

# DER TET-1 SATELLITENBUS – EIN HOCHZUVERLÄSSIGER BUS FÜR DAS OOV-PROGRAMM UND ANDERE LEO MISSIONEN

S. Roemer<sup>(1)</sup>, S. Eckert<sup>(1)</sup>, S. Ritzmann<sup>(1)</sup>, W. Bärwald<sup>(2)</sup>

<sup>(1)</sup> Astro- und Feinwerktechnik Adlershof GmbH, Albert-Einstein-Str.12, 12489 Berlin, Germany

s.roemer@astrofein.com, s.eckert@astrofein.com, s.ritzmann@astrofein.com

<sup>(2)</sup> DLR, Optical Information Systems, Rutherfordstr.2, 12489 Berlin, Germany

wolfgang.baerwald@dlr.de

## Zusammenfassung

Der TET-1 (TechnologieErprobungsTräger) Satellit ist die erste Mission und das Kernelement des „On Orbit Verification“ (OOV) Programm des Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR). Die Astro- und Feinwerktechnik Adlershof GmbH ist in diesem Programm für das Design, den Bau und die Verifikation des Satellitenbusses verantwortlich.

Aufbauend auf den Erfahrungen mit dem Bi-Spectral InfraRed Detection (BIRD) Satelliten stellt der entwickelte TET Satellitenbus einen hochzuverlässigen Kleinsatellitenbus (0,95 für 14 Monate) für zukünftige LEO Missionen der Kleinsatellitencommunity zur Verfügung. Aufgrund seines Aufbaus kann er leicht an verschiedenen Nutzlastkonfigurationen angepasst werden. Der Satellit gliedert sich in das Dienstsegment und das Elektroniksegment, welche den eigentlichen Satellitenbus bilden, und in das Nutzlastsegment, inklusive der Nutzlastplattform. In der derzeitigen Konfiguration ist bei 70 kg Satellitenbusmasse eine Nutzlastkapazität von 50 kg vorhanden.

Im Rahmen der zukünftigen Verwendbarkeit für wissenschaftliche oder kommerzielle Missionen werden derzeit einige Anpassungsuntersuchungen durchgeführt, immer jedoch unter der Maßgabe der hohen Systemzuverlässigkeit.

## 1. HINTERGRUND

Der TET-Satellitenbus baut auf den Erfahrungen der erfolgreichen Bi-Spectral InfraRed Detection (BIRD) Mission des DLR aus dem Jahre 2001 auf. Verglichen mit dem BIRD Bus wurden beim TET Bus neue Komponenten mit besserer Performance verwendet. Um die geforderte höhere Systemzuverlässigkeit zu gewährleisten wurden u.a. hochzuverlässige EEE-Bauteile und mehr heiße/kalte Baugruppen-Redundanzen eingesetzt. Weiterhin wurden mehr Nutzlastmasse und mehr Nutzlastvolumen zur Verfügung gestellt.

Im TET-Projekt ist Kayser-Threde der Hauptauftragnehmer und zusätzlich verantwortlich für die Nutzlasten. Die Astro- und Feinwerktechnik entwickelte, baute und testete den Satellitenbus. Das DLR-GSOC (German Space Operation Center) ist verantwortlich für das Bodensegment und den späteren Satellitenbetrieb.

Der Start des TET-1 Satelliten wird durch Lavoshkin mit einer Soyus/Fregat Rakete Ende 2010 durchgeführt, wobei METEOR-2 der Hauptsatellit ist. Gestartet wird TET-1 als so genannte Sekundärnutzlast. Der Satellit besitzt eine Enveloppe von 670 x 580 x 880 mm<sup>3</sup> und eine Gesamtmasse von 120 kg.

hat eine Höhe von 450 bis 850 km bei einer Inklination zwischen 53° und sonnensynchronen Umlaufbahnen.

Bei einer Systemgesamtmasse von 120 kg stellt der TET Satellitenbus der Nutzlast eine Enveloppe von 460 x 460 x 428 mm<sup>3</sup> und eine Masse von 50 kg zur Verfügung. Dabei hat der Satellitenbus selber eine Enveloppe von 670 x 580 x 880 mm<sup>3</sup> und eine Masse von <70kg (siehe BILD 1 und BILD 2).

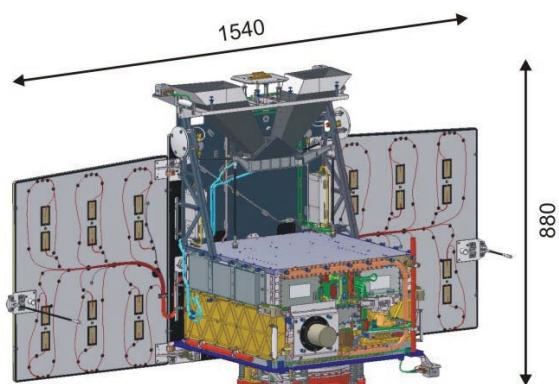


BILD 1. TET mit geöffnetem Solarpaneelen (ohne Nutzlast)

## 2. DER SATELLITENBUS

### 2.1. Einleitung

Der TET-Satellitenbus ist als modularer, flexibler und hochzuverlässiger Mikrosatellit für Low Earth Orbit (LEO) Missionen ausgelegt. Ein typischer Orbit für diesen Bus

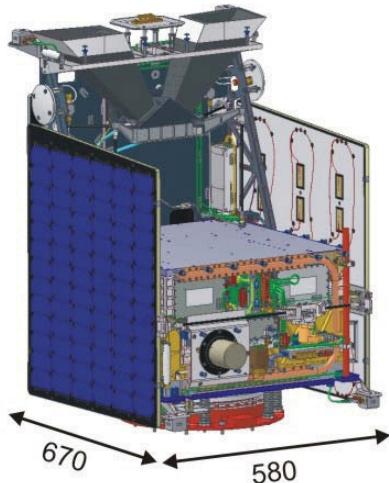


BILD 2. TET mit geschlossenen Solarpaneelen

Die TET-1 Mission beinhaltet 11 verschiedene Nutzlasten zur deren Verifikation. Im Nutzlastsegment befinden sich 8 Nutzlasten (Bereich siehe BILD 3). Die anderen 3 Nutzlasten sind auf dem mittleren Solarpaneel und dem Nutzlastpaneel platziert (siehe BILD 4).

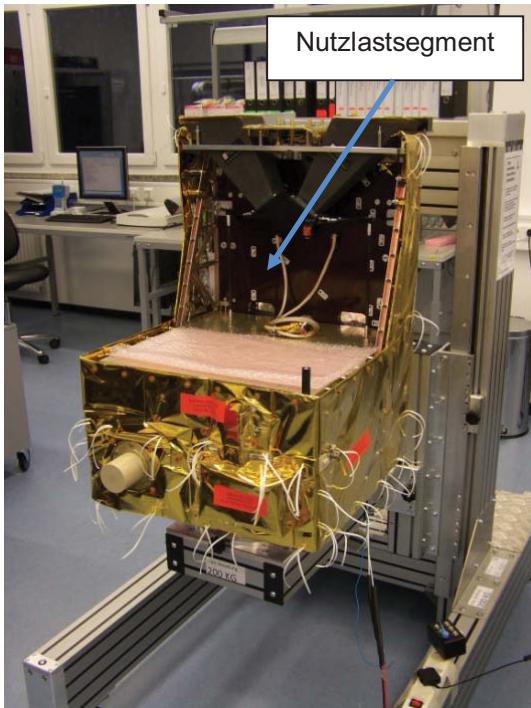


BILD 3. Nutzlastsegment (während MLI-Passtest)

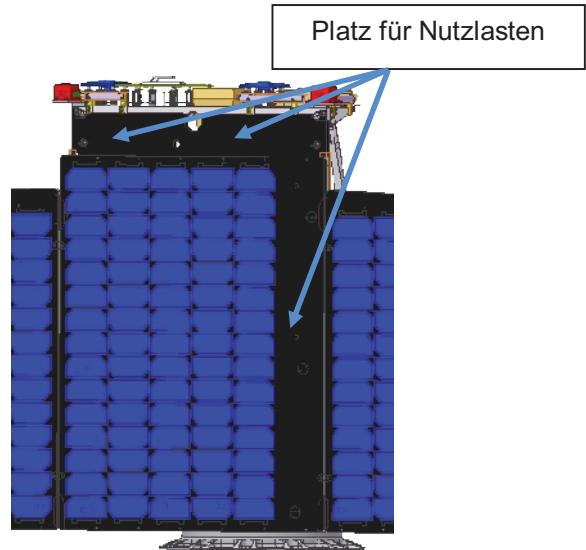


BILD 4. Nutzlastbereiche auf Mittelpenieel und Nutzlastpaneel

## 2.2. Das Nutzlastversorgungssystem (NVS)

Ein wichtiger Punkt im Design des TET-1 Satelliten ist die Schnittstelle zwischen dem Satellitenbus und den Nutzlasten, welche in Art und Anzahl innerhalb mehrerer Missionen stark differieren können. Zur Aufnahme von unterschiedlichen Nutzlasten wurde ein Nutzlastversorgungssystem (NVS) in den TET-Satellitenbus integriert (siehe BILD 5). Das NVS, welches für die TET-1 Mission von Kayser-Threde entwickelt und gebaut wurde, kann sich mit seinen Schnittstellen auf die verschiedenen Anforderungen der Nutzlasten einstellen. Dies betrifft hauptsächlich die Bereiche Daten Transfer und Speicherung, Nutzlastkontrolle (Spacewire, RS422/485, Can-Bus ...) und Power Anforderungen.

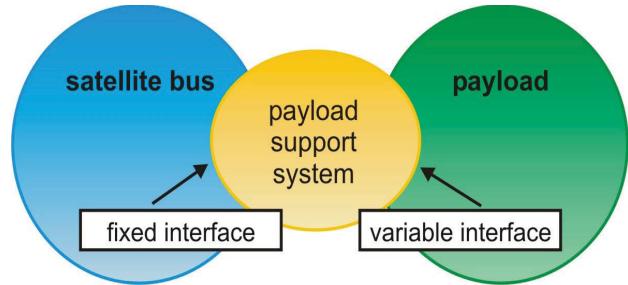


BILD 5. TET Bus-Nutzlast-Schnittstellen Philosophie

Die Verwendung eines solchen NVS stellt sicher, dass der Satellitenbus unverändert verwendet werden kann. Die nutzlastseitige Schnittstelle des NVS wird dabei an die geänderten Nutzlast der jeweiligen Mission anpasst. Die PCBs (Printed Circuit Boards) des NVS erlauben eine einfache Adaption durch Austausch der entsprechenden Interfacekarte (Power, Kommunikation, Datenspeicherung ...).

Der Satellitenbus kann bei Bedarf an andere Komponenten angepasst werden. Als Beispiel sei die

Verwendung von X-Band Sendern für die Anforderung nach höheren Datenraten genannt.

### 2.3. Die TET-Segmente

Der TET-Satellitenbus besteht aus drei Segmenten: dem Dienstsegment, dem Elektroniksegment und dem Nutzlastsegment (siehe BILD 6). Diese sind untereinander mit Zugankern aus Titan verspannt, um die notwendige Festigkeit und Steifigkeit in das System zu bringen.

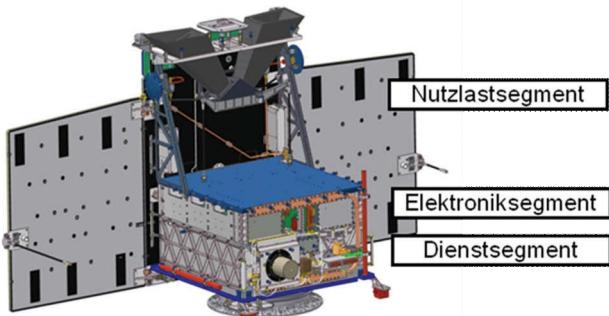


BILD 6. TET Segmente

Das Dienstsegment beinhaltet die Power Control Unit (PCU), zwei kaltredundante Laserkreisel, vier Reaktionsräder (in Tetraederanordnung) und zwei Batterieblöcke.

Im Elektroniksegment (siehe BILD 7) sind das NVS, die heiß- und kaltredundanten Bordcomputer (SBC), die Power Distribution Unit (PDU), die Auswertungselektroniken für die Sonnensensoren und die Sternenkameras und die Treiberkarte für das redundante Magnetspulen-system untergebracht. Zusätzlich befindet sich hier die komplette Telemetrie/Telekommando (TM/TC) Hardware, mit Ausnahme der zwei Low-Gain Antennen für die omnidirektionale TM/TC. Diese befinden sich am Dienstsegment (siehe BILD 11) und am Nutzlastsegment.

### 2.4. Die TET-Bus Elektroniken

Die Elektroniken im Elektroniksegment des TET-Satellitenbusses sind als PCBs im Europakartenformat ( $160 \times 100 \text{ mm}^2$ ) ausgelegt. Maximal 15 PCBs für das NVS und 15 PBCs für die Satellitenbuselektroniken können in das Elektroniksegment integriert werden. All diese PCBs sind untereinander mit Hilfe zweier Backplanes (mit redundantem Daten- und Powerbus) verbunden.

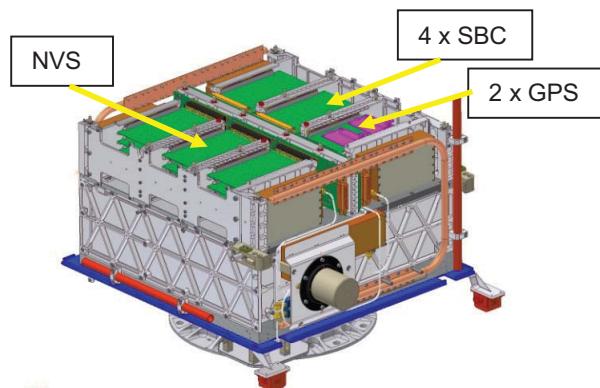


BILD 7. TET Elektroniksegment

### 2.5. Die TET-Nutzlastplattform

Das Nutzlastsegment beinhaltet die meisten der Nutzlasten, inkl. der Nutzlaststruktur, Teile des Lageregelungssystems (AOCS) und eine der Low-Gain Antennen. Die Nutzlastplattform stellt dabei das primäre mechanische und thermische Interface zwischen den Nutzlasten und dem Satellitenbus dar. Aufgrund der Zugänglichkeit und dem einfachen Interface erlaubt die TET Nutzlastplattform eine einfache und schnelle Integration von vorintegrierten Nutzlasten. Die Nutzlastplattform kann als optische Bank ausgelegt werden, ähnlich wie dies Astro- und Feinwerktechnik dies bei BIRD realisiert hatte.

### 2.6. Das TET Stromversorgungssystem

Das Stromversorgungssystem des TET-Satellitenbusses besteht aus der Power Control Distribution Unit (PCU+PDU), zwei Nickel-Wasserstoff-Batterieblöcken, mit einer Kapazität von 240 Wh, und dem Solargenerator (siehe BILD 8). Dieser besteht aus drei Paneelen, wobei zwei sich nach dem Start entfalten. Sie sind mit hocheffizienten dreilagigen Gallium-Arsenit-Zellen beschichtet und haben zur Erhöhung der Effizienz eine rückseitige Thermalbeschichtung um sie möglichst kühl zu halten. Dabei hat der Solargenerator eine End-of-Life (EOL) Kapazität von 220 W elektrischer Leistung.

Die unregulierte Bordspannung liegt dabei bei 20V (18 bis 24 V).



BILD 8. TET Solargenerator (auf dem Integrationsrahmen)

## 2.7. Der mehrfach redundante TET-Bordcomputer

Der TET-Satelliten-Bordcomputer (SBC) kontrolliert und steuert alle Aktivitäten des Satellitenbusses und besteht aus 4 identischen SBC Platinen und Watchdog-Schaltkreisen für die Fehlerdetektion und Systemwiederherstellung. Dabei arbeiten zwei SBC Platinen in heißer Redundanz, die anderen in kalter Redundanz.

Eine SBC-Platine (der „Worker“) kontrolliert und steuert den Satellitenbus, während die Zweite (der „Master“) die korrekte Funktion des „Worker“ überwacht.

Im Falle eines größeren Fehlers steht das zweite Pärchen in kalter Redundanz zur Verfügung.

## 2.8. Das Telemetrie- und Telekommandosystem (TM/TC)

Das TM/TC System des TET-Satellitenbusses ist kompatibel zum gültigen CCSDS (Consultative Committee for Space Data Systems) Standard und verwendet das S-Band. Dabei werden zwei nicht abschaltbare heiß redundante Empfänger, mit einer Datenrate von 4 kbit/s, und zwei zuschaltbare kalt redundante Transmitter, mit einer Datenrate von 2,2 Mbit/s (hohe Datenrate) oder 137,5 kbit/s (niedrige Datenrate), verwendet.

Dabei können über die Transferschalter entweder die High-Gain Antenne oder die omni-direktionalen Low-Gain Antennen aufgeschaltet werden (siehe BILD 9).

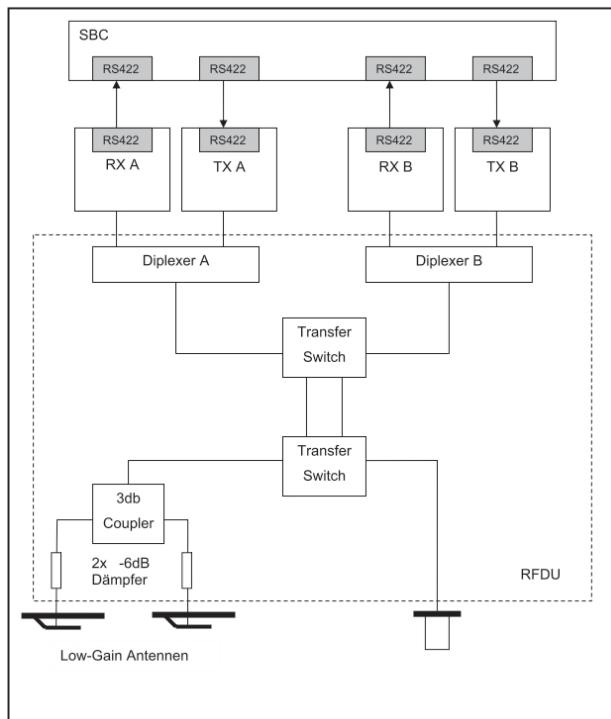


BILD 9. Das TET TM/TC-System

## 2.9. Das TET-Lageregelungssystem (AOCS)

Das AOCS des Satellitenbusses enthält vielfache funktionale und Hardwareredundanzen und besteht aus:

- 2 Sternensensoren
- 2 Sonnensensorsystemen
- 2 Magnetfeldsensoren
- 2 GPS Empfänger
- 1 On-Board-Navigationssystem (ONS)
- 4 Reaktionsräder
- 1 redundanten Magnetspulensystem.

Dabei basiert das ONS auf einem Orbit Modell, inkl. aller Umweltparameter wie Gravitationsfeld, Magnetfeld, Sonne, Sterne), und den Two-Line-Elements. Dieses System läuft als Applikation auf dem Bordrechner.

Der AOCS Lageregelungsalgorithmus basiert auf einer Regelung im Zustandsraum. Dieser Algorithmus wird durch den SBC autonom überwacht, durch ständige Kontrolle der „timings“ aller AOCS Aufgaben und Prozesse.

Die Robustheit des TET AOCS wird durch die Redundanzen seiner Hardware Komponenten und einem Konfigurationsmanagementsystem sichergestellt. Dieses Konfigurationsmanagementsystem handhabt durch entsprechende Softwarealgorithmen die autonome Fehlererkennung und Diagnose. Seine robusten Kontrollalgorithmen erlauben eine autonome Reaktion gegenüber Störungen und Anomalien der Lageregelungskomponenten mit einer sehr hohen Stabilitätsreserve.

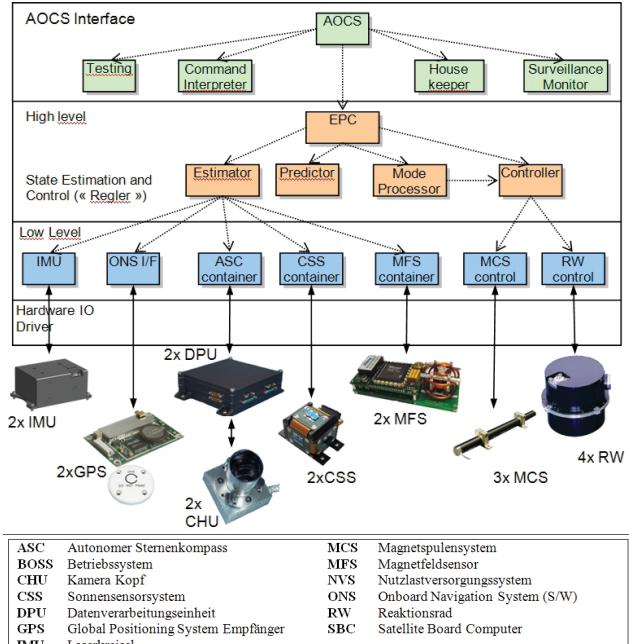


BILD 10. Software und Hardware des TET-AOCS

## 2.10. Das TET-Thermalkontrollsystem (TCS)

Der TET-Satellitenbus ist mit einem semi-aktiven TCS ausgerüstet. Die Multi-Schichten-Isolierung (MLI, siehe

auch BILD 3) isoliert den Satelliten fast vollständig von der Weltraumumgebung. Der Radiator ist das quasi einzige thermale Interface zwischen Satelliten und Weltraum. Dabei wurde die Größe des Radiators mittels der Thermalanalyse berechnet und mittels der Tests mit dem Struktur- und Thermalmodell (STM) verifiziert.

Der Radiator erlaubt die Abstrahlung aller überschüssigen thermalen Energie innerhalb der „heißen Phasen“, d.h. wenn ein Maximum an Wärmeenergie erzeugt wird und der Satellit in der Tagesphase ist. Auf der anderen Seite ist er klein genug um ein Auskühlen des Systems innerhalb der „kalten Phase“ zu verhindern, d.h. wenn ein Minimum an Wärmeenergie erzeugt wird und der Satellit sich in der Schattenphase befindet.

Zusätzlich ist das System mit Temperatursensoren und Heizern an den Batterieblöcken ausgestattet um die Batterien vor einem Abkühlen unter -10°C zu schützen. Für die Nutzlastplattform ist eine Temperatur zwischen -10°C und +30°C garantiert. Dabei ist die Nutzlastplattform direkt mit dem Radiator über Wärmerohre verbunden, um die durch die Nutzlasten generierte Wärme nicht über zusätzliche Satellitenstrukturen ableiten zu müssen.



BILD 11. TET Radiator

### 2.11. Design für höchste Zuverlässigkeit

Ein herausragendes Merkmal des TET-Satellitenbusses ist seine sehr hohe Zuverlässigkeit von 0,95 über eine Missionszeit von 14 Monaten (inkl. LEOP). Dies wurde durch die Verwendung hochzuverlässiger EEE-Bauteile, vielfache heiße und kalte Hardwareredundanzen, funktionelle Redundanzen und die Anwendung von ECSS (European Cooperation of Space Standardization) konformen Montage-, Integrations- und Verifikationsprozessen erreicht.

### 3. TECHNISCHE PARAMETER DES TET-SATELLITENBUSSES

Die folgende Tabelle fasst alle wesentlichen Parameter des TET-Satellitenbusses zusammen.

TET-Enveloppe	(670 x 580 x 880) mm <sup>3</sup>
Masse des Satellitenbusses	< 70 kg
Art der Lageregelung	3-Achsen Stabilisation
Genaugigkeit der Ausrichtung	2 arcmin (5 arcmin gefordert für TET-1)
Pointing Knowledge	~ 10 arcsec
Jitter	~ 12 arcsec/s (2 arcmin/s gefordert für TET-1)
Orbit Positionsbestimmung	~ 10 m
Ausrichtung Nutzlasten oder Solargenerator	Sonne, Erde, Nadir, Zenith, Flugrichtung, Deep Space
Elektrische Leistung für Nutzlast	20 W bis 80 W abhängig vom Radiatordesign (20 W für TET-1)
Max. Leistung für Nutzlast	160 W für 20 min
Unregulierte Busspannung/ max. Strom	20 V DC ( min. 18 V; max. 24 V ) / 8 A
Datenrate Uplink	4 kbit/s
Datenrate Downlink	max. 2,2 Mbit/s
Satellitenbuszuverlässigkeit (über 14 Monate)	0,95 (0,92 gefordert für TET-1)

TAB 1. Parameter des TET-Satellitenbusses

### 4. MEILENSTEINE DER PHASE C/D

Mit dem Critical Design review im Januar 2009 wurde das Design des TET-Satellitenbusses eingefroren und der Produktionsprozess des Flugmodells begonnen. Ein Struktur- und Thermalmodell (STM), ein Ingenieursmodell (EM) und ein AOCS-Ingenieursmodell (EM-ACS) wurden zwischen Herbst 2008 und Mai 2010 aufgebaut und getestet.



BILD 12. TET STM auf dem Shaker

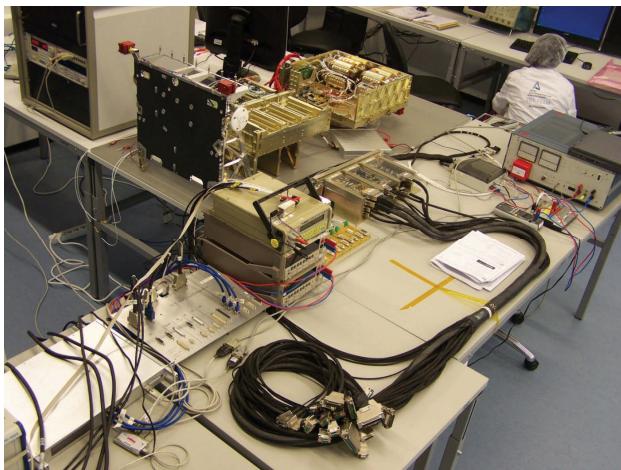


BILD 13. EM während der Schnittstellentests mit dem NVS



BILD 14. EM ACS während der Verifikation des Lageregelungssystems

Der Integrationsprozess des PFM des TET-Satellitenbusses lief bis Anfang Mai 2010, daran schloss sich die funktionelle Verifikation bis Ende Mai an.

Die Integration der Nutzlasten erfolgt bei Kayser-Threde ab Mitte Juni. Anschließend wird die Umweltverifikation des Satelliten durchgeführt.

Das Flight Readiness Review ist für den September 2010 geplant. Je nach Flugplan des METEOR-2 Satelliten erfolgt dann der Start im Dezember 2010.

## 5. MÖGLICHE ERWEITERUNGEN DER LEISTUNGSPARAMETER

In Hinblick auf die Anforderungen zukünftiger LEO Missionen und der geänderten Rahmenbedingungen für Sekundärnutzlasten (z.B. größere erlaubte Enveloppe) wird Astro- und Feinwerktechnik ab Mitte 2010 eine Anpassungsuntersuchung durchführen, um unter anderem folgende Anpassungen zu prüfen:

- Größere Satellitenenveloppe und damit höhere Nutzlastmasse (70 bis 80 kg)
- Integration eines X-Band Senders für höhere Datenraten (z.B. 120 Mbit/s)
- Erhöhung der zur Verfügung gestellten Leistung für die Nutzlast und den X-Band Sender durch:
  - Verwendung eines Solargenerators mit 4 oder 5 Paneelen und Ausnutzung der größeren Envelope
  - Verwendung von Lithium-Ionen Batterien
- Integration eines elektrischen oder Ammonium Dinitramide (ADN) Antriebsystem

## 6. ABSCHLUSSSTATEMENT

Aufbauend auf dem erfolgreichen BIRD Satellitenbuskonzept wurde der TET-Satellitenbus unter Einbeziehung neuer verfügbarer Komponenten und Technologien entwickelt, mit dem Hauptaugenmerk auf eine höhere Leistungskapazität und einer sehr hohen Systemzuverlässigkeit.

Nach Rücksprache mit dem DLR ist die Astro- und Feinwerktechnik Adlershof GmbH nun in der Lage, diesen Mikrosatellitenbus der wissenschaftlichen und auch der kommerziellen Kleinsatellitencommunity anzubieten.

## 7. FINANZIERUNG/FÖRDERUNG

Das dieser Veröffentlichung zugrunde liegende F&E-Vorhaben wurde im Auftrag der Raumfahrt-Agentur des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. mit Mitteln des Bundesministeriums für Wirtschaft und Technologie unter dem Kennzeichen 50RV0801 durchgeführt. Die Verantwortung für den Inhalt dieser Veröffentlichung liegt beim Autor.