Ein Schweizer Mikrogravitätsexperiment an Bord der amerikanischen Raumfähre

Autor(en): **Kulzer, Gerhard / Buser, Urs**

Objekttyp: **Article**

Zeitschrift: **Bulletin des Schweizerischen Elektrotechnischen Vereins, des Verbandes Schweizerischer Elektrizitätsunternehmen = Bulletin de l'Association Suisse des Electriciens, de l'Association des Entreprises électriques suisses**

Band (Jahr): **81 (1990)**

Heft 1

PDF erstellt am: **24.05.2024**

Persistenter Link: https://doi.org/10.5169/seals-903056

Nutzungsbedingungen

Die ETH-Bibliothek ist Anbieterin der digitalisierten Zeitschriften. Sie besitzt keine Urheberrechte an den Inhalten der Zeitschriften. Die Rechte liegen in der Regel bei den Herausgebern.
Die auf der Plattform e-periodica veröffentlichten Dokumente stehen für nicht-kommerzielle Zwecke in Lehre und Forschung sowie für die private Nutzung frei zur Verfügung. Einzelne Dateien oder Ausdrucke aus diesem Angebot können zusammen mit diesen Nutzungsbedingungen und den korrekten Herkunftsbezeichnungen weitergegeben werden.
Das Veröffentlichen von Bildern in Print- und Online-Publikationen ist nur mit vorheriger Genehmigung der Rechteinhaber erlaubt. Die systematische Speicherung von Teilen des elektronischen Angebots auf anderen Servern bedarf ebenfalls des schriftlichen Einverständnisses der Rechteinhaber.

Haftungsausschluss

Alle Angaben erfolgen ohne Gewähr für Vollständigkeit oder Richtigkeit. Es wird keine Haftung übernommen für Schäden durch die Verwendung von Informationen aus diesem Online-Angebot oder durch das Fehlen von Informationen. Dies gilt auch für Inhalte Dritter, die über dieses Angebot zugänglich sind.

Ein Dienst der *ETH-Bibliothek*
ETH Zürich, Rämistrasse 101, 8092 Zürich, Schweiz, www.library.ethz.ch

http://www.e-periodica.ch

Ein Schweizer Mikrogravitätsexperiment an Bord der amerikanischen Raumfähre

Gerhard Kulzer und Urs Buser

Anfang 1988 wurde die Compagnie Industrielle Radioélectrique (CIR) von der Europäischen Raumfahrtorganisation ESA als Hauptauftragnehmer für ein Mikrogravitätsexperiment bestimmt. Ziel dieses als G-21 bezeichneten Experimentes ist, Festkörper-Beschleunigungsmesser, welche vom CSEM in Neuchâtel entwickelt wurden, unter realen Bedingungen der Schwerelosigkeit auf ihre Eignung für den praktischen Einsatz bei späteren Missionen zu prüfen.

Au début de 1988, la Compagnie Industrielle Radioélectrique (CIR) a été choisie comme maître d'œuvre par l'Agence Spatiale Européenne ESA pour réaliser une expérience de microgravité. Le but de cette expérience, connue sous le nom de G-21, est de vérifier la faisabilité d'utilisation pendant des missions ultérieures de microaccéléromètres «solid state» dans un environnement d'apesanteur réel. Ces microaccéléromètres ont été développés par le CSEM à Neuchâtel.

Adresse der Autoren

Gerhard Kulzer, Dipl. Ing. Physik, Projektleiter, und *Urs Buser*, Dipl. Phys. ETH, Marketing & Verkauf Compagnie Industrielle Radioélectrique CIR, 2076 Gals.

Beschleunigungssensoren (Akzelerometer) werden in den verschiedensten Bereichen eingesetzt, z.B. für Schwingungsüberwachung, Geschwindigkeitsmessung und Positionsbestimmung. Im Raumfahrtbereich ist bei Mikrogravitationsexperimenten die Kenntnis der auf die Experimentiereinrichtung einwirkenden Kräfte und Störungen von grösster Wichtigkeit. Das für solche und ähnliche Anwendungen eingesetzte Messsystem muss nicht nur besondere Anforderungen bezüglich Messempfindlichkeit und -genauigkeit erfüllen, sondern es muss zudem die Beschleunigungen eines Shuttlestarts ohne Schaden überstehen. Darüber hinaus wurde beim hier beschriebenen Messsystem auf einen modularen Aufbau Wert gelegt, der den universellen Einsatz des Trägers für andere Raumfahrtexperimente im Bereich Datenerfassung, Verarbeitung und Speicherung ermöglichen soll.

Ziel dieses Raumfahrtexperiments ist, die Tauglichkeit von Festkörper-Mikroakzelerometern unter realen Bedingungen der Schwerelosigkeit unter Beweis zu stellen. Zu diesem Zweck wird ein Satz von 12 Sensoren durch eine bekannte sinusoidale Bewegung in einer Achsrichtung künstlich angeregt. Die im Orbit gewonnenen Ergebnisse dieser in allen drei Achsrichtungen ausgerichteten Sensoren werden nach der Mission mit den Eigenschaften der Sensoren auf der Erde verglichen. Daraus werden charakteristische Parameter wie z.B. richtungsabhängige Empfindlichkeiten und Nichtlinearitäten sowie Störsignale eruiert, welche interne (Messeinrichtung) oder externe (Shuttlebewegungen) Ursachen haben können. Diese zwei Anteile des Störsignals können mit Hilfe von Korrelationstechniken bestimmt werden, wobei die Shuttlebewegungen als bekannt vorausgesetzt werden.

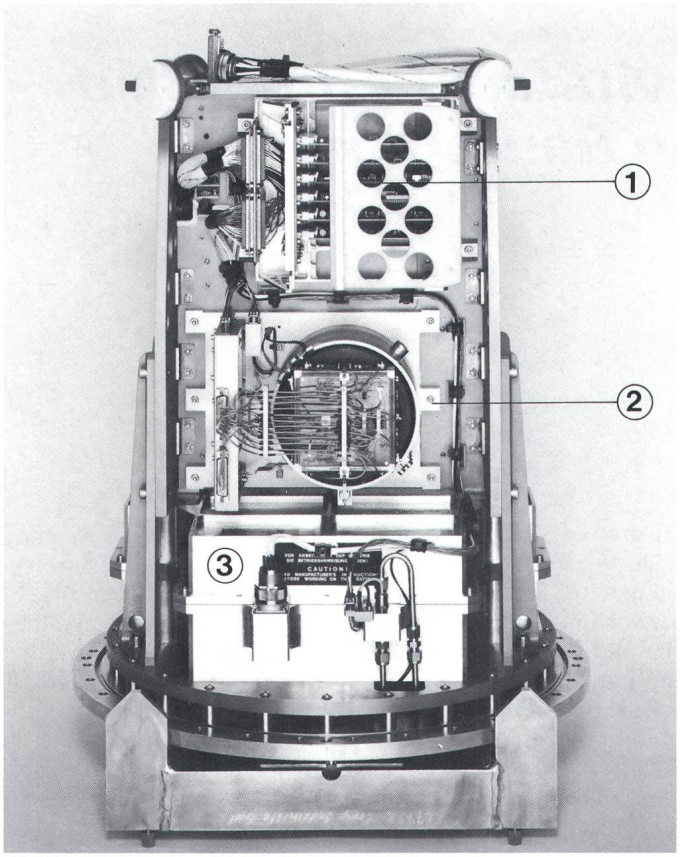
Mit den Mikro-Akzelerometern erreicht man je nach Frequenzbandbreite Auflösungen bis zu $5 \cdot 10^{-8}$ g. Oberhalb 90 Hz (Resonanz) verhindert ein starker Empfindlichkeitsabfall die weitere Nutzbarkeit des Signals.

Für dieses unter dem Namen G-21 bekannte Experiment wurde die Compagnie Industrielle Radioélectrique (CIR) von der Europäischen Raumfahrtorganisation ESA[1] als Hauptauf-

[1] European Space Agency

Was ist ein GAS

GAS ist ein Akronym für Get Away Special und umschreibt sowohl einen Behälter, den GAS-Kanister, als auch das dazugehörige Nasa-Programm. Mit dem GAS-Programm sollen allfällige Nutzlastreserven des Space Shuttles ausgenützt und der Weltraum kleinen Forscherteams oder Studenten mit wenig Erfahrung im Umgang mit Weltraumtechnik zugänglich gemacht werden. Der Kanister stellt eine einfache Tonne dar, mit einem einzigen Einschaltrelais als Schnittstelle zum Shuttle. Das eingebaute Experiment muss also vollkommen autonom und abgeschlossen sein, Energie, Datenspeicher, Computer und Temperaturregelung selbst mitführen beziehungsweise durchführen. Der Vorteil der Einfachheit liegt auf der Hand: Die Sicherheitsanforderungen für ein GAS sind verhältnismässig sehr niedrig.



1 Data Acquisition Unit, DAS
2 Micro-Accelerometer Test Unit, MATU
3 Batterie

Bild 1
Get Away Special, Ansicht 1

tragnehmer bestimmt. G-21 wird an Bord des Shuttles in einem sogenannten Get Away Special (GAS) (s. Fenster S. 31) fliegen.

Neben dem Mikrogravitationsexperiment soll der Flug der Erprobung des Datenerfassungs- und Speicherkonzepts für weitere Experimente unter Weltraumbedingungen dienen. Die ESA beteiligt sich erstmals an einem GAS-Experiment.

Das Testvorhaben

G-21 ist die Nasa-Nominierung des CIR-Get Away Specials. Das Centre Suisse d'Electronique et Microtechnique in Neuchâtel (CSEM) hat im Laufe der letzten Jahre miniaturisierte Beschleunigungsmesser in Chipform, sogenannte Solid State Micro-Accelerometer (SSMA) entwickelt, welche sich besonders für den Einsatz im Weltraum eignen; sie messen sehr empfindlich (Sub-µg-Bereich) und reagieren sehr gut auf konstante Beschleunigungen. Diese SSMA sollen nun im G-21-Projekt untersucht werden. Die Ziele des Experimentes sind:

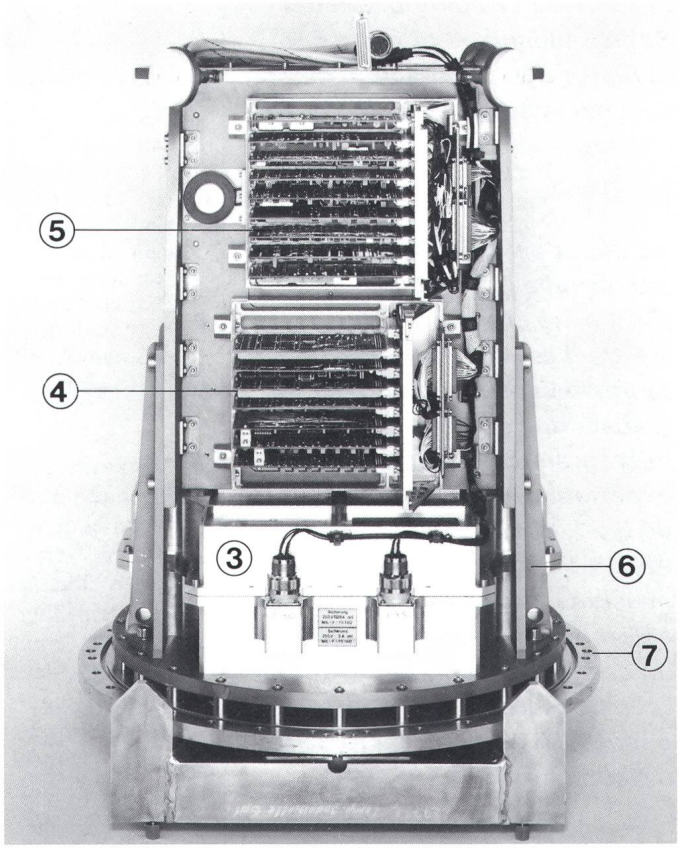
- eine vollständige Charakterisierung der SSMA (in der Umlaufbahn) und somit Qualifizierung für µ-Gravitationsanwendungen (Empfindlichkeit, Linearität, Rauschen),
- Realisierung eines autonomen Experimentes in einem GAS-Container unter Berücksichtigung der Space-Shuttle-Umgebung,
- Vergleich von Flug- und Bodendaten.

G-21-Systembeschreibung

Das G-21-System besteht physisch aus 6 verschiedenen Untersystemen (Bilder 1 und 2), die man funktionell noch weiter unterteilen kann in:

1. die mechanische und thermale Struktur,
2. die Batterie,
3. die Micro-Accelerometer Test Unit (MATU) mit Beschleunigungsaufnehmer und Schütteltisch
4. Das Data Acquisition System (DAS) mit Multiplexer, A/D-Konverter und dem Digitalen Signal-Prozessor

Bild 2
Get Away Special, Ansicht 2



3 Batterie
4 Payload Control Unit, PCU
5 Power Distribution Unit, PDU
6 Mechanische Struktur
7 Flansch des GAS-Kanisters

5. Die Payload Control Unit (PCU) mit dem Computer, dem System-Datenbus und dem Massenspeicher
6. Die Power Distribution Unit (PDU) mit den DC/DC-Convertern, der Kontrolldatenerfassung (Housekeeping), der Echtzeit-Uhr und der Ansteuerung für den Schütteltisch.
Bild 3 zeigt ein Blockschaltbild des G-21-Systems.

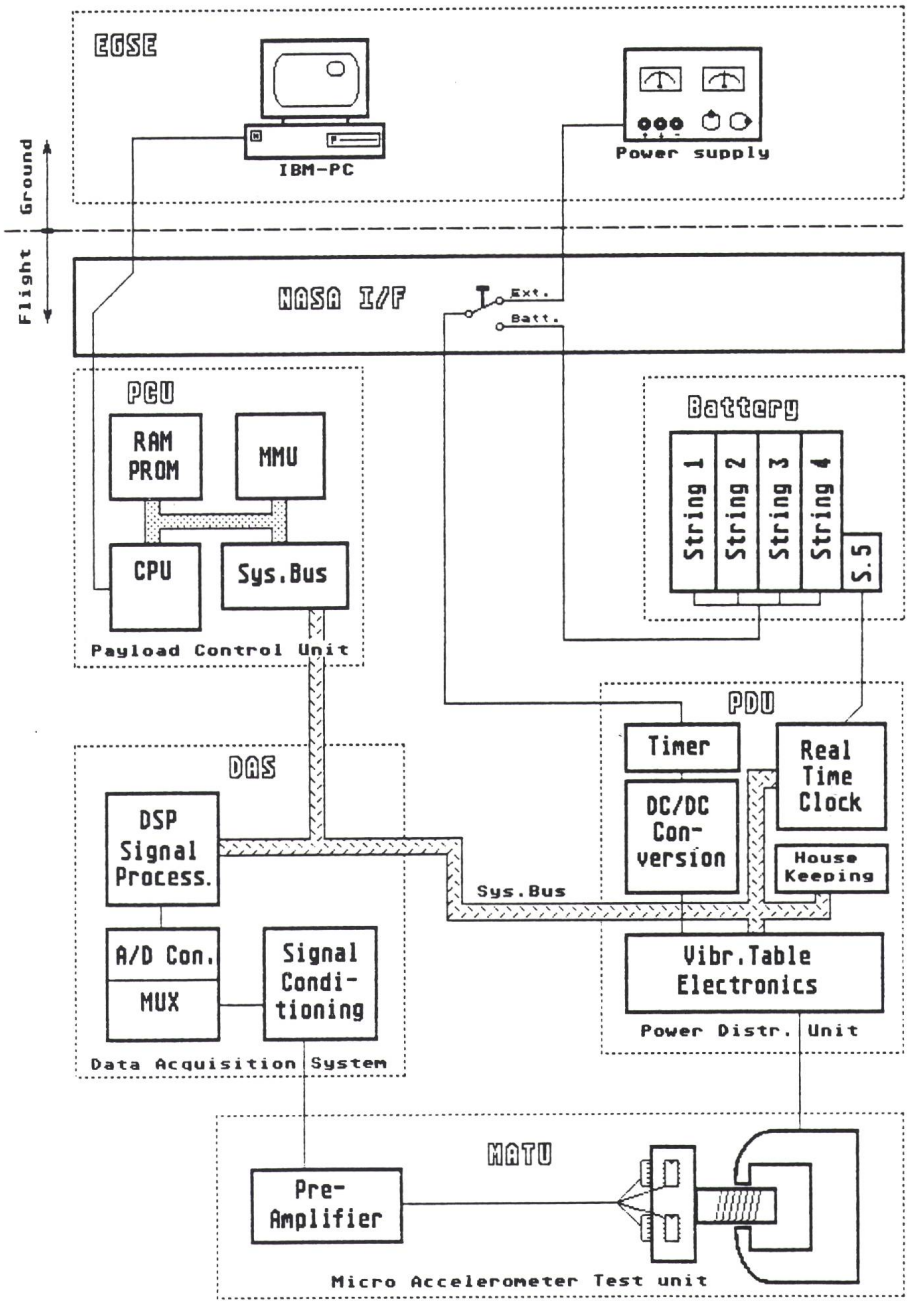


Bild 3 Blockschaltbild des G-21-Systems

Mechanisch-thermale Struktur

Die Flugzeug-Aluminium-Struktur, von CIR entworfen und hergestellt, wurde im wesentlichen von der Batterieform und -masse (32 kg) bestimmt, welche als fertiges, flugerprobtes Teil eingekauft wurde. Als Sicherheitsnachweis für die Nasa musste eine Strukturanalyse und ein Breitband-Schütteltest unter 10 g Belastung in allen 3 Achsen durchgeführt werden. Ein Sicherheitsfaktor von 2 wurde durchweg eingehalten; die Eigenfrequenzen liegen oberhalb von 60 Hz.

Einmal in der Umlaufbahn, muss mit extremen Temperaturbedingungen gerechnet werden, -100 °C bis +65 °C sind möglich in der Cargo Bay. Nur durch eine sehr gute Isolation von der Aussenwelt können erträgliche Temperaturen im Inneren gewährleistet werden. Die gesamten Oberflächen wurden auf minimale Emission ausgelegt. Alle Teile wurden zudem so verbunden, dass eine möglichst grosse Wärmekapazität erreicht wird und das System wenigstens in einer Übergangszeit im mässigen Temperaturbereich verbleibt.

Die Micro-Accelerometer Test Unit

Die MATU besteht einerseits aus den Testobjekten, den 12-µm-Accelerometern (SSMA) und anderseits aus einem kleinen Schütteltisch als Kalibrier-Beschleunigungsquelle. Die 12 SSMA sind gleichmässig über die drei Raumachsen verteilt, wobei in eine Richtung eine sinusförmige Kraft wirkt. Ein Wegaufnehmer hoher Genauigkeit misst zum Vergleich die Auslenkung der bewegten Achse.

Die Batterie

Als Energiequelle wird eine flugerprobte AgZn-NaOH-Batterie verwendet, wobei eine mehrfache Redundanz vorhanden ist, 4 Zellenverbände à 28 V arbeiten parallel, und eine 100%ige Energiereserve ist einkalkuliert. Ein fünfter Block mit 6-V-Spannung versorgt eine Echtzeit-Uhr während maximal 4 Monaten. In der 32 kg schweren Alu-Konstruktion sind die insgesamt 80 Zellen mit luftdicht vergossenen Sicherungen gegen Kurzschluss geschützt. Eine Elektrolytfalle verhindert das Auslaufen auch bei Überkopfbetrieb und Vibrationsbelastung.

Das Data Acquisition System

Die Mikro-Accelerometer Test Unit sendet ihre Daten in analoger Form zum DAS, wo sie im A/D-Wandler-Multiplexer in 12-Bit-Datenworte umgewandelt werden. Mit einer Rate von 800 Hz pro Kanal filtert ein Digitaler Signalprozessor die Daten je nach Anregungsfrequenz aus und reduziert sie anschliessend auf die doppelte Nyquist-Rate (4. Ordnung Butterworth). Der Signalprozessor basiert auf einem TI TMS320 C25-Chip. Viel Arbeit musste in die Software gesteckt werden. Da die Eingangs- und Ausgangsfrequenzen manchmal um den Faktor 2000 auseinanderliegen, können schnell Rundungsfehler in der Rechnung auftreten.

Die Payload Control Unit

Die PCU steuert den Experimentablauf nach dem Einschalten. Insgesamt sind 51 verschiedene Messzyklen vorgesehen, während denen die Amplitude und die Frequenz variiert werden. Die Beschleunigungsspanne erstreckt sich von 1 µg bis 80 mg, die Frequenzspanne von 0,1 Hz bis 50 Hz. Ein Selbsttest- und ein Hörmodus, in dem nur die Shuttle-Geräusche aufgezeichnet werden, komplettieren das Programm. Die so gewonnenen Daten werden in einer Mass Memory Unit (MMU) abgelegt. Während der etwa 2,5 h, die das Experiment dauert, werden fast 3 MByte in den EEPROM gespeichert. Vor jeder Sequenz werden das Data Acquisition System und der Schütteltisch über den Systembus konfiguriert. Die Systemparameter (3 Temperaturen, der Batteriedruck, 12 interne Spannungen, die Uhrzeit) werden alle 10 Sekunden gemessen und gespeichert. Sollte die Batterietemperatur unerwarteterweise über 70 °C ansteigen, würde das Experiment für 9 Stunden unterbrochen.

Nach dem Flug können die Daten über eine serielle Schnittstelle zurückgewonnen und mit einem PC gesichert werden. Um die Software vor Single-Bit-Fehlern zu schützen, wurde sie während des Fluges 3fach in der Mass Memory Unit abgelegt und wird nun durch Mehrheitsvotation (3 von 3 und 2 von 3) in den Arbeitsspeicher des PC geladen. Als Mikroprozessor wird ein Motorola 68020 (16 MHz) eingesetzt.

Die Power Distribution Unit

Die PDU enthält viele systemunterstützende Funktionen. Ihre Hauptaufgabe ist jedoch die Spannungsversorgung der Untersysteme durch DC/DC-Konvertierung von 28 V auf ±5 V und ±15 V. Zuvor wird die Batteriespeisung (28 V) durch die Nasa-Schnittstelle über das Einschaltrelais zu einem Verzögerungsschaltkreis geführt, der erst nach 9,1 h durchschaltet und nach 13,5 h wieder abschaltet. In diesen 4,5 h muss das Experiment durchgeführt sein. Hier in der PDU (Bild 3) befindet sich die Datenerfassung für die Systemparameter, die mit 10 Bit gewandelt und über den Systembus und die PCU weitergereicht werden. Als weitere Funktion finden wir die batteriegepufferte Echtzeit-Uhr. Einmal vor dem Flug mit Universal Time synchronisiert, können alle Daten mit hoher Genauigkeit datiert werden. Auch die Ansteuerelektronik für den Schütteltisch ist hier untergebracht. Eine Sinusfunktion wird digital mit einer Wertetafel und einem D/A-Wandler erzeugt und niederimpedant an die Micro-Accelerometer Test Unit weitergeleitet. Die Amplitudenwerte bewegen sich zwischen 10^{-4} V und 2 V.

Anwendungen und Ausblick

Mikrogravitätsexperimente sind auf den verschiedensten Gebieten notwendig. Wichtige Anwendungsgebiete sind die sogenannten Life Sciences (z.B. Humanphysiologie, Zellen- und Pflanzenbiologie, Strahlenbiologie) sowie Materialwissenschaften (Kristallzüchtung, Composite Materials) und andere phsyikalische Gebiete (Fluid Physics).

Die Compagnie Industrielle Radioélectrique (CIR) ist zurzeit auch auf dem Gebiet der Humanphysiologie tätig; sie ist beteiligt am Forschungsprogramm Anthrorack, welches für die nächste Spacelab-Mission eingeplant ist. Eines der wichtigsten Ziele dieses Experimentes ist ein besseres Verständnis der Wirkung der Schwerelosigkeit auf den Menschen.

Literatur

[1] Microgravity-News. Vol. 2(1989)1, ESA, Paris, 1989.

[2] *A. Karweger:* Amerikas Raumfahrt im Zeichen der Ernüchterung. Schwierige Suche nach einer neuen Vision. NZZ/Technologie und Gesellschaft (1989) 165, S. 53.

[3] *D. Eilers* a. o.: Microgravity measurement assembly (MMA) for spacelab module missions. International Astronautical Federation Conference 1988, Bangalore.

[4] *H. Oser* and *J. Ives:* Human physiology research under microgravity conditions and the proposed «anthrorack» facility. ESA Bulletin (1983) 35, S. 40 . . . 50.