

Frank Sperber, DL6DBN/AA9KJ

AMSAT-Phase 3-EXPRESS - acht Monate nach dem Kick-Off

Erstveröffentlichung im AMSAT-DL-Journal Nr. 3 Jg. 30 vom September/November 2003

Keine zwei Jahre sind es mehr bis zum gewünschten Starttermin des P3E-Satelliten - wahrlich im Expresstempo müssen die Arbeiten vorangehen, um den engen Zeitplan einzuhalten. Das Tempo kommt nicht von ungefähr, eine Reihe neuer Technologien, die für die P5A-Marsmission vorgesehen sind, sollen mit P3E erprobt werden. Auch wenn man noch nicht viel vom fertigen Satelliten sieht, an vielen Stellen wird derzeit intensiv für bzw. an P3E gearbeitet.

Vorbereitung der Mechanik

Es hat sich ausgezahlt, dass die AMSAT-DL ihren eigenen Integrationsraum aus den Zeiten von AO-10 und AO-13 während des Baus von P3D, der in den USA stattfand, nicht aufgegeben hatte. Die AMSAT-Räumlichkeit in Marburg ist derzeit Dreh- und Angelpunkt für die mechanischen Arbeiten an der Satellitenstruktur. Eine aufnahmefähige Struktur ist die Voraussetzung für die Integration der Elektronikmodule. Das Kerngerüst der Flugstruktur besteht aus einer überzähligen Struktur aus der Bauphase von P3B und P3C, die in den vergangenen Jahren als Ausstellungsstück auf Messen etc. eingesetzt wurde. Nur durch diese vorhandene Struktur wird die kurze Bauzeit von knapp anderthalb Jahren möglich. Die Struktur wurde inzwischen gereinigt und soll in Kürze ihren weltraumtauglichen Anstrich erhalten. Eine ganze Reihe von An- und Einbauteilen konnten inzwischen hergestellt werden, unter anderem Teile der Sonnen- und Erdsensoren.

Das Antriebssystem des Satelliten wird von Astrium kommen, der Treibstofftank hingegen wird von AMSAT-DL beigesteuert. Er wurde inzwischen hergestellt (Bild 1), teilweise getestet und ist nun bei Astrium für einen abschließenden Drucktest. Der Tank besteht aus drei Teilen (Bild 2), aus denen die beiden Kammern für die Treibstoffe gebildet werden. Ein weiteres Teil des Antriebssystem ist die

Helium-Druckflasche, die mehrere Hundert bar Druck überstehen muss. Hierfür wurden mehrere geeignete Flaschen ausfindig gemacht. Die endgültige Entscheidung, welche Flasche und welches Verfahren man nimmt, muss z. B. anhand des zur Verfügung stehenden Platzes im Satelliten und einiger technischen Rahmenbedingungen noch gefällt werden.



Bild 1: Der Tank von P3E wird zusammenschweißt.



Bild 2: Drei Tankteile bilden zwei Kammern für den Treibstoff des Apogäumsmotors.

Ein wichtiges Teilsystem des Satelliten ist die magnetische Lageregelung. Sie besteht aus mehreren Eisenstäben, von denen einige mit elektromagnetischen Spulen versehen sind. Durch gezieltes Einschalten der Spulen kann der Satellit in Wechselwirkung mit dem Erdmagnetfeld im Perigäum ausgerichtet werden. Dieses

System ist, wie auf Bild 3 zu sehen, inzwischen nahezu fertiggestellt. Da einige der Materialien aus der Zeit von P3B/C nicht mehr verfügbar waren, waren mehrere Detailänderungen notwendig. Die mechanischen Arbeiten wurden von Konrad Müller und Peter Oßwald ausgeführt und unterstützt (Bild 4).

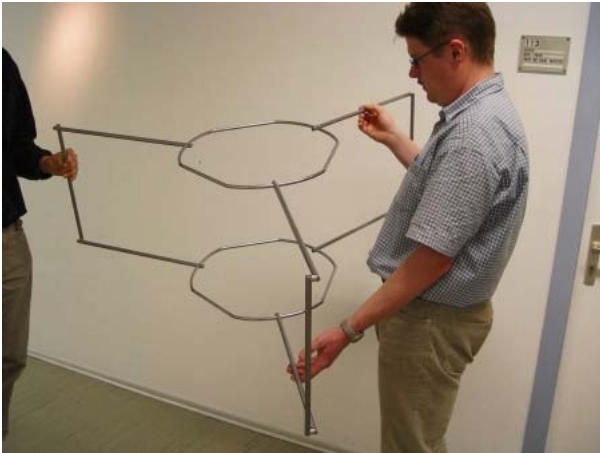


Bild 3: Das fertige Gerüst der Kernstäbe für die Magnetorquer



Bild 4: Konrad Müller (li.) und Peter Oßwald bei der Ausrichtung der Magnetorquerstäbe.

CAN-Bus einsatzbereit

Der aus dem Automobil- und Industriebereich bekannte CAN-Bus soll bekanntlich den aufwändigen Kabelbaum der früheren Satelliten ersetzen. Neben einer Gewichtsersparnis durch weniger Kabel vereinfacht sich die Verdrahtung zwischen den Modulen. Eine solch grundlegende Änderung bedarf ausgiebiger Vorarbeiten. In mehreren Schritten und mit mehreren Prototypen konnte den Bedürfnissen der Experimentatoren und Designer, die ihr Modul an den CAN-Bus anschließen müssen, entsprochen werden. Inzwischen liegt die Hardware der kleinen, "CANdo!" genannten Interfaceboard

zwischen CAN-Bus und Modul in der endgültigen Fassung vor (Bild 5).

Der CAN-Bus soll neben P3E und P5A auch im EAGLE-Projekt der AMSAT-NA eingesetzt werden, so dass insgesamt knapp 100 Module in den kommenden Jahren benötigt werden. Die Hardwareentwicklung fand durch unsere amerikanischen Freunde Lyle Johnson und Chuck Green statt. Eine erste Lieferung von Modulen für die Experimentatoren in Europa wurde zum Erscheinen dieses Journals erwartet.

Ohne Software sind die mit einem eigenen Microcontroller ausgestatteten CANdo! widgets allerdings nichts wert. Die Software wird von einem Team um Bdale Garbee entwickelt. Sie sieht mehrere Modes zu Kommunikation zwischen Modul und CAN-Bus vor. Im direkten Mode stehen dem Modul fünf analoge und acht digitale Eingänge sowie zwölf digitale Ausgänge zur Verfügung. Hierüber können Telemetrie und binäre Zustände erfasst werden bzw. Schaltvorgänge im Modul vorgenommen werden. Im Multiplex-Mode werden einige der Digitalausgänge zur Ansteuerung von externen Multiplexern verwendet. Hierdurch lässt sich die Zahl der Signale vom und zum Modul vervielfachen. Der sogenannte Byte-Pipe-Mode tauscht jeweils mehrere Bytes z. B. aus dem Speicher einer der vorgesehenen Kameras zwischen Modul und CAN-Bus aus. Der Bordrechner (IHU) kann die Daten dann roh vom CAN-Bus lesen und weiter verarbeiten. Ein weiterer CAN-Mode wird wahrscheinlich noch hinzu kommen, ein serieller Pipe-Mode. Der auf dem Board integrierte Controller kann neben dem CAN-Bus eine normale asynchrone serielle Schnittstelle bedienen. Hieran können Modul mit "Eigenintelligenz", sprich einem eigenen Rechner, einfach Anschluss finden. Das könnten sowohl Kameras als auch wissenschaftliche Nutzlasten z. B. bei P5A sein.

Die Augen von P3E

Nach den positiven Erfahrungen, insbesondere mit der zur Navigation eingesetzten YACE-Kamera an Bord von AO-40, war sehr früh klar, dass auch P3E ein ähnliches System erhalten soll. Während der Marsmission wird die optische Navigation anhand von Sternenkonstellationen eine große Bedeutung haben, um Fluglage und -

bahn bestimmen zu können. Ein solches Navigationssystem soll mit dem STAR-Modul bei P3E eingesetzt werden. In Arizona finden unter der Koordination von Chuck Green dazu Entwicklungsarbeiten statt. Zwei Kamerasensoren, die jeweils aus der Satellitenober- und -unterseite hinaussehen können, und ein eigener Rechner zur Bildauswertung sind dafür vorgesehen. Die belgische Firma FillFactory stellte dazu entsprechende, neuentwickelte CMOS-Sensoren vom Typ STAR1000 bereit. Sie haben eine Auflösung von 1024 x 1024 Bildpunkten (das Vierfache von YACE) und sind für den Weltraumeinsatz strahlengehärtet.

Ebenfalls von FillFactory stammen ganz neue Chips der IBIS-Reihe, die für eine zweite Kameraentwicklung unter Federführung von Peter Gülzow zum Einsatz kommen sollen. Diese Bausteine enthalten neben dem Bildsensor eine aufwändige Elektronik, die selbstständig Bilder speichern und über verschiedene Schnittstellen weiterleiten kann. Eine IBIS-Kamera könnte dann nur aus dem Chip, einigen Speicherbausteinen und dem CANdo!-Interface (Bild 5) bestehen, was eine weitere Vereinfachung, weniger Bauteile und damit geringere Ausfallmöglichkeiten bedeutet. Beide Kameras arbeiten nur in Schwarz/Weiß. Für den Sternensensor STAR ist das allerdings nicht von Bedeutung, für die IBIS-Kamera zur Erdbeobachtung wären farbige Bilder sicher interessanter. Eventuell ist dieser Chip bis zur Integration auch als Farbsensor erhältlich.

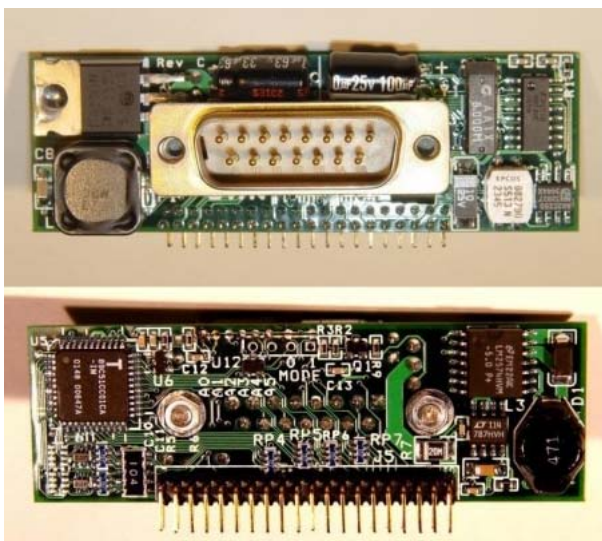


Bild 5: Über die CANdo!-Interfaces werden die einzelnen Module mit dem CAN-Bus verbunden.

IHU-3

Nach den erfolgreichen Resultaten der FEC-Techniken bei AO-40 und mit den Anforderungen, die z. B. die Marsmission stellt, wurde für den Bordrechner, die Integrated Housekeeping Unit (IHU), ein neues Konzept entworfen.

Die niedrigen Bitraten (5 Bit/s), die im Notfall zum Kommandobetrieb eingesetzt werden sollen, können die klassischen Hardwaremodulatoren, die das Passband des Kommandoempfängers absammeln, nicht mehr sinnvoll verarbeiten. Bei Integrationszeiten von rund 1 s und 1 Hz Auflösung würde ein 3000 Hz breites Passband in 50 Minuten abgetastet. Das ist für einen effektiven Kommandobetrieb zu lang. Mit der Rechenleistung des neuen IHU-Prozessors auf ARM7-Basis wird die digitale Signalverarbeitung durch diesen Prozessor möglich. Über eine Fast-Fourier-Transformation ließe sich das Passband schneller, weil quasi parallel, nach dem Kommandosignal absuchen.

Bei den früheren Satelliten konnte über die Hardwaremodulatoren bei Programmabsturz ein Reset des Bordrechners ausgelöst werden. Dies wird mit dem neuen Verfahren nicht mehr möglich sein. Hier wäre auch für eine externe Reset-Erzeugung, die Funktion der DSP-Software erforderlich. Es muss also sichergestellt sein, dass der Rechner sich auch bei einem möglichen Absturz in jedem Fall von selbst befreien kann. Dazu hat Karl Meinzer einen Watchdogmechanismus entworfen, der von unterschiedlichen Systemebenen der Betriebssoftware aus mit Bitsequenzen angesteuert wird. Bleibt diese Ansteuerung aus, oder wird die Bitfolge fehlerhaft erzeugt, so wird ein entsprechender Reset ausgelöst. Tritt der Fehler innerhalb einer bestimmten Zeitspanne wiederholt auf, z. B. weil der Programmspeicher einen dauerhaften Fehler hat, so wird automatisch auf ein anderes Image der Betriebssoftware umgeschaltet.

Anhand des Funktionsdesign werden Lyle Johnson und Chuck Green den neuen Bordrechner und damit die dritte Generation bei den P3-Satelliten entwickeln. Da diese IHU-3 auf einem 32-Bit-Prozessor basiert, bietet sich nun

auch die Möglichkeit, ein IPS32-Betriebssystem zu entwickeln.

Prototyp des U/V-Transponders getestet

Am 5. Juli konnte William Leijenaar einen ersten Prototypen für den Transponder 435 MHz nach 145 MHz als Nutzlast eines Ballonstarts in Meiningen testen (Bild 6). Empfangsberichte sprachen von einem kräftigen und klaren Bakensignal des 100 mW starken Senders. Leider musste sehr viel Sendeleistung aufgebracht werden, um das eigene Signal über den 100 kHz breiten Lineartransponder zu hören. Wie sich im Nachhinein herausstellte hat es anscheinend ein mechanisches Problem bei der Verkabelung zwischen der provisorischen Bandweiche und dem Empfängerteil gegeben. Der Transponder, der überwiegend in SMD aufgebaut ist, benötigte nur ein Gehäuse von 100 x 160 mm Grundfläche (Bild 7).



Bild 6: Der Prototyp des U/V-Transponders vor dem Ballonstart



Bild 7: Der U/V-Transponder: links die Senderplatine, rechts oben das 70-cm-EingangsfILTER, unten rechts das 100 kHz breite ZF-FILTER. Unterhalb des Senders befindet sich die gleich große Empfängerplatine.

Ebenfalls als Prototyp lauffähig ist die 145-MHz-Endstufen von Konrad Hupfer. Sie liefert bei 10 mW Ansteuerung aus dem Transponder ca. 70 W PEP. Durch die HELAPS-Technologie soll der Wirkungsgrad der Endstufe erhöht werden, so dass im späteren Betrieb 50 W PEP ohne negative Energiebilanz des Satelliten möglich sind. Damit sind Signale zu erwarten, die denen von AO-10 oder AO-13 entsprechen.

Die HELAPS-Technologie soll sowohl für den Sender bei 145 MHz als auch 2400 MHz zum Einsatz kommen. Danny Orban und sein Team werden diesen Teil übernehmen. Dazu hat inzwischen ein Treffen zum Know-How-Transfer in Marburg stattgefunden.

Neuland mit P5-Simulator

Mit den grundlegenden Entwürfen zum kohärenten P5A-Transponder, der die Linkstrecken zum Mars simulieren soll, sind Karl Meinzer und Matjaz Vidmar auch einige Schritte weiter. Mit einem solchen Transponder beschreitet die AMSAT eigenes Neuland. Neben der Datenverbindung zwischen Erde und Satellit soll über diesen Transponder auch "Ranging" möglich sein, um über eine Laufzeitmessung die Entfernung zum Satelliten bzw. später der Marssonde auf wenige km genau bestimmen zu können. Damit stünde eine weitere Größe zur Positionsbestimmung zur Verfügung.

Bei P3E soll dieser Transponder, wie bereits berichtet, auch als Lineartransponder in den Modes L/X und S/X betrieben werden können. Um für den normalen Funkbetrieb ausreichende Signalstärken zu erhalten, wird der Transponder um eine Transistorendstufe und einen Parabolspiegel ergänzt. Die Endstufe wird derzeit von einer Gruppe um Michael Fletcher in Finnland konstruiert.

Für die große offene Frage eines hochgenauen Frequenznormal hat sich Unterstützung von Wolfgang Müller finden lassen. Er beschäftigt sich beruflich mit extrem stabilen Oszillatoren. Bei der niedrigen Bitrate von 5 Bit/s, die zeitweise auf der Strecke Erde-Mars erforderlich sein kann, dürfen die Oszillatoren nur geringe Phasenverschiebungen produzieren. Nur so sind längere Integrationszeiten der schwachen Signale möglich. Mit dem nun vorgesehenen ultrastabi-

len Oszillator (USO) wird dies erreicht. Als Nebeneffekt können sich die anderen Oszillatoren bei Bedarf auf den USO einlocken. So existiert für den L-Band-Empfänger von Mirek Kasal ein entsprechender Vorentwurf.

24/47 GHz näher untersucht

Als problematisch haben sich die ursprünglich für 24 und 47 GHz vorgesehenen Sender herausgestellt. Mit den gewünschten Linkbudgets und am Satelliten vorgesehenen Antennen wäre nach derzeitigem Stand keine globale Ausleuchtung mehr möglich. Für 24 GHz hätte sich ein Spot-Beam von etwa 6000 km auf der Erdoberfläche ergeben und für 47 GHz sogar nur rund 3500 km. Diese Spot-Beams wären in nur 30 bzw. 15 Minuten im Apogäum über die Erde gewandert. Damit wäre sinnvoller Betrieb mit einem spinstabilisierten Satelliten, wie es P3E sein wird, kaum möglich gewesen.

Wir hoffen, dass es den Initiatoren dieser Sender, Freddy de Guchteneire (ON6UG) und Miachel Kuhne (DB6NT), noch gelingt, zumindest für 24 GHz einen größeren Öffnungswinkel für eine globale Abdeckung zu erreichen, ohne die Funkstrecke wesentlich zu verschlechtern. Eine solche Verschlechterung würde den Aufwand der Bodenstationen in Bezug auf Antennengewinn und Positioniergenauigkeit deutlich erhöhen.

P3E auf der ARIANE 5

Noch nicht abschließend geklärt ist die Startkonfiguration. Der AMSAT-DL-Vorschlag, sowohl für P3E als auch P5A die bewährte Konstruktion des von AO-40 bekannten SBS zu nutzen, fand bei Arianespace großes Interesse. Allerdings wären durch die höheren Nutzlasten der neueren ARIANE 5 aufwändigere Modifikationen an der bisherigen Satellite Bearing Structure (SBS) nötig. Arianespace prüft der-

zeit, ob die von der AMSAT entwickelte SBS-Technologie nicht sogar zu einer permanenten Startoption auch für andere Passagiere weiter entwickelt werden kann.

Für P3E wird in jedem Fall, also egal ob AMSAT-DL oder Arianespace einen SBS-Ring bereitstellt, ein zusätzlicher Tisch notwendig werden, der als Adapter zwischen den drei Aufhängepunkten im SBS und dem kleineren runden Separationsinterface von P3E fungiert. Robert Knoblach hat dazu einen Entwurf gemacht (Bild 9) und Möglichkeiten gefunden, den Tisch auch herzustellen. Dort könnte bei Bedarf auch der SBS hergestellt werden.

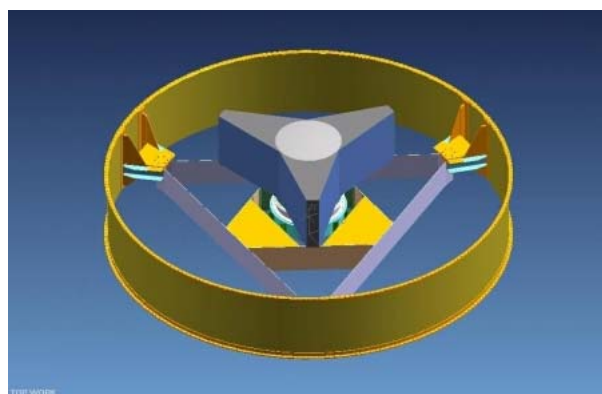


Bild 9: P3E auf dem Adaptertisch, der im SBS aufgehängt ist

P3E im Zeitplan

Auch wenn einige Punkte, z. B. zum Antriebssystem, den Solarzellen aber auch im Bereich der Transponder, noch nicht abschließend geklärt sind, wurde der Enge Zeitplan bis zum Start, hoffentlich 2005, bislang gut eingehalten. Das Ziel ist nach wie vor Anfang des kommenden Jahres mit der Integration der Module zu beginnen, um dann in der zweiten Hälfte 2004 den Satelliten auf Herz und Nieren testen zu können.

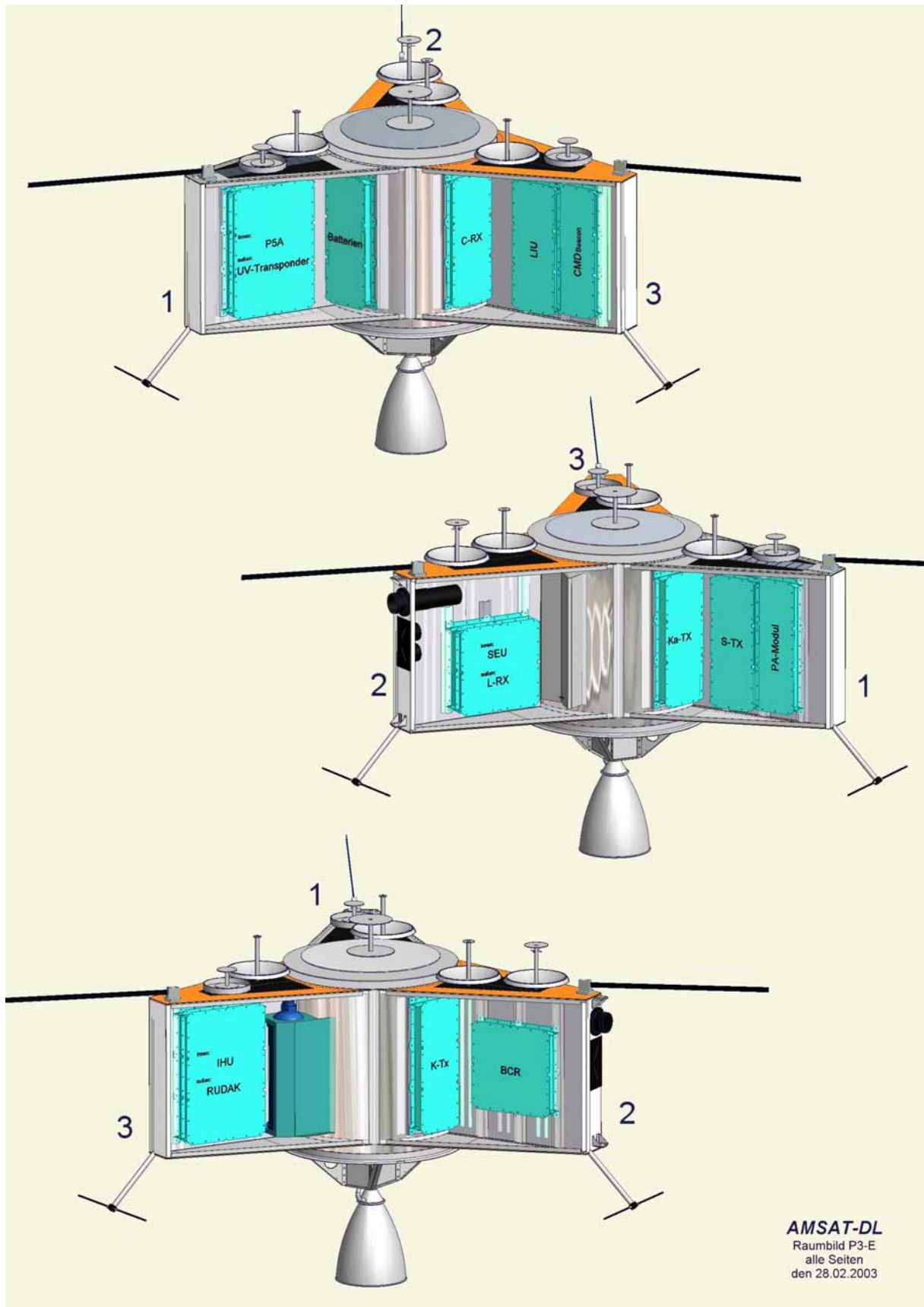


Bild 8: Ein Blick in die Seitenarme von P3E