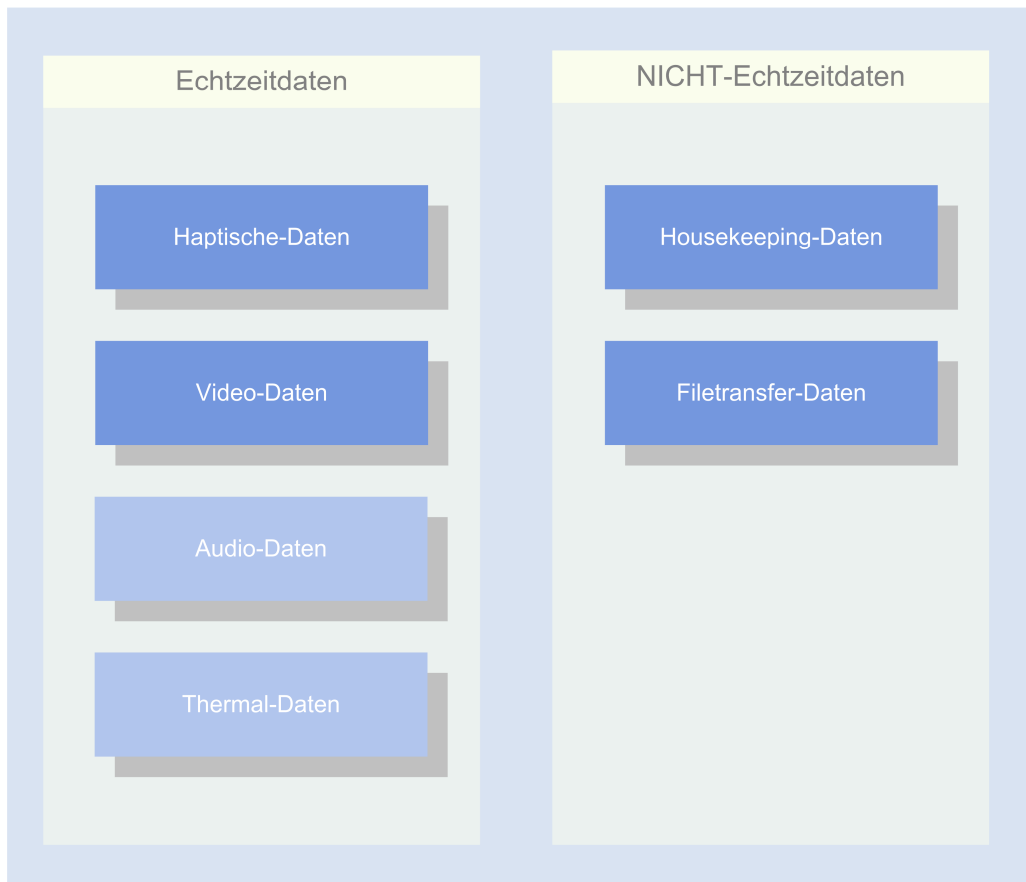


Abb. 2-6: Datentypen bei Telepräsenzmissionen in der Raumfahrt

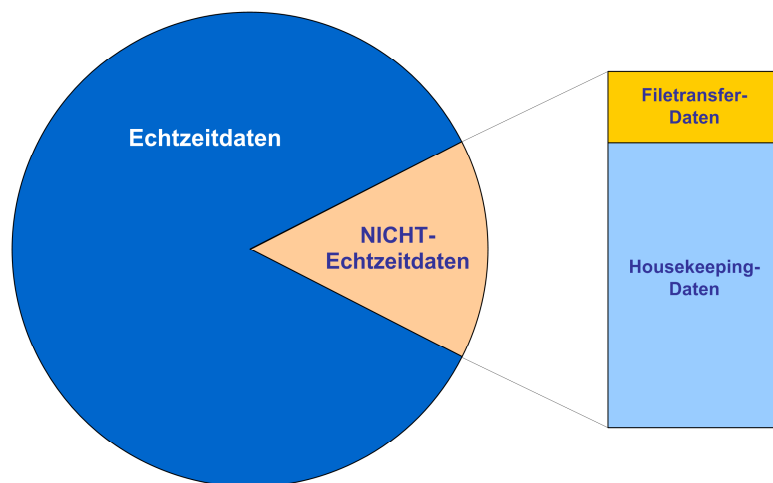
Wie bereits angedeutet, unterliegen die beiden Datentypen in unterschiedlicher Weise den beiden Echtzeitanforderungen Round Trip-Zeit (t_{Round}) und Frame Time (t_{Frame}), die als Maß zur Unterteilung herangezogen werden.

Aus psychologischen Untersuchungen ist bekannt, dass bei erhöhter Latenzzeit und ohne Anwendung von prädikativen Verfahren die Anzahl fehlerhafter Aktivitäten stark ansteigt. Als Richtwert für ein noch akzeptables telepräsenes Arbeiten ohne Prädiktion wird eine Latenzzeit von 0,6 s verwendet [49] [13]. In Tabelle 2-1 werden die unterschiedlichen Anforderungen und Eigenschaften der beiden grundlegenden Datentypen bei Telepräsenzmissionen dargelegt.

Tabelle 2-1: Eigenschaften und Anforderungen von Datentypen bei Telepräsenzmissionen

	Round Trip-Zeit t_{Round} [s]	Frame Time t_{Frame} [ms]	Priorität	Datenanteil bezogen auf die Gesamtdaten
Echtzeitdaten	< 0,6	1 - 5	hoch	~ 85%
NICHT-Echtzeitdaten	$0,6 < t_{Round} < 4$	> 5	niedrig	~ 15%

Wie in der letzten Spalte von Tabelle 2-1 angeführt, haben die beiden Datentypen typische Datenvolumina. Diese Datenvolumina sind in nachstehender Abb. 2-7 für Telepräsenz-Raumfahrtanwendungen genauer aufgeschlüsselt.

Echtzeitdaten (85%)

Haptische-Daten	70 %
Video-Daten	30 %

NICHT-Echtzeitdaten (15%)

Filetransfer-Daten	20 %
Housekeeping-Daten	80 %

Abb. 2-7: Darstellung der Datenvolumina der Datentypen bei Telepräsenzmissionen

3 Experimentelle Untersuchung des Zeitverhaltens eines telepräsenten Raumfahrtszenarios

Für eine möglichst realistische experimentelle Untersuchung des zeitlichen Verhaltens eines Raumfahrtsystems muss zunächst das Raumfahrt-Kommunikationssystem selbst genauer betrachtet werden.

3.1 Das telepräsente Raumfahrt-Kommunikationssystem

Ein telepräsentes Kommunikationssystem in der Raumfahrt besteht im Wesentlichen aus den drei Hauptelementen (siehe Abb. 3-1)

- Bodensegment (Bodenstation mit Operator)
- Signalweg im Orbit
- Raumsegment (Satellit mit Teleoperator)

Der Signal- oder Informationsfluss geht vom Bodensegment (Bodenstation mit Operator) über eine Forward-Datenverbindung (Signalweg im Orbit) zum Raumsegment (Satellit mit Teleoperator). Die im Raumsegment generierten haptischen und visuellen Daten gehen über die Return-Datenverbindung gleichermaßen zum Bodensegment zurück. Jedem dieser drei Hauptelemente werden die durch sie erzeugten Latenzzeiten t_{GS} , t_{Orbit} und t_{SAT} zugeordnet.

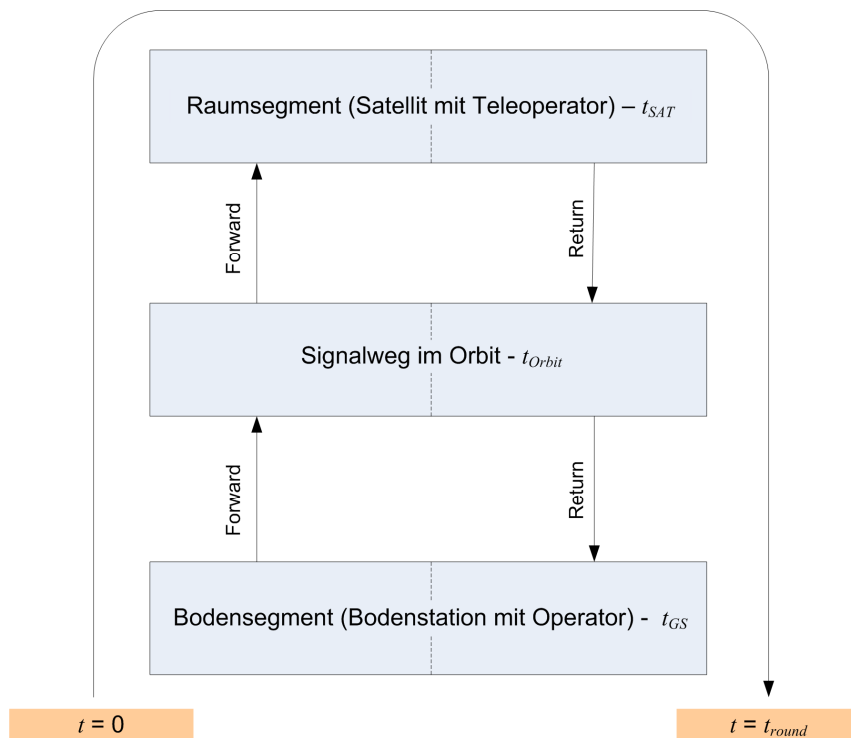


Abb. 3-1: Darstellung eines allgemeinen Kommunikationsweges bei telepräsenten Raumfahrtanwendungen mit seinen Hauptelementen

Die gesamte Round Trip-Zeit (t_{\leftrightarrow}) setzt sich aus der Summe der einzelnen Latenzzeiten zusammen. Die Verbindungspfeile sind in dieser Graphik als zeitlos zu betrachten und symbolisieren den Informationsfluss. Es ergibt sich somit folgender mathematischer Zusammenhang,

$$t_{\leftrightarrow} = \underbrace{(t_{GS, Fw} + t_{Orbit, Fw} + t_{SAT, Fw})}_{\text{Forward-Verbindung}} + \underbrace{(t_{SAT, Rt} + t_{Orbit, Rt} + t_{GS, Rt})}_{\text{Return-Verbindung}} \quad (3-1)$$

Für die Beschreibung eines realistischen Aufbaues des Experiments werden die Hauptelemente in *Subelemente* unterteilt, Abb. 3-2. Die Subelemente sind charakterisiert durch Konfigurationsparameter und einen Zeitanteil. Die Konfigurationsparameter ermöglichen die Berechnung der Zeitanteile der einzelnen Subelemente, soweit diese nicht bekannt sind. Der mathematische Zusammenhang zwischen den Konfigurationsparametern und dem Zeitanteil (Latenzzeit) wird als „*Parametergleichung*“ bezeichnet.

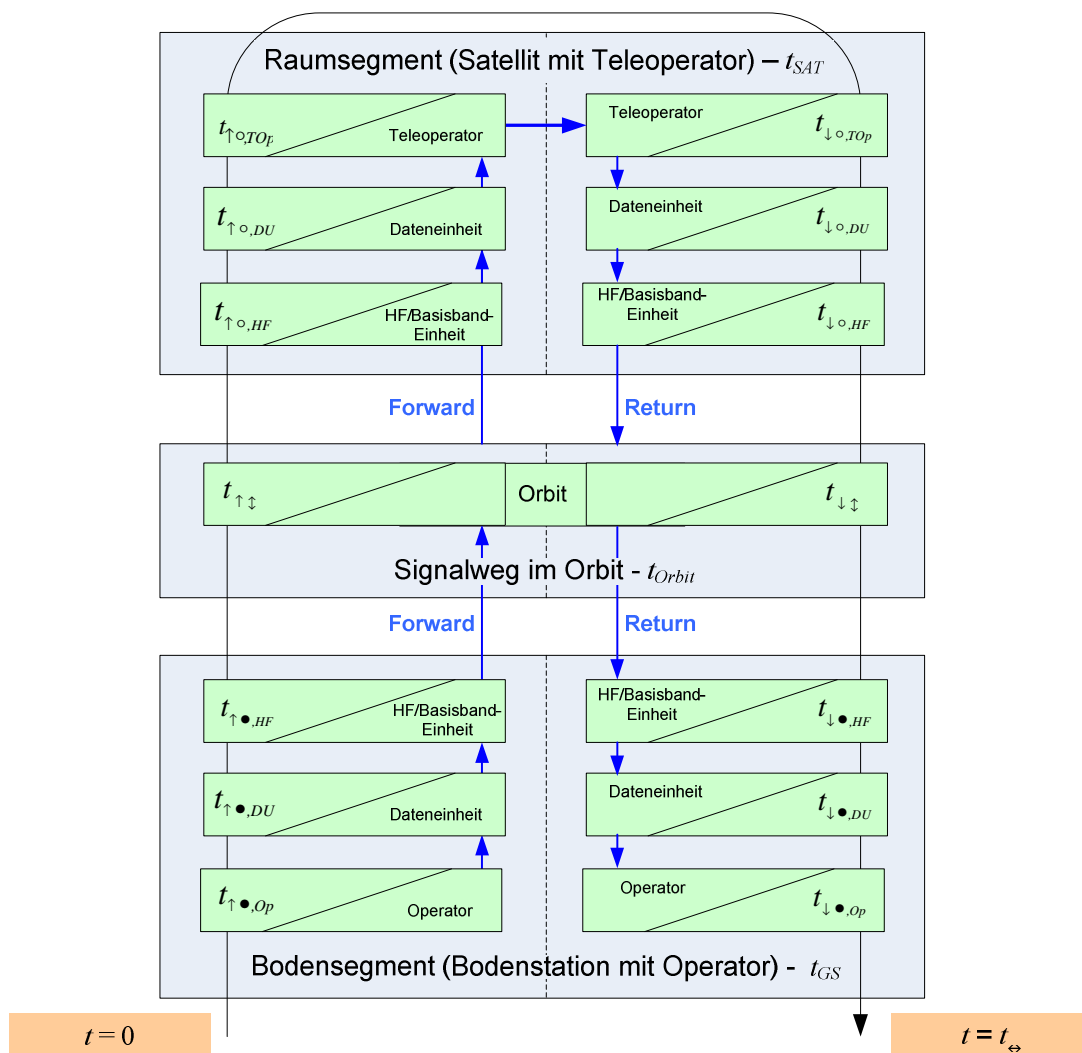


Abb. 3-2: Detailliertes Raumfahrt-Kommunikationssystem basierend auf Subelementen

Durch die Unterteilung der Hauptelemente in Subelemente ergibt sich eine Vielzahl an Variablen. Zur besseren Übersicht der mathematischen Zusammenhänge, ist die Einführung einer eigenen Nomenklatur erforderlich, siehe Abb. 3-3 und Tabelle 3-1. Hierbei bezeichnet t die Latenzzeit. Die Aufteilung der Indizes beinhaltet im ersten Teil die Unterscheidung der Richtung des Informationsflusses, Forward und Return. Der zweite Index beschreibt, in welchem Hauptelement (Bodensegment, Orbit oder Raumsegment) und der dritte Index in welchem Subelement die Latenzzeit auftritt. Zur besseren visuellen Darstellung wird zwischen Index 2 und 3 ein Komma gesetzt. Die Round Trip-Zeit wird durch einen Doppelpfeil im ersten Index definiert. Die in Abb. 3-3 beispielhaft dargestellte Variable beschreibt somit die Dateneinheit am Satelliten in Forward-Richtung. Eine gesammelte Auflistung der einzelnen Indexsymbole mit deren Bedeutungen ist in Tabelle 3-1 zusammengestellt.

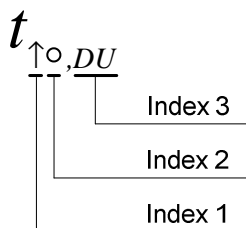


Abb. 3-3 Beschreibungsbild der eingeführten Nomenklatur

Tabelle 3-1 Indexübersicht der eingeführten Nomenklatur

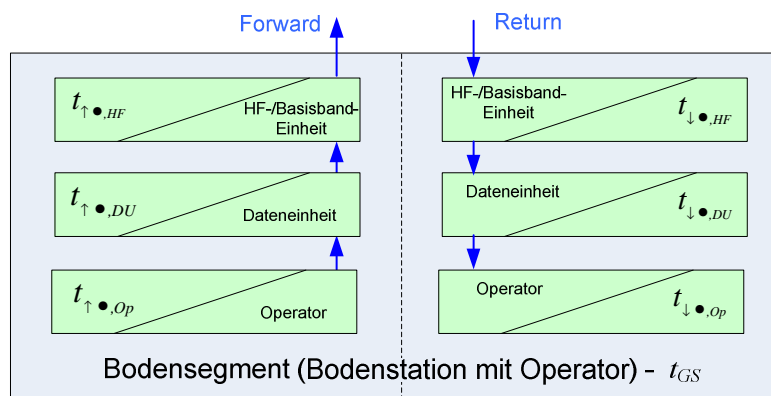
	Index 1	Index 2	Index 3
Symbole	↑, ↓, ⇔	○, ●, ⇕	Op, DU, HF, TOp
Bedeutungen	↑ Forward Link ↓ Return Link ⇔ Round Trip-Zeit	○ Raumsegment (Satellit) ● Bodensegment (Bodenstation) ⇕ Signalweg im Orbit	Op Operator DU Dateneinheit HF HF-/Basisband-Einheit TOp Teleoperator

3.2 Erläuterung der Haupt- und Subelemente

Die Unterteilung der Hauptelemente in Subelemente ist so erstmals in dieser Form definiert worden. In der Literatur gibt es keine vergleichbaren Ansätze zur methodischen Darstellung der Latenzzeiten bei Raumfahrtmissionen. Aus diesem Grund werden in den nachfolgenden Kapiteln die in Abb. 3-2 dargestellten Hauptelemente mit ihren Subelementen näher erläutert. Die angegebenen Größenordnungen der einzelnen Latenzzeiten wurden zum Teil messtechnisch aus den vorhandenen Systemen ermittelt oder aus bereitgestellten Datenblättern entnommen.

3.2.1 Bodensegment (Bodenstation mit Operator)

Das Hauptelement Bodensegment besteht aus den drei Subelementen, Operator, Dateneinheit, HF-/Basisband-Einheit und ist in Abb. 3-4 losgelöst vom gesamten Modell dargestellt. Diese drei Subelemente werden nun in den nachfolgenden Unterkapiteln genauer erläutert.



**Abb. 3-4: Hauptelement: Bodensegment;
Subelemente: Operator, Dateneinheit, HF-/Basisband-Einheit**

3.2.1.1 Operator - $t_{\uparrow \bullet, Op}, t_{\downarrow \bullet, Op}$

Das Subelement *Operator* (Op) enthält eine Latenzzeit hervorgerufen durch die Mensch-Maschine-Schnittstelle (MMI – Man-Machine Interface). Als mögliche MMI kommen Bildschirme, Projektoren, Kraft-Rück-Kopplungs Einheiten usw. in Frage. Die Latenzzeit ist ausschließlich vom verwendeten MMI abhängig. Anhand von verschiedenen Operatorsystemen des Institutes für Robotik (DLR) und des Instituts für Werkzeugmaschinen und Betriebswissenschaften (IWB, TUM) konnte eine Größenordnung (2 - 80 ms) als auftretende Latenzzeit bei Operatorsystemen angegeben werden, siehe Tabelle 3-2. Als untere Grenze (2 ms) wurde die bei dem Experiment ROKVISS auftretende Latenzzeit herangezogen. Die Obergrenze von 80 ms wurde durch die Messungen am HapticMaster-System des IWB festgelegt.

Tabelle 3-2 Beschreibungstabelle – Hauptelement: Bodensegment; Subelement: Operator

Variable	Beschreibung	Größenordnung der Latenzzeit
$t_{\uparrow\bullet,op}$	Latenzzeit der Operatoreinrichtung in <i>Forward</i> -Richtung	2 – 80 ms
$t_{\downarrow\bullet,op}$	Latenzzeit der Operatoreinrichtung in <i>Return</i> -Richtung	2 – 80 ms

3.2.1.2 Dateneinheit - $t_{\uparrow\bullet,DU}, t_{\downarrow\bullet,DU}$

Als *Dateneinheit* (DU – data unit) wird im Allgemeinen jener Teil des Boden- oder Raumsegments verstanden, der die tatsächliche Datenverarbeitung von und für das Operator/Teleoperator-System durchführt. Dessen Aufgaben sind Komprimierung/Dekomprimierung, Protokollverarbeitung und Paketierung/Depaketierung von Daten. Eine solche Einheit ist im Boden- und Raumsegment in *Forward*- und *Return*-Richtung erforderlich. Im Rahmen dieser Arbeit wird das Latenzzeitverhalten dieses Subelementes im Rahmen des CCSDS-Standards untersucht.

Die tatsächliche Datenverarbeitung im Bodensegment wird mit Hilfe von speziellen TMTC (TeleMetrie TeleCommand) Software Tools wie FRAMTEC oder SCOS 2000 realisiert. Aus den Erfahrungen der Anwender dieser Software Tools konnte eine Obergrenze für die auftretende Latenzzeit von 300 ms definiert werden. Die Zeitmessungen in Kapitel 3.7.2 lieferten mit einem speziell von der Firma LSE Space entwickelten Software-Modul minimale Latenzzeiten von bis zu 10 ms. Die angegebenen Größenordnungen für die auftretenden Latenzzeiten von Dateneinheiten in Tabelle 3-3 berücksichtigt keine auftretenden Latenzzeiteffekte durch Komprimierung und Dekomprimierung. Je nach Art der Rohdaten des verwendeten Komprimierungsalgorithmus und der technischen Implementierung (Software, Hardware) kann diese Latenzzeit durchaus bis um das Zehnfache höher sein als der hier angegebene maximale Wert.

Tabelle 3-3 Beschreibungstabelle – Hauptelement: Bodensegment; Subelement: Dateneinheit

Variable	Beschreibung	Größenordnung der Latenzzeit
$t_{\uparrow\bullet,DU}$	Latenzzeit der Dateneinheit in der Bodenstation in <i>Forward</i> -Richtung	10 – 300 ms
$t_{\downarrow\bullet,DU}$	Latenzzeit der Dateneinheit in der Bodenstation in <i>Return</i> -Richtung	10 – 300 ms

3.2.1.3 HF-/Basisband-Einheit - $t_{\uparrow\bullet, HF}$, $t_{\downarrow\bullet, HF}$

Das Subelement *HF-/Basisband-Einheit* (HF) umfasst die Verarbeitungsschritte Modulation/Demodulation, Kanalkodierung/Dekodierung, Frequenzumsetzung und Signalverstärkung. Die angeführten Verarbeitungsschritte werden für die Latenzzeitbetrachtung in analoge und digitale Signalverarbeitungen weiter unterteilt. Analoge Signalverarbeitung weist Latenzzeiten im Bereich von wenigen Nanosekunden auf. Im Gegensatz dazu treten bei der digitalen Signalverarbeitung, je nach Komplexität des verwendeten Algorithmus, Latenzzeiten von einigen Millisekunden oder sogar Sekunden auf. Für die weiteren Latenzzeitbetrachtungen in dieser Arbeit bedeutet das, dass die auftretenden Latenzzeiten durch analoge Geräte für die Latenzzeitbestimmung vernachlässigt werden.

Die Schnittstelle zwischen den analogen Geräten und der digitalen Signalverarbeitungswelt bilden die Analog-Digital und/oder Digital-Analog-Wandler. Der rasante Fortschritt in der integrierten Schaltungstechnik ermöglicht es, Wandler mit extrem geringen Wandlungszeiten (\rightarrow Latenzzeiten) bei gleichzeitig extrem hohen Auflösungen zu realisieren. Neben den Wandlern haben auch die digitalen Signalprozessoren (DSP – Digital Signal Processing) von der hochintegrierten Schaltungstechnik profitiert. So ist es beispielsweise möglich, eine Viterbi-Kanaldekodierung innerhalb eines Paketzyluses durchzuführen [14]. Daher sind für die gesamte Latenzzeitbetrachtung durch die digitalen Signalverarbeitungseinheiten keine nennenswerten Latenzzeiten zu erwarten.

Ein wesentlicher Latenzzeitbeitrag kann jedoch durch die digitale Datenschnittstelle zur HF-/Basisband-Einheit auftreten. So wurden beispielsweise bei Arbeiten mit dem Satellitenmodem CORTEX der Firma In-Snec [29] Latenzzeiten beim Aus- und Einlesen der empfangenen und zu sendenden Daten von 125 ms festgestellt. Grund für diese Verzögerung ist das CORTEX spezifische Daten-Handshake. Im Gegensatz dazu sind aus dem Experiment ROKVISS Zugriffszeiten von nur 1 ms bekannt [52]. Diese geringe Latenzzeit konnte durch einen direkten Speicherzugriff und einer hardwarenahen Software-Implementierung erreicht werden. In Tabelle 3-4 sind die entsprechenden Latenzzeiten nochmals zusammengefasst.

**Tabelle 3-4 Beschreibungstabelle – Hauptelement: Bodensegment;
Subelement: HF-/Basisband-Einheit**

Variable	Beschreibung	Größenordnung der Latenzzeit
$t_{\uparrow\bullet, HF}$	Latenzzeit der HF-/Basisband-Einheit in der Bodenstation in <i>Forward</i> -Richtung	1 – 125 ms
$t_{\downarrow\bullet, HF}$	Latenzzeit der HF-/Basisband-Einheit in der Bodenstation in <i>Return</i> -Richtung	1 – 125 ms

3.2.2 Signalweg im Orbit

Das Hauptelement *Signalweg im Orbit* mit dem Subelement *Orbit* (siehe Abb. 3-5) entspricht jener Zeit, die das Signal für das Zurücklegen der Entfernung zwischen Erde, Relaisatellit und dem Satelliten im LEO ($s_{GS-GEO-LEO}$) benötigt. Bei der Signalumsetzung vom Intersatelliten-Link zum Boden-Link treten am Relaisatelliten ARTEMIS keine nennenswerten Latenzzeiten auf, da hier lediglich Hochfrequenzsignale in ihrer Frequenz umgesetzt und verstärkt werden. In der Literatur werden solche Satelliten als transparente Satelliten bezeichnet [43]. Somit ergibt sich die folgende Gleichung (3-2) als Parametergleichung für das Subelement Orbit,

$$t_{\uparrow\downarrow} = t_{\downarrow\uparrow} = \frac{s_{GS-GEO-LEO}}{c} = \frac{s_{GS-GEO} + s_{GEO-LEO}}{c} \quad (3-2)$$

wobei $t_{\uparrow\downarrow}$ und $t_{\downarrow\uparrow}$ die Latenzzeiten in Forward- und Return-Richtung sind und die Variable c für die Lichtgeschwindigkeit steht. Aus dieser Beziehung ist erkennbar, dass die Latenzzeit aufgrund des Signalweges im Orbit nur von der Entfernung zwischen Bodenstation und Zielsatellit abhängt. Die Gesamtstrecke $s_{GS-GEO-LEO}$ lässt sich in die beiden Strecken s_{GS-GEO} und $s_{GEO-LEO}$ weiter aufteilen. Diese Aufteilung ist für die spätere Laufzeitmodellierung in Kapitel 4 vorteilhaft.

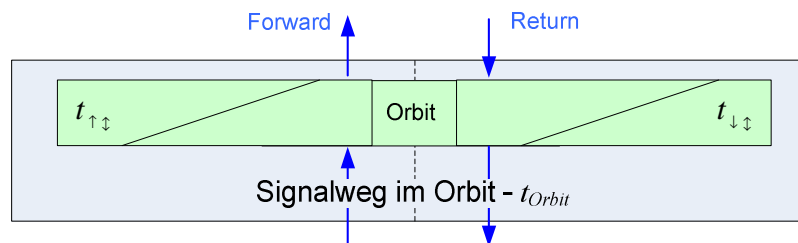


Abb. 3-5: Hauptelement: Signalweg im Orbit; Subelement: Orbit

Mit Hilfe der Bahnelemente für den geostationären Relaisatelliten und den LEO-Satelliten sowie der Position der Bodenstation können die beiden Strecken s_{GS-GEO} und $s_{GEO-LEO}$ errechnet werden, siehe Tabelle 3-5. Da sich die Signale mit Lichtgeschwindigkeit ausbreiten, kann aus der Summe der beiden Einzelstrecken die Latenzzeit in Forward- bzw. in Return-Richtung berechnet werden und eine maximale und minimale Latenzzeit angegeben werden, siehe Tabelle 3-5.

Tabelle 3-5 Beschreibungstabelle – Hauptelement: Signalweg im Orbit; Subelement: Orbit

Variable	Beschreibung	Größenordnung der Latenzzeit
$t_{\uparrow\downarrow}$	Signallaufzeit im Orbit in <i>Forward</i> -Richtung	250 – 275 ms
$t_{\downarrow\uparrow}$	Signallaufzeit im Orbit in <i>Return</i> -Richtung	250 – 275 ms
s_{GS-GEO}	Entfernung zwischen der Bodenstation und dem geostationären Relaisatelliten	36.000 – 42.000 km
$s_{GEO-LEO}$	Entfernung zwischen dem Relaisatelliten und dem LEO-Satelliten	36.000 – 45.000 km
c	Lichtgeschwindigkeit	299 792 458 m/s

3.2.3 Raumsegment (Satellit mit Teleoperator)

Das Hauptelement *Raumsegment* besteht ähnlich wie das Bodensegment aus drei Subelementen, Teleoperator, Dateneinheit, HF-/Basisband-Einheit und ist in Abb. 3-6 dargestellt. Diese drei Subelemente werden in den nachfolgenden Kapiteln genauer erörtert.

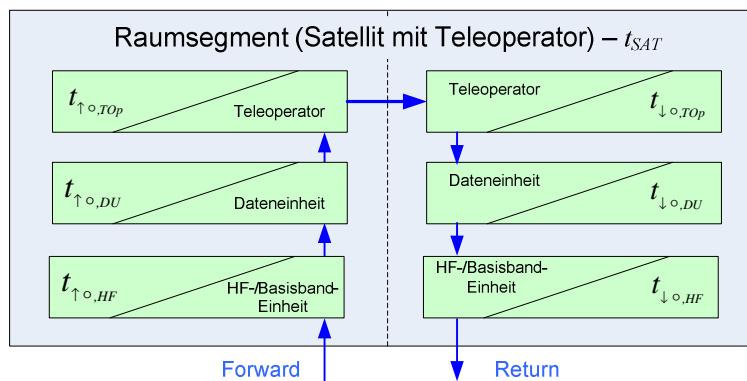


Abb. 3-6: Hauptelement: Raumsegment
Subelemente: Teleoperator, Dateneinheit, HF-/Basisband-Einheit

3.2.3.1 HF-/Basisband-Einheit - $t_{\uparrow\circ, HF}, t_{\downarrow\circ, HF}$

Ebenso wie bei der HF-/Basisband-Einheit - $t_{\uparrow\bullet, HF}, t_{\downarrow\bullet, HF}$ in Kapitel 3.2.1.3 im Bodensegment ist die *HF-/Basisband-Einheit* (HF) im *Raumsegment* für die Verarbeitungsschritte Modulation/Demodulation, Kanalkodierung/Dekodierung, Frequenzumsetzung und Signalverstärkung verantwortlich. Auch hier werden die angeführten Verarbeitungsschritte für die Latenzzeitbetrachtung in analoge und digitale Signalverarbeitungen weiter unterteilt und es gelten somit die gleichen Annahmen wie beim Bodensegment. Die in Tabelle 3-6 angeführte minimale Latenzzeit konnte aus dem Experiment ROKVISS gewonnen werden. Da dieses Experiment auf minimale Latenzzeit optimiert wurde, ist durchaus anzunehmen, dass bei herkömmlichen Systemen die Latenzzeit beträchtlich höher ist. In der Literatur konnten keine Latenzzeitangaben zu HF-/Basisband-Einheiten auf Satelliten gefunden werden, es wurde der maximale Wert der Latenzzeit vom Bodensegment (125 ms) übernommen. Dieser Wert ist durchaus realistisch, da die Daten-Handshake Prozeduren am Satelliten besser optimiert sind wie im Bodensegment, jedoch die Rechenleistung am Satelliten allgemein geringer ist als am Boden und somit eine digitale Signalverarbeitung wesentlich mehr Zeit benötigt.

**Tabelle 3-6 Beschreibungstabelle – Hauptelement: Raumsegment;
Subelement: HF-/Basisband-Einheit**

Variable	Beschreibung	Größenordnung der Latenzzeit
$t_{\uparrow\circ, HF}$	Latenzzeit der Dateneinheit am Satelliten in <i>Forward</i> -Richtung	1 – 125 ms
$t_{\downarrow\circ, HF}$	Latenzzeit der Dateneinheit am Satelliten in <i>Return</i> -Richtung	1 – 125 ms

3.2.3.2 Dateneinheit - $t_{\uparrow\circ, DU}, t_{\downarrow\circ, DU}$

Die allgemeinen Aufgaben der *Dateneinheit* (DU – data unit) im Raum- und Bodensegment wurden bereits im Kapitel 3.2.1.2 *Dateneinheit* - $t_{\uparrow\bullet, DU}, t_{\downarrow\bullet, DU}$ erläutert. Im Gegensatz zum Bodensegment gibt es im Raumsegment keine gebräuchlichen Software Tools, mit denen die Aufgaben der Dateneinheit abgearbeitet werden. Üblicherweise wird in der Raumfahrt die Software am Satelliten speziell an die Anforderungen des Satellitensystems und an die entsprechend verwendete Prozessor-Hardware angepasst. Grundsätzlich sind jedoch die Rechenleistungen der auf Satelliten verwendeten Rechnersysteme sehr gering, was große Datenverarbeitungszeiten und damit verbunden große Latenzzeiten mit sich bringt. Eine Minimierung der Verarbeitungszeit kann wie auch im Bodensegment durch eine hardwarenahe Implementierung der entsprechenden Datenverarbeitungs-Algorithmen erreicht werden [14]. Diese Art der Implementierung wurde bei dem

Experiment ROKVISS erfolgreich umgesetzt, es konnten Latenzzeiten von etwa einer 1 ms erreicht werden. In der nachstehenden Tabelle 3-7 wurde dieser Wert als minimaler Latenzzeitwert für die Dateneinheit im Raumsegment angesetzt. Eine maximale Latenzzeit für die Dateneinheit im Raumsegment konnte im Rahmen der Literaturrecherchen nicht gefunden werden. Daher wurde wie in Kapitel HF-/Basisband-Einheit - $t_{\uparrow\circ, HF}, t_{\downarrow\circ, HF}$ der maximale Wert der Latenzzeit vom Bodensegment (300 ms) übernommen.

Tabelle 3-7 Beschreibungstabelle – Hauptelement: Raumsegment; Subelement: Dateneinheit

Variable	Beschreibung	Größenordnung der Latenzzeit
$t_{\uparrow\circ, DU}$	Latenzzeit der Dateneinheit am Satelliten in <i>Forward</i> -Richtung	1 – 300 ms
$t_{\downarrow\circ, DU}$	Latenzzeit der Dateneinheit am Satelliten in <i>Return</i> -Richtung	1 – 300 ms

3.2.3.3 Teleoperator - $t_{\uparrow\circ, TOP}, t_{\downarrow\circ, TOP}$

Als Latenzzeit des Subelements *Teleoperator* (TOP) wird jene Latenzzeit verstanden, die durch den robotischen Manipulator am Satelliten hervorgerufen wird. Diese auftretende Latenzzeit ist ausschließlich vom verwendeten Manipulatorsystem. Da bislang nur wenige robotische Manipulatorsysteme in der Raumfahrt eingesetzt wurden, sind auch kaum Latenzzeitwerte bekannt. Zur Angabe einer Größenordnung wurde auch hier wieder das Experiment ROKVISS herangezogen. Der in diesem Experiment gemessene Wert betrug 1 ms und ist in Tabelle 3-8 als minimaler Latenzzeitwert angeführt. Da der Schwerpunkt dieser Arbeit in der Betrachtung von telepräsenten Systemen liegt, werden in zukünftigen Raumfahrtmissionen hauptsächlich Manipulatoren mit geringen Latenzzeiten zum Einsatz kommen. Somit kann als maximaler Latenzzeitwert für einen Manipulator das 20-fache der bei ROKVISS gemessenen Zeit angenommen werden. Dieser Wert entspricht etwa 5 % der gesamten Signallaufzeit im Orbit zwischen der Bodenstation und dem LEO-Satelliten und kann daher als vernünftige Abschätzung angesehen werden.

Tabelle 3-8 Beschreibungstabelle – Hauptelement: Raumsegment; Subelement: Teleoperator

Variable	Beschreibung	Größenordnung der Latenzzeit
$t_{\uparrow\circ, TOP}$	Latenzzeit des Teleoperators in <i>Forward</i> -Richtung	1 – 20 ms
$t_{\downarrow\circ, TOP}$	Latenzzeit der Teleoperators in <i>Return</i> -Richtung	1 – 20 ms

3.3 Entwurf einer experimentellen Umgebung zur Latenzzeituntersuchung

Für eine vollständige experimentelle Untersuchung der Latenzzeiten von Raumfahrtsystemen sind ein Bodensegment, der Signalweg im Orbit (inkl. Relaisatellit) und ein Raumsegment erforderlich. Zum Zeitpunkt der Arbeit stand jedoch kein telepräsenten Raumsegment mit einem Intersatelliten-Link zu einem Relaisatelliten zur Verfügung und eine Anschaffung war aus Kostengründen nicht möglich. Die nun folgende Erläuterung zeigt, dass es trotz des fehlenden Raumsegmentes möglich ist, einen sehr wirklichkeitsnahen experimentellen Aufbau für eine Latenzzeituntersuchung zu realisieren.

Die bei einem telepräsenten Raumfahrtszenario auftretende Round Trip-Zeit lässt sich kompakt durch die Gleichung (3-3) mathematisch darstellen. Aus dieser Gleichung ist ersichtlich, dass für eine vollständige experimentelle Laufzeituntersuchung auch alle in den vorangegangenen Kapiteln beschriebenen Subelemente (Operator, Teleoperator, Dateneinheit, HF-/Basisband-Einheit, Signalweg im Orbit) erforderlich sind.

$$t_{\Leftrightarrow} = \sum_{i,j} t_{\uparrow i,j} + \sum_{i,j} t_{\downarrow i,j} + \sum_k t_{k\updownarrow} \quad (3-3)$$

$i \dots \circ, \bullet$ $j \dots Op, DU, HF, TOP$ $k \dots \downarrow, \uparrow$

In den Erläuterungen der einzelnen Subelemente wurde bereits deutlich, dass viele Verarbeitungsschritte im jeweiligen Subelement des Bodensegments denen im Raumsegment sehr ähnlich oder sogar gleich sind (Beispiel: Dateneinheit-Bodensegment-Forward ↔ Dateneinheit-Raumsegment-Return). Die Latenzzeit des jeweiligen Subelementes im Bodensegment unterscheidet sich zwar zu dem im Raumsegment, dennoch sind keine Latenzzeitabhängigkeiten von zusätzlichen Parametern zu erwarten, da die durchzuführenden Arbeitsschritte bekannt sind. Diese Erkenntnis erlaubt es, den Forward- und Return Link als Linear-Zeitinvariantes-System (LZI) anzusehen. Das zeitliche Verhalten im **Forward- und Return Link** ist somit **äquivalent** (Gleichung (3-4)). Mit dieser Annahme lässt sich die Gleichung (3-3) weiter vereinfachen und es ergeben sich für die gesamte Round Trip-Zeit die zwei nachstehenden Gleichungen (3-5), (3-6).

LZI-Annahme: $\sum_{i,j} t_{\uparrow i,j} = \sum_{i,j} t_{\downarrow i,j} \quad (3-4)$

$$t_{\Leftrightarrow} = 2 \cdot \sum_{i,j} t_{\uparrow i,j} + \sum_k t_{k\updownarrow} \quad (3-5)$$

$$t_{\Leftrightarrow} = 2 \cdot \sum_{i,j} t_{\downarrow i,j} + \sum_k t_{k\updownarrow} \quad (3-6)$$

Werden die Latenzzeitvariablen der einzelnen Subelemente in Gleichung (3-5) eingesetzt, ergibt sich Gleichung (3-7). Gleichung (3-7) zeigt sehr gut, dass eine experimentelle Untersuchung der

Round Trip-Zeit bei telepräsenten Raumfahrtsystemen durch die vollständige Realisierung von nur einer Link-Verbindung (hier der Forward Link) und der Signallaufzeit im Orbit, inklusive der Einbindung eines geostationären Relaisatelliten, möglich ist.

$$t_{\Leftrightarrow} = 2 \cdot \left[(t_{\uparrow \bullet, Op} + t_{\uparrow \bullet, DU} + t_{\uparrow \bullet, HF}) + (t_{\uparrow \circ, Top} + t_{\uparrow \circ, DU} + t_{\uparrow \circ, HF}) \right] + t_{\uparrow \downarrow} + t_{\downarrow \uparrow} \quad (3-7)$$

Für die Entwicklung eines experimentellen Aufbaues bedeutet das, dass ein repräsentatives telepräsenten Raumfahrtszenario mittels *einer einzigen* Satellitenbodenstation und einer vollständigen Forward- oder Return-Datenverbindung über einen geostationären Relaisatellit möglich ist. Ein unterschiedliches Zeitverhalten zwischen dem Boden- und Raumsegment kann durch diesen Aufbau jedoch nicht untersucht werden. Abb. 3-7 und Abb. 3-8 sollen dieses Vorgehen zum Aufbau der experimentellen Umgebung nochmals graphisch verdeutlichen. Die allgemeine Darstellung eines telepräsenten Kommunikationsweges bei Raumfahrtmissionen wurde bereits in Kapitel 3.1 erläutert und ist in Abb. 3-7 nochmals dargestellt. Für die experimentelle Untersuchung wird nun das in Abb. 3-8 illustrierte Vorgehen angewendet. Hier fungiert die Bodenstation sowohl als Bodensegment als auch als Raumsegment. Der Signalweg von der Bodenstation über den geostationären Relaisatelliten zu der zugehörigen Bodenstation und zurück entspricht der gesamten auftretenden Signallaufzeit im Orbit während eines Zeitpunktes der Mission. Durch die lokale Return-Verbindung in der Bodenstation wird der Informationsfluss geschlossen.

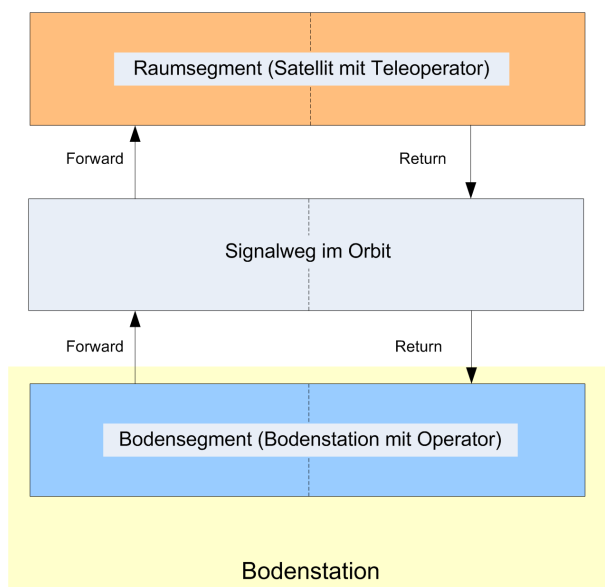


Abb. 3-7: Allgemeine Darstellung des Kommunikationsweges bei telepräsenten Raumfahrtanwendungen

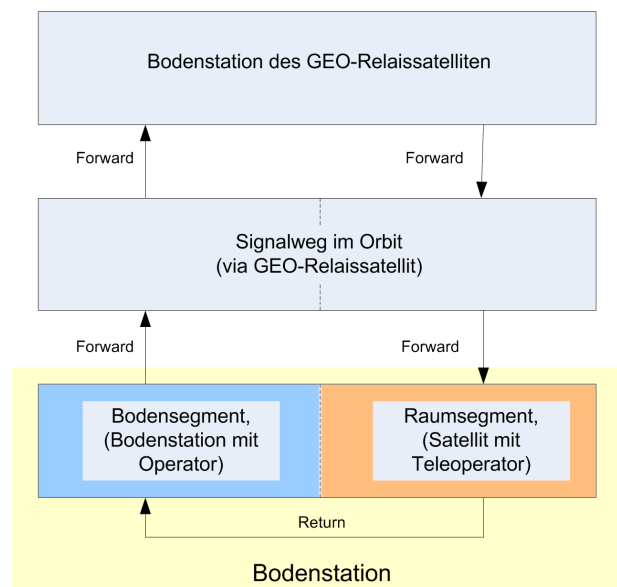


Abb. 3-8: Experimentelle Untersuchung der Kommunikationsverbindung mittels Satellitenbodenstation

3.4 Aufbau der experimentellen Umgebung (Satellitenbodenstation)

Wie soeben in Kapitel 3.3 abgeleitet, kann mittels einer Satellitenbodenstation die Untersuchung des zeitlichen Verhaltens eines telepräsenten Raumfahrt-Kommunikationssystems durchgeführt werden. Mit Hilfe dieser Satellitenbodenstation sollen die Auswirkungen auf ein reales Kommunikationssystem und dessen telepräsentem Verhalten (Latenzzeiten) durch Änderung verschiedener Parameter (Datenrate und Paketgröße) untersucht werden. Für den Bau der Satellitenbodenstation war es wichtig, die Ziele der experimentellen Untersuchung zu definieren. Aus dieser Zieldefinition konnten in weiterer Folge Anforderungen für die Konstruktion der Satellitenbodenstation abgeleitet werden.

Ziele der experimentellen Untersuchung

- Vermessung der **realen Latenzzeiten** der Subelemente
- Bereitstellung der Messdaten zur Erstellung eines **Kommunikations-Zeitmodells**
- Aufzeigen von **limitierenden Parametern** für ein telepräsentem Verhalten

Für eine komplette experimentelle Untersuchung ist, wie bereits erwähnt, die Einbindung eines geostationären Relaisatelliten erforderlich. Derzeit gibt es weltweit nur drei Satellitensysteme (Tabelle 3-9), die es ermöglichen, eine Datenverbindung zu einem LEO-Satelliten herzustellen.

Tabelle 3-9 Auflistung der derzeit verfügbaren Satellitendatenrelaissysteme im GEO

Name	Betreibernation	Betreiberbehörde
ARTEMIS	Europa	ESA – European Space Agency
TDRSS	USA	NASA – National Aeronautics and Space Administration
DRSS	Japan	NASDA – Japan's National Space Development Agency

Da als Experimentstandort und gleichzeitig Standort der Satellitenbodenstation das TUM-Forschungsgelände Garching gewählt wurde, war es im ersten Schritt erforderlich, ein Satellitendatenrelaissystem auszuwählen, zu dem eine Kommunikationsverbindung von Garching aus hergestellt werden kann. Das japanische System (DRSS) ist von Garching aus nicht sichtbar und kann daher nicht für eine experimentelle Untersuchung herangezogen werden. Die Verwendung des amerikanischen Systems (TDRSS) ist mit großem bürokratischem und finanziellem Aufwand verbunden. Deshalb fiel die Entscheidung auf das europäische System ARTEMIS. Es wurde eine

entsprechende Anfrage bei der europäischen Raumfahrtbehörde ESA zur experimentellen Verwendung von ARTEMIS gestellt. Die etwas ungewöhnliche Anfrage, ein Satellitensystem, dessen Bau rund 1 Milliarde Euro gekostet hat, für Experimente zu verwenden, wurde zu Beginn mit großer Skepsis aufgenommen. Nach längeren Verhandlungen wurde dem Experimentvorschlag unter besonderen Auflagen (kontrollierte Vortests) stattgegeben. Die im Rahmen eines *Interface User Document* vereinbarten Testzeiten (etwa 1-2 Stunden / Woche / Jahr 2007) wurden dem Lehrstuhl Raumfahrttechnik der TU München *kostenfrei* zur Verfügung gestellt. Mit der offiziellen Sendeerlaubnis auf der vorgegebenen ARTEMIS-Frequenz durch die Deutsche Bundesnetzagentur waren auch alle behördlichen Formalitäten erfüllt und die technische Umsetzung der Satellitenbodenstation konnte beginnen.

Die Verwendung des GEO-Relaissatelliten ARTEMIS und die damit verbundenen Sende- und Empfangsfrequenzen erforderten den Bau einer Satellitenbodenstation im S-Band Frequenzbereich (2 GHz). In der ersten Phase der Entwicklung der Bodenstation wurde nach einem geeigneten Standort der Bodenstation am TUM-Gelände in Garching gesucht. Nach einer ausführlichen Untersuchung erwies sich das Dach des Gebäudes 6 der Fakultät „Maschinenwesen“ als sehr geeignet. Da dieses Dach keine Infrastruktur für zusätzliche Dachinstallationen vorsieht, musste bei der Konstruktion des Antennendrehstandes auf eine geeignete Montagemöglichkeit geachtet werden. Aus Kostengründen wurde auf einen kommerziell erwerblichen Antennendrehstand verzichtet, stattdessen konnte dem LRT von der Sternwarte Feuerstein (nahe Nürnberg) ein Antennendrehstand mit einem 2 m-Reflektor zur Verfügung gestellt werden. Dieser Drehstand war in erster Linie für radioastronomische Messungen ausgelegt und wurde von der Sternwarte Feuerstein nicht mehr benötigt. Diese spezielle Konstruktion des Antennendrehstandes war für die gewünschten Drehrichtungen und Drehgeschwindigkeiten ungeeignet und hatte einen Umbau des Drehstandes zur Folge. In den Abb. 3-9 und Abb. 3-10 ist der Antennendrehstand im Originalzustand und nach den Umbauarbeiten dargestellt. Die mechanischen Umbauarbeiten sowie die Realisierung des erforderlichen elektrischen Antriebes inklusive einer geeigneten Regelung zur Antennennachführung wurden im Rahmen von Semester- und Diplomarbeiten umgesetzt, [40] [41] [38] [45] [61] [28] [27]. Die Befestigung des Antennendrehstandes am Dach wurde durch Beschwerungsplatten realisiert, die eine Verankerung am Dach ersetzen sollten (Auflage des TUM-Bauamtes).



Abb. 3-9: Antennendrehstand im Ursprungszustand



Abb. 3-10: Antennendrehstand nach den Umbauarbeiten am Gebäudedach

Eine weitere Herausforderung im Laufe der Bauarbeiten an der Satellitenbodenstation war die Verlegung der erforderlichen Datenkabel vom Dach des Gebäudes bis zu den Räumen des Lehrstuhls im 2. Stock des Gebäudes. Eine direkte Kabelführung durch die Dachdecke mittels Kernbohrung erwies sich als sehr umfangreich und kostspielig. Als alternative Lösung konnte eine Kabelführung durch die Kanal-Entlüftungsschächte umgesetzt werden.

Neben der örtlichen Auswahl des Antennendrehstandes wurden geeignete Räumlichkeiten für die Unterbringung der Steuer-Regelungseinheit und der Kommunikationseinheiten sowie ein separater Betriebsraum, der eine möglichst ruhige und angenehme Arbeitsumgebung für Messungen und Datenauswertungen bieten soll, gesucht. Der Raum MW 2618 wurde für den Bau des zukünftigen Bodenstationskontrollraumes ausgewählt. Die Lage dieses Raumes kommt der Kabelführung zum Antennendrehstand am Dach sehr entgegen. Ebenso wie beim Bau des Antennendrehstandes waren auch für die Realisierung des Kontrollraumes kaum finanzielle Mittel vorhanden. Erst im Rahmen einer Semesterarbeit, die sich mit dem ergonomischen Design des Kontrollraumes beschäftigte [34], konnten finanzielle Mittel für eine entsprechende Umsetzung bereitgestellt werden. In den Abb. 3-11 und Abb. 3-12 ist der Kontrollraum der Satellitenbodenstation im Erstzustand und Endzustand dargestellt.



Abb. 3-11: Kontrollraum der Satellitenbodenstation im Erstzustand



Abb. 3-12: Kontrollraum der Satellitenbodenstation im Endzustand

Zusammenfassend verfügt der Kontrollraum der Satellitenbodenstation über

- vier getrennte ergonomische Experiment-Arbeitsplätze,
- eine voll implementierte Software zur Steuerung und Überwachung der einzelnen Komponenten der Bodenstation [33],
- einen abgetrennten Raum (mittels Schiebetür) für Steuer-Regelungseinheit und Kommunikationseinheiten,
- eine festinstallierte Projektionseinheit durch Beamer,
- eine Klimatisierung,
- eine Video-Sprach Verbindung zum Antennendrehstand.

Die sehr außergewöhnlichen Sende- und Empfangsfrequenzen von ARTEMIS für die Intersatelliten-Verbindung erforderte auch ein spezielles Design der Kommunikationsarchitektur für die Satellitenbodenstation. Die wesentlichen Designmerkmale der Kommunikationsarchitektur sind nachstehend aufgelistet und werden nachfolgend im Detail erläutert.

- Zwischenfrequenz auf 70 MHz
- Sende- und Empfangsmöglichkeit im gesamten S-Band (2,0 GHz bis 2,3 GHz)
- breitbandiger Leistungsendverstärker
- Polarisationsumschaltung zwischen Linkszirkularer- (LHC) und Rechtszirkularer- (RHC) Polarisation in Verbindung mit einer Frequenzbandumschaltung zwischen den ARTEMIS Frequenzen und den herkömmlichen LEO-Frequenzbändern.
- hohe Empfangsgüte – $G/T > 4$ dB/K
- Satellitenmodem mit Zeitmessausgängen
- Telemetrie und Telekommando Softwareumgebung

Zwischenfrequenz auf 70 MHz. Die Einführung einer Zwischenfrequenz ist in der Nachrichtentechnik eine sehr gebräuchliche Methode, um einerseits geringe Kanalabstände bei hohen Frequenzen zu erreichen und andererseits eine gewisse Geräteflexibilität zu garantieren. Für die LRT-Bodenstation ist die Einführung einer Zwischenfrequenz eine notwendige Bedingung, da ein Sende- und Empfangsbetrieb im gesamten S-Band-Bereich realisiert werden muss. Dies kann nur durch das Einfügen von geeigneten Frequenzkonvertern erfolgen. Da es keine kommerziellen Geräte gibt, die sowohl ein moduliertes Signal generieren bzw. regenerieren und gleichzeitig den gesamten S-Band-Bereich abdecken, ist die Einführung einer Zwischenfrequenz von 70 MHz erforderlich.

Sende- und Empfangsmöglichkeit im gesamten S-Band (2,0 GHz bis 2,3 GHz). Die Sende- und Empfangsmöglichkeit im gesamten S-Band kann durch die Verwendung von speziellen S-Band Up-/Downconvertern gewährleistet werden. Diese Konverter verfügen über einen einstellbaren Oszillator, mit dem das zu empfangene oder zu sendende Signal gemischt wird. Als Mischergebnis erhält man im Empfangsbetrieb die Zwischenfrequenz und im Sendebetrieb die Sendefrequenz. In Abb. 3-19: Blockdiagramm des gesamten experimentellen Aufbaus ist die Zwischenfrequenzebene als verbindendes Element im Blau gesondert hervorgehoben. Durch die einstellbaren Oszillatoren ist es möglich, jede beliebige Sende- und Empfangsfrequenz im gesamten S-Band (2,0 GHz bis 2,3 GHz) frei zu wählen.

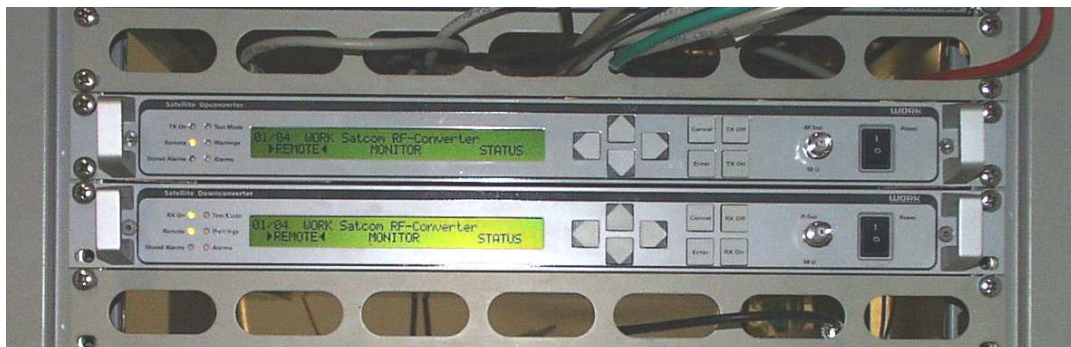


Abb. 3-13: Eingebaute Up- / Downconverter der Firma *WORK Microwave GmbH* im 19“-Rack

Breitbandiger Leistungsendverstärker. Der Leistungsendverstärker (HPA – High Power Amplifier) ist erforderlich, um den vom Upconverter ausgegebenen Pegel auf die geforderte Sendeleistung von 20 W zu verstärken. Die geforderte Sendeleistung ist ein Resultat aus den angefertigten Linkberechnungen, siehe Anhang Link Budgets. Der für die Bodenstation erforderliche Leistungsendverstärker musste folgende Anforderungen erfüllen:

- Frequenzbereich: 2,0 – 2,3 GHz
- Verstärkung: 53,0 dB min.
- Ausgangsleistung (@ 1 dB comp): +43,0 dBm min.

Ein entsprechendes Modell war bei handelsüblichen Hochfrequenz-Technik-Firmen nicht vorhanden. Die Firma MITEQ erklärte sich bereit, diesen Verstärker mit den entsprechenden Anforderungen zu entwickeln. Die enorme elektrische Leistungsaufnahme und damit auftretende Verlustwärme bedurfte einer speziellen Gehäusekonstruktion, die wetterfest ist und die auftretende Verlustwärme ausreichend abgeben kann. In der Abb. 3-14 und Abb. 3-15 ist der Verstärker mit dem Schutzgehäuse im Endmontagezustand am Antennendrehstand dargestellt.



Abb. 3-14: Geöffnete Schutzbox für den Leistungsendverstärker vor der Endmontage



Abb. 3-15: Leistungsendverstärker in der Endmontage am Drehstand

Polarisationsumschaltung zwischen LHC und RHC und Frequenzbandumschaltung. Die ursprüngliche Auslegung der LRT-Bodenstation beabsichtigte die Nutzung der Frequenzen des Erdbeobachtungssatelliten BIRD. Dementsprechend wurde der für ein gleichzeitiges Senden und Empfangen von Signalen erforderliche Diplexer auf die BIRD-Frequenzen abgestimmt. Die von ARTEMIS fest definierten Frequenzen decken sich nicht mit den Durchlassbereichen des vorhandenen Diplexers für BIRD. Eine Anschaffung eines entsprechenden Diplexers war erforderlich. Hinzu kam noch die unterschiedliche Polarisation des HF-Signals bei LEO-Satelliten (RHC) zu der Polarisation von ARTEMIS (LHC). Diese beiden Tatsachen der unterschiedlichen Frequenzbänder und der verschiedenen Polarisationen erforderte eine spezielle HF-Umschaltung. Diese Umschaltung wurde ebenso im Rahmen dieser Arbeit entwickelt und aufgebaut. In Abb. 3-16 ist der zugehörige Schaltplan dargestellt. Die Abb. 3-17 zeigt die endgültige Realisierung der Polarisations- und Frequenzbandumschaltung. Ebenso wie der Leistungsendverstärker wurde diese Schaltung aufgrund seiner Verwendung an der Antenne in eine geeignete wetterfeste Schutzbox integriert.

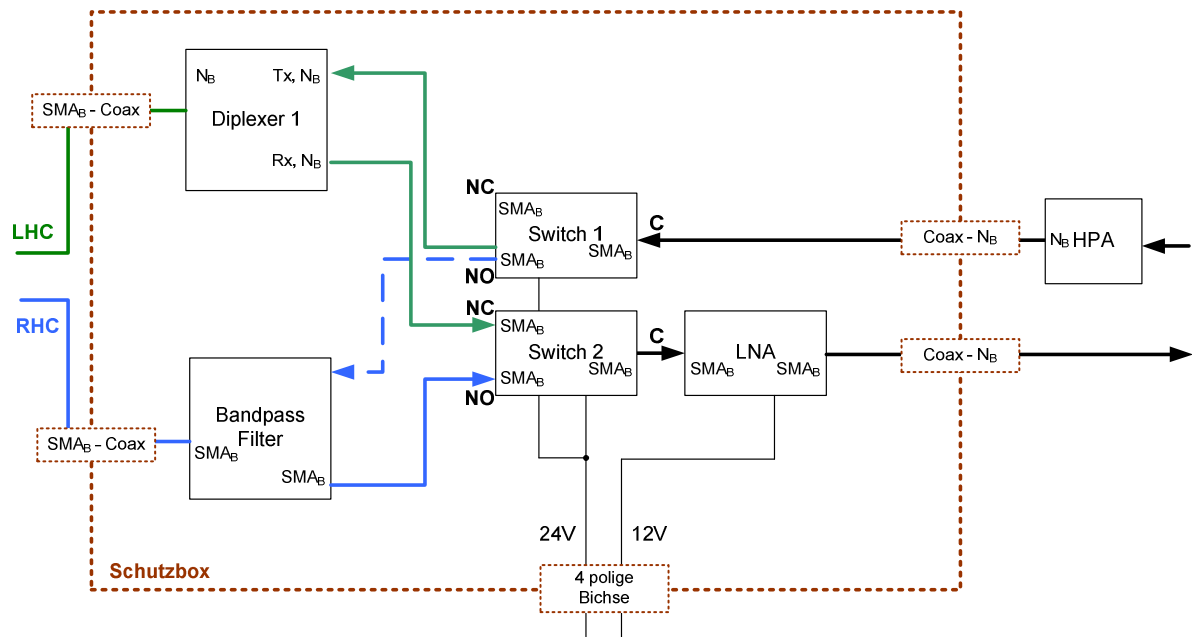


Abb. 3-16: HF-Schaltplan für die Polarisations- und Frequenzbereichsumschaltung

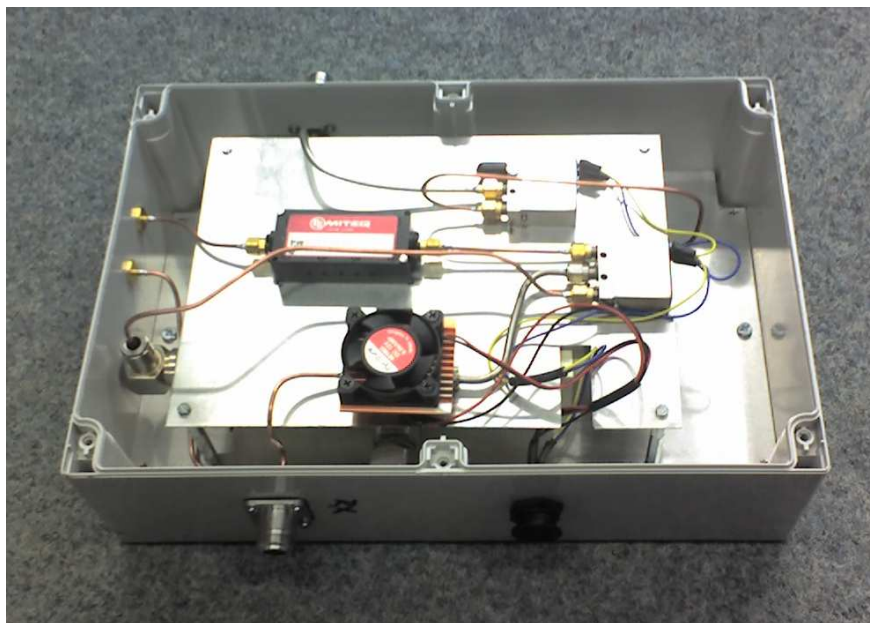


Abb. 3-17: Geöffnete Schutzbox für die Polarisations- und Frequenzbereichsumschaltung vor der Endmontage

Hohe Empfangsgüte. Der Telemetrieempfang von LEO-Satelliten ist nur im Sichtbarkeitsbereich $\geq 5^\circ$ über dem Horizont möglich. Dies entspricht einer Entfernung von etwa 2.000 km. Die Entfernung zu dem geostationären Relaisatelliten ARTEMIS beträgt jedoch ungefähr 38.000 km. Um die geforderte hohe Datenrate von 1 MBit/s dennoch empfangen zu können, ist eine Verbesserung der Empfangsgüte erforderlich. Bei einem vorgegebenen und festen Spiegeldurchmesser kann eine Verbesserung der Empfangsgüte nur durch einen Vorverstärker (LNA – Low Noise Amplifier) mit sehr geringem Rauschmaß und hoher Verstärkung erreicht werden. Durch die Anschaffung eines rauscharmen Verstärkers der MITEQ konnte die gewünschte Steigerung der Empfangsqualität erreicht werden, siehe Kapitel 3.4.1.

Satellitenmodem mit Zeitmessausgängen. Der prinzipielle Funktionsbereich eines herkömmlichen Satellitenmodems umfasst Aufgaben wie De-/Modulation, Generierung von Redundanz zur Datensicherung, Fehlerkorrektur, Paketsynchronisation usw. Es stellt das verbindende Glied zwischen der Hochfrequenz-Technik und der digitalen Datenverarbeitung (Beispiel: Rechner) her. Die angeführten Funktionen und der typische Anwendungsbereich eines Satellitenmodem, sehen keine Zeit-Messfunktionen vor, wie sie im Rahmen dieser Untersuchung benötigt werden. Die Firma *Satellite Services BV* (SSBV) erklärte sich bereit, eine entsprechende spezielle Konfiguration für diese Untersuchung herzustellen. Das von SSBV angeschaffte Gerät (IMBU – Integrated Modem and Baseband Unit) verfügt über spezielle Messausgänge die jedes ausgehende und empfangene Datenpaket detektieren und einen zugehörigen Spannungsimpuls erzeugen. Anhand dieser Funktionalität ist es möglich, die auftretende Signallaufzeit im Orbit zu bestimmen, siehe Kapitel 3.7.4 und Anhang C.4. Dieses Satellitenmodem konnte über einen Sonderinvestitionsantrag im Rahmen des Sonderforschungsbereiches 453 finanziert werden. In Abb. 3-18 ist das eingebaute Gerät (IMBU) im 19“-Rack der Satellitenbodenstation dargestellt.

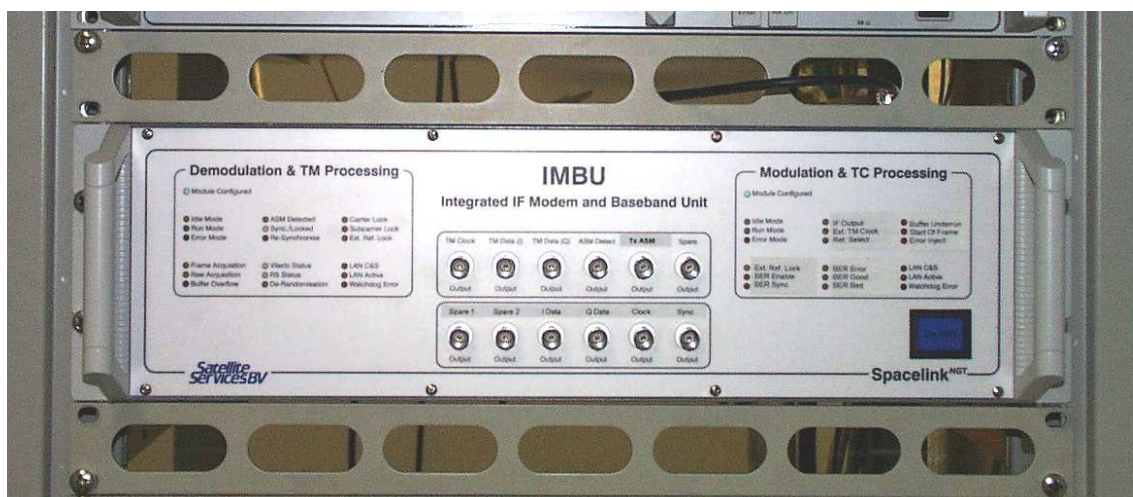


Abb. 3-18: Eingebautes Satellitenmodem der Firma *Satellite Services BV* im 19“-Rack

Telemetrie und Telekommando Softwareumgebung. Als letztes Element in der gesamten Kommunikationskette musste eine geeignete Softwareumgebung für die Paketierungsaufgaben im Sende- und Empfangsbetrieb gefunden werden. Die Softwareumgebung sollte bei den Paketierungsaufgaben möglichst geringe Latenzzeiten aufweisen, um so das gesamte telepräsente System so gering wie möglich zu beeinflussen. Basierend auf einem Konferenzvortrag auf der SpaceOps 2006 im Rom konnte eine Kooperation mit der Firma LSE (Lancaster Space Engineering) ins Leben gerufen werden. Die Firma LSE hat über viele Jahre viel Erfahrung im Bereich Datenverarbeitung im Bodensegment gesammelt. In Vorbereitung auf das zukünftige Projekt Smart-OLEV hat die Firma LSE einen CCSDS-Paketsimulator und einen entsprechenden Paketsplitter entwickelt. Beide Software Tools sind auf geringe Latenzzeiten optimiert worden. Die Einbindung dieser beiden Software Tools in die LRT-Bodenstation schloss die letzte noch vorhandene Lücke im gesamten Kommunikationspfad.

In der nachstehenden Abb. 3-19 ist das Blockdiagramm des gesamten experimentellen Aufbaus dargestellt. Er teilt sich auf in die beiden Blöcke LRT-Kontrollraum und LRT-Bodenstation. Der LRT-Kontrollraum fungiert für die Satellitenbodenstation nur als Infrastrukturelement, die für das Experiment benötigten Rechner und Software Tools werden unabhängig von dem bereits vorhandenem Equipment aufgebaut. Der Block LRT-Bodenstation beinhaltet alle wichtigen Komponenten für die Bereitstellung einer Satellitenverbindung.

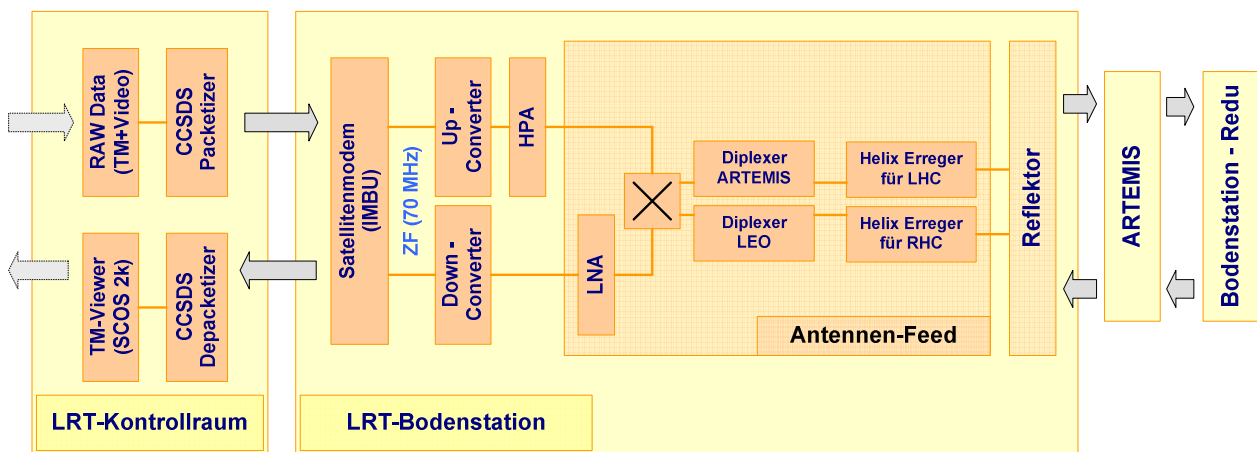


Abb. 3-19: Blockdiagramm des gesamten experimentellen Aufbaus, inkl. Datenverbindung zur Bodenstation nach Redu via ARTEMIS

Um einen einwandfreien Betrieb der Satellitenbodenstation garantieren zu können, wurden allgemeine Bodenstationmessungen durchgeführt. So wurde neben der funktionalen Überprüfung der einzelnen Komponenten, des Diplexers, Vorverstärkers (LNA), Frequenzkonverters, Leistungsendverstärkers (HPA) und Polarisationsumschaltung auch die Sende- und Empfangsfunktionalität (Antennendiagramm und G/T-Wert) der Bodenstation vermessen. Diese Vermessungen der Satellitenbodenstation werden im folgenden Kapitel 3.4.1 ausführlicher beschrieben.

3.4.1 Vermessung der Satellitenbodenstation

Die Vermessung der Satellitenbodenstation hat, wie bereits erwähnt, die Überprüfung der Sende- und Empfangstauglichkeit zum Ziel. Diese Vermessung ist die Grundvoraussetzung für eine erfolgreiche Durchführung der angestrebten Latenzzeitmessungen. Alle im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten Messungen sind im Anhang in Form von Messprotokollen dokumentiert. In dem nun folgenden Kapitel wird eine kurze Erläuterung zu den Messungen gegeben und die wichtigsten Erkenntnisse zusammengefasst und diskutiert.

Vermessung des Antennendiagramms. Ein Antennendiagramm ist die graphische Darstellung der Strahlungscharakteristik einer Antenne. Es stellt die relative Intensität der Energieabstrahlung (Richtwirkung) in Abhängigkeit von der Richtung zur Antenne dar. Diese Messung hat die nachstehenden vier Punkte zum Ziel und ergab die entsprechenden Ergebnisse:

- **Horizontale- und vertikale Ausrichtung**
Die Vermessung des Antennen-Richtdiagramms weist einen sehr symmetrischen Verlauf sowohl in horizontaler als auch in vertikaler Richtung auf.
- **3 dB-Keulenbreite (Halbwertsbreite)**
Die 3 dB-Keulenbreite, oder auch Halbwertsbreite genannt, konnte bei einem Winkelwert von $4,8^\circ$ gemessen werden. Dieser Wert deckt sich, unter Berücksichtigung von einer Messungenauigkeit von etwa 0,3 dB, sehr gut mit dem theoretisch berechneten Wert von $4,55^\circ$.
- **1. Nebenkeule**
Der Pegelunterschied zwischen der Keule in Hauptrichtung (Boresight) und der ersten Nebenkeule ist ein Qualitätsmaß für die Ausleuchtung des Antennenreflektors. (Typischer Wert > 20 dB). An der Satellitenbodenstation konnten Pegelunterschiede von 20 dB in der Elevation und 26 dB im Azimut gemessen werden.
- **Nordausrichtung der Antenne**
Um Ausrichtungsverluste gering zu halten, ist eine sehr genaue Ausrichtung der Antenne erforderlich. Speziell die Vermessung der Nordausrichtung (Azimut = 0°) gestaltet sich als sehr schwierig. Durch die sehr konstante Azimutposition von ARTEMIS konnte eine Azimutkalibrierung von zirka $0,2^\circ$ erreicht werden.

Vermessung des Durchlassverhaltens des Diplexers. Der Diplexer separiert die Sendefrequenz von der Empfangsfrequenz und speist diese beiden Frequenzen in zwei getrennte Koaxialleitungen ein. Die Sendefrequenz wird vom Telekommando-Sender generiert, die Empfangsfrequenz wird zum Telemetrie-Empfänger geleitet. Entsprechend muss das Sendefilter für die Sendefrequenz und das Empfangsfilter für die Empfangsfrequenz durchlässig sein. Die beiden Bänder sol-

len dabei eine möglichst hohe Sperrdämpfung haben; die Dämpfung im Durchlassbereich (Einfügedämpfung) des Diplexers sollte möglichst gering ausfallen, um die Empfangsqualität hoch zu halten. Die durchgeführten Messungen (siehe Anhang B) entsprechen sehr gut den spezifizierten Werten des gelieferten Diplexers der Firma MiTeq. Dabei beträgt die Einfügedämpfung im Empfangspfad 0,94 dB. Dieser Wert liegt noch unterhalb der Spezifikation (1 dB), was sich auf das Downlink-Budget der Bodenstation verbessernd auswirkt. Die Sperrdämpfung von Sende- zu Empfangspfad beträgt ≥ 50 dB. Auch hier wird der geforderte Dämpfungswert (> 45 dB) eingehalten. Die Einfügedämpfung im Sendepfad beträgt 0,97 dB und liegt nur geringfügig höher als die Einfügedämpfung im Empfangspfad. Der geforderte Spezifikationswert von 1 dB wird eingehalten.

Vermessung der Verstärkerkurve des Vorverstärkers. Ein Vorverstärker (LNA) ist notwendig, um den Pegel des empfangenen Signals derart anzuheben, dass er deutlich über dem Systemrauschen des Empfangssystems liegt und das Signal vom Empfänger decodiert werden kann. Die hierzu erforderliche Linearität der Verstärkung ist ein wichtiges Qualitätsmerkmal und wurde vermessen. Ebenso muss der Vorverstärker eine geringe Rauschzahl besitzen, dies verringert die Rauschtemperatur des gesamten Antennensystems bedeutend. Leider kann aufgrund der nicht vorhandenen Messgeräte die Rauschtemperatur nicht gemessen werden. Die Linearität eines Verstärkers wird durch den 1 dB-Kompressionspunkt definiert. Die Messung ergab einen 1 dB-Kompressionspunkt von -11,51 dBm. Damit liegt er um 1,5 dB unterhalb des in der Spezifikation vorgegebenen Wertes. Dies ist aber im Rahmen der Verwendung der Satellitenbodenstation durchaus tolerierbar, da nicht vorgesehen ist, den Verstärker bis an die Aussteuergrenze zu betreiben.

Vermessung des Leistungsendverstärkers. Ein Leistungsendverstärker (HPA) wird gebraucht, um den vom Upconverter ausgegebenen Pegel auf die geforderte Sendeleistung anzuheben. Für den Einsatz der Satellitenbodenstation ist eine Sendeleistung von 10 W bis 20 W angesetzt. Da der Leistungsendverstärker sowohl für experimentelle Latenzzeituntersuchungen als auch des normalen Bodenstationsbetriebes von LEO-Satelliten eingesetzt werden soll, ist eine hohe Bandbreite von 300 MHz spezifiziert worden. Die folgenden Messparameter wurden zur Überprüfung der Spezifikationen des Leistungsendverstärkers gemessen:

- Verstärkung über den geforderten Frequenzbereich

Die Verstärkung weist einen sehr stark nichtlinearen Verlauf über den Frequenzbereich auf. Bei der vorgesehenen Sendefrequenz von 2.255 MHz wurde eine Verstärkung von 52,1 dB gemessen. Des Weiteren konnte aufgrund dieser Messung eine Ausgangsleistung von etwa 21 W abgeschätzt werden.

- Verstärkungskurve des Leistungsendverstärkers

Die Linearität eines Verstärkers wird wie bei dem Vorverstärker durch den 1 dB-Kompressionspunkt definiert. Die Messung ergab keinen ausgeprägten 1 dB-Kompressionspunkt, da der Verstärker bei einer zu hoher Eingangsleistung (> -5 dBm) zurückregelt. Damit liegt der Wert im Bereich der Spezifikation und kann für die geplanten Anwendungen in der Satellitenbodenstation eingesetzt werden.

Messung der Empfangsqualität - G/T Messung. Die Sensitivität einer Radioantenne ist eine Funktion von vielen Faktoren, insbesondere des Antennengewinns (G) und der Systemrauschtemperatur (T_N). Eine geeignete Form zur Qualitätsüberprüfung ist das Verhältnis G/T – je höher dieses Verhältnis ist, desto sensitiver ist die Antennenanlage. Hieraus ergibt sich die Notwendigkeit eines hohen Antennengewinns und von Vorverstärkern mit einer geringen Rauchzahl. Mit dem in Kapitel B.5 beschriebenen Messprinzip konnte ein G/T von 6,9 dB/K gemessen werden. Dieser Wert ist für die vorhandene Antenne mit einem Durchmesser von 2 Meter sehr gut.

3.4.2 Zusammenfassung der technischen Daten der Satellitenbodenstation

In der nachstehenden Tabelle 3-10 sind die wichtigsten technischen Werte der Satellitenbodenstation zusammengefasst.

Tabelle 3-10 Technische Daten der Satellitenbodenstation

Bezeichnung	Werte
Standort	11,6683° Ost; 48,2663° Nord
Durchmesser Reflektor	2 m
Rx & Tx Frequenzbereich	2.025 – 2.290 MHz
Polarisation (umschaltbar)	LHCP / RHCP
EIRP (Effective Isotropical Radiated Power)	< 43,5 dBW
3 dB Keulenbreite	4,8°
1. Nebenkeule @ 13° Azimut Elevation	-26 dB -20 dB
G/T @ 50 Grad Elevation	5,6 dB/K
Max. Winkelgeschwindigkeit Az El	7°/s 3°/s
Winkelbereich Azimut Elevation	± 360° 5° – 17 5°
Ausrichtgenauigkeit	± 0,2°
Wind	Betrieb bis 50 km/h

3.5 Zeitmesskonzept

In dem Kapitel Zeitmesskonzept wird das für die experimentelle Latenzzeituntersuchung verwendete Messkonzept beschrieben. In Kapitel 3.3 wurde bereits die Gleichung zur Berechnung der Round Trip-Zeit abgeleitet und ist als Gleichung (3-8) nochmals angeführt. Diese Gleichung ist die Basis für das verwendete Messkonzept, was nun in weiterer Folge erläutert wird.

$$t_{\Leftrightarrow} = 2 \cdot \left[(t_{\uparrow\bullet,Op} + t_{\uparrow\bullet,DU} + t_{\uparrow\bullet,HF}) + (t_{\uparrow\circ,TOp} + t_{\uparrow\circ,DU} + t_{\uparrow\circ,HF}) \right] + t_{\uparrow\downarrow} + t_{\downarrow\uparrow} \quad (3-8)$$

Mittels einer Umformung von Gleichung (3-8) werden die komplementären Latenzzeiten (Bodensegment zu Raumsegment) geordnet und es ergibt sich die Gleichung (3-9).

$$t_{\Leftrightarrow} = 2 \cdot \left[(t_{\uparrow\bullet,Op} + t_{\uparrow\circ,TOp}) + (t_{\uparrow\bullet,DU} + t_{\uparrow\circ,DU}) + (t_{\uparrow\bullet,HF} + t_{\uparrow\circ,HF}) \right] + (t_{\uparrow\downarrow} + t_{\downarrow\uparrow}) \quad (3-9)$$

Durch ein gezieltes Einsetzen von Loopback-Verbindungen (Schleifenschaltung) zwischen den komplementären Subelementen von Bodensegment und Raumsegment (Beispiel: $t_{\uparrow\bullet,Op} + t_{\uparrow\circ,TOp}$) ist es möglich, die gewünschten Latenzzeiten direkt zu messen. Die technische Umsetzung sieht meist eine Loopback-Verbindung in Form einer LAN-Verbindung (LAN – Lokal Area Network) vor. Eine detaillierte Beschreibung der Latenzzeitmessungen ist in dem Kapitel 3.7 und im Anhang C zu finden. Durch das Einfügen der Loopback-Verbindungen ergeben sich für die Latenzzeituntersuchung die zu messenden Größen in Tabelle 3-11

Tabelle 3-11 Auflistung der zu messenden Größen

Messgröße	Beschreibung
$(t_{\uparrow\bullet,Op} + t_{\uparrow\circ,TOp})$	Latenzzeit der Operator/Teleoperator-Einheit für das Boden- und Raumsegment in Forward-Richtung
$(t_{\uparrow\bullet,DU} + t_{\uparrow\circ,DU})$	Latenzzeit der Dateneinheiten für das Boden- und Raumsegment in Forward-Richtung
$(t_{\uparrow\bullet,HF} + t_{\uparrow\circ,HF})$	Latenzzeit der HF-/Basisband-Einheit für das Boden- und Raumsegment in Forward-Richtung
$(t_{\uparrow\downarrow} + t_{\downarrow\uparrow})$	Gesamte Signallaufzeit im Orbit in Forward- und Return-Richtung

3.6 Aufbau der Messumgebung

In der nachstehenden Abb. 3-20 ist das Blockbild der Messumgebung dargestellt. Die verschiedenen Subelemente Operator/Teleoperator, Dateneinheit, HF-/Basisband-Einheit und Signallaufzeit im Orbit sind farblich hervorgehoben.

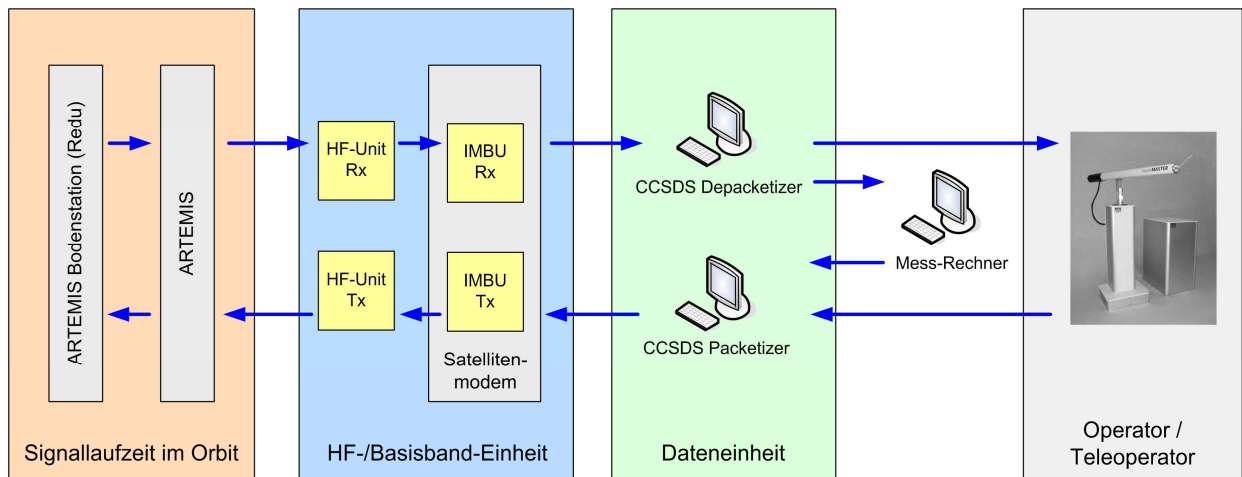


Abb. 3-20: Experimentaufbau – Blockbild der Messumgebung

Da die Satellitenbodenstation über keine repräsentative Operator/Teleoperator-Einheit verfügte, wurde nach einer entsprechenden Ergänzung gesucht. Die gute Zusammenarbeit der einzelnen Teilprojekte im Sonderforschungsbereich 453 ermöglichte den Einsatz der Operator/Teleoperator-Einheit „HapticMaster“ vom Institut für Werkzeugmaschinen und Betriebswissenschaften (IWB, Prof. Zäh), [13]. Der HapticMaster ist ein Manipulationssystem mit 3 translatorischen Freiheitsgraden und besitzt eine kraftgeregelte haptische Schnittstelle (siehe Abb. 3-21) [60]. Das System vermittelt dem Anwender haptische Empfindungen von Gewichten und Kräften im Rahmen eines Anwenderszenarios, das im Vorfeld als Computermodell erstellt wurde (Abb. 3-23). Da der HapticMaster über keine geeignete Datenschnittstelle zur Anbindung an die Satellitenbodenstation verfügte, musste eine entsprechende Schnittstelle auf Basis des UDP-Standards (UDP – User Datagram Protocol [59]) integriert werden. Nach erfolgreicher Anbindung des HapticMasters durch die neu integrierte UDP-Schnittstelle an die Satellitenbodenstation konnte das System als repräsentatives telepräsentens Anwenderszenario für die Messumgebung verwendet werden.



Abb. 3-21: Installiertes HapticMaster-Manipulationssystem am Lehrstuhl Raumfahrttechnik mit entsprechendem Szenario

Der in Abb. 3-20 eingezeichnete Mess-Rechner in Form eines PC's (PC – Personal Computer) dient als ausführende Plattform für das Messinstrument, einem UDP-Zeitmess-Programm. Das Programm liest die aktuelle Uhrzeit des Mess-Rechners als Datenwort aus und verpackt diese gemeinsam mit einer Paketnummer in ein UDP-Datenpaket. Empfängt das Programm dieses UDP-Paket wieder, so wird aus der Empfangszeit und der im UDP-Paket enthaltenen Sendezeit die Latenzzeit berechnet. Dieses Programm wurde im Rahmen des SFB 453 [58] am Institut für Robotik und Mechatronik des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) entwickelt. Ausgehend von dem Mess-Rechner und dem darauf laufenden UDP-Zeitmess-Programm werden die Dateneinheit und die HF-/Basisband-Einheit mit Hilfe einer Loopback-Verbindung getrennt vermessen. Das Operator/Teleoperator-System verfügt bereits über ein entsprechendes Zeitmess-Programm, der Einsatz des Mess-Rechners ist daher nicht erforderlich. Für die Vermessung der Signallaufzeit im Orbit wird ein völlig unterschiedliches Messverfahren verwendet. Anhand von erzeugten Spannungsimpulsen im Sende- und Empfangsmodul des Satellitenmodems kann mit Hilfe eines Speicherozilloskops die Signallaufzeit vermessen werden. Eine detailliertere Ausführung dieser Messung ist in Kapitel 3.7.4 und im Anhang Kapitel C.4 zu finden.

3.7 Latenzzeitmessungen

In diesem Kapitel werden die einzelnen Latenzzeitmessungen detaillierter betrachtet. Nach einer Beschreibung des prinzipiellen Messaufbaus folgt eine Darstellung und Analyse der Messwerte. Bei den Messungen wird, soweit das System entsprechende Einstellungen erlaubt, der Fokus auf die Variation der Paketgröße und der Datenrate und die damit verbundene Abhängigkeit zur Latenzzeit gelegt. Basierend auf diesen Messungen wird in Kapitel 4 ein Kommunikations-Zeitmodell entworfen.

3.7.1 Latenzzeitmessung - Operator/Teleoperator

In der nachstehenden Abb. 3-22 ist das Blockbild der Messumgebung zur Vermessung der Operator/Teleoperator-Einheit (HapticMaster) dargestellt. Als Messinstrument fungiert das Zeitmess-Programm des HapticMaster-Rechners. Dieses Zeitmess-Programm funktioniert sehr ähnlich dem beschriebenen UDP-Zeitmess-Programm. Es generiert UDP-Pakete und versieht diese mit einer Paketnummer, den Positionsdaten des Manipulators und einem Zeitstempel der Absendezeit des Paketes. Da es nicht möglich ist, diese Pakete auf direktem Weg wieder in den HapticMaster einzuspeisen, werden die Pakete über einen weiteren Rechner (Spiegelungs-Rechner) umgeleitet. Dieser Rechner verfügt über eine Software, die UDP-Pakete empfangen und an einen anderen beliebigen Rechner versenden kann. Mit Hilfe dieses zusätzlichen Rechners konnten die UDP-Pakete wieder in den HapticMaster eingespeist werden. Die durch den zusätzlichen Rechner auftretenden Latenzzeiten sind kleiner als 1 ms und daher für die Messauswertung nicht von Bedeutung.

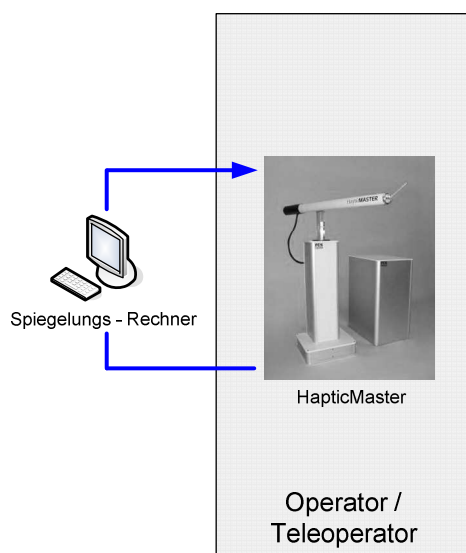


Abb. 3-22: Blockbild der Messumgebung zur Vermessung der Operator/Teleoperator-Einheit

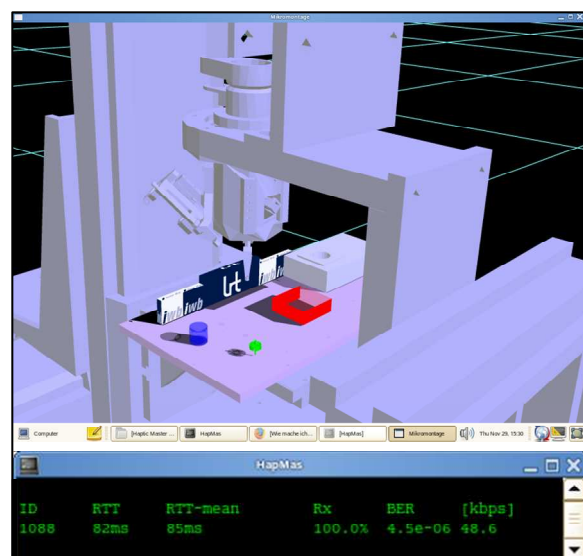


Abb. 3-23: Virtuelles Szenario der Operator/Teleoperator-Einheit (HapticMaster) mit entsprechendem Informationsfenster

Wird nun das zeitliche Verhalten abhängig von der Paketgröße betrachtet, so ergibt sich der in Abb. 3-24 dargestellte Verlauf. Der resultierende nahezu konstante Graph weist einen mittleren Wert von 85 ms auf. Diese gemessene Latenzzeit ergibt sich durch die feste Frame Time des HapticMasters. Laut Dokumentation liegt diese für den Sendepfad bei etwa 42 ms. Da der gemessene Wert von 85 ms sowohl den Sende- als auch den Empfangspfad mit einschließt und in etwa dem doppelten Wert aus der Dokumentation entspricht, ist dieser Messwert bei einer Messungenauigkeit von ± 1 ms als realistisch anzusehen. Der konstante Verlauf ist durch die vergleichsweise geringen Datenraten (< 230 kBit/s) in Bezug auf die maximale Datenrate des lokalen Netzwerkes von 100 MBit/s erklärbar.

Eine Messung der auftretenden Latenzzeit für unterschiedliche Frame Time-Werte war nicht zu realisieren, da es keine Möglichkeit gab, die Frame Time des HapticMasters zu variieren.

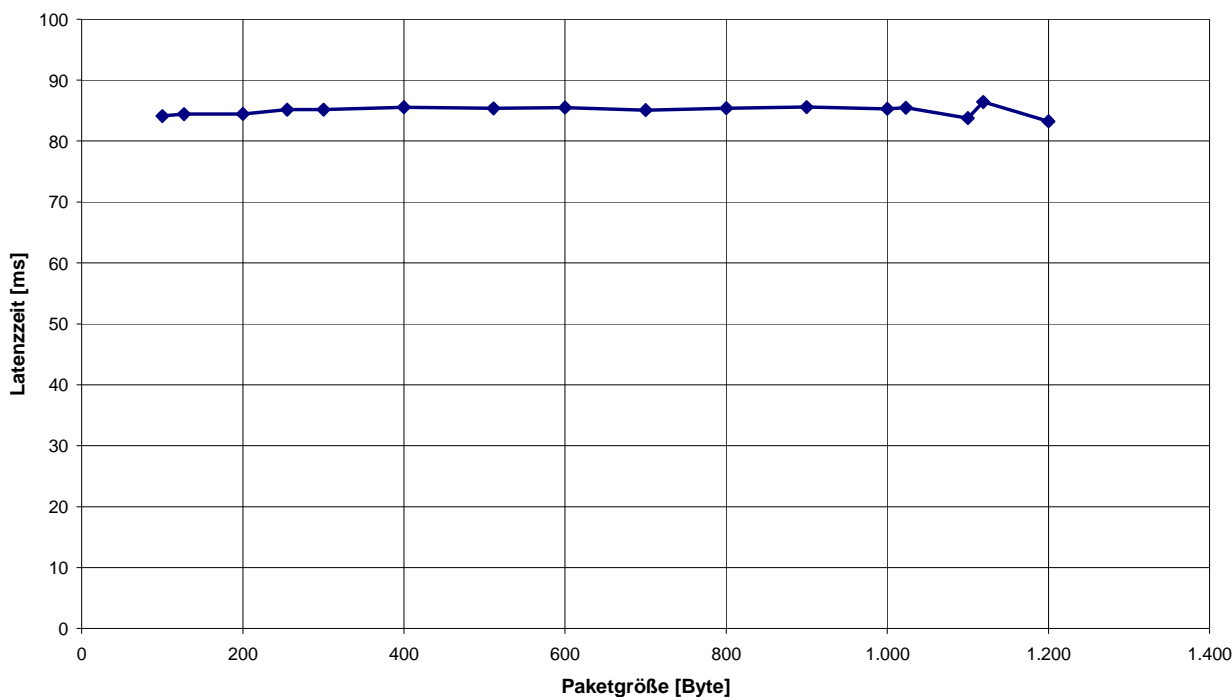


Abb. 3-24: Messkurve der Operator/Teleoperator-Einheit – Latenzzeit über Paketgröße

3.7.2 Latenzzeitmessung - Dateneinheit

In der nachstehenden Abb. 3-25 ist das Blockbild der Messumgebung zur Vermessung der Dateneinheit dargestellt. Als Messinstrument fungiert der Mess-Rechner mit dem entsprechenden UDP-Zeitmess-Programm. Die Dateneinheit besteht aus zwei getrennten Rechnern, dem CCSDS-Paketizer-Rechner und dem CCSDS-Depaketizer-Rechner. Auf beiden Rechnern ist eine entsprechende Packetizer- bzw. Depaketizer-Software der Firma LSE Space installiert. Die Loopback-Verbindung zwischen diesen beiden Rechnern ist in Form einer lokalen Netzwerkverbindung realisiert.

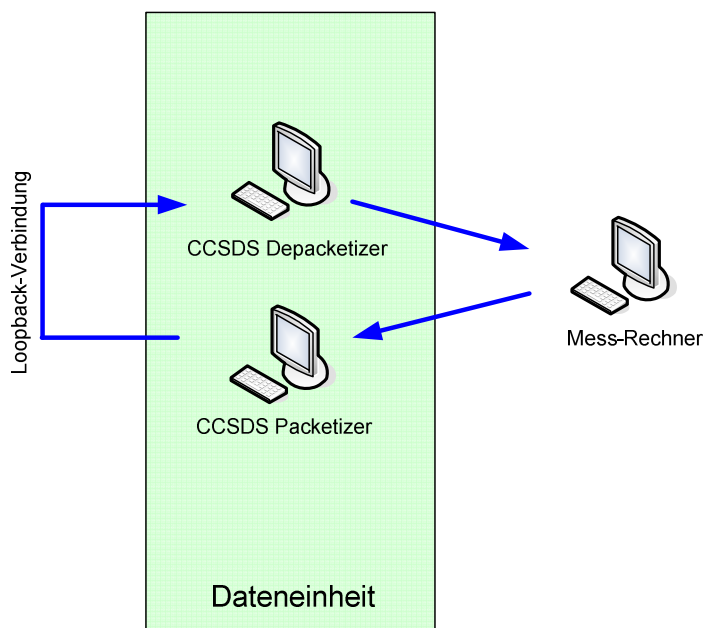


Abb. 3-25: Blockbild der Messumgebung zur Vermessung der Dateneinheit

tenzzeit bei Paketen mit einer Größe von 2^n -Byte zu erkennen. Diese Änderungen könnten von einer internen Speicherallokation herrühren.

Eine Variation der Datenrate konnte bei der von der Firma LSE Space bereitgestellten Softwareumgebung nicht durchgeführt werden. Das System arbeitet intern mit einer konstanten Datenrate von 3 MBit/s und einer Paketgröße von 1119 Byte, um so konform mit dem CCSDS-Standard zu sein.

Wird der graphische Verlauf der Latenzzeit in Abhängigkeit der Paketgröße in Abb. 3-26 betrachtet, so ist ab einer Paketgröße von zirka 400 Byte ein sehr konstanter Verlauf um den Wert von etwa 22 ms festzustellen. Im Bereich unter 400 Byte ist eine Erhöhung bis zu 9 ms gemessen worden. Dieses Ansteigen ist durch den erhöhten Datenverarbeitungsaufwand bei sehr kleinen Datenpaketgrößen zu erklären. Bei der Verwendung von Paketgrößen größer als 400 Byte verhält sich die gemessene Dateneinheit sehr konstant. Ansatzweise sind leichte Änderungen in der La-

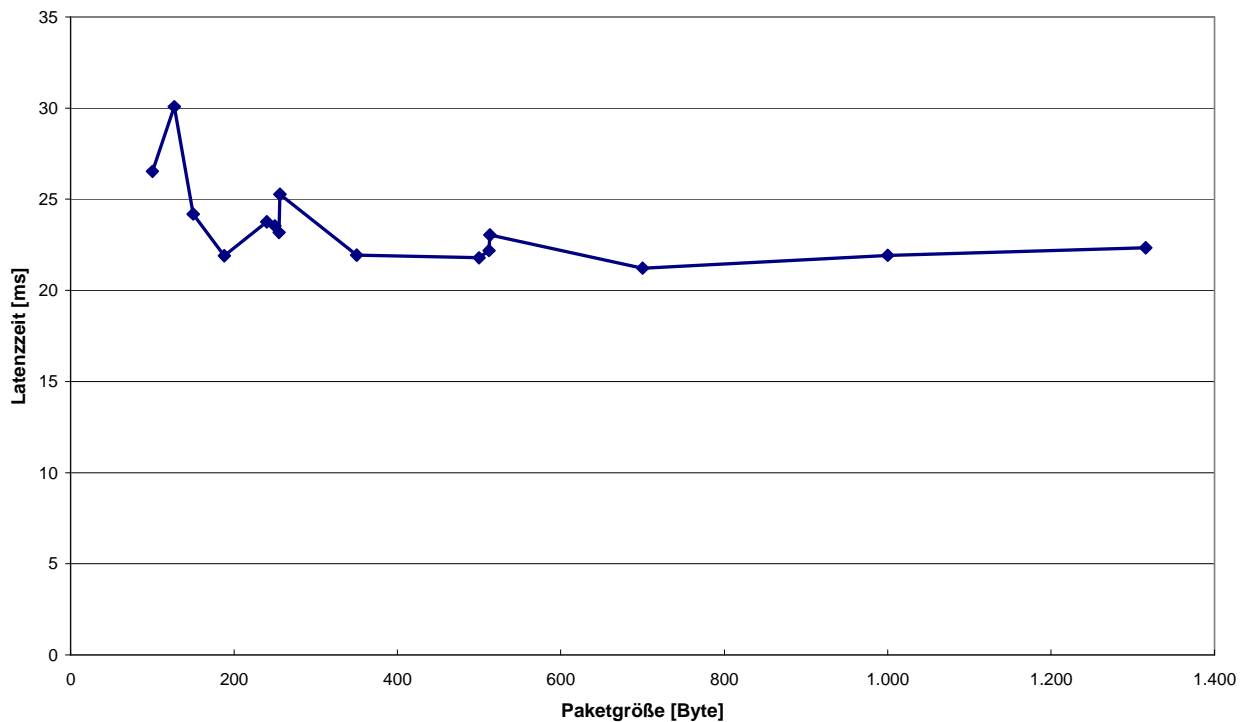


Abb. 3-26: Messkurve der Dateneinheit - Latenzzeit über Paketgröße

3.7.3 Latenzzeitmessung - HF-/Basisband-Einheit

In der nachstehenden Abb. 3-26 ist das Blockbild der Messumgebung zur Vermessung der HF-/Basisband-Einheit dargestellt. Als Messinstrument fungiert auch hier der Mess-Rechner mit dem entsprechenden UDP-Zeitmess-Programm. Die HF-/Basisband-Einheit ist ein kommerzielles Produkt der Firma Satellite Services BV mit der Bezeichnung IMBU (Integrated Modem and Baseband Unit). Es besteht aus zwei getrennten Modulen, einem Sendemodul IMBU-Tx und einem Empfangsmodul IMBU-Rx. Das Sendemodul verarbeitet die ankommenden Daten, bereitet diese für die Übertragung auf (Kodierung und Modulation) und gibt das verarbeitete Signal auf einer Frequenz von 70 MHz aus. Dieses Frequenzband wird typischerweise als Zwischenfrequenzband für die endgültige Sendefrequenz verwendet. Auf der Empfangsseite wird das Signal ebenfalls im 70 MHz-Zwischenfrequenzband empfangen und in einen digitalen Datenstrom zurückgewandelt. Dieses Zwischenfrequenzband wird bei dieser Messung für die erforderliche Loopback-Verbindung verwendet. Die Messung der Latenzzeit erfolgt nach Bereitstellen der Loopback-Verbindung völlig identisch zu der Latenzzeitmessung der Dateneinheit.

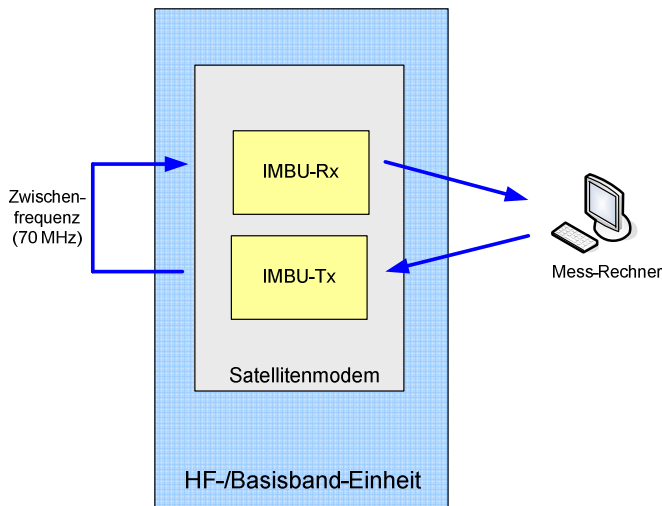


Abb. 3-27: Blockbild der Messumgebung zur Vermessung der HF-/Basisband-Einheit

Bei Betrachtung des graphischen Verlaufs der Latenzzeit in Abhängigkeit der Paketgröße, Abb. 3-28, ist ein sehr unregelmäßiger Graph zu erkennen. Bei einer genaueren Betrachtung stellt sich heraus, dass die sehr ausgeprägten Minima bei dem 2^n-1 fachen der Paketgröße auftreten, (127 Byte, 255 Byte, 511 Byte). Dieser Effekt ist durch den im Satellitenmodem integrierten Datenstromregulator zu erklären. Die Latenzzeiten in diesen Minima beträgt ~ 8 ms.

Als weitere Messung wurde die Datenrate bei den Paketgrößen 127, 255 und 511 Byte im Bereich zwischen 0,1 MBit/s und 1,125 MBit/s variiert und die resultierende Latenzzeit gemessen. Die resultierenden Messgraphen sind in Abb. 3-29 dargestellt. Es ist ein $1/x$ - Verlauf zu vermuten, der, wie sich in der Analyse der Messungen (Kapitel 3.8) zeigen wird, auch bestätigt.

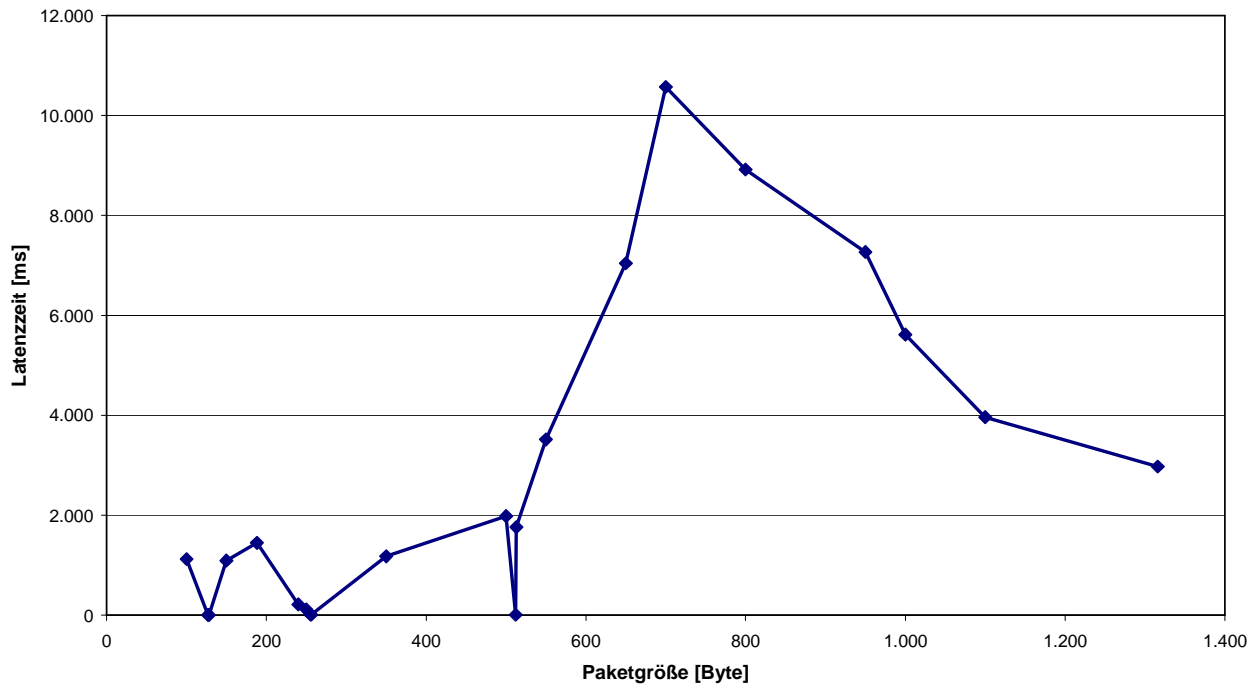


Abb. 3-28: Messkurve der HF-/Basisband-Einheit – Latenzzeit vs. Paketgröße

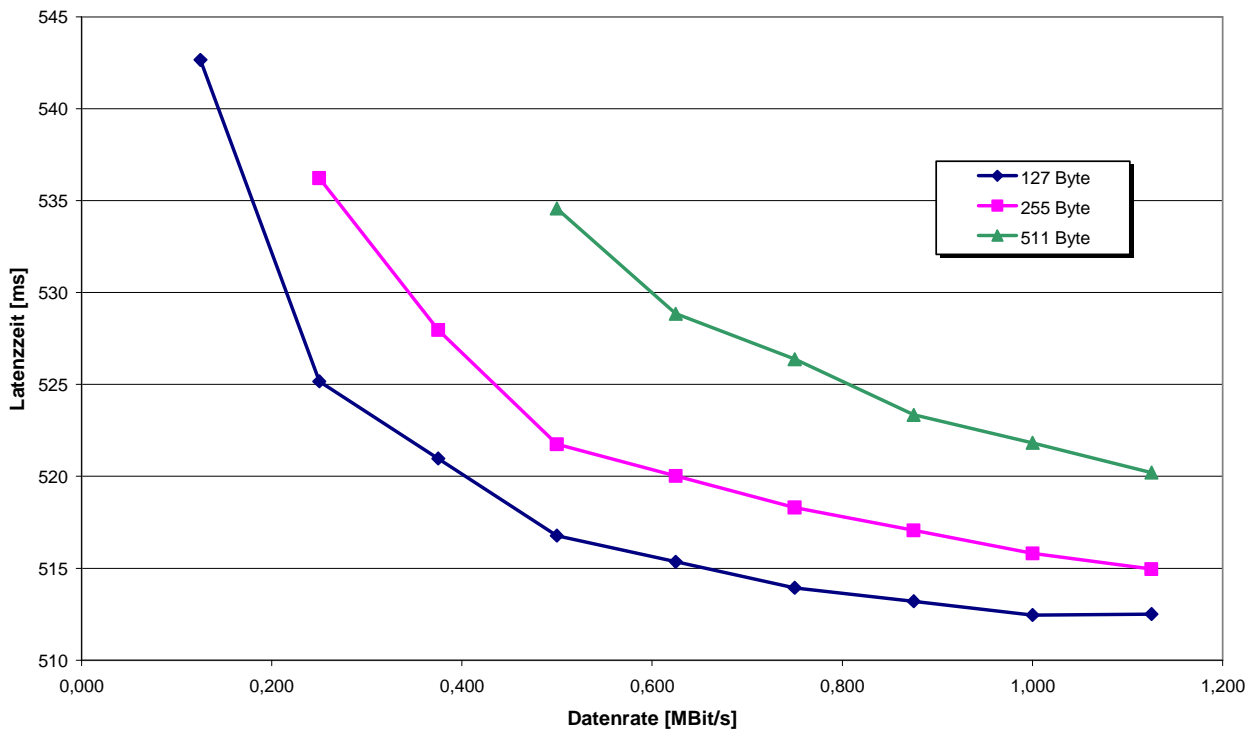


Abb. 3-29: Messkurve der HF-/Basisband-Einheit – Latenzzeit vs. Datenrate bei den Paketgrößen 127 Byte, 255 Byte und 511 Byte

3.7.4 Latenzzeitmessung - Signallaufzeit im Orbit

Ziel dieser Messung ist es, erstmals eine definierte Schnittstelle zwischen den Hauptelementen Signalweg im Orbit und dem Bodensegment / Raumsegment zu finden. Durch diese Schnittstellendefinition soll es in Zukunft möglich sein, Zeitmessungen abgekoppelt von realen Satellitenverbindungen durchführen zu können.

Die Vermessung der Signallaufzeit im Orbit erfolgt nicht durch das UDP-Zeitmess-Programm, sondern durch eine spezielle Funktion des Satellitenmodems (IMBU). Diese spezielle Konfiguration verwendet den im CCSDS-Standard vereinbarten Synchronisationsmarker (ASM – Attached Synchronization Marker) zur Bestimmung der Signallaufzeit. Der ASM wird kurz vor dem Absenden dem zu sendenden Datenwort angefügt. Der Empfänger nutzt diesen ASM zur Synchronisation der Datenworte beim Empfang. Sowohl im Sende- als auch im Empfangspfad werden bei der Detektion eines ASM-Spannungsimpulses an den Testausgängen der IMBU generiert. Diese Ausgänge sind jeweils durch ein Koaxialkabel mit einem Eingang eines Speicheroszilloskops verbunden. Das Speicheroszilloskop stellt diese Impulse graphisch dar. Aus dem zeitlichen Versatz der Impulse kann die Signallaufzeit abgelesen werden. Eine detaillierte Funktionsbeschreibung und zugehörige Oszilloskopbilder sind im Anhang C.4 beigefügt. Abb. 3-30 zeigt den logischen Messaufbau anhand eines Blockbildes.

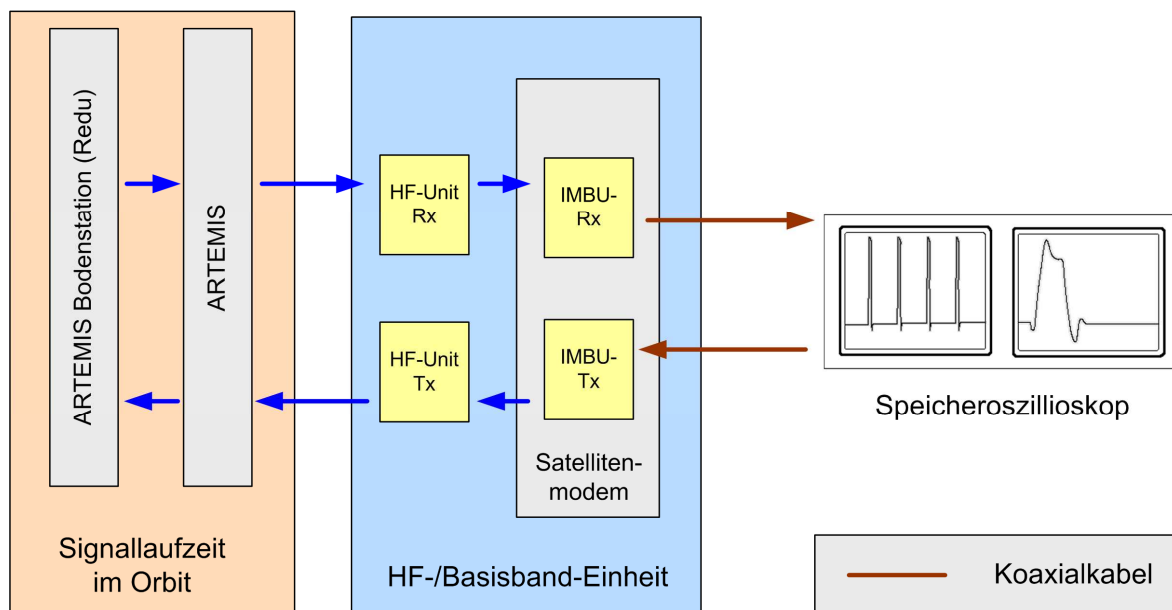


Abb. 3-30: Blockbild der Messumgebung zur Vermessung der Signallaufzeit im Orbit

Wie bereits in Kapitel 3.4 erläutert, wird für die experimentelle Untersuchung der Relaisatellit ARTEMIS, die zugehörige Bodenstation in Redu und die eigens gebaute LRT-Satellitenbodenstation in Garching verwendet. In Abb. 3-31 ist ein 3D-Bild des tatsächlich vermessenen Signalweges dargestellt. Die Graphik zeigt die Erde mit einem entsprechenden Koordinatensystem. Die drei wichtigsten Positionspunkte der beiden Bodenstationen und des Relaisatelliten sind

durch Punkte markiert. Die daraus entstehenden Datenverbindungen sind durch blaue Pfeile gekennzeichnet.

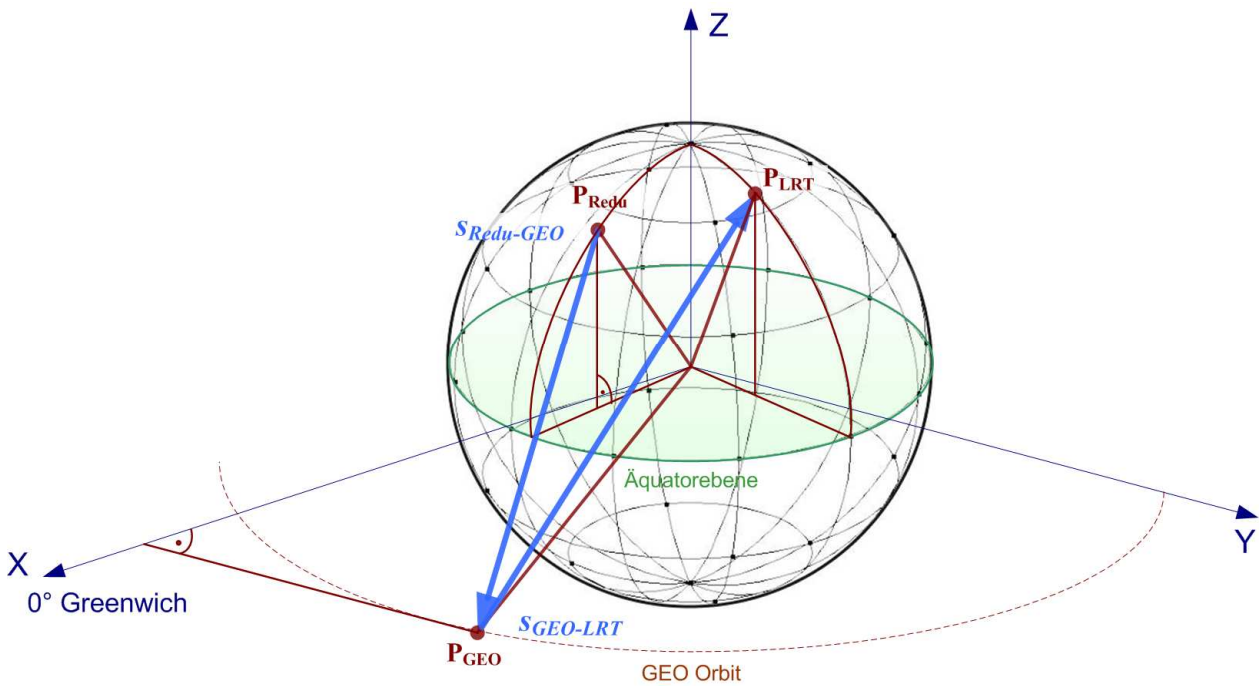


Abb. 3-31: Darstellung der experimentellen Vermessung der Signallaufzeit im Orbit als 3D-Ansicht

Beschreibung der wichtigsten Punkte und Entfernungen in der Graphik,

P_{Redu}	Position der ARTEMIS Bodenstation in Redu
P_{GEO}	Position des GEO-Relaisatelliten ARTEMIS
P_{LRT}	Position der LRT-Bodenstation in Garching
$s_{\text{Redu-GEO}}$	Entfernung zwischen der Bodenstation in Redu und dem Relaisatelliten ARTEMIS
$s_{\text{GEO-LRT}}$	Entfernung zwischen dem Relaisatelliten ARTEMIS und der LRT-Bodenstation

Für die Definition der gewünschten Schnittstelle zwischen den Hauptelementen wurde als Vergleichswert zur Messung eine Berechnung mit dem Orbit Simulationsprogramm STK (Satelliten Tool Kit) durchgeführt. Mit Hilfe der von STK berechneten Entfernung $s_{\text{Redu-GEO}}$ und $s_{\text{GEO-LRT}}$ kann festgestellt werden, ob das angewandte Messverfahren sich zur Schnittstellendefinition eignet. Die für die Entfernungsberechnung erforderlichen Bahnelemente (2-Line Elements) für ARTEMIS wurden von NORAD (Celestrak) [47] übernommen. Als Zeitraum wurde jener Tag

(12.06.2007) gewählt, in der auch die Laufzeitmessungen durchgeführt wurden. Als Bodenstationskoordinaten wurde die bei dem Experiment eingesetzte Bodenstation in Redu und die Koordinaten der LRT-Satellitenbodenstation verwendet. Die von STK berechneten Entfernungen wurden in eine MS Excel-Tabelle (Abb. 3-32) übertragen, die entsprechende Signallaufzeit im Orbit (Round Trip-Zeit) berechnet und der sich ergebende Verlauf graphisch dargestellt, Abb. 3-33.

	A	B	C	H	I
1	Datum / Uhrzeit	Entfernungen [km]		Signallaufzeit [s]	
2	-	<i>S Redu-GEO</i>	<i>S GEO-LRT</i>	t_{\downarrow}	
3	12.06.2007 00:01	38.826	38.485	0,516	
4	12.06.2007 00:02	38.828	38.487	0,516	
5	12.06.2007 00:03	38.830	38.489	0,516	
6	12.06.2007 00:04	38.832	38.491	0,516	
7	12.06.2007 00:05	38.834	38.493	0,516	
8	12.06.2007 00:06	38.836	38.495	0,516	
9	12.06.2007 00:07	38.838	38.497	0,516	
10	12.06.2007 00:08	38.840	38.499	0,516	

Abb. 3-32: Berechnete Entfernungen und Latenzzeiten für die experimentelle Überprüfung der Signallaufzeit im Orbit

Dieser berechnete Wert für die Signallaufzeit wird nun dem gemessenen Wert (siehe Messprotokoll Anhang C.4) gegenüber gestellt, die Resultate sind in Tabelle 3-12 zusammengefasst.

Tabelle 3-12 Gegenüberstellung berechneter und gemessener Signallaufzeiten

Berechnete Signallaufzeit aus STK	Gemessene Signallaufzeit
506 ms < t_{\downarrow} < 520 ms (in 24 h)	517 ms
$t_{\downarrow} = 517$ ms (@ 08:09 UTC)	

Die Rechnung weist gegenüber der Messung eine Zeitdifferenz von bis zu 11 ms auf. Diese Zeitdifferenz lässt sich durch die kontinuierlich orbitale Bewegung von ARTEMIS erklären. Die Abb. 3-33 verdeutlicht diese Bewegungen anhand der gesamten Latenzzeit zwischen Garching, ARTEMIS und Redu über eine Zeitdauer von 24 Stunden. Durch die ständige Bewegung von ARTEMIS ergibt sich ein sinusähnlicher Verlauf der Latenzzeit. Dabei schwankt die Zeit um den Mittelwert von 513 ms. Wird vom gesamten dargestellten Verlauf nur jener Zeitraum betrachtet, in dem die Messung durchgeführt wurde (08:09 UTC, 08:21 UTC), in dieser Graphik als rote Balken symbolisiert, so deckt sich der gemessene Wert exakt mit dem berechneten Wert aus STK.

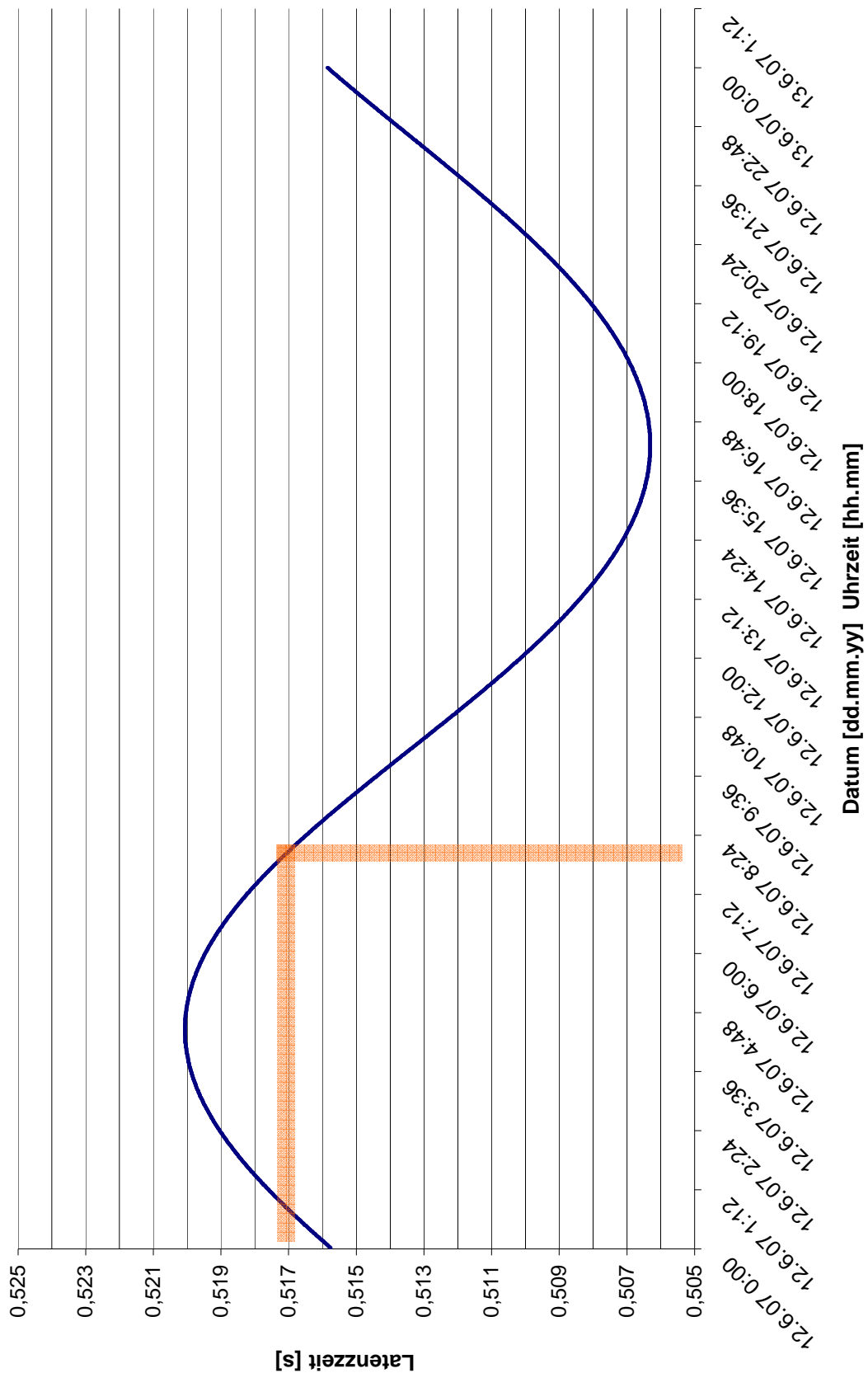


Abb. 3-33: Graphische Darstellung der berechneten Signallaufzeit am Messtag (12.6.2007) für die Verbindung: Garching – ARTEMIS – Redu – ARTEMIS – Garching

3.8 Analyse der Messergebnisse

Operator/Teleoperator-Einheit und Dateneinheit. Die Vermessung der Operator/Teleoperator-Einheit und der Dateneinheit hat einen sehr konstanten Verlauf und somit eine entsprechende Unabhängigkeit der Latenzzeit für unterschiedliche Paketgrößen ergeben. Diese Konstanz ist damit zu begründen, dass die bei den Messungen erzeugte geringe Datenrate (etwa 200 kBit/s) in Bezug auf die maximale Datenrate des lokalen Netzwerkes (100 MBit/s) äußerst gering ist. Die gesamte Netzwerkinfrastruktur (Netzwerkkarten, Switch, Rechner, Server, Kabel,...) wird kaum ausgelastet und verfügt daher über ausreichend Rechenreserven, was eine geringe Latenzzeit ermöglicht. Mathematisch lässt sich dieses Ergebnis durch die Gleichungen (3-10) und (3-11) anschreiben.

$$(t_{\uparrow\bullet,Op} + t_{\uparrow\circ,Top}) = konst. \quad (3-10)$$

$$(t_{\uparrow\bullet,DU} + t_{\uparrow\circ,DU}) = konst. \quad (3-11)$$

HF-/Basisband-Einheit. Das zeitliche Verhalten der HF-/Basisband-Einheit zeigte bei der Variation der Paketgröße einen sehr unerwarteten Verlauf. Die geringsten Latenzzeiten von etwa 8 ms, konnten bei den Paketgrößen 127, 255 und 511 Byte (vgl.: 2^n-1) gemessen werden. Dieser Effekt lässt auf eine optimale Speicherplatzverwaltung bei den internen Prozessen des Satellitenmodems schließen. Des Weiteren wurde bei den angeführten Paketgrößen die Datenrate variiert und die resultierende Latenzzeit gemessen. Der sich gemessene Verlauf lässt sich durch Gleichung (3-12) beschreiben.

$$(t_{\uparrow\bullet,HF} + t_{\uparrow\circ,HF}) = \frac{8 \cdot l_{\uparrow,Packet}}{r_{\uparrow,Data}} \quad (3-12)$$

$l_{\uparrow,Packet}$ Transfer Frame-Länge (Byte) in *Forward*-Richtung

$r_{\uparrow,Data}$ Datenrate (Bit/s) in *Forward*-Richtung

Dieser Zusammenhang lässt sich gut am Beispiel eines zu empfangenen Paketes beschreiben. Das zu empfangene Paket mit der Länge $l_{\uparrow,Packet}$ wird seriell und bitweise in das Satellitenmodem eingelesen. Die Einlesegeschwindigkeit hängt dabei von der Empfangsdatenrate ($r_{\uparrow,Data}$) ab. Das Datenwort kann erst zur Weiterverarbeitung freigegeben werden, wenn es komplett in das Satellitenmodem eingelesen wurde. Wird der mathematische Zusammenhang aus Gleichung (3-12) mit den gemessenen Latenzzeiten verglichen, so zeigt sich bei einem absoluten Messfehler von etwa 5 ms eine sehr gute Übereinstimmung, siehe Abb. 3-34. Eine weitere Erkenntnis aus dieser Messung ist, dass keine weiteren Latenzzeiten nach der Modulierung und vor der Demodulierung auftreten. Ebenso konnten keine nennenswerten Latenzzeiten durch anfallende Kanalkodierungen oder Fehlerkorrekturen festgestellt werden. Somit ist die Zwischenfrequenz eine geeignete

Schnittstelle zwischen den Hauptelementen Signalweg im Orbit und Bodensegment /Raumsegment.

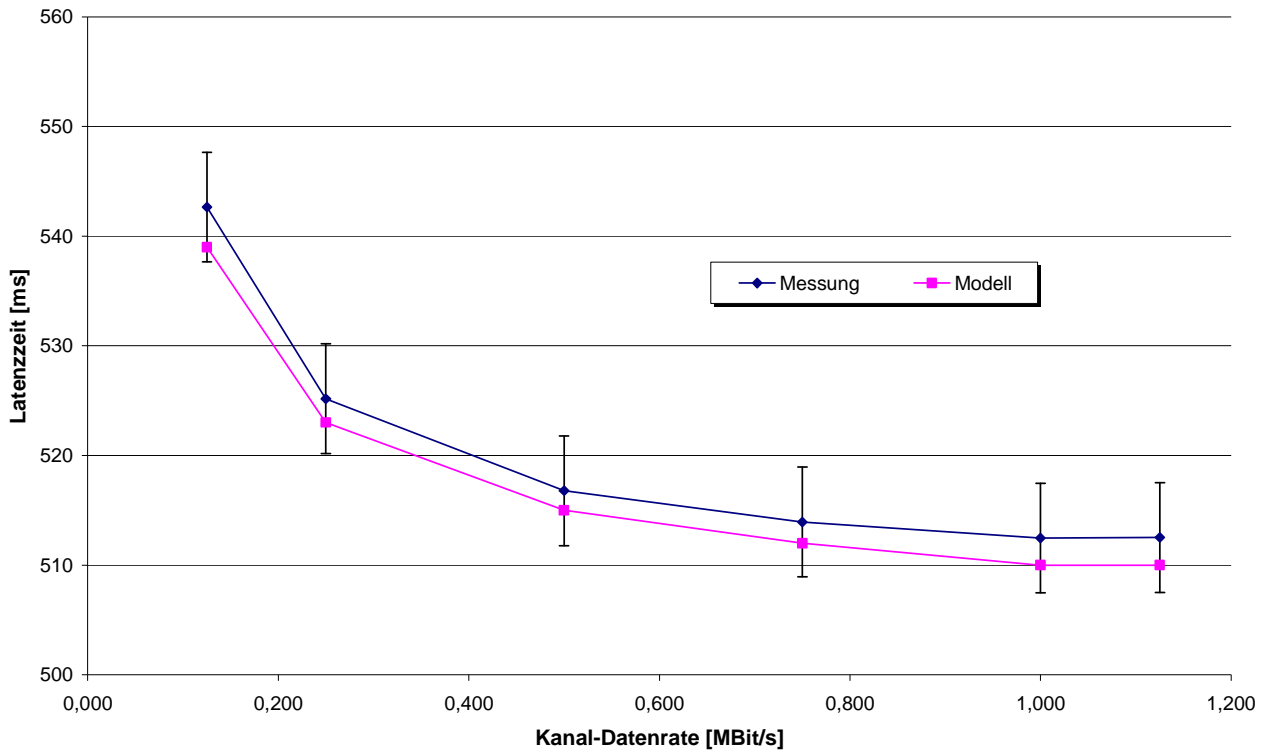


Abb. 3-34: Gegenüberstellung von Modell und Messung der HF-/Basisband-Einheit - Latenzzeit vs. Datenrate bei einer Paketgröße von 127 Byte (Fehlerindikator ± 5 ms)

Signallaufzeit im Orbit. Im Rahmen der Latenzzeitmessung für die HF-/Basisband-Einheit wurde die tatsächliche Signallaufzeit im Orbit mit den berechneten Werten aus dem Orbit simulationsprogramm STK verglichen. Die sehr gute Übereinstimmung von gemessenen zu berechneten Werten erlaubt es, die auftretende Latenzzeit durch die Gleichung (3-13) zu beschreiben.

$$(t_{\uparrow\downarrow} + t_{\downarrow\uparrow}) = 2 \cdot \frac{s_{GS-GEO} + s_{GEO-LEO}}{c} \quad (3-13)$$

4 Informationstheoretische Modellierung des telepräsenten Raumfahrtszenarios

4.1 Funktionsmerkmale des Modells

Um das Latenzzeitverhalten von telepräsenten Raumfahrtmissionen in der frühzeitigen Missionsphase und während des Betriebes abschätzen zu können, soll aus den gewonnenen Erkenntnissen der experimentellen Untersuchung ein *Kommunikations-Zeitmodell für telepräsente Raumfahrtmissionen* erstellt werden. Zu Beginn des Modellentwurfs wurden Funktionsmerkmale des Modells definiert. Die **Funktionsmerkmale** sind:

- Systemcharakterisierung durch Umgebungsvariablen
Das zu analysierende Raumfahrtsystem wird durch Parameter charakterisiert. Diese Parameter werden in weiterer Folge als Umgebungsvariablen bezeichnet und ihre Werte als bekannt angenommen.
- Berechnung der Entfernungen
Die Berechnung der relativen Entfernungen zwischen dem GEO-Relaissatelliten, dem LEO-Satelliten und der Bodenstation soll anhand der satellitenspezifischen Bahnelemente (2-Line Elements) und der Position der Bodenstation (Längengrad, Breitengrad) erfolgen.
- Bewertbare Systemgröße
Als Ausgabe einer bewertbaren Systemgröße wird in diesem Modell die Round Trip-Zeit verwendet. Durch Berechnung dieser Größe ist eine Bewertung eines telepräsenten Raumfahrtsystems auf seine Telepräsenzfähigkeit hin möglich.

4.2 Ableitung der Modellgleichung

Unter Anwendung der in Kapitel 3.1 eingeführten Nomenklatur, der Darstellung eines telepräsenten Raumfahrt-Kommunikationssystems und den Erkenntnissen aus der experimentellen Untersuchung, wird eine Modellgleichung zur Berechnung der Round Trip-Zeit entwickelt. Als Basis zur Ableitung der Modellgleichung dient zum einen die in Kapitel 3.5 abgeleitete Gleichung (3-9) für die experimentelle Laufzeituntersuchung und zum anderen die Ergebnisse und Gleichungen (3-10) bis (3-12) aus der Latenzzeituntersuchung in Kapitel 3.8. Die referenzierten Gleichungen sind zur besseren Übersicht nochmals gesammelt in Tabelle 4-1 aufgelistet.

Tabelle 4-1 Auflistung der erforderlichen Gleichungen zur Ableitung der Modellgleichung

Gleichung		Beschreibung
$t_{\Leftrightarrow} = 2 \cdot \left[\left(t_{\uparrow\bullet,Op} + t_{\uparrow\circ,Top} \right) + \left(t_{\uparrow\bullet,DU} + t_{\uparrow\circ,DU} \right) + \right] + \left(t_{\uparrow\downarrow} + t_{\downarrow\downarrow} \right) \quad (4-1)$		Messgleichung
$\left(t_{\uparrow\bullet,Op} + t_{\uparrow\circ,Top} \right) = konst. \quad (4-2)$		<u>Parametergleichung</u> Operator/ Teleoperator-Einheit
$\left(t_{\uparrow\bullet,DU} + t_{\uparrow\circ,DU} \right) = konst. \quad (4-3)$		<u>Parametergleichung</u> Dateneinheit
$\left(t_{\uparrow\bullet,HF} + t_{\uparrow\circ,HF} \right) = \frac{8 \cdot I_{\uparrow,Packet}}{r_{\uparrow,Data}} \quad (4-4)$		<u>Parametergleichung</u> HF-/Basisband- Einheit
$\left(t_{\uparrow\downarrow} + t_{\downarrow\downarrow} \right) = 2 \cdot \frac{s_{GS-GEO} + s_{GEO-LEO}}{c} \quad (4-5)$		<u>Parametergleichung</u> Signallaufzeit im Orbit

Werden die Gleichungen (4-2) bis (4-5) der Subelemente in die Messgleichung (4-1) eingesetzt, so ergibt dies folgende Form,

$$t_{\Leftrightarrow} = 4 \cdot \left(t_{\uparrow\bullet,Op} + t_{\uparrow\bullet,DU} \right) + 2 \cdot \left(\frac{8 \cdot I_{\uparrow,Packet}}{r_{\uparrow,Data}} \right) + 2 \cdot \left(\frac{s_{GS-GEO} + s_{GEO-LEO}}{c} \right) \quad (4-6)$$

Basierend auf Gleichung (4-6) wird nun erstmals graphisch in Abb. 4-1 der Zusammenhang der einzelnen Parameter verdeutlicht. Die Graphik spiegelt den in dieser Arbeit vorgeschlagenen Ansatz eines telepräsenten Kommunikations-Zeitmodells wider. Dem Modell werden als Eingabewerte die Variablen aus den Parameter-Gleichungen (4-2) bis (4-5) in Form von Umgebungsvariablen bereitgestellt. Die in der Gleichung (4-5) verwendeten Parameter s_{GS-GEO} und $s_{GEO-LEO}$ müssen bei Verwendung dieser Gleichung vom Benutzer berechnet werden. Da der Rechenaufwand für diese Berechnung sehr groß sein kann, wird versucht, mit Hilfe einer Berechnungseinheit benutzerfreundliche Umgebungsvariablen zu schaffen. Die genaue Beschreibung der Berechnungseinheit erfolgt im nachstehenden Kapitel 4.3. Die Definition der in Abb. 4-1 dargestellten Berechnungseinheit steht bis zu diesem Zeitpunkt noch aus.

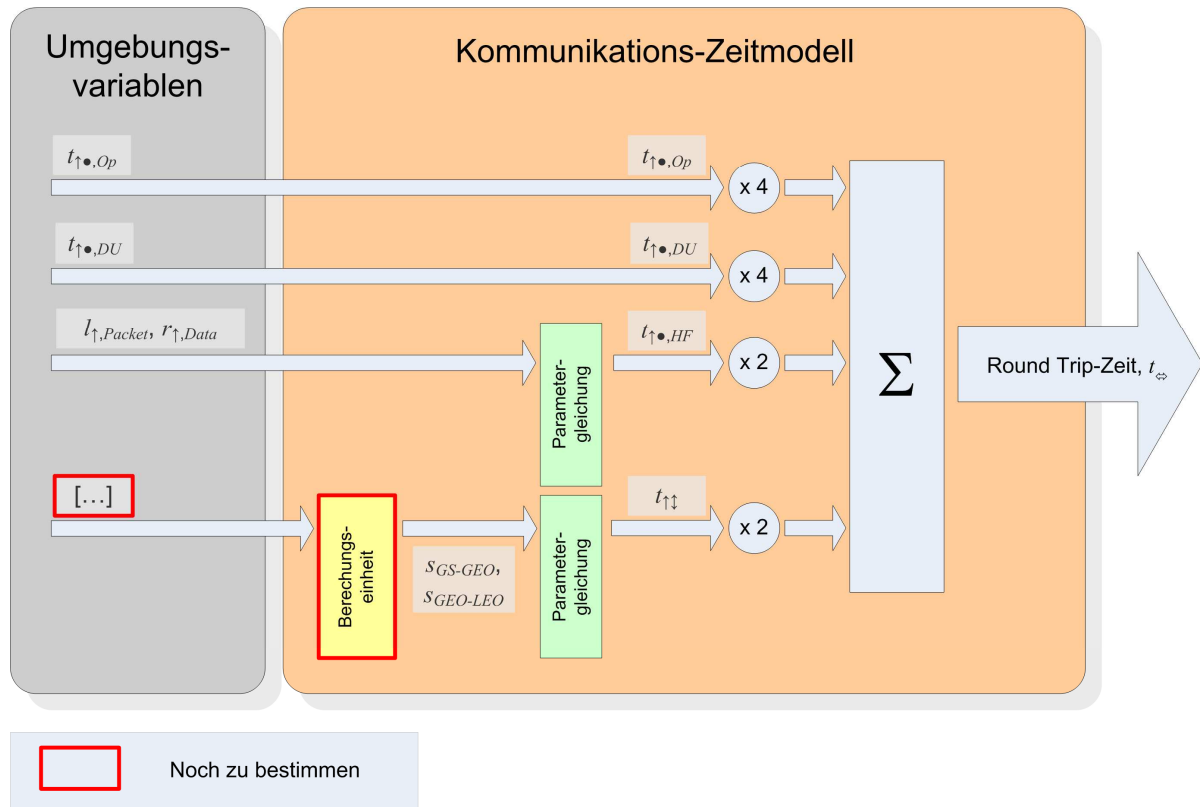


Abb. 4-1: Graphische Darstellung der allgemeinen Modellgleichung, Gleichung (4-6)

4.3 Erläuterung der Berechnungseinheit

In der Berechnungseinheit werden die relativen Entfernungen der Satelliten zueinander und zu der Bodenstation berechnet. Ziel ist es, mit einer möglichst geringen Anzahl an Eingangsparametern einen Zusammenhang für die in Gleichung (4-6) relevanten Entfernungen s_{GS-GEO} und $s_{GEO-LEO}$ zu erhalten.

Um die Datenrelais-Problematik besser verständlich zu machen, wird diese nochmals dreidimensional graphisch in Abb. 4-2 dargestellt. Das dargestellte Bild zeigt die Erde mit einem erdfesten Koordinatensystem. Dieses Koordinatensystem ist ähnlich dem inertial-geozentrisch-äquatorialen Koordinatensystem. Die X-Achse ist jedoch nicht wie in der Orbitmechanik üblich zum Frühlingspunkt ausgerichtet, sondern deckt sich mit dem Greenwich-Meridian.

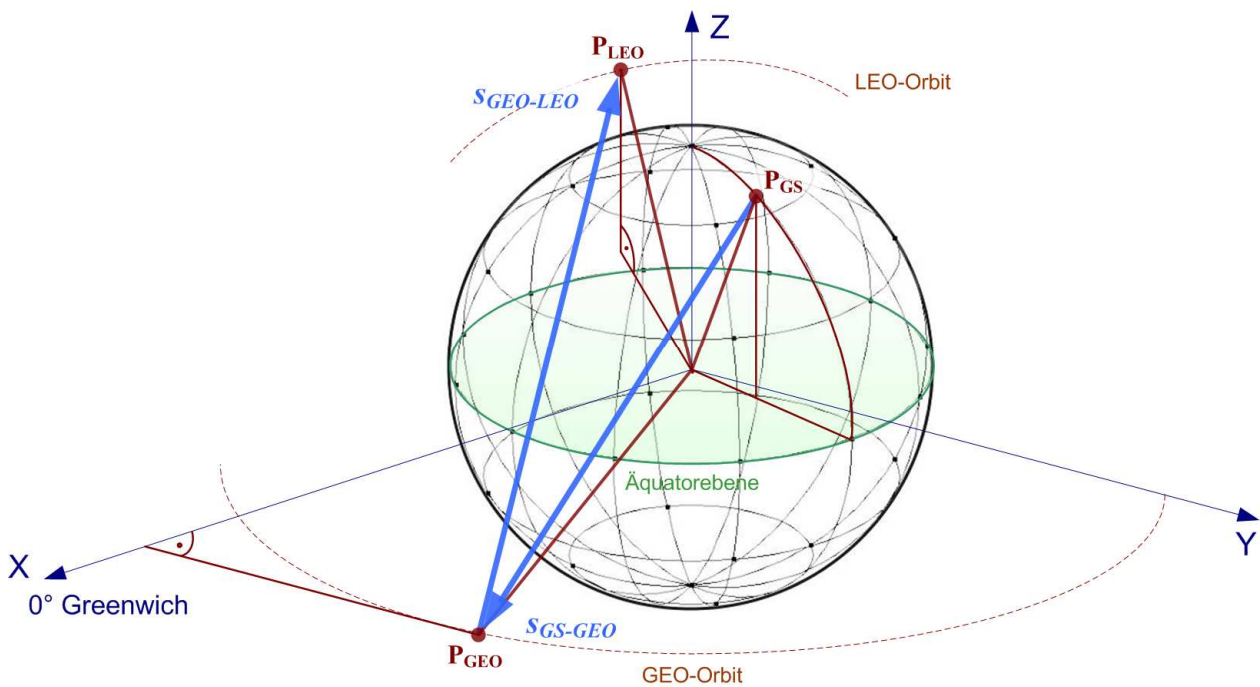


Abb. 4-2: 3D-Darstellung der Signalverbindungen zwischen der Bodenstation (P_{GS}), dem GEO- (P_{GEO}) und LEO-Satelliten (P_{LEO})

Die drei Positionsvektoren P_{GS} , P_{GEO} und P_{LEO} geben jeweils die momentane Position der Bodenstation und der GEO- und LEO-Satelliten an.

$$P_{GS} = (R_{GS}, \Phi_{GS}, \Theta_{GS})$$

Positionsvektor der Bodenstation bestimmt durch Entfernung zum Erdmittelpunkt (R_{GS}), Längengrad (Φ_{GS}) und Breitengrad (Θ_{GS}).

$$P_{GEO} = f(\Lambda_{GEO}) \\ = (R_{GEO}, \Phi_{GEO}, \Theta_{GEO})$$

Positionsvektor des GEO-Satelliten als Funktion der Bahnelemente (Λ_{GEO}) und bestimmt durch Entfernung zum Erdmittelpunkt (R_{GEO}), Längengrad (Φ_{GEO}) und Breitengrad (Θ_{GEO}).

$$P_{LEO} = f(\Lambda_{LEO})$$

Positionsvektor des LEO-Satelliten als Funktion der Bahnelemente (Λ_{LEO}).

Bahnelemente sind Zahlen, mit denen sich die Umlaufbahnen (Orbits) und Positionen von Satelliten beschreiben und bestimmen lassen. Hierzu werden die Daten einer Vorhersageberechnung mit der tatsächlichen Beobachtung durch Tracking-Stationen auf der Erde abgeglichen und als aktualisierte Bahnelemente veröffentlicht. Für die meisten Satelliten werden diese vom amerikanischen Air Force Space Command als *NASA/NORAD Two Line Elements-Format*

(TLE) im Internet [47] zur Verfügung gestellt. In Abb. 4-3 sind die Bahnelemente für die Internationale Raumstation (ISS) im NORAD-Datenformat darstellt und beschrieben.

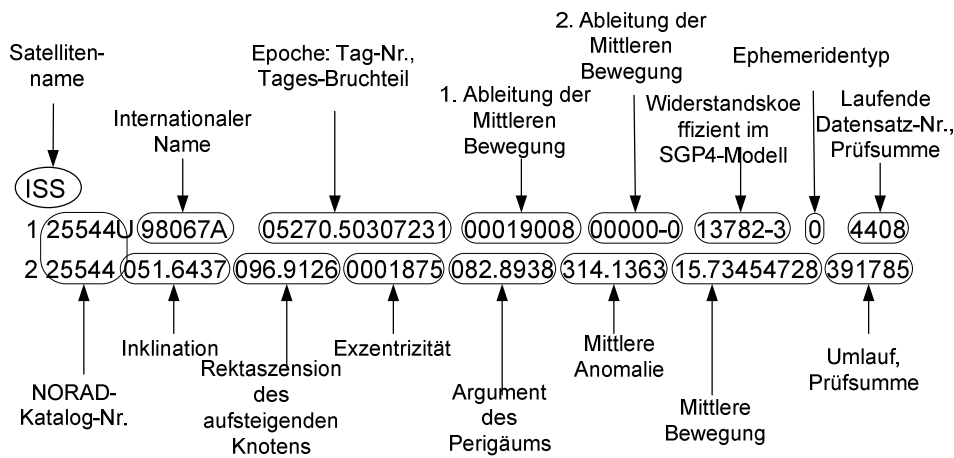


Abb. 4-3: Graphische Darstellung der ISS TLE im NORAD-Originalformat (zwei Zeilen, 69 Zeichen pro Zeile inklusive Leerstellen)

In Hinblick auf die Anwendergruppe dieses Modells (Entwicklungsingenieure und Personal des Missionbetriebes) wurden die nachstehenden Größen als adäquate Eingangsgrößen (Umgebungsvariablen) festgelegt. Die **Eingangsgrößen** der Berechnungseinheit sind:

$\mathbf{P}_{GS} = (R_{GS}, \Phi_{GS}, \Theta_{GS})$	Positionsvektor der Bodenstation, bestimmt durch Entfernung zum Erdmittelpunkt (R_{GS}), Längengrad (Φ_{GS}) und Breitengrad (Θ_{GS}).
Λ_{GEO}	Bahnelemente des GEO-Satelliten (2-Line Elements, TLE [47])
Λ_{LEO}	Bahnelemente des LEO-Satelliten (2-Line Elements, TLE [47])

Die aus Gleichung (4-6) geforderten **Ausgangsgrößen** sind

s_{GS-GEO}	Entfernung zwischen der Bodenstation und dem GEO-Relaissatelliten.
$s_{GEO-LEO}$	Entfernung zwischen dem GEO-Relaissatelliten und dem Satelliten im LEO.

Somit ergibt sich für die Berechnungseinheit das Blockbild in Abb. 4-4.

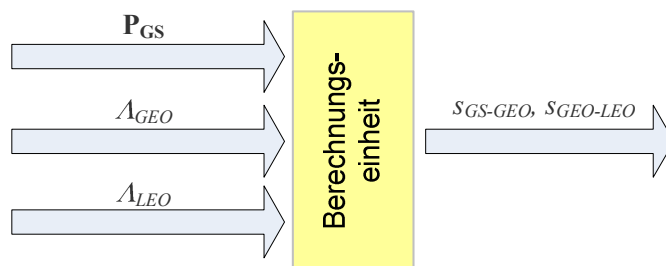


Abb. 4-4: Graphische Darstellung der Berechnungseinheit für die Signallaufzeit im Orbit, losgelöst vom gesamten Kommunikationsmodell

Nach einer entsprechenden Umrechnung der Bahnelemente in das hier definierte Koordinatensystem ergeben sich die gewünschten Entfernungen s_{GS-GEO} und $s_{GEO-LEO}$. Diese Umrechnung wurde aufgrund seiner Aufwendigkeit in dieser Arbeit nicht explizit realisiert. Alternativ wurde das am Lehrstuhl vorhandene Software Tool STK (Satellite Tool Kit) verwendet. Es benötigt für die Berechnung der Entfernungen die gleichen Eingangsparameter wie die oben beschriebene Berechnungseinheit und ist daher sehr gut einsetzbar für die nachfolgenden Berechnungen und Analysen.

Als exemplarisches Beispiel zur Darstellung der Entfernungen wurde folgendes Szenario erstellt: Der LEO-Satellit wird durch die Internationale Raumstation ISS repräsentiert. Als GEO-Relaissatellit ist der europäische Satellit ARTEMIS verwendet worden. Zur Verbindung mit dem GEO-Relaissatelliten wurde als Standort für die Bodenstation Garching gewählt. Werden nun über einen definierten Zeitraum die einzelnen Entfernungen zwischen den beiden Satelliten und der Bodenstation berechnet und graphisch aufgetragen, so ergibt sich der in Abb. 4-5 dargestellte Graph. Auf der Ordinate sind die entsprechend berechneten Entfernungen aufgetragen, auf der Abszisse der Zeitraum, in dem die Entfernungen berechnet wurden. Graph (1) zeigt die Entfernung der Bodenstation in Garching zu dem Relaissatelliten ARTEMIS. Die leichte Schwankung der Entfernung ist durch die schlechte Lageregelung des Satelliten zu erklären. Der Verlauf der Entfernungen zwischen den beiden Satelliten ist durch den Graph (2) dargestellt. Es ist sehr deutlich die Änderung der Entfernung während eines Kontaktes aufgrund des Orbits des LEO-Satelliten zu erkennen. Zwischen den Kontakten ist der Graph nicht ausgeführt, da in diesem Zeitraum der LEO-Satellit nicht in der Sichtbarkeit des GEO-Satelliten liegt. Die Schwankung der minimalen Entfernungen ist durch die Relativbewegung zwischen dem GEO-Satelliten und dem LEO-Satelliten zu erklären. Die gesamte auftretende Entfernung ist in Graph (3) dargestellt und errechnet sich aus der Summe der beiden Graphen (1) und (2). Diese durch den Graphen (3) illustrierten Entfernungen werden an das Modell übergeben.

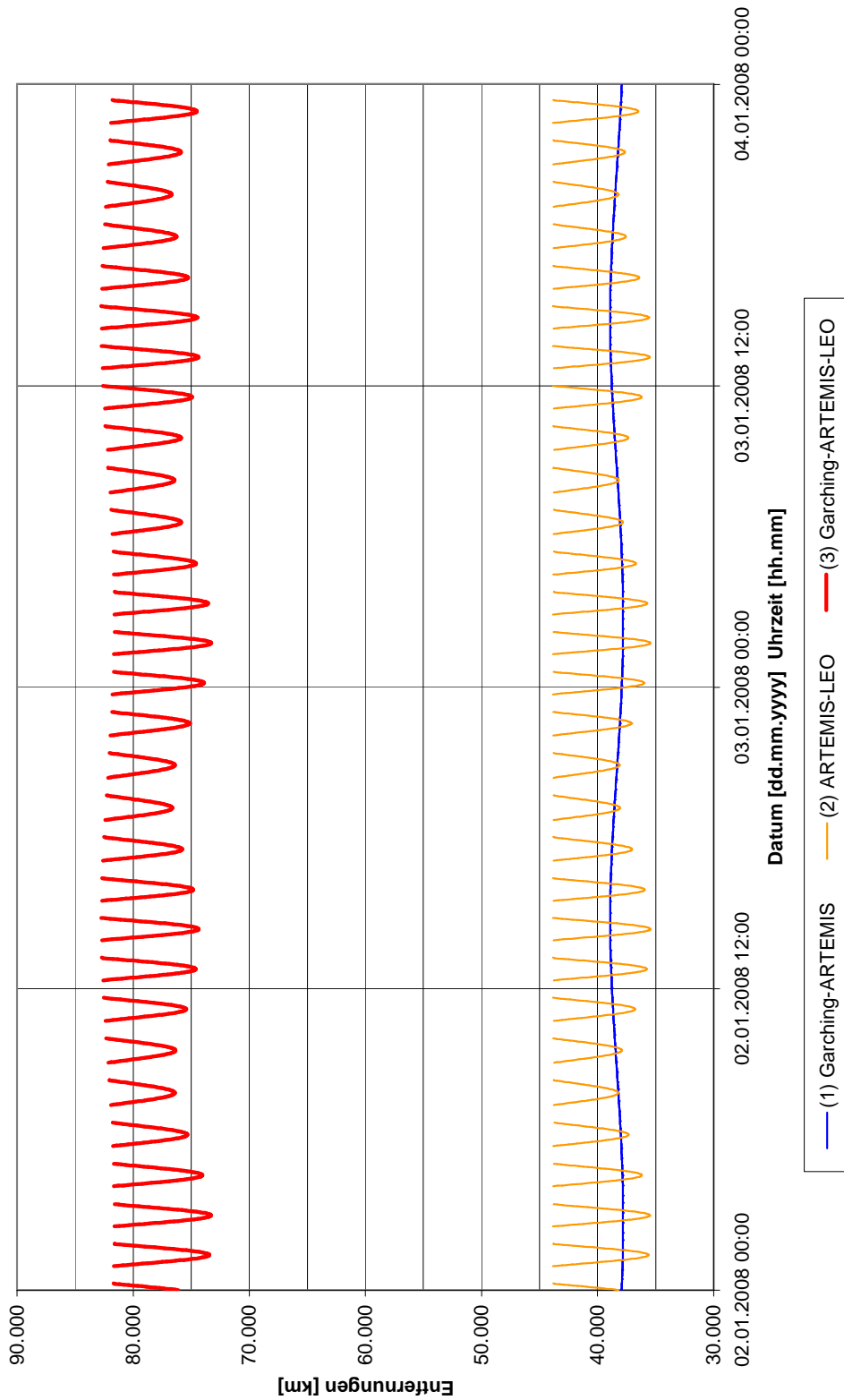


Abb. 4-5: Graphische Darstellung der Entfernungen, (1) Garching – ARTEMIS, (2) ARTEMIS – LEO-Satellit und (3) gesamte Entfernung Garching – ARTEMIS – LEO-Satellit

4.4 Das telepräsente Kommunikationsmodell

Nachdem die Berechnungseinheit für das Kommunikations-Zeitmodell erläutert worden ist, ist das Modell vollständig definiert, siehe Abb. 4-6. Den Kern des Modells bilden die Parametergleichungen und deren Gewichtung. Diese **Parametergleichungen** repräsentieren den generischen Zusammenhang zwischen der Latenzzeit und einem entsprechenden Eingangsparameter. Nicht immer sind derartige Parametergleichungen erforderlich, wie zum Beispiel bei den Zeiten $t_{1,Op}$ und $t_{1,DU}$. Diese beiden Latenzzeiten gehen direkt in das Modell ein. Oftmals sind die Eingangswerte für die Parametergleichung für den Benutzer aufwendig zu berechnen. Aus diesem Grund wurde die Möglichkeit geschaffen, **Berechnungseinheiten** den Parametergleichungen vorzuschalten. Mit Hilfe dieser Berechnungseinheiten besteht nun die Möglichkeit, dem Benutzer einfache Parameter zur Eingabe zur Verfügung zu stellen, komplizierte Umrechnungen fallen weg. Die Eingabeparameter wurden in diesem Modell als **Umgebungsvariablen** bezeichnet, vgl. Kapitel 4.5. Durch diese Variablen wird die Umgebung, in die das gesamte telepräsente Kommunikationssystem eingebettet ist, beschrieben. Die Summe der berechneten und gewichteten Latenzzeiten entspricht der Round Trip-Zeit und wird dem Benutzer ausgegeben.

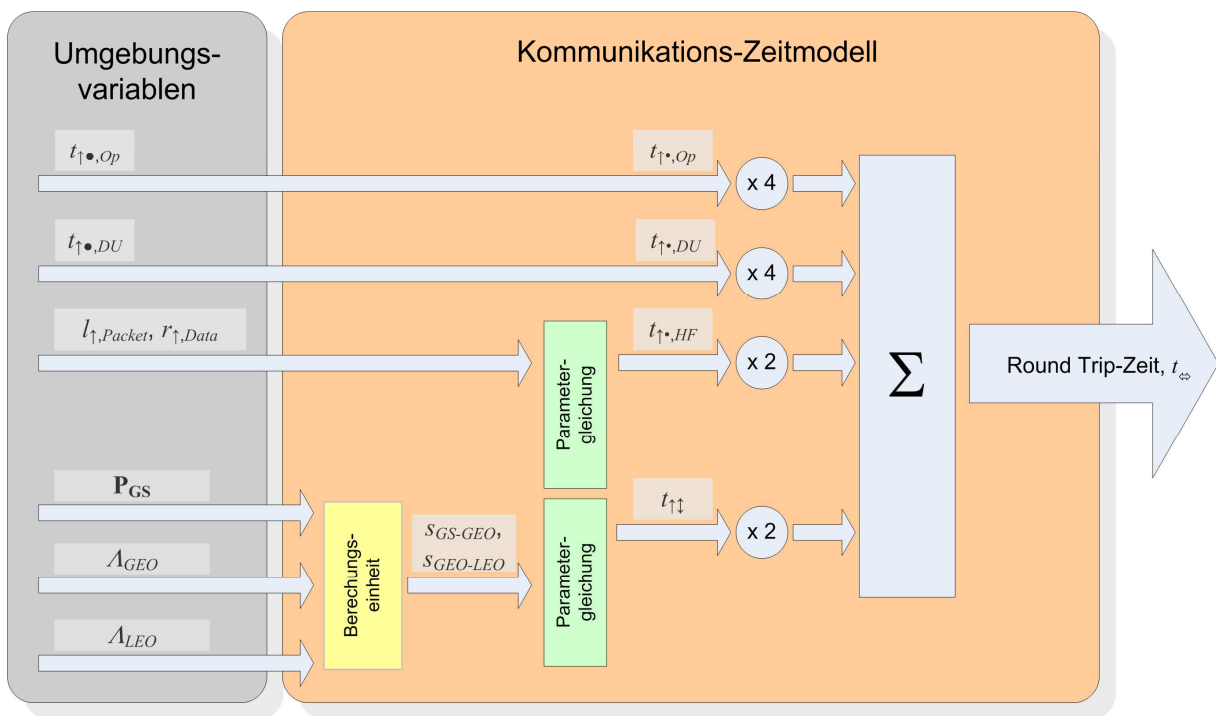


Abb. 4-6: Das vollständige telepräsente Kommunikationsmodell mit Latenzzeiten, Berechnungseinheit und den Umgebungsvariablen

Die **modulare Strukturierung** des gesamten Modells erlaubt eine einfache Erweiterung des Modells. Dies kann zum Beispiel durch das Hinzufügen von zusätzlichen Parametergleichungen oder Berechnungseinheiten erfolgen.

4.5 Zusammenfassung der Umgebungsvariablen

Für eine bessere Übersichtlichkeit werden die Umgebungsvariablen nochmals zusammengefasst und in die Kategorien Physikalische Laufzeit, Datenverbindung und Latenzzeiten unterteilt. In der Kategorie *Physikalische Laufzeit* sind jene Umgebungsvariablen zusammengefasst, die für die Berechnung der Signallaufzeit im Orbit erforderlich sind. Die Kategorie *Datenverbindung* beinhaltet die Variablen für die auftretende Latenzzeit in der HF-/Basisband-Einheit. Die Kategorie *Latenzzeiten* umfasst die Variablen, welche dem Benutzer zur Verfügung stehen müssen und somit bekannte Parameter des Systems sind.

- Physikalische Laufzeit
 - Θ_{GS} [°] Breitengrad der Bodenstation
 - Φ_{GS} [°] Längengrad der Bodenstation
 - R_{GS} [km] Entfernung vom Erdmittelpunkt zur Bodenstation
 - Λ_{GEO} Bahnelemente im NORAD-Datenformat des GEO-Satelliten
 - Λ_{LEO} Bahnelemente im NORAD-Datenformat des LEO-Satelliten

- Datenverbindung
 - $r_{\uparrow,Data}$ [Bit/s] Brutto-Datenrate im Forward Link
 - $l_{\uparrow,Packet}$ [Byte] Transfer Frames Länge in Byte im Forward Link

- Latenzzeiten
 - $t_{\uparrow,Op}$ [ms] Latenzzeit, Bodensegment - Forward Link - Operator
 - $t_{\uparrow,DU}$ [ms] Latenzzeit, Bodensegment - Forward Link - Dateneinheit

4.6 Softwaretechnische Implementierung des Modells

Das Modell wurde bis auf die Berechnung der Entfernungen s_{GS-GEO} und $s_{GEO-LEO}$ exemplarisch in *Microsoft Excel 2003* implementiert. Die Entfernungen wurden mit dem Software Tool STK berechnet und vom MS Excel-Modell übernommen. Die modulare Struktur des Modells wurde in der Implementierung direkt umgesetzt. Die einzelnen Module, Umgebungsvariablen und das Zeitmodell spiegeln sich in einzelnen MS Excel-Arbeitsblättern wider. Zusätzliche Auswertetabellen für die Untersuchung des Modells sind ebenso als separate Arbeitsblätter realisiert. Die nachfolgenden Screen-Shots zeigen die Implementierung des Modells im Detail.

In Abb. 4-7 ist die Tabelle für die Eingabe der Umgebungsvariablen dargestellt. An dieser Stelle kann der Benutzer die Umgebungsvariablen eingeben.

	A	B	C	D	E	F
1						
2		Umgebungsvariablen				
3						
4						
5		Datenverbindung				
6			$r_{\uparrow,Data}$	2.000.000 bps		
7			$l_{\uparrow,Packet}$	511 Byte		
8						
9		Latenzzeiten				
10			$t_{\uparrow,Op}$	0,020 s		
11			$t_{\uparrow,DU}$	0,010 s		
12						
13						

Abb. 4-7: Eingabetabelle der Umgebungsvariablen in MS Excel 2003

Die Abb. 4-8 zeigt die Realisierung des Kommunikations-Zeitmodells in MS Excel 2003. In dieser MS Excel-Tabelle werden die Entfernungen s_{GS-GEO} und $s_{GEO-LEO}$ aus dem Orbitberechnungsprogramm STK in die *Spalten (B) und (C)* übernommen. Die *Spalte (D)* entspricht dem Subelement Signalweg im Orbit. Basierend auf den eingelesenen Entfernungen s_{GS-GEO} und $s_{GEO-LEO}$ werden hier die Signallaufzeiten in Forward- Richtung berechnet. Der für die Berechnung erforderliche Wert für die Lichtgeschwindigkeit von (299 792 458 m/s) ist als Konstante direkt integriert. In den *Spalten (E) und (F)* werden die Latenzzeiten für das Operatorsystem und die Dateneinheit übernommen. Beide Werte werden als Umgebungsvariablen vom Anwender vorgegeben. Die *Spalte (G)* entspricht dem Subelement HF-/Basisband-Einheit. Als Eingangswerte für die Berechnung von $t_{\uparrow, HF}$ werden die Umgebungsvariablen $r_{\uparrow, Data}$ und $l_{\uparrow, Packet}$ verwendet. In *Spalte (H)* wird schließlich die gewünschte Round Trip-Zeit (t_{∞}) berechnet. Zu Grunde liegt hier die in der Arbeit entwickelte Modellgleichung.

	A	B	C	D	E	F	G	H
1	Datum / Uhrzeit	Entfernungen [km]		Latenzzeiten [s]				Round Trip-Zeit [s]
2	-	s_{GS-GEO}	$s_{GEO-LEO}$	$t_{\uparrow\uparrow}$	$t_{\uparrow\cdot Op}$	$t_{\uparrow\cdot DU}$	$t_{\uparrow\cdot HF}$	t_{∞}
3	02.01.2008 00:00	37926	38176	0,254	0,020	0,010	0,002	0,632
4	02.01.2008 00:01	37924	38471	0,255	0,020	0,010	0,002	0,634
5	02.01.2008 00:02	37923	38783	0,256	0,020	0,010	0,002	0,636
6	02.01.2008 00:03	37921	39112	0,257	0,020	0,010	0,002	0,638
7	02.01.2008 00:04	37920	39455	0,258	0,020	0,010	0,002	0,640
8	02.01.2008 00:05	37918	39810	0,259	0,020	0,010	0,002	0,643
9	02.01.2008 00:06	37917	40176	0,260	0,020	0,010	0,002	0,645
10	02.01.2008 00:07	37915	40551	0,262	0,020	0,010	0,002	0,648
11	02.01.2008 00:08	37914	40934	0,263	0,020	0,010	0,002	0,650
12	02.01.2008 00:09	37912	41321	0,264	0,020	0,010	0,002	0,653
13	02.01.2008 00:10	37911	41713	0,266	0,020	0,010	0,002	0,655
14	02.01.2008 00:11	37910	42106	0,267	0,020	0,010	0,002	0,658
15	02.01.2008 00:12	37908	42499	0,268	0,020	0,010	0,002	0,661
16	02.01.2008 00:13	37907	42891	0,270	0,020	0,010	0,002	0,663
17	02.01.2008 00:14	37905	43279	0,271	0,020	0,010	0,002	0,666
18	02.01.2008 00:15	37904	43663	0,272	0,020	0,010	0,002	0,668
19	02.01.2008 00:16	37902	43798	0,273	0,020	0,010	0,002	0,669

Abb. 4-8: MS Excel-Screen Shot des Kommunikations-Zeitmodells, angewendet auf das exemplarisch erstellte Szenario - Relaisatellit ARTEMIS und die Internationale Raumstation ISS

Der Verlauf der Latenzzeit für das exemplarisch erstellte Szenario ist in Abb. 4-9 dargestellt. Die Latenzzeit schwankt im Bereich von etwa 610 ms bis 680 ms. Daraus ergibt sich eine maximale Differenz von 70 ms. Diese große Schwankung entsteht durch die sich ändernde Entfernung $s_{GEO-LEO}$.

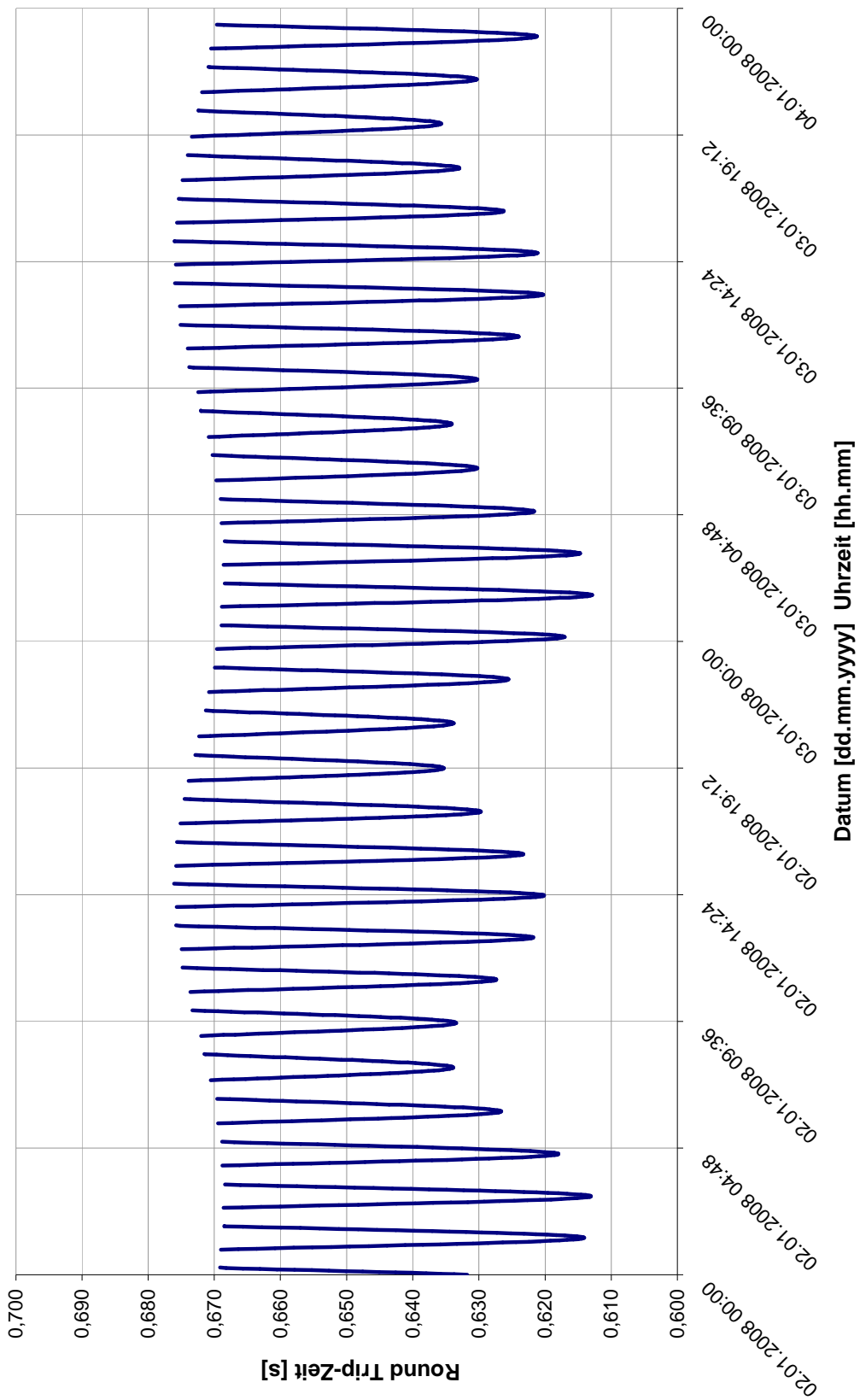


Abb. 4-9: Verlauf der Round Trip-Zeit für das erstellte Szenario bei Verwendung des Satelliten ARTEMIS und der Internationalen Raumstation ISS

5 Das telepräsenste Experiment ROKVISS als Fallbeispiel

Das Experiment ROKVISS wurde bereits im Kapitel 1.2 beschrieben. Im Rahmen der Tätigkeiten im Sonderforschungsbereich 453 [58] besteht eine intensive und gute Kooperation mit den wissenschaftlichen Anwendern des ROKVISS-Experiments, die auch einen direkten Zugriff auf detaillierte Informationen zum Aufbau und Betrieb des Experiments haben. Aus diesem Grund wurde dieses Experiment im Rahmen dieser Arbeit als Fallbeispiel herangezogen.

In den folgenden Kapiteln werden der Aufbau des Experiments sowie das Kommunikationssystem näher erläutert. Um das in der Arbeit entwickelte Modell mit dem Experiment ROKVISS überprüfen zu können, wurden zu Beginn die entsprechenden Umgebungsvariablen identifiziert. Für eine bessere Analyse der berechneten und gemessenen Round Trip-Zeiten ist eine leichte Modifikation des Modells in Form eines Variablensatzes erforderlich gewesen, siehe Kapitel 5.3.2.

5.1 Die technische Realisierung von ROKVISS

Die technische Realisierung der Kommunikationsverbindung des ROKVISS-Experiments ist schematisch in Abb. 5-1 dargestellt. Ein haptischer Joystick steuert vom Boden aus das Experiment auf der internationalen Raumstation ISS. Das Experiment selbst ist an der Außenseite eines russischen Moduls der Raumstation montiert. Die gesamte Datenverbindung ist im S-Band realisiert. Das Ziel, die Round Trip-Zeit für dieses Experiment möglichst gering zu halten, sowie die hohe Anforderung an die Frame Time erforderte einen Aufbau des Operatorsystems im DLR-Bodenstationszentrum Weilheim. Die am Joystick und am Roboter generierten Signale werden mit einer Sampling-Rate von 500 Hz (Frame Time von 2 ms) abgetastet und mit einer Brutto-Datenrate von 256 kBit/s im Forward Link (Uplink) übertragen. Auf Grund des anfallenden Protokoll-Overheads ergibt sich für die haptischen Daten eine Nettodatenrate von 128 kBit/s. Im Return Link (Downlink) wird das am Roboter generierte Stereobild mit einer Datenrate von 3 MBit/s zum Boden übertragen. Werden zu dieser Datenrate noch die haptischen Daten und Telemetriedaten des Experiments addiert, so ergibt sich eine Datenrate von 4 MBit/s für den Return Link. Der gesamte Return Link wird an der Bodenstation in Weilheim empfangen und dem Operatorsystem zugeführt.

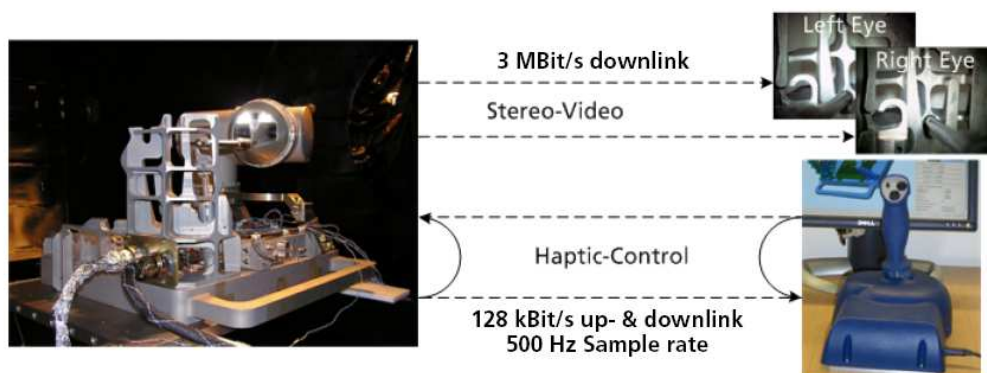


Abb. 5-1: Schematische Darstellung der Kommunikationsverbindungen bei ROKVISS, [24] [52]

5.2 Das Kommunikationssystem von ROKVISS

Der Aufbau und der Datenfluss des ROKVISS-Experiments ist in Abb. 5-2 dargestellt. Im Forward Link werden die vom Operator erzeugten telepräsensten Steuersignale sowie zusätzliche Kommandodaten durch definierte Speicherzugriffe auf einen gemeinsamen Speicher (Shared Memory) zusammengefasst. Der entstehende Datenstrom wird auf einer Trägerfrequenz moduliert, zur Raumstation übertragen und dort vom Teleoperator verarbeitet. Im Return Link (Telemetrie Pfad) ist die Vorgehensweise identisch zum Forward Link. Ein Shared Memory fungiert auch hier als Multiplexer und fügt die Haptischen-, Video- und Housekeeping-Daten in einen Datenstrom zusammen. Im Bodensegment werden die Daten aus dem Shared Memory entsprechend ausgelesen und prozessiert.

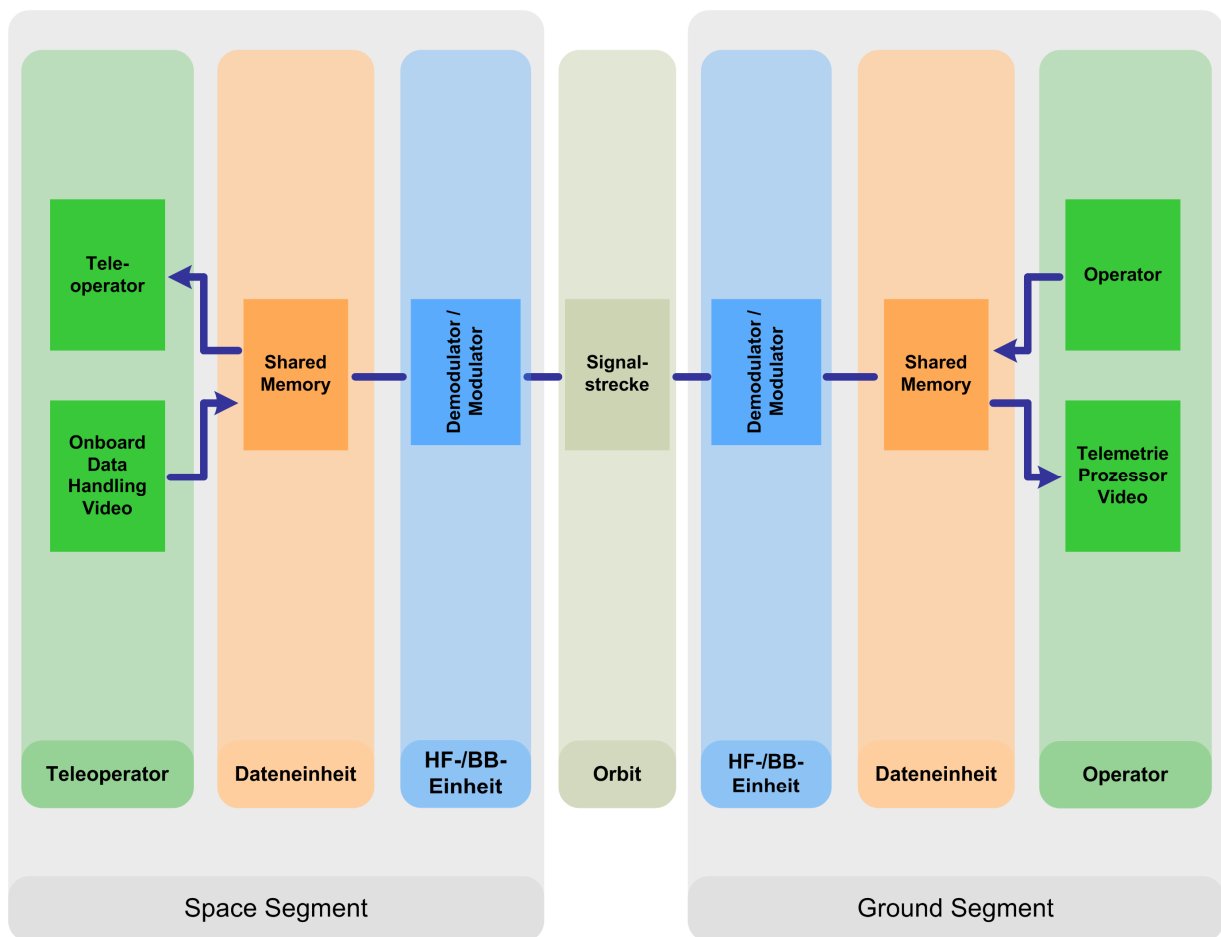


Abb. 5-2: Schematische Darstellung des Kommunikationssystems von ROKVISS

Die farbliche Unterteilung in Operator, Dateneinheit, HF-/Basisband (BB)-Einheit, Orbit und Teleoperator zeigt die Korrespondenz zu den im Kommunikations-Zeitmodell verwendeten Subelementen. Aufgrund der bekannten Latenzzeiten dieser einzelnen Subelemente ist es möglich, die für die modellbasierte Berechnung der Round Trip-Zeit erforderlichen Umgebungsvariablen zu bestimmen.

5.3 Anwendung des Kommunikations-Zeitmodells auf ROKVISS

5.3.1 Umgebungsvariablen

Die zur Modellierung von ROKVISS verwendeten Umgebungsvariablen sind in der Tabelle 5-1 aufgeführt. Als Datenrate wurden eine Telemetrie-Datenrate von 4 MBit/s und eine Paketgröße von 450 Byte verwendet [32]. Die für die Entfernungsberechnung zwischen der Bodenstation in Weilheim und der ISS erforderlichen Koordinaten und Bahnelemente konnten von der DLR und von NORAD [47] bereitgestellt werden. Als Berechnungszeitraum wurde eine gesamte Woche Ende August 2007 verwendet. Als Bodenstationskoordinaten wurde die bei dem Experiment eingesetzte Bodenstation in Weilheim herangezogen. Die aus dem Experiment bekannten Latenzzeiten für den Operator und die Dateneinheit wurden entsprechend als Umgebungsvariablen übernommen.

Tabelle 5-1 Die Umgebungsvariablen zur Modellierung des ROKVISS-Experiments

Variable	Beschreibung	Wert
$t_{\downarrow,Op}$	Latenzzeit – Operator – Return Link	1 ms
$t_{\downarrow,DU}$	Latenzzeit – Dateneinheit – Return Link	0,5 ms
$l_{\downarrow,Packet}$	Paketgröße im Return Link (Transfer Frame-Größe)	450 Byte
$r_{\downarrow,Data}$	Telemetrie-Datenrate im Return Link	4 MBit/s
\mathbf{P}_{GS}	Positionsvektor der DLR-Bodenstation in Weilheim	47,88°, 11,08°, 6.370 km
Λ_{GEO}	Bahnelemente des GEO-Relaissatelliten	-
Λ_{LEO}	Bahnelemente der Internationalen Raumstation	siehe NORAD [47]

5.3.2 Anpassung der Berechnungseinheit an ROKVISS

Die im Modell vorhandene Berechnungseinheit sieht die Verwendung eines geostationären Relaissatelliten vor. Da das Experiment ROKVISS einen derartigen Relaissatelliten nicht vorsieht, ist eine Modifikation der Berechnungseinheit in Form eines Variablenersatzes erforderlich. Hierzu wird die Entfernung $s_{GEO-LEO}$ gleich „0“ gesetzt und die Entfernung s_{GS-GEO} durch die Entfernung s_{GS-LEO} ersetzt. Mit diesem einfachen Variablenersatz lässt sich das erstellte Modell direkt auf das ROKVISS-Experiment anwenden. In den Abb. 5-3 und Abb. 5-4 ist die Umsetzung dieser Modifikation im MS Excel-Modell dargestellt, die neue Variable s_{GS-LEO} in Spalte (B) ist rot markiert.

	A	B	C
1	Datum / Uhrzeit	Entfernungen [km]	
2	-	s_{GS-GEO}	$s_{GEO-LEO}$
3	02.01.2008 00:00	37926	38176
4	02.01.2008 00:01	37924	38471
5	02.01.2008 00:02	37923	38783
6	02.01.2008 00:03	37921	39112
7	02.01.2008 00:04	37920	39455

Abb. 5-3: Allgemeine Berechnungseinheit mit dem GEO-Relaissatelliten ARTEMIS

	A	B	C
1	Datum / Uhrzeit	Entfernungen [km]	
2	-	s_{GS-LEO}	$s_{GEO-LEO}$
3	24.08.2007 11:19	1644	0
4	24.08.2007 11:19	1618	0
5	24.08.2007 11:19	1586	0
6	24.08.2007 11:19	1555	0
7	24.08.2007 11:19	1524	0

Abb. 5-4: Berechnungseinheit angepasst auf ROKVISS

5.3.3 Ergebnisse aus dem Kommunikations-Zeitmodell

Nach der Identifikation der Umgebungsvariablen und der Adaptierung der Berechnungseinheit kann die Round Trip-Zeit für das ROKVISS-Experiment mittels Kommunikations-Zeitmodell berechnet werden. Die für das Modell erforderlichen Berechnungen der Entfernungen zwischen der Bodenstation und der Raumstation wurden mit Hilfe von STK durchgeführt. In Abb. 5-5 ist die graphische Ausgabe der durch das Modell berechneten Round Trip-Zeit dargestellt. Es wurde die Round Trip-Zeit über einen Zeitraum von etwa 6 Tagen berechnet (24.08.2007 bis 30.08.2007). Die dargestellten Nadeln entsprechen je einem Kontakt zwischen der Bodenstation in Weilheim und der Raumstation. Aus der Anzahl der Nadeln lässt sich erkennen, dass pro Tag etwa 5 bis 6 Kontakte möglich sind. Die Länge der Nadeln ist ein Maß für die Dauer der Kontaktzeit. Die minimale Latenzzeit ist begrenzt durch die Orbithöhe der Raumstation und kann nur bei einem Elevationswinkel der Bodenstationsantenne von genau 90° erreicht werden. Die maximale Latenzzeit ist gegeben durch den kleinsten Elevationswinkel der Bodenstationsantenne über dem Horizont, ab der das Experiment betrieben wird. Im Falle von ROKVISS wurde das Experiment erst ab einer Elevation von etwa 3-5° über dem Horizont in Betrieb genommen. Aus der dargestellten Graphik (Abb. 5-5) ist deutlich zu erkennen, dass Grenzbereiche für eine minimale und maximale Latenzzeit vorhanden sind. Es ergeben sich folgende minimale und maximale Werte für die Round Trip-Zeit,

Minimale berechnete Round Trip-Zeit: $t_{\leftrightarrow,Min}$ > 10 ms

Maximale berechnete Round Trip-Zeit: $t_{\leftrightarrow,Max}$ < 19 ms

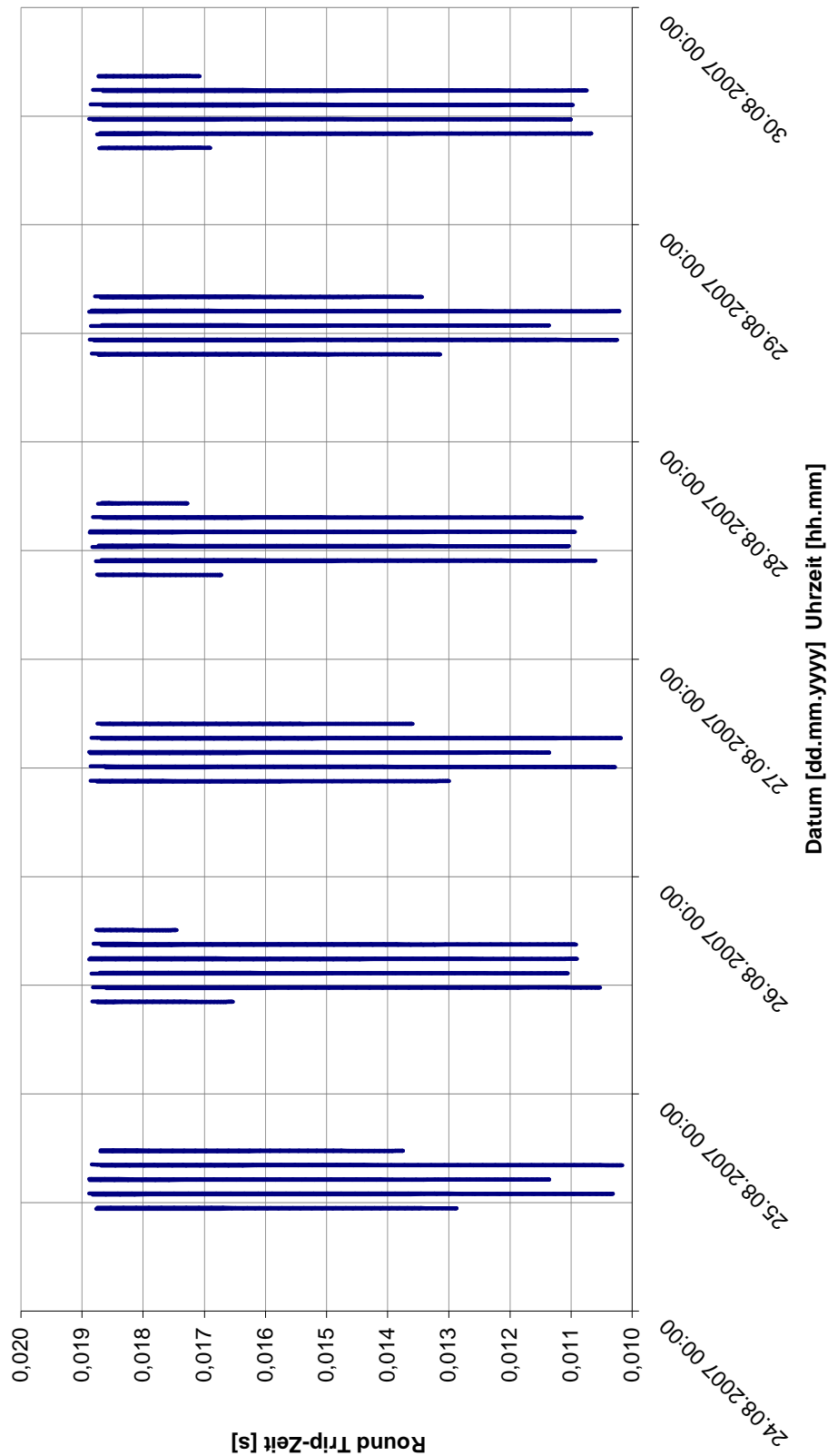


Abb. 5-5: Berechnete Round Trip-Zeit für das ROKVISS-Experiment mittels Kommunikations-Zeitmodell; mit STK gerechnete Entfernungen ab einer Elevation von 5° über dem Horizont

5.4 Ergebnisse der Round Trip-Zeit Messung im Rahmen von ROKVISS

Im Rahmen des ROKVISS-Experiments wurde unter anderem vom DLR eine Round Trip-Zeitmessung am ROKVISS-Experiment vorgenommen. In Abb. 5-6 ist dieser gemessene Verlauf der Round Trip-Zeit am Experiment dargestellt. Die in der Graphik dargestellten Messpunkte sind nur ein Ausschnitt eines gesamten Überfluges. Da die Round Trip-Zeit über die Kontaktzeit zunimmt, handelt es sich hier um den Bereich nach dem höchsten Punkt des Überfluges, gemessenen Stufen sind durch die nicht immer exakte gegebene Synchronität des Systems zu erklären. Die Messung zeigt, dass die Werte der Round Trip-Zeit im Bereich von 12 - 18 ms liegen [52].

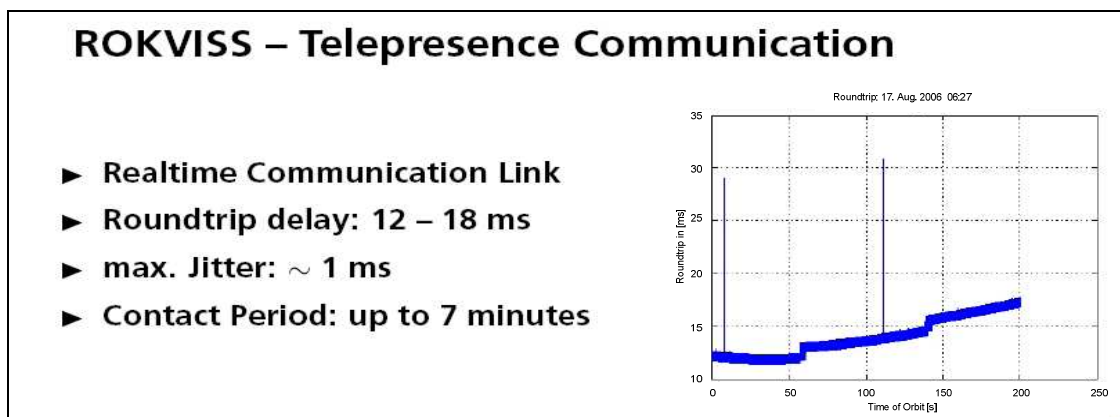


Abb. 5-6: Ergebnisse der experimentellen Round Trip-Zeit-Messung bei ROKVISS, aus [52] (bearbeitet)

In Tabelle 5-2 sind sowohl die berechneten Werte aus dem Kommunikations-Zeitmodell als auch die gemessenen Werte des ROKVISS-Experiments gegenübergestellt. Die Ergebnisse aus dem entwickelten Modell decken sich sehr gut mit den tatsächlich gemessenen Werten beim ROKVISS-Experiment. Die leichten Unterschiede in der minimalen und maximalen Round Trip-Zeit sind durch die Entfernung zwischen Bodenstation und dem ROKVISS-Experiment zu begründen. So berechnet STK die exakten Entfernungen ab einem Elevationswinkel der Bodenstationsantenne von 5° über die ganze Kontaktzeit. Bei dem von der DLR zu Verfügung gestellten Messdatensatz war sowohl der minimale Elevationswinkel als auch die minimale Entfernung bei der größten Elevation nicht bekannt, eine exakte Zuordnung zu einer bestimmten Round Trip-Zeit Berechnung aus dem Modell ist somit nicht möglich.

Tabelle 5-2 Gegenüberstellung berechneter und gemessener Round Trip-Zeiten beim Experiment ROKVISS

Berechnete Round Trip-Zeit aus dem Modell	Gemessene Round Trip-Zeit bei ROKVISS
$10 \text{ ms} < t_{\infty} < 19 \text{ ms}$	$12 \text{ ms} < t_{\infty} < 18 \text{ ms}$

6 Zusammenfassung und Ausblick

6.1 Zusammenfassung

Im Rahmen dieser Arbeit wurde erstmals das zeitliche Verhalten eines telepräsenten Raumfahrtsszenarios experimentell untersucht und aus den gewonnenen Messergebnissen ein Kommunikations-Zeitmodell für telepräsente Raumfahrtmissionen entwickelt. Für die experimentellen Untersuchungen wurde eine Satellitenbodenstation mit entsprechenden Bodenkontrollenrichtungen errichtet. Mit Hilfe dieser Bodenstation wurde eine Datenverbindung zu dem geostationären Relaisatelliten ARTEMIS hergestellt. Zusätzlich zu dieser Datenverbindung wurde ein komplettes Datenverarbeitungssystem aufgebaut, wie es bei herkömmlichen Satellitenmissionen verwendet wird. Der Aufbau des Experiments erwies sich wesentlich umfangreicher, als zu Beginn der Arbeit geplant. Als telepräsentes Szenario wurde das am Institut für Werkzeugmaschinen und Betriebswissenschaften bereits verwendete Manipulator-System HapticMasters verwendet, indem die Daten zwischen der Steuereinheit und dem Manipulator über den Relaisatelliten ARTEMIS geleitet wurden.

Eine Vielzahl an Latenzzeitmessungen bei unterschiedlichen Paketgrößen und Frame Times wurden im Rahmen des Experiments durchgeführt. Diese Messungen zeigen, dass eine minimale Latenzzeit bei geringen Datenraten mit Paketgrößen von 127, 255 und 511 Byte zu finden ist. Grund dafür ist die ansteigende Latenzzeit bei sehr kleinen Datenpaketen durch den erhöhten Verarbeitungsaufwand und andererseits durch die ebenso hohe Latenzzeit bei großen Paketgrößen aufgrund der geringen Datenrate. Die angeführten Paketgrößen entsprechen wiederum einer Abweichung von der im Raumfahrtstandard CCSDS vorgeschlagenen Paketgröße von 1119 Byte. Als Möglichkeit, die Latenzzeit weiter zu drücken, ist die starke Erhöhung der gesamten Datenrate am Satellitenlink zu sehen. Da der Relaisatellit ARTEMIS ebenso das Ka-Frequenz-Band (20 GHz bis 30 GHz) unterstützt, sind Datenraten bis zu 50 MBit/s in diesem Frequenzband durchaus möglich.

Aus den Messergebnissen wurde ein generisches Kommunikations-Zeitmodell für telepräsente Raumfahrtsysteme erarbeitet. Durch entsprechende Eingangsparameter in dieses entwickelte Modell kann ein spezifisches Raumfahrtsszenario konfiguriert werden. Als Ausgangswert liefert das Modell die resultierende Latenzzeit des Systems. Der Benutzer kann anhand der so ermittelten Latenzzeit eine Aussage über die Telepräsenzfähigkeit des konfigurierten Systems treffen. Das Modell wurde exemplarisch in MS Excel 2003 implementiert und anhand der bereits existierenden telepräsenten Raumfahrtmission ROKVISS verifiziert. Die sehr gute Übereinstimmung der während der Mission von ROKVISS gemessenen Latenzzeiten mit denen des Kommunikations-Zeitmodells bestätigen die realitätsnahen Untersuchungen dieser Arbeit.

6.2 Ausblick

Bei der Entwicklung des Modells waren verschiedene Vereinfachungen notwendig. Zum Beispiel ist das Operator/Teleoperator-System direkt an die Bodenstation angeschlossen. Die getroffenen Einschränkungen bewirken eine geringere Flexibilität des Modells. Die modulare Struktur des Modells erlaubt es jedoch sehr einfach, weitere Eingabeparameter und Latenzzeitberechnungen in das Modell zu integrieren. Durch die exemplarische Implementierung des Modells in MS Excel 2003 ist die Benutzerfreundlichkeit eingeschränkt. Eine Implementierung des Modells als Klasse oder Plug-In für andere Software Tools (Beispiel: SatOrb) ist angedacht. Die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführte Untersuchung der Latenzzeit ermöglichte nur die Betrachtung von immer nur einem Gerät oder System (Beispiel: Satellitenmodem). Um das Modell noch weiter zu verfeinern, müsste eine ganze Reihe von Geräten untersucht werden.

7 Literaturverzeichnis

- [1] BERLIN P.: *Satellite Plattform Design*, 5th Edition, Department of Space Science, University of Luleå and Umeå, Kiruna Schweden, ISBN 91-631-4917-6, Januar 2005
- [2] BOSTIAN-ALLNUTT P.: *Satellite Communications*, ISBN 0-471-37007, Wiley, 2003
- [3] CCSDS: *Radio Frequency and Modulation Systems – Part 1 Earth Stations and Spacecraft*, CCSDS 401.0-B. Blue Book, September 2005.
- [4] CCSDS: *Telemetry Summary of concept and rationale*, CCSDS 100.0-G-1; Green Book, Dezember 1987
- [5] CCSDS: *Bandwidth-Efficient Modulations – Summary of Definition Implementation, and Performance*, CCSDS 413.0-G-1, Green Book, April 2003
- [6] CCSDS: *TM Space Data Link Protocol. Recommendation for Space Data Systems Standards*, 132.0-B-1. Blue Book. Issue 1, Washington, D.C.: September 2003
- [7] CCSDS: *AOS Space Data Link Protocol. Recommendation for Space Data Systems Standards*, CCSDS 732.0-B-1. Blue Book. Issue 1, Washington, D.C.: September 2003
- [8] CCSDS: *Radio Frequency and Modulation Systems—Part 1: Earth Stations and Spacecraft. Recommendation for Space Data Systems Standards*, CCSDS 401.0-B. Blue Book, Washington, D.C.: März 2003
- [9] CCSDS: *Overview of Space Link Protocols*, CCSDS 130.0-G-1, Green Book, Juni 2001
- [10] CCSDS: *The Consultative Committee for Space Data Systems (CCSDS). About CCSDS.*
<http://www.ccsds.org/>.
- [11] CCSDS: *The Consultative Committee for Space Data Systems (CCSDS). CCSDS Recommendations and Reports,*
<http://www.ccsds.org/CCSDS/recommandreports.jsp>.
- [12] CCSDS: *Space Communications Protocol Standards (SCPS): RATIONALE, REQUIREMENTS AND APPLICATION NOTES,*
<http://www.scps.org/Documents/GB04c.PDF>.

- [13] CLARKE S., ZÄH M., SCHAETZLE S., NAGHDY F.: *An Analysis of the Feasibility of Telemetry Robot Control Across an International Network*
- [14] COMTECH AHA CORPORATION: *Forward Error Correction Integrated Circuits*, <http://www.aha.com>
- [15] DESOY D.: *Artemis Data Relay Payload Data Book*, DTOS-REDU-IOT-OR, August 2003
- [16] ESA-ESTEC/ ECSS Secretariat: *Space engineering, Communication Part 1: Principles and requirements*, ECSS-E-50 Part 1A, Noordwijk, The Netherlands.
- [17] ESA-ESTEC/ ECSS Secretariat: *Space engineering, Ground systems and operations - Telemetry and telecommand packet utilization*, ECSS-E-70 41A, Noordwijk, The Netherlands.
- [18] ESA: *Fast-track data from Earth orbit* In: ESA News, http://www.esa.int/export/esaTE/ESA1HQZUMOC_index_0.html, 4 Juli 2001.
- [19] ESA/DRTM Programm Office: *ESA Data Relay System Characteristics for User*, Rev. 6; CD/201/AD/med, Dezember 1996
- [20] ETSI: *ETSI Standards* , European Telecommunications Standards Institute, <http://www.etsi.org/Website/Standards/StandardsDownload.asp>, France
- [21] FERRE M., BUSS M., ARACIL R., MELCHIORRI C., BALAGUER C.: *Advances in Telerobotics*, Springer Verlag, ISBN 978-3-540-71363-0, 2007
- [22] FLAGG R.: Determination of G/T, AH6NM (rf @ hawaii.rr.com)
- [23] HOCK A., PAULI P. u.a.: *Antennentechnik*, Expert Verlag, Böblingen 1989, 2. verbesserte Auflage, Kapitel 2.2, 4.5
- [24] HIRZINGER G., LANDZETTEL K., REINTSEMA D., PREUSCHE C., ALBU-SCHAEFFER A., REBELE B., TURK M.: *ROKVISS – ROBOTICS COMPONENT VERIFICATION ON ISS* In: The 8th International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space – iSAIRAS, ISBN 92-9092-914-6/ISSN1609-042X, September 2005

-
- [25] HIRZINGER G., LANDZETTEL K., HEINDL J., BRUNNER B.: *ROTEX – Die Telerobotik Konzepte des ersten Roboters im Weltraum*
- [26] HIRZINGER G., LANDZETTEL K., BRUNNER B., FISCHER M., PREUSCHE C., REINTSEMA D., ALBU-SCHAEFFER A., SCHREIBER G., and STEINMETZ B. M.: *DLR's Robotics Technologies for On-Orbit Servicing*. In: *Advanced Robotics Special Issue on Service Robots in Space*, 18(2):139–174, 2004
- [27] HADWIGER P.: *Auslegung der Infrastruktur für die LRT-Bodenstation (GARSOC)*, RT-SA 2006/08, Technische Universität München, Semesterarbeit, Juni 2006
- [28] HARDER J.: *Testsender für die LRT-Bodenstation*, RT/SA 2007-20, Technische Universität München, Semesterarbeit, Juli 2007
- [29] IN-SNEC: *Command Ranging & Telemetry Unit - CORTEX_NT, Generic Ethernet interface*, STI 100013, Documentation
- [30] ISO: *Information Technology - Open Systems Interconnection - Basic Reference Model: The Basic Model*, ISO/IEC 7498-1. 2nd ed., International Standard, Geneva: 1994.
- [31] ISO: *Information Technology - Open Systems Interconnection - Basic Reference Model - Conventions for the definition of OSI services*, ISO/IEC 10731:1994, International Standard, Geneva: 1994.
- [32] KAYSER-THREDE: *ROKVISS Communication Protocol Specification*, ROK-KT-SP-E-003 Issue 4, Munich: Januar 2004
- [33] KÄFER J.: *Implementierung eines Satelliten-Tracking-Algorithmus im Monitoring and Control Framework FRAMTEC*, Technische Universität München, Inter Disziplinär Projekt, Februar 2006
- [34] KELLERER J.: *Design des LRT Mission Control Centers*, RT-SA 2006/10, Technische Universität München, Semesterarbeit, Juni 2006
- [35] LAMPARIELLO R., DEUTRICH K., FUKUSHIMA Y., and ODA M.: *GETEX Dynamic Motion Experiments: A First Analysis*. In: *Final ETS-VII NASDA Internal Conference*, Tokyo: März 2000.

- [36] LANDZETTEL K., BRUNNER B., HIRZINGER G., LAMPARIELLO R., SCHREIBER G., and STEINMETZ B.-M.: *A Unified Ground Control and Programming Methodology for Space Robotics Applications - Demonstrations on ETS-VII*. In: International Symposium on Robotics (ISR 2000), pages 422–427, Montreal, Canada: Mai 2000.
- [37] LANDZETTEL K., PREUSCHE C., ALBU-SCHAEFFER A., REINTSEMA D., REBELE B., HIRZINGER G.: *Robotic On-Orbit Servicing – DLR’s Experience and Perspective*. In: Int. Conference on Intelligent Robots and Systems; China: Oktober 2006
- [38] LEHMANN T.: *Planung und Teilrealisierung einer Satelliten-Bodenstation zum Empfang von BayernSat Telemetriedaten*, Technische Universität München, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (MORABA), Diplomarbeit, September 2005
- [39] LETSCHNIK J., RAIF M., PAULY K., WALTER U.: *BayernSat – A real-Time Communication-Architecture for Interactive Earth observation VIA geostationary inter satellite link for small Satellite Systems*. In: 5th Int. Small Satellite Symposium for Earth observation, Berlin, Germany: April 2005
- [40] LÖRCH F.: *Auslegung und Inbetriebnahme der Elektro-Mechanischen Komponenten bei der Satellitenbodenstation „BayernSat“*, RT-SA 05/07, Technische Universität München, Semesterarbeit, Juni 2005
- [41] LÖRCH F.: *Optimierung der Drehgenauigkeit des elektromechanischen Antriebssystems der LRT-Bodenstation*, RT-DA 05/06, Technische Universität München, Diplomarbeit, September 2005
- [42] MAIER T.: *Analyse und Bewertung des CCSDS und DVB Standards für die Anwendungen am Kleinsatelliten BayernSat*, Technische Universität München, Semesterarbeit, Februar 2005
- [43] MARAL G., BOUSQUET M.: *Satellite Communications Systems*, 4th Edition, 2002 Wiley, ISBN 0-471-49654-5, April 2002
- [44] MAS ALBAIGES J. and FALBE-HANSEN K. *Ka-band ENVISAT - Data Relais Satellite System* In: ESA-ESTEC, The Netherland 3rd Ka-Band Utilization Conference, Sorrento, Italy: 15-18 September 1997

-
- [45] MERZ M.: *Implementierung der Steuereinheit für die Satellitennachführung der LRT-Bodenstation*, RT-SA 2006/27, Technische Universität München, Semesterarbeit, Oktober 2005
- [46] MOENS C., ABSOLONNE F., LEZY C.: *Artemis Data Relay Payload IOT Results as Measured from Redu in Feb/Mar 2003*, DTOS-REDU-IOT-TR-3018-OR, März 2003
- [47] NORAD: *Two-Line Element Sets Current Data*, <http://celestrak.com/NORAD/elements>
- [48] ODA M., DOI T., WAKATA K.: *Tele-manipulation of a satellite mounted robot by an on-ground astronaut*; In: Int. Conference on Robotics & Automation; National Space Development Agency of Japan; Seoul, Korea: Mai 2001
- [49] PREUSCHE C., HIRZINGER G.: *Haptics in telerobotics – Current and future research and applications*. In: Visual Comput, Springer Verlag, VISCOMP_23_4_2007101, März 2007
- [50] PREUSCHE C., HOOGEN J., REINTSEMA D., SCHMIDT G., and HIRZINGER G.: *Flexible Multimodal Telepresent Assembly using a Generic Interconnection Framework*. In: Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation, volume 4, pages 3712–3718, Washington D.C.: Mai 2002
- [51] PREUSCHE C., REINTSEMA D., LANDZETTEL K., and HIRZINGER G. *ROKVISS – towards Telepresence Control in Advanced Space Missions* In: Humanoids 2003 - The Third IEEE International Conference on Humanoid Robots, Munich, Germany: Oktober 1-3 2003
- [52] PREUSCHE C., REINTSEMA D., LANDZETTEL K., HIRZINGER G.: *Robotics Component Verification on ISS ROKVISS – Preliminary Results for Telepresence*. In: Int. Conference on Intelligent Robots and Systems, China: Oktober 2006
- [53] PROEBSTER W. E.: *Rechnernetze – Technik Protokolle Systeme Anwendungen*, 2. Auflage, Oldenbourg Verlag, ISBN 3-486-25777-3, 2002
- [54] RAIF M., LETSCHNIK J., PAULY K., WALTER: *BayernSat – How to utilize relay satellites for real-time data acquisition on small satellites*. In: 5th Int. Small Satellite Symposium for Earth observation, Berlin, Germany: April 2005

- [55] REICH A. J.: *Tracking and data Relais satellite (tdrs) / shuttle tracking geometry*. In: American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) Annual Symposium, NASA / Johnson Space Center (JSC) and University of Houston, Technical report, Clear Lake, Houston, Texas: Mai 1985
- [56] REINTSEMA D., PREUSCHE C., ORTMAIER T. and HIRZINGER G. *Towards High Fidelity Telepresence in Space and Surgery Robotics* In: *Presence: Teleoperators and Virtual Environments* 13(1), February 2004
- [57] SKLAR B.: *Digital Communications – Fundamentals and Applications*, Prentice Hall, ISBN 0-13-084788-7, Oktober 2001
- [58] SONDERFORSCHUNGSBEREICH 453: <http://www.sfb453.de>
- [59] TANENBAUM A. S.: *Computernetzwerke*, 4. Auflage, Prentical Hall Verlag, ISBN- 3-8273-7046-9, 2003
- [60] VAN DER LINDE R.Q., LAMMERTSE P., FREDERIKSEN E., RUITER B.: *The HapticMaster, a new high-performance haptic interface*, FCS Control Systems, The Netherlands
- [61] WEIß A.: *Auslegung und Konstruktion einer Achs-Arretierung für einen 2 m-Antennenstand*, RT-SA 2005/12, Technische Universität München, Semesterarbeit, November 2005

8 Abbildungsverzeichnis

Abb. 1-1:	Sichtbarkeit eines Satelliten im erdnahen Orbit bei Verwendung von nur einer Bodenstation	2
Abb. 1-2:	Sichtbarkeit eines Satelliten im erdnahen Orbit bei Verwendung eines geostationären Satelliten zum Datenrelais	2
Abb. 1-3:	Darstellung der Mission „BayernSat“	5
Abb. 1-4:	Gliederung der Arbeit	8
Abb. 2-1:	Grundlegendes Blockschaltbild eines Kommunikationssystems, [57].....	11
Abb. 2-2:	Schichten des OSI-Basisreferenzmodells	12
Abb. 2-3:	Beziehung zwischen dem OSI-, TCP/IP- und CCSDS-Schichtenmodell	16
Abb. 2-4:	Mögliche Kombinationen von CCSDS-Protokollen und Internetprotokollen in Bezug auf das OSI-Basisreferenzmodell.....	17
Abb. 2-5:	Parameter, die ein telepräsenes Raumfahrtssystem beeinflussen	21
Abb. 2-6:	Datentypen bei Telepräsenzmissionen in der Raumfahrt	22
Abb. 2-7:	Darstellung der Datenvolumina der Datentypen bei Telepräsenzmissionen.....	23
Abb. 3-1:	Darstellung eines allgemeinen Kommunikationsweges bei telepräsenen Raumfahrtanwendungen mit seinen Hauptelementen	24
Abb. 3-2:	Detailliertes Raumfahrt-Kommunikationssystem basierend auf Subelementen	25
Abb. 3-3:	Beschreibungsbild der eingeführten Nomenklatur	26
Abb. 3-4:	Hauptelement: Bodensegment; Subelemente: Operator, Dateneinheit, HF-/Basisband-Einheit	27
Abb. 3-5:	Hauptelement: Signalweg im Orbit; Subelement: Orbit.....	30
Abb. 3-6:	Hauptelement: Raumsegment Subelemente: Teleoperator, Dateneinheit, HF-/Basisband-Einheit	31
Abb. 3-7:	Allgemeine Darstellung des Kommunikationsweges bei telepräsenen Raumfahrtanwendungen	35
Abb. 3-8:	Experimentelle Untersuchung der Kommunikationsverbindung mittels Satellitenbodenstation.....	35
Abb. 3-9:	Antennendrehstand im Ursprungszustand.....	38
Abb. 3-10:	Antennendrehstand nach den Umbauarbeiten am Gebäudedach	38
Abb. 3-11:	Kontrollraum der Satellitenbodenstation im Erstzustand.....	39
Abb. 3-12:	Kontrollraum der Satellitenbodenstation im Endzustand.....	39
Abb. 3-13:	Eingebaute Up- / Downconverter der Firma WORK Microwave GmbH im 19“-Rack.....	40
Abb. 3-14:	Geöffnete Schutzbox für den Leistungsendverstärker vor der Endmontage.....	41
Abb. 3-15:	Leistungsendverstärker in der Endmontage am Drehstand	41
Abb. 3-16:	HF-Schaltplan für die Polarisations- und Frequenzbereichsumschaltung.....	42
Abb. 3-17:	Geöffnete Schutzbox für die Polarisations- und Frequenzbereichsumschaltung vor der Endmontage.....	42
Abb. 3-18:	Eingebautes Satellitenmodem der Firma Satellite Services BV im 19“-Rack	43

Abb. 3-19: Blockdiagramm des gesamten experimentellen Aufbaus, inkl. Datenverbindung zur Bodenstation nach Redu via ARTEMIS.....	44
Abb. 3-20: Experimentaufbau – Blockbild der Messumgebung	49
Abb. 3-21: Installiertes HapticMaster-Manipulationssystem am Lehrstuhl Raumfahrttechnik mit entsprechendem Szenario	50
Abb. 3-22: Blockbild der Messumgebung zur Vermessung der Operator/Teleoperator-Einheit	51
Abb. 3-23: Virtuelles Szenario der Operator/Teleoperator-Einheit (HapticMaster) mit entsprechendem Informationsfenster	51
Abb. 3-24: Messkurve der Operator/Teleoperator-Einheit – Latenzzeit über Paketgröße	52
Abb. 3-25: Blockbild der Messumgebung zur Vermessung der Dateneinheit	53
Abb. 3-26: Messkurve der Dateneinheit - Latenzzeit über Paketgröße	54
Abb. 3-27: Blockbild der Messumgebung zur Vermessung der HF-/Basisband-Einheit.....	55
Abb. 3-28: Messkurve der HF-/Basisband-Einheit – Latenzzeit vs. Paketgröße	56
Abb. 3-29: Messkurve der HF-/Basisband-Einheit – Latenzzeit vs. Datenrate bei den Paketgrößen 127 Byte, 255 Byte und 511 Byte.....	56
Abb. 3-30: Blockbild der Messumgebung zur Vermessung der Signallaufzeit im Orbit.....	57
Abb. 3-31: Darstellung der experimentellen Vermessung der Signallaufzeit im Orbit als 3D-Ansicht.....	58
Abb. 3-32: Berechnete Entfernungen und Latenzzeiten für die experimentelle Überprüfung der Signallaufzeit im Orbit	59
Abb. 3-33: Graphische Darstellung der berechneten Signallaufzeit am Messtag (12.6.2007) für die Verbindung: Garching – ARTEMIS – Redu – ARTEMIS – Garching	60
Abb. 3-34: Gegenüberstellung von Modell und Messung der HF-/Basisband-Einheit – Latenzzeit vs. Datenrate bei einer Paketgröße von 127 Byte (Fehlerindikator ± 5 ms).....	62
Abb. 4-1: Graphische Darstellung der allgemeinen Modellgleichung, Gleichung (4-6).....	65
Abb. 4-2: 3D-Darstellung der Signalverbindungen zwischen der Bodenstation (P_{GS}), dem GEO- (P_{GEO}) und LEO-Satelliten (P_{LEO})	66
Abb. 4-3: Graphische Darstellung der ISS TLE im NORAD-Originalformat (zwei Zeilen, 69 Zeichen pro Zeile inklusive Leerstellen).....	67
Abb. 4-4: Graphische Darstellung der Berechnungseinheit für die Signallaufzeit im Orbit, losgelöst vom gesamten Kommunikationsmodell.....	68
Abb. 4-5: Graphische Darstellung der Entfernungen, (1) Garching – ARTEMIS, (2) ARTEMIS – LEO-Satellit und (3) gesamte Entfernung Garching – ARTEMIS – LEO-Satellit	69
Abb. 4-6: Das vollständige telepräsenste Kommunikationsmodell mit Latenzzeiten, Berechnungseinheit und den Umgebungsvariablen	70
Abb. 4-7: Eingabetabelle der Umgebungsvariablen in MS Excel 2003	72
Abb. 4-8: MS Excel-Screen Shot des Kommunikations-Zeitmodells, angewendet auf das exemplarisch erstellte Szenario - Relaisatellit ARTEMIS und die Internationale Raumstation ISS	73

Abb. 4-9:	Verlauf der Round Trip-Zeit für das erstellte Szenario bei Verwendung des Satelliten ARTEMIS und der Internationalen Raumstation ISS	74
Abb. 5-1:	Schematische Darstellung der Kommunikationsverbindungen bei ROKVISS, [24] [52]	75
Abb. 5-2:	Schematische Darstellung des Kommunikationssystems von ROKVISS.....	76
Abb. 5-3:	Allgemeine Berechnungseinheit mit dem GEO-Relaissatelliten ARTEMIS	78
Abb. 5-4:	Berechnungseinheit angepasst auf ROKVISS.....	78
Abb. 5-5:	Berechnete Round Trip-Zeit für das ROKVISS-Experiment mittels Kommunikations-Zeitmodell; mit STK gerechnete Entfernungen ab einer Elevation von 5° über dem Horizont	79
Abb. 5-6:	Ergebnisse der experimentellen Round Trip-Zeit-Messung bei ROKVISS, aus [52] (bearbeitet).....	80
Abb. B.1-1:	Messaufbau für die Messung der Antennendiagramme	101
Abb. B.1-2:	Azimut-Antennendiagramm der LRT-Satellitenbodenstation.....	102
Abb. B.1-3:	Elevation-Antennendiagramm der LRT-Satellitenbodenstation	102
Abb. B.2-1:	Messaufbau für die Messung; Diplexer-Durchlassbereich.....	103
Abb. B.2-2:	ARTEMIS Diplexer-Durchlasskurve Rx-Frequenzbereich; 2.000 MHz – 2.150 MHz.....	104
Abb. B.2-3:	ARTEMIS Diplexer-Durchlasskurve Tx-Frequenzbereich; 2.200 MHz – 2.300 MHz.....	104
Abb. B.3-1:	Messaufbau für die Messung; Verstärkungskurve - LNA.....	105
Abb. B.3-2:	Verstärkerkurve des LNA.....	106
Abb. B.4-1:	Messaufbau für die Messung; Verstärkung über Frequenz des HPA.....	107
Abb. B.4-2:	Diagramm der Verstärkung über die Frequenz des HPA	108
Abb. B.4-3:	Messaufbau für die Messung; Verstärkerkurve des HPA	109
Abb. B.4-4:	Verstärkerkurve des HPA bei 2.255 MHz.....	109
Abb. B.5-1:	Messaufbau der G/T-Messung für die LRT-Satellitenbodenstation.....	112
Abb. B.5-2:	Auszug aus der MS Excel G/T-Berechnungstabelle	112
Abb. C.1-1:	Messaufbau für die Messung des Operator/Teleoperator Systems (HapticMaster)	113
Abb. C.1-2:	Messkurve für die Messung des Operator/Teleoperator-Systems (HapticMaster) ..	113
Abb. C.2-1:	Messaufbau für die Messung der Dateneinheit	114
Abb. C.2-2:	Messkurve der Dateneinheit – Latenzzeit vs. Paketgröße.....	114
Abb. C.3-1:	Messaufbau zur Messung der HF-/Basisband-Einheit	115
Abb. C.3-2:	Messkurve der HF-/Basisband-Einheit - Latenzzeit über Paketgröße.....	116
Abb. C.3-3:	Messkurve der HF-/Basisband-Einheit - Latenzzeit vs. Datenrate bei den Paketgrößen 127 Byte, 255 Byte und 511 Byte.....	116
Abb. C.4-1:	Block des Messaufbaus inkl. Messpunkte für die Messung Signallaufzeit im Orbit.....	117
Abb. C.4-2:	Telemetrie Format des CCSDS Transfer Frames; [4]	118
Abb. C.4-3:	Messaufbau zur Messung der Signallaufzeit im Orbit	119

Abb. C.4-4: Oszilloskop-Messgraphik der Signallaufzeit im Orbit bei einer Datenrate 32 kBit/s und einer UserFrameLength von 1119 Byte	120
Abb. C.4-5: Oszilloskop-Messgraphik der Signallaufzeit im Orbit bei einer Datenrate 32 kBit/s und einer UserFrameLength von 1119 Byte.....	120

9 Glossar

Die in dieser Arbeit am häufigsten verwendeten Fachbegriffe werden für ein gemeinsames Verständnis nachstehend nochmals gesondert angeführt. Teile dieser Definitionen wurden direkt aus dem CCSDS-Standard übernommen.

Physikalischer Kanal Ein physikalischer Kanal ist ein Bit-Datenstrom, der über eine Satellitenverbindung moduliert in eine Richtung übertragen wird.

Space Link Ein Space Link ist die Datenverbindung zwischen einem Satelliten und der Bodenstation oder die Datenverbindung zwischen mehreren Satelliten. Jeder Space Link kann aus einem oder mehreren physikalischen Kanälen in beiden Richtungen bestehen.

Telesensing beinhaltet visuelle, Kraft-, Berührungs-, kinästhetische, propriozeptive und andere Informationskanäle. Für ideale Telepräsenz sind alle diese Kanäle erforderlich. Teleaktuation beinhaltet kinematische und kinetische Aspekte des Teleoperators und End-Effektors sowie der Interaktion zwischen Teleoperator und Remote-Umgebung. Telemanipulation ist die Veränderung der Remote-Umgebung durch Objektmanipulationen, vgl. Telerobotik.

Taktilität bedeutet die taktile Sinneswahrnehmung (Hautsinn) über mechanische, thermische und schmerzempfindliche Rezeptoren in den verschiedenen Hautschichten.

Kinästhetik umfasst die kinästhetische oder propriozeptive Sinneswahrnehmung der Lage und Bewegungen des eigenen Körpers und der auf den Körper wirkenden Kräfte.

Remote-Umgebung ist die Umgebung, in der der Teleoperator arbeitet. Dieser Begriff wird mittlerweile fließend auf lokale, entfernte, miniaturisierte und virtuelle, in jedem Fall für den menschlichen Bediener nicht direkt zugängliche Umgebungen angewendet. Teleaktion als Begriff schließt die Begriffe der Teleoperation und Telemanipulation ein. Hiermit sind physikalische Aktionen in einer (dem Bediener des Systems möglicherweise nicht zugänglichen) physikalischen Umgebung gemeint. Diese Aktionen werden vom Bediener initiiert und dann vom Teleoperator entweder (semi-) automatisch (intelligente oder symbolische Telerobotik) oder durch einfache Teleoperation ausgeführt. Operator steht für den menschlichen Bediener. Multimodale Aspekte der Telepräsenz beziehen sich auf die Multimodalität der Ein- und Ausgabekanäle und der damit verbundenen Schnittstellen.

Bitfehlerrate (eng. Bit Error Rate, BER), die einheitslose Bitfehlerrate ist der Fehlerquotient, der aus der Anzahl der in einem beliebigen Zeitintervall fehlerhaft empfangenen Bits (Bitfehler) und der Anzahl im gleichen Zeitintervall insgesamt empfangener Bits berechnet wird. Eine Bitfehlerhäufigkeit von $3 \cdot 10^{-6}$ bedeutet, dass von 1 Million übertragener oder gespeicherter Bits durchschnittlich 3 Bits falsch sein können.

Bei dem Experiment ROKVISS gibt es keine Erfahrungswerte über Bitfehlerraten, da das Experiment ROKVISS eine überdurchschnittlich große Bodenstations-Antenne verwendet. Die Annahmen gehen jedoch in die Größenordnung von $BER = 10^{-6}$.

Teleoperation ist die Erweiterung der sensorischen und manipulatorischen Fähigkeiten einer Person für das Wirken an einem entfernten Ort (remote location). Ein Teleoperator muß Sensoren, Arme und/oder Hände, (u. U. auch ein Fahrzeug oder einen Gehapparat zu deren Beförderung,) und multimodale Kommunikationskanäle von und zum menschlichen Bediener haben. Teleoperation bezeichnet auch die zeitlich direkte und kontinuierliche Regelung durch den menschlichen Bediener.

Loopback oder eine Schleifenschaltung ist ein Nachrichten- oder Informationskanal mit nur einem Endpunkt, so dass Sender und Empfänger identisch sind. In der Kommunikationstechnik werden Loopbacks gewöhnlich benutzt, um die Erreichbarkeit eines Ziels zu prüfen. Auf diese Weise wird sowohl der Nachrichtenkanal zum Ziel als auch das Ziel selbst geprüft. Gewöhnlich besteht der Nachrichtenkanal aus mehreren hintereinander liegenden Übermittlungsabschnitten. Indem die Schleifenschaltung nacheinander an allen Endpunkten der Übermittlungsabschnitte vorgenommen wird, kann der gesamte Weg bis zum Ziel geprüft und eine eventuelle Unterbrechung gefunden werden.

ANHANG

A Link Budgets

Die nachstehenden Link Budgets sind wichtige grundlegende Berechnungen für das Design der Satellitenbodenstation. Als Datengrundlage für die Verbindung zwischen Garching und ARTEMIS wurden folgende Dokumente herangezogen [15] [19] [46].

A.1 Inter Orbit Link Return (Garching → ARTEMIS)

No	Required signal quality	Linear	dB	How / Comments
1	Information rate bps	1000000	60,0	
2	Modulation	BPSK		
3	Bandwidth	1200000	60,8	
4	BER	0,00001		
5	Coding	1/2 conv		
6	Req Eb/N0		10,8	
7	Req Eb/N0 coded		5,0	
8	Coding Gain		5,8	
Achieved signal quality				
No	Required signal quality	Linear	dB	How / Comments
	f (MHz)	2255		
10	lambda (m)	0,133		
11				
12	Distance (km)	38000		
13	Pt (W)	20	13,0	
14	LLine1		-1,0	
15	Tline	59,64		
16	Dt	0,5		
17	Gt		19,6	
-	EIRP		32,6	
18	Lpoint1		0,0	
19	Lpol		-3,0	
20	Latm		0,0	
21	Lrain		0,0	
22	Train (K)	0,0		
23	Lfreespace		-191,1	
24	Tcosm (K)	3,0		
25	Tgalact (K)	22,0		
26	Thot (K)	100,0		
27	Dr (m)	2,5		
28	Gr		33,6	
29	Lpoint 2		-0,2	
30	Lline2		-0,5	
31	Tline2	31,54		
32	Trec (K)	150	21,8	
-	NF Rec		1,81	
33	Limpl		-2,0	
34	Lrang		-4,0	
35	C=Pr (W)		-135,7	
36	Total noise Temp Ts (K)	366,18	25,6	
-	G/T		7,9	
37	Boltzmann constant	1,38E-23	-228,6	
38	N0 (W)		-203,0	
39	Ach C/N0		67,3	
40	Ach Eb/N0		7,3	
41	Ach C/N		6,5	
Link Margin			2,3	

A.2 Feeder Return Link (ARTEMIS → Redu)

No	Required signal quality	Linear	dB	How / Comments
1	Information rate bps	1000000	60,0	
2	Modulation	BPSK		
3	Bandwidth	1200000	60,8	
4	BER	0,00001		
5	Coding	1/2 conv		
6	Req Eb/N0		10,8	
7	Req Eb/N0 coded		5,0	
8	Coding Gain		5,8	
Achieved signal quality				
No	Linear	dB	How / Comments	
9	f (MHz)	20000		
10	lambda (m)	0,015		
11				
12	Distance (km)	40000		
13	Pt (W)	20	13,0	
14	LLine1		-1,0	0,5dB / m
15	Tline	59,64		
16	Dt	0,4		
17	Gt		36,6	
-	EIRP		49,6	
18	Lpoint1		0,0	
19	Lpol		-2,5	
20	Latm		-6,5	
21	Lrain		0,0	
22	Train (K)	0,0		
23	Lfreespace		-210,5	
24	Tcosm (K)	3,0		
25	Tgalact (K)	22,0		
26	Thot (K)	200,0		
27	Dr (m)	8,0		
28	Gr		62,6	
29	Lpoint 2		-0,2	
30	Lline2		-3,5	
31	Tline2	160,46		
32	Trec (K)	30		
-	NF Rec		0,43	
33	Limpl		-2,0	
34	Lrang		-4,0	
35	C=Pr (W)		-68,0	
36	Total noise Temp Ts (K)	475,11	26,8	
-	G/T		35,8	
37	Boltzmann constant	1,38E-23	-228,6	
38	N0 (W)		-201,8	
39	Ach C/N0		133,9	
40	Ach Eb/N0		73,9	
41	Ach C/N		73,1	
Link Margin			68,9	

A.3 Inter Orbit Link Forward (ARTEMIS → Garching)

No	Required signal quality	Linear	dB	How / Comments
1	Information rate bps	1000000	60,0	
2	Modulation	BPSK		
3	Bandwidth	1200000	60,8	
4	BER	0,00001		
5	Coding	1/2 conv		
6	Req Eb/N0		10,8	
7	Req Eb/N0 coded		6,0	
8	Coding Gain		4,8	
Achieved signal quality				
No	Required signal quality	Linear	dB	How / Comments
9	f (MHz)	2076,5		
10	lambda (m)	0,144		
11				
12	Distance (km)	38000		
13	Pt (W)	40	16,0	
14	LLine1		-1,0	0,5dB / m
15	Tline	59,64		
16	Dt	2		
17	Gt		30,9	
-	EIRP		46,9	äq. Artemis EIRP=46,9
18	Lpoint1		-0,5	
19	Lpol		-3,0	
20	Latm		-0,3	
21	Lrain		0,0	
22	Train (K)	0,0		
23	Lfreespace		-190,4	
24	Tcosm (K)	3,0		
25	Tgalact (K)	22,0		
26	Thot (K)	100,0		
27	Dr (m)	2,0		
28	Gr		29,8	
29	Lpoint 2		-0,2	
30	Lline2		-1,5	
31	Tline2	84,70		
32	Trec (K)	25	14,0	
-	NF Rec		0,36	
33	Limpl		-2,0	
34	Lrang		-4,0	
35	C=Pr (W)		-126,2	
36	Total noise Temp Ts (K)	294,34	24,7	
-	G/T		5,1	
37	Boltzmann constant	1,38E-23	-228,6	
38	N0 (W)		-203,9	
39	Ach C/N0		77,7	
40	Ach Eb/N0		17,7	
41	Ach C/N		16,9	
Link Margin			11,7	

A.4 Feeder Forward Link (Redu → ARTEMIS)

No	Required signal quality	Linear	dB	How / Comments
1	Information rate bps	1000000	60,0	
2	Modulation	BPSK		
3	Bandwidth	1200000	60,8	
4	BER	0,00001		
5	Coding	1/2 conv		
6	Req Eb/N0		10,8	
7	Req Eb/N0 coded		5,0	
8	Coding Gain		5,8	
Achieved signal quality				
No	Linear	dB	How / Comments	
9	f (MHz)	30000		
10	lambda (m)	0,010		
11				
12	Distance (km)	44000		
13	Pt (W)	40	16,0	
14	LLine1		-1,0	
15	Tline	59,64		
16	Dt	2,5		
17	Gt		56,0	
-	EIRP		72,1	
18	Lpoint1		0,0	
19	Lpol		-3,0	
20	Latm		-0,3	
21	Lrain		0,0	
22	Train (K)	0,0		
23	Lfreespace		-214,9	
24	Tcosm (K)	3,0		
25	Tgalact (K)	22,0		
26	Thot (K)	100,0		
27	Dr (m)	0,4		
28	Gr		40,1	
29	Lpoint 2		-0,2	
30	Lline2		-0,5	
31	Tline2	31,54		
32	Trec (K)	100		
-	NF Rec		1,29	
33	Limpl		-2,0	
34	Lrang		-4,0	
35	C=Pr (W)		-40,4	
36	Total noise Temp Ts (K)	316,18	25,0	G/T=-8,5
-	G/T		15,1	
37	Boltzmann constant	1,38E-23	-228,6	
38	N0 (W)		-203,6	
39	Ach C/N0		163,3	
40	Ach Eb/N0		103,3	
41	Ach C/N		102,5	
Link Margin			98,3	

A.5 Link Margins

All Margins		
No	Link Margin	Values
1	E _b /N ₀ Return ISL	2,30
2	E _b /N ₀ Return Feeder	68,87
3	E _b /N ₀ Forward Feeder	98,25
4	E _b /N ₀ Forward ISL	11,70

Margin Return Link		
No	Link Margin	Values
1	E _b /N ₀ Return ISL	2,30
2	E _b /N ₀ Return Feeder	68,87
	MARGIN	2,30

Margin Forward Link		
No	Link Margin	Values
3	E _b /N ₀ Forward Feeder	98,25
4	E _b /N ₀ Forward ISL	11,70
	MARGIN	11,70

Margin Return+Forward Link		
No	Link Margin	Values
-	MARGIN	1,83

B Messprotokolle zur Vermessung der Satellitenbodenstation

B.1 Antennendiagramm

Das Antennendiagramm ist eine graphische Darstellung der Strahlungscharakteristik einer Antenne. Es stellt die relative Intensität der Energieabstrahlung (Richtwirkung) in Abhängigkeit von der Richtung zur Antenne dar. Die nachfolgend beschriebene Messung hat vier Punkte zum Ziel:

- Aufnahme des Antennen – Richtdiagramms in horizontaler und vertikaler Richtung
- Vermessung der 3 dB-Keulenbreite (Halbwertsbreite)
- Vermessung der Nebenkeulendämpfung
- Überprüfung der Ausnordung der Antenne

Zur Vermessung der angeführten Punkte ist eine HF-Strahlungsquelle (Testsender, Satellit) erforderlich. Um eine Fernfeldmessung gewährleisten zu können, muss diese Strahlungsquelle, basierend auf Gleichung (B.1-1) [23], mindestens 62 m von der Antenne entfernt sein.

$$s_{Fern} = \frac{2 \cdot D_{Antenne}^2}{\lambda} \tag{B.1-1}$$

s_{Fern}	Entfernung für Fernfeldbedingung
$D_{Antenne}$	Antennendurchmesser (2 m)
λ	Wellenlänge der benutzten Frequenz in m (0,13 m)

Für diese Messung würde als Strahlungsquelle der geostationäre Relaisatellit ARTEMIS verwendet. Aufgrund der Entfernung von etwa 36.000 km ist die oben angesprochene Fernfeldproblematik nicht von Bedeutung.

Messprotokoll:

Messperson:	Jürgen Letschnik
Messdatum:	29.03.2007
Messobjekt:	Antenne der LRT-Satellitenbodenstation

Zu Beginn der Messungen wurde die Antenne mittels einer Pegelmessung in Azimut und Elevation exakt auf ARTEMIS ausgerichtet. In weiterer Folge wurde zur Erstellung der horizontalen Strahlencharakteristik der Azimutwinkel bei konstanter Elevation schrittweise erhöht und die entsprechenden Pegelwerte aufgezeichnet (Abb. B.1-2). Für die vertikale Strahlencharakteristik wurde die Antenne erneut auf ARTEMIS ausgerichtet, der Elevationswinkel schrittweise erhöht und der Azimutwinkel konstant gehalten (Abb. B.1-3). Es wurde aus Zeitgründen jeweils nur eine Hälfte des Diagramms abgefahren und vermessen, für den Erhalt eines symmetrischen Dia-

gramms wurden die Messwerte entsprechend gespiegelt. Die resultierenden Antennendiagramme sind in Abb. B.1-2 und Abb. B.1-3 dargestellt.

Für diese Messung speist der Signalgenerator den Upconverter mit einem 70 MHz Sinus-Ton. Dieses Signal wird zu ARTEMIS, nach Redu und wieder zur Satellitenbodenstation zurück gesendet. Mittels eines Spektrumanalysers wurde das empfangene Signal am 70 MHz-Zwischenfrequenz Ausgang des Downconverters abgenommen Abb. B.1-1.

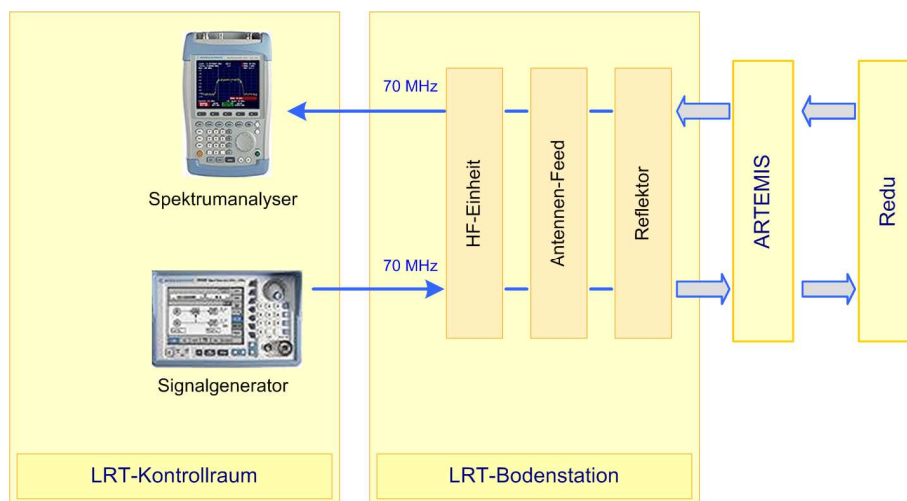


Abb. B.1-1: Messaufbau für die Messung der Antennendiagramme

Erläuterungen:

Nebenkeulendämpfung. Die Nebenkeulendämpfung ist einer der wesentlichen Parameter einer Antenne und stellt das Verhältnis der Pegelwerte der Hauptkeule in 0° zum Pegel der Nebenkeule(n) dar. Dieses Verhältnis wird als relativer Pegel angegeben und sollte möglichst groß sein, (typ. 20 dB). Diese Antenne weist eine 1. Nebelkeulendämpfung von 26 dB im Azimut und 20 dB in der Elevation auf und ist als sehr zufriedenstellend zu bewerten, siehe Abb. B.1-2 und Abb. B.1-3.

Öffnungswinkel. Der Öffnungswinkel einer Hauptkeule (Halbwertsbreite, Θ_{3dB}) wird durch den Abfall der Feldstärke um 3 dB zum maximalen Wert der Hauptkeule bestimmt. Diese Antenne weist einen Öffnungswinkel von $\Theta_{3dB} = 4,8^\circ$ auf. Dieser Wert lässt sich sehr gut mit der Theorie abgleichen. Aus der nachstehenden Gleichung (B.1-2) ergibt sich ein theoretischer Öffnungswinkel von $4,55^\circ$.

$$\Theta_{3dB} = 70 \cdot \left(\frac{\lambda}{D} \right) \quad (\text{B.1-2})$$

$D_{Antenne}$ Antennendurchmesser (2 m)

λ Wellenlänge der benutzten Frequenz in Meter (0,13 m)

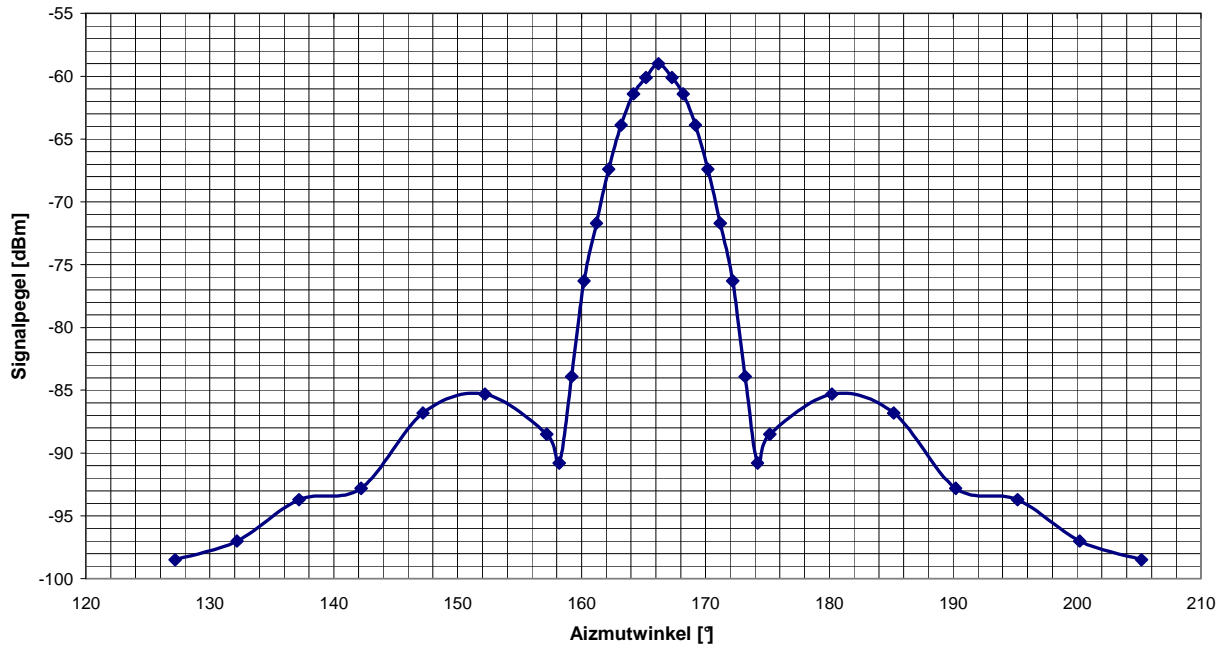


Abb. B.1-2: Azimut-Antennendiagramm der LRT-Satellitenbodenstation

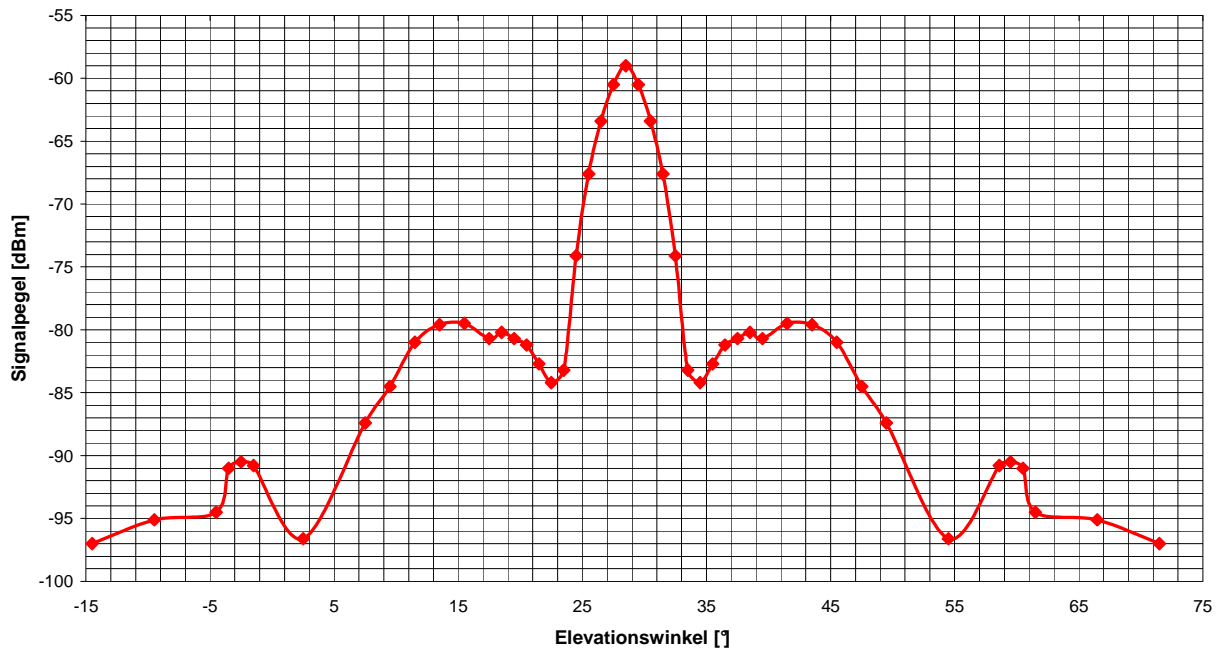


Abb. B.1-3: Elevation-Antennendiagramm der LRT-Satellitenbodenstation

B.2 Diplexer

Der Diplexer trennt die an der Antenne auftretende Sende- und Empfangsfrequenz in zwei getrennte Koaxialleitungen auf. Die Sendefrequenz (Tx) wird vom Telekommando-Sender eingespeist, die Empfangsfrequenz (Rx) wird zum Telemetrie-Empfänger geleitet. Entsprechend muss das Sendefilter für die Sendefrequenz und das Empfangsfilter für die Empfangsfrequenz durchlässig sein. Die beiden Bänder sollen dabei eine möglichst hohe Sperrdämpfung haben, die Einfügedämpfung des Diplexers sollte möglichst gering ausfallen.

Messprotokoll:

Messperson:	Jürgen Letschnik
Messdatum:	29.03.2007
Messobjekt:	DCL10-2075/2150-100
Kabeldämpfung:	-1,7 dB
Eingangspegel:	-100 dBm

Für diese Messung speist der Signalgenerator den Diplexer über den zentralen Eingang mit einem Sinus-Ton. Dieser Sinus-Ton wird über den gewünschten Frequenzbereich variiert. An den beiden Ausgängen wird entsprechend der resultierende Pegel mit dem Spektrumanalysier gemessen, Abb. B.2-1.

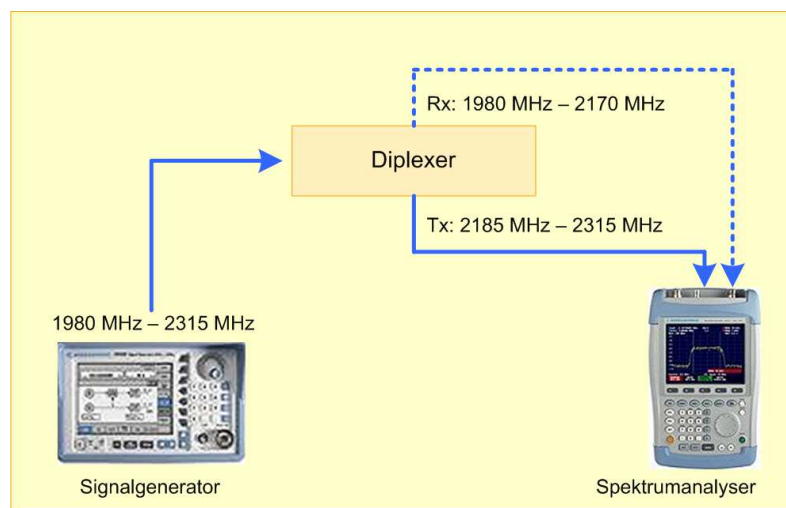


Abb. B.2-1: Messaufbau für die Messung; Diplexer-Durchlassbereich

Erläuterungen:

Wie aus Abb. B.2-2 ersichtlich, beträgt die Rx-Einfügedämpfung 0,94 dB. Dieser Wert liegt noch unterhalb der Spezifikation und wirkt sich somit verbessernd auf das Downlink-Budget aus. Die Sperrdämpfung ist < 95 dB und liegt damit unterhalb der Rauschschwelle des Spektrumanalysators. Somit wird auch hier der geforderte Dämpfungswert eingehalten. Die Tx-Einfügedämpfung

beträgt 0,97 dB und liegt nur geringfügig höher als die Tx-Einfügedämpfung. Der geforderte Wert wird somit eingehalten. Die Messergebnisse sind in Abb. B.2-3 und Abb. B.2-3 zu sehen.

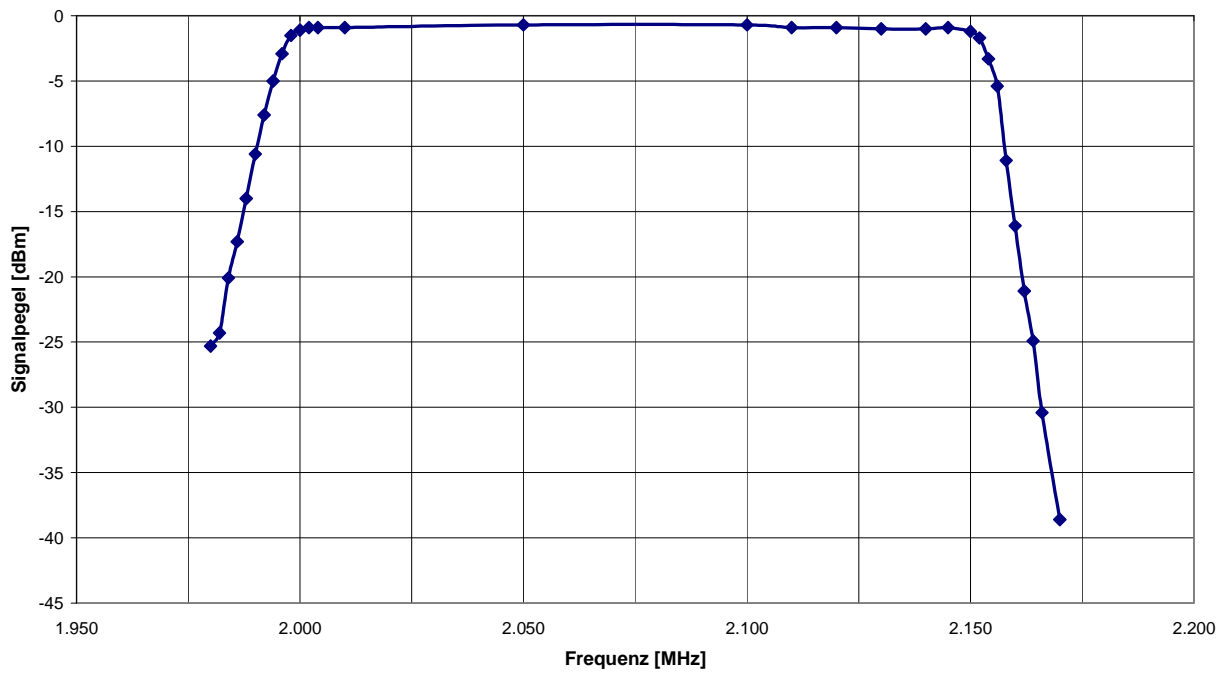


Abb. B.2-2: ARTEMIS Diplexer-Durchlasskurve Rx-Frequenzbereich; 2.000 MHz – 2.150 MHz

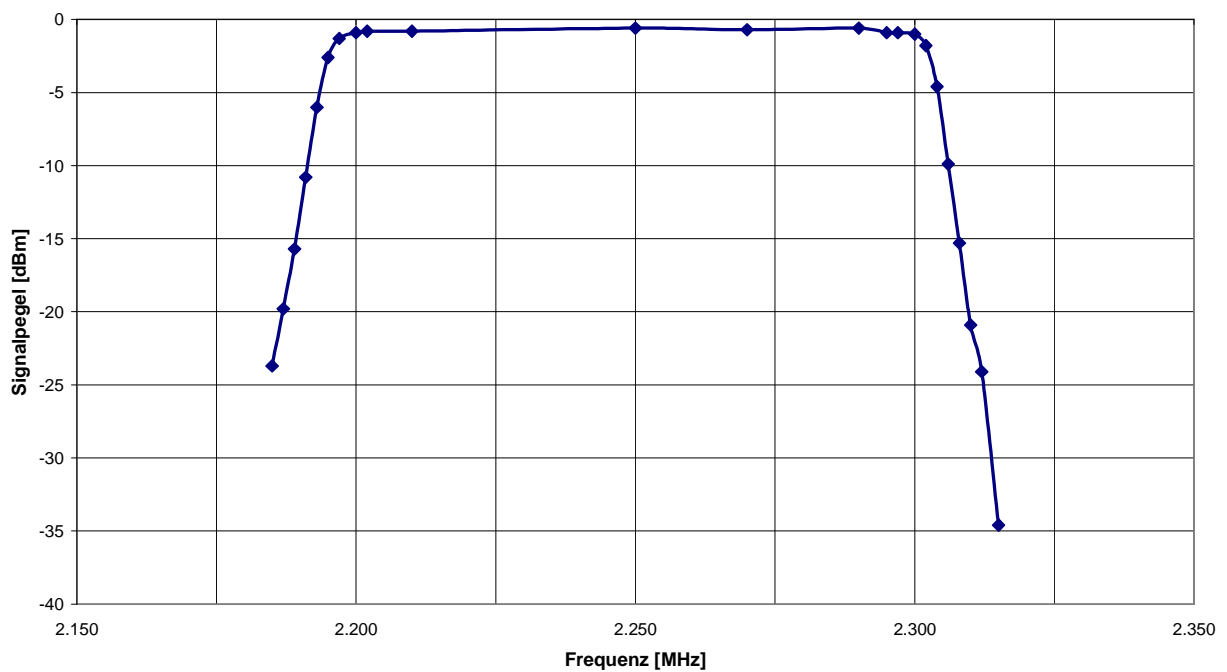


Abb. B.2-3: ARTEMIS Diplexer-Durchlasskurve Tx-Frequenzbereich; 2.200 MHz – 2.300 MHz

B.3 Vorverstärker

Ein Vorverstärker (LNA – Low Noise Amplifier) ist notwendig, um den Pegel des empfangenen Signals derart anzuheben, dass er deutlich über dem Systemrauschen des Empfangssystems liegt und das Signal vom Empfänger decodiert werden kann. Hierbei muss der Vorverstärker möglichst dicht an der Antenne sitzen, am besten direkt hinter dem Diplexer, damit er das Rauschen des zum Empfänger führenden Kabels nicht mitverstärkt. Ebenso muss der Vorverstärker eine geringe Rauschzahl besitzen, dies verringert die gesamte Systemrauschtemperatur der Bodenstation bedeutend.

Messprotokoll:

Messperson:	Jürgen Letschnik
Messdatum:	29.03.2007
Messobjekt:	AMF-3F-02000230-04-18P-12V
Kabeldämpfung:	-1,7 dB
Eingangspegel:	-120 dBm bis -10 dBm

Der Signalgenerator speist den LNA über den Eingang (IN) mit einem Sinus-Ton. Dieser Sinus-Ton wird über den gewünschten Pegelbereich (-120 dBm bis -10 dBm) variiert. An dem Ausgang wird der resultierende Pegel mit dem Spektrumanalyser gemessen, siehe Abb. B.3-1

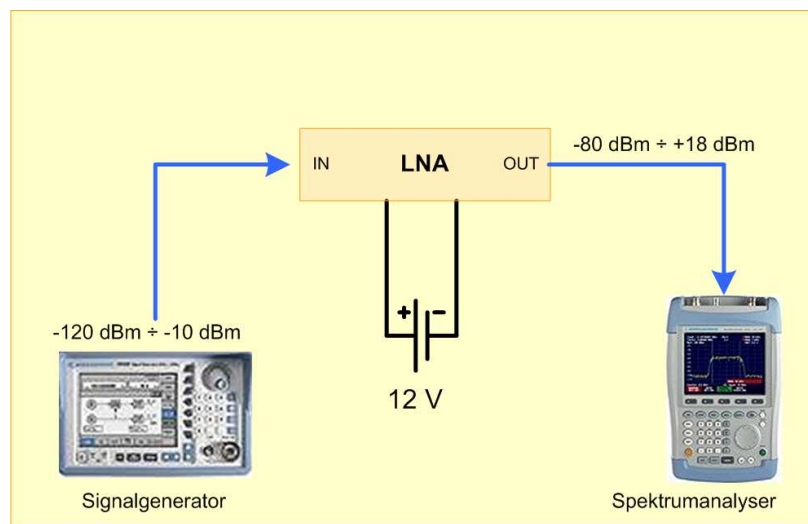


Abb. B.3-1: Messaufbau für die Messung; Verstärkungskurve - LNA

Erläuterungen:

Die Übertragungskurve und die Verstärkung zeigen einen sehr linearen Verlauf, Abb. B.3-2. Der 1dB-Kompressionspunkt konnte für einen Ausgangswert von 18,3 dBm bestimmt werden und

entspricht den gewünschten Spezifikationen. Die resultierende Verstärkung beträgt laut Messung 44,5 dB und deckt sich ebenso mit den angegebenen Spezifikationen.

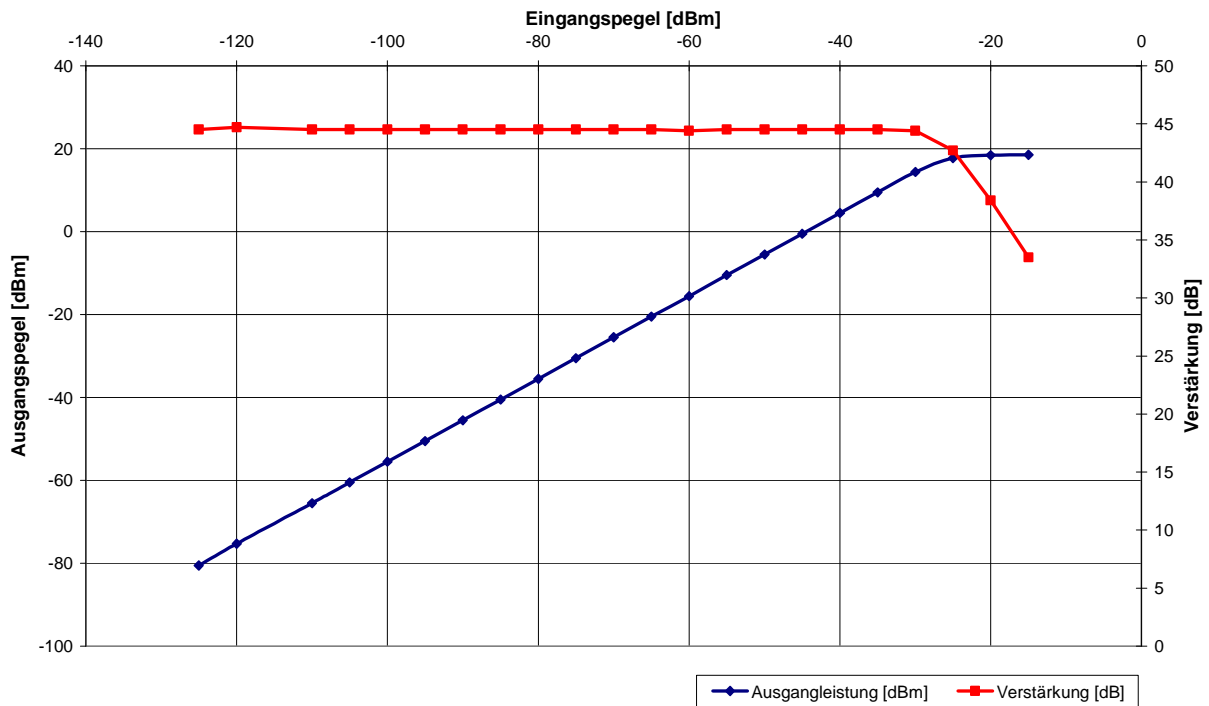


Abb. B.3-2: Verstärkerkurve des LNA

B.4 Leistungsendverstärker

Ein Leistungsverstärker (HPA – High Power Amplifier) wird gebraucht, um den vom Upconverter ausgegebenen Pegel auf die geforderte Sendeleistung von 10 W bis 20 W anzuheben. Die Mittelfrequenz des Verstärkers soll dabei bei 2.150 MHz liegen. Für den Betrieb der Satellitenbodenstation ist ein Leistungsverstärker mit sehr großer Bandbreite (300 MHz) angeschafft worden, da die Satellitenbodenstation in Zukunft auch für den Betrieb von LEO-Satelliten genutzt werden soll.

Die wichtigsten Parameter für die Verwendung des Leistungsverstärkers sind:

1. Verstärkung über den geforderten Frequenzbereich
2. Verstärkungskurve des Verstärkers

B.4.1 Messung - Verstärkung über Frequenz

Messprotokoll:

Messperson:	Jürgen Letschnik
Messdatum:	29.03.2007
Messobjekt:	AMF-6B-02000230-50-43P
Kabeldämpfung:	-1,7 dB
Eingangspegel:	-100 dBm

Für diese Messung wurde der nachstehende Messaufbau erstellt, Abb. B.4-1. Der Signalgenerator speist den HPA über den Eingang (IN) mit einem Sinus-Ton. Dieser Sinus-Ton wird über den gewünschten Frequenzbereich (1.900 MHz – 2.400 MHz) variiert. Der Eingangspegel wurde bei dieser Messung konstant auf den Wert von -100 dBm gehalten. An dem Ausgang (OUT) wird der resultierende Pegel mit dem Spektrumanalysier gemessen.

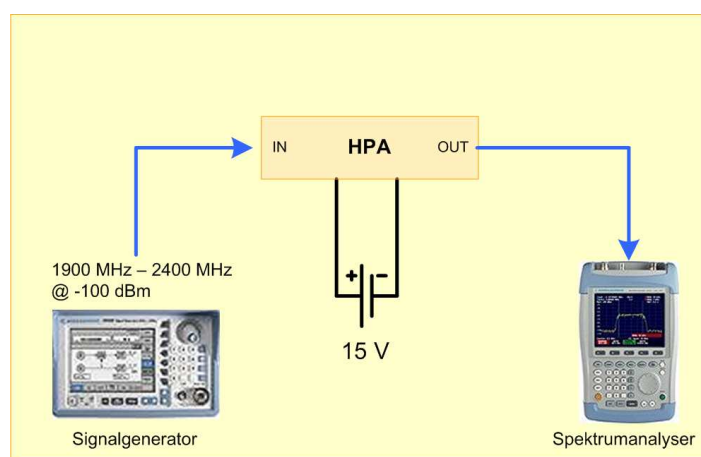


Abb. B.4-1: Messaufbau für die Messung; Verstärkung über Frequenz des HPA

Erläuterungen:

Der Verlauf der Verstärkung (Abb. B.4-2) über die Frequenz zeigt ein ausgeprägtes Maximum bei der Mittenfrequenz des gewünschten Frequenzbandes (2.000 MHz – 2.300 MHz). Die tatsächliche Sendefrequenz für das ARTEMIS-Experiment ist für 2.255 MHz angesetzt. Hier konnte eine Verstärkung von 52,1 dB gemessen werden. Dies entspricht der erforderlichen Verstärkung für das Experiment.

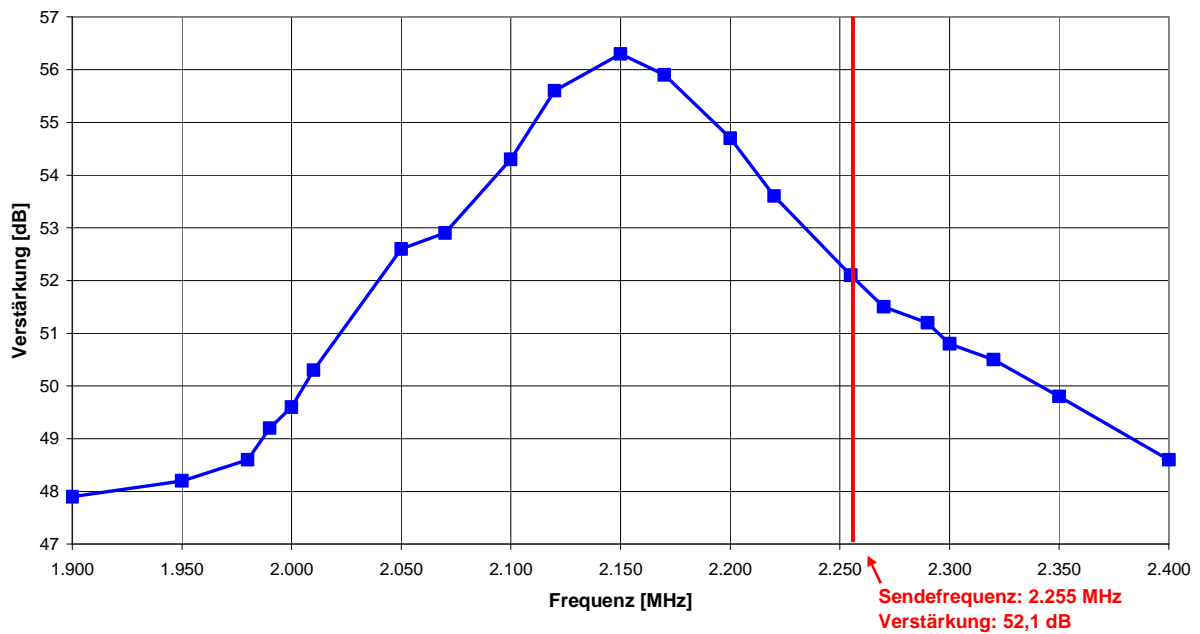


Abb. B.4-2: Diagramm der Verstärkung über die Frequenz des HPA

B.4.2 Verstärkungskurve des Verstärkers

Messprotokoll:

Messperson:	Jürgen Letschnik
Messdatum:	29.03.2007
Messobjekt:	AMF-6B-02000230-50-43P
Kabeldämpfung:	1,2 dB
Kabeldämpfung + 47dB Dämpfungsglied:	47,4 dB
Verstärkung:	52,5 dB
Versorgungsspannung:	15,0 V
Messfrequenz:	2.250 MHz

Für diese Messung wurde der nachstehende Messaufbau erstellt, Abb. B.4-3. Der Signalgenerator speist den HPA über den Eingang (IN) mit einem Sinus-Ton. Dieser Sinus-Ton wird über den gewünschten Pegelbereich (-120 dBm bis -2 dBm) variiert. An dem Ausgang wird der resultierende Pegel mit dem Spektrumanalyser gemessen, Abb. B.4-3.

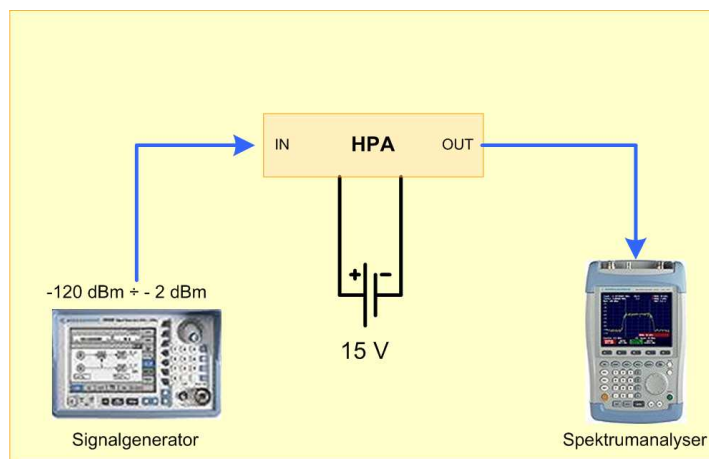


Abb. B.4-3: Messaufbau für die Messung; Verstärkerkurve des HPA

Erläuterungen:

Die Übertragungskurve und die Verstärkung zeigen einen sehr linearen Verlauf, Abb. B.4-4. Die leichte Erhöhung bei dem Eingangspegel von 30 dB ist durch das Hinzufügen eines Dämpfungsgliedes zu erklären. Der 1dB-Kompressionspunkt konnte nicht bestimmt werden, da der Verstärker bei einem Eingangspegel von -5 dBm abregelt. Die resultierende Verstärkung beträgt im Mittel 51 dB und deckt sich mit den angegebenen Spezifikationen. Eine maximale Ausgangsleistung konnte durch Einfügen eines Dämpfungsgliedes mit 47 dBm (17 W) gemessen werden.

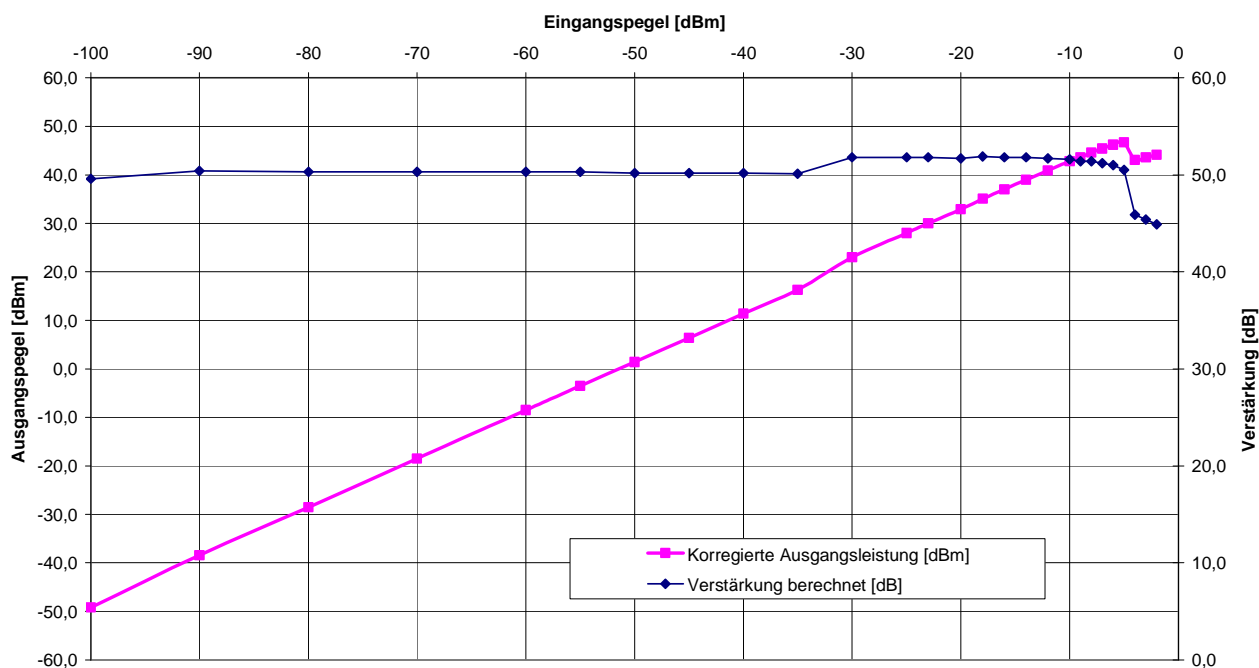


Abb. B.4-4: Verstärkerkurve des HPA bei 2.255 MHz

B.5 G/T-Messung

Die Sensitivität einer Radioantenne, wie am LRT, ist eine Funktion von vielen Faktoren, insbesondere des Antennengewinns (G) und der Systemrauschtemperatur (T_N). Ziel ist es, ein möglichst großes Verhältnis von G zu T_N zu bekommen. Durch den Einsatz einer Antenne mit sehr hohem Gewinn und Vorverstärkern mit geringer Rauschzahl ist dies möglich. Mit dem nachfolgenden Messprinzip ist es möglich, das Verhältnis G/T_N durch Messung und Rechnung zu ermitteln. T_N ist die gesamte Rauschtemperatur (in Grad Kelvin) und ist die Summe der im Empfangssystem generierten Rauschtemperatur T_r und der durch die Antenne aufgenommenen Rauschtemperatur T_a , bei Betrachtung von starken Rauschquellen am Himmel. T_a setzt sich aus dem galaktischen Hintergrundrauschen und dem Rauschen der Umgebungstemperatur zusammen und wird durch die Seitenkeulen der Antenne aufgenommen [22].

Das Prinzip zur Bestimmung von G/T_N , in der Literatur nur als G/T bezeichnet, besteht darin, das Ansteigen der Rauschleistung bei Ausrichtung der Antenne auf eine starke Rauschquelle (Beispiel: Sonne) im Vergleich zum kalten Himmel zu messen. Dieses Verhältnis ist in der Literatur als Y -Faktor bekannt, (B.5-1).

$$Y = \frac{P_{Sun}}{P_{Cold, Sky}} \quad (\text{B.5-1})$$

Die folgende Gleichung (B.5-2) zeigt die Beziehung zwischen G/T , dem gemessenen Y -Faktor und dem Sonnenfluss (F) an der entsprechenden Messfrequenz f_0 .

$$\frac{G}{T} = \frac{(Y-1) \cdot 8 \cdot \pi \cdot k \cdot L}{F \cdot \lambda_0^2} \quad (\text{B.5-2})$$

Y	Verhältnis von Sonnenrauschen zu Kaltem-Himmel-Rauschen (nicht in dB)
k	Boltzmann-Konstante $1,38 \cdot 10^{-23}$ [J/K]
L	Antennenöffnungswinkel - Korrekturfaktor
λ_0	Wellenlänge in Meter bei der Messfrequenz f_0
F	Sonnenfluss bei f_0 [W/m ² /Hz]

Antennenöffnungswinkel-Korrektorfaktor (L). Der Antennenöffnungswinkel-Korrektorfaktor (L) ist abhängig vom Öffnungswinkel (Halbwertsbreite) der Antenne und ist annähernd gleich für Antennen mit einem Öffnungswinkel von einigen Grad. Bei Antennen mit einem Öffnungswinkel größer als 2 bis 3 Grad kann $L=1$ angenommen werden und die Gleichung (B.5-3) ist nicht erforderlich.

$$L = 1 + 0,38 \cdot \left(\frac{\Theta_s}{\Theta_{3dB}} \right)^2 \quad (\text{B.5-3})$$

θ_s	Durchmesser der Radio-Sonne in Grad bei der Messfrequenz f_0
θ_{3dB}	3 dB Öffnungswinkel der Antenne

Der Durchmesser der Radio-Sonne (θ_s) ist frequenzabhängig. Es können Werte von $0,5^\circ$ über 3.000 MHz, $0,6^\circ$ für 1.420 MHz und $0,7^\circ$ für 400 MHz angenommen werden.

Sonnenflussdichte (F). Die Variable F entspricht der Flussdichte der Sonne bei der entsprechenden Messfrequenz. Diese Flussdichte wird von einem weltweiten Netzwerk der United States Air Force (USAF) bei definierten Frequenzen (245, 410, 610, 1.415, 2.695, 4.995, 8.800 und 15.400 MHz) gemessen. Liegt die benötigte Messfrequenz nicht exakt auf einer der angegebenen Frequenzen, so kann durch Interpolation die benötigte Flussdichte errechnet werden. Die von der USAF angegebenen Flussdichtewerte (www.sec.noaa.gov/ftpdir/lists/radio/) müssen mit 10^{-22} multipliziert werden, um den korrekten Wert in $\text{W/m}^2/\text{Hz}$ zu erhalten.

Messprotokoll:

Messperson:	Jürgen Letschnik
Messdatum:	21.05.2007
Messobjekt:	LRT-Satellitenbodenstation

Die Messung wurde mit dem Spektrumanalyser FSH3 der Firma Rohde & Schwarz durchgeführt. Die Empfindlichkeit des Messgerätes wurde durch das Aktivieren des internen Vorverstärkers und minimalen Messbandbreiten maximiert. Gemessen wurde am Zwischenfrequenzgang des Downconverters (Abb. B.5-1). Es wurden drei Messungen durchgeführt, siehe Abb. B.5-2. Aus diesen drei Messungen wurde der Mittelwert bestimmt. Als Ergebnis konnte ein G/T von 5,6 dB/K ermittelt werden, was einer sehr guten Empfangsqualität entspricht.

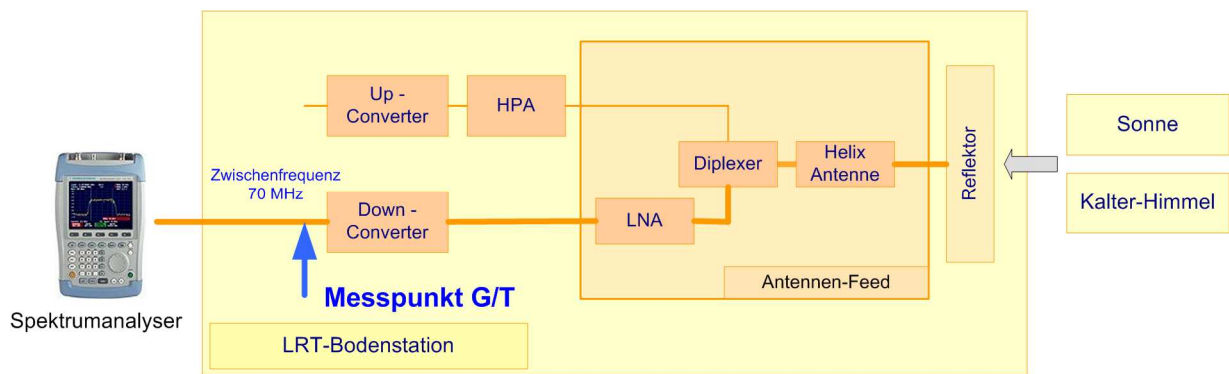


Abb. B.5-1: Messaufbau der G/T-Messung für die LRT-Satellitenbodenstation

	A	B	C	D	E
1	G/T Berechnung				
2	Messperson:	Jürgen Letschnik			
3	Messdatum:	21.05.2007			
4	Messuhrzeit:	17:20 Uhr und 17:50 Uhr MESZ (Mittleuropäische Sommerzeit)			
5	DUT Bezeichnung:	LRT Bodenstation (Feed mit Semi rigid Kabel)			
6					
7	Uhrzeit (UTC)	AZ	EI	Rauschen Sonne / warm	Rauschen Himmel / kalt
8	17:35	266	30,8	-85,5	-89,2
9	17:40	267	28,7	-84,9	-88,8
10	17:50	268		-85,4	-89,1
11					
12	PkalterHimmel Mittel:	-89,0 dBm			
13	Psonne Mittel:	-85,3 dBm			
14	Messfrequenz f0:	2076,5 MHz		www.sec.noaa.gov/ftpdir/lists/radio/	
15	Messwellenlänge 0:	0,1445 m			
16	Antennenöffnungswinkel Korrektorfaktor L:	1			
17	Boltzmannkonstante	1,38E-23			
18					
19	Sonnenflussdichte (F), 21.5.2007 15:20 Uhr UTC (17:20 Uhr MESZ):				
20		1415 MHz		48 W/m2/Hz	
21		2695 MHz		76 W/m2/Hz	
22	Sonnenflussdichte (F @ f0):	6,24703E-21 W/m2/Hz			
23					
24	Berechnung von Y		2,38 [lin]		
25					
26	Berechneter G/T-Wert		3,67 [lin]		
27	Berechneter G/T-Wert		5,65 dB/K		
28					
29					

Abb. B.5-2: Auszug aus der MS Excel G/T-Berechnungstabelle

C Messprotokolle zu den Zeitmessungen

C.1 Messung der Latenzzeit - Operator / Teleoperator

Für die Vermessung des Operator/Teleoperator-Systems (HapticMaster) konnte die interne Zeitmessung des HapticMaster-Steuersrechners verwendet werden. Die für die Messung erforderliche Loopback-Verbindung wurde mittels eines Spiegelrechners realisiert. Dieser Rechner ist

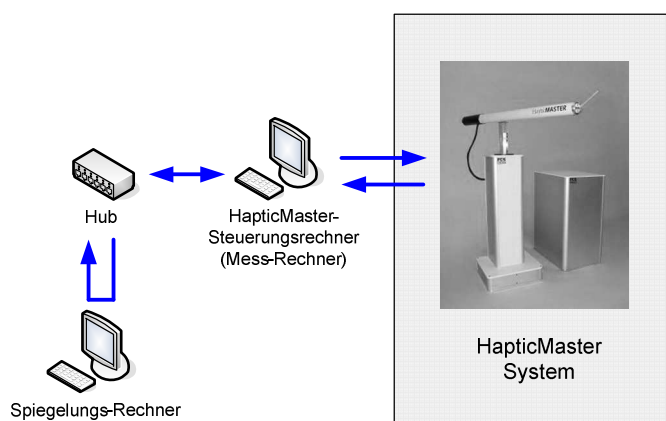


Abb. C.1-1: Messaufbau für die Messung des Operator/Teleoperator Systems (HapticMaster)

über einen Hub mit dem HapticMaster-Steuersrechner verbunden, Abb. C.1-1. Der HapticMaster-Steuersrechner (Mess-Rechner) generiert UDP-Pakete und versieht diese mit einer Paketnummer, den Positionsdaten des Manipulators und einem Zeitstempel der Absendezeit des Paketes. Durch den Vergleich der Sendezeit mit der Empfangszeit kann die Latenzzeit errechnet werden. Die anfallenden Messwerte werden in einer Textdatei (*.txt) gespeichert. Bei dieser Messung wurde nur die Paketgröße variiert (siehe Abb. C.1-2), da der HapticMaster keine Variation der Datenrate erlaubte.

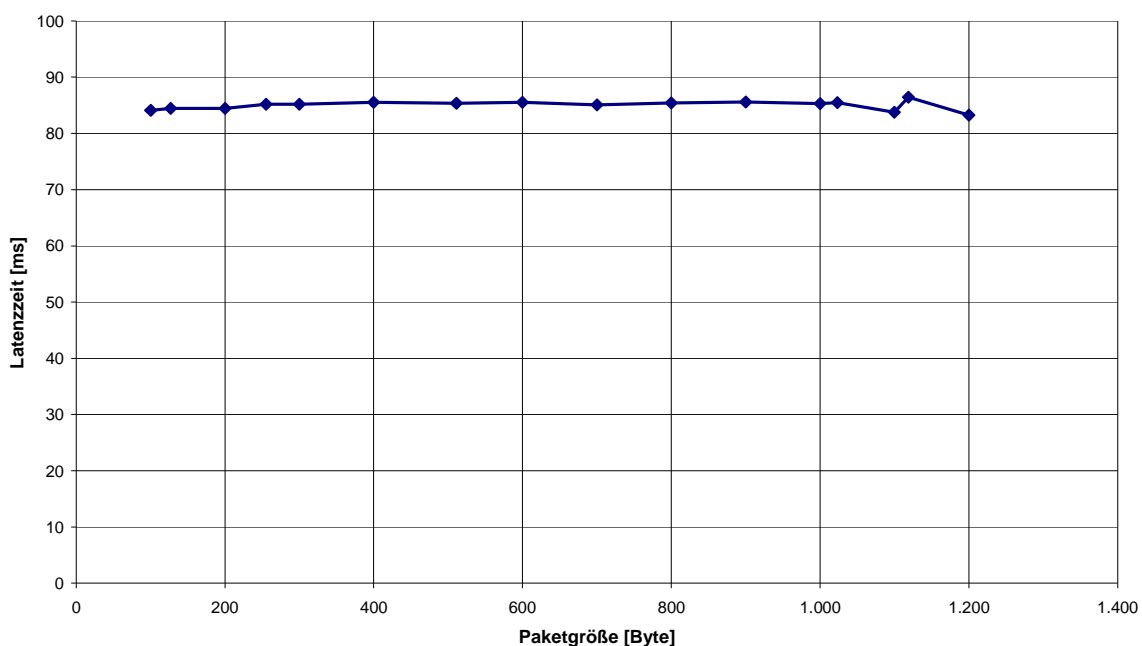


Abb. C.1-2: Messkurve für die Messung des Operator/Teleoperator-Systems (HapticMaster)

C.2 Messung der Latenzzeit - Dateneinheit

Die Vermessung der Dateneinheit wird mit dem Mess-Rechner und dem UDP-Zeitmess-Programm durchgeführt. Die Dateneinheit wird durch zwei Rechner repräsentiert, auf denen die entsprechende Packetizer- bzw. Depacketizer-Software der Firma LSE Space installiert ist, Abb. C.2-1. Der CCSDS Packetizer (GSAT) läuft auf dem Windows XP Betriebssystem von Microsoft, der CCSDS Depacketizer (Splitter) unter LINUX 10.2. Die Loopback-Verbindung zwischen die-

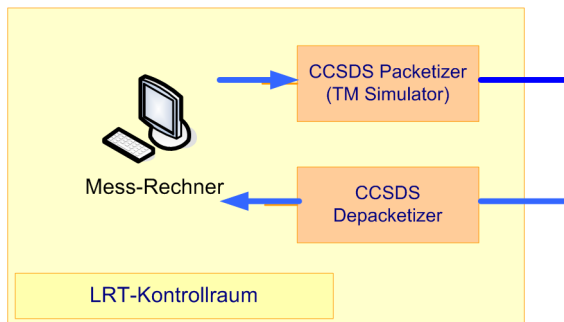


Abb. C.2-1: Messaufbau für die Messung der Dateneinheit

sen beiden Rechnern ist in Form einer direkten LAN-Verbindung realisiert.

Es wurden die Parameter Frame Time und Paketgröße variiert. Die Änderung der Frame Time zeigte keine großen Auswirkungen, da die resultierende virtuelle Datenrate kleiner als die interne Datenrate des Systems war. Die Datenrate selbst konnte nicht durchgeführt werden, da das System intern mit einer konstanten Datenrate von 3 MBit/s und einer Paketgröße von 1119 Byte arbeitet. Die aus

der Messung resultierenden Ergebnisse sind im Graph in Abb. C.2-2 dargestellt.

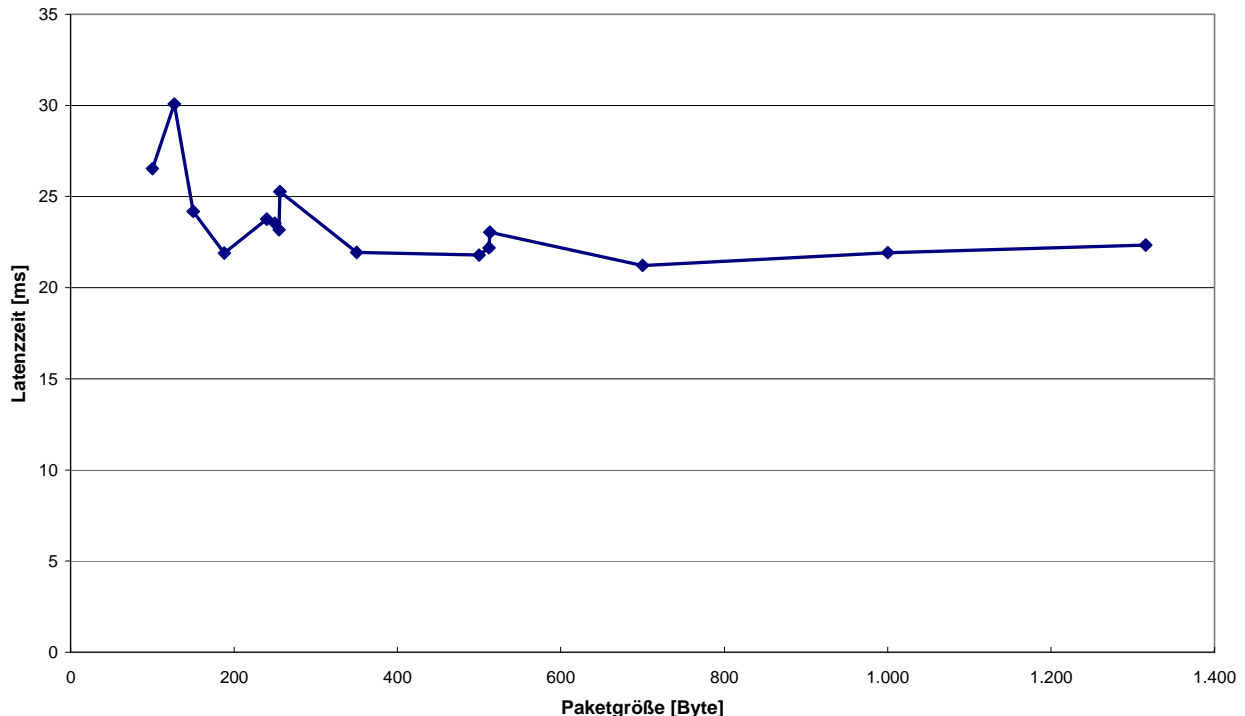


Abb. C.2-2: Messkurve der Dateneinheit – Latenzzeit vs. Paketgröße

C.3 Messung der Latenzzeit - HF-/Basisband-Einheit

Die Vermessung der HF-/Basisband-Einheit wird wie bei der Dateneinheit mit dem Mess-Rechner und dem UDP-Zeitmess-Programm durchgeführt. Um die Latenzzeit der HF-Einheit (Upconverter, Downconverter,...) mit in die Messkette einbinden zu können, ist für diesen Messaufbau die Installation einer zusätzlichen Testantenne erforderlich. Grund dafür ist der vorhandene Diplexer, dessen Funktion es ist, die Sende- von der Empfangsfrequenz zu trennen. Würde der Test ohne Testantenne durchgeführt und auf der vereinbarten Frequenz von 2.255 MHz gesendet werden, so würde der Empfänger kein Signal detektieren, da der Empfangsbereich des Diplexers auf ein Frequenzband von 2.000 MHz bis 2.100 MHz abgestimmt ist. Um dies zu umgehen, wurde am Feed eine zusätzliche Stabantenne ($\lambda/2$ -Dipol) installiert. Diese Stabantenne wird direkt vom HPA gespeist. Der in Abb. C.3-1 graphisch dargestellte Messaufbau zeigt die erforderlichen Verbindungen und Anschlüsse.

Um den Einfluss der HF-Komponenten zu bestimmen, wurden Teilmessungen mit einer Loopback-Verbindung am Satellitenmodem (Zwischenfrequenz) durchgeführt. Es konnte wie erwartet kein zeitlicher Einfluss der HF-Komponenten festgestellt werden.

Der Messablauf sieht die eine Variation der Parameter Kanaldatenrate und Paketgröße vor. Die beiden wesentlichsten Messergebnisse sind in den Abb. C.3-2 und Abb. C.3-3 dargestellt.

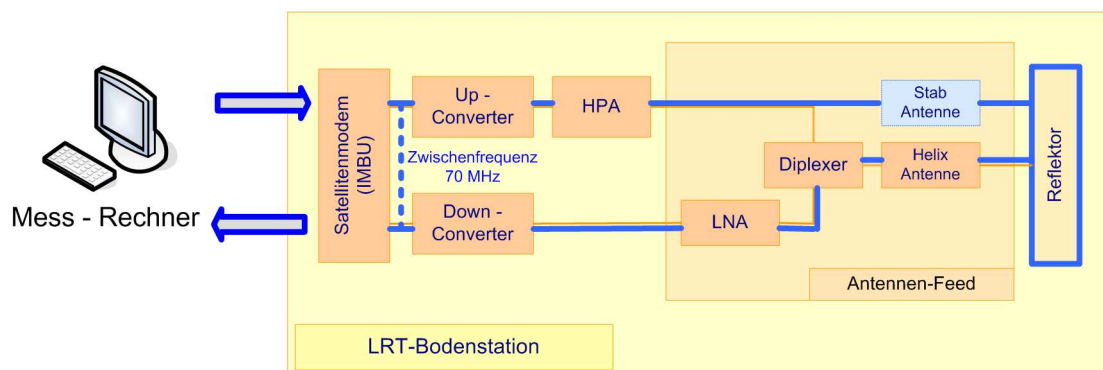


Abb. C.3-1: Messaufbau zur Messung der HF-/Basisband-Einheit

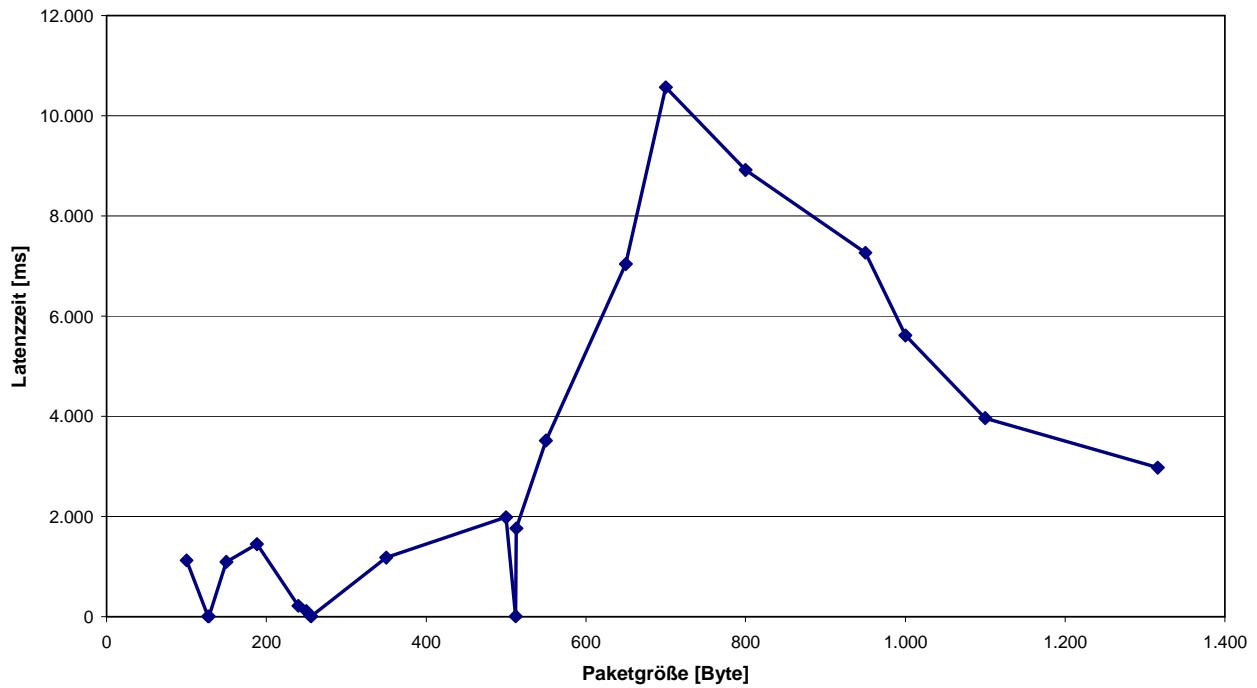


Abb. C.3-2: Messkurve der HF-/Basisband-Einheit - Latenzzeit über Paketgröße

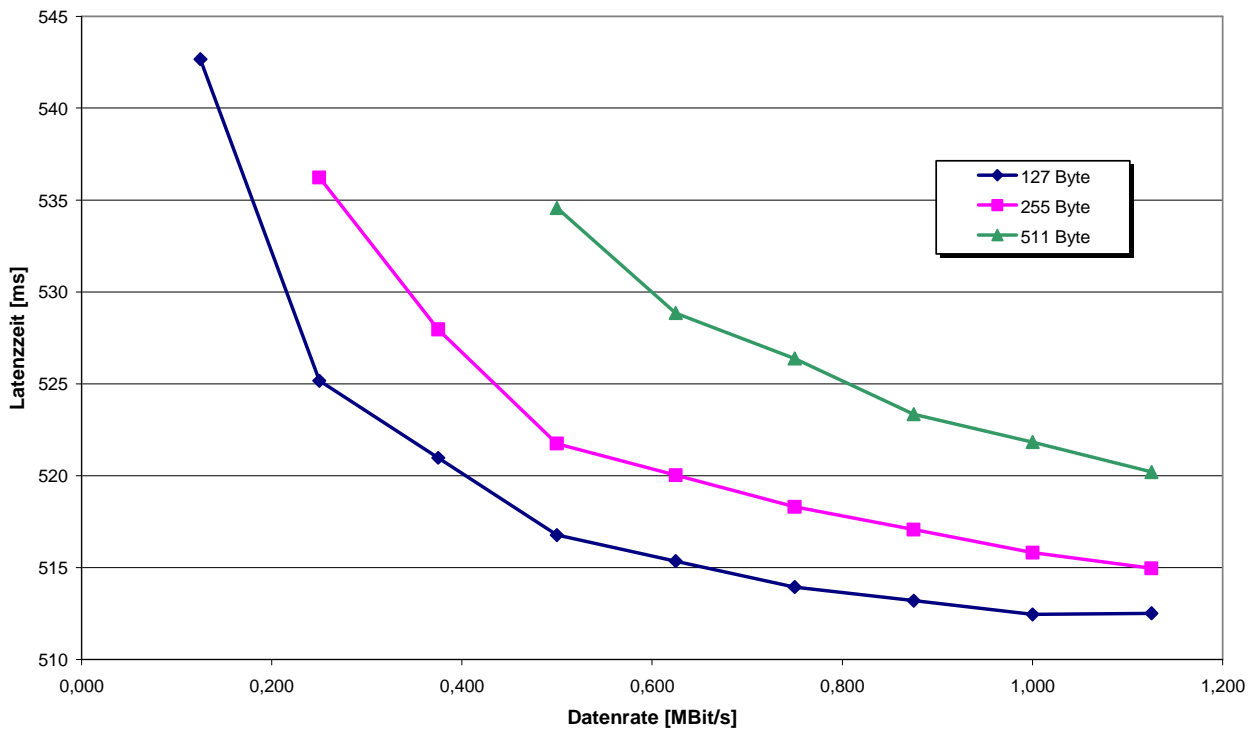


Abb. C.3-3: Messkurve der HF-/Basisband-Einheit - Latenzzeit vs. Datenrate bei den Paketgrößen 127 Byte, 255 Byte und 511 Byte

C.4 Messung der Latenzzeit - Signallaufzeit im Orbit (inkl. Redu)

Die Signallaufzeit im Orbit kann sehr gut durch vorhandene Satellitenpropagatoren ermittelt werden. Ziel dieser Messung ist es, die Schnittstelle zwischen der Signallaufzeit im Orbit und der weiteren Datenverarbeitung messtechnisch zu verifizieren. Aus diesem Grund war es für diese Messung erforderlich, eine Messung möglichst nahe am Sende- bzw. Empfangszeitpunkt durchführen zu können. Mit Hilfe einer speziellen Konfiguration des Satellitenmodems durch die Herstellerfirma *Satellite Services BV* konnte ein geeigneter Messpunkt im Sende- und Empfangszweig geschaffen werden. In Abb. C.4-1 wird verdeutlicht, an welchen Punkten der Satellitenbodenstation die Messpunkte zur Verfügung stehen. An dem Messpunkt ASM-Tx wird im Sendefall jedem Datenpaket ein Synchronisationswort (ASM Attached Synchronization Marker) beigefügt. Dieses ASM dient im späteren Verlauf dem Empfänger zur Synchronisation der ankommenden Datenpakete. Die Länge und der Dateninhalt des ASM sind im CCSDS-Standard definiert [4]. In diesem Aufbau hat das ASM den Dateninhalt 1ACFFC1D Hex. Das im Empfangspfad detektierte ASM zeigt den Beginn eines neuen Datenpaketes an und wird als zweiter Messpunkt verwendet (Messpunkt ASM-Rx).

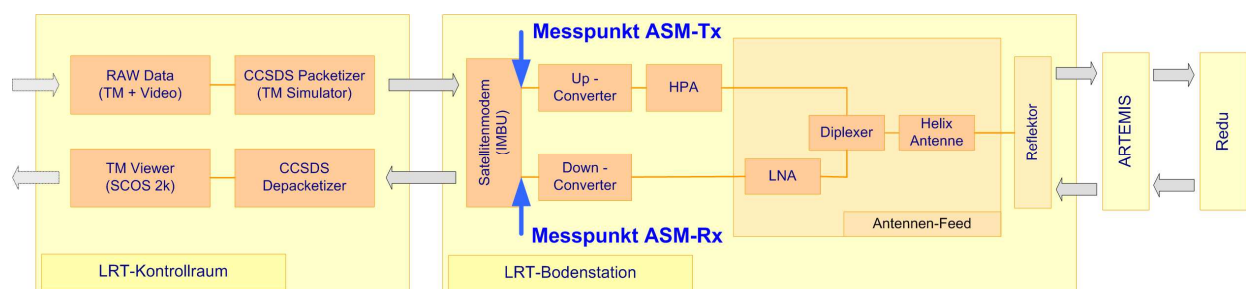


Abb. C.4-1: Block des Messaufbaus inkl. Messpunkte für die Messung Signallaufzeit im Orbit

Bei jedem Hinzufügen eines ASM im Sendepfad wird ein Spannungsimpuls erzeugt. Dieser Impuls kann an der BNC-Buchse (TX ASM) des Frontgehäuses des Satellitenmodems abgegriffen werden. Gleichzeitig wird während des Hinzufügens des ASM der Inhalt des Datenpaketes betrachtet. Hierzu wird über das vollständig zu sendende Paket (inklusive dem ASM) ein Vergleichs-Fenster gelegt, dessen Länge vom ASM bis in den Header des Transfer Frames reicht. Im Transfer Frame Primary Header ist der *Master Channel Frame Counter* (MCFC) an der zweiten Position nach der Frameidentifikation positioniert [4], siehe Abb. C.4-2. Dieser Counter entspricht einem 8 Bit langen Datenfeld, im Header wird schrittweise bis „256“ erhöht und anschließend wieder auf „0“ zurückgesetzt (Modulo 256). Bei einer Konfiguration des Vergleichsfensters auf einen fixen Wert, zum Beispiel den MCFC Wert „0“, wird bei jedem erfolgreichen Zurücksetzen des MCFC auf den Wert „0“ ein weiterer Spannungsimpuls auf der BNC-Buchse TX ASM erzeugt. Die Konfiguration des Matching-Fensters wird über ein separates Datenkabel an das Matching-Fenster der Empfangseinheit übertragen. Dort wird gleich wie in der Sendeeinheit bei je-

dem erfolgreichen Zurücksetzen des MCFC auf den Wert „0“ ein Spannungsimpuls auf der BNC Buchse *ASM Detect* erzeugt. Die Periodendauer der einzelnen MCFC Impulse lässt sich durch die Gleichung (C.4-1) beschreiben,

$$t_{ASM} [s] = \frac{l_{UserFrame} [Byte] \cdot 8}{r_{Data} [bps]} \tag{C.4-1}$$

Bei einer Datenrate (r_{Data}) von 32 kBit/s, einer UserFrameLänge ($l_{UserFrame}$) von 1119 Byte und einem MCFC-Wert von 256 ergibt sich eine Periodendauer für den ASM-Impuls von etwa 279,75 ms. (gemessen 279,8 ms). Die zu erwartende Signallaufzeit im Orbit beträgt 0,5 Sekunden, eine exakte Zuordnung der Impulse ist somit möglich.

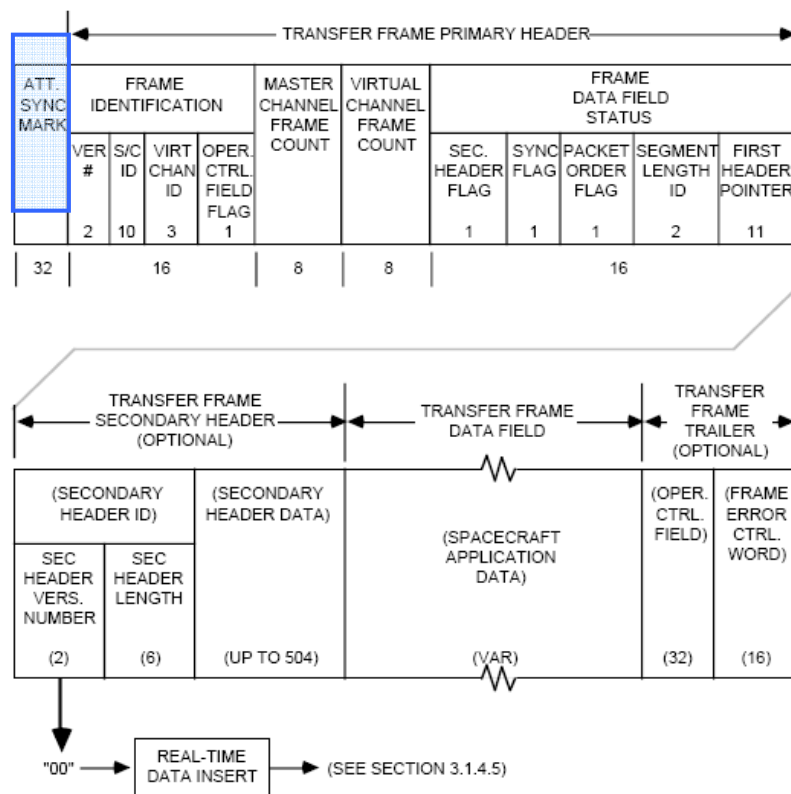


Abb. C.4-2: Telemetrie Format des CCSDS Transfer Frames; [4]

Durch die Darstellung der Spannungsimpulse an den BNC-Buchsen *Spare* und *ASM Detect* am Speicheroszilloskop kann die Latenzzeit direkt aus dem Versatz der Impulse abgelesen werden, Abb. C.4-3 zeigt den zugehörigen Messaufbau.

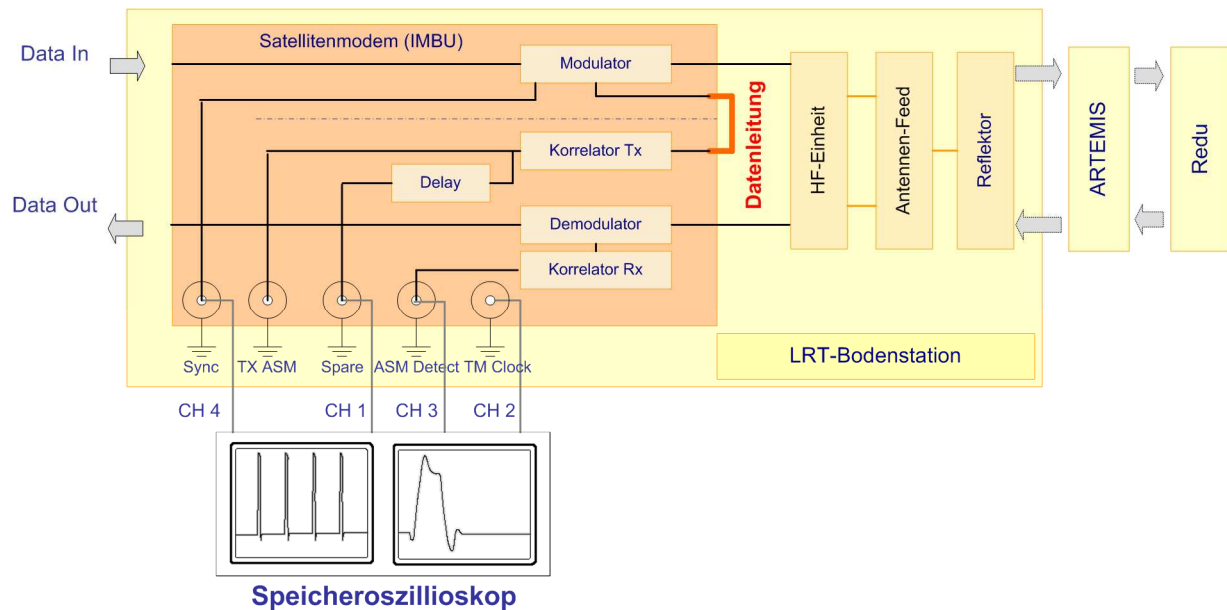


Abb. C.4-3: Messaufbau zur Messung der Signallaufzeit im Orbit

Kabelverbindungen:

Sw CH1 Spare

Bl CH2 TM Clock

Rt CH3 ASM Detect

Gr CH4 Sync

Anmerkung: Die Delay-Einheit kompensiert die internen Laufzeiten und ermöglicht so eine exakte Messung der Latenzzeit. Eine Messung der internen Latenzzeit des Satellitenmodems kann durch Messen der Impulsdifferenz an den Anschlüssen *Tx ASM* und *ASM Detect* erfolgen.

Die sich durch den Messaufbau ergebenden Messbilder sind in Abb. C.4-4 und Abb. C.4-5 dargestellt. Zu sehen ist auf den vier Eingangskanälen die verschiedenen generierten Impulse des Satellitenmodems. Der Ausgang *Tx ASM* liefert ständige Impulse bei jedem Senden eines Transfer Frames. Die Auswertung der Impulse erfolgt anhand der nachstehenden Gleichung, wobei t_{ASM} die Zeitdauer zwischen zwei im Sendefall generierten Tx-ASM Impulsen entspricht und Δt_{Impuls} der zeitliche Versatz der Sende- und Empfangsimpulse ist.

$$t_{\downarrow} [ms] = t_{ASM} \cdot 2 - \Delta t_{Impuls} \quad (C.4-2)$$

$$t_{\downarrow} [ms] = 279,8 \text{ ms} \cdot 2 - 42,96 \text{ ms} \quad (C.4-3)$$

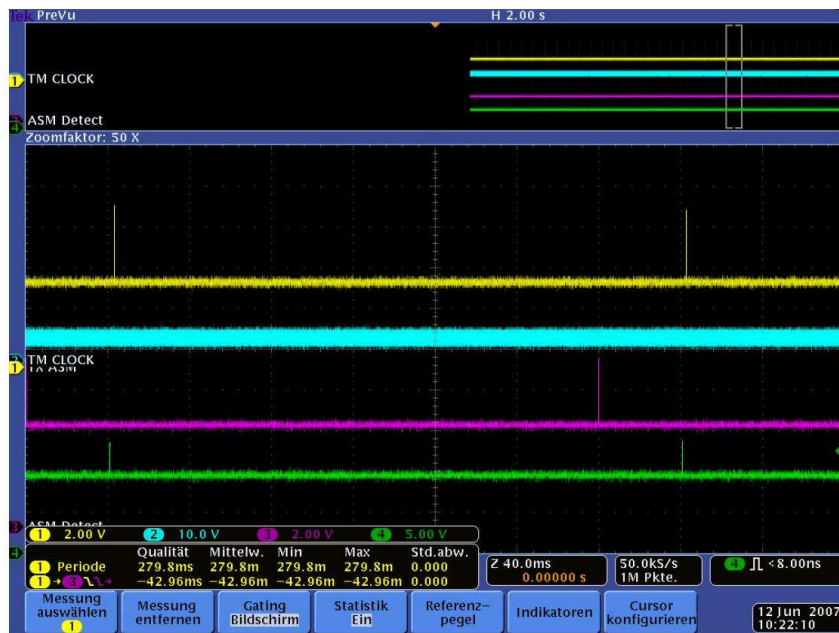
$$t_{\downarrow} [ms] = 516,64 \text{ ms} \quad (C.4-4)$$

Anhand dieser Messung kann für die Signallaufzeit im Orbit, inklusive der Latenzzeiten durch Relaisatelliten ARTEMIS und der Bodenstation in Redu, eine Latenzzeit von 516,64 ms für den entsprechenden Messzeitpunkt gemessen werden.



DPO4104 - 10:09:51 12.06.2007

Abb. C.4-4: Oszilloskop-Messgraphik der Signallaufzeit im Orbit bei einer Datenrate 32 kBit/s und einer UserFrameLength von 1119 Byte



DPO4104 - 10:21:04 12.06.2007

Abb. C.4-5: Oszilloskop-Messgraphik der Signallaufzeit im Orbit bei einer Datenrate 32 kBit/s und einer UserFrameLength von 1119 Byte.