

HYFLEXの計測計画

航空宇宙技術研究所 °井上安敏、白水正男

極超音速飛行実験においては、5分間程度の持続的な極超音速飛行時間が確保されるため、往還機に重要な $M > 10$ 領域の空力、空力加熱特性データが質量とも充実したレベルで得られることが期待された。機上計測項目の選定においては、これら極超音速領域の実在気体効果を含む空力、空力加熱特性データ、熱構造の特性評価用データ、および主目的のひとつである揚力飛行体の基本技術評価に関わるデータ（姿勢・軌道制御に関するデータ等）等を抽出し、バス系の計測項目をあわせて約250チャンネルの計測計画をたてた。

各計測項目を選定した基準、設計のための事前解析・試験、各項目の計測系仕様について述べる。具体的議論は主に実験計測系に限った。

また、計測の目的は宇宙往還機設計等へ利用できる予測ツール・手法の確立に資することである。そのため、地上での試験やCFDによる予測とフライトデータとを比較するが、その際に飛行時の大気状態を可能な限り正確に把握する必要がある。今回は大気状態量の特定のため、NOAA衛星のリモートセンシングデータを使用し推定精度を上げることを試みた。これを含むデータ解析計画の概略を述べた。

HYFLEX Onboard Measurement Program

National Aerospace Laboratory

° *Yasutoshi Inoue and Masao Shirouzu*

In the HYFLEX (Hypersonic Flight Experiment), a consecutive hypersonic flight duration of some 5 minutes is secured. Therefore, it is expected to get the hypersonic aerodynamic / aerothermodynamic performance data good enough in both qualitative and quantitative sense for the region of $M > 10$, where best performance is crucial for the reusable space vehicles.

Selection of the measurement items for the Onboard Measurement System was made among both aerodynamics and aerothermodynamics including the real gas effects, thermo-structural evaluation data, basic data for evaluation of lifting body technology (guidance, navigation and control) etc. consisting of some 250 channels in total. Decision to select measurement items, the analyses and tests for design and confirmation, specifications of each items are outlined and discussed in this paper. But mostly measurement mission items are discussed in this paper.

Major objective of HYFLEX Onboard Measurement is to contribute to establishing reliable prediction / design methods for the winged space vehicles. To do this, the comparison between the flight data and the predictions made in advance based on ground test and analyses is indispensable. For the meaningful comparison, the atmospheric condition along flight path must be known accurately enough. In HYFLEX, the utilization of the remotely sensed atmospheric data by NOAA meteorological satellite was planned to raise the inference accuracy. Data analysis program is briefly presented.

1. HYFLEX機上計測の目的と計測項目

HOPEの開発計画の一環として一連の小型実験機による飛行実験を行うことを通して、未経験の技術に関する設計、製作、運用の経験を蓄積し、クリティカルな技術項目の検証を行うことが計画され、既に軌道再突入実験OREXが2年前に実施され成功し、本年には残りの2実験、本極超音速飛行実験HYFLEXと小型着陸実験ALFLEX、が実施／続行されている。

HYFLEXでは、極超音速飛行に関わる技術課題のいくつかを飛行実験により明らかにし、飛行時の特性の予測法を検証し、熱構造や揚力飛行体の誘導制御法等の設計に対する飛行実証を行うことなどを目的にした。

そのために通信系の送受信能力の最大限利用を前提に、各測定量の特性を十分な信頼度のもとに把握するのに必要な分布、履歴、精度を確保するための点数、分解能、サンプリング間隔等の検討を行った。最終的にはHYFLEXの実験目的に合う計測項目を重要度を考慮して選定した。以下では、主に「実験計測系」のカテゴリーの項目を中心に概要を述べる。

実験計測系は、極超音速飛行領域における技術課題に関するデータを取得し、地上試験、解析ツールの検証等に資することを目的にし、約160チャンネルから成る。実験機に搭載された具体的な実験計測系とそれぞれの目的は以下の通り：

(1) 温度計測系

- ├ 空力加熱推算用
- ├ 熱防護系評価用
- └ 全機熱解析用

温度計測は表面近傍の温度履歴から風試やCFD結果の検証等のために空力加熱を推算すること、構造的にクリティカルな点を始めとする熱防護系の評価、全機熱解析のための基礎データの取得を目的とする。

(2) 圧力計測系

- ├ ADS
- ├ RCS周り
- └ その他の機体表面

圧力計測は、ノーズ表面の圧力から大気密度や対気姿勢等を推算するためのADS機能検証、RCSのON/OFFに伴うスラスト周りの表面圧力変化からRCS干渉基礎データの取得および風洞試験やCFD結果の検証を目的とする。また、圧力センサ補償用の温度計測を含む。

(3) ヒンジモーメント・構造歪計測系

- ├ ヒンジモーメント
- └ 構造歪み

ヒンジモーメント計測は、エレポンのヒンジモーメントを計測し、風試/CFD結果と比較することを目的とする。構造歪み計測は、実験機主構造のうち最もクリティカルと考えられる安定翼桁部の構造歪みから構造健全性の確認を行うものである。

(4) 電波反射計測系

電波反射計測は、機体下面の電離電子密度等を推定し、実在気体CFD検証用のデータを取得するとともに、ブラックアウト現象を機上で直接に把握することを目的とする。

(5) 最高温度モニタ

最高温度モニタは、構造各所の最高温度を感温塗料で記録し、熱防護系が十分機能したことを確認することを目的とする。

2. 計測系の設計と性能確認計画

飛行実験に搭載するセンサ等の計測システムは、地上試験の場合とは比較にならない多くの制約を満たす必要がある上、測定環境や被測定量が飛行に伴い急激に大幅に変化することに対応しなければならない。従ってその開発には、幅広いダイナミックレンジおよび十分な応答性の確保や厳しい環境条件への適合性、通信系とのインタフェース整合性、飛行体との干渉の除去といった所与を満たす必要がある。

そのため、HYFLEXの機上計測系、特に実験計測系の設計過程では、印加環境の上下限での地上試験やCFDによる性能試験・

予測を行うとともに、飛行を通しての環境変化を可能な限り模擬した条件での確認試験や非定常解析を実施することとした。

また、計測系の仕様を固めるに際して、飛行データの解析シナリオを各計測項目毎に予め設定することによって仕様の斉合性を図った。それらの解析手順は開発試験のデータを用いるなどで確認を行いながら可能な範囲で確定していった。これらを基礎に搭載計測系に対する計測要求書を制定した¹⁾。

設計は、スペースシャトルやロケット打ち上げカプセルなどによる類似の飛行計測の文献等を参照するほか、OREXの経験を踏まえて、解析、試験、スーパーコンピュータによるCFDシミュレーション等により行った。

以下に各計測系における設計主眼点を概述する：

- ・ **空力加熱** 長時間にわたる計測であり、カロリーメータ等では温度が飽和するなどするため、主に表面近傍固定点の過渡温度応答から表面加熱率を導出する手法とした。その際、センサの存在によって機体表面の温度場を乱すことにより加熱率そのものが変化することの無いように努めた。そのため、タイル部では熱容量の少ない細い熱電対の埋め込み方式とし、C/C製ノーズ部では、センサーモジュールもC/Cで構成し、面に挿入する方式とした（詳細は別の発表を参照のこと）。
- これら加熱率の導出では、センサ周辺の熱モデルの正確度が加熱率を支配するため、モデルの支配パラメータの同定を地上試験で可能な限り重点的に実施することとした。
- 計測場所は最大加熱点近傍、安定翼前縁等、空力舵面、そのヒンジ上流部の特性を得る他、風試やCFD予測との比較用データとして胴体下面、側面の一般部にも配置した。
- ・ **熱防護系評価** 解析や予測が困難なセラミックタイルギャップ内部の温度やタイル下面、可撓断熱材評価用データの他、エレボンヒンジ部隙間のシール性評価、ノーズキャップ取り付け金具の設計評価、ノーズキャップ裏面からの輻射量評価とバルクヘ
- ッド断熱性能評価等を企図した。これらは各種熱電対の他、白金抵抗測温体を使用することとした。
- ・ **全機熱解析用温度** 熱防護系からの熱入力に対する全機温度応答の熱モデル検証用のデータを主構造20カ所に分布した計測点において白金抵抗測温体で取得する。
- ・ **ADS用圧力計測** ノーズ表面の適当な複数の点の圧力値から、大気状態量、動圧の推定、対気姿勢等の同定を試みるADS (Air Data System) 性能を評価する。そのため、ノーズキャップ上に9点を十字架型に配置することとした。この数と配置は、迎角、横滑り角の推定精度要求と動圧推定の感度が最も高いよどみ点近傍の要求により決めている。センサには周波数変換型の高精度、高ダイナミックレンジのものを使用した。搭載のための振動衝撃対策が課題であり、アイソレータを介することとした。圧力導入系の熱対策と応答性能は地上試験を通して確認する。
- ・ **RCS周りの圧力計測** 往還機の基本技術の一つであるガスジェットを用いた姿勢・運動制御技術RCSによる機体表面流れとの空力干渉効果をスラスト周りの圧力分布から調べる。高度・速度が広範囲にわたるため、ADSに使用したものと同一センサを採用し、アイソレータを介して取り付ける。実験用スラストは左安定翼外面に装備し、圧力孔は12とした。
- ・ **一般部の圧力計測** 風試やCFDの比較検証のため、機体後端面、エレボンヒンジ直上流部を含む機体表面圧力を8カ所計測する。
- ・ **ヒンジモーメントと機体構造歪み** アクチュエータとエレボンを結合するロッドに温度補償をしたストレインゲージを貼付け、計測し、風試結果と比較する。また、機体構造健全性を確認するため、比較的大きな歪みが予想される安定翼取り付けフレーム

の歪み履歴を歪みゲージにより計測する。

- ・ リフレクトメータ 高速による機体周りのプラズマ発生は通信途絶（ブラックアウト）をもたらす。この電離大気中の電子密度等を機体から発した電波の反射率を計るリフレクトメータ方式で計測する。新規開発であり、実験室でのプラズマの計測および実在気体CFDと電磁流体力学方程式の数値解を通して機能確認を行い、設計製作する。このデータはブラックアウト現象の基礎データのみならず、高温による電離・解離等の実在気体効果に関する基礎データともなる。機体ノーズ近傍の下面に二通りの周波数に応じた2アンテナを電波透過窓を介して装備し、反射率と位相を計測する。
- ・ 最高温度モニタ 熱防護系性能評価用の

温度計測では、点数が限定されるため十分には捉え難い現象があった場合に備え、アルミ主構造、機器搭載パネル、機器表面等に多数の安価な感温ラベル、感温塗料を貼付、塗布する。回収後の目視により、各点の最高温度が得られる。

- ・ 実験計測系シグナルコンディショナ 要求精度／分解能から12bit AD変換を行うデータ（空力加熱推算用センサの一部）、周波数／デジタル変換を行うデータ（ADS/RCS用圧力）等処理する機器であり、バス系シグナルコンディショナとは別に開発する。

主要な項目の計測場所を図1-1)、-2)、-3)に示した。

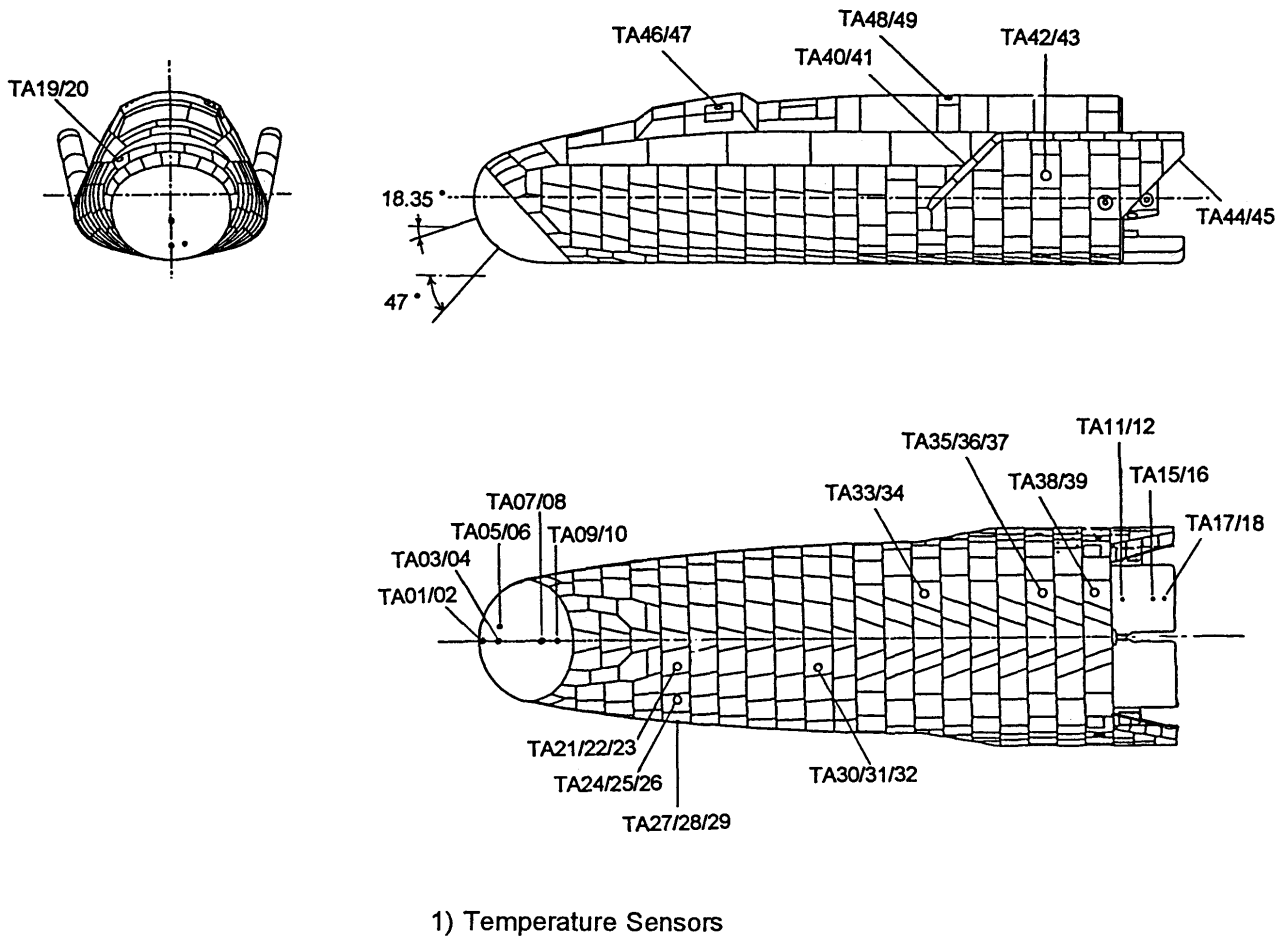
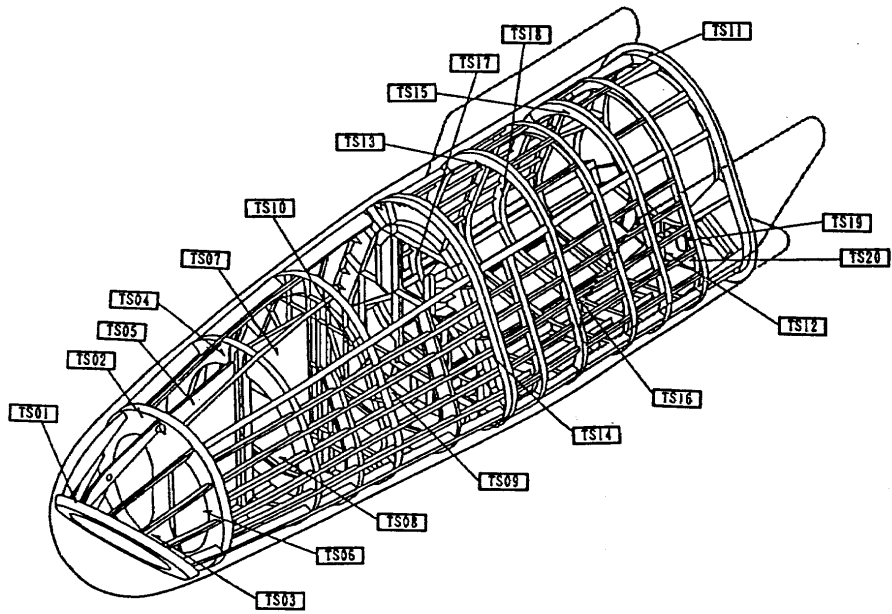
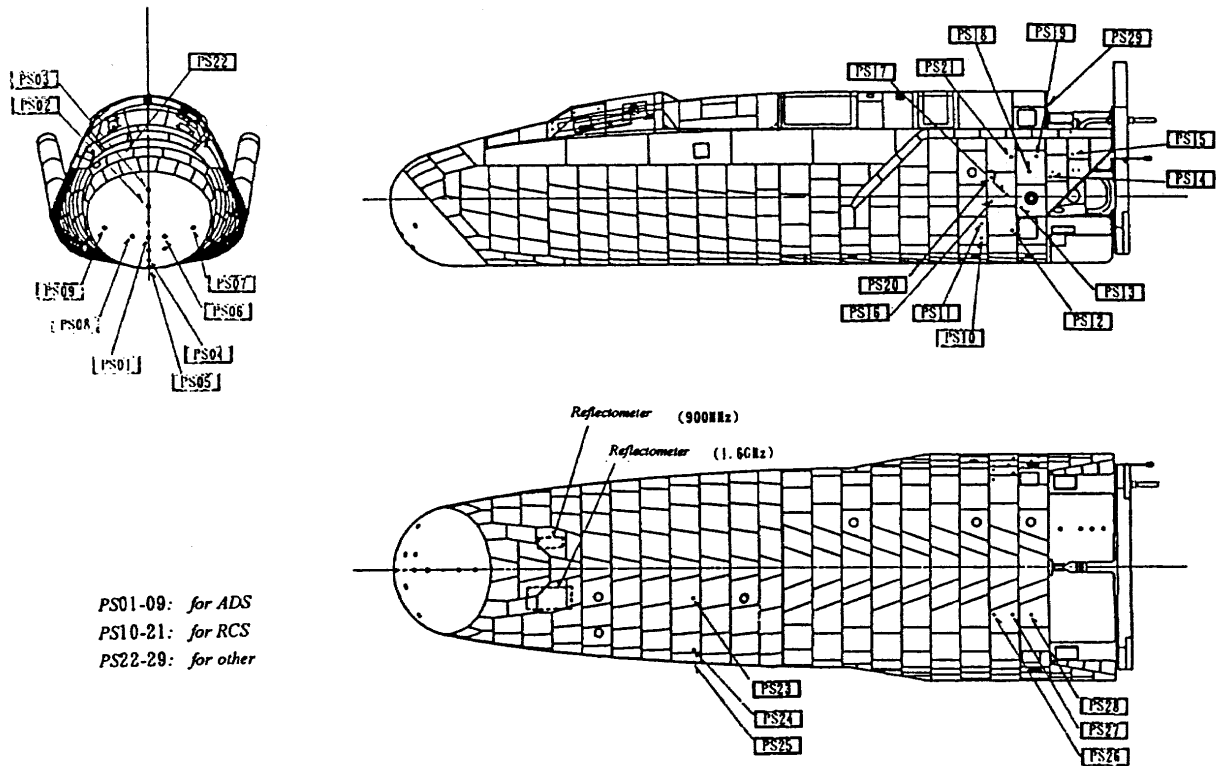


Fig.1 Sensor Locations of Onboard Measurement System



2) Temperature for Mainframe Thermal Response Analysis



PS01-09: for ADS
PS10-21: for RCS
PS22-29: for other

3) Pressure Sensors

Fig.1 Sensor Locations of Onboard Measurement System

Table 1 Specifications of HYFLEX Onboard Measurement (Mission Items)

| ITEM | LOCATION | No. of Points | Required Accuracy | A/D (bit) | Sampling Rate (sps) | Type of Sensor | Measurement Range | Type of Output | Signal Condition | Remarks |
|---------------------------|---------------------------|---------------|-------------------|-----------|---------------------|----------------|------------------------|----------------|------------------|----------------------------------|
| | for aerodynamic heating | 47 | | | | | | | | |
| | C/C nose cap | 5 | 0.1 % FS | 12 | 10 | sheath T/C | -50~1700°C | T/C | E S C | temp. difference |
| | | 5 | † equiv. | 12 | 10 | sheath T/C | -100~300°C | T/C | E S C | |
| | C/C elevon | 3 | 0.1 % FS | 12 | 10 | sheath T/C | -50~1700°C | T/C | E S C | |
| | | 3 | † equiv. | 12 | 10 | sheath T/C | -100~200°C | T/C | E S C | temp. difference |
| | tiles | 8 | 0.1 % FS | 12 | 10 | T/C | -50~1600°C | T/C | E S C | |
| | surface | 8 | 0.5 % FS | 8 | 5 | T/C | -50~650°C | T/C | B S C | |
| | middle | 5 | 1.5 % FS | 8 | 1 | T/C | -50~250°C | T/C | B S C | |
| | bottom | 3 | 0.1 % FS | 12 | 10 | T/C | -50~1600°C | T/C | E S C | |
| | tiles on fin | 3 | 0.5 % FS | 8 | 5 | T/C | -50~650°C | T/C | E S C | |
| | middle | 2 | 0.1 % FS | 12 | 10 | T/C | -50~1600°C | T/C | E S C | |
| | flex. insulator | 2 | 0.5 % FS | 8 | 5 | T/C | -50~700°C | T/C | B S C | |
| temperature | for evaluation of TPS | 16 | | | | | | | | |
| | seal of elevon hinge | 5 | 1.5 % FS | 8 | 1 | sheath T/C | -50~1000°C | T/C | B S C | |
| | bottom of tile boundary | 5 | 1.5 % FS | 8 | 1 | T/C | -50~450°C | T/C | B S C | |
| | bottom of flex. insulator | 2 | 1.5 % FS | 8 | 1 | T/C | -50~250°C | T/C | B S C | |
| | around C/C nose cap | 2 | 1.5 % FS | 8 | 1 | sheath T/C | -50~1200°C | T/C | B S C | on attachment of nose cap |
| | | 1 | 1.5 % FS | 8 | 1 | radiometer | 0~700kV/m ² | T/C(10mV) | B S C | surface of insulator on bulkhead |
| | | 1 | 1.5 % FS | 8 | 1 | Pt res. therm. | -50~300°C | | B S C | bottom of insulator on bulkhead |
| | for thermal analysis | 20 | ± 0.5 °C | 8 | 1 | Pt res. therm. | 0~200°C | | B S C | |
| | references temp for T/C | 4 | ± 0.5 °C | 8 | 1 | Pt res. therm. | 0~100°C | | B S C | |
| pressure | air data sensor | 9 | 0.02 % FS | 12 | 10 | 78811Z | 51Pa~107kPa | frequency | E S C | Freq/Dig translation |
| | around yaw thruster | 12 | 0.02 % FS | 12 | 20 | 78811Z | 51Pa~107kPa | frequency | E S C | Freq/Dig translation |
| | surface of fuselage | 8 | 0.5 % FS | 8 | 5 | CECS003 | 0~103kPa | 0~15mV | B S C | |
| temp for compensation | 78811Z | 21 | ± 0.25 °C | 8 | 1 | in 78811Z | 0°C~150°C | 0~5V | TLW-PKG | |
| | CECS003 | 8 | ± 0.25 °C | 8 | 1 | Pt res. therm. | 0°C~150°C | | B S C | |
| hinge moment | elevons | 2 | 1.5 % FS | 8 | 20 | strain gauge | TBD | | B S C | |
| structure strain | root of fins | 2 | 1.5 % FS | 8 | 1 | strain gauge | ± 2 % strain | | B S C | |
| reflectometer (intensity) | | 2 | 3 % FS | 8 | 40 | reflectometer | -35~-14dBm | 0~5V | E S C | 902.85MHz, 1676.5MHz |
| (phase) | | 4 | 3° | 8 | 10 | " | -35~-14dBm | 0~5V | E S C | |
| temp for compensation | in antenna | 2 | 1.5 % FS | 8 | 1 | Pt res. therm. | 0°C~200°C | | B S C | |
| maximum temperature | AI structure | about 200 | 1% of Tpc | (N.A.) | (N.A.) | phase change | (N.A.) | (N.A.) | (N.A.) | |

3. 実験計測系（ミッション計測系）の仕様のまとめ

以上に述べた計画および次節に述べる大気特性推定方針に則り、実験計測系の仕様が決められた。それらは各設計段階の成果報告書の他、とりまとめて参考文献^{2, 3)}にも示す。

これらは最終的に表1に示すようにまとめることができる。

4. NOAA極軌道衛星データによる上空大気状態の推定

HYFLEXの実験計測項目のかなりの部分は、動圧や大気温度などの大気状態量に依存するため、その解析においては、HYFLEXの飛行時の大気状態（密度、温度、圧力）を正確に知っていることが必要となる。また、IMUやレーダで得られた速度は対地速度であり、対気速度を決めるためには風向、風速も必要となる。

大気状態についての情報の一部を機上で計測することは可能であり、HYFLEXにおいてもADSとしてノーズキャップ上の圧力から動圧を推定する試みを行っている（別の発表参照）。しかし、大気状態を決定するには独立な量の値をもう一つ知る必要があり、機上計測以外の方法が必要になる。

機上計測以外では、観測ロケットや気球による実測が考えられ、米国のスペースシャトルの初期の飛行においては経路近傍において多数の観測を実施している⁴⁾。HYFLEXにおいては、経費等の理由から観測ロケット等による直接観測は困難であると判断し、いくつかの手段について調査した結果、米国商務省海洋大気局（*National Oceanic and Atmospheric Administration*）の極軌道気象衛星（以下、NOAA衛星と略する。なお、この衛星のことを *polar satellite* と通称するため極軌道衛星と記したが、厳密には同衛星は太陽同期軌道を周回している。）観測データに基づき大気状態を推定することとした。

NOAA衛星には、TOVS（*TIROS-N Operational Vertical Sounder*）と呼ばれるシステムが搭載されている。このシステムは、大気中のCO₂の赤外放射の測定から、気圧高度=1

00kPa～10Pa（高度約100m～65kmに相当）の範囲の40点の高度における大気温度を推定するものである。推定の原理については文献⁵⁾に詳しいが、赤外放射の波長と気圧高度の間に図2に示すような関係があり、この性質を利用して波長別の赤外放射強度から高度方向の温度分布を推定するものである。この推定による温度の精度は2～3Kである⁶⁾とされている。

観測点は軌道の両側にランダムに分布し、観測点間の典型的な距離は80km（軌道直下）～125km（周辺部）とされている。

NOAA衛星の観測結果はとびとびの気圧高度における温度の観測値を与える。このとびとびの値の内挿は、U.S. Standard大気モデル⁷⁾の温度分布を観測に合わせて修正することで行った。

温度の高度方向分布が既知であると、静水圧方程式

$$p(h) = p_0 \exp\left[-\int_0^h \frac{g}{RT} dz\right]$$

R : ガス定数

g : 重力加速度

T : 大気温度

p₀ : 海面上圧力

z : 高度

を海面上から任意の高度まで積分することによりその高度における大気の圧力 p(h)を求めることができる。海面上圧力は、通常の上天気図から読み取った値を用いた。このように推定した観測点における温度及び圧力の高度分布から、任意の緯度、経度の組合せの位置における温度、圧力分布は、求めようとする点を取り囲む3点を選び直線内挿を行った。

NOAA衛星観測は、HYFLEXの飛行前後の期間は12時間おきに行われていた。12時間の間の変化は比較的小さいため、飛行データ解析においては、時間的に一番近い観測をベースに推定を行い、時間方向の内挿等を行っていない。

この方法の精度の確認のため、気象庁が定期的に岩手県綾里で行っている観測ロケットによる実測と、本方法による推定結果を比較

した。比較は4回のロケット観測に対しその前後の合計7回のNOAA衛星観測データとの間で行った。綾里の観測結果に対する、本推定法による温度及び圧力分布の分散の平方根を示したものを図3-1)、-2)に示す。参考として、ロケット観測に対するU.S. Standard大気モデルの分散の平方根を図中に点線で示した。温度分布において、高度35kmまでは、本推定法とU.S. Standard大気モデルに有意な差はないが、35km以上ではNOAA推定が35km以下とあまり変わらず5K程度の誤差に留まっているのに対し、U.S. Standard大気モデルによる温度はロケット観測に対し最大で20K程度の差が生じている。また、圧力については、高度35km以下においてもNOAA衛星データに基づく推定の方が優れた精度を示している。高度35km以上に対しても2~3%の誤差に留まっており、U.S. Standard大気モデルの場合の最大15%程度の誤差に比べてその改善度は大きい。

観測ロケットによる温度計測の精度については、確かな値がないが、公称2~3KであるとされるNOAA衛星観測値を考えると、図3-1)、-2)の結果は概ね満足できるものであり、温度及び圧力に関して、本推定の目的は概ね達成できたと考えている。

HYFLEXで必要とされる高度領域に対し、緯度が30度程度より極側においては、風は地衝風と考えることができる⁸⁾とされており、上述の方法で求めた圧力の勾配から地衝風を計算した。しかし、風(風向、風速)についての推定精度は低く、推定結果を用いることによる精度の向上が保証されないため、今回のHYFLEXの飛行データ解析には用いていない。

5. データ解析計画

各センサからのデータは物理的に互いに関連を持つものもあり、また熱・空気力学的項

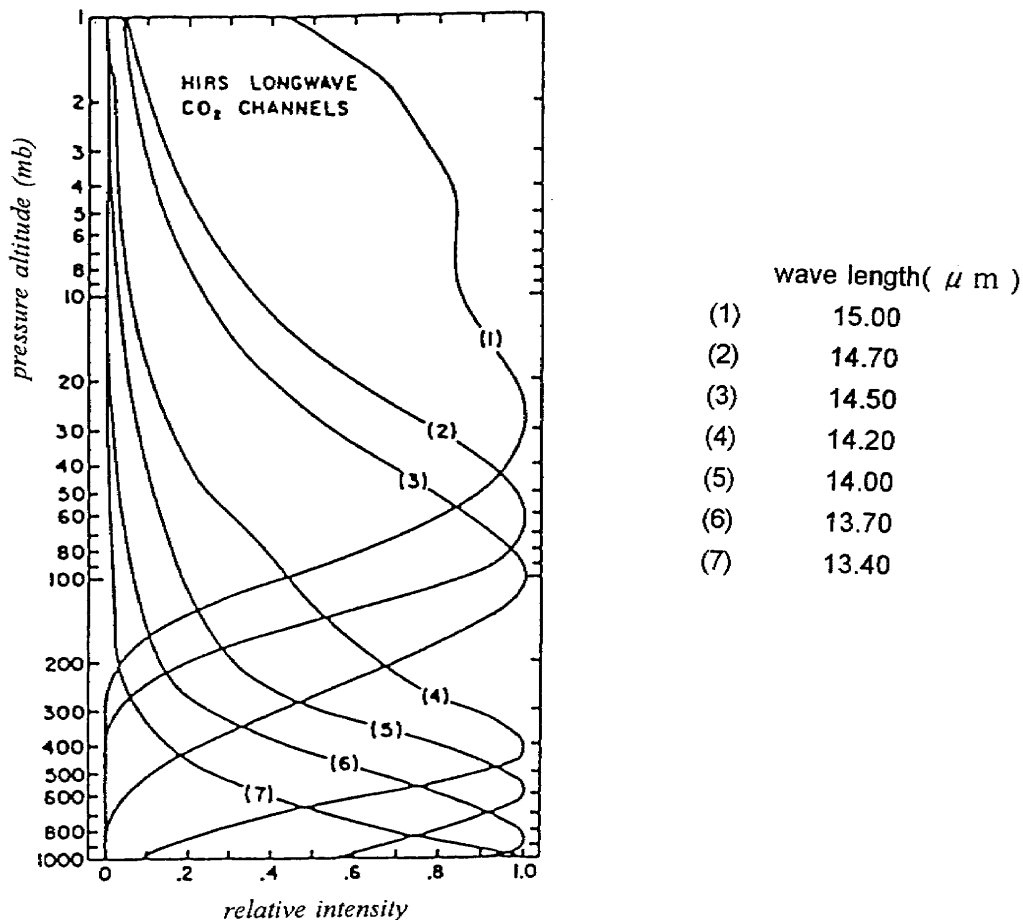
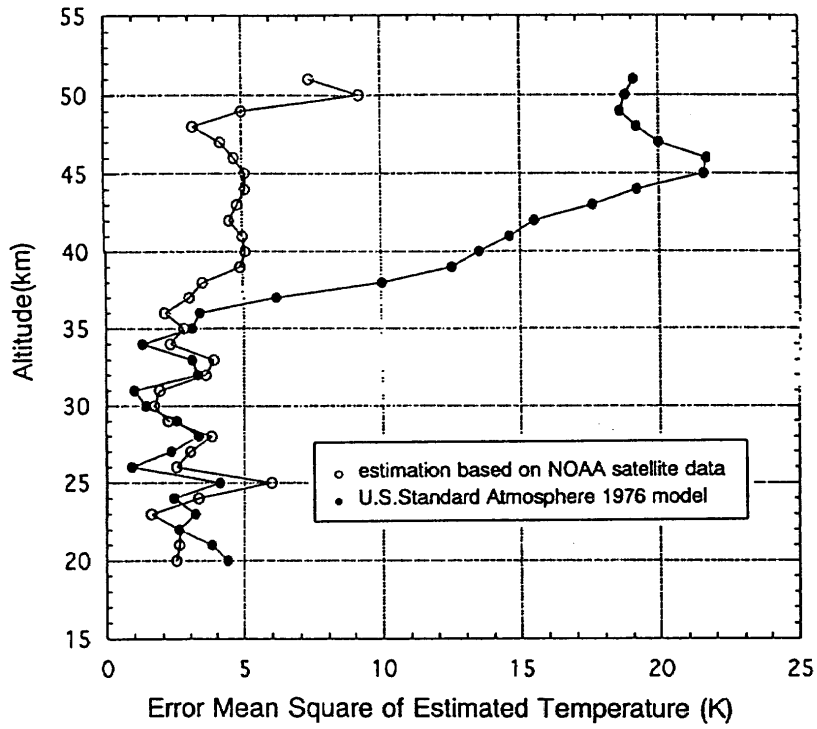
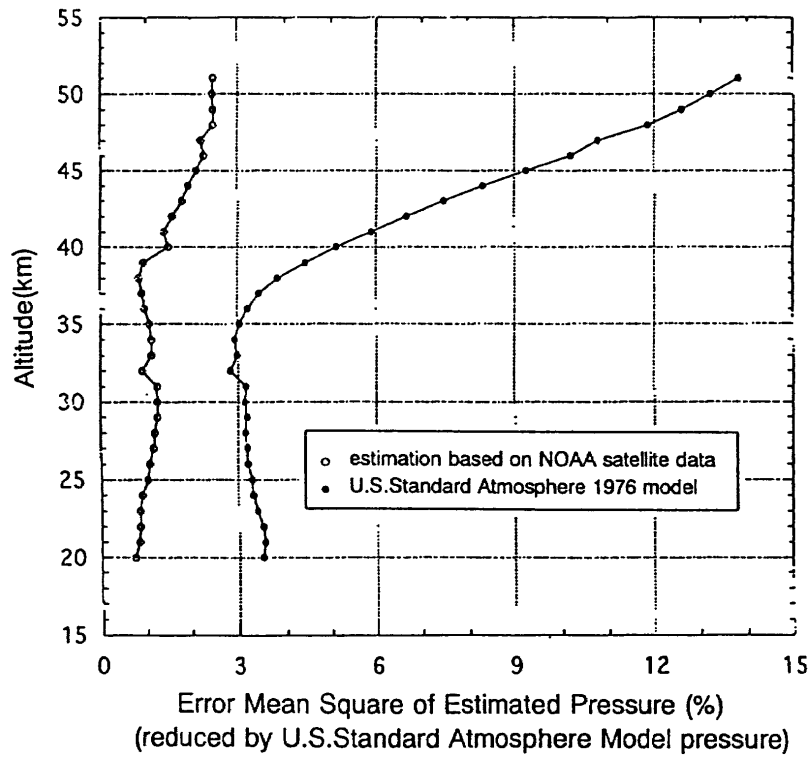


Fig.2 Relation between IR Wave Length and Pressure Altitude



1) Temperature



2) Pressure

Fig.3 Error of NOAA-Satellite based Estimation against Rocket Observation

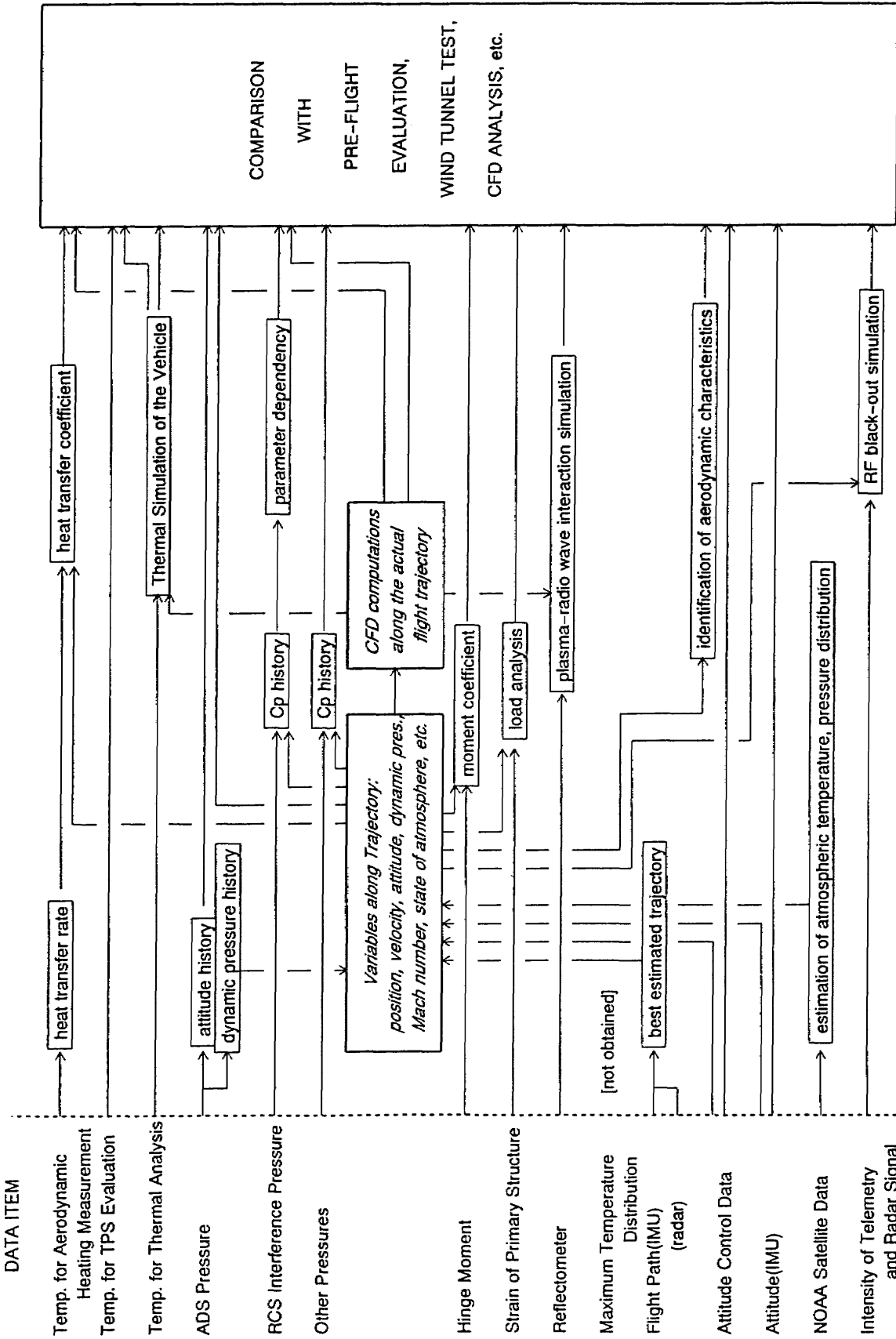


Fig.4 Schematic flow of HYFLEX Data Analysis

目の評価では無次元係数で予測との比較を行う関係上、基準の大気状態量、対気姿勢等を共通に使うものが多い。これらの関連をデータ解析の流れとして示したものを図4に示す。

IMUやレーダートラッキングデータからの最良推定飛行経路を基に、経路沿いの大気状態や姿勢を推定し、センサデータの評価、無次元化等を行う。また、得られた1次データからあるモデルを介して2次的データを評価する場合もある。各物理量や特性量は、地上試験やCFDシミュレーションによって行った「予測」と比較、検証を行うことになる。

参考文献

- 1)NAL/NASD HOPE 研究共同チーム HYFLEXサブグループ：「極超音速飛行実験 (HYFLEX) 実験計測要求書」NN-93-3005、平成5年
- 2)NAL/NASD HOPE 研究共同チーム HYFLEXサブグループ：「極超音速飛行実験ハンドブック」NN-95-3009、平成7年10月
- 3)Y. Inouye et al. : " Onboard Measurements in the Hypersonic Flight Experiment (HYFLEX)," 19th ISTS Preprint ISTS 94-d-47p, May/1994
- 4)Prince, J. M. : "Atmospheric Definition for Shuttle Aerothermodynamic Investigations", *J. of Spacecraft* vol. 20 No.2 pp.133-140 (1983).
- 5)Smith, W. L., et al. : "The TIROS-N Operational Vertical Sounder", *Bulletin of American Meteorological Society*, vol.60, No.10 (1979) PP.1177-1187.
- 6)National Oceanic and Atmospheric Administration / National Aeronautics and Space Administration: "U. S. Standard Atmosphere 1976", Washington D. C., (1976).
- 7)Brodrick, H. J., Watkins, C. and Gruber A. : "Statistical and Synoptic Evaluations of TIROS-N and NOAA-6 Retriensals" NOAA Technical Report NESS 86, (1981).
- 8)平隆介：私信 (1995).