

DER TET-1 SATELLITENBUS INNERHALB DES DLR ON-ORBIT-VERIFICATION-PROGRAMMS

S. Eckert¹, S. Ritzmann¹, C. Schultz¹, W. Bärwald²

¹ Astro- und Feinwerktechnik Adlershof GmbH, Albert-Einstein-Straße 12, 12489 Berlin

² DLR e.V. Berlin Adlershof, Rutherfordstr. 2, 12489 Berlin

Zusammenfassung

Das Ziel des On-Orbit-Verification-Programms des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt DLR e.V. ist die Bereitstellung von Mitfluggelegenheiten von Raumfahrtkomponenten zu deren Qualifizierung im Weltall. Das Kernelement des Programms sind die TechnologieErprobungsTräger TET. Die kompakt aufgebauten TET-Satellitbusse können Nutzlasten bis zu insgesamt 50 kg Nutzlastmasse transportieren bzw. versorgen. Der Start des ersten TET-Satellitenbusses mit 11 Nutzlasten ist für 2010 geplant.

1. HINTERGRUND

1.1. On-Orbit-Verification-Programm

Das Programm „On-Orbit-Verifikationen von neuen Techniken und Technologien (OOV)“ der DLR Raumfahrt-Agentur ermöglicht Forschungseinrichtungen und der Industrie ihre entwickelten Techniken und Technologien im Orbit zu verifizieren und deren Anwendungsreife zu demonstrieren. Damit soll die Wettbewerbsfähigkeit der deutschen Raumfahrtindustrie und der Forschungseinrichtungen gestärkt werden. Dazu sollen im nationalen Raumfahrtprogramm regelmäßige, zuverlässige, sichere und kurzfristig realisierbare Verifikationsmöglichkeiten angeboten werden. [1]

Kernelement des OOV Programms sind die TechnologieErprobungsTräger TET. Als Basis für die TETs sollte eine bereits im Orbit verifizierte Satellitenplattform genutzt werden. Im immer noch erfolgreich operierenden Mikrosatelliten BIRD wurde diese Plattform gefunden.

1.2. Missionsüberblick

Die TET-Mission ist für eine Missionsdauer von einem Jahr geplant.

Die TET-1 Mission ist strukturiert in

- das Raumsegment
- das Bodensegment und
- das Startsegment.

Das Raumsegment unterteilt sich in den TET-Satellitenbus und in die Gesamtnutzlast.

Die Gesamtnutzlast besteht aus 11 Nutzlasten sowie dem Nutzlastversorgungssystem, welches als Bindeglied zwischen dem Satellitenbus und den Nutzlasten diese kontrolliert und steuert.

Es ist geplant, 2010 den TET-Satelliten zusammen mit

dem russischen Wettersatelliten METEOR-2 piggy-back mit SYUZ/FREGAT zu starten.

Die Kayser-Threde GmbH ist als Hauptauftragnehmer verantwortlich für die Gesamtnutzlast, in ihrem Unterauftrag stellt die Astro- und Feinwerktechnik Adlershof GmbH den TET-Satellitenbus her. Das DLR GSOC zeichnet sich verantwortlich für das Bodensegment.

2. TET-1 SATELLITENBUS

2.1. BIRD als Basis von TET

Der TET-Satellitenbus kann mit verschiedenen angepassten Nutzlasten als piggyback auf einer Trägerrakete in einen nahen Erdborbit (LEO) gestartet werden.

Er basiert auf den Erfahrungen des erfolgreich gestarteten und betriebenen Kleinsatelliten BIRD (Bi-spectral Infra-Red Detection), der vom DLR e.V. in Berlin-Adlershof in Zusammenarbeit mit dem DLR GSOC, DLR SISTEC, dem Fraunhofer Institut FIRST, der Astro- und Feinwerktechnik Adlershof GmbH und der Astrium Jena-Optronik GmbH entwickelt, gebaut und getestet wurde.

Am 22.10.2001 startete BIRD als sekundäre Nutzlast mit der Indischen Trägerrakete PSLV-C3 (Polar Satellite Launch Vehicle) in einen kreisförmigen sonnen-synchronen Orbit von 572 km Höhe.

Die Ziele der BIRD Mission bestanden zum einen in der erfolgreichen Erprobung von neu entwickelten Kleinsatellitentechnologien im Weltraum und zum anderen in der Erprobung einer neuen Generation von Infrarotsensoren. Diese Infrarotsensoren dienen im Zusammenspiel mit der modifizierten WAOSS Kamera (Wide-Angle Optoelectronic Stereo Scanner), die für die Mars 96 Mission vom DLR in Berlin Adlershof entwickelt wurde, zur wissenschaftlichen Feuer-Fernerkundung. Erstmals wurde damit demonstriert, dass es mit einer speziellen Nutzlast auf einem Mikrosatelliten möglich ist, die Ausdehnung und die auftretenden Flammen-

temperaturen von Waldbränden vom Weltraum aus zu bestimmen [2].

Während der geplanten Missionsdauer von 12 Monaten arbeiteten alle Komponenten ohne Probleme. Seit mehr als 80 Monate sendet BIRD inzwischen erfolgreich Daten zur Erde.

2.2. Aufbau des TET-Satellitenbusses

Der TET-Satellitenbus besitzt wie BIRD einen kompakten Segmentaufbau (BILD 1 und BILD 2). Im Dienstsegment sind die Batterie, die Reaktionsräder, die PCDU (Power Control and distribution unit) und die Kreisel installiert. Der Satellitenbordcomputer (SBC) und das Nutzlastversorgungssystem (NVS) befinden sich im Elektroniksegment. Die Schnittstelle zwischen Elektroniksegment und Nutzlastsegment ist die Nutzlastplattform, auf die die verschiedenen Nutzlasten im Nutzlastvolumen (BILD 2) angebracht werden. Das Nutzlastsegment enthält weiterhin Satellitenbuskomponenten wie Sternensensoren, Magnetfeldsensoren und Antennen (Low-Gain und GPS).

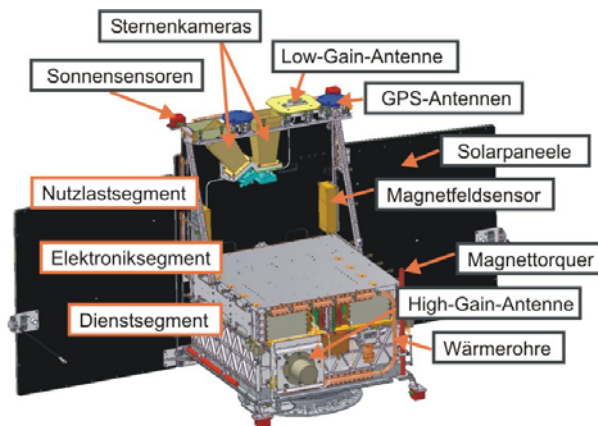


BILD 1. Segmentaufbau und Komponenten des TET-1 Satellitenbusses

Im Gegensatz zu BIRD können auf TET Nutzlasten mit einer höheren Gesamtmasse untergebracht werden. In einen Nutzlastvolumen von $460 \times 460 \times 428 \text{ mm}^3$ können 50 kg Nutzlasten inklusive Nutzlaststruktur, Verkabelung und benötigten Sensoren, Heizer installiert werden. Innerhalb dieses Nutzlastvolumens befinden sich außerdem die zum Satellitenbus gehörenden Sternkameras, die ungefähr ein Volumen von $100 \times 275 \times 220 \text{ mm}^3$ benötigen sowie die Magnetfeldsensoren ($140 \times 55 \times 45 \text{ mm}^3$) (BILD 2).

Zum Anbringen von flächenhaften Nutzlasten, wie z. B. Solarzellen werden bei TET-1 zwei Möglichkeiten genutzt. Ein Nutzlastsegment wird über das Mittelpaneel des Satellitenbusses angebracht. Auf dem Mittelpaneel selbst werden im freien Bereich weitere Solarzellen angebracht (BILD 3).

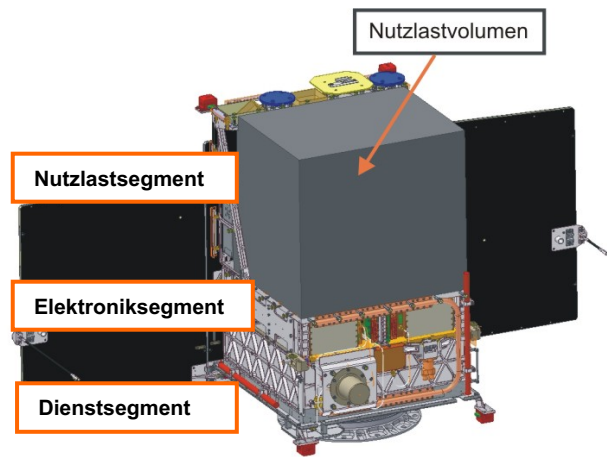


BILD 2. Lage des Nutzlastvolumens im TET-1 Satellitenbus

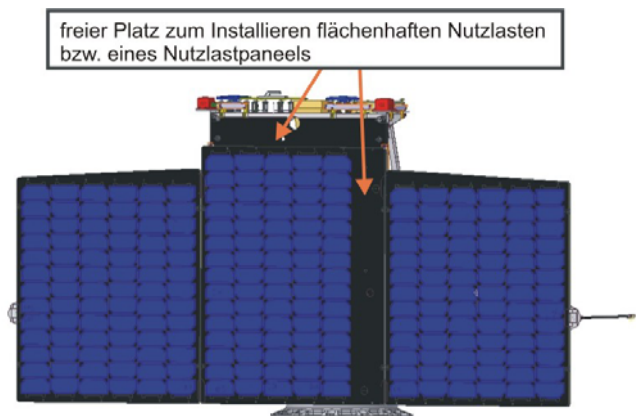


BILD 3. Platz zur Installation flächenhafter Nutzlasten

2.3. Technische Daten

Es ist geplant, den TET-Satellitenbus in einen Orbit zwischen 450 und 850 km Höhe zu bringen. Der Satellitenbus stellt für die Nutzlasten und das Nutzlastversorgungssystem maximal 20 W Dauerleistung und 160 W Spitzenleistung für 20 Minuten und 5 Mal am Tag zur Verfügung. Die Nutzlasten erhalten davon 15 W Dauerleistung. TET besitzt ein Lageregelungssystem, welches eine Ausrichtgenauigkeit von 5 arcmin in 3-Achsen realisieren soll (TAB 1).

Der Satellitenbus besitzt aufgrund seiner kompakten Struktur eine hohe mechanische Stabilität. In der Startkonfiguration hat TET eine quaderförmige Gestalt mit einer Einhüllenden (Envelope) von $650 \times 550 \times 880 \text{ mm}^3$ (BILD 4).

Als Missionsdauer geplant sind ein Monat für LEOP inklusive Inbetriebnahme des Satellitenbusses und 12 Monate für die Nutzlastinbetriebnahme und den Nutzlastbetrieb.

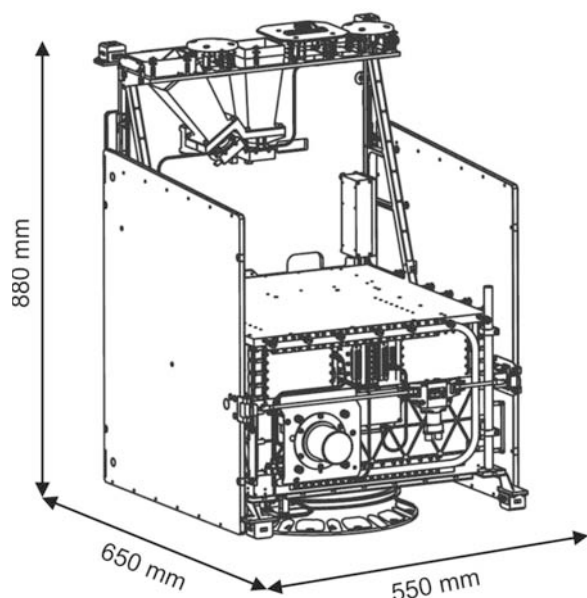


BILD 4. TET-Envelope von 650 x 550 x 880 mm³
(Länge x Breite x Höhe)

Orbittyp	LEO
mittlere Orbitshöhe	450 – 850 km
Orbitinklination	53° bis sonnen-synchron
Stabilisierungstyp	3-Achsenstabilisierung
Ausrichtgenauigkeit	5 arcmin
Jitter	2 arcmin/s
Ausrichtung der Nutzlast bzw. des Solararrays	Sonne, Erde, Nadir, Zenit, in Flugrichtung, Weltraum
TET-Envelope (Länge x Breite x Höhe)	(650 x 550 x 880) mm ³ (siehe BILD 4)
Satellitenbusmasse	ca. 70 kg
Dauerleistung für Nutzlast und NVS	0 – 20 W
Spitzenleistung für Nutzlast und NVS	160 W für 20 min (max. 5 Mal pro Tag)
nominale Betriebsspannung	20 V DC (min. 18 V; max. 24 V)
maximaler Strom	8 A
Datenübertragungsrate (Uplink)	4 kbit/s
Datenübertragungsrate (Downlink)	2,2 Mbit/s
Missionsdauer	1 Monat LEOP und Bus- inbetriebnahme, 12 Monate Nutzlastinbetriebnahme und Nutzlastbetrieb

TAB 1. Technische Daten des TET-Satellitenbusses

2.4. Subsysteme des Satellitenbusses

Der TET-Satellitenbus besitzt ein passives Thermalsystem mit Radiator, Wärmerohren, MLI, Temperatursensoren und elektrischen Heizern, die nur bei Bedarf zu- bzw. abgeschaltet werden.

Das Powersystem besteht aus einer Energiekontroll-einheit (Power Control and Power Distribution Units, PCDU), NiH₂-Batterie und Solargenerator. Der Solargenerator besteht aus 3 Solarpaneelen. Das Mittelpaneel ist beidseitig an der Rückseite des Satellitenbusses befestigt. Die beiden Seitenpaneele werden mittels Öffnungsmechanismus nach dem Start ausgeklappt. Die Paneele sind mit 246 Solarzellen (triple junction GaAs, Wirkungsgrad 28%) zur Erzeugung von max. 220 W Energie belegt. Die Batteriekapazität beträgt 240 Ah.

Der Satellitenbordcomputer (SBC) steuert alle Aktivitäten des Satellitenbusses. Er empfängt, speichert und verarbeitet die Kommandos. Er sammelt und bewertet die Housekeeping-Daten aller Subsysteme und steuert die Datenübertragung. Er führt das Energie-, Thermal- und Redundanzmanagement durch. Weiterhin ist der SBC auch der Lageregelungs- und Navigationsrechner des TET-Satelliten.

Der SBC besteht aus 4 identischen SBC-Bords. Zwei SBC-Bords sind aktiv und überwachen sich selbst, die anderen beiden dienen als kalte Redundanz. Die Architektur der redundanten SBC-Bords ist identisch, d. h. jeder der Bords ist in der Lage alle Aktivitäten durchzuführen. Dabei wird mit einem Bord (dem Worker) der Satellit gesteuert während ein zweites Bord (der Monitor) die korrekte Arbeitsweise des Workers überwacht. Wenn der Monitor einen Fehler des Workers feststellt oder der Worker ausfällt, übernimmt der Monitor die Steuerung des Satellitenbusses. Gleichzeitig führt der alte Worker ein Recovery durch und wird zum Monitor. Fällt der Monitor aus, so wird er zum Recovery gezwungen, bleibt aber in seiner Monitorfunktion. Für den Fall dass ein SBC-Bord permanent ausfällt werden beide aktive Bords ausgeschaltet und auf die kalte Reserve umgeschaltet.

Zur Erkennung und Behandlung der gefährlichen Latch-up Effekte verfügt jedes Bord über eine programmierbare und sehr schnelle Erkennungsschaltung (latch-up detection) für die verschiedenen Schaltungsbereiche, die bei Auftreten eines Latch-up Fehlers sofort die Spannungsversorgung des Bords unterbricht, um eine permanente Zerstörung zu vermeiden. [3]

Das Lageregelungs- und Navigationssystem (Attitude and Orbit Control System /AOCS) besteht aus zwei Sternensensoren, zwei Laserkreisel, zwei Magnetfeldsensoren, zwei Sonnensensorsystemen, vier Reaktionsrädern, einem redundanten Magnettorquersystem, einem redundanten GPS und einer Lageregelungs- und Navigationssoftware mit einem hohen Grad an Autonomie (BILD 5). [4], [5]

Eins der wichtigsten Tests während des Verifikationsprozesses des TET-Satellitenbusses ist die Überprüfung des Lageregelungs- und Navigationssystems (AOCS). Software-in-the-loop Simulationen und Hardware-in-the-loop Simulationen sind etablierte Testmethoden, aber die

beste Lösung ist ein realer end-to-end Test des AOCS mit einer entsprechenden Testausrüstung. Basierend auf den Anforderungen und den Erfahrungen mit der BIRD AOCS Testausrüstung hat die Astro- und Feinwerktechnik Adlershof GmbH einen Lageregelungsteststand zur end-to-end Verifikation entwickelt und hergestellt (BILD 6).

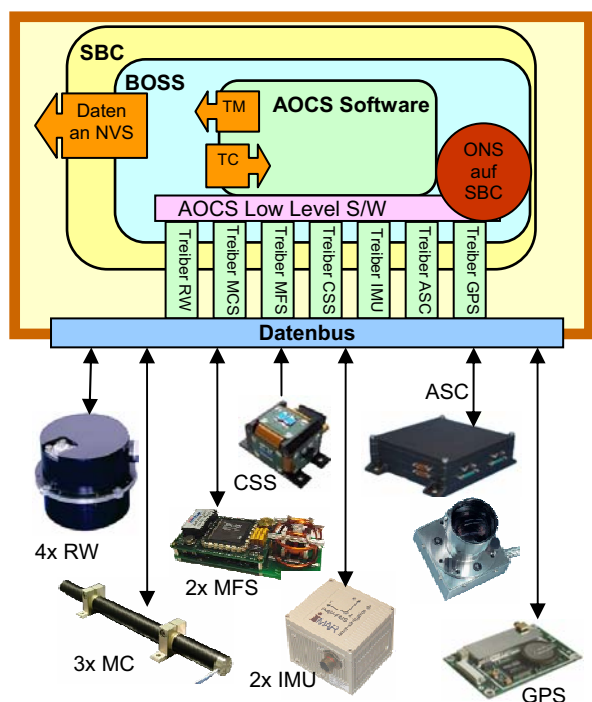


BILD 5. Schema der Schnittstellen des TET-AOCS

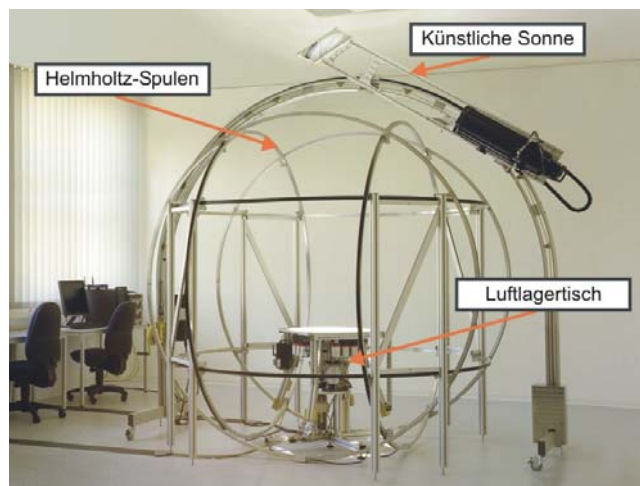


BILD 6. Lageregelungsteststand des TET-Satellitenbusses

Die Kommunikation des Satelliten mit den Bodenstationen erfolgt im S-Band mit einer High-Bit-Telemetrie-Datenrate von 2,2 Mbit/s und einer Low-Bit-Telemetrie-Datenrate von 137,5 kBit/s.

Das Telemetrie/Telekommandosystem (TM/TC) besteht aus Sender und Empfänger, Diplexer, Transferschaltern, High-Gain- und Low-Gain-Antennen sowie einem Software-Modul auf dem SBC (BILD 7).

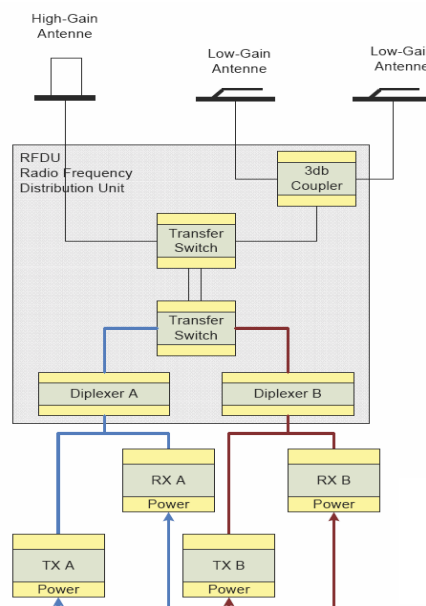


BILD 7. Schema des TET TM/TC-Systems

3. ZUSAMMENFASSUNG

Der TET-Satellitenbus als Teil des Raumsegmentes der TET-Mission gehört damit zum Kernelement des On-Orbit Verification Programms der DLR Raumfahrt Agentur. Der Start des TET-1 Satelliten ist im Juli 2010 geplant. Aktuell wird die Phase C, die Anfang nächsten Jahres mit dem erfolgreichen Abschluss des Critical Design Reviews (CDR) abgeschlossen werden soll, durchgeführt. Die Lieferung des Satellitenbusses ist für Ende 2009 vorgesehen, das Strukturthermalmodell STM des Satellitenbusses wird derzeit integriert.

4. REFERENZEN

- [1] M. Turk, P. Willemsen: Das On-Orbit-Verification Programm der DLR Raumfahrt-Agentur; Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2008, 22. bis 26. September 2008
- [2] E. Lorenz, H. Jahn: BIRD: more than 3 years experience in orbit; Small satellites for Earth Observation, Selected Proceedings of the 5th International Symposium of the International Academy of Astronautics, 102-109 (2005)
- [3] Sergio Montenegro, Felix Holzk: BOSS/EVERCONTROL OS/Middleware Target ultra high Dependability; DASIA2005 (DAta Systems In Aerospace), 30. Mai bis 2. Juni 2005 Edinburgh, Scotland
- [4] Z. Yoon, T. Terzibaschian, C. Raschke: Robuste und fehlertolerante Lageregelung des DLR-TET-1 Satelliten; Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2008, 22. bis 26. September 2008
- [5] S. Roemer, T. Terzibaschian, A. Wiener, W. Bärwald: Expertices with the BIRD ACS test facility and the resulting design of a state of the art mini- and micro-satellite ACS test facility; 6th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation; 23. bis 26. April 2007