HAMFU
HISTORY

KRIEG IM AETHER

Vorlesungen an der Eidgenössischen Technischen Hochschule in Zürich
im Wintersemester 1977/1978
Leitung: Abteilung für Übermittlungstruppen, Divisionär A. Guisolan

Die Raumfahrtprojekte im Eidgenössischen Flugzeugwerk Emmen

Referent: André Jordi, Dipl. Ing. ETHZ

Diese Vorlesung wurde durch die Stiftung HAMFU digitalisiert und als
PDF Dokument für www.hamfu.ch aufbereitet.

DIE RAUMFAHRTPROJEKTE IM EIDGENOESSISCHEN FLUGZEUGWERK EMMEN

A. Jordi, dipl. Ing. ETHZ

Die Weltraumaktivität wurde in Europa von Beginn an als multinationale Aufgabe angegangen, wozu im Jahre 1962 die Europäische Weltraumforschungsorganisation ESRO, heute die ESA (European Space Agency) gegründet wurde. Sämtliche Mitgliedstaaten, unter denen auch die Schweiz von Beginn an figuriert, zahlen an das ESA-Budget entsprechend dem Sozialprodukteanteil. Neben den sogenannten obligatorischen Satellitenprogrammen der ESA, welche sämtliche Forschungssatelliten umfassen, werden bei Fakultativprogrammen, worunter alle Nutzsatelliten und die Träger-Raketen figurieren, Teilnahme und Beteiligungsumfang an jedem Projekt mit den Ländern jeweils neu ausgehandelt.

Neben diesen europäischen Programmen gibt es Länder, welche zusätzlich auch nationale Weltraumprojekte unterhalten. Die Schweiz kennt aber abgesehen von Weltraumexperimenten der Hochschulinstitute kein nationales Raumfahrtprogramm. Die Lebensfähigkeit der Raumfahrtaktivität in der Schweiz ist deshalb an multilaterale Kooperation mit der europäischen Raumfahrtorganisationen ESA als Auftraggeber gebunden. So steht hinter allen Raumfahrttätigkeiten, welche das Eidg. Flugzeugwerk unternimmt, letztlich immer die ESA, auch wenn dazwischen verschiedene Firmen wirken, welche konsortial als Lieferanten oder Unterlieferanten figurieren. In diesem Netz internationaler Beziehungen unter den Luft- und Raumfahrtindustrien sind die Fäden angeknüpft, um die Möglichkeiten von Beteiligungen auszunützen.

Bei unserer Teilnahme an Raumfahrtaufträgen suchen wir freie Kapazitäten in Forschung, Entwicklung und Produktion auszulasten und eine Wechselwirkung mit unserem traditionellen Flugzeugbau zu erhalten. Um dazu einen kleinen Ueberblick zu geben, zeige ich Beispiele aus folgenden Bereichen, wo wir mitgearbeitet haben:

- statische Tests von Strukturen
- Konstruktion und Herstellung von Strukturen
- Elektronik
- aktive Kühlsysteme für Experimente bei bemannter Raumfahrt

1. Konzept, Aufbau und Durchführung statischer Test

In Bild 1 ist der statische Test einer Satellitenversuchsstruktur dargestellt. Es ging darum, die

- Testpläne und Testabläufe zu detaillieren
- den Testaufbau zu konzipieren und zu fabrizieren
- den Test mit der ganzen Datengewinnung, Daten-Ueberwachung &-Speicherung durchzuführen
- die Daten mittels Computer aufzubereiten

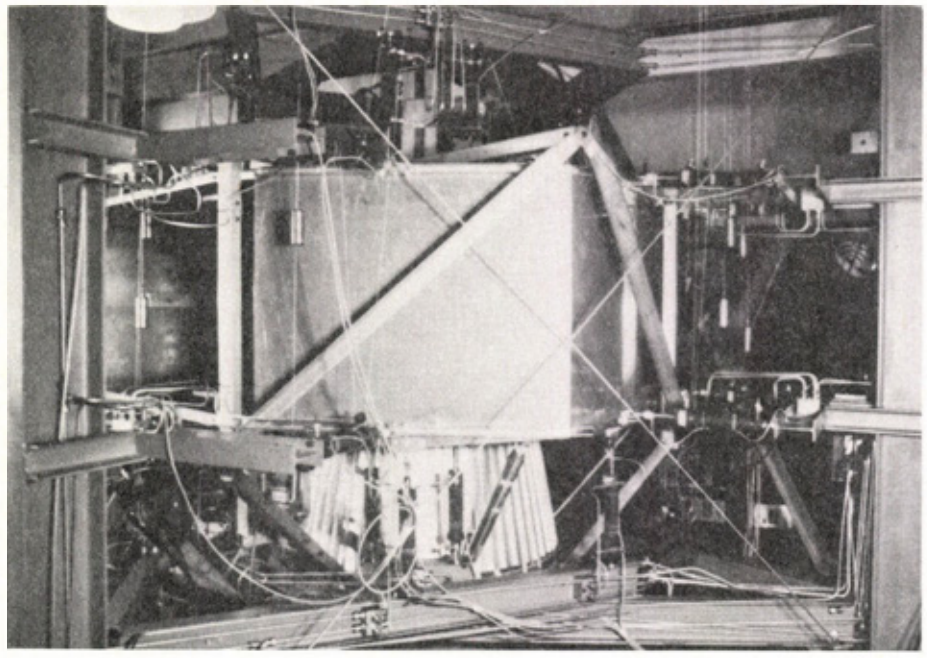

Bild 1: Statischer Test einer Satellitenversuchsstruktur.

Die Testlasten wurden durch 34 hydraulische Zylinder eingeleitet, wobei diese Zylinder zu 8 Hydraulikkreisen gruppiert wurden, deren Druck unabhängig kontinuierlich reguliert werden konnte (Druck bis 200 bar mit Konstanz 1 %). Es wurden 7 verschiedene Lastfälle aufgebracht mit einer totalen Belastung durch alle Zylinder von über 20 to (z.B. bis zu 15 to vertikale Last).

Nebst sämtlichen eingeleiteten Kräften wurden an 25 Stellen die Verschiebungen elektronisch gemessen und registriert und an 134 Stellen die Spannungen in der Struktur mit Strain-Gauges abgenommen. Die Testdaten wurden über ca. 300 Kanäle als Rohdaten auf Lochstreifen zur weiteren Auswertung gespeichert. Um eine unvorgesehene Zerstörung der Zelle vorzeitig zu vermeiden, wurden kritische Grössen ständig mittels Prozessrechner überprüft, damit automatisch eine Reduktion der Last eingeleitet werden konnte. Die maximalen Auslenkungen der Struktur lagen bei 7-8 mm, die Messgenauigkeit dabei innerhalb ein paar Hundertstel mm. Von der Versuchstechnologie her erfordern solche präzise Tests doch einige Erfahrung, welche aber im Flugzeugwerk Emmen bei Grossversuchen für die Flugzeug-Ermüdungsforschung gewonnen werden konnte.

Bild 2 zeigt als Gegenüberstellung den Ermüdungslangzeitversuch am Flugzeug MIRAGE III S, wie er momentan im Flugzeugwerk Emmen läuft. Ganz ähnliche Probleme stellten sich auch hier und ein Technologietransfer beiderseits konnte realisiert werden.

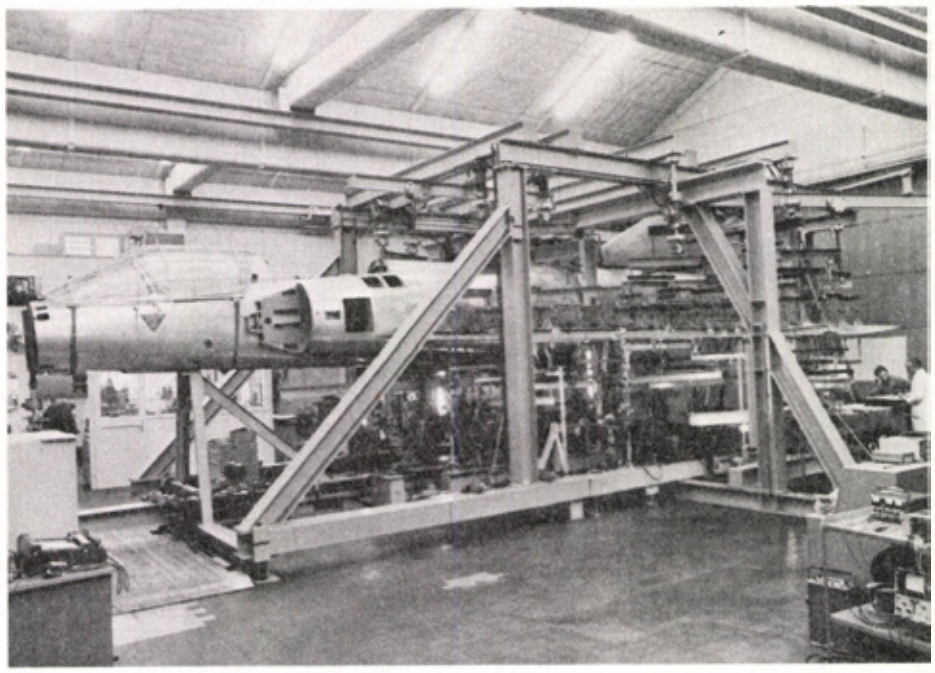

Bild 2: Ermüdungslangzeitversuch am Flugzeug MIRAGE III S.

2. Konstruktion und Bau von Strukturen

Es hat sich wohl eine besonders günstige Konstellation am 13. Juni 1977 für die Schweizer Industrie eingestellt, als die amerikanische Fachzeitschrift "Aviation Week" auf dem Titelblatt die Nutzlastverkleidung der europäischen Trägerrakete ARIANE präsentierte. Ich möchte dieses Bild 3 nicht vorenthalten, denn wir alle Beteiligten hatten Freude und waren stolz, ein Schweizer Weltraumprodukt so dargestellt zu entdecken; es stand aber leider in der Rubrik zu diesem Bild kein Wort über den Herstellort dieses Raketenteils.

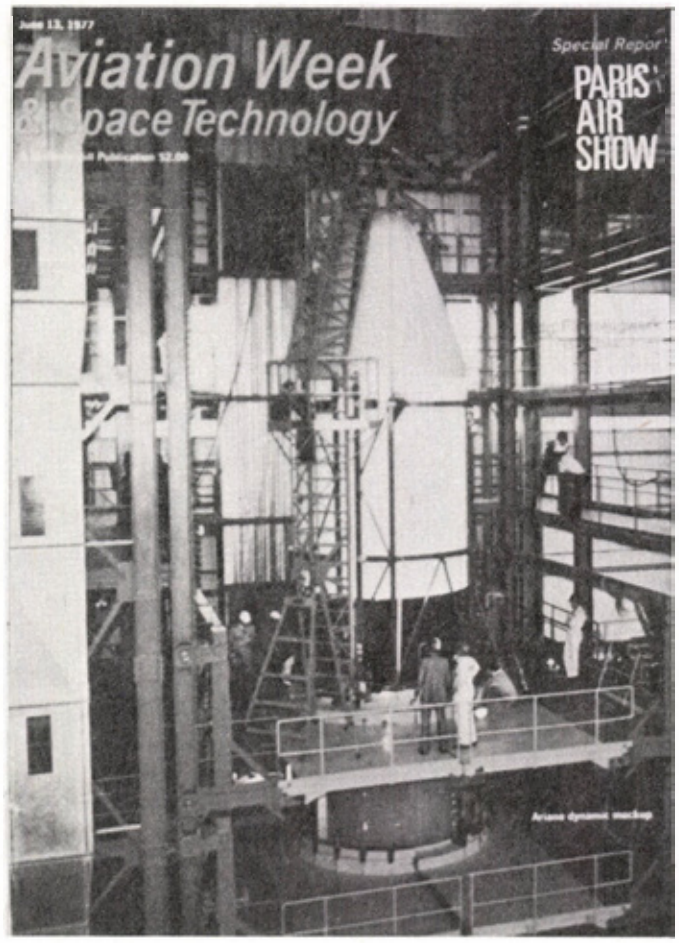

Bild 3: Nutzlastverkleidung der europäischen Träger-Rakete ARIANE.

Im Jahre 1973 hat sich die Schweiz mittels Vereinbarung am europäischen Trägerraketenprojekt "ARIANE" beteiligt. Frankreich ist bei diesem Programm mit über 60 % des Budgets beteiligt und deshalb wurde die Entwicklungs- und Bauherrschaft von der ESA der französischen Weltraumorganisation CNES (Centre National d'Etudes Spatiales) übertragen. Zur Bearbeitung möglicher Aufträge hat sich in der Schweiz eine Firmengruppe gebildet, welche nach harter europäischer Konkurrenz mit der Entwicklung, Konstruktion und Herstellung der Nutzlastverkleidung beauftragt wurde. Die Nutzlastverkleidung schützt den Satelliten während dem Aufstieg durch die Atmosphäre vor Zerstörung durch Hitze und Druck und wird dann in einer bestimmten Höhe in 2 Hälften abgesprengt, damit der Satellit frei zur späteren Trennung von der letzten Raketenstufe wird.

Innerhalb der Schweizer Firmengruppe ist das Eidg. Flugzeugwerk nebst anderen Subsystemen beteiligt mit der Entwicklung und Fabrikation des metallischen Teiles der Struktur und das Flugzeugwerk führt die Gesamt-Integration der Nutzlastverkleidung durch; metallische Teile sind: Nasen-Kappe, vorderer konischer Teil und Zylinder (Bild 4).

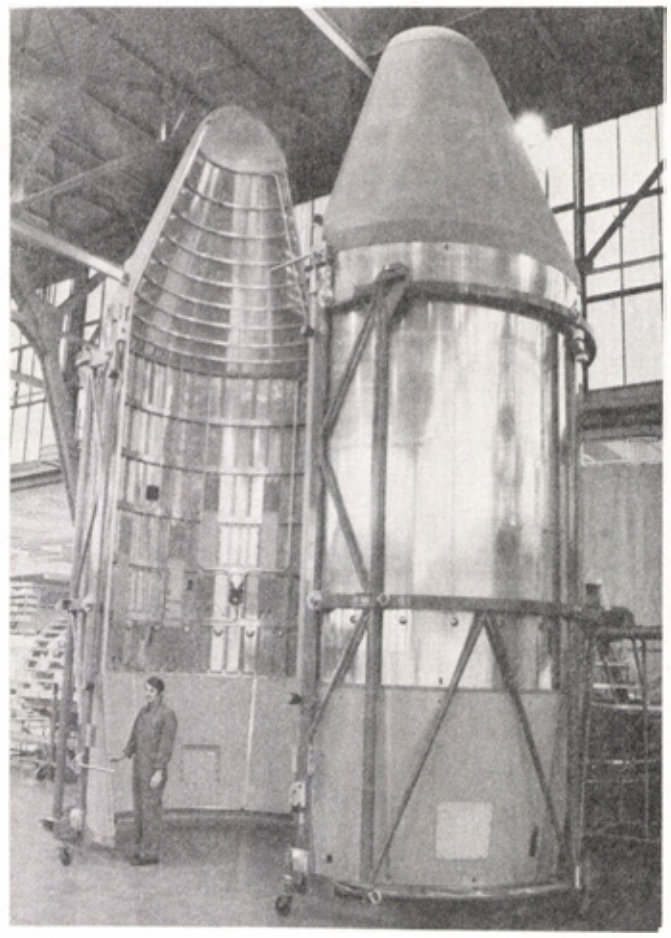

Bild 4: Nutzlastverkleidung der europäischen Träger-Rakete ARIANE.

Die metallische Struktur ist eine konventionelle Spanten-Stringer-Konstruktion, das Entwicklungs-Risiko wurde mit dieser Lösung möglichst klein gehalten. Als Materialien werden hochwertige Luftfahrt-Aluminiumlegierungen verwendet (A-G3, ein Peralumantyp für Nasenkappe; AU-4G1, ein Avionaltyp für sämtliche Bleche und Blechteile). Auf Bild 4 ist auch eine über den vorderen Teil bis zum Zylinder aufgeklebte Korkschicht ersichtlich. Diese thermische Isolation verhindert ein zu starkes Aufheizen der Struktur beim Aufstieg mittels Ablation durch Verkohlung des Korkes bei ca. 260°C.

Dadurch kann die Strukturtemperatur an der Spitze wesentlich unter dieser Ablations-Temperatur gehalten werden. Am Uebergang der runden Nasenkappe zum vorderen Konus werden Maximal-Temperaturen der metallischen Teile von ca. 130°C erwartet.

Die Dimensionen dieser Nutzlastverkleidung betragen 3,2 m Durchmesser und 8,7 m Höhe. Diese Gross-Struktur musste als ganzes sehr leicht gebaut werden, das Gesamtgewicht mit allen Subsystemen wurde mit 810 kp spezifiziert. Pro Halbschale resultieren folgende effektiven, reinen Strukturgewichte:

Nasenkappe und vorderer konischer Teil	68 kp
zylinderischer Teil	166 kp
(hinterer Konus aus Kunststoff	82 kp)

Bild 5 zeigt als Vergleich einen Strukturteil eines Verkehrsflugzeuges; dieser Teil wurde in unserem Werk entwickelt & fabriziert und ist in seiner Auslegung der Nutzlastverkleidung ARIANE ähnlich.

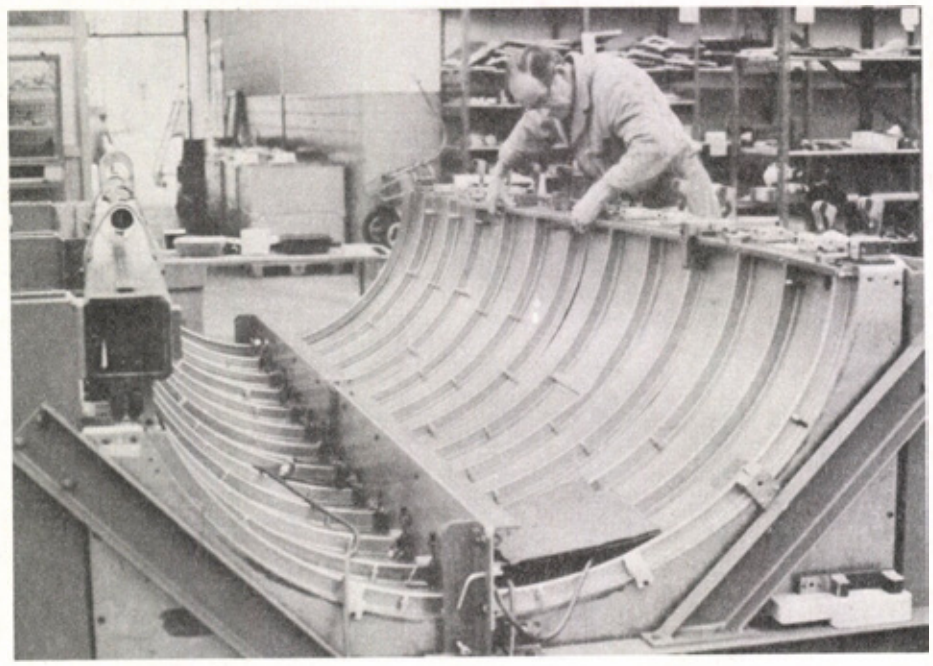

Bild 5: Strukturteil eines Verkehrsflugzeuges.

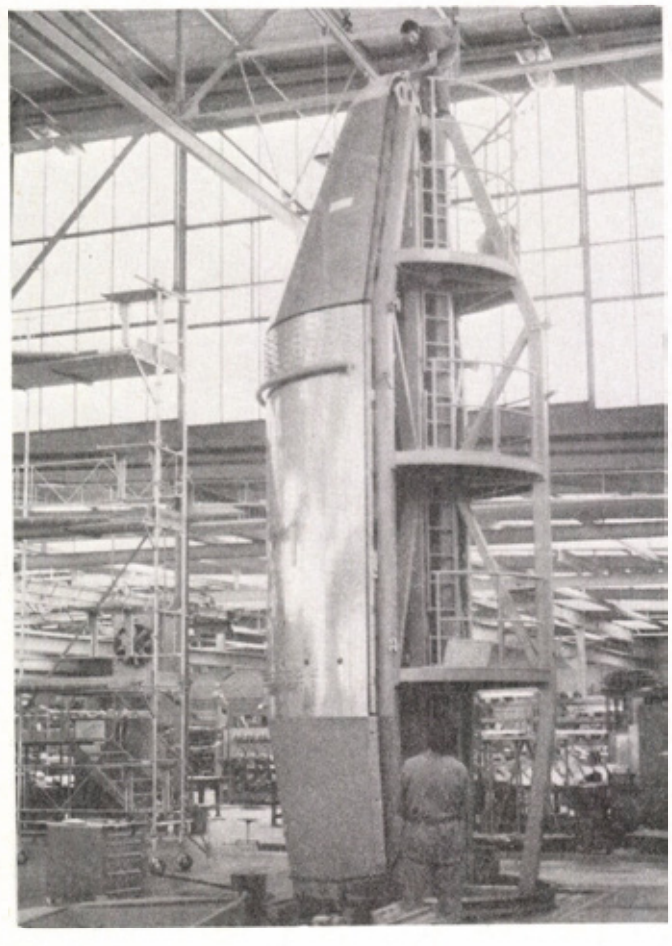

Bild 6: Vertikalintegrationslehre für die Nutzlastverkleidung der europäischen Trägerrakete ARIANE.

Die Nutzlastverkleidung für das Projekt ARIANE ist von der Dimension aus gesehen die grösste im Eidg. Flugzeugwerk Emmen integrierte Aerospace-Struktur. Auch waren von Beginn an über die gesamte Dimension sehr enge Toleranzen gesetzt, was unserem Lehrenbau einiges Kopfzerbrechen bereitete. Es war aber Ansporn genug, mit äusserster Präzision die Vertikalintegrationslehre, wie sie im Bild 6 dargestellt ist, zu bauen. Als Faustregel gilt, eine Lehre müsse 10 mal präziser hergestellt sein als vom daraus fabrizierten Stück verlangt wird. Die Konstruktion der Nutzlastverkleidung in zwei Hälften bedingt auch, dass sich diese Hälften längs der ganzen Trennlinie ohne starke äussere Krafteinwirkung montieren und demontieren lassen. Die Integrationslehre konnte in einer Genauigkeit von 2/10 mm fabriziert und zusammengebaut werden. Sie ruht auf einer Grundplatte aus Guss von 25 cm Stärke; der höchste Punkt in Lehrenmitte hat eine Ablage von 2/10 mm von der Mittel- Senkrechten auf die Grundplatte.

Natürlich kann die Ueberprüfung solcher Werte nur mittels optischen Geräten erfolgen. Sobald die Strukturteile beider Halbschalen integriert sind, ist es möglich, die gesamte Nutzlastverkleidung auf einem Kugellager, welches den Durchmesser des Adapterringes der Nutzlastverkleidung besitzt und auf der Grundplatte festgeschraubt wurde, zu drehen und zu vermessen. Der Mittelpunkt der Nasenkappe (Durchstosspunkt der Mittelachse) beschreibt dabei einen kleinen Kreis, der je nach Genauigkeit der Montage verschiedenen Durchmesser hat. Spezifiziert war ein maximaler Durchmesser von 7,8 mm dieses Kreises, wir erreichten aber 1,2 bis 2,5 mm und blieben damit weit innerhalb der zulässigen Toleranz. Neben diesen engen Toleranzen haften dieser Integrationsstation auch andere Erfolge an, die sich durch mannigfaltige Erleichterungen und Sicherheit bei der Arbeit ausdrücken. Ein Kuriosum ist die vertikale Montage solcher Bauteile, nach unseren Erkundigungen werden entsprechende Teile in Amerika alle horizontal zusammengebaut.

3. Elektronik

Ich will beim Projekt ARIANE bleiben. Das Eidg. Flugzeugwerk ist auch für Instrumentierung und Verkabelung verantwortlich. Hier kann ebenfalls eine Parallele zum Flugzeugbau gezogen werden, indem Versuchs-Instrumentierungen von Flugzeugen tägliche Aufgaben des Eidg. Flugzeugwerkes sind. Diese Instrumentierung der Nutzlastverkleidung misst während dem Raketenaufstieg die Umgebungskonditionen und gewisse Separationsbedingungen während dem Trennvorgang der zwei Halbschalen. Verschiedene Transducers sind an kritischen oder repräsentablen Strukturstellen plaziert und messen

- Temperaturen
- Drücke
- Vibrationen
- Winkelgeschwindigkeiten
- Trennbeschleunigungen
- ferner diverse Funktionsabläufe bei der Trennung der Halbschalen und der Steckerhalterungen, resp. Ausreissen von Steckern

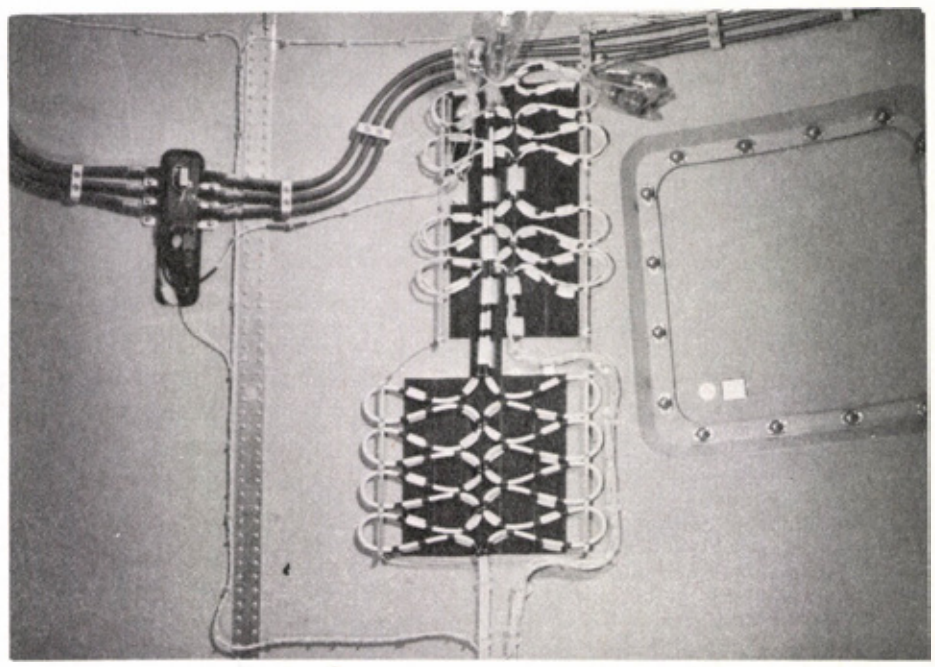

Bild 7: Kabeldepot mit funktionsgerechter Ausreisslänge.

Eine Verdrahtung verbindet die Transducers über Speise- und Signalaufbereitungsgeräte zu den Verbindungssteckern der Nutzlastverkleidung mit der Rakete. Weil die Signalübertragung während der ersten Phase der Separation weiterhin notwendig ist, werden die Verbindungsstecker der Nutzlastverkleidung erst bei einer Distanz von über 3 m zur Rakete ausgezogen. Bild 7 zeigt ein solches Kabeldepot, wo die Ausreisslänge funktionsgerecht bereitgehalten wird.

Im Bild 8 sind ersichtlich: erstens der Support für die Kabelhalterung und Steckeraufnahme der Satellitennabelschnur; die Satellitenstecker werden erst kurz vor dem Aufstieg am Boden vom Satelliten getrennt. Zweitens sind Temperaturfühler und deren Verkabelung als Beispiel für die verschiedenen Transducers an der Nutzlastverkleidung gezeigt.

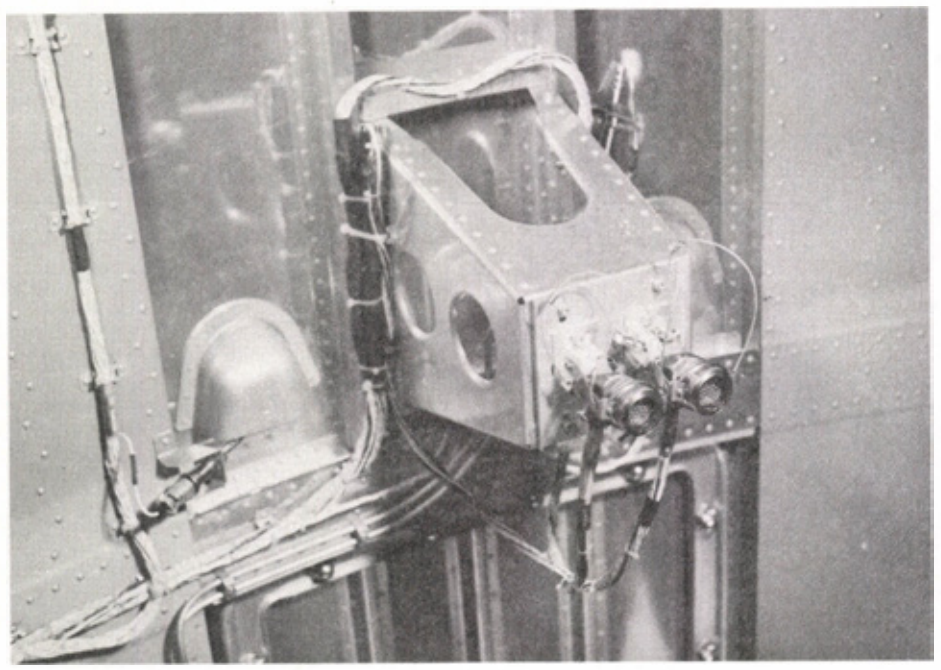

Bild 8: Support für die Kabelhalterung und Steckeraufnahme der Satellitennabelschnur.

4. Aktive Kühlsysteme bei Raumgeräten

Bevor ich einen kleinen Einblick in diese ganz andersartige Aufgabe gebe, muss ich den Hintergrund der Aufgabenstellung aufzeigen. Im Bild 9 sehen Sie das Raumtransportsystem "Space Shuttle", wie es im Jahre 1980 von den Amerikanern operationell eingesetzt wird.

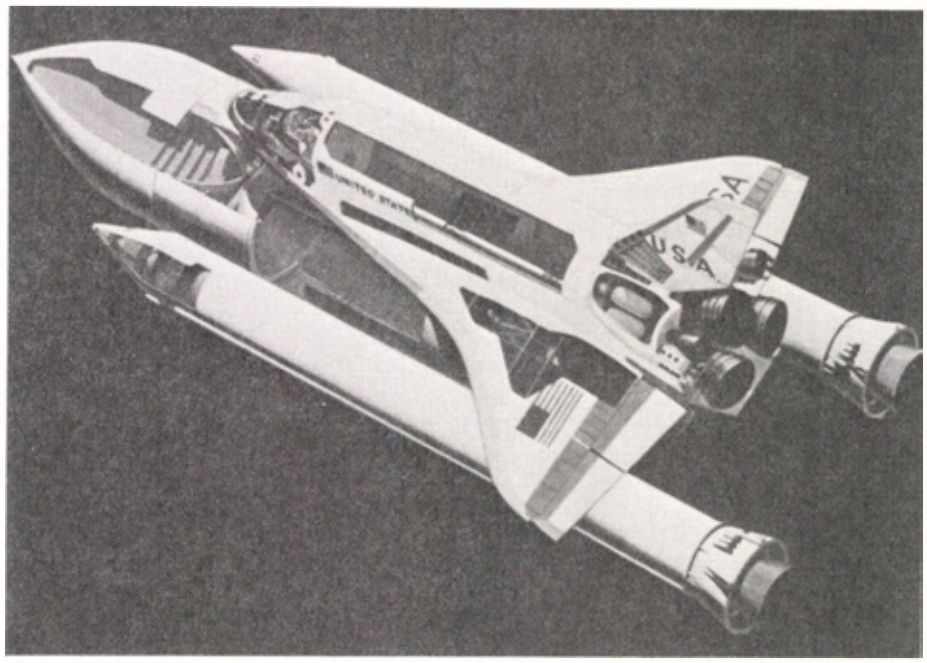

Bild 9: Raumtransportsystem "Space Shuttle".

Der Orbiter, das Flugzeug mit etwa Grösse einer Boeing 737, das auf dem Rücken der Raketen sitzt, kennen Sie ja schon aus Bildern, wie er vom Jumbo-Jet hochgetragen und dann in der Luft abgelöst wurde. Der grosse Vorteil dieses Systems ist die Wiederverwendbarkeit zu neuerlichen Aufstiegen in Erdumlaufbahnen.

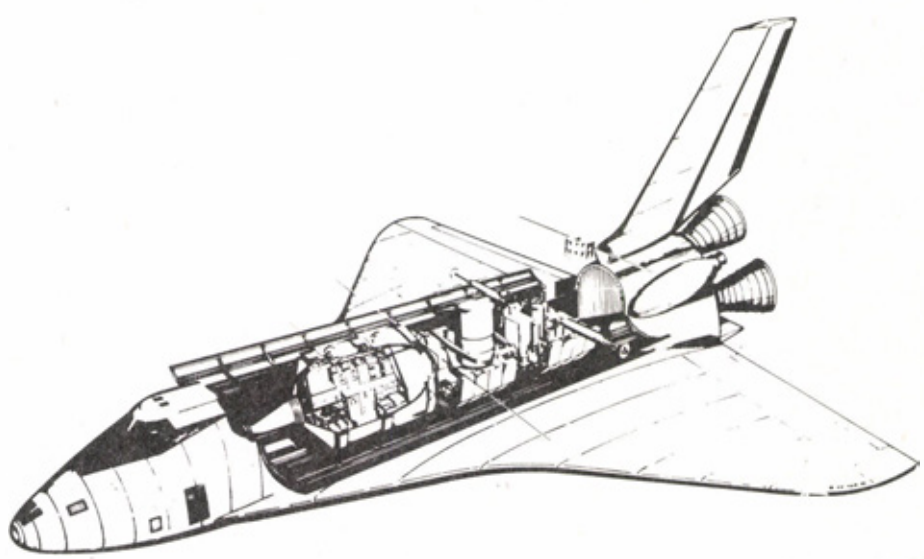

Bild 10: Nutzlastraum des Orbiter.

Im Orbiter (Bild 10) sehen Sie den Nutzlastraum, der u.a. durch das europäische Projekt Spacelab, das Weltraumlabor, belegt wird. Spacelab seinerseits hat ein modulares Konzept mit geschlossenen Modulen, resp. offenen Paletten, und eine reine Gesamtnutzlast bis zu 9 to ist zugelassen. Der Durchmesser des Spacelab beträgt ca. 4 m, Länge ca. 18 m. Im Weltraum werden die Türen des Orbiter geöffnet, damit die Experimente frei in den Raum gerichtet werden können.

Verschiedene Experimente im Spacelab verlangen nun bei weiten thermischen Randbedingungen eine genaue Temperaturkontrolle, die nur durch aktive Kühlkreisläufe bewerkstelligt werden kann. Das Eidg. Flugzeugwerk hat vor 2 Jahren in europäischer Konkurrenz Studienaufträge in dieser neuartigen Technologie erhalten, und wir haben hier eine anerkannte Kapabilität entwickelt. Viel Arbeit wurde bisher für Grundlagenstudien geleistet, vor allem wurde das Problem im weitesten Sinne modellisiert und sehr umfangreiche Computer-Programme entwickelt, mittels denen die Systeme nach verschiedenen Kriterien optimiert werden können.

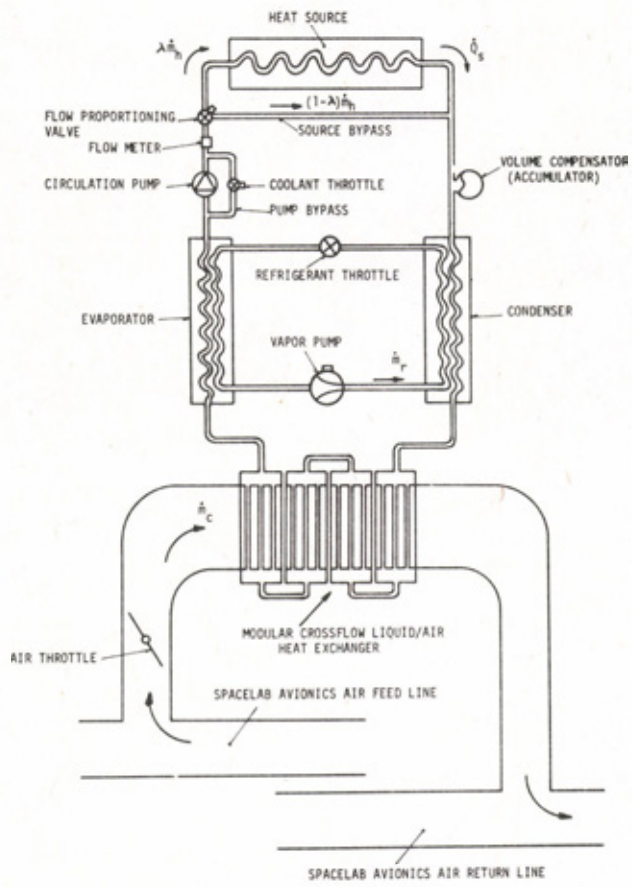

Bild 11: Schematische Darstellung eines Kühlkreislaufes im Spacelab.

Bild 11 zeigt schematisch einen solchen Kühlkreislauf. Es geht darum, Wärme von einer Quelle abzuführen und dem Kühlsystem des Spacelab zu übergeben. In bestimmten Fällen kann es dabei vorkommen, dass die Temperatur der Kühlplatte nahe oder sogar unter der Temperatur der Wärmesenke gehalten werden muss, z.B. die Eintrittstemperatur der Kühlluft vom Spacelab-System ist 20°C, das Experiment auf der Kühlplatte muss aber bei 10°C stabilisiert werden bei einer Wärmeentwicklung von 1 kW.

Für diesen Fall muss im Primärkreislauf ein Wärmepumpenkreislauf eingebaut werden, wie die Darstellung im Bild 11 zeigt.

Aeusserer Kreislauf: als Wärmetransportmittel wird Wasser mit oder ohne verschiedenen Zusätzen verwendet; der Wärmeabtransport vom Experiment kann entweder mittels Platte, wo das Experiment aufmontiert wird oder durch direkte Passage des Kühlmittels an kritischen Stellen erfolgen. Der Wärmeaustauscher ist hier für Flüssigkeit/Luft auf modularer Basis ausgelegt. Die Zirkulationspumpe bewegt das Transportmedium, wobei je ein Bypass über die Pumpe und über die Wärmequelle zu Regulierzwecken notwendig sind.

Innerer Kreislauf: als Wärmepumpenmedium dient Freon 12. Die Dampfpumpe bringt den Freon-Dampf auf hohen Druck und auch hohe Temperatur, im Kondensator wird dann das Medium abgekühlt und geht in den flüssigen Zustand bei gleichem Druck über. Es wird also über den Kondensator Wärme bei hoher Temperatur an den Wärmeaustauscher geführt. Via Drossel wird Druck und Temperatur des Mediums gesenkt, im Verdampfer erfolgt der Uebergang des Freons in den dampfförmigen Zustand, was eine kräftige Wärmeaufnahme bedingt. Somit entzieht man dem äusseren Kühlmedium im Verdampfer nochmals Wärme bei tieferer Temperatur als es nach dem Wärmeaustauscher besitzt. So ist es möglich, die Temperatur der Wärmequelle unter diejenige der Wärmesenke zu bringen, indem Wärme vom Verdampfer zum Kondensator mit Temperaturdifferenzen bis zu 80°C gepumpt wird.

Natürlich erfolgt dies auf Kosten elektrischer Energie, welche zum Antrieb der Wärmepumpe gebraucht wird. Die gesamte Steuerung des Systems erfolgt mittels Microcomputer oder Minicomputer zentral oder dezentral aus dem Spacelab, da das System aus Energiegründen ständig im optimalen Betrieb laufen muss. Heute sind wir zum Teil schon bei der Komponentenentwicklung; Bild 12 (Blockseite ca. 18 cm) zeigt ein Entwicklungsmodell der Dampfpumpe, welche neu konzipiert werden musste, da diese ja bei null - G arbeiten muss. Es mussten u.a. auch besondere Dichtigkeitsprobleme gelöst werden. Wir stehen mitten in der Entwicklung des Systems, wobei die Integration im Spacelab in Zusammenarbeit mit einer anderen europäischen Firma erfolgt.

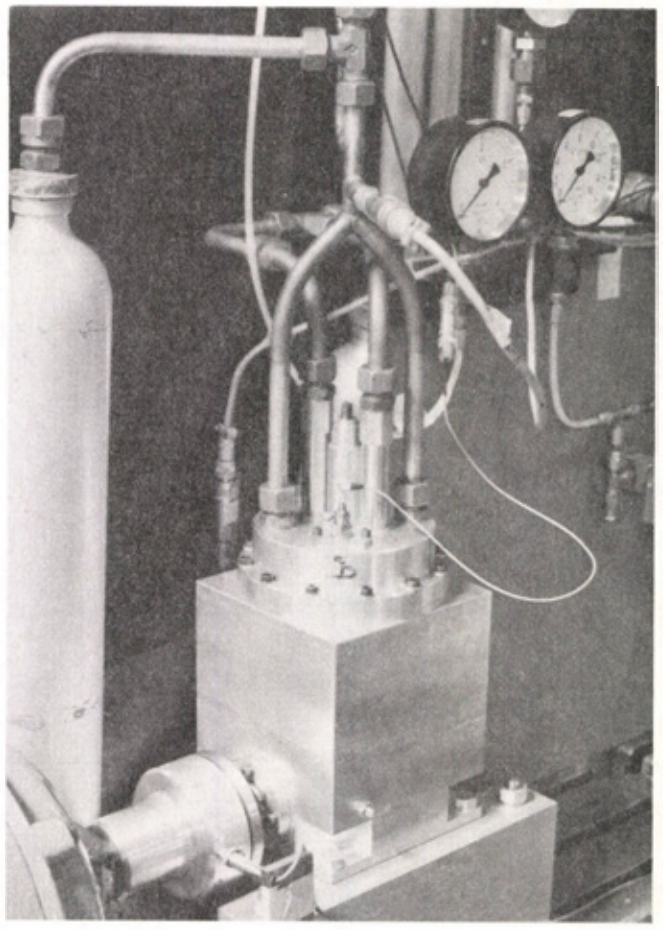

Bild 12: Entwicklungsmodell einer Dampfpumpe für null-G-Betrieb.

Gestatten Sie mir auch hier einen Quervergleich zu unseren angestammten Tätigkeiten. Bild 13 zeigt ein Schlitten-Antriebssystem für Versuche an modernen Transportsystemen. Dieser Antriebsblock, ein Bündel Heisswasser-Raketen, wurde im Eidg. Flugzeugwerk entwickelt und gefertigt. Auch hier waren ausgedehnte thermische Rechnungen notwendig, Wasser ist auch wieder Arbeitsmittel und diverse Komponentenentwicklungen mussten zur Realisierung des Systems von uns an die Hand genommen werden.

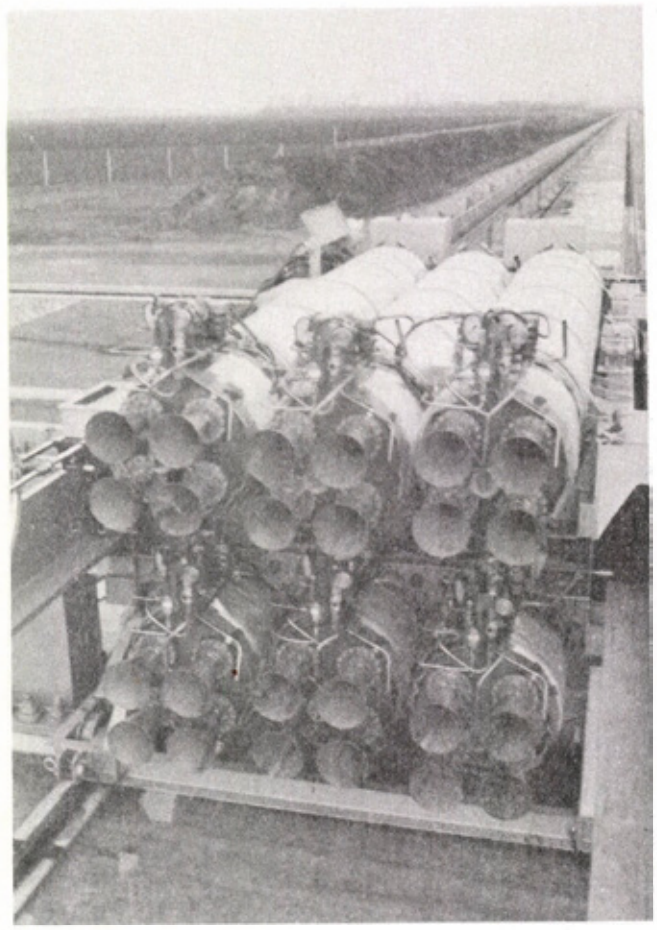

Bild 13: Schlitten-Antriebssystem für Versuche an modernen Transportsystemen.

Ich habe mit diesem Beispiel "aktive Wärmeregelung" unsere Mitarbeit an Systemen des Spacelab gezeigt und ich möchte nicht abschliessen, ohne noch einen Blick in ein zukünftiges Projekt für Spacelab zu werfen, wo das Eidg. Flugzeugwerk engagiert sein wird. Innerhalb eines kleinen europäischen Konsortiums werden wir die Struktur des Raumschlittens für Spacelab fabrizieren (Bild 14).

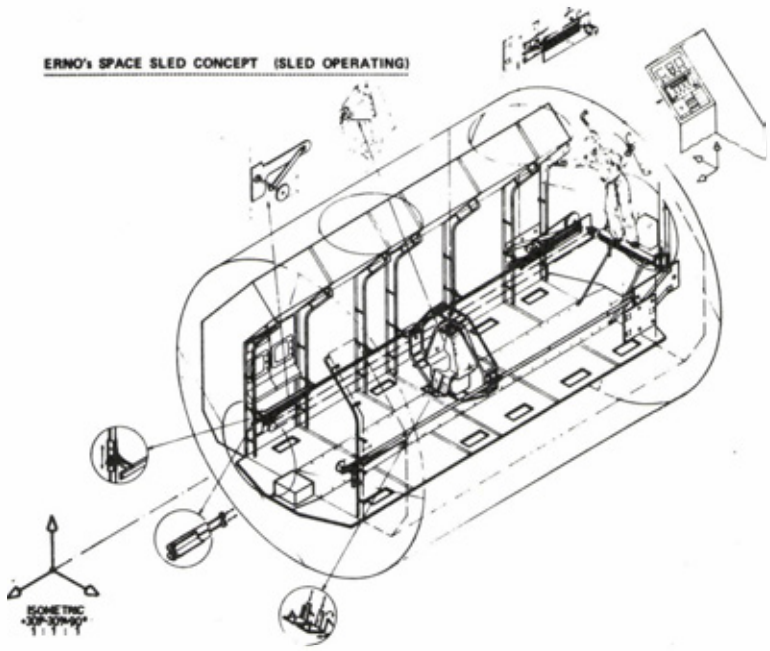

Bild 14: Raumschlitten (Space Sled).

Dieser Raumschlitten oder Space Sled ist ein wichtiges Experiment für den Menschen im Weltraum und wird im geschlossenen Modul des Spacelab während dem Flug im Orbit durch die Besatzung aufgestellt. Eine Testperson aus der Besatzung sitzt in einen kardanisch gelagerten Sitz, welcher auf seitlichen Bahnen hin und her geführt wird. Die Testperson wird nun im Sitz in ganz verschiedenen Lagen bei Schwerelosigkeit periodischen Beschleunigungen und Verzögerungen ausgesetzt. Es werden dann mannigfaltige physiologische Daten gewonnen, welche Aufschluss über den Mechanismus der Raumkrankheit ergeben sollen (Vestibular Stimulation). Die Herstellung dieser Schlittenstruktur erfordert sehr hohe Präzision, da schon äusserst kleine Abweichungen der Geometrie die Aussagefähigkeit der Resultate beeinflussen können.

Ich hoffe, mit diesen Beispielen ist es mir gelungen, aufzuzeigen, was man im Eidg. Flugzeugwerk inbezug Raumfahrtgeräten unternimmt und in welcher Beziehung diese Aufgaben zu unserem angestammten Programm stehen.