

## Projektbeschreibung

# Der Kleinsatellit *Flying Laptop*

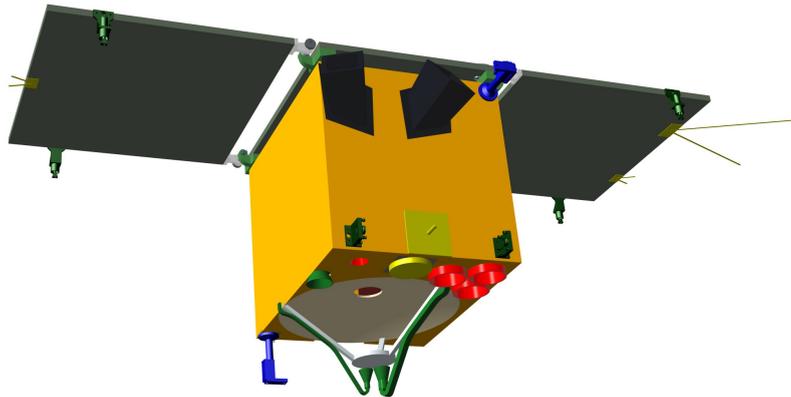


Abbildung 1: *Flying Laptop*

## Das Stuttgarter Kleinsatelliten Programm

Kleinsatelliten haben speziell in den letzten Jahren wieder ein verstärktes Interesse geweckt. Durch anhaltende Miniaturisierung der Technik erweitern sich die Anwendungen und die Leistungsfähigkeit ständig. Heute sind mit Nutzlasten von ein paar Kilo Gewicht Untersuchungen möglich, die vor einigen Jahren noch völlig undenkbar gewesen wären. Ein weiterer Vorteil liegt in der kostengünstigen und schnellen Entwicklung, was Kleinsatelliten speziell als Technologieerprobungsplattformen interessant machen. Sie bieten die ideale Möglichkeit, kurzfristig und mit geringem Kostenaufwand neue Systeme im Weltraum zu testen.

Im Rahmen des Stuttgarter Kleinsatelliten Programms werden am Institut für Raumfahrtssysteme der Universität Stuttgart mehrere verschiedene Kleinsatelliten entwickelt und gebaut. Die bereits existierende Bodenstation wird derzeit erweitert und ausgebaut (UHF, VHF, L-Band, S-Band, Ka-Band), um eine selbstständige Kontrolle der Satelliten zu ermöglichen. Desweiteren ist in den Laborhallen ein eigener Satellitenintegrationsraum zum Bau der Satelliten eingerichtet. Nach der Fertigstellung verschiedener Labormodelle bilden die folgenden drei aufeinander aufbauenden Kleinsatelliten das Kernstück des Programms:

- Flying Laptop: Erdbeobachtung & Technologieerprobung
- Perseus: Qualifikation der Antriebe & Technologieerprobung
- BW1: Mondmission
- Cermit / Desire: Wiedereintrittsfahrzeug & Technologieerprobung

Als erster Kleinsatellit soll dabei der Flying Laptop im Herbst 2007 gestartet werden. Das Projekt wird im Folgenden genauer beschrieben.

## DER FLYING LAPTOP

### 1 Einleitung

Im Hinblick auf die weiterführend geplanten Projekte ist das primäre Missionsziel die Demonstration und Erprobung neuer Technologien für Kleinsatelliten. Als Sekundärziel ist der Flying Laptop als wissenschaftliche Plattform für einige Erdbeobachtungsexperimente eingeplant. Der würfelförmige Satellitenkörper besitzt eine Kantenlänge von 60 cm und soll unter 100 kg wiegen. Abbildung 2 zeigt eine schematische Übersicht mit den Hauptkomponenten. Geplant ist der Start in einer Piggybackkonfiguration für das Jahr 2007. Dabei wird ein polarer sonnensynchroner Orbit mit einer maximalen Flughöhe von 1000 km angestrebt. Eine thermische Infrarotkamera (TICS), ein multispektrales Kamerasystem, bestehend aus 3 Einzelkameras (MICS), und ein Ka-band Kommunikationssystem mit einer Wanderfeldröhre (TWT) bilden die wissenschaftliche Nutzlast des Flying Laptop. Besonderes Augenmerk liegt ausserdem auf dem Computersystem, welches aus rekonfigurierbaren, redundanten und sich selbstüberwachenden field programmable gate arrays (FPGAs) mit hoher Rechenleistung besteht.

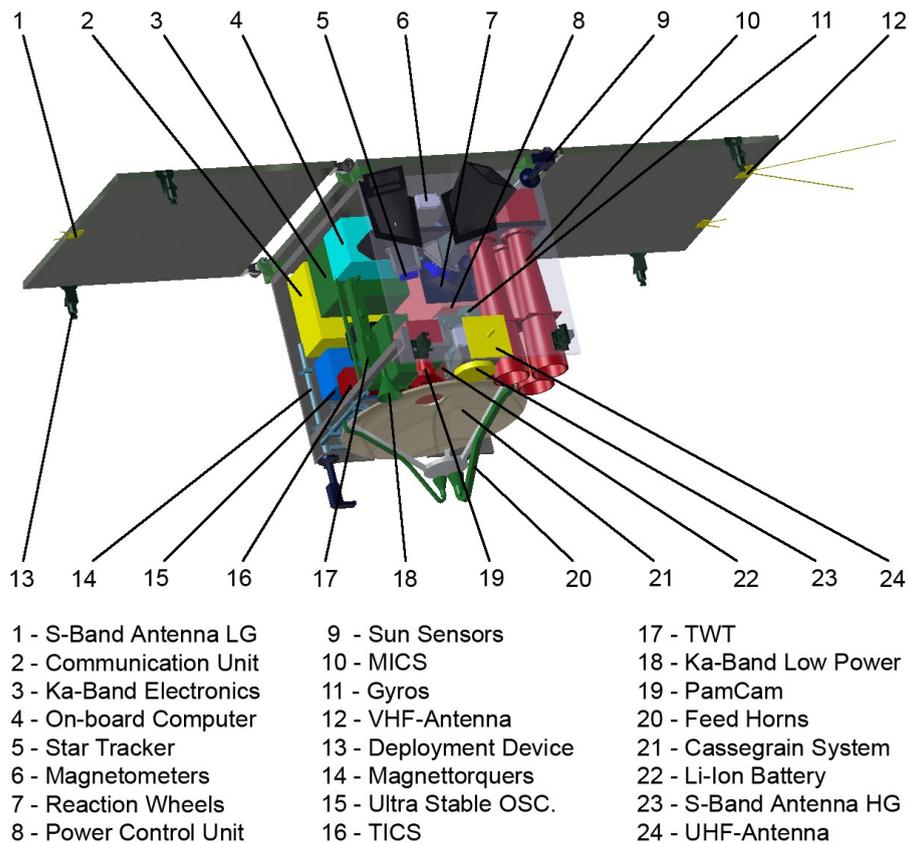


Abbildung 2: Flying Laptop mit Hauptkomponenten

## 2 WISSENSCHAFTLICHE ZIELE

Neben der Erprobung neuer Technologien steht die Erdbeobachtung im Mittelpunkt der Flying Laptop Mission. Die mitgeführten Nutzlasten besitzen eine ähnliche Auflösung wie der TM+ auf Landsat 7, was bedeutet, daß zum Beispiel angefangene Zeitserien weitergeführt werden können. Ein Überblick über die im Moment geplanten Remote Sensing Experimente werden in den folgenden Abschnitten gegeben.

### 2.1 Bi-direktionale Reflektanzverteilungsfunktion und thermische Richtungsverteilung

Für die meisten Oberflächen gilt ein anisotropisches Verhalten der Reflektanz, was bedeutet, dass die Reflexion vom Sonneneinstrahl- und dem Beobachtersichtwinkel abhängt. Dieser Effekt ist zur Verdeutlichung in xx illustriert und wird mathematisch durch die Bi-direktionale Reflektanzverteilungsfunktion (BRDF) beschrieben. Ein Ziel mit bestimmten Eigenschaften besitzt eine unterschiedliche Reflexion, die sich mit dem Beobachter- und Einstrahlwinkel nach folgender Formel ändert:

$$f(\lambda, \Theta_s, \varphi_s, \Theta_v, \varphi_v) = \frac{L(\lambda, \Theta_s, \varphi_s, \Theta_v, \varphi_v)}{E(\lambda, \Theta_s, \varphi_s)}$$

L ist die in Sichtrichtung gerichtete reflektierte Strahldichte, die durch den Zenitwinkel  $\theta_v$  und den Azimutwinkel  $\varphi_v$  definiert ist. E ist die von der Sonne ( $\theta_s, \varphi_s$ ) einfallende Strahldichte und  $\lambda$  die Wellenlänge der Strahlung. Die Einheit der BRDF ist sr<sup>-1</sup>. Normalerweise wird jedoch der dimensionslose bi-direktionale Reflektanzfaktor  $BRF = \pi f(\lambda, \Theta_s, \varphi_s, \Theta_v, \varphi_v)$  verwendet.

Erdboden und Vegetation besitzen generell unterschiedliche Reflexionscharakteristiken. Im Allgemeinen sind natürliche Oberflächen rau. Der Erdboden besteht aus Körnern die durch Poren getrennt sind, welche Wasser und Gas enthalten. Die Reflexionseigenschaften von Erdboden setzen sich aus der kohärenten Streuung durch die Partikel, der inkohärenten Ausbreitung durch Strahlungsübertragung zwischen den verschiedenen Partikeln und der Schattenbildung zusammen. Letzt genannter Effekt ist die Ursache für den scharfen Anstieg des BRF für Null-Grad-Winkel, der auch 'hot spot' oder 'opposition effect' genannt wird. Im Gegensatz dazu wird die anisotrope Reflexion bei Vegetation hauptsächlich durch die sehr komplexe Volumenstreuung innerhalb der Beschirmung und der Schattenwurf hervorgerufen. Selbstverständlich hängt bei vegetativen Oberflächen der Schattenwurf sehr stark von Beschirmungsbeschaffenheit ab, welche wiederum durch die Pflanzenart, Wachstumsstatus und Gesundheitszustand der Pflanze beeinflusst wird. Lücken innerhalb der Beschirmung besitzen einen grossen

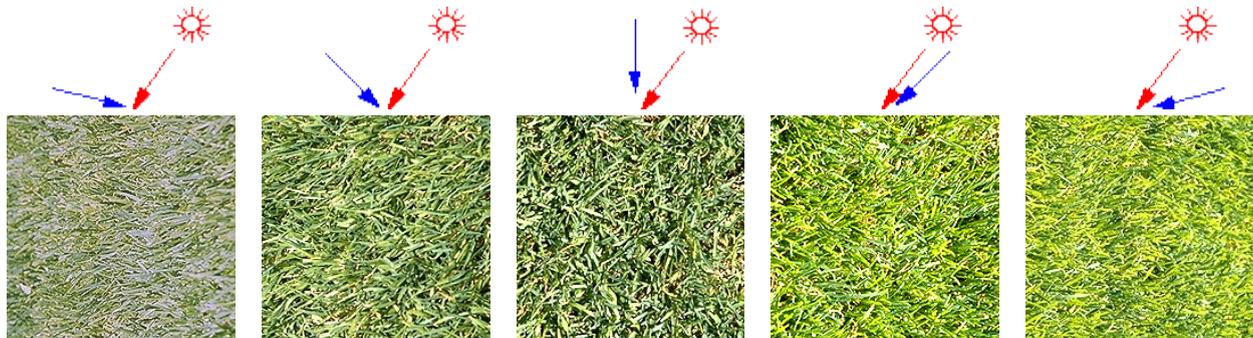


Abbildung 3: Bi-direktionaler Reflexionseffekt von Gras. (Quelle: <http://www.geo.unizh.ch/rsl/research/>)

## Einfluss auf die BRDF.

Eine typische Anwendung, bei der Kenntnisse über die BRDF notwendig ist, ist die Zusammenführung von Satellitenbildern die bei unterschiedlichen Überflügen aufgenommen wurden. Dies tritt relativ häufig auf, um großflächige Aufnahmen zu bekommen. Auf Grund der BRDF kann es jedoch an den überlappenden Rändern zu großen Helligkeitsunterschieden kommen, da die Beobachtungswinkel relativ zur Sonne meist sehr unterschiedlich sind. Für eine genaue Analyse im zeitlichen, spektralen und räumlichen Bereich ist eine Korrektur der BRDF unabdingbar. Diese Notwendigkeit der Winkelkorrektur von Satellitendaten und die Normierung auf einen gemeinsamen Beobachtungs- und Beleuchtungsstandard war der Ursprung für die tiefere experimentelle und theoretische Untersuchung der BRDF. Mit Hilfe der BRDF-Korrektur können verschiedenste Bilder miteinander verglichen werden und die Genauigkeit der Klassifizierung stark verbessert werden.

Desweiteren ist die BRDF die fundamentale Größe bei der Berechnung der Albedo, welche eine entscheidende Rolle innerhalb der Strahlungs- und Energiebilanz der Planeten spielt. Ausserdem profitiert die Gewinnung von biophysikalischen Parametern der Erdoberfläche von der gezielten Benutzung der winkelabhängigen Reflexion. Nicht zuletzt ist die BRDF auch für die Kalibrierung von Luft- und Raumfahrtsensoren notwendig.

Verschiedene empirische, semi-empirische und theoretische Modelle wurden bisher für die Beschreibung der BRDF entwickelt. Die Normierung auf standardisierte Beobachtungsgeometrien, die Berechnung der Albedo und die Wiederherstellungsalgorithmen basieren bisher auf geeigneten Modellen. Für die Vervollständigung unseres Wissens und das Potenzial der BRDF für die Fernerkundung wird mit Hilfe des Flying Laptop ein Missionsszenario für die Messung der BRDF arrangiert.

Für diese Messung wird der Flying Laptop im target-pointing Modus fliegen. Das bedeutet, dass der Satellit so stabilisiert wird, dass ein Bodenziel aus verschiedenen Richtungen während eines Überfluges beobachtet werden kann. Für diese Messung soll eine Ausrichtungsgenauigkeit von 11 Bogensekunden erreicht werden. Das zu messende Zielgebiet sollte mindestens doppelt so gross sein, wie die maximale Pixelgröss bei maximalem Mittenwinkel und muss als homogen angenommen werden. Deshalb eignen sich besonders grosse Waldgebiete und Wüsten für diese Art der Messung.

Die Mischung aus Blattwerk und Erdboden wird als thermisch heterogen angesehen und die gemessene winkelabhängige Verteilung der Beleuchtungsstärke der Oberflächentemperatur hängt von der Perspektive und der Sonnenposition ab.

Unser Wissen über die gerichtete Temperaturverteilung (TDD), die auch gerichtete Temperaturhelligkeit (DBT) genannt wird, ist immer noch sehr gering. Dennoch ist die Information darüber sehr wichtig für die Auswertung von Weitwinkelsensordaten und für die genaue Validierung und Kalibrierung.

Jedoch besitzt die Atmosphäre ebenfalls einen Einfluss, sowohl auf die BRDF, als auch auf die DBT. Nicht nur die Oberfläche streut Licht in einer anisotropen Art und Weise, sondern auch die Atmosphäre beeinflusst die Lichtstrahlen durch winkelabhängige Streuung an Luftmolekülen und Aerosolen mit ungleichmäßigem Verhalten. Zusätzlich tritt zwischen der Atmosphäre und dem Erdboden noch Mehrfachstreuung auf, welche die Richtungsabhängigkeit der Strahlung abschwächt. Ausserdem beeinflussen anisotrope

Transmission und Emission der Atmosphäre die Messung der Oberflächentemperatur zusätzlich. Aus diesem Grund müssen kombinierte Messungen am Boden, in der Luft und vom Satelliten durchgeführt werden um die einzelnen Effekte unterscheiden zu können. Das Institut für Raumfahrtssysteme plant deshalb ein solches 3-Etagen-Experiment.

## **2.2 Benutzung des Ka-bandes für wissenschaftliche Untersuchungen**

Für das Erreichen von Breitbandübertragungen sind höhere Frequenzbänder für die Satellitenkommunikation zwingend notwendig. Dafür ist es notwendig die kombinierten Effekte verschiedener Übertragungseinflüsse zu identifizieren und vorherzusagen.

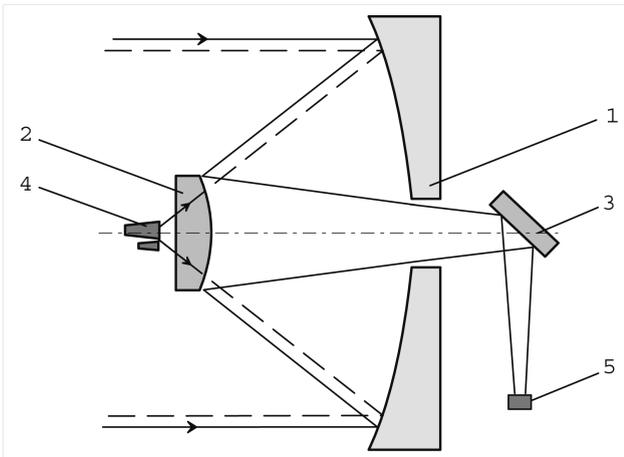
Regenschwächung ist der dominierende Einfluss bei Frequenzen über 10 GHz. Zusätzlich spielen Gasabsorption, die Schwächung durch Wolken und Schmelzschichten, sowie troposphärische Brechungseffekte eine zunehmende Rolle mit steigender Frequenz. Für einige der oben genannten Einflüsse stehen Modelle zur Abschätzung zur Verfügung. Allerdings fehlt es bisher an kombinierten Modellen, was hauptsächlich am Mangel von zuverlässigen Messergebnissen liegt. Dies trifft insbesondere auf Zentraleuropa zu. Der Flying Laptop könnte helfen diese Lücke zu füllen. Für die Erfüllung dieses Zieles laden wir alle Forschungsinstitutionen und Gruppen der betroffenen Dienste auf, sich mit uns zusammen am Aufbau einer brauchbaren Datenbank zur Identifikation des Einflusses aller signifikanten Schwächungseinflüsse zu beteiligen.

Schon lange ist das Potenzial von raumfahrt basierten Messungen zur globalen Regenmessung bekannt. Trotzdem waren für lange Zeit die Entwicklung von brauchbaren Techniken zur quantitativen Abschätzung der Regenrate begrenzt. Jedoch wurde während eines Experimentes mit dem Olympus Satelliten entdeckt, dass der Unterschied in der Schwächung zwischen den aufgenommenen 12.5 GHz und 19.8 GHz Daten für die Bestimmung der Regenrate geeignet ist. Daraufhin wurden in Europa einige Experimente entwickelt, die mit Hilfe von horizontalen Mikrowellenlinks auf 2 Frequenzen eine durchschnittliche Regenrate bestimmen. Es wurde gezeigt, dass eine starke Abhängigkeit zwischen der Regenrate und der Differenz der Schwächungen im Ku- und Ka-Band existiert. Weiterhin wurde herausgefunden, dass diese Methode ohne Annahmen über die Verteilung der Tröpfchengröße oder der Regencharakteristik auskommt, was einen großen Vorteil darstellt. Aus diesem Grund soll der Flying Laptop zusätzlich zum Ka-Band noch mit einem Ku-Band Sender ausgestattet werden, um diese Ergebnisse zu untersuchen. Dafür ist wiederum der Target-Pointing Modus notwendig.

## **3 Nutzlast**

### **3.1 Thermische Infrarotkamera (TICS)**

Ungekühlte Mikro-Bolometer sind auf dem Gebiet der Infrarotechnologie von immer größerem Interesse. Insbesondere die Möglichkeit eines Systemes ohne zusätzlichen Kühler stellt einen unglaublichen Vorteil dar, der speziell für Kleinsatelliten sehr interessant ist. Durch solche Systeme können der Stromverbrauch, die Größe, das Gewicht und die Kosten stark reduziert werden. Aus diesen Gründen ist für den Flying Laptop ein temperaturstabilisierter Mikro-Bolometer mit 320 x 240 Pixel vorgesehen. Der Sensor soll im Wellenlängenbereich von 8 - 12  $\mu\text{m}$  messen, wobei die Ozonbande wegen



der hohen Absorption zwischen 9.3 -9.7  $\mu\text{m}$  gesperrt wird.

Die Optik des Systems besteht aus zwei Teilen. Zum einen wird ein Cassegrain-Spiegelsystem verwendet, das sowohl für die Infrarotkamera, als auch für das Ka-band benutzt wird, zum anderen schliesst sich daran eine Relay-Optik an, die auch den Umlenkspiegel und die Trennfilter enthält. Abbildung 4 zeigt eine schematische Übersicht des Infrarotkameranystems. Mit diesem optischen Konzept erreicht der Flying Laptop eine Bodenauflösung (GSD) von 50m, bei einer Öffnungszahl von f/1.6. Aus Gewichtsgründen und wegen der notwendigen Temperaturstabilität soll der Spiegel aus Kohlefaser hergestellt werden.

Abbildung 4: Cassegrain System: 1 Hauptspiegel, 2 Sekundärspiegel, 3 Umlenkspiegel, 4 Feedhörner, 5 Infrarotsensor

Zu diesem Zweck wird gerade ein Testspiegel vorbereitet, an Hand dessen die Oberflächen-qualität und das Thermalverhalten bestimmt werden.

### 3.2 Kamerasystem für den visuellen und nahen Infrarot Bereich (MICS)

Für den visuellen und nahen Infrarot Spektralbereich ist ein Kamerablock vorgesehen, der aus drei einzelnen baugleichen CCD Flächenkameras besteht und in den folgenden Spektralbändern messen soll:

- Grün: 530 – 580 nm
- Rot: 620 – 670 nm
- Nahes Infrarot: 830 – 890 nm

Als Sensor wurde ein Matrixsensor gewählt, da dieser für die Messung der BRDF Vorteile bietet und sich ausserdem die Bilder einfacher referenzieren lassen. Die Bodenauflösung wird 25 m betragen, was genau der Hälfte der Infrarotkameraauflösung entspricht. Desweiteren soll der Sensor ein Antibloomingsystem besitzen, um durch Wolkenreflexion nicht überblendet zu werden. Für die Vorauslegung des Kamerasystems wurden Rechnungen mit einem Strahlungstransportprogramm durchgeführt, die einen Eindruck über die zu erwartenden Strahldichten am Satelliten liefern. Mit Hilfe der gewonnenen Ergebnisse konnte anschliessend eine Abschätzung über das Signal-Rauschverhältnis gemacht werden, welches die Bildqualität des Systems widerspiegelt und für die wissenschaftlichen Bildaufnahmen über 100 liegen sollte. Zwei Aufnahmemodi sind für das Kamerasystem

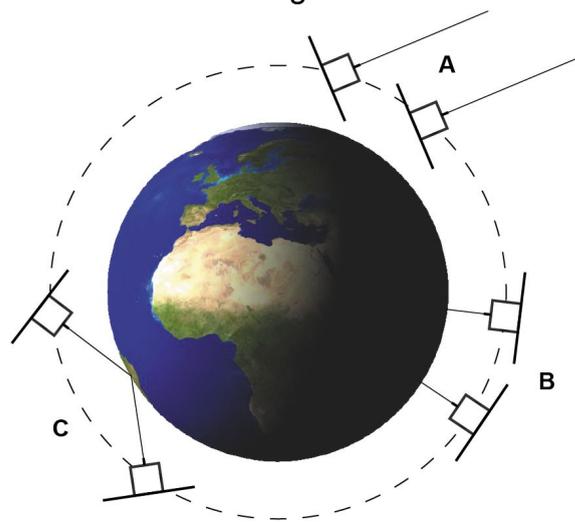


Abbildung 5: Bildaufnahmemodi:  
 A inertial pointing, B earth pointing,  
 C target pointing

vorgesehen die im Abschnitt über das Lageregelungssystem genauer beschrieben werden und in Abbildung 5 dargestellt sind. Während im Target-Pointing-Modus wissenschaftliche Aufnahmen mit langer Integrationszeit durchgeführt werden können, dient der Nadir-Pointing-Modus der Aufnahme von großen Bildstreifen.

#### 4 Satellitenbus

Die mechanische Struktur des Flying Laptop unterteilt sich in das Servicemodul, das Hauptmodul und das Nutzlastmodul, wie auch in Abbildung 6 illustriert ist. Der Startadapter befindet sich auf der Hinterseite des Servicemoduls, welches, wie die anderen Segmente auch, aus Aluminium hergestellt wird. Dabei spielt die hohe

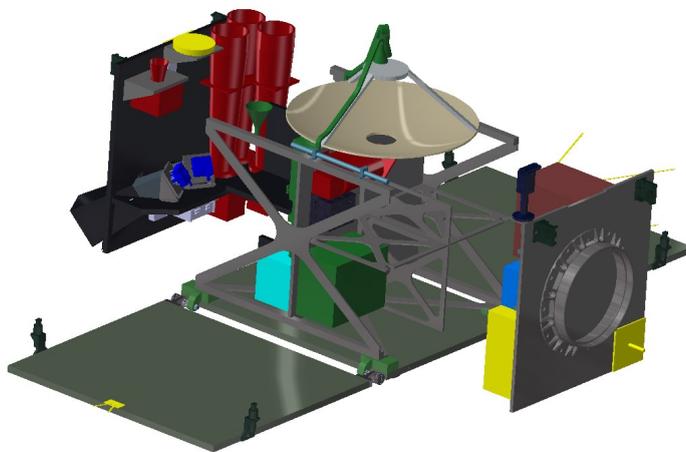


Abbildung 6: Module des Flying Laptop  
 Nutzlastmodul; Hauptmodul; Servicemodul

für die Abstrahlung der Hitze.

Wärmeleitfähigkeit von Aluminium eine entscheidende Rolle. Für die genaue Ausrichtung der Kameras (MICS) werden diese zusammen mit den Sternkameras auf einer optischen Bank aus Kohlefaser montiert, was eine hervorragende thermische Stabilität garantiert.

Das Thermalsystem des Flying Laptop wird als passives System ausgelegt, welches hauptsächlich durch die dissipierte Wärme der Komponenten geheizt wird. Eine Isolierfolie, MLI (multi-layer-insulation) genannt, bedeckt fast den gesamten Satelliten und ein Radiator auf der Rückseite des Servicemoduls sorgt

#### 4.1 Lageregelungssystem

Der Flying Laptop ist ein 3-Achsen stabilisierter Kleinsatellit. Das Lageregelungssystem (ACS) ist dabei für die hochgenaue Ausrichtung und notwendige Agilität des Satelliten verantwortlich, die für die Erdbeobachtungsinstrumente benötigt werden. Ein solches System stellt eine große Herausforderung für einen Kleinsatelliten dar, und kann nur mit Hilfe von hochgenauen Sensoren und Aktuatoren erreicht werden. In Abbildung 2 sind alle Aktuatoren und Sensoren des ACS dargestellt und werden im Folgenden kurz beschrieben.

Als Aktuatoren stehen dem Flying Laptop Drallräder und Magnetspulen zur Verfügung. Die vier Drallräder RSI 01-5/28 der Firma Teldix sind in einer Tetraederformation eingebaut, wobei jedes Rad ein Drehmoment von 0.12 Nm besitzt. Die drei Magnetspulen werden zum Abbau des akkumulierten Momentes der Drallräder verwendet. Das Trägheitsmoment des Satelliten um die x, y und z Achse kann bisher nur auf ungefähr 4 kgm<sup>2</sup> abgeschätzt werden.

Fünf verschiedene Sensoren werden für die Lagemessung, bzw. Bewegung eingesetzt: Magnetometer, Sonnensensor, Faserkreisel, Sternkamera und GPS Empfänger. Als

Magnetometer kommt das ZARM AMR zum Einsatz, welches einen magnetwiderstandsbeständigen Sensor verwendet und über ein digitales Interface verfügt. Für die Messung der Drehrate werden vier faseroptische Kreisel (c-force) der Firma LITEF eingebaut. Die genaueste Lageinformation mit einer Genauigkeit von  $< 2$  Bogensekunden liefert die Sternkamera  $\mu$ ASC (micro Advanced Stellar Compass) der Technischen Universität Dänemark. Allerdings liefert die Sternkamera erst nach der Dämpfung des Satelliten auf eine Drehrate kleiner als  $1.2 \text{ }^\circ/\text{s}$  regelmäßige Lagedaten. Ein zweiter Kamerakopf, dessen optische Achse zum ersten Kamerakopf geneigt ist, wird auf dem Satelliten montiert, um die volle Genauigkeit um alle Achsen zu gewährleisten und die Möglichkeit der Blendung bei einigen Manövern zu minimieren. Zur Ausstattung des Satelliten gehört ausserdem ein GPS Navigationssystem, welches der Genauigkeitsunterstützung des Target-Pointing-Modes während der Bildaufnahme und des Bodenstationskontaktes dient. Dafür werden drei Phoenix GPS Empfänger des DLR/GSOC eingebaut, die für ein Orbit- und Lagebestimmungsexperiment mit einem äusserst stabilen 10 MHz Kristalloszillator verbunden sind.

Für die Bildaufnahme wurden drei Lagemodi definiert, die auch in Abbildung 5 dargestellt sind: Inertial-Pointing-Modus, Nadir-Pointing-Modus und Target-Mointing-Modus (manchmal auch Spotlight-Modus genannt). In letztgenanntem Modus zielt der Satellit während des gesamten Überfluges auf ein gleiches Bodenziel, was längere Integrationszeiten der Kameras erlaubt. Dabei muss der Satellit eine maximale Drehrate von  $1 \text{ }^\circ/\text{s}$  aufbringen und einer Glockenkurve der Drehrate über der Zeit folgen. Dies ist für den Satelliten auch der komplexeste Modus mit Blick auf die Regelungsalgorithmen.

#### **4.2 FPGA On-Board Computer System**

Der Flying Laptop wird wahrscheinlich der erste Kleinsatellit sein, dessen primärer on-board Computer (OBC) aus programmierbaren logischen Feldbausteinen (FPGAs: field programmable gate arrays) besteht und ohne Prozessor auskommt. Der OBC basiert auf dem Xilinx Vertex-II Pro mit ungefähr 3 Millionen Gattern und einer maximalen Taktfrequenz von 200 MHz. Des weiteren gehören 4 MB synchronous static RAM für die schnelle Datenverarbeitung, so wie 2 x 128 MB DDR RAM und 1 GB Flash zur Ausstattung des Systems. Über ein Modem kann ein benutzerprogrammierbares EEPROM von der Bodenstation aus neu konfiguriert werden. Im Falle eines Fehlers wird die ursprüngliche FPGA Konfiguration aus einem PROM wieder hergestellt.

Mit Hilfe eines speziellen software-hardware Compilers ist es möglich aus einer C-ähnlichen Sprache heraus direkt die logische Gatterkonfiguration für das FPGA zu generieren ohne Maschinencode für einen Prozessor erstellen zu müssen. Dieser Ansatz erlaubt die verstärkte Nutzung der parallelen Abarbeitung von Prozessen. Vier identische aber unabhängige FPGA-Knoten sollen verwendet werden, um das System fehlertolerant und strahlungssicher zu machen. Je nach Zustand sollen 1 - 4 Knoten zur gleichen Zeit laufen und dynamisch zu- und abgeschaltet werden, wobei ein kompletter Neustart eines Knoten nur 10 ms beträgt.

Mit einem so genannten Rent-A-Sat Modus soll die grosse Flexibilität des on-board Computersystems genutzt werden, den Flying Laptop für die Validierung von OBC-Software oder Komponenten-Firmware im Weltall zu vermieten. Dabei ist es möglich den OBC je nach Kundenwunsch umzuprogrammieren (z.Bsp. kann die Charakteristik eines bestimmten Prozessors durch die Hardware simuliert werden).

Der OBC wird gerade vom Steinbeis Transferzentrum Raumfahrt in Zusammenarbeit mit

dem Fraunhofer Institut für Computerarchitektur und Softwaretechnology (FIRST) entwickelt.

### 4.3 Kommunikationssystem

Für Telemetry und Telekommando ist der Satellit mit UHF (low gain) und S-Band (low und high gain) Antennen ausgestattet. Neben der S-Band Kommunikation bietet UHF vor allem den Vorteil Ausrüstung aus dem Amateurfunkbereich zu verwenden. Als Nutzlast besitzt der Flying Laptop ausserdem noch eine Wanderfeldröhre (TWT: travelling wave tube) als Verstärker für das Ka-Band, die im Sendebetrieb die für einen Kleinsatelliten einmalige Sendeleistung von 57 W (170.5 W DC Eingang) erreicht. Damit ist eine Datenübertragung mit 100 Mbit/s möglich. Ausserdem kann das Singal als Radarsender mit einem Signaldurchmesser von 25 km und Messtürmen auf dem Boden eingesetzt werden. Wie weiter oben schon erwähnt dient das Cassegrain Spiegelsystem als Antenne für die Ka-Band Kommunikation. Mit dem hohen Leistungsverbrauch ist die Wanderfeldröhre auch der größte Designtreiber für das Energiesystem des Flying Laptop.

### 5 Funktionelle Verifikation des Flying Laptop

Eine Neuerung für Kleinsatellitenprojekte ist die Umsetzung einer zuverlässigen Test- und Verifikationsumgebung für systemweite Simulation der Satellitenhardware. Insbesondere für die Überprüfung der Genauigkeit des Lageregelungssystems stellt dieses Konzept einen großen Zugewinn an Testdetaillierung und eine immense Kostenreduktion dar. Letzteres ist primär auf das komplexe und teure Prüfequipment zurückzuführen, welches jetzt durch das softwarebasierte Verifikationssystem ersetzt wird.

Ein solches "Model-based Development and Verification Environment" (MDVE) wird in enger Zusammenarbeit mit EADS Astrium parallel zum Flying Laptop Projekt aufgesetzt. Dieses zeichnet sich speziell durch die starke Echtzeitfähigkeit aus, die es ermöglicht, die Flughardware mit ihren exakten Operationsmodi und Antwortzeiten wiederzugeben. Zu diesem Zweck werden nach und nach alle Komponenten durch entsprechend detaillierte Softwaremodelle abgebildet, welche die notwendige Testfunktionalität beinhalten müssen. Dank der Verbesserungen von aktueller Software- und Hardwareentwicklungen wird das MDVE auf kommerziellen Computern mit einem echtzeitfähigen Linux Betriebssystem realisiert.

Abbildung 7 zeigt die schematische Struktur der so genannten "Software Verification Facility" (SVF), welche zur Unterstützung der Softwareentwicklung des Bordrechners aufgebaut wird. Diese dient dem Debugging, der Validierung und Verifizierung der Bordrechnersoftware und prüft die Datenflussfunktionalität des Gesamtsystems. In dieser Testkonfiguration besteht der "Real-time Simulator" (RTS) aus dem Satelliten "Real-time Simulator" (S/C SIM), dem Bordrechner Simulator (OBC SIM)

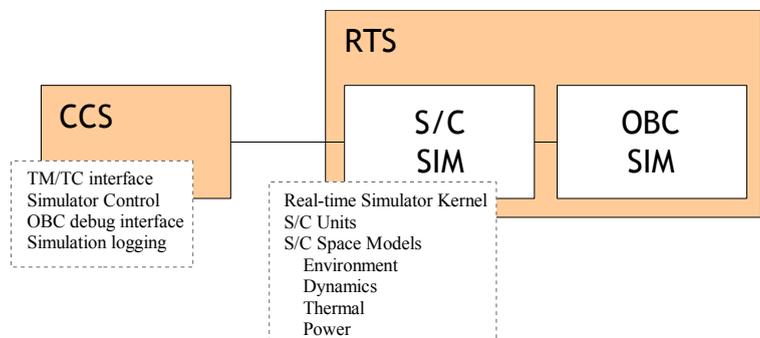


Abbildung 7: Blockdiagramm der Software Verification Facility

und einem zentralen Kontrollsystem (CCS), welches ein TM/TC Interface, ein Debugging Interface und die Simulatorkontrolle zur Verfügung stellt.

Die SVF unterstützt eine Echtzeit-Softwaresimulation des gesamten Satellitensystems. Erreicht wird dies durch den Satellitensimulator, der spezifische Softwaremodelle jeder einzelnen Satellitenkomponente enthält. Für die Echtzeitsimulation stehen des weiteren Umgebungsmodelle, ein Thermal- und Energiemodell und ein Dynamikmodell des Satelliten zur Verfügung.

Der nächste Schritt ist dann eine FlatSat Testumgebung, um Hardwaretests mit dem Bordrechner und allen anderen Hardwarekomponenten in so genannten Hardware-in-the-Loop Simulationen durchführen zu können (siehe Abbildung 8). Nach Möglichkeit soll diese Ausbaustufe vor der Satellitenintegration erreicht werden. Dadurch wären mit Hilfe von Testkabeln umfangreiche Verifikationstests möglich: von Einzelkomponententests über systemweite Simulationen bis hin zu kompletten Missionsszenarien. Selbstverständlich können hierfür dieselben Modelle der Hardwarekomponenten weiter verwendet werden. Der Echtzeitsimulator läuft auf einer standardisierten i686 Architektur unter einem echtzeitfähigen Linuxderivat. Für den Anschluss der Flugkomponenten und dem Satellitensimulator stehen mehrere PCI-Bus Interfacekarten zur Verfügung.

Zu guter Letzt bietet der Protoflight-Teststand eine funktionale Verifikationsumgebung während der Flughardwarequalifikationsphase.

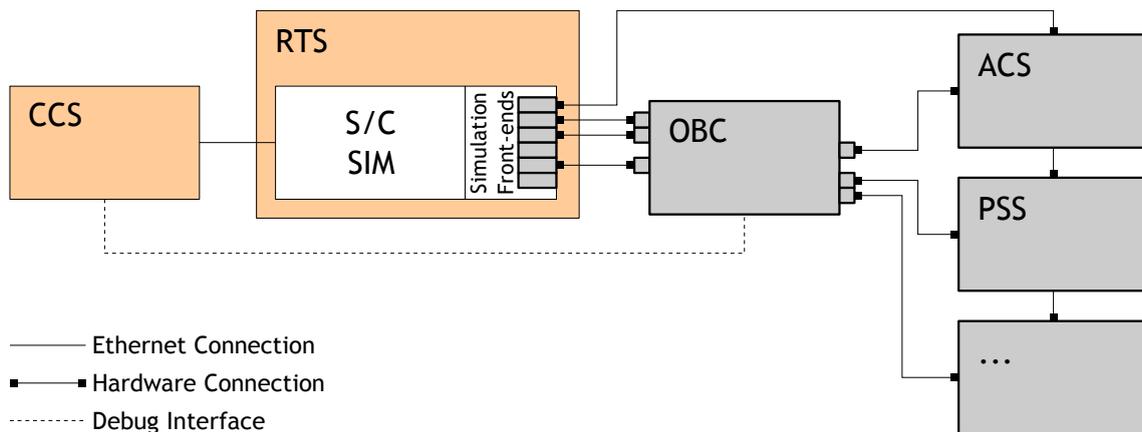


Abbildung 8: Blockdiagramm der FlatSat Testumgebung mit integrierter Flughardware (grau) in der Simulationsschleife

## KOOPERATIONSPARTNER

- AGI – Analytical Graphics Inc.
- AMSAT Deutschland e.V.
- AONIX GmbH
- ASP – Advanced Space Power Equipment GmbH
- DLR – German Aerospace Center
- DIEHL & EAGLE PICHER
- DTU – Technical University of Denmark
- EADS Astrium
- FIRST Fraunhofer Institut
- LITEF GmbH
- O.S.T. - Opto-System-Technik
- RWE Space Solar Power GmbH
- TELDIX GmbH
- TESAT Spacecom GmbH & CO.KG
- TZR – Transfer Zentrum Raumfahrt
- Theta System Elektronik GmbH
- ZARM Technik GmbH

