

NASDA-TMR-950010

# 宇宙開発事業団技術報告

最近の環境試験について：ADEOSの例を中心として

1995年8月

宇宙開発事業団

# 宇宙開発事業団技術報告

NASDA Technical Memorandum

最近の環境試験について：ADEOSの例を中心として  
Some Topics of Environmental Tests of Recent Spacecraft like ADEOS

中村 安雄  
Nakamura, Yasuo

地球観測システム本部地球観測衛星グループ  
Earth observation Satellite Department, Office of Earth Observation

宇宙開発事業団

National Space Development Agency of Japan

# 目次

1. はじめに .....	1
2. ADEOSの事例 .....	2
2.1 ADEOSの特徴 .....	2
2.2 設計と試験 .....	7
3. 最近の環境試験について .....	31
3.1 試験の標準化 .....	31
3.2 試験設備のデータベース化と国際間相互利用 .....	32
3.3 擾乱確認試験 .....	33
3.4 トータルコンタミネーション管理 .....	34
参考文献 .....	45

## 1. はじめに

本日は、最近の環境試験に関する話題ということで、現在、ADEOSの熱構造モデル（STM）の環境試験が続いていますので、その紹介と、試験と設計というのは当然切り離せない関係にありますので、ADEOSの設計がどういう考え方で行われてきたかということと、それを評価するためにどういう試験を行おうとしているのか、あるいは行いつつあるのかを、先ずお話ししたいと思います。次に、最近、ESAのESTECで宇宙プログラムの環境試験に関するシンポジウムが、それから、オーストリアのグラーツでIAFがありまして、それらの会議に出席する機会を得ましたので、その中から試験に関する事柄を、二、三紹介したいと思います。

大きなテーマとして、最初にADEOSの設計と試験ということで御説明します。ADEOSはNASDAの衛星としては初めてユニット化のコンセプトを取り入れた衛星です。ADEOSの主として熱と構造の設計がどんなふうに行われているのかと、その評価のための環境試験。それから、後半で試験に関する最近のトピックスについて、宇宙プログラムの環境試験に関するシンポジウム及びIAFにおける話題から、試験の標準化、宇宙機器用試験設備のデータベースの整備と国際間の相互利用、擾乱の確認試験、コンタミネーションを取り上げてお話ししたいと思います。

## 2. ADEOSの事例

### 2.1 ADEOSの特徴

ADEOSは、地球観測衛星ということで、全地球規模の環境観測データを取得して、国際協力による地球環境監視に寄与するというのが第一の大きな目的です。それとあわせて、次世代の地球観測システムに必要なプラットフォーム・バス技術の開発がもう1つの目的になっています。具体的に言いますと、ユニット化、あるいはモジュール化の構造を採用する。それから、衛星間通信。具体的にはETS-VIとCOMETSに対して衛星間通信でリンクを組み、観測データをそれらの静止衛星を通じて地上におろすのが最終的な技術目標です。

図2. 1-1がADEOSの軌道上のコンフィギュレーションです。1996年（平成7年度）の冬期、H-IIロケットで5mフェアリングを使って打上げる予定です。寸法は、本体部分、四角い箱みたいな部分は、1辺が4m×4m、高さが約5m、箱を2段積み重ねたような形です。衛星分離部からアンテナ頂部まで約11mあります。太陽電池パドルの寸法は、衛星中心から約26mぐらいあって、寿命末期で約4.5KWの電力を発生します。トータル質量が、打上げ時で大体3.5tonです。軌道高度約800kmの太陽同期準回帰軌道を飛行します。

ADEOSのプログラムの特徴は、多機関開発（Multi-Organizational Joint Programme.）ということで、非常に多くの機関が観測機器を持ち寄っています。ADEOSは現在、8台のミッション機器を持っていますが、それぞれ、独立した機関が開発することになっています。それぞれの機関は、宇宙開発そのものの背景も、また、宇宙機器開発の思想も違います。開発経緯について言えば、あるものは全く新規に開発されていますし、あるもの、具体的には、GSFCのTOMSというオゾン観測センサーは既にシリーズ化されていて、ADEOS用が4台目になります。それぞれいろいろな経緯を持ったミッション機器が搭載されます。また、8台の搭載ミッション機器のうち2台はアメリカのNASAから来ますし、1台はフランスのCNESから来ますので、当然言葉の違いがあります。このように、それぞれの条件や、これまでの背景が違う機関から機器の提供を受けているのがADEOSの特徴だと思います。

次に、搭載される観測機器について、図2. 1-2の分解図で説明します。上から言いますと、角のようなアンテナが生えているのがNASAのJPLが提供する散乱計。それから、TOMS。これはオゾンを測定するセンサーなのですが、NASAのゴダード・スペース・フライト・センターが開発しました。それからOTCS。これはNASDAの地球観測衛星グループが現在、開発を進めているものです。少し下に位置する部分にIMGが搭載されています。これは温室効果ガスのデータをとるユニットです。これは日本の通産省が、最終的にはJAROSが具体的な開発を担当しております。次に、ILAS、これは日本の環境庁、それからRIS、四角い板が3枚組み合わさったものですが、これもやはり日本の環境庁です。AVNIR、これは先ほどのOCTSと同じようにNASDAが開発をしているものです。POLDERはフランスのCNESが開発しています。こういう具合に、いろいろの機関、いろいろの国からミッション機器がやってきます。

こういう複雑なシステムを限られた時間で効率よく開発するために非常に大事なことは、インターフェイスの簡略化を図ることです。特にいろいろなデータやモデルのやりとり、情報のやりとりをなるべく少なくできるように、できるだけインターフェイスを簡略化したいというのが当初の大きな目的でした。最終的に、ハードウェアのユニット化の考え方が導入されたわけです。

図2. 1-3は、ADEOSとミッション機器との間のインターフェイス項目の概要を整理したものです。熱的インターフェイス、構造インターフェイス、電気的インターフェイス、パワーとテレコマのインターフェイス、リソース配分のインターフェイスと、たくさんあります。電力、質量、搭載場所というのもADEOSでは1つの資源と位置づけました。特定の機器がどのくらいのスペースを占有できるのか。特に光学観測機器が多いので、視野がどれくらいとれるのか。環境条件、テレコマの項目、ミッションデータをどのくらい送れるのか。当然、これはある制限の中でしか送れませんので、そういうリソース。最終的には、軌道上の運用のリソース。それらを考えてスケジュールができていくわけです。

今回、ユニット化ということでハードウェアの分界点を明確にしたことによって、熱的インターフェイス、構造インターフェイス、電気的インターフェイスがかなり簡単にできるのではなかろうかと思っています。また、そういうことを目標にして、ユニット化に取り組んでいるわけです。

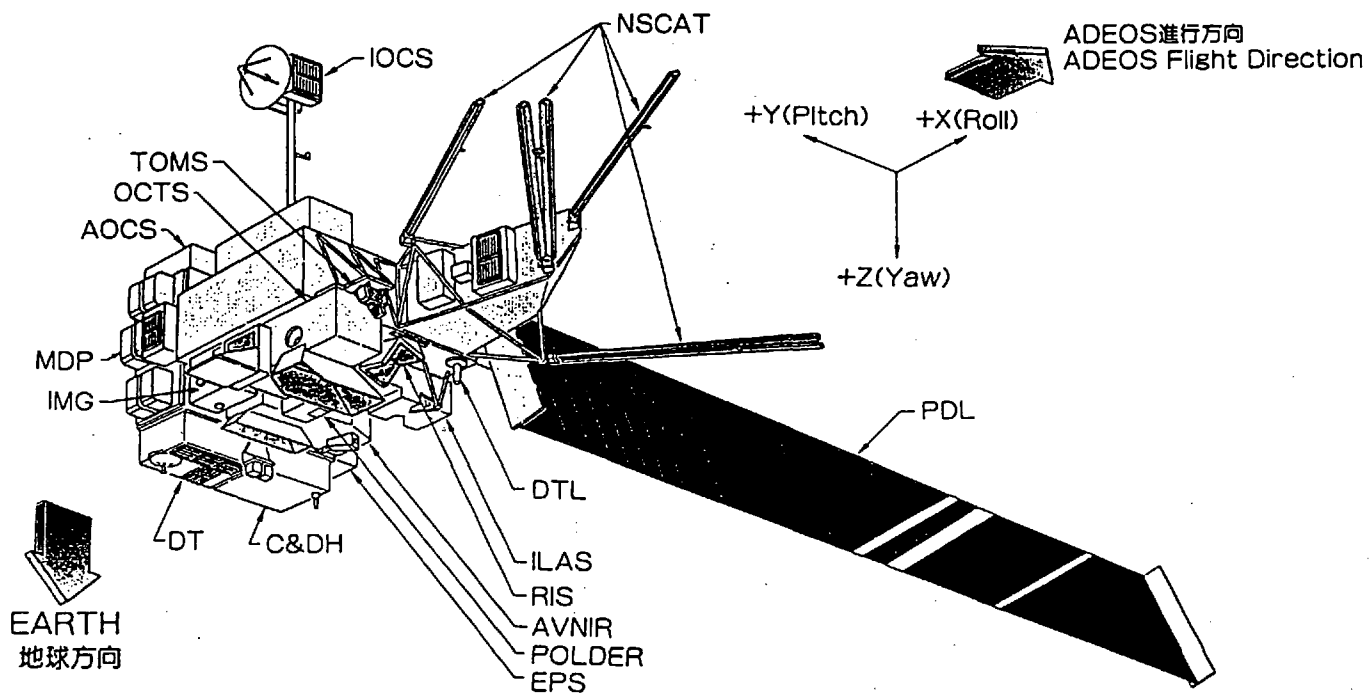


図 2. 1 - 1 ADEOS の軌道上コンフィギュレーション

# Antenna Tower Module

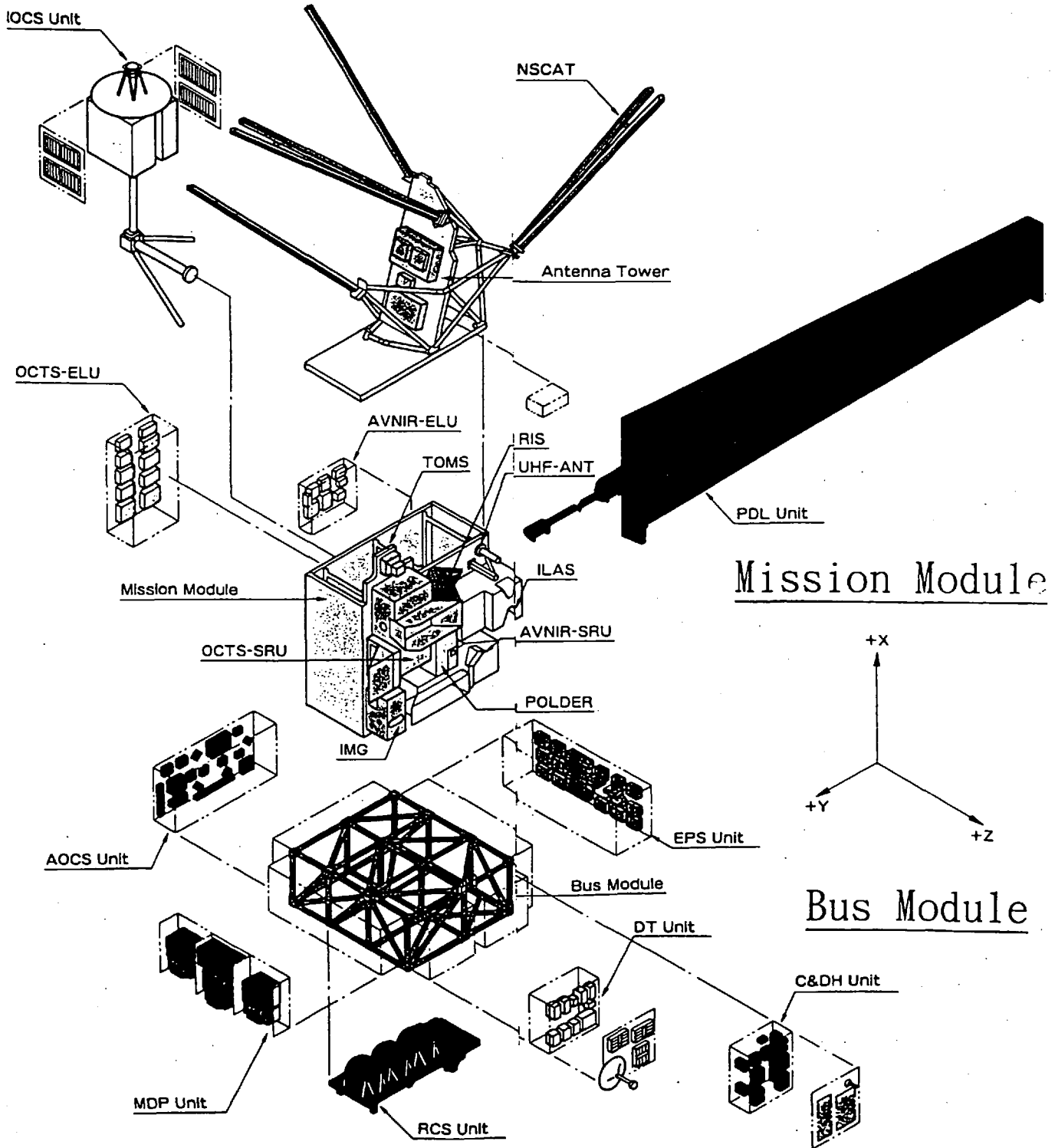


図 2. 1 - 2 ADEOS の構成



I/F Items	Phase	Mission Announce	Phase C/D			On Orbit Oper.
			PDR	CDR	LNC	
Thermal Interface						
Structural Interface						
Electrical Interface						
— Power Bus						
— TLM/CMD						
Resource Allotment Interface						
— Power						
— Mass						
— Location						
— Space						
— Field of View						
— Environmental Condition						
— TLM/CMD Items						
— Mission Data (Transmission Capacity/Rate)						
— Operation						

図 2. 1-3 ADEOSとミッション機器とのインターフェイス

## 2.2 設計と試験

### (1) ユニット化の考え方

ユニット化の概念を具体的に説明すると、サブシステムやミッション機器をそれらの付属コンポーネントとともに、ユニットボックスと呼ばれる大きな箱の中にまとめて搭載します。構造上どうしてもそういった箱にならないものは、ユニットパネル上にまとめて搭載します。これが基本コンセプトです。図2. 2-1を見て下さい。ユニットは、熱的に衛星システム構体から断熱します。熱的に遮断するのが基本的な考え方です。断熱設計は、トータル熱交換量が5W（暫定値）を超えないことでスタートしています。個々のユニットを独立させてユニット毎に熱制御を行うのが、熱的な観点から見たユニット化です。

一方、構造的にはどのようにインターフェイスを簡略化したかといいますと、ユニットの構体が高い剛性を持つ、言いかえれば、高い固有振動数を持つようにしました。暫定値として、固有振動数を100Hz以上としました。ユニットの固有振動数を高くすることによって、特に構造的なインターフェイス荷重条件を最小にできるわけです。例えば、正弦波振動でいいますと、ロケットのMECO-POGOあるいは打上げ時の正弦波振動はレベルが高いので、こういう正弦波振動に応答しないようにすることで、インターフェイスのモデルのやりとり、あるいは構造データのやりとりが簡単になります。

それから、3つ目は電気的な取り扱い。RIUと呼ぶリモート・インターフェイス・ユニット。RIU自体はERS-1、あるいはETS-VIでも使われていますけれども、このRIUを使ったデータバス・システムを導入をすることによって、特にテレメトリ・コマンドのやりとりを非常に簡単にすることを目論んでいます。RIUは、ユニットの箱の中、あるいはパネルの上に搭載しています。電気的なインターフェイスの境界は、このRIUのインターフェイス・コネクタのところを分界点としています。RIUとCUシミュレータを、ミッション機器側に予め渡しておくことによって、システムに組み込む前にインターフェイスの確認を行っておくことを考えています。

このユニット化のコンセプトを採用したことによって、どういうメリットが出たかといいますと、スケジュールにフレキシビリティができました。つまり、自分達の中でデザインがクローズしますから、システムに組み込む前にサブシステムレベル、あるいはユニットレベルで一連の環境試験なり、電気試験を行えます。このことによって、システムに組み

込んだ後で初めて問題が出るというようなことが避けられるわけです。そこで、最初にはっきり決めておかなければいけないことは、システム側のデザインの責任とユニット側のデザインの責任の分界点を明確にしておくことです。A D E O Sでは、システムサイドの責任範囲は、基本的には環境条件とインターフェイス条件です。それらをユニット側に与えることです。それから、システム側が与えた条件を保証するのが基本的な責任です。一方、ユニット側は今度はシステム側から与えられた環境条件にきちんと耐えるユニットを設計し、それを保証することが基本的な仕事ということになります。

## (2) 構成及びユニットの代表例

図2. 2-2のように、A D E O Sは大きく分けると3つのモジュールから構成されています。一番下の部分、衛星ロケット分離面は、ジャングルジムみたいな、この一番下の点がロケットと衛星との分離点になっています。一番下の部分、これをバスモジュールと呼んでいます。真ん中の部分、これをミッション・モジュールと呼び、一番頂部、ちょうど三角屋根のような形をしたものがアンテナタワー・モジュールです。このバスモジュールに大半のバス系サブシステムをユニット化して搭載しています。バスモジュールの構体は、ストラットで構成されるトラス構造です。アルミ材とベリリウム材を用いています。それから、マッチ箱のような四角い箱形をしているのがミッション・モジュール構体です。材料としてはCFRPのハニカム材を使っています。この部分を、こんな材質にした理由は、機器の取付にフレキシブルに対応できるようにということからです。ミッション機器の場合は、レイアウトの要求がいろんな形で厳しく出てきます。バスモジュールのようなトラス構造ですと機器取付け点が限定されて、角のストラットの合わさったところにしか荷重をかけられませんから、かなりの制約が出てくるんです。そこで、ミッション機器は、1枚の大きなパネル上に配列できるような構造としているわけです。ミッション・モジュールの大半のものがここに搭載されます。頂部のアンテナタワー・モジュール。ここには、NSCAT、NASAの散乱計が積まれます。それから、NSCAT用のコンポーネントが搭載されています。言ってみれば、ここはNSCAT専用モジュールです。

次に、姿勢系のA O C Sユニットです。このA O C Sは衛星の背中側、バス・モジュールの反地球側に搭載されています。これは箱型ユニットの1つの代表例です。図2. 2-3を見ると寸法がわかります。横方向が約2.5 m、縦方向が約1.36 m、箱の高さが

約37cmです。この中に姿勢制御系のコンポーネント、ホイール、磁気トルカー、あるいはエレクトロニクス、といったものが搭載されています。中に剛性を高くするためのスティフナーが入っています。外側から見ますと、斜線の部分が熱制御用のラジエータです。図2. 2-3はAOC SユニットのSTMです。図2. 2-3はちょうどユニットの外側から見たところで、いろいろなラジエータが見えます。実際の最終的なコンフィギュレーションでは、このラジエータ部分以外はMLIで断熱する構造になっています。ランダム環境を改善するために、ダンピング材を貼ってあります。

もう1つのパネル型ユニットの代表例として、OCTS、NASDAが開発している放射計の1つを図2. 2-4に示します。これは、アルミベースプレートが基本的に荷重を受け持っていて、大きなハニカムのベースの上に光学コンポーネント、電気的コンポーネント、その他が積まれています。横が約2m、縦が約0.8m、高さは、フードの頂部までを入れますと、約1.3mあります。全重量が約250kg、電力は約300Wです。質量とか電力を見ますと、もう中型の衛星といってもよいぐらいで、ユニット1個が昔の衛星1個に相当するぐらいの大きさになっています。図2. 2-5はOCTSの走査放射計のEM(エンジニアリング・モデル)の図です。これも同じように多層断熱材で覆われています。OCTSには、赤外検知器の熱を宇宙に逃がして、赤外検知器を大体100K以下の温度に下げるときの放射冷却器がついています。地上では蓋を閉じていますが、軌道上では蓋が開かれた状態になります。

### (3) ユニットの熱設計

それでは、ユニットの熱設計がどんなふうに行われるのかを説明します。まず、システム側はユニットに対して断熱の要求を与えます。もう1つ、熱インターフェイス条件を与えます。これがADEOSの基本です。

断熱といっても、原理的にゼロということはありませんから、ある量以下に抑えることになります。この断熱の規定の仕方については、いろいろと議論があって、いくつかの方法が考えられると思いますが、ADEOSでは、断熱の度合いを許容される熱交換量、ユニットと衛星構体との間の許容熱交換量の形で規定しました。初期値として5Wを規定しました。最終的には、徐々にユニットの設計その他から、この5Wが守れないものもありましたけれども、システムの熱設計の中で取り込める、取り込めないといった議

論を重ねながら詰めてきました。概ね、5 Wが現状で考える限り、妥当な数値でした。一方、熱インターフェイス条件については、設計の初期に、システム側はユニット側に熱インターフェイス条件、具体的には、軌道熱入力、太陽光の強度、地球赤外の強度、アルベド係数、インターフェイス・ポイント温度、といったものを与えます。それから、初期でするので粗くはなりますが、それぞれの周囲環境の幾何学的な形状を与えます。

こういった断熱設計で熱制御を行う、あるいは双方でデータをやりとりする場合に、マージンをどうとるかという問題があります。システム側としては、インターフェイスの規定温度に15℃マージンを考慮するようにとユニット側に要求しております。15℃の内訳は、解析による誤差、試験、製造、あるいは材料における熱光学特性の不確定さを吸収するために10℃の不確定さを与えました。5℃は、軌道上で予測できないような非常に長期的な熱的劣化等のためにとった純粋なマージンです。他の衛星も似たような考え方で

図2. 2-5がシステムとユニットとの間の熱インターフェイスの概要を示したものです。下の部分が衛星の主構体、大きな箱がユニットです。ユニットの中にコンポーネントが取り付けられていて、ラジエータで放熱します。このユニットはシステム構体とこの斜線部分でまず伝導のカップリングを小さくしています。材料はチタン、場所によっては、GFRPを使って伝導のカップリングを小さくしています。放射のカップリングについては、ユニット側の多層断熱材とシステム側の多層断熱材によって熱的な遮断をしています。システム側が提示するインターフェイス温度は、ここの足の取り付け点で規定しています。

表2. 2-1は熱インターフェイス条件の例です。外部熱入力条件、それからインターフェイス温度を示しています。この他に、形状データを熱数学モデルのやりとりの中で提示しています。太陽光の強度、アルベドのファクター、地球からの赤外輻射、インターフェイス温度は、それぞれ各フェーズごと、つまり打上げ時、定常状態、姿勢異常時についての温度を規定しています。この温度には15℃の不確定さが考慮されておりますので、実質的には、両側に15℃広がったところで、-25℃から+50℃でユニット側の熱設計が行われることとなります。設計条件として、随分大きな温度範囲と思われるかもしれませんが、実質的には、非常によく断熱されておりますので、ここでの温度範囲は、それほど相手側の熱設計に大きな制約とはなりません。

図2. 2-6がシステム側とユニット側の熱的なモデル、データのやりとりです。点線で書いたところがシステム側の仕事、二重線のところがユニット側の仕事になります。い

ろいろ内容が書いてありますけれども、まず初めにシステム側が、初期のスタディに基づいて、インターフェイス条件をユニット側に提示します。ユニット側はシステム側から与えられた条件に基づいて設計をし、その数学モデルをシステム側に戻します。一方、このデザインに基づいて、ユニット側ではユニットの熱設計を進めていく。あるものについては、ここでユニットのS T M試験をやって数学モデルを検証していきます。このようにモデルのデータのやりとりが行われます。

#### (4) ユニットの構造設計

一方、構造設計では、システム側はユニット側に対して、表2. 2-2に示すような1つの要求条件と3つの条件を渡します。1つは、システム側からユニット側に対する要求条件で、ある強度を持つことです。打上げ時の機械環境で或るユニットが壊れて、他のユニットに影響を与えることがあってはいけませんので、最低限、強度を要求しています。それから、構造解析、あるいは構造設計を簡略化するために剛性要求をしています。一方、相手側に対する環境条件として、正弦波振動条件、ランダム振動条件、それから衝撃条件を与えています。強度要求として、システム側は各軸の準静的加速度を与えています。これは1つの例で、全部がこれというわけではありませんが、準静荷重としてX方向20G、YとZ方向が15Gを与えています。それから、正弦波をそれぞれP F T条件として与えています。ランダム振動は、ユニットの設計に依存しますので、システム側からは音響条件をユニットに与えています。この音響条件をもとに、ユニットの中でランダム環境条件を解析し、それぞれのコンポーネントに対するランダム条件を規定しています。衝撃もユニット取り付け点での衝撃環境で与えています。

構造について非常に難しかったことは、当然、設計の初期には、まだシステム構体の設計が終わっていませんし、もちろんユニット構体の設計も終わっていない。こういった段階で、要求条件をどう与えるかが随分議論されました。各ユニット、システム構体共にそれらの特性が明らかになっていませんので、ユニット側に対して、一律に15Gから25Gぐらいの荷重を規定しました。これは過去の経験とか、マス・アクセレーション・カーブ、質量とそれに対する加速度を表すカーブをベースに一律に決めていきました。

構造解析の作業、それから数学モデルのやりとりを最小限にしたいということで、固有振動数を100Hz以上にする要求を出しました。この100Hzというのは、15から

30 HzとされているMECO-POGOから十分に高い周波数ということで、正弦波入力に対して動的に応答することがない、つまり、構造解析上、質点として扱えるようにということで決めました。

詳細設計では、ユニットとシステムのモデルのやりとりの中で、最終的にどんな数値が剛性要求として合理的かを詰めていきました。剛性が100 Hz以上あるものは構造解析の中で1つの質点として扱うことができ、ユニットにかかる荷重を基本的に準静荷重で表すことができます。

45 Hzから100 Hzくらいの辺りになりますと、正弦波応答が少し出てきますので、システムの周波数応答解析に基づいて準静荷重を規定しました。これはロケットから入ってくる正弦波入力に対する応答ですけれども、それを応答倍率を一律に20倍として規定して、準静荷重を求めました。

大きなユニットの場合には、構造上高い剛性を確保することが非常に難しくなります。従って、相手方から出てきた調整要求に対して、システム側で構造解析を行い条件を規定します。30から45 Hzの周波数は、MECO-POGOの周波数に近くなってきます。MECO-POGOの正弦波の定常的な入力は大体15から30 Hzぐらいですけれども、そこを外れた30から45 Hzは、その正弦波応答の山が下がってくるカーブのところでは、従って、あるものは、そこで非常に大きな応答が出る可能性があるのもので、ユニット側から示されたかなり細かい構造数学モデルをシステムの中に取り込み、周波数応答解析を行い、相手方が「耐える」、「耐えない」という議論をしてきました。もちろん、技術的にはどんなユニットに対してもこういった解析はできるんですが、そのためには非常に細かい構造モデル、あるいはデータのやりとりをしなければならないので、ADEOSでは極力こういう仕事を避けることを基本としました。

物によっては、先ほどのNSCATのアンテナのように非常に長いバーみたいなものは、どうしても固有振動数が低いところに落ち込んできます。MECO-POGOの正弦波入力の領域は、固有振動数の低いものにとっては非常に危険な領域とされています。従って、ユニットに対しては最悪ケースでもそのユニットが壊れないような強度を持つことという要求条件を課しています。例えば、アンテナの固有振動数がMECO-POGOの振動数領域に一致しているケースでは、アンテナに非常に厳しい動的荷重が加わります。この最悪のケースとして、振動数が完全に一致してしまった場合でも、そのアンテナが振動に耐える構造であることを示しなさいということで、この問題をクローズします。この例は極

めて特異な例です。通常は設計の分担をしながら、最終的に試験で評価をしていくわけです。

#### (5) システム側とユニット側の検証の責任分担

表2. 2-3の右側がシステム側、左側がユニット側の責任範囲です。一般論としては、システム側は、システムの構造及び熱数学モデルの確認と、それぞれの設計の確認です。ユニット側は、ユニットの構造熱設計の確認と、数学モデルの確認が責任範囲です。静荷重については、ユニット側は、所定のMSが確保されている場合には適用外です。システム例は、衛星主構体の強度と剛性の確認が責任範囲です。

振動についてはシステム・ストラクチャーの動的特性、それからセカンダリー・ストラクチャー、衛星の中でユニットの取り付け点ですとか、あるいは何か物を取り付けるためのストラクチャーとか、そういった部分の構造の特性、それから、ユニット・インターフェイス点における環境条件をシステム側の責任で検証します。一方、ユニット側は、システム側から示された剛性、強度、それぞれのユニットの中のコンポーネントの正弦波環境についての確認が責任範囲です。次にランダム/音響環境ですが、コンポーネントのランダム環境についてはユニット側で検証し、一部システムに直接取り付けられるコンポーネントについてはシステム側の責任で検証します。衝撃については、ユニットのインターフェイス・ポイントにおける衝撃レベルをシステム側で検証します。一方、ユニット側では、そのユニットの中の衝撃レベルについて検証します。熱についても考え方は同じです。システム側はインターフェイス温度、システム熱設計の検証を、ユニット側はユニットの熱制御を検証することになります。

#### (6) 環境試験フロー及び試験例

具体的に、ユニット、システムでどんな試験がなされるのか、あるいはしようとしているのかを説明します。

図2. 2-7はSTM試験のフローを示しています。PFMも基本的には同じフローとなりますが、途中にいろいろ電氣的な試験が入りますので、若干違ってきます。

まず、上の部分、これがユニットレベルの環境試験です。音響試験、振動試験、衝撃試



験、熱試験。ここまで検証が行われて、システム側に引き渡すこととなります。一方、システム構体は、静荷重で主構体の強度、剛性を確認した後、ユニット側からもらうユニットのSTMをシステムSTMに組み込んで、その後の環境試験に移行し、音響試験、振動試験、衝撃試験、熱試験が行われます。PFMについては、正弦波振動、現在は低レベルの正弦波振動でモダル試験を行うことになっていますが、基本的には同じような流れで試験が行われます。

図2. 2-8は太陽電池パドルの展開試験の様子を示したものです。これは約23m、衛星中心からいいますと約26mの長いパドル、フレキシブル・ソーラパドルといって、短冊のような非常に細い、一辺の寸法が50cmで高さが3mぐらいの短冊状のものを全部で50枚並べたものを、この裏側にあるマストですっと広げていくものです。これはSTMの展開試験で、パドルの裏側から見ています。ちょうど反対側に太陽電池セルが貼られる面がきています。

図2. 2-9は静荷重試験のコンフィギュレーションです。それぞれの荷重条件に応じて油圧ジャッキで引きます。これは縦方向の荷重とマイナスY方向の荷重を加えているところです。

図2. 2-10は電波試験棟で行われたシステムEMのEMC試験の様子です。NSCATの小さなアンテナモデルで電磁干渉の試験を行っています。

図2. 2-11は、総合試験棟の32.4トン振動試験設備でシステム正弦波振動試験をしているところです。手前の面が地球面で、いろいろ観測機器がこの面にあります。下の部分はバス部で、テレメトリ・コマンドを司る部分、ミッション・データ、Xバンドのアンテナ、観測したミッション・データを地上に送ります。NSCATのタワー、NSCATのコンポーネントがわかります。

図2. 2-12は、現在行われている熱バランス試験のコンフィギュレーションです。ADEOSの場合には、外部熱入力をソーラシミュレータではなく、ヒーターパネルで加えるIRシミュレーション方式で行っています。この斜線を引いた部分は全部ヒーターパネルです。衛星のほとんどがこのパネルで覆いかぶさってしまっているコンフィギュレーションです。このヒーターパネルで、衛星に入る外部熱入力を等価的な温度に置きかえてADEOSに加えています。ADEOSのシステム試験の場合には、主要な確認事項はインターフェイス条件と衛星のシステム熱数学モデルの検証です。衛星の外皮そのものはいろんな形をしており、多重反射の影響等が勿論ありますが、基本的に中の温度分布を支配

する要素は内部発熱であり、太陽光に対しては感度が鈍いのでこういうコンフィギュレーションをとっています。外部熱量に対してセンシティブな特定のユニットについては、ユニットレベルで熱バランス試験をやっていますので、システムでは、こういう形で平均的な熱入力を与えるコンフィギュレーションで十分です。

複雑なシステムを限られた時間で開発するためには

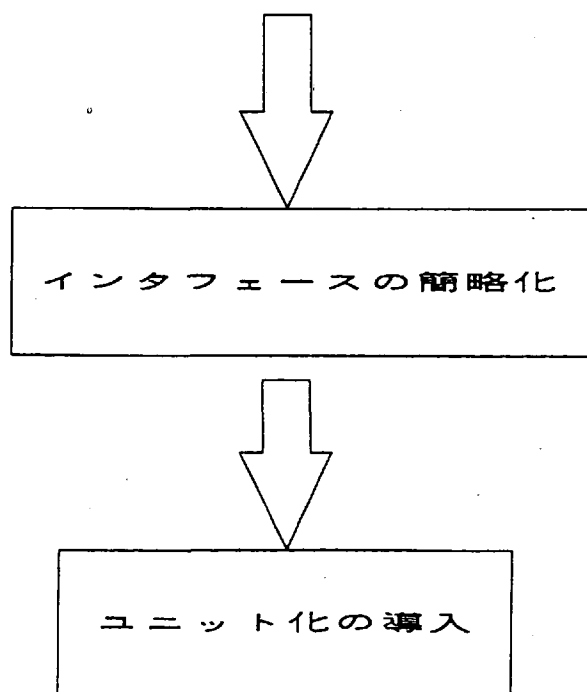


図 2. 2 - 1 ユニット化

観測用ミッション機器

- 海色海温走査放射計 (OCTS)
- 高性能可視近赤外放射計 (AVNIR)
- NASA散乱計 (NSCAT)
- オゾン全層分光計 (TOMS)
- 地表反射光観測装置 (POLDER)
- 温室効果気体センサ (IMG)
- 改良型大気周縁赤外分光計 (ILAS)
- 地上・衛星間レーザー長光路吸収測定用リトロフレクタ (RIS)
- ローカルユーザ伝送系 (DTL)
- 技術データ取得装置 (TEDA)

バス機器

- 通信及びデータ処理系 (C&DH)
- ミッションデータ処理系 (MDP)
- 直接送信系 (DT)
- 軌道間通信系 (IOCS)
- 電源系 (EPS)
- バトル系 (PDL)
- 姿勢軌道制御系 (AOCS)
- 推進系 (RCS)

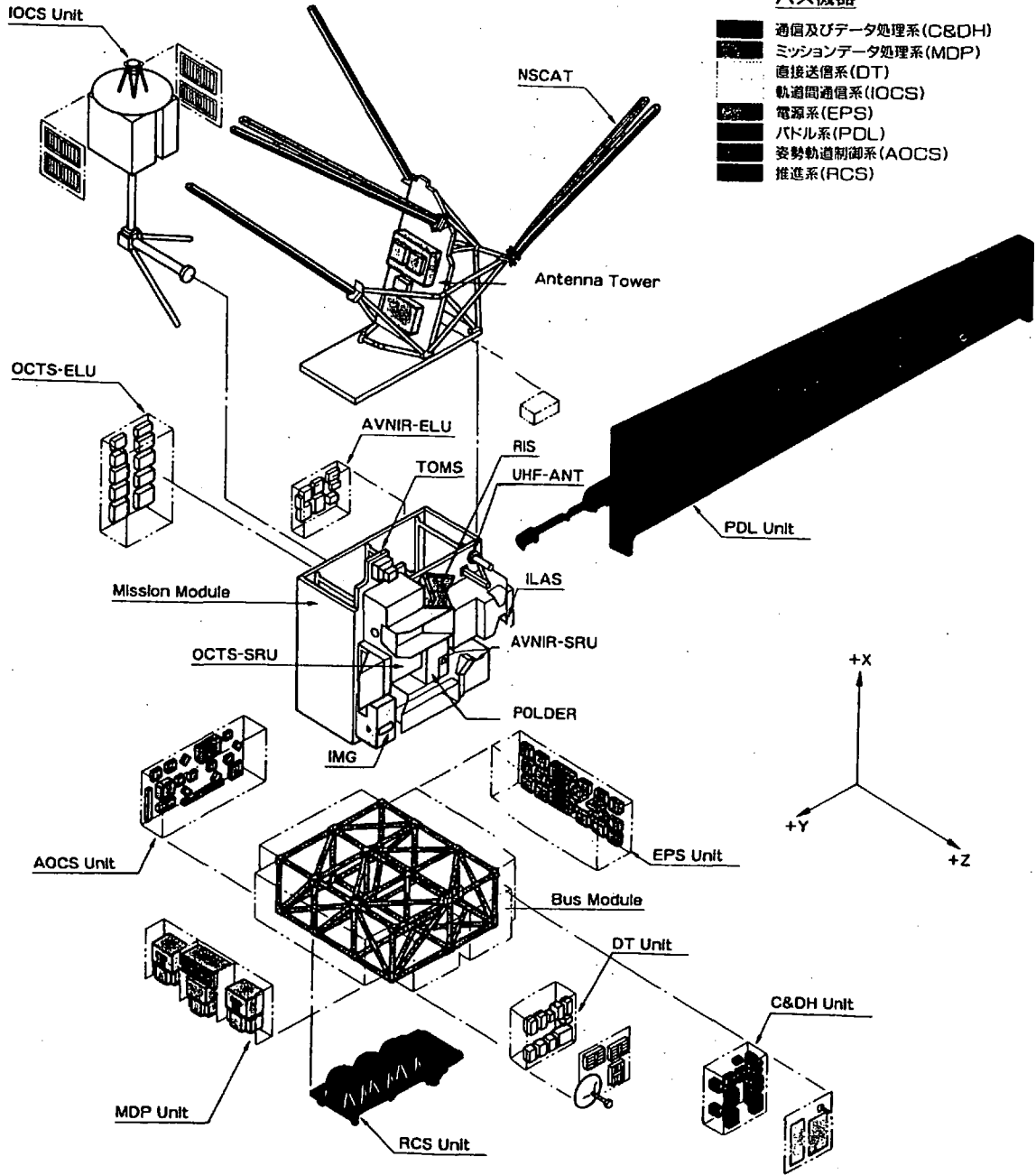


図 2. 2 - 2 ADEOS のモジュール

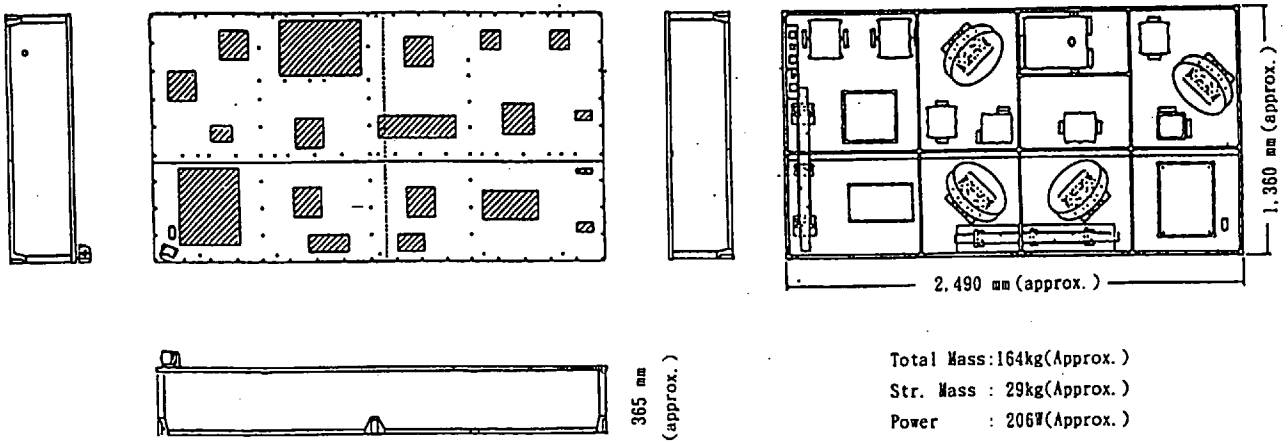
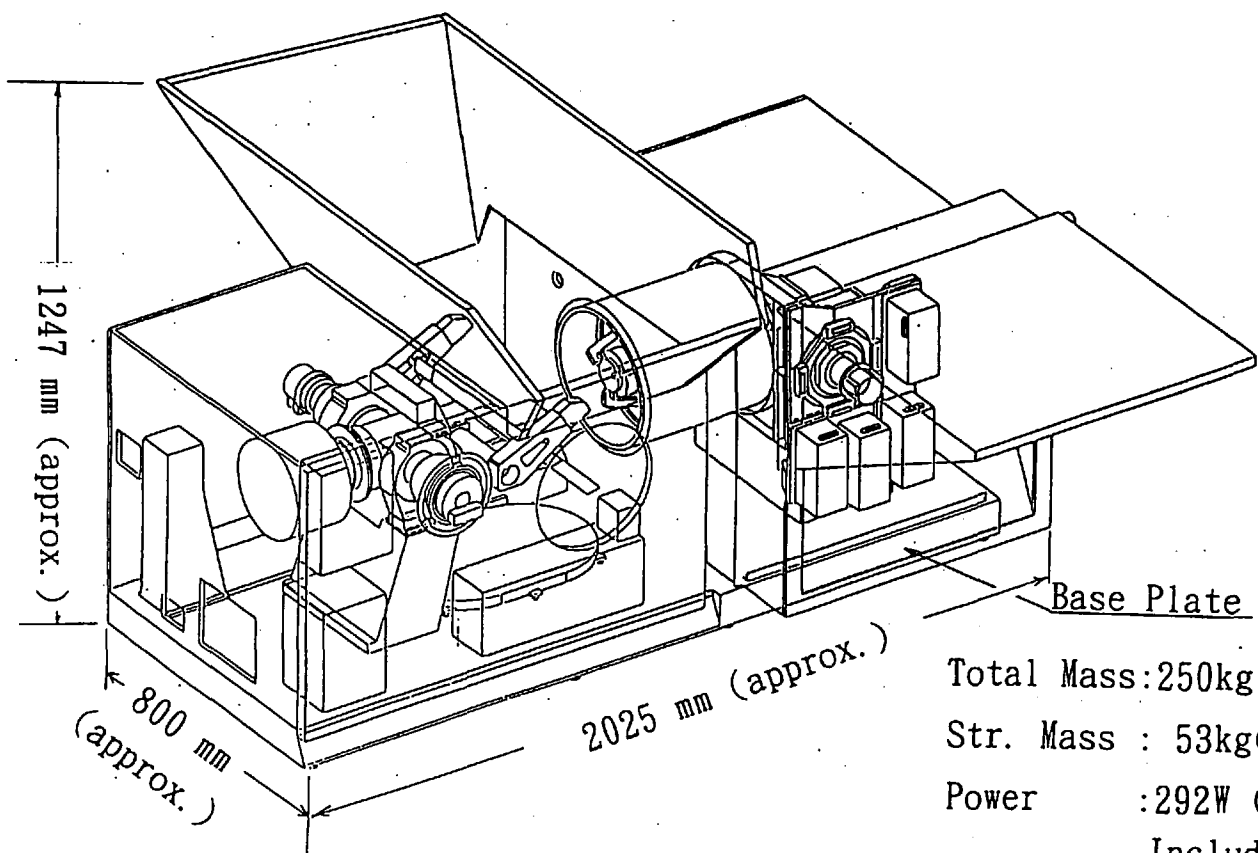


図 2. 2 - 3 AOCS ユニット



Total Mass: 250kg (Approx.)  
 Str. Mass : 53kg (Approx.)  
 Power : 292W (Approx.)  
 Including Elec.)

図 2. 2 - 4 OCTS 放射計ユニット

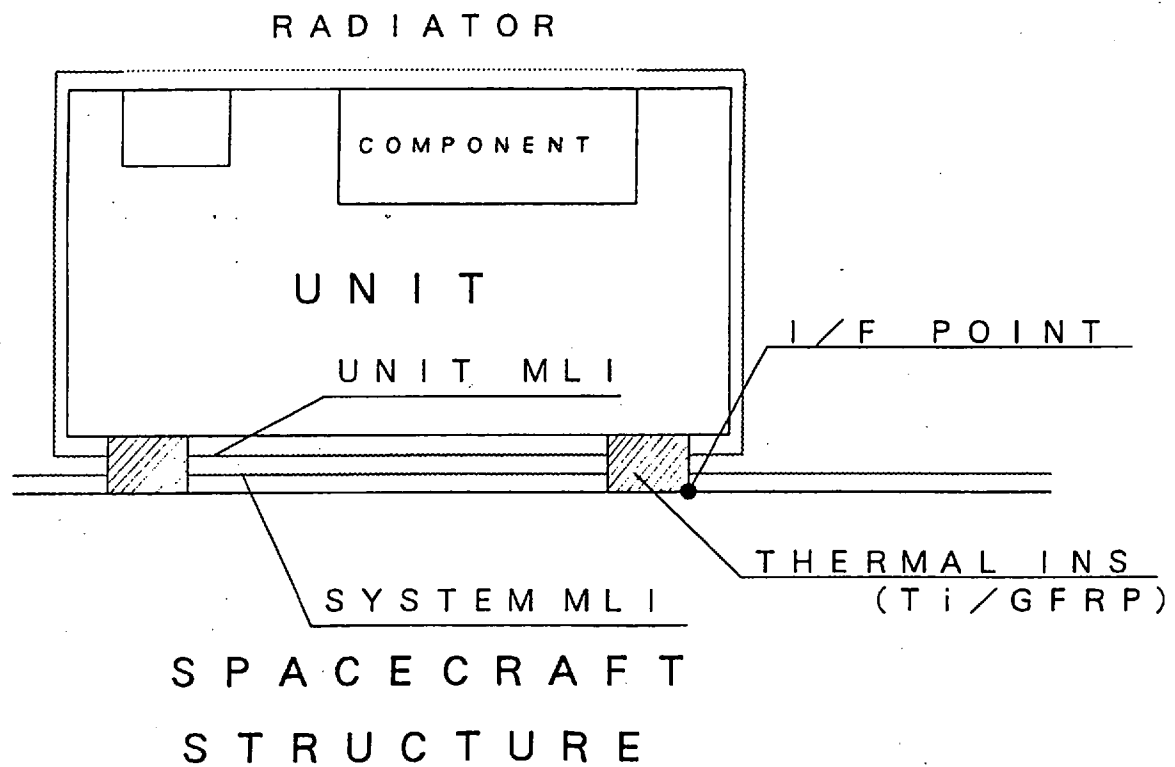
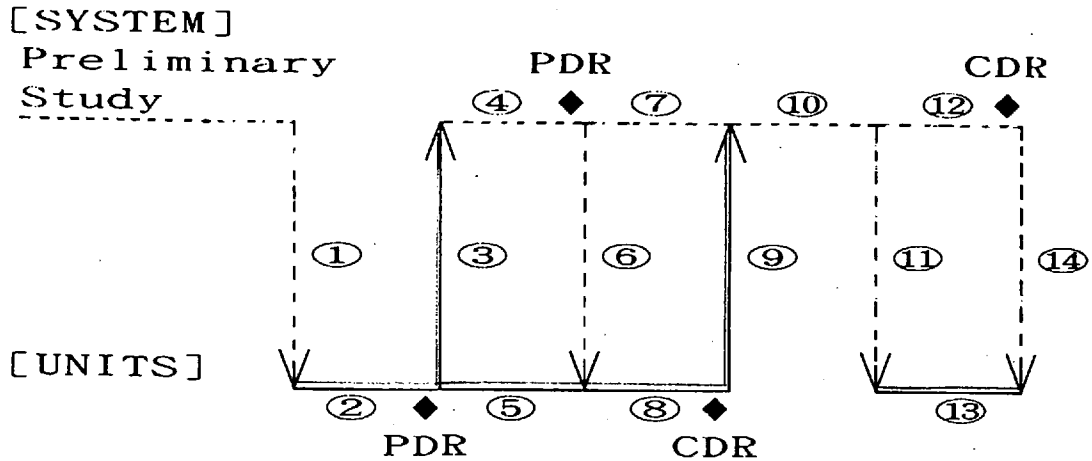


図2. 2-5 ADEOSシステムと各ユニット間の熱インターフェイス

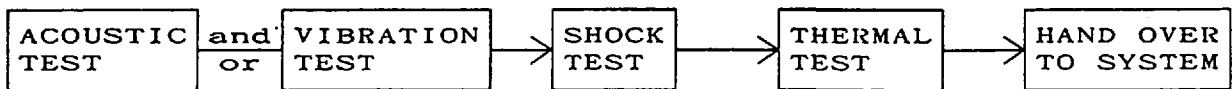


- ① Preliminary Interface Conditions based on Preliminary System Study
- ② Preliminary Design of Units
- ③ Thermal Mathematical Model of Units
- ④ System Thermal Design & Analysis
- ⑤ Detailed Design of Units
- ⑥ Updated Interface Conditions
- ⑦ Detailed Design of System
- ⑧ Thermal Balance Testing with Unit STM and Confirmation of Unit Design based on ⑥
- ⑨ Updated Thermal Math. Model of Units based on ⑧
- ⑩ Thermal Balance Testing with System STM and Verification of Interface Conditions
- ⑪ STM Test Result
- ⑫ On Orbit Thermal Analysis
- ⑬ Check of Unit Design based on ⑪
- ⑭ Updated Thermal Interface Conditions based on ⑫

図 2. 2 - 6 熱数学モデルの交換



[UNIT LEVEL ENVIRONMENTAL TESTING]



[SYSTEM LEVEL ENVIRONMENTAL TESTING]

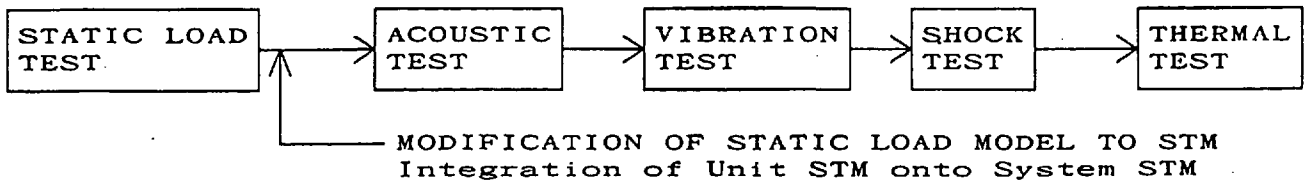


図 2. 2-7 STM試験フロー

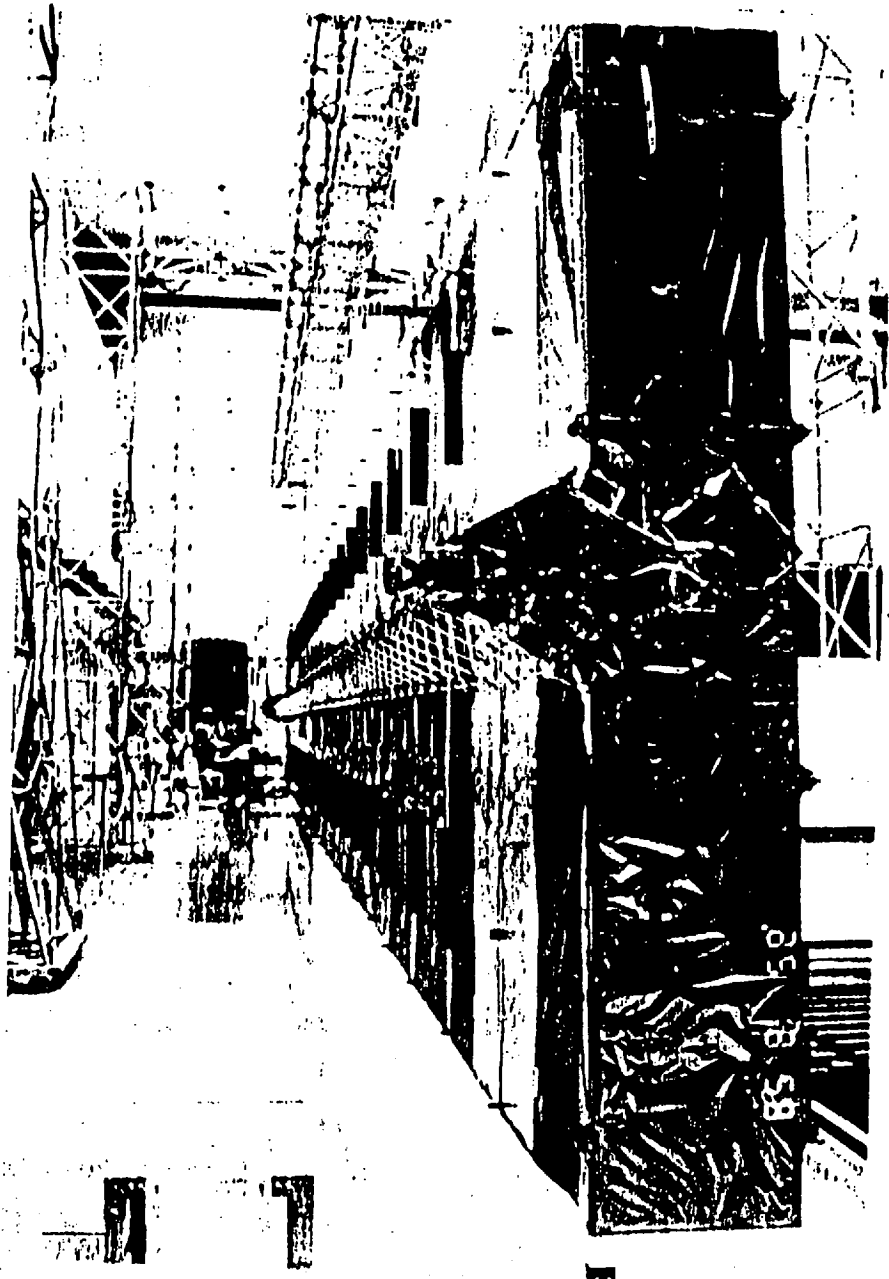


図 2. 2 - 8 太陽電池パドル展開試験

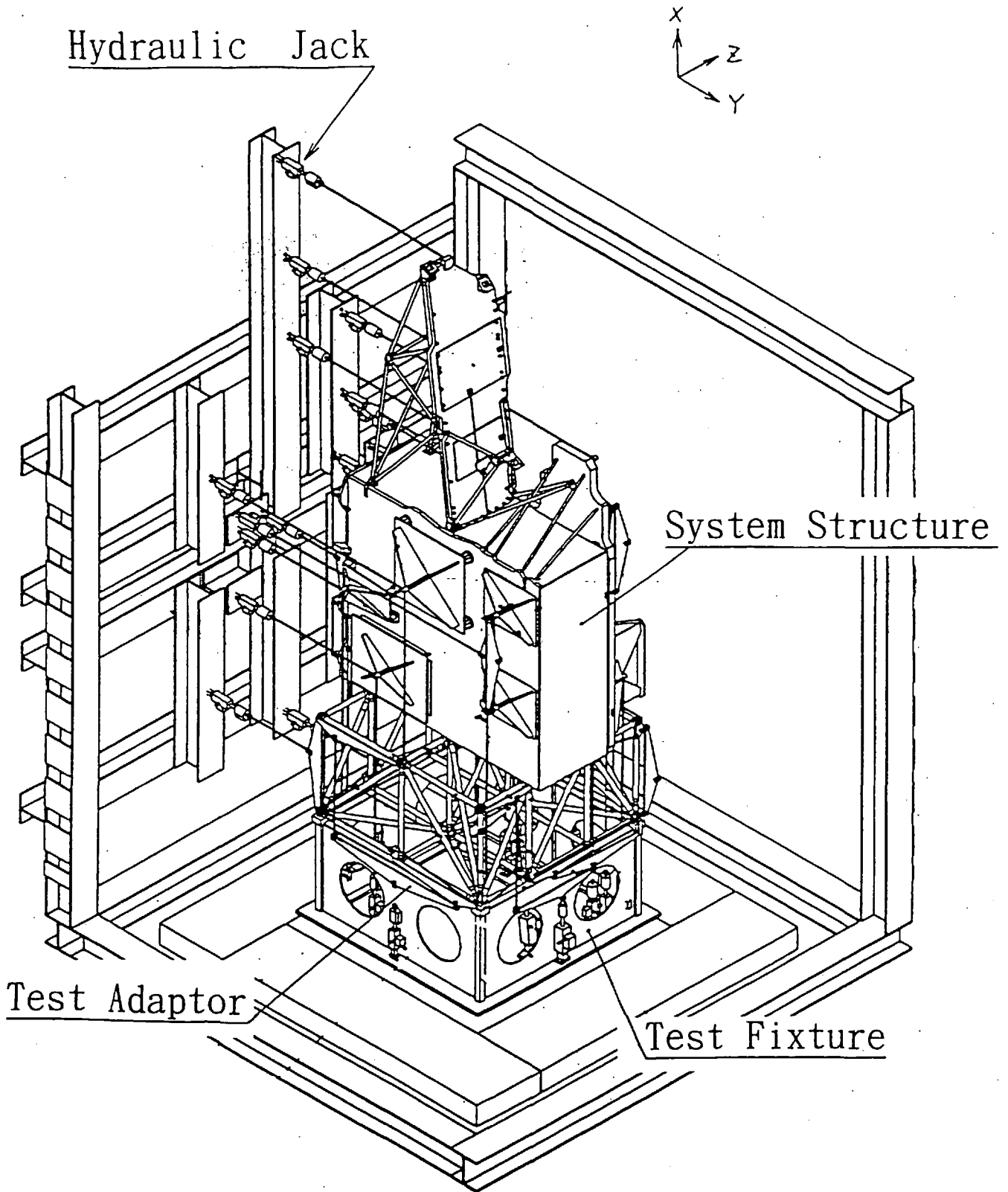


図 2. 2 - 9 静荷重試験

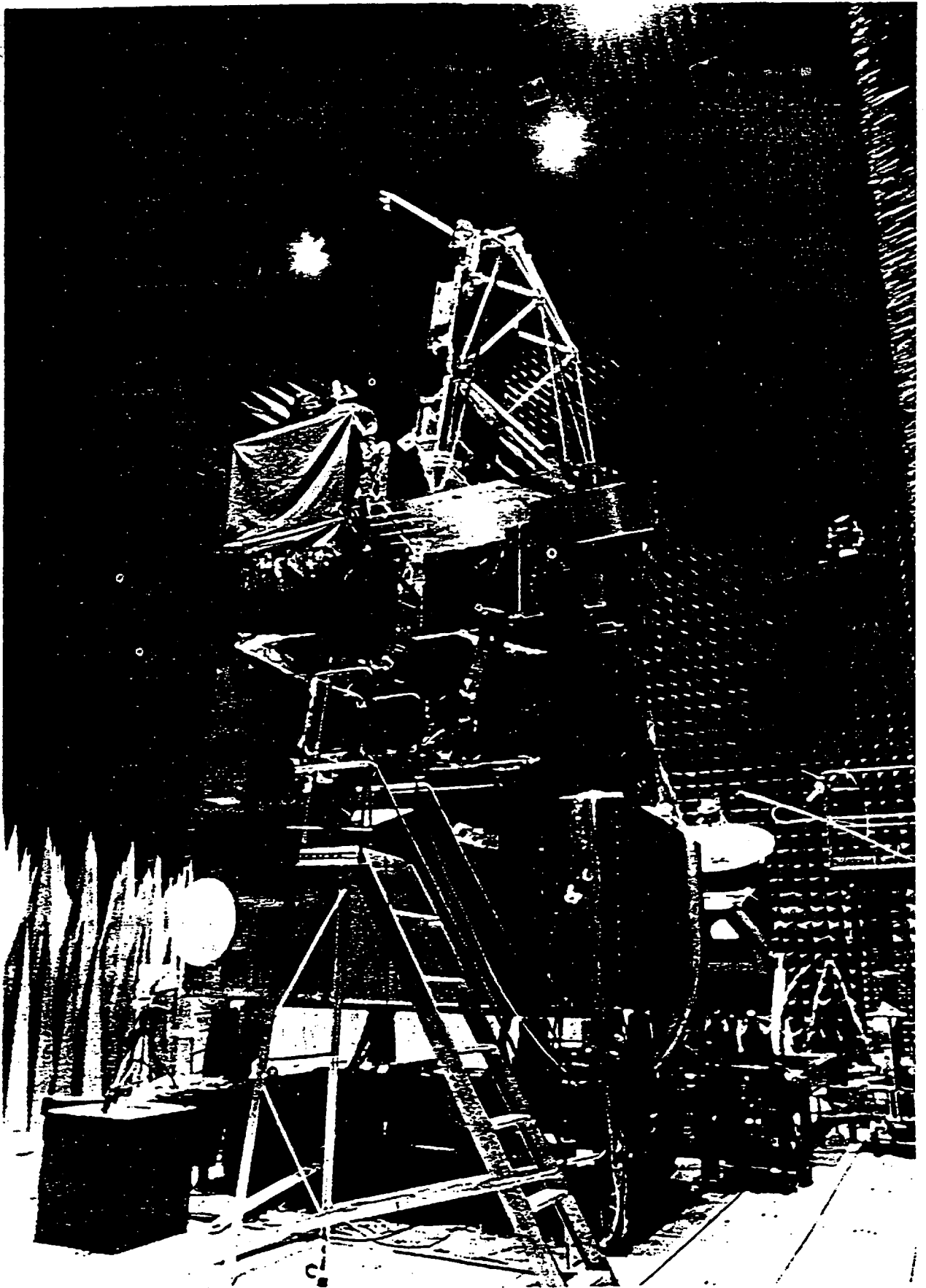


図 2. 2 - 1 0 E M C 試験

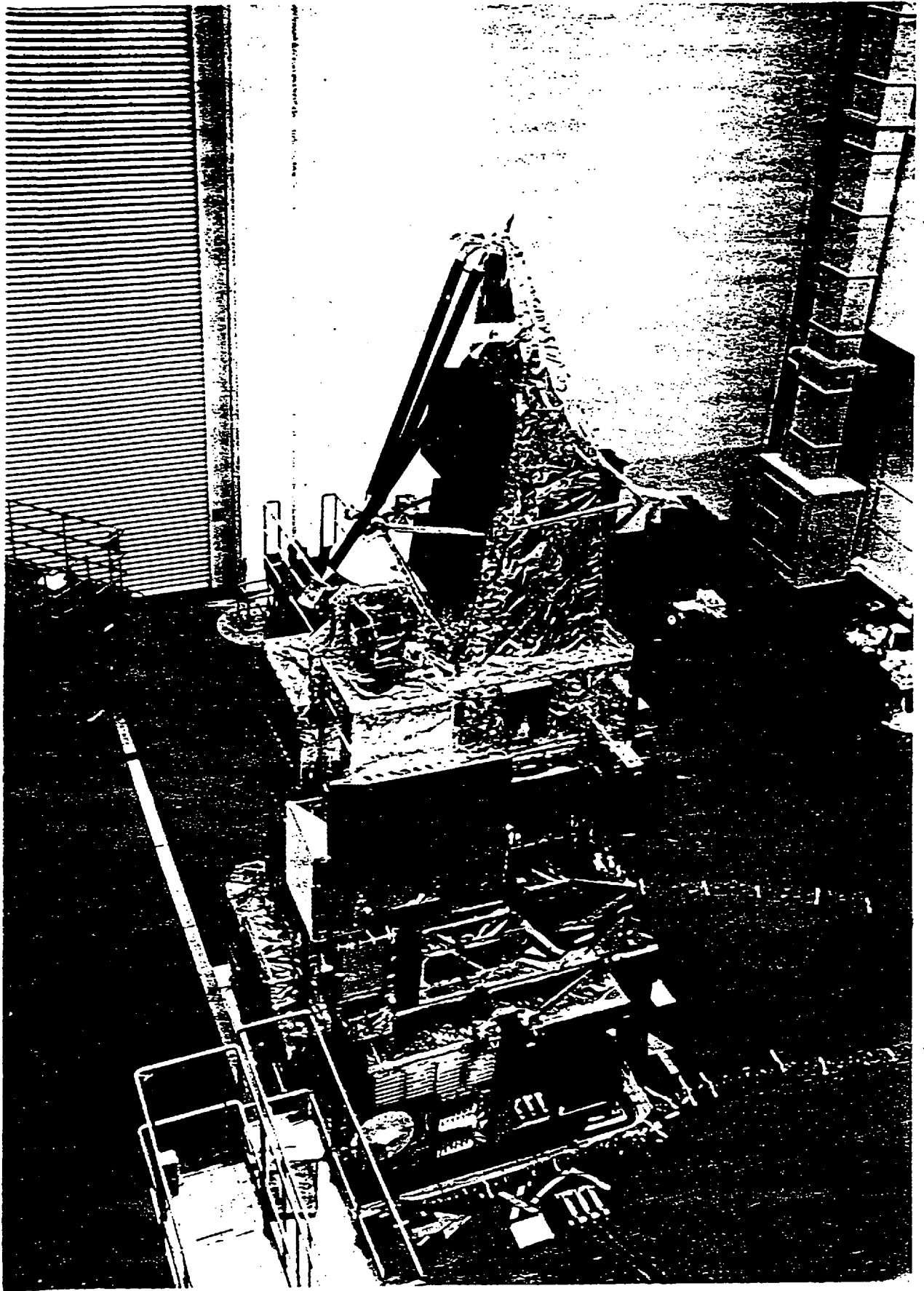


図 2. 2-11 システム正弦波振動試験

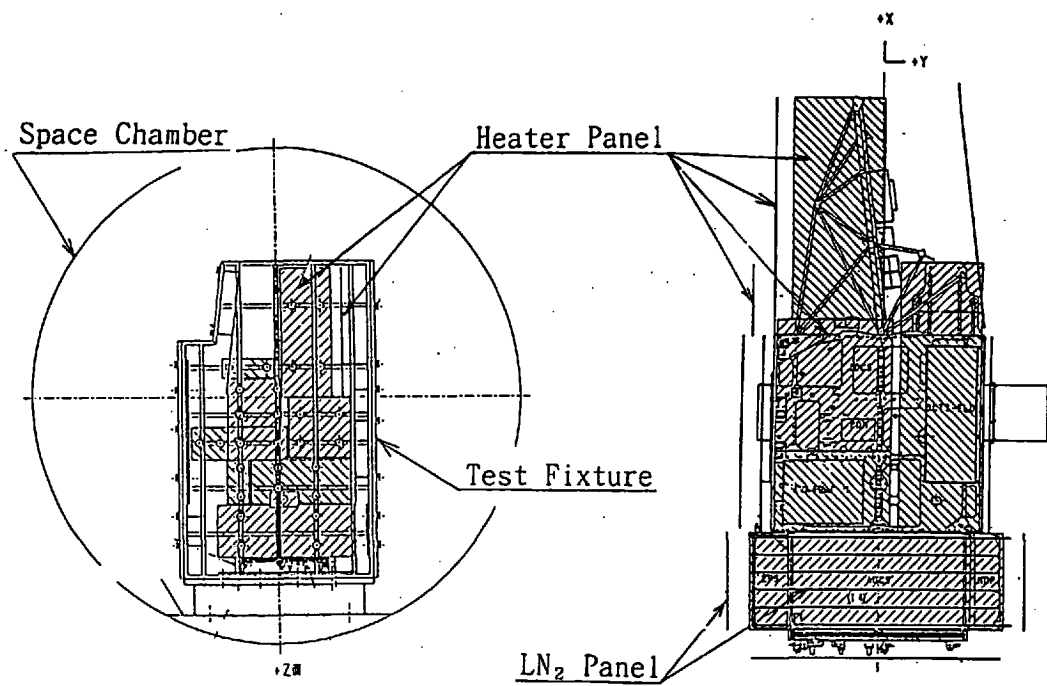


図 2. 2 - 1 2 熱バランス試験

表 2. 2 - 1 熱的インターフェイス条件の例

External Thermal Environment			
Solar Intensity (W/m <sup>2</sup> )	1,353 ± 21 Seasonal Variation -3.25% ~ +3.4%		
	Time Constant		
	Δt ≤ 0.3hr	0.3 < Δt < 3hr	3hr ≤ Δt
Albedo Factor	0.30 +0.30/-0.15	0.30 ± 0.10	0.30 ± 0.05
Earth IR (W/m <sup>2</sup> )	237 +28/-97	237 +24/-48	237 ± 21
Interface Temperatures (°C) (Example)			
Launch to Fairing Jett.	Normal 3-Axis Acquisition	Loss of 3-Axis Acquisition	
+5 ~ +35	-10 ~ +35	-20 ~ +40	
Uncertainty of 15°C should be considered			

表 2. 2-2 構造インターフェイス条件の例

	X	Y	Z
Quasi-Static Acceleration (Ult. Load)	20G	15G	15G
Sinusoidal Vibration (PFT Level)	Freq. (Hz) Accel.	Freq. (Hz) Accel.	Freq. (Hz) Accel.
	5~10.8 12.7mmDA	5~16.5 12.7mmDA	5~19.8 12.7mmDA
	10.8~40 3.0 G	16.5~30 7.0 G	19.8~30 10.0 G
	40~100 4.0 G	30~50 5.0 G	30~100 6.0 G
	Sweep Rate: 4 OCT/min		
Acoustic (PFT Level)	Octave Band	Sound Pressure Level(dB)	
	Center Freq. (Hz)	0dB=2×10 <sup>-5</sup> N/m <sup>2</sup>	
	31.5	129	
	63	134	
	125	139	
	250	141	
	500	137.5	
	1000	135	
	2000	129	
	4000	120	
8000	117		
	60 sec	OASPL = 145 dB	
Shock	Frequency(Hz)	SRS (Q=10)	
	100 ~ 800	+ 8 dB/OCT	
	800 ~ 4000	500 G	



表 2. 2 - 3 検証の責任分担

	UNITS	SYSTEM
General	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Unit Structural &amp; Thermal Design, and Math. Model</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• System Structural &amp; Thermal Design, and Math. Model</li> </ul>
Static Load	N/A	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Strength &amp; Static Stiffness of Primary Structure</li> </ul>
Vibration	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Stiffness</li> <li>• Strength</li> <li>• Sinusoidal Vib. Environment of Components</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Dynamic Characteristics of System Structure</li> <li>• Strength of Secondary Structure</li> <li>• Environment of Unit I/F Points</li> </ul>
Acoustic	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Random Vib. Environment of Components</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Random Vib. Environment of Components Directly Installed on The System Structure</li> </ul>
Shock	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Shock Level Inside of Unit</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Shock Level at I/f Points</li> </ul>
Thermal	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Thermal Control Performance</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Interface Temperatures</li> <li>• Heater Operational Duty Cycle</li> </ul>

### 3. 最近の環境試験について

「宇宙プログラムの環境試験に関するシンポジウム（表3.1）」及び「IAF」において入手した情報の中から、試験に関する最近のトピックスを紹介します。

#### 3.1 試験の標準化

一般論としては、オーバーテスト、アンダーテストを避けなければならないことと、リスクと保証とコストの3つの間のトレード・オフということになります。具体的に会議に出た話として、熱真空試験とか熱サイクル試験のサイクル数を一部見直す必要があるのではなかろうかというのがありました。これは、いつも問題になるんです。最近のように衛星が大きくなってくると、当然、中に搭載されるコンポーネントの数も多くなります。そうしますと、特に日本の場合は、スペースチャンバ、あるいは恒温槽等の設備の制約から、所定の期間で消化できるサイクル数に自ずと限界が出てくる。当然、サイクル数を増やせばコストがかかるということで、初期故障、ワークマンシップ・エラー等の洗い出しのために最も合理的な熱サイクルは何回なんだろうという議論がでできます。この会議で何サイクルが最も妥当であるという答が出たわけではないのですが、こういう検討があちこちでなされているということです。

一方、ADEOSの例に見られるように、国際共同プロジェクトが増えてくると、各国各機関が、いろいろな自分たちの設計思想、試験思想、これまでやってきたいろんな仕事から独自のやり方をもっているわけです。そうすると、いくつかの物を持ち寄った場合に、あるものについては非常にたくさんの、それも厳しい試験をしている。あるものについては、非常にラフな試験しかしていないということになります。これでは、全体として非常にアンバランスな設計になります。従って、試験条件の標準化を目指すことによって、最終的にバランスのとれたシステムにしたいという背景があります。会議では、そういった標準化のワーキンググループの設置が提案されています。これは後で、信頼性管理部の人に聞いた話ですが、信頼性のほうでもいろんなところで標準化がなされているんだそうです。

試験標準としては世の中にいくつかあります。その中でよく知られているものはMIL-STD-810です。それからMIL-STD-1540。ESPC-7BはMIL-S

TD-1540をお手本のひとつとしています。MIL-STD-810は、今現在、E改訂が進んでいるようでして、アメリカ、イギリス、ドイツ、その他の国で共同の改訂検討チームがつくられて、検討されているんだそうです。一方、MIL-STD-1540は、現在動いているものはBバージョンなんですけれども、C改訂が進められていて、1992年10月頃に1次原案ができたそうです。その後、米軍、NASA、ESA、関連企業によって、今、レビューあるいは分科会での議論がなされていて、ちょうど第3次原案が企業によってレビューされているところです。早ければ1993年12月には1540の新しい改訂版Cが出るという話をしていました。B版からの主な変更点は、内容の拡大、具体的にはロケット、衛星のコンポーネントからシステムまでを一貫して、ある程度の要求条件をまとめていくのが1つの大きな変更点です。開発試験の記述、複合材のプルーフテスト、こういったものが1540Cの中で規定されるようです。それから、受入試験の見直しです。最近では衛星の開発の仕方として、いわゆるFMという概念が少なくなってきましたので、受入試験の見直しがあります。その一方で、PFMを打上げることとなりますので、累積疲労損傷の概念が採り入れられるということです。NASDAの衛星もETS-VぐらいからPFM方式になったということで、累積疲労損傷の検討がなされています。1540Cの中にも、そういった概念が導入されるという話がなされていました。それから、認定試験供試体のフライト。これも似たような話で、認定試験で負荷をかけたものをフライトする場合の保証、そういったものが1540Cの中で新たに組み込まれてくるようです。

### 3.2 試験設備のデータベース化と国際間相互利用

この項目についての背景にあるのは、宇宙機の大型化への対応ということです。それぞれ自分たちのところで大きな非常に高価な設備を持つというのは必ずしも有効ではありません。国際間、あるいはいろんな機関間の試験設備の効率的な利用を図ろうということです。それから、最近の動向の1つとして、ロシアの宇宙関連設備が西側諸国に開放されつつある。この辺を踏まえて、今、ESAを中心に世界の試験設備のデータベースを作ろうという動きがあります。現在、フェーズ1の段階です。とりあえず西ヨーロッパ、それからCISの情報を集めて整理する作業が現在進んでいるようです。来年以降、フェーズ2に入り、それらをデータベース化するということです。最終的にはフェーズ3で、アメリ

カとかアジア地区をも含めたデータベースの作成を意図しているようです。それから、IAAのスペース・シミュレーション等のワーキング・グループへの参加を推奨しておりました。

### 3.3 擾乱確認試験

IAFでもこの擾乱の話が1つのテーマになっていました。その背景としては微小重力環境の利用があります。宇宙ステーション、フリーフライヤー、そういった環境の中で非常に小さな加速度環境が要求されています。一方、ADEOSもそうですけれども、高精度の光学観測では、指向精度ですとか、指向の安定度の要求が非常に厳しくなっています。ADEOSの指向精度は0.3度、指向安定度は1000分の3度/sec以内です。このように、要求自体が非常に厳しくなっています。一方、そういった外乱を出すほうとしても、可動機器がだんだん増えてきます。非常に大きなものを宇宙で動かすためにトルクが増大する傾向にあります。例えば、非常に大きな太陽電池パドルを動かす。太陽電池の駆動モーターが非常に大きくなってくる。地球観測衛星ですと、画像データを記録するためにテープレコーダーを何台も積んでいる。衛星間通信では、例えば、ADEOSの場合ですと、軌道800kmと静止衛星との通信をするわけです。このため、衛星の上でアンテナを静止衛星にずっと向けて追尾することになりますので、衛星の上で非常に大きなものが動く。観測機器の走査鏡、機器を低温にするための冷凍機。その他いろいろあります。このように、擾乱源が全体としてだんだん増えていきますので、衛星搭載機器間の動的な干渉の微小擾乱が大きな問題になってきています。

擾乱については解析と試験を並行して進めるわけです。通常の構造解析に比べると扱う変位量等が極めて小さいわけです。いわゆる一般的な構造解析手法で部材等をモデル化する場合に、部材等の特性のあるところでは非線形性の強いところがある、あるいは逆に非常に小さいから線形かも知れませんが、実はその辺がどうもよくわからないのです。非常に小さな動きを扱うということで、空気の影響を必ずしも無視できるとは限らない。これらの評価が、擾乱問題の非常に特徴的なものと思います。試験では、モデル化の妥当性、モデルの検証、微小振動レベルの計測技術といったものが問題になっています。こういった分野の話として、いわゆる「マイクロ・バイブレーション」とか、「マイクロ・ダイナミクス」という、昔はあまり聞かなかったような言葉をあちこちで耳にします。

### 3.4 トータルコンタミネーション管理

最近、高精度の光学機器が増えてきたことから、設計から製作、組立、試験、仕上げ、軌道上運用まで一貫したコンタミネーション管理を必要とする動きがでてきています。A D E O Sに限らず、これまでのNASDA衛星についてもコンタミネーションは、いつも話題に上るんですけども、全体として考えることは今まであまりなく、例えば、衛星の試験をするときに、組立て場所のクリーン度がどうか、あるいは試験をやっているときに、チャンバ試験時のコンタミネーションはどうかといった議論がなされるぐらいでした。

具体的に設計フェーズではどうかと言いますと、取り立てて新しい話ではないんですが、アウトガスの少ない材料を選定する。TML、CVCMの規定。それから、ガス流路の考慮。これは各ユニットの中から出てきたアウトガスが直接光学面に当たらないようにすることで、ベンディングホールの規定等も最初の設計段階できちんとしておくということです。それから、ガスが出てくる部分については、もし可能であれば、そこをコーティングしてしまう。そういった設計例も報告されています。

製作から試験については、フライト・ハードウェアがハンドリングされる環境をきちんと管理しないとイケないわけです。具体的には、衛星が曝されるハンドリング環境がどういう環境であるのかを分析します。それから、実際にその場の環境を把握する。このことは非常に大事なことです。大きく分けると、衛星が曝される環境の中でのコンタミネーション源には、パーティクル・コンタミネーションとモレキュラ・コンタミネーションの2つがあります。パーティクル・コンタミネーションは、パーティクルは粒ですから、いわゆる、通常言われているゴミの類のことです。NASDAでも、通常ダストカウンターでクリーン度、あるいは清浄度を測っているわけです。これでわかるのは、空気中に浮遊している、ふわふわと飛び回っている軽い微粒子がカウントされるわけです。一方、床面のモニターは、筑波の試験棟の床を見ていただくとわかるんですが、ダストカウンターで測ったクリーン度が、例えば1万を切っているような非常にきれいな部屋でも、ピットには、ゴミがたまっているということがよくあります。今はNASDAでは特にモニターしてはいないんですが、きちんとモニターすべきであると思います。床面にいろんなサンプルプレートを置いて、それを後で分析したという報告もなされています。空気中に浮遊する微粒子とは異なる、床に落ちる比較的重いゴミ、砂粒等の重い粒子をこういう形で管理をしないとイケないという話がなされています。

もう1つのコンタミネーションに関する大きな問題は、モレキュラ・コンタミネーションです。これはいろいろのところから出てくるガスのことです。通常、空気中に出てくるガスについては、今までNASDAでは、ほとんど気にもとめていなかったわけです。熱真空試験では、まわりが真空ですから、衛星からガスが出てきます。それで、いろんな問題があるのは皆さん十分認識はしているんです。しかし、ここで言うモレキュラ・コンタミネーションの問題というのは、空気中における揮発成分をも含めてきちんと管理すべきであるということです。空気中には、いろんな機械油脂類の揮発成分があります。クリーンルーム内で、いろいろな機械が回るケースは非常に少ないんですが、例えば、クレーンなどがあります。クレーンのグリスがあったり、あるいは床を磨くときのワックスなんかもあるものについては非常に問題になる場合があります。具体的な対策としては、空調の吸込口にモニター・プレートを置いて、定期的にそれを分析してみるといったことをやっています。ヨーロッパ、特にベルギーにはそういう設備がありまして、そこで光学コンポーネントの試験担当者からそういう話がありました。それから、地上試験時（特に熱真空試験時）は、コンタミネーションに最も危険な状態となります。QCMですとか、残留ガスの測定だとか、ウィットネスミラー、あるいはコールドフィンガー、こういう冷たい面をつくって分析しようという方法がよく使われています。環境条件を把握することが非常に大事です。最終的には、環境管理ということになります。空調は当然なんですけど、清掃についても要領書をつくって、床を磨く時の水まで規定しているものまであります。水道の水ではなくて、純水（イオン交換された水）で床を磨きなさいということでした。これが果たしてどのくらい効果があるのかわかりませんが、そこまできちんと規定をしているところもあるということです。それから非常に大事なのが作業者の管理です。いくらきれいにしても、作業者自体の動きが一番ゴミを出します。これについては教育、トレーニングが非常に大事で、そのためのプログラムを規定しているところもあります。あとチャンバの運転手順です。NASDAの場合には、この手順はかなりよく整備されていると思います。

衛星が打上がり軌道上で運用する段になりますと、コンタミネーションを避けるという観点からは、温度の管理が重要になります。軌道上でベーキングを行い、運用する以前にガスを出してやるという話があります。現在、ADEOSでは、トータルコンタミネーション管理として、ロケット／打上部門、信頼性部門、試験部門、機器部品開発部門等と作業を進めている状況です。

この辺で、本日のお話は終わりたいと思います。

表 3. 1 宇宙プログラムの環境試験に関するシンポジウムでの発表一覧

セッション 1 ロシアの宇宙プログラム、過去・現在・未来(ロシア TSNIMASH, N. A. Anfimov)

セッション 2a 6 自由度加振機及び過渡試験 I

- ・ ソボリツク・コンピュータ言語を用いた空間サーボ油圧多軸試験設備の非線形制御装置の設計(ドイツ University of Kassel, Hahn, H., Leimbach, K.)
- ・ 油圧多軸振動試験設備の高精度コンピュータモデルの開発及び制御システムの設計と試験予測への利用(ドイツ IAB GmbH, Lachenmayr, G., Krautwald, W.)
- ・ 油圧加振設備へ適用した逆モデルによる制御ソフトウェア(ドイツ University of Karlsruhe(TH), Ams, A., Wedig, W.)

セッション 2b 有人の試験/検証及び有人システムの試験

- ・ 宇宙ステーション・フリーダムによって保証される乗組員帰還ビークルの検証プロジェクト(イタリア Alenia Spazio S.p.A., Buratti, P., Giordano, P., Messidoro, P.)
- ・ 模擬宇宙環境における有人試験(米国 NASA, Fender, D.)
- ・ 有人宇宙機の熱真空試験の特徴(ロシア NPO "Energia", Grigorov, E., Surguchev, O.)

セッション 3a 6 自由度加振機及び過渡の試験 II

- ・ ESTECにおける油圧加振機の設計及び性能特性(オランダ ESA/ESTEC, Brinkmann, P., Grün, W., Shickle, W.), (ドイツ Mannesmann-Rexroth, Kretz, D.)
- ・ HYDRA加振機の制御及び安全システム(ドイツ AGE Elektronik GmbH, Grimm, A.)
- ・ JPLにおける力制限振動試験のレビュー(米国 JPL, Scharton, T.)
- ・ モーター・フォース結合による動荷重シミュレーションの実験的研究(ドイツ DLR, Sinapius, M.), (オランダ ESA/ESTEC, Brunner, O., Mendoza, M.)

セッション 3b スパラル・トビックス I

- ・ 宇宙機の地上開発試験の戦略と非定常誘導荷重環境時におけるその実現(ロシア Salyut Design Bureau, Albrecht, A.)



- ・自動モニタレーション輸送システム(AMTS)の性能検証試験(イタリア TecnoSpazio S.p.A., Colombina, G.), (イタリア Alenia Spazio S.p.A., Segreto, E.)
- ・かけ再突入モジュールの設計支援のための開発試験(イタリア Alenia Spazio S.p.A., Peccerillo, V., Russo, A., Sansone, A., Solazzo, M.)
- ・ガスジェット熱強度試験の代替法としての熱振動強度試験(ロシア Scientific Production Machine Building, Weichman, Y., Vikulin, V., Nosatenko, P., Rozov, N.)

#### セッション 4a 6 自由度加振機及び過渡試験Ⅲ

- ・過渡振動の同定及び変化—宇宙構造物のための新しい試験法(ドイツ University of Karlsruhe, Ams, A., Wedig, W.)
- ・宇宙機構造の認定に適用可能な過渡試験法(ドイツ ERNO Raumfahrttechnik GmbH, Erben, E., Beig, H., Lachenmayr, G.)
- ・宇宙構造物の認定過程における多軸振動のシミュレーション(ドイツ DLR, Füllekrug, U., Gschwilm, J., Sinapius, M.)

#### セッション 4b データの取得及びデータのハンドリング

- ・LACS - データの取得、管理、表示のためのワークステーション・ベースの「ソフトウェア・プラットフォーム」(英国 Formal Software Construction Ltd, Crutcher, A., Vinnicombe, I.), (オランダ ESA/ESTEC, De Chambure, D.)
- ・宇宙環境シミュレーション室のための新しい測定データ取得法(フランス Intespace, Jeannes t, A., Goube, J.), (フランス Sodatec Ingenierie, Bohere, D.)
- ・Dynaworks 3.1 試験のマネジメント及び解析のための新しい論理的手法(フランス Intespace, Imbert, J., Merlet, J., Goube, J.), (オランダ EDF, Taillifet, D.), (オランダ ESA/ESTEC, Klein, M.)

#### セッション 5a 製品保証及び安全

- ・ESTEC試験設備の信頼性及び安全性解析(ドイツ ASAP GmbH, Deckers, J.)
- ・試験設備の安全基準(ドイツ IAB GmbH, Klein, J.)
- ・ESTEC試験設備の信頼性、保全性及び安全性解析(オランダ ESA/ESTEC, Panicucci, M.), (ドイツ ASAP GmbH, Deckers, J., Schäbe, H.)

- ・環境試験支援の運用危険解析(フィンランド VTT Safety Engineering Laboratory, Tuominen, R., Reunanen, M.), (オランダ ESA/ESTEC, Panicucci, M.)

#### セッション 5b 検証方法及び試験フィロソフィ

- ・メカニズムのシステム検証：IRIS/LAGEOS II ミッションの経験(イタリア Alenia Spazio S. p. A. B allesio, M., Modena, M., Pavanello, R.)
- ・TSS検証プログラム：初のミッション・ファイトバック及び再フライトの見込み(イタリア Alenia Spazio S. p. A., Braghin, M., Grande, M., Pipino, G.)
- ・実際のケースに行った有限要素モデル更新法についての試験(フランス CNES/CT/AE/MT/SM, Bricout, J., Mercier, F., Moulin, A.)
- ・SAX STM環境試験活動の特異面と試験結果(イタリア Alenia Spazio S. p. A. Raimondo, G., Giordano, P., Fleming, P., Poidomani, G.)

#### セッション 6a 試験の有効性と基準

- ・振動音響試験のリスク及びトレードオフ・スタディ(米国 Vitro Corporation, Harari, O.), (米国 NASA Headquarters, Vaselich, R.)
- ・宇宙プログラムのための環境試験の国際標準化(米国 Vitro Corporation, Harari, O.)
- ・AITプロセスの改良(英国 British Aerospace Space Systems Ltd, Snelling, M., Froggatt, J.)

#### セッション 6b 音響設備

- ・音響励振下におけるブラッASP強度研究プログラム(ロシア TsAGI, Atamanov, A.)
- ・音響試験設備の音響発生器(ロシア TsAGI, Atamanov, A., Kostenko, V., Remennikov, Y.)
- ・LEAF試験開発活動からのいくつかの知見(オランダ ESA/ESTEC/YME, Eaton, D.)

#### セッション 7 試験法及び概念

- ・ロシアの大型宇宙機の熱真空試験法(ロシア TSNIIMASH, Anfimov, N., Kopyatkevitch, R.), (ロシア NIICHIMMASH, Afanasiev, N., Kopolov, U.)

- ・イタリアのプログラムを検証：学んだ教訓及び展望(イタリア Alenia Spazio S.p.A., Messidoro, P.)
- ・MIL-STD-1540Cの概要(米国 Aerospace Corporation, Moening, C.)
- ・ユニット化／モジュール型宇宙機“ADEOS”の試験概念(日本 NASDA, Nakamura, Y., Kuramasu, R., Ohkaware, M., Kanazawa, I.)

## セッション 8 国際ハコ初討論

- ・大型供試体の検証とモジュール試験
- ・試験要求の標準化

## セッション 9a 熱真空試験設備

- ・熱真空環境シミュレーション技術と中国宇宙技術院における開発(中国 Chinese Academy of Technology, Ben Cheng, H., Xiang, C., Zhen, C.)
- ・ジェット推進研究所の大型スペースシミュレータの改装(米国 JPL, Harrell, J., Johnson, K.)
- ・熱平衡試験中の脱ガス負荷及び圧力条件(ドイツ IAB GmbH, Nuss, H., Streuff, I.)
- ・熱サイクル試験のための新型赤外線設備の開発とその性能(ドイツ IAB GmbH, Resch, F.)

## セッション 9b 機械的応用 I

- ・剛体の完全な慣性パラメータの同定のためのロボットの開発(ドイツ University of Kassel, Hahn, H., Niebergall, M.)
- ・Radarsatのモジュール試験のための新しい数学モデルの相関及び更新ツールの開発(カナダ Spar Aerospace Ltd, Donato, L., Surial, A., Tremblay, P.), (Universite de Sherbrooke, Moussaoui, M.)
- ・微小振動研究のための振動計測(フランス METRAVIB R. D. S., Clerc, C.), (フランス Matra Marconi Space, Lefevre, Y.), (オランダ ESA/ESTEC, Eaton, D.)
- ・振動音響予測法の開発及び確認のための試験設備(フランス METRAVIB RDS, Clerc, C.), (フランス CNES, Perret, L.)
- ・火工品衝撃：その試験中における電子機器への影響(フランス ETCA, Filippi, E.), (フランス SAFT, Maurandi, J., Semerie, J.), (フランス Alcatel Espace, Youseffi, T., Z

emlianoy, P)

#### セッション10a 空力及び動的加熱設備

- ・ 構造物の組合せ熱機械的及び熱環境負荷試験設備(ドイツ IAB GmbH, Appel, G., Bär, K., Jarzab, W., Knapp, T.)
- ・ ネット・ストラクチャの試験技術：3次元構造物の高温計測技術及び低温圧力シミュレーション(ドイツ IAB GmbH, Bär, K., Erdl, M., Gaus, R., Knapp, T.)
- ・ Sciroccoプロジェクト：設計の進展と最適化(イタリア Italian Aerospace Research Center, CIRA, Russo, G.), (米国 Aerotherm Corp., Foster, T.), (カナダ DSMA-Babcock Inc., Elfstrom, G.)

#### セッション10b 機械的応用 II

- ・ ハッブル宇宙望遠鏡のローラ・ブレイ振動試験に要求された非正統的技術(英国 British Aerospace Space Systems Ltd, Hill, V.)
- ・ Lavochkin Associationの宇宙機の大規模構造力学のゲイジ同定及び検証試験の方法と設備(ロシア Lovochkin Association, Moisheev, A., Ermakov, C., Khohlov, I., Telepnev, P.)
- ・ アリアン5EPCスラスト・フレームの振動試験：試験供試体の例外的な質量及びサイズによる挑戦(ドイツ IAB GmbH, Troidl, H., Schildt, U.)

#### セッション11a 熱的応用

- ・ ハッブル宇宙望遠鏡のハイシステム・ユニットの熱試験(英国 Inst. of Sound and Vibration Research, Smith, M., Pinder, J.), (フランス ESA/ESTEC, Eaton, D., Henson, B.)
- ・ Tauvex天文宇宙望遠鏡の熱試験(イスラエル EI-OP Electro-Optics Industries Ltd, Blasberger, A., Levi, M., Stavitsky, D.)
- ・ MSATの熱試験計画(カナダ Spar Aerospace Ltd, Donato, M., Theophanous, P., Samson, S.)
- ・ SILEX望遠鏡の低コスト・ロー・シミュレーション試験(フランス Fokker Space & Systems, Kamp, A.), (ドイツ IABG, Frey, H.)
- ・ 宇宙機の熱試験のためのIR放射シミュレータの開発(イスラエル IAI/MBT, Shimrony, Y., Ba

chmutsky, Z., Naimark, Y., Zalmanovich, S.)

#### セッション11b 設備のサブシステム及び光学計測機器

- ・大型スペース・シミュレータで使用されるフォトグラム・カメラ・システムの設計概念(オランダ ESA/ESTEC C/YTE, Mueller-Stute, F., Hutchison, J., Dompeling, R.)
- ・光学計測システム(OMS)(スペイン CASA-Space Division, Galipienso, G., Cabeza, I.), (オランダ ESA/ESTEC, Aalders, B.)
- ・SILEX望遠鏡の熱真空検証(ドイツ Carl Zeiss, Holler, F., Juranek, H.), (ドイツ Deutsche Aerospace Jena-Optronik GmbH, Wolter, D.)
- ・実験的開発における宇宙機精密構造ユニットのコンフィギュレーション・パラメータの計測のためのフォトグラム法の利用(ロシア NPO PM, Khalimanovitch, V., Dryjgack, V., Matuha, N., Sergeevich, V.)
- ・CPTR-リフレクタのフォトグラム表面計測(ドイツ GDV Ingenieurgesellschaft, Kinzel, R.)

#### セッション12a スペース・トル・ボックスII

- ・CSLクリーンルーム設備における清浄度管理プログラムの調査(ベルギー - Centre Spatiale de Liege, Henrist, M., Thome, M.)
- ・ロシアの有人宇宙ビークルの実験的開発及び地上工程のための漏れ試験の概要と技術(ロシア NPO "Energia", Tcherbakov, E., Trojnikov, V.)

#### セッション12b ホスターセッション

- ・VECTORによる検証計画及び管理(ドイツ Dornier GmbH, Hendricks, R., Hluchnik, G.)
- ・極超音速風洞における航空宇宙ビークル周辺のイオン化現象のモデル化(ロシア Central Aerohydrodynamic Inst. (TsAGI), Gorelov, V., Gladyshev, M., Kireev, A.)
- ・Plum Brook StationにおけるNASA航空宇宙試験設備(米国 NASA Lewis Research Center, Kozar, R.)
- ・集束疑似太陽光源(フランス SESO, Auclair, A., Jahier, J.)
- ・エアロスパチアル - カヌー・サイト - 衛星インテグレーション及び試験センター(フランス Aerospatiale, Coroller, J., Macario, R.)

- ・試験データに基づく宇宙機表面の空力的大気効果のモデル化(ロシア TsAGI, Freedlander, O. G. Nikiforov, A. P.)
- ・宇宙機の音響試験のためのRK-1500反響室(ロシア TsAGI, Atamanov, A., Kostenko, V.)
- ・KVIチャンパ・フュレット・ソーラー・シミュレータの開発及び運用(ロシア NIICHIMMASH, Makarov, A., Galyaev, V.)
- ・惑星間自動ステーションの熱条件開発及び熱真空試験の方法(ロシア Lavochkin Association, Zelenov, I.)
- ・大型KVI熱真空チャンパ運用の経験(ロシア NIICHIMMASH, Afanasiev, N., Makarov, A.)
- ・LEAFのトリ- (オランダ ESA/ESTEC, Mueller-Stute, F., Stolk, R., Boer, A.)
- ・チャンパ共振に関する放射及び感度試験セットアップ (オランダ ESA/ESTEC/YTO, Van Essen, J.)
- ・宇宙環境試験のカタの能力における最近の向上(カタ Canadian Space Agency, Mamen, R., Choueiry, E.), (カタ National Research Council of Canada, Slingerland, F.)
- ・ジナル・スタンドの新たな能力(オランダ ESA/ESTEC, Mueller-Stute, F., Hutchison, J.)
- ・最新正弦波試験及び解析手法の衛星への適用(ベルギー - LMS International, Leu ridan, J.), (米国 Hughes Space and Communications, Davis, W.)

#### セッション13a 設備のサブシステム及び計測装置

- ・精密熱制御のための高濃度GN<sub>2</sub>システム(米国 Process Systems International, Inc., Lombardo, J.)
- ・宇宙機構造の振動試験のための動的力計測(フランス Intespace, Meurat, A.), (フランス CNES, Bousquet, P.), (オランダ ESA/ESTEC, Klein, M.)
- ・13mφスペース・チャンパの窒素再液化装置(日本 ABS, Takayanagi, N.)

#### セッション13b 特別な応用及び設備

- ・模擬された彗星の物質及び環境におけるロケット・サンプル取得システムのT-Vコアリング及びサンプルリング試験(オランダ ESA/ESTEC/YMM, Coste, P.), (ドイツ DLR, für Raumsimulation, Kochan, H.), (イタリア Tecnospaio S. p. A., Fenzi, M.)

- ・微小重力ハートのための微小力学試験設備(ドイツ Dornier GmbH, Eckert, L., Vogt, B., Von Malm, B.)
- ・宇宙環境から惑星の表面へ、ハードウェア試験から物理的な実験へー宇宙シミュレータ利用の変化(ドイツ DLR-Institut für Raumsimulation, Kochan, H.)

#### セッション14 閉会セッション及び円卓討議

- ・宇宙機及びロケット開発のための試験設備(ロシア NIICHIMMASH, Makarov, A.)
- ・統合されたヨーロッパ・センターにおける衛星コストと試験サイクルの最適化(フランス Intespace, Boures, G.)
- ・円卓討議：将来プログラムへの世界の既存設備の適性と国際的利用の可能性

参考文献

1. Nakamura, Y., Iwasaki, N., Kaku, K., Kanazawa, I., "Interface Coordination between ADEOS and Mission Instruments," 44th IAF Congress, Austria, October 1993.
2. Nakamura, Y., Kuramasu, R., Ohkawara, M., Kanazawa, I., "Test Concept of Unitized /Modular Spacecraft 'ADEOS' ," 2nd International Symposium on Environmental Testing for Space Programmes, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, October 12-15, 1993.



宇宙開発事業団技術報告 NASDA-TMR-950010

---

発行日 1995年8月31日

編集・発行 宇宙開発事業団

〒105-60

東京都港区浜松町2丁目4番1号

世界貿易センタービル22階

TEL 03-5470-4111 (代表)

---

©1995 NASDA

無断複写、転載を禁ずる

<本資料に関するお問い合わせ先>

宇宙開発事業団調査国際部技術情報課

TEL 03-5470-4276 ~ 4279

