

NLINK: INTER-SATELLITENLINK FÜR NANOSATELLITEN IM UHF-BEREICH UND DESSEN VERIFIKATION AUF EINER HÖHENFORSCHUNGSRAKETE

W. Frese, K. Brieß, J. Rießelmann
Technische Universität Berlin,

Institut für Luft- und Raumfahrt, Marchstr. 12, 10587 Berlin, Deutschland

Zusammenfassung

NLink ist ein Kommunikationssystem für Nanosatelliten, das sowohl zur Inter-Satellitenverbindung als auch für die Kommunikation zur Bodenstation geeignet ist. Es wurde an der TU Berlin unter Einbeziehung von Studenten entwickelt und am 4. März 2010 auf einer Höhenforschungsrakete erfolgreich erprobt. In diesem Paper werden die Ergebnisse des Tests sowie die Technik des NLink-Systems beschrieben.

In der Raumfahrt zeichnet sich ein Wandel ab, von großen, meistens technisch sehr komplexen nur einmalig eingesetzten Satellitenbussen hin zu verteilten Systemen, bestehend aus vielen kleineren einfacheren bauähnlichen Satelliten. Die Nanosatelliten mit einer Masse bis zu 10 kg haben in dieser Hinsicht ein hohes Potential, das zusätzlich durch eine direkte Kooperation im Orbit gesteigert werden kann. Autonomes Verhalten bis hin zum Schwarmverhalten werden erst durch eine Inter-Satellitenverbindung ermöglicht.

Ein Vorteil des neu entwickelten Kommunikationssystems ist ein breites Einsatzfeld von einzelnen Satelliten bis hin zu Formationen aus mehreren Dutzend. Für diesen Zweck wurden neue Datenprotokolle entwickelt und eine neue Hardware-Basis geschaffen. Die Frequenz ist zwischen 430 MHz und 436 MHz wählbar und liegt somit innerhalb des für Universitäten relativ einfach zugänglichen UHF-Frequenzbereichs der Funkamateure. Ein weiterer Vorteil ist die Verfügbarkeit vieler kommerzieller Funkkomponenten in diesem Frequenzbereich. NLink hat eine in-Orbit frei wählbare Übertragungsrate von 4800 oder 9600 Bit pro Sekunde. Die Sendeleistung ist ebenfalls einstellbar: 20 oder 27 dBm.

Im März 2010 wurde NLink auf der Höhenforschungsrakete REXUS-8 im Rahmen der TUPEX-3 Experimentes (TU Berlin Pico- and Nanosatellite Experiment) erfolgreich verifiziert. Das Programm REXUS ist eine Kooperation zwischen der Swedish Space Corporation (SSC) und der Mobilen Raketenbasis (MORABA) des DLR. Während des 10-Minütigen Fluges auf die maximale Höhe von annähernd 90 km sendete das Experiment Daten zu drei am Boden installierten Funkeinheiten. Diese repräsentierten zusammen mit dem Flugsegment ein autonomes verteiltes Satellitensystem. Dadurch wurde die Kommunikation innerhalb einer Nanosatellitenformation simuliert. Die technischen Parameter des NLink-Systems wurden bestätigt. Die Widerstandsfähigkeit gegenüber mechanischen Lasten wurde demonstriert. Die Funkverbindung konnte während der nominellen Flugphase wie geplant automatisch aufgebaut werden und auch bei maximaler Entfernung und einer hohen Relativbewegung zwischen den Kommunikationsteilnehmern erhalten bleiben.

1. MOTIVATION

Ein Inter-Satellitenlink zwischen mehreren Nanosatelliten im Orbit bringt mehrere Vorteile. Erst eine Kooperation im Orbit erlaubt neuartige technische Konzepte, die auf gegenseitiger Kenntnis der Lage, Position im Orbit, momentaner Bordrechnerauslastung usw. beruhen. Verteilte Satellitensysteme mit einem hohen Grad der Autonomie werden aller Wahrscheinlichkeit nach in naher Zukunft eine große Rolle spielen. Nanosatelliten könnten ein Sensornetzwerk im Orbit bilden, gemeinsam Okkultationsmessungen durchführen oder Nachrichten speichern und weiterleiten. Dank eines Inter-Satellitenlinks können sie autonom auf neu entstehende oder sich schnell ändernde Ereignisse reagieren und Korrekturen im Missionsablauf vornehmen.

Eine besondere Stärke der Kleinstsatelliten liegt in der Technologieerprobung. Eine Gruppe aus Pico- oder

Nanosatelliten erlaubt gezielte Studien, die sich mit der Problematik des autonomen Einsatzes befassen, und hilft kritische Hardwarekomponenten kostengünstig zu testen. Eine ganze Satellitenkonstellation kann mit nur einem Raketenstart in den Orbit gebracht werden, wodurch solche Testobjekte an Bedeutung zusätzlich gewinnen.

Das entwickelte Kommunikationssystem ist einer von mehreren Schritten der TU Berlin autonome Satellitensysteme in den Orbit zu bringen. Dabei kann die TU Berlin mit ihren acht gestarteten Satelliten auf eine einzigartige Erfolgsgeschichte anknüpfen. Mit NLink wird zum ersten Mal an der TU Berlin ein Kommunikationssystem geschaffen, das über eine Crosslinkkapazität verfügt.

Das REXUS Programm (**R**aketen-**E**xperimente für **U**niversitäts-**S**tudenten) bietet eine ideale Plattform, studentische Experimente auf einer Höhenforschungs-

rakete unter weltraumnahen Umweltbedingungen durchzuführen. Im März 2010 ist NLink im Rahmen von TUPEX-3 (TU Berlin Pico- and Nanosatellite Experiment) erfolgreich auf der REXUS-8 geflogen. TUPEX-3 ist mittlerweile bereits das dritte erfolgreiche Raketenexperiment der TU Berlin (siehe [1], [2]). In ihm wurde außerdem auch ein neu entwickeltes zweidimensionales Sonnensensor getestet [3].

2. AUFBAU

Der größte Anteil der bisher gebauten Pico- und Nanosatelliten nutzt Frequenzen aus dem Amateurfunkbereich des UHF/VHF. Diese Frequenzen werden für Satelliten von AMSAT koordiniert. Als Gegenleistung wird ein Funkdienst für alle interessierte Funkamateure angeboten. Die Frequenzen aus dem UHF-Bereich sind relativ leicht zugänglich und haben sich bei Pico- und Nanosatelliten gut bewährt. Einen Nachteil stellen die vielen terrestrischen Störungen dar, die das Signal-zu-Rausch-Verhältnis beeinträchtigen. Außerdem sind nur kleinere Bandbreiten, im Vergleich zu den bei Mikrosatelliten „klassischen“ Telemetrie- und Telekommandeanwendungen im S-Band, möglich. Da allerdings auch viele frei zugängliche kommerzielle low-cost Komponenten für das UHF existieren, wurde dieser Frequenzbereich gewählt.

NLink ist eine Telemetrie/Telekommando (TM&TC) Funkeinheit, die aus einem an den Weltraumeinsatz angepassten kommerziellen Funktransceivermodul und einer neu entwickelten digitalen Elektronik besteht (siehe BILD 1). Diese generiert ein Basisbandsignal, das vom Funktransceiver auf die Sendefrequenz aufmoduliert und mit max. 0,5 W ausgestrahlt wird. Die verwendete Elektronik, bestehend aus einem GMSK-Modem und einem 8-bit Mikroprozessor, verbraucht wenig Strom, was bei den Kleinstsatelliten eine der primären Anforderungen ist. Der Mikroprozessor wird über eine parallele Schnittstelle an das Modem angeschlossen und implementiert die untersten Protokollschichten. Die von dem Mikroprozessor in den Datenpuffer des Modems geladene Daten werden von diesem automatisch unter Benutzung einer Kombination aus zyklischer Redundanzprüfung (CRC), fortlaufender Fehlerkorrektur (FEC), Interleaving und Scrambling in einzelne Datenblöcke konvertiert. Das ankommende Signal unterläuft einen komplementären Prozess. Eine Besonderheit dabei ist die automatische stromsparende Fehlerkorrektur in der Modemlogik, die mit Hilfe zusätzlicher FEC-Bits den Störabstand mit 4,75 dB deutlich verbessert. Die Funksignale werden im Zeitmultiplexverfahren auf einer einzigen Frequenz ausgestrahlt und empfangen.

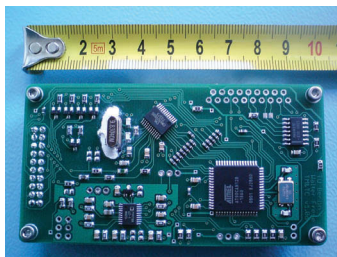


BILD 1. TM&TC

Die TM&TC wurde unter der Einbeziehung von Studenten

entwickelt. Die meisten Hardwarekomponenten sind bereits von der TU Berlin im Weltraum erprobt und haben sich unter anderem auch in dem im Jahre 2009 gestarteten CubeSat der TU Berlin BEESAT-1 bewährt. Bei den Kommunikationsprotokollen musste dagegen ein komplett neuer Ansatz verfolgt werden. Die technischen Parameter der TM&TC sind in TAB. 1 zusammengefasst.

Parameter	Wert
- Masse	60 g
- Dimensionen	95x50x20 mm ³
- Stromverbrauch (5V)	Senden: ~260 mA (0,5 W RF) Empfang: <55 mA
- Frequenz	432...436,1 MHz, 12,5 kHz Schritte
- Datenschnittstelle	Rs-422 / Rs-485
- Sensitivität	-115 dBm (4800 bit/s)
- RF Leistung	0,1 W / 0,5 W
- Datenrate	4800 / 9600 bit/s
- Modulation	GMSK
- Direktionalität	Zeitmultiplex

TAB 1. Technische Parameter des NLink

3. NETZWERKARCHITEKTUR

Die Netzwerkarchitektur wird einerseits durch eine relativ kleine Bandbreite des NLink bestimmt, wodurch keine langen Frame-Header verwendet werden können. Existierende, für breitbandige Anwendungen angedachte Protokolle können nicht eingesetzt werden. Ein zweiter Unterschied im Vergleich zu den bestehenden Systemen wie Artemis oder Iridium liegt daran, dass ein Großteil des Datenflusses zwischen den autonomen Satelliten selbst stattfindet und nicht zum Boden gerichtet ist. Bei den meisten Systemen, die üblicherweise mit sog. Bent-Pipes ausgerüstet sind (z.B. TDRSS), wird der Nachrichtenfluss am Boden verwaltet und dem Verbraucher zur Verfügung gestellt. Bei dem Iridium-System befindet sich jeder der Satelliten im Kontakt mit jeweils zwei benachbarten in seiner Orbitebene; das Routing ist relativ einfach. Bei den großen Systemen ist der Datenfluss außerdem durch eine starke Unsymmetrie gekennzeichnet, wenn nicht sogar nur in einer Richtung möglich, und zwar vom Satellit über den Relaisatellit zur Bodenstation.

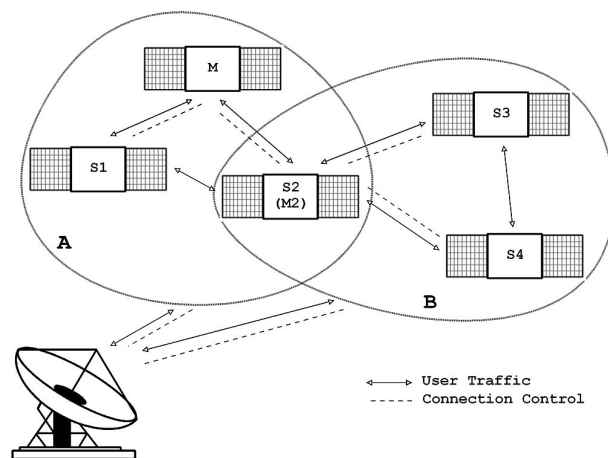


BILD 2. Netzwerkarchitektur

Bei NLink wurde eine statische Netzwerkarchitektur mit einem Kommunikationsmaster (M) und mehreren Slaves

(S) im Raumsegment realisiert (siehe BILD 2). In allen Terminals werden vom Hardware- und Softwaredesign identische NLink-Systeme eingesetzt, die sich nur durch ihre momentane Funktion (M oder S) und ihre Netzwerkadressen unterscheiden. Die Masterfunktion kann entweder temporär, wodurch das Problem der verdeckten Terminals gelöst wird, oder auch längerfristig weitergegeben werden. Dieses geschieht u.a. bei einer Fehlfunktion des Mastersatelliten durch die Bodenstation.

Protokoll	Beschreibung	Strecke
BREQ	Broadcast Request	M-A, M2-A
IREQ	Individual Request	M-S, M2-S,
ACK	Acknowledge	Alle
DREQ	Data Request	Alle
DAT	Data	Alle
SBR	Set New Baudrate	M-S, M2-S
SPW	Set New Transmit Power	M-S, M2-S
M	New Master	M-S, GS-S
MN	New N-th Master	M-S, M2-S, M3-S

TAB 2. Wichtigste Kommunikationsprotokollarten für den Raumsegment (M=Master, S=Slave, M2=Master 2-ter Ordnung, A=All Slaves)

In TAB 2 sind die wichtigsten Protokollarten vorgestellt. Zur besseren Übersicht werden nur die Protokolle im Raumsegment betrachtet. Über ein Broadcastkommando (BREQ) des Masters kann festgestellt werden, welche Slaves momentan erreichbar sind. Der Master sowie die Slaves können ihre Nachrichten entweder an alle Teilnehmer (z.B. M-A) oder nur an einen bestimmten Teilnehmer adressieren (z.B. TM-S). Nach jeder an sie adressierten Nachricht muss die Gegenstelle mit einer Bestätigung (ACK) oder einem Datenblock (DAT) antworten. Im Falle, dass alle auf ein Mal angesprochen werden, müssen die Antworten zeitversetzt sein. Der Zeitversatz ist dabei von der Netzwerkadresse des jeweiligen Slaves abhängig. Eine Ausnahme aus dieser Regel bildet der Master, der nicht antwortet wenn er z.B. die Kommunikation unterbrechen möchte.

Sollte einer oder mehrere Slaves nicht im Empfangsbereich des Masters sein, kann die Masterfunktion an einen der Slaves weitergegeben werden, der sich im Empfangsbereich des verdeckten Satelliten befindet. Somit wird ein Master der 2-ten Ordnung (M2) deklariert. Diese Funktion behält er so lange bei, bis der ursprüngliche Master seine Rolle wieder übernimmt.

4. EXPERIMENT

Das Raketenexperiment dient zur Verifikation des Systems und der theoretisch ermittelten technischen Parameter. Das Linkbudget und die Datenprotokolle werden so in einem realistischen Einsatzszenario bestätigt.

Das Experiment basiert an vier Funkmodulen mit identischer Hardware, die zusammen ein Multisatellitensystem repräsentieren. Wie BILD 3 zeigt, ist ein Modul in der Rakete untergebracht und die anderen drei auf dem Boden so platziert, dass alle Module eine Sichtverbindung (Englisch: Line-of-sight) zueinander haben. Dadurch kann jedes Modul die Funksignale der jeweils anderer empfangen und seine eigene Signale an diese ausstrahlen. Die am Boden untergebrachte Module werden als „Pseudoliten“ bezeichnet und haben eine untergeordnete Funktion im Netzwerk. Diese Slaves werden in relativ geringen Abständen nahe des Startortes installiert. Die Kommunikationswege zu dem Mastermodul, das sich auf der Rakete befindet, sind dagegen mit maximal etwa 90 km relativ lang und erlauben die Hardware auch bei niedrigen Signalstärken zu testen.

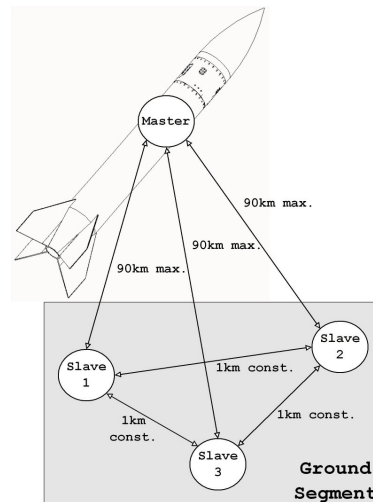


BILD 3. Netzwerktopologie

In BILD 4 ist das Funktionsdiagramm des Experimentes dargestellt. Der Flugsegment und die drei Pseudoliten bilden ein Funknetzwerk auf 436,075 MHz. Jedes der vier identischen Funkmodule besteht aus einer TM&TC (NLink) und einer Stromversorgungs- und Datenverarbeitungseinheit (Englisch: Power Control and Data Logging Unit, PCDLU). Jede PCDLU repräsentiert einen einfachen Satellitenbordrechner. Die PCDLU des Flugsegmentes ist zusätzlich an die Raketenavionik (RXSM) angeschlossen. Dieses Modul wird also durch einen Downlink überwacht, den die Höhenforschungsrakete zur Verfügung stellt. Zusätzlich besteht eine Möglichkeit, den Funkkanal durch eine eigene Bodenstation zu kontrollieren. Diese basiert auf einem Funkamateurtansceiver von ICOM, an den eine selbst entwickelte Modemeinheit angeschlossen ist (GS TNC).

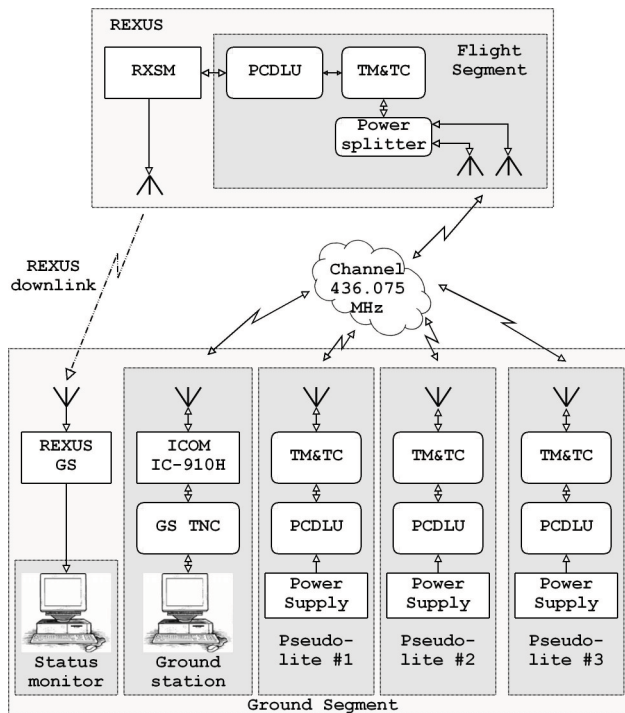


BILD 4. Raketenexperiment als Blockdiagramm

Die Pseudoliten unterscheiden sich in der Antennentechnik von dem Flugsegment. Zwei Blade Antennen sind an der Raketenaußenhaut so montiert, dass sie annäherungsweise eine Rundstrahlcharakteristik haben (siehe BILD 5). Sie werden durch einen Powersplitter/Combiner an die TM&TC angeschlossen. Dadurch kann eine Verbindung zu den Bodenmodulen unabhängig von der momentanen Lage der Rakete bestehen. Wegen einer nicht idealen Omnidirektionalität treten raketenseitigen Antennenverluste (Pointing-Fehler) auf, die im Vergleich zu der nominellen Satellitenkonfiguration beträchtlich sind. Dieses hat zu der Entscheidung geführt für die Pseudoliten auf Richtfunkantennen zurückzugreifen. Diese werden etwa auf den Apogäum der Flugbahn ausgerichtet. Die Antennenverluste sowohl des Flugsegmentes als auch des Bodensegmentes werden nach dem Flug analysiert und mit den nominellen Antennenverlusten eines realen Satellitenszenario verglichen. Das Experiment wird in einem der Nutzlastmodule der Rakete untergebracht wie BILD 5 zeigt. Vier Sonnensensormodule sind zu sehen, die zum zweiten Experimententeil von TUPEX-3 gehören, der hier nicht beschrieben wird (siehe [3]).

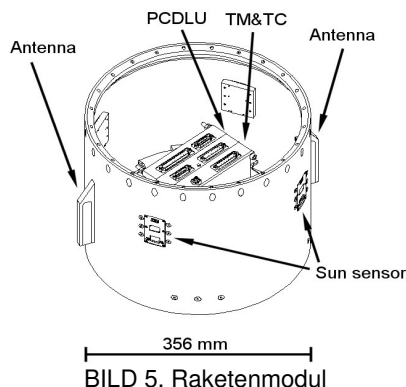


BILD 5. Raketenmodul

Der Test beginnt 10 Minuten vor dem Liftoff. Das Experiment wird eingeschaltet, die Parameter werden im Missionskontrollzentrum über den Raketendownlink überwacht. 250 Sekunden vor dem Liftoff wird die Funktechnik aktiviert. Der Kommunikationsmaster strahlt ein Kommando aus und stellt fest, wie viele Slaves ihn empfangen können und welche Netzwerkadressen diese Slaves haben.

Danach wird jede der sechs möglichen Kommunikationsstrecken getestet, in dem die Daten angefragt, demoduliert und nach einem festen Kommunikationsszenario automatisch prozessiert, weitergeleitet oder gespeichert werden. Etwa 26 Sekunden nach dem Liftoff wenn der Raketenmotor ausgebrannt ist und eine Höhe von 20 Kilometern erreicht ist, beginnt die Hauptphase des Experimentes, die Stärke des empfangenen Signals und die statistischen Daten wie Paketfehlerrate werden gemessen. Etwa 144 Sekunden nach dem Liftoff wird das Apogäum erreicht. Die jetzt erreichte maximale Entfernung zu den Pseudoliten beträgt etwa 90 Kilometer. Etwa 210 Sekunden nach dem Liftoff endet die Hauptphase des Experimentes nach dem die Rakete aus dem Hauptempfangsbereich der Pseudolitenantennen auswandert. Der Empfang ist jedoch auch weiterhin mit Nebenkeulen der Antennen möglich. Die Datenübertragung findet größtenteils auf 4800 kbit/s statt. Nach dem Erreichen des Apogäums wird die Übertragungsrate für kürzere Abschnitte von dem Mastermodul auf 9600 kbit/s umgestellt.

5. ERGEBNISSE

Die Funkverbindung auf jedem der möglichen Kommunikationswege konnte wie geplant aufgebaut und kontinuierlich von der Aktivierung des Experimentes bis etwa 363 Sekunden nach dem Liftoff erhalten werden. Die Verbindung wurde erst bei einer Elevation der Rakete von unter 7° verloren, weit über das Ende der Hauptexperimentenphase hinaus. Das Kommunikationsverhalten in einem autonomen verteilten Satellitensystem konnte unter realen Bedingungen simuliert werden. Die Hardware hat die harten Startbelastungen unbeschadet überstanden. Auch eine Dopplerverschiebung von fast 2 kHz hatte keine messbaren Auswirkungen auf die Signalqualität.

Bei dem Drift der Rakete aus dem Empfangsbereich der Pseudolitenantennen, konnte eine Zunahme der Paketfehlerrate (PFR) festgestellt werden. Nichtsdestotrotz wurde eine Paketfehlerrate von etwa 8% erreicht. Während eines Großteils der Hauptexperimentenphase blieb sie aber unter den als Ziel gesetzten 5%. Es gibt zwei wahrscheinliche Gründe für den Ausfall der Pakete. Zum einen sind es starke Schwankungen der Signalstärke, resultierend aus der starken Rotation der Rakete um die Rollachse mit bis zu 4 Hz, bis zum Despin 76 s nach dem Liftoff. Zum Zweiten entstehen trotz einer Kompensation der Pointingverluste durch die bodenseitigen Richtantennen deutliche Einbrüche in dem Kanalgewinn, die bei einer ungünstigen Raketenlage teilweise sogar zu Verlusten im Kanal führen können, wie BILD 6 zeigt.

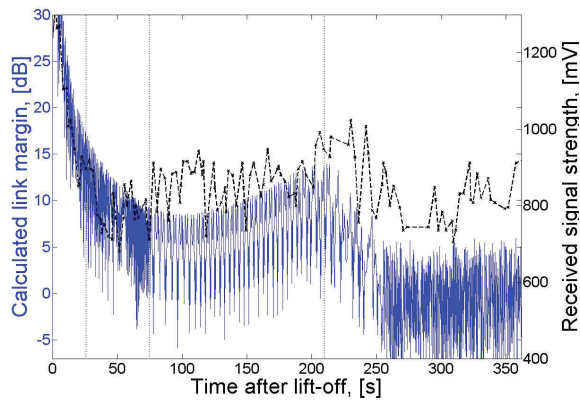


BILD 6. Gemessene Stärke des empfangenen Signals (gestrichene Linie) im Vergleich zum berechneten Kanalgewinn

Um eine Aussage zu einer äquivalenten Entfernung in der nominellen Satellitenkonfiguration zu erzielen wurde aus den gewonnenen Daten eine Berechnung vorgenommen. Einerseits sind die Implementationsverluste in der Satellitenkonfiguration geringer z.B. wegen kürzerer Antennenkabel. Andererseits sind die Pointingverluste mit im günstigsten Fall etwa -10 dB deutlich höher als im realistischen Satellitenszenario, die durch den bodenseitigen Antennengewinn nur zum Teil kompensiert werden. Die Auswirkungen dieser beiden Faktoren auf die erreichbare Crosslinkdistanz können wie in Gl. 1 gezeigt berechnet werden.

$$(1) \quad L_{sat}(t) = L(t)10^{[\Delta G_{PL}(t) + \Delta G_I(t)]/20}$$

Somit ist mit dem System eine Entfernungen von bis 200 km in einer Satellitenkonfiguration möglich. Also mehr als doppelt so viel, als die während des Experimentes erreichten maximalen 90 km.

6. AUSBLICK

Das entwickelte Kommunikationssystem eignet sich insbesondere für autonome verteilte Nanosatellitensysteme, die sich durch geringe Relativgeschwindigkeiten zwischen einzelnen Satelliten auszeichnen. Dopplerverschiebungen von mehr als 2 kHz sind bisher nur im Labor verifiziert. Eine Erkennung der Trägerfrequenzabweichungen in der nächsten NLink-Generation wird helfen, den Einsatzfeld deutlich zu erweitern.

Die im Laufe des TUPEX-3-Experimentes gesammelten Erfahrungen fließen in künftige Kleinsatellitenprojekte der TU Berlin ein. NLink wird entweder als ein Experiment oder als Hauptkommunikationssystem in den geplanten TU-Nanosatelliten erprobt.

7. DANKSAGUNG

Das Programm REXUS/BEXUS ist ein Teil eines bilateralen Abkommens zwischen dem Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) und der Schwedischen Nationalen Raumfahrt-Organisation (SNSB). Es bietet eine Möglichkeit für europäische und speziell deutsche Studenten, ihre Experimente auf einer

Höhenforschungsrakete oder einem Höhenforschungsballon zu fliegen. EuroLaunch, eine Kooperation zwischen dem Raumfahrtzentrum Esrange der Schwedischen Raumfahrt-Behörde (SSC) und der Mobilen Raketenbasis (MORABA) des DLR, ist verantwortlich für die Durchführung der Startkampagne und für die Trägervorbereitung und -operation. Experten von DLR, SSC und ESA bieten technische Unterstützung für die Studententeams während gesamter Projektlaufzeit. REXUS und BEXUS werden von Esrange im Norden Schwedens gestartet.

Die Radiofrequenz aus dem UHF-Bereich der Funkamateure war von AMSAT für die Experimentendauer zur Verfügung gestellt.

8. LITERATUR

- [1] R. Alavi, K. Brieß, W. Frese, H. Podolski, J. Riebelmann, A. Weiland: In space verification of the picosatellite S-Band transmitter „HISPICO“ on a sounding rocket, 80th International Astronautical Congress 2009, Daejeon, Korea, October 12 - 16 2009.
- [2] Baumann, F.; Brieß, K.; Kayal H.: Untersuchung von Sensoren zur Lagebestimmung in Picosatellitenplattformen. - In: Publikationen der Deutschen Gesellschaft für Photogrammetrie, Fernerkundung und Geoinformation (DGPF), Band 15. 2006, 311–318.
- [3] Avsar, C., Lieb, J., Brieß, K., Frese, W., Herfort, M., Trowitzsch, S.: Verification of a new two-dimensional sun sensor with digital interface on a sounding rocket. REXUS / BEXUS Experiment Results Symposium, Bremen 23-24 June 2010.