

## ミッション計測計画

航空宇宙技術研究所      ○井上安敏、桜井善雄  
宇宙開発事業団              秋元敏男、稲葉基之

我が国初めての軌道速度からの大気圏再突入を行う本飛行実験において、将来開発運用するHOPE等の宇宙往還機の設計のための基礎データの取得、設計ツールの検証を行うことが熱防護系の飛行実証などと並ぶ最も重要なOREXの目的の一つである。

このことからハウスキーピング計測の他に計測ミッションとして、熱空気力学的プローブもしくは飛行風洞として位置づけられる計測項目、熱構造系の設計検証的な計測項目、HOPE等での展開を検討するためのGPSR航法・誘導・制御上の計測項目、軌道再突入に伴うブラックアウトに関する計測項目などの機上計測を計画しセンサ等の選定、設計開発を行った。

これら各々の計測計画におけるミッションシナリオ、計測系の設計概要、開発経緯、計測機器搭載配置の考え方等について述べる。

**Planning of OREX Measurement Mission**

National Aerospace Laboratory      Yasutoshi Inouye, Yoshio Sakurai  
National Space Development Agency      Toshio Akimoto, Motoyuki Inaba

In the Orbital Reentry Experiment (OREX) done by Japanese for the first time, the onboard measurement mission is one of the most important purposes. Toward the R&D of the HOPE (H-II Orbiting Plane), acquisition of the basic data during the atmospheric re-entry and the flight validation of the design methods were expected by OREX as well as flight verification of the thermal protection structures.

Therefore, the various measurements aboard OREX were planned as its mission:

1) aerothermodynamical measurements as a probe or a flying wind tunnel, 2) measurements for verification of the thermo-structural design, 3) measurements on the communication blackout phenomena, 4) GPSR navigation data acquisition. Requirements and decision for the measurement items and selection of measuring apparatus for each item have been made. Design, development and test have followed.

Discussed are the mission scenario, the outline of the design, developmental story and spatial allocation of the sensors.

## OREXにおける計測ミッションの目的

H O P Eのような宇宙往還システムの設計においては、軌道から地上までの飛行に対する安全余裕と有効積み荷の重さに関わる重量管理が最も重要であり、それらに関係するクリティカルな技術に関する経験と飛行実証のための飛行実験が必要且つ有効と考えられた。その実験シリーズの最初のものが本OREXである。H O P Eのようなシステムは我が国の宇宙開発プログラムが未経験の飛行環境を対象にし、且つ再使用を前提にしていることから、上述の要求を満たすために再突入に代表される熱空力環境の正確な把握とそれらに対する信頼性の高い予測法が要求される。一方、地上設備装置では熱空力特性の完全な模擬が事実上不可能であり、CFDにおいてもそれらのコードの適用性が確認されていない。

OREXの計測ミッションでは、この要求に向けて、またH O P Eに必要な技術の何項目かの飛行試験の機会として

- 1) 周回速度からの再突入軌道に沿う熱空力環境の把握、および地上試験やCFDによる予測法の飛行データによる適用性検証、
  - 2) 耐熱構造基礎データの取得と設計の評価、
  - 3) 高温大気による通信ブラックアウト現象の基礎データ取得と評価、
  - 4) GPSRによる航法基礎データの取得とGPS航法の改良、
- を目的と設定した<sup>1)</sup>。

Fig-1 に示したOREXの飛行プロファイルにおいて、上述の1) はブラックアウトを中心に、その前後の飛行フェーズが対象であり、2) は主にブラックアウト中の最大加熱率の若干後まで、3) は Fig-2 に予測を示すようなまさに再突入の100 kmから4、50 kmまでの間、そして4) は周回軌道上と軌道離脱再突入開始までとブラックアウト明け以後がミッション期間となる。

これらのデータ取得に当たっては、本OREX実験の成果を可能な限りH O P Eへ反映することを基本においた。たとえば、Fig-3 はH O P Eのよどみ点における空力加熱率（熱流束）と等しくなるようにOREXの形状を選んだ例である。

## ミッション計測項目

H O P EやHERMESのような宇宙往還システムが遭遇する熱空力環境において空力設計上問題となりながら定量的な評価が困難な効果がいくつかある。Fig-4 にHERMESの軌道の例でそれらを示す<sup>2)</sup>。H O P Eでもこのような効果の解明が同じく重要になる。ほぼ同じ環境を飛行するOREXによって、熱化学、熱空力的効果の計測によりそのいくつかを明らかにすること、および電離・解離を含む高温実在気体及び希薄実在気体CFDコード、モデルの適用性検証を目指す。

また、H O P Eへの使用を想定して開発したC/C材や、C/C-TPS、セラミックタイル等の熱防護システムが実際の軌道再突入に十分な性能を持つこと

を確認する。

Fig-5a),b) に熱空力、熱構造、GPS航法、ブラックアウトを含むシナリオを示す。個々の物理量の測定だけでなく、複数の被測定量から設計ツールの検証等を行うこととしている。

本ミッションの具体的な計測項目は以下のようにまとめられる：

- 1) 再突入環境下での空気力および空力加熱基礎データの取得
  - (a) 機体表面温度および壁面圧力の計測
    - ・・・空力加熱分布／履歴、その時点の機体圧力把握
  - (b) 解離再結合空力加熱評価のためのTPS表面温度の計測
    - ・・・3種類の表面コーティング材の再結合反応触媒効率を評価
  - (c) 再突入初期の高々度領域での微小加速度および表面圧力の計測
    - ・・・希薄気体熱空力予測評価と一様流状態量推定
  
- 2) 再突入環境下での耐熱構造基礎データの取得
  - (a) 熱構造系各部の温度計測
    - ・・・熱防護材の耐熱性評価、全機熱環境解析、構造健全性確認
  - (b) アブレータ材の温度計測
    - ・・・アブレータの熱ブロック性能評価
  
- 3) 再突入時の通信途絶現象に関する基礎データの取得
  - (a) VHF受信感度の計測
    - ・・・テレメータ搬送波の地上受信感度から発生、消滅時刻推定
  - (b) ブラックアウト発生前後の境界層内電子密度分布計測
    - ・・・ブラックアウト発生機構解析、高温電離気体CFDコード
  
- 4) 軌道上、再突入時のGPS受信機による航法基礎データの取得
  - ・・・GPS捕捉／再捕捉性能、航法性能の確認

これらセンサからシグナルコンディショナを経たデータは、テレメータパッケージを介してVHF送信機によりリアルタイムで送信される他、地上局不可視域あるいはブラックアウト期間中等のデータは搭載データメモリに記録されブラックアウト明け以後の適当な時期に3倍速で再生送信される。

## 計測要求

上述の各計測項目に対する①具体的な測定物理量、②データ取得概念、③データ取得飛行範囲、④センサ点数、配置、⑤データ精度、について検討を行い、各計測機器の設計要求とした<sup>3)、4)、5)</sup>。

## インタフェース事項

ミッション計測／実験機システム間に以下のインタフェースを介している。これらは各系統別の「軌道再突入実験機〇〇系インタフェース管理仕様書」に規定された。

### 1) OREX 飛行計画に関すること

- ・実験機のだよみ点空力加熱率がHOPEのそれとほぼ同レベルとなる再突入飛行経路とする。
- ・再突入初期の高々度領域での微小加速度計測のため、機体姿勢制御を最小限に抑える。可能ならば無制御とする。
- ・高々度用圧力センサ、微小加速度計のオフセットレベルを取得するため、種子島、小笠原地上局可視域内へ入る30分以上前にセンサへ電源投入する。
- ・ブラックアウト前後のテレメータ受信の可能性が高くなるような飛行経路とすること。

### 2) データメモリ記録時間に関するインタフェース

- ・データメモリの最大記録時間内に、熱構造の熱設計確認に必要なデータ取得時刻と高々度気流特性に必要な希薄度が可能な高度のいずれも入るように記録開始ノミナル時刻を調整する。

### 3) 機体システムとのインタフェース

- ・計測系の不具合があってもシステムに悪影響のないことを原則とし、そのために材料、艤装法、局所加熱評価、静電気放電対策等を慎重に定める。
- ・静電／熱電対プローブの取付角による機体ロールモーメントの発生を姿勢制御能力内に限定するため、両プローブの相対的取付角残差量を規制する。

機体側との、あるいは計測系相互間のその他の多様なインタフェース調整／規定を経て、単体の製作、システムへの艤装、工場／射場での全計測系の機能確認試験へと進めて打上げへ対応した。

## 計測センサ

ミッション計測系はNASDA、NALで分担した。OREXミッションの目的を満たすため、1)～4)の計測カテゴリ毎に計測要求に基づいた具体的なセンサの選定を行った。

### ・温度センサ (1a、2a)

熱防護材表面近傍の空力加熱用、耐熱構造の防熱特性評価用および全機熱解析用の温度センサは、高温部(0-1600°C)は白金-白金ロジウム

熱電対、中温部は（700°C）白金抵抗測温体を使用する。C/Cノーズ部の温度センサ装着の概略を Fig-6 に示す。1 a、2 b用併せて54チャンネルを装備する。

- ・ 温度センサシグナルコンディショナ （1 a、2 a）  
H-II ロケット用 I I U をベースに設計変更、製作する。
- ・ 中高度用圧力センサ （1 a）  
空力加熱の激しい中高度域（70 - 40 km）での壁面圧力を計測するため、静電容量型圧力計を搭載する。 Fig-7 に概略を示す。
- ・ GPS 受信機 （4）  
GPS 信号の捕捉追尾、シュードレンジ・デルタレンジ計測、GPS 単独航法機能評価等を行う。
- ・ 静電/熱電対プローブ （3 b）  
窒化珪素主体のセラミックス製の楔状プローブで、ラングミュア・プローブ形式で先端電極への流入イオン電流から境界層内58 mm迄の5カ所の高さの電子密度分布を得る。 Fig-8a) に概略図を示す。
- ・ 解離再結合加熱センサ （1 b）  
セラミックタイルTPSの表面にSiC、金、黒色ガラスをコーティングした際の表面直下の温度履歴からそれぞれに流入する加熱率を計測し、発熱反応である解離原子再結合反応に対する3種のコーティング材の触媒性を評価する。 Fig-8b) に概略図を示す。
- ・ 高々度用圧力センサ （1 c）  
真空から高度75 km迄の高々度領域の壁面圧を計測する。希薄気体領域の計測のため、オリフィス/キャビティー形状の導入管路を介して、隔膜静電容量型圧力センサと対数増幅器により3.5桁のダイナミックレンジ計測を行う。 Fig-8c) に概略図を示す。
- ・ 微小加速度センサ （1 c）  
希薄気体領域の空力特性のCFD検証のため、抗力加速度を $10^{-4}$ の精度で計測する。フルスケール1.3Gである。
- ・ アブレータ （2 b）  
再突入時の空力加熱に対する熱ブロック性能を確認するため、シリカ系GFRP製のアブレータを搭載し、表面から5、15、35 mm深さの熱電対出力からその防御効率を評価する。

- ・NALミッション計測系シグナルコンディショナ

NAL担当の全てのセンサへの電源、バイアス電圧供給、信号増幅、フィルタリング、クロック信号発生、温度データのMPX化、その切り替え識別信号発生、熱電対温度補償等を行う。

各ミッション計測の内容、手段（センサ）、対象高度範囲、計測精度を総括表にまとめた。Table-1を参照のこと。

### 計測機器・センサの配置

機器の配置は、測定部位の近傍要求のものは可能な限り近づけ、機器搭載部に収納するものと、エアロスカート裏面に位置するものなどに分けた。センサ個々の温度要求、電磁干渉要求、熱電対群基準温度測定可能性、重量・サイズ等の艤装上要求、センサ相互間の位置関連要求等を考慮して、計測関連機器の配置は最終的に Fig-9 のように決められた。

### センサの開発

飛行実験、特に秒速7km以上での大気圏内飛行に伴う厳しい環境下での計測法、センサは地上試験で用いられるものにはない要求を満たす必要があるため、

- ・新たに開発する必要のあったもの・・・ 静電／熱電対プローブ
- ・急速に変化する温度、圧力下での正しい計測のため機体熱防護系と一体化したセンサとしたもの・・・ 解離再結合加熱センサ、アブレータ、タイル部表面近傍温度センサ
- ・既存のものをベースにして改修するもの、新たな特性を追加するもの・・・ 中高度用圧力センサ、高々度用圧力センサ
- ・取付位置、取付方法に地上とは異なる詳細な熱モデル、環境条件モデルを規定し、その下に艤装したもの・・・ 各温度センサ、GPS受信機、微小加速度計

のような対策を行って製作することにした。いずれの計測センサについても、設計、データ解析の両フェーズともに熱モデルを明確にした対応を行っている。

センサ類は地上試験、解析等での機能確認を行う他に、打ち上げ時のみならず分離時、軌道離脱時、再突入時に振動、衝撃、熱、真空、帯・放電などの環境に曝されるので、これらに耐えうる設計とするため単体の環境条件を設定し、試験（たまに解析）によってこれらを確認することとした。

### データ解析・評価

データの解析評価に当たっては、設計に用いたツールを援用することが基本である。例えば熱空力計測系開発においてアーク加熱風洞が用いられたが、Fig-10に示すように設計、地上レベルの検証データ取得のみならず、飛行データ解析にもCFDと共に有機的な解析ループの一つを形作っている。同様にNWT（航技研数値風洞）も設計からデータ解析までの主要なツールである。個々のセンサのデータ解析を完了しても、個々の被測定量は不確かさを持っている。オンボードで計測された多数の物理量間で合理的な分布、時間変化となるようにこれらの不確かさの範囲内でイテレーションを行い統計的に確からしい測定値と一様流状態量を推定することが考えられる。Fig-11にその概念図を示す。

一方、テレメータサンプリング速度の制限から早い現象の再現はできない。そのような信号については情報処理による歪みの修正を可能な限り実施する。

### まとめ

1. HOPE開発の一環として、クリティカルな技術の習得、OREX飛行環境の把握、熱構造の飛行実証、通信ブラックアウト現象の把握、GPS航法の改良、それに併せて設計ツールの適用性検証を目的としたミッション計測計画を述べた。
2. 計測項目と計測要求を絞り、具体的なセンサの設計、開発、試験計画を定めると共に、機器の機体上への搭載配置を行った。
3. 飛行試験データの取得、解析、評価について検討した。

### 参考文献

1. 「軌道再突入実験 実験計画書」、NASDA TK-S03019、平成3年11月
2. Trella, M, "Introduction to the Hypersonic Phenomena," in *Hypersonics*, ed. by Bertin, Glowinski & Periaux, Birkhauser Boston, 1989
3. 「軌道再突入実験機ミッション計測要求一次案」、NASDA TK-SS0239、平成2年8月31日
4. 「軌道再突入実験機 航技研ミッション計測系 計測要求書」、OREX-NAL-01、平成3年11月26日
5. 「OREX NALミッション計測系 システム確認書」、OREX-NAL-002、1991年12月16日

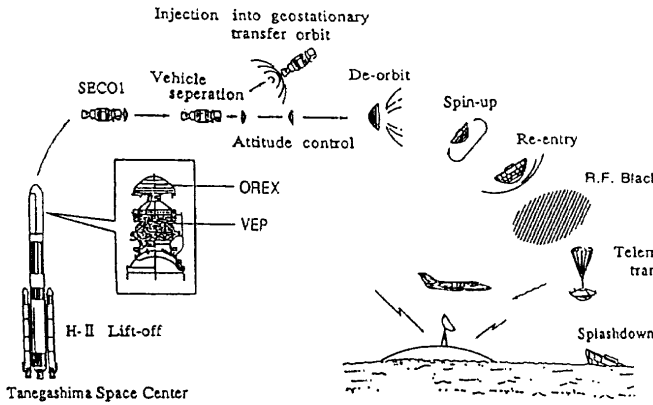


Fig.1 OREX Flight Profile

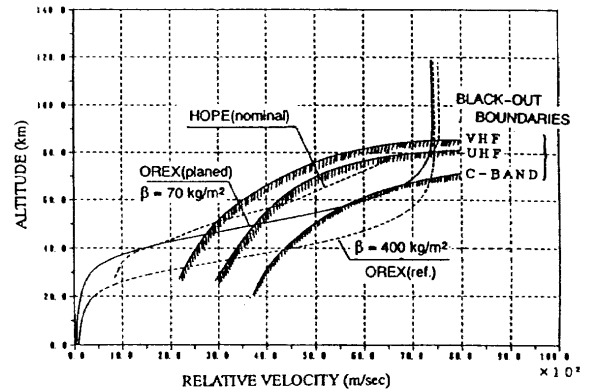


Fig.2 H-V Diagram and Blackout Boundaries

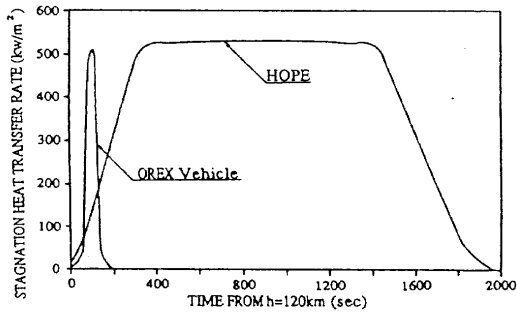


Fig.3 Comparison of Heat Flux Histories

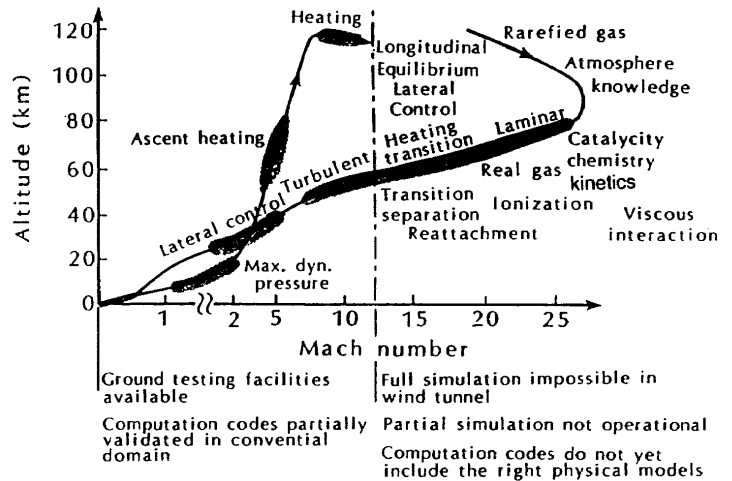
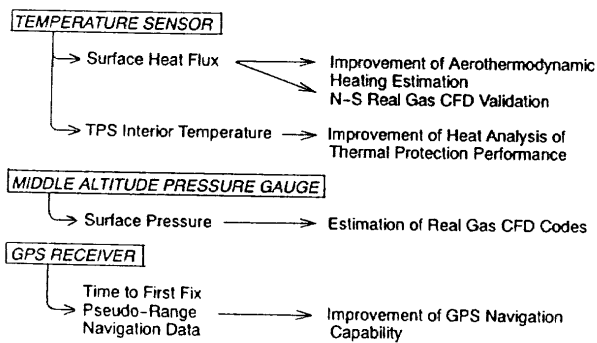


Fig.4 Aerothermodynamic Concerns for Hermes Launch & Trajectory (after Trella, ref.2)

NASDA MISSION SCENARIO



NAL MISSION SCENARIO

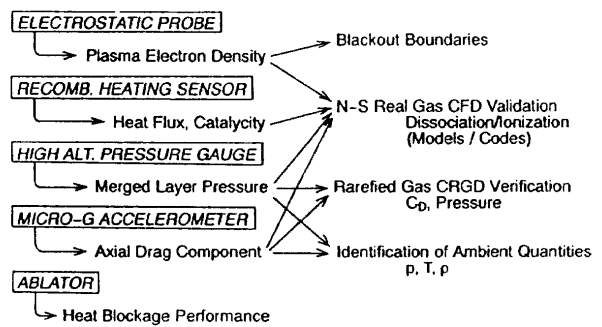


Fig.5 OREX Mission Scenario



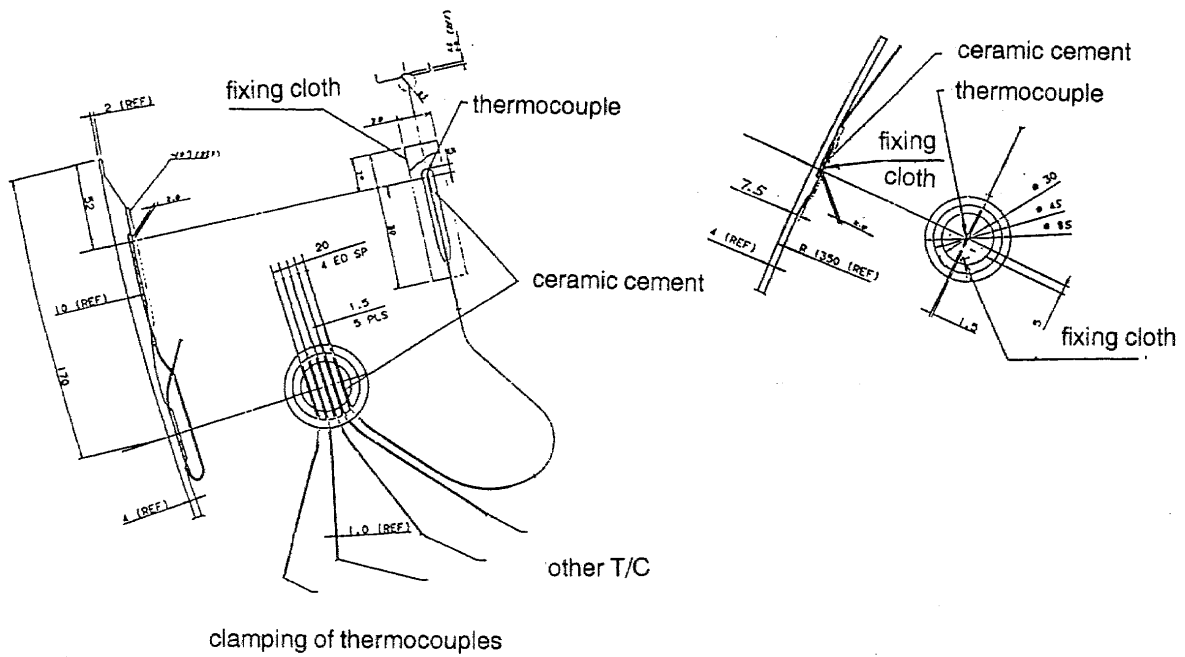


Fig.6 Instrumentation of Temperature Measurement of C/C Nose Cap Rear surface

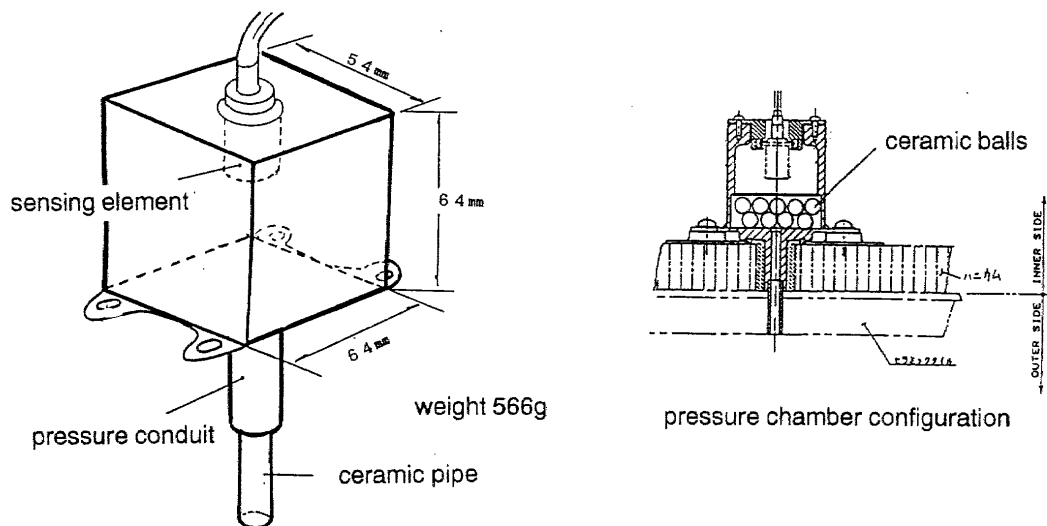


Fig.7 Outline of the Middle Altitude Pressure Sensor

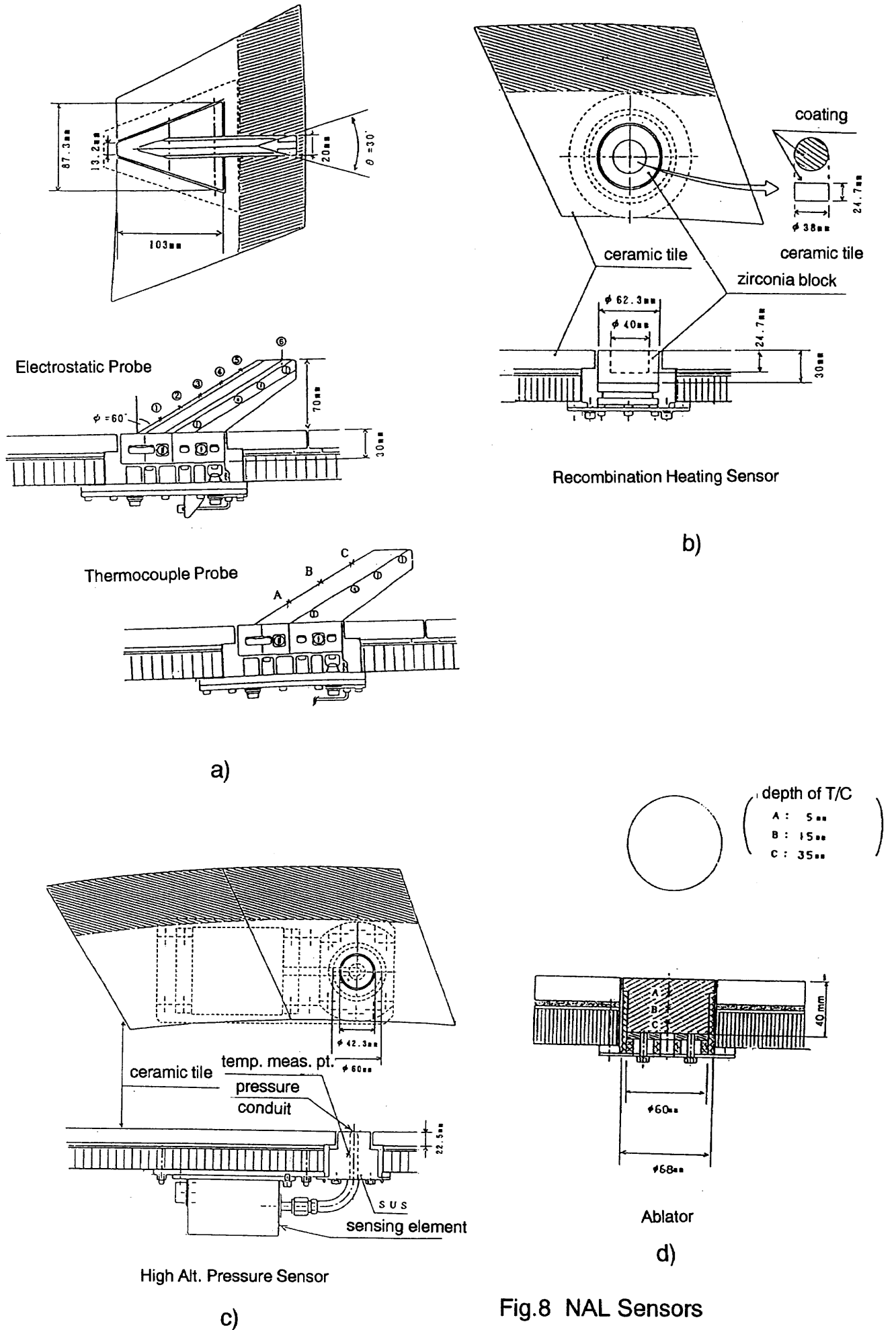


Fig.8 NAL Sensors

sampling rate : 1.25 Hz

Contents of measurement	Means of Measurement	number	Altitude Range	data range	Data Accuracy	
(km)						
Basic Aerodynamic and Aerothermodynamic Data during Reentry	• Body Surface Temperature & Pressure	Thermocouple	9	120 - 40	0 - 1600 C	3% FS
	• Temperature for Recombination Heating Measurement	Middle Altitude Pressure Sensor	1	85 - 40	0 - 0.1 atm	0.01 atm
		Recombination Heating Sensor, T/C	3	120 - 40	0 - 1700 C	2.5% FS
	• micro-G acceleration and wall pressure in rarefied flow	Micro-G Accelerometer	1	120 - 85	0 - 1.28 G	0.7% FS
		High Altitude Pressure Sensor	1	120 - 75	10 <sup>-2</sup> - 10 Torr	1.9% FS
Basic Data to Evaluate Thermal Structures	• Temperature at various points	Thermocouples and resistance thermometers	15	120 - 0	0 - 700 C	3% FS
	• Temperatures in Ablator		15		0 - 700 C	3% FS
		Thermocouples in 3 depths	3	120 - 40	0 - 1400 C	1.8% FS
Basic Data for Communication Blackout	• Received RF Intensity Measurement	Antenna at 3 stations near impact pt.	-	-	-	-
	• Electron number density measurement in boundary ly.	Electro-static Probe, currents	5	120 - 80	10 <sup>3</sup> - 10 <sup>14</sup> /cc	3.1% FS
		Thermocouple Probe, temperatures	3	120 - 80	0 - 1700 C	1.7% FS
		GPS receiver system	1	-	-	-

Table.1 Summary of OREX mission Measurements

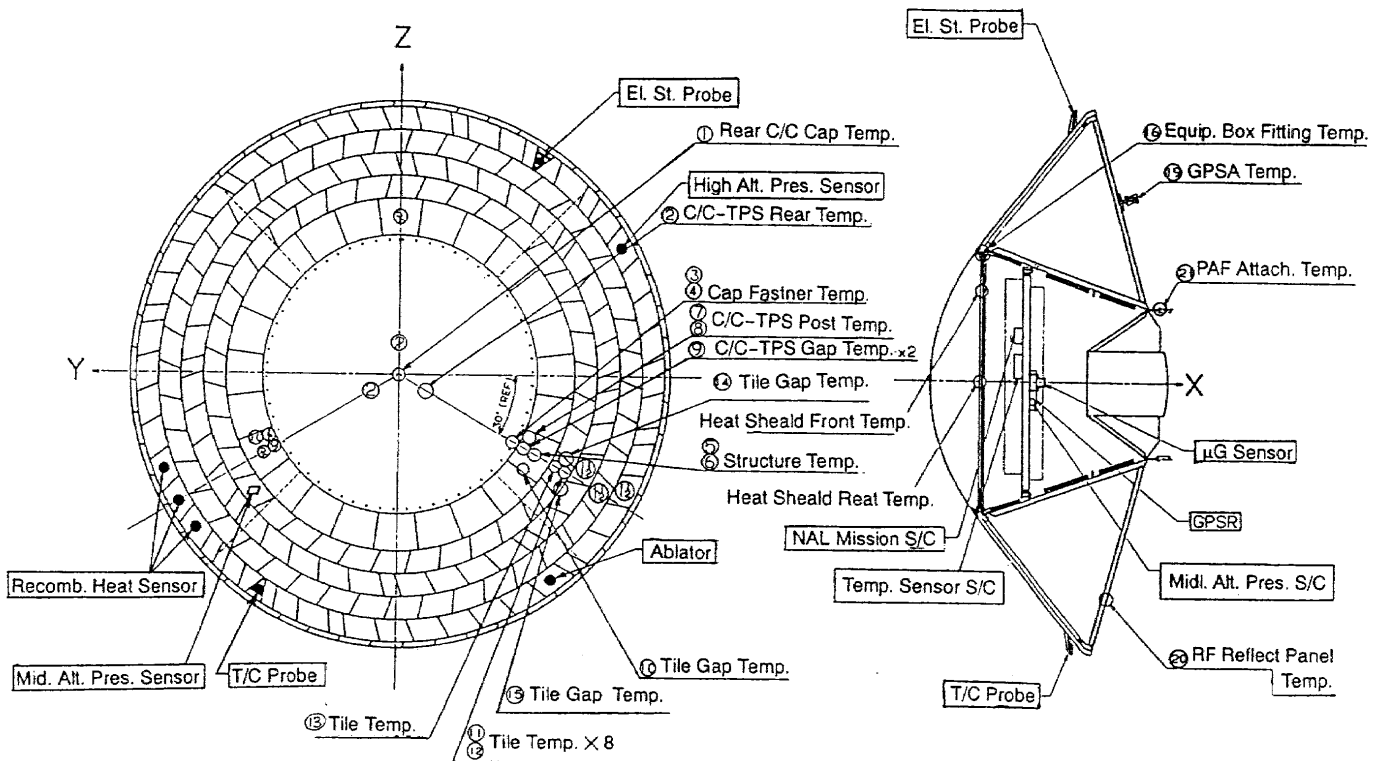


Fig.9 Sensor Location of Measurement Mission

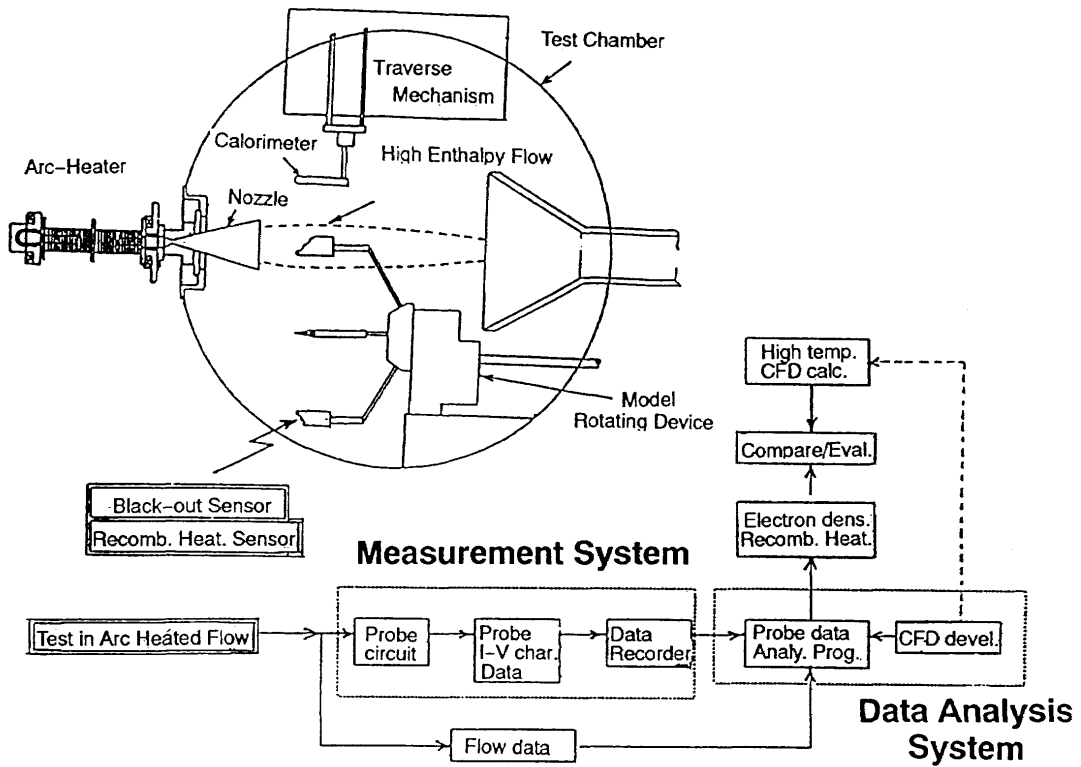


Fig.10 Design, Wind Tunnel Test and Data Analysis by Arc-Heated Wind Tunnel

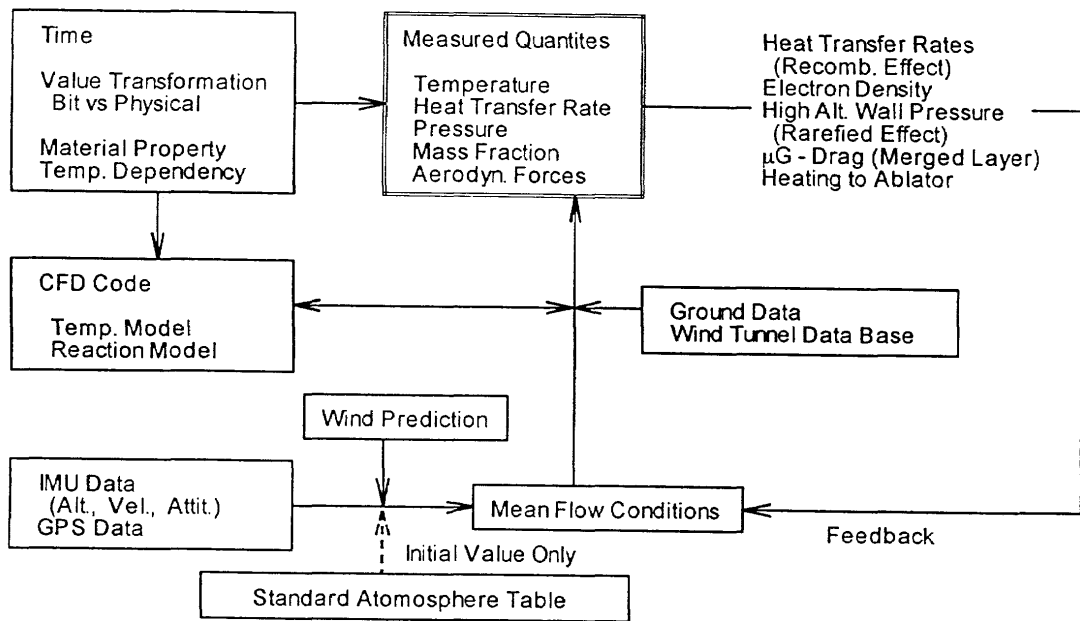


Fig.11 Flow of OREX Aerothermodynamic Data Evaluation