

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

高速飛行実証（フェーズII）に関する空力関連検討集 （第二集）

——エアデータセンサーの開発——

上野 真, 廣谷 智成, 重見 仁
柳原 正明, 若井 洋, 岩田 徹

2005年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

概要	1
記号	2
1 はじめに	2
2 HSFD Phase II用 ADS	2
2.1 高速飛行実証フェーズIIについて	2
2.2 性能要求	3
3 開発作業の流れ	4
3.1 HSFD2以前	4
3.2 HSFD2応用段階I	4
3.3 HSFD2応用段階II	6
3.4 HSFD2応用段階III	7
4 実機搭載用演算処理数学モデルの開発	7
4.1 オリジナルの演算処理数学モデル	7
4.2 実機搭載用演算処理数学モデル	8
5 おわりに	10
References	10
Appendix A	11

高速飛行実証（フェーズII）に関する空力関連検討集* （第二集）

——エアデータセンサーの開発——

上野 真*¹ 廣谷 智成*¹ 重見 仁*²
柳原 正明*¹ 若井 洋*³ 岩田 徹*⁴

The collections of studies concerning aerodynamic aspects of High Speed Flight Demonstration Phase II. (Series 2)

Makoto UENO*, Tomonari HIROTANI*, Masashi SHIGEMI*²,
Masaaki YANAGIHARA*, Hiroshi WAKAI*³ and Toru IWATA*⁴

ABSTRACT

The High Speed Flight Demonstration (HSFD) Phase II is a flight test program designed to assist in the accumulation of technical expertise for the Japan's re-entry vehicle development. The main objective of the program is to acquire the transonic aerodynamic characteristics of re-entry type vehicles. The flight test vehicle was strung up to an altitude of 19–31 km using a stratospheric balloon and made a free flight after release. During the free flight, the aerodynamic characteristics were measured. Although the air data such as Mach number, angle of attack or sideslip angle are vital to analyze the aerodynamic data, it is difficult to acquire accurate air data in the transonic region because of the non-linearity due to the shock wave. In addition, because the flight tests were performed at a very high altitude, the dynamic pressure was very low and that made the air data acquisition more difficult. To achieve those severe requirements, an air data sensor (ADS) based on the principle of non-nulling 5-hole probe, which was originally developed for conventional airplanes, was adopted. Because the original probe could not achieve the requirements due to the severe flight conditions of the HSFD Phase II, the precision augmentation was made by additional static pressure holes on the stem surface of the probe and succeeded to provide accurate air data. In this document, the development process and the system of the ADS of the HSFD Phase II are described.

Keywords: HOPE-X, High Speed Flight Demonstration, Air Data Sensor, Flight Test

概 要

高速飛行実証フェーズIIは宇宙往還機型機体の遷音速空力特性を取得することを主目的とする飛行実験で

* 平成17年3月7日受付 (received 7 March 2005)

* 1 総合技術研究本部 将来宇宙輸送系研究センター (Future Space Transportation Center, Institute of Space Technology and Aeronautics)

* 2 総合技術研究本部 風洞技術開発センター (Wind Tunnel Technology Center, Institute of Space Technology and Aeronautics)

* 3 富士重工業(株) (Fuji Heavy Industries Ltd.)

* 4 東京航空計器(株) (Tokyo Aircraft Instrument Co., Ltd.)

ある。この飛行実験では高高度気球を使用して吊り上げた機体を高度19～31 kmの非常に高い高度から滑空させることによって空力特性の取得を行う。しかし、音速近傍では衝撃波の発生に伴う非線形な空力現象のために高い精度のエアデータを取得することは困難である。さらに、この機体は高高度を飛行するため、地上に較べて極めて低い動圧の環境においても信頼性の高いエアデータを取得することが要求される。そこで、この高い要求に応えるために、汎用の5孔ピトー管方式のADSを基に、静圧孔の追加を行ってマッハ数精度を向上させることにより高高度・遷音速においても必要な精度を維持してエアデータを供給できるエアデータセンサー（ADS）の開発に成功した。本稿ではこのADSの開発過程とシステムについて述べる。

記号

M	マッハ数
α	迎角
β	横滑り角
γ	ADSプローブ軸と流れのなす角度
P_t	総圧孔計測圧力
P_s	静圧孔群計測圧力
$P_{b1} \sim P_{b4}$	圧力孔群 $b1 \sim b4$ の計測圧力
P	静圧
κ	比熱比

1 はじめに

高速飛行実証計画^{1,3}は日本独自の宇宙輸送系構築に関する技術蓄積のために計画された飛行実験計画である。計画はフェーズI^{2,4}とフェーズII^{3,5,6}の二つの実験からなり、フェーズIは宇宙往還機に特有の非常に大きな進入角での自律着陸性能の実証を目的とした高亜音速域での飛行実証試験、本稿の対象とするフェーズII（以下HSFD2と表記）は遷音速域での空力特性の取得⁵及び自律飛行性能の確認⁶を目的とした飛行実証試験である。

空力特性を取得するためには飛行中の一様流エアデータ（マッハ数、迎角、横滑り角、動圧、静圧）を正しく知らなければならない。機体に働く力や圧力は慣性センサーや圧力センサーの出力によって知ることができるが、エアデータが分からなければ力データや圧力データを係数化して風洞試験やCFDの結果と比較することができないためである。

また、エアデータが重要になるのはデータ解析の観点からのみではない。HSFD2は音速近傍のマッハ数を含む遷音速（目標マッハ数 $M=0.8$ 、 $M=1.05$ および $M=1.2$ ）で飛行しながら空力特性の取得を行うことを目標としていたが、音速の前後でトリム特性が急激に変化するため、飛行を成立させるためには高精度のエアデータ（特にマッハ数）の供給が要求された（2.2節）。

ところが、音速近傍では衝撃波の発生に伴う非線形な空力現象のために高い精度のエアデータを取得すること

は困難である。さらに、この飛行実験では滑空で遷音速まで加速するために、高高度気球を使用して吊り上げた機体を高度19～31 kmという非常に高い高度から滑空させることによって空力特性の取得を行う。従って、地上に較べて極めて低い周囲圧力（例として高度22.5 kmでは3.7 kPa）の環境下で信頼性の高い遷音速のエアデータを供給することが必要であり、これはこれまで旧NAL/NASDA（現JAXA）で行われてきた飛行実験（OREX⁸、HYFLEX⁹、ALFLEX¹⁰等）では経験の無いことであった。

以上のように、飛行中の高精度なエアデータの供給はHSFD2の実験目的の成立性と飛行成立性の両面に対して大きな影響を持つため、搭載するエアデータセンサー（Air Data Sensor；以下ADS）の開発の成否は飛行実験全体の成否に対して非常に重要な要素であったと言える。

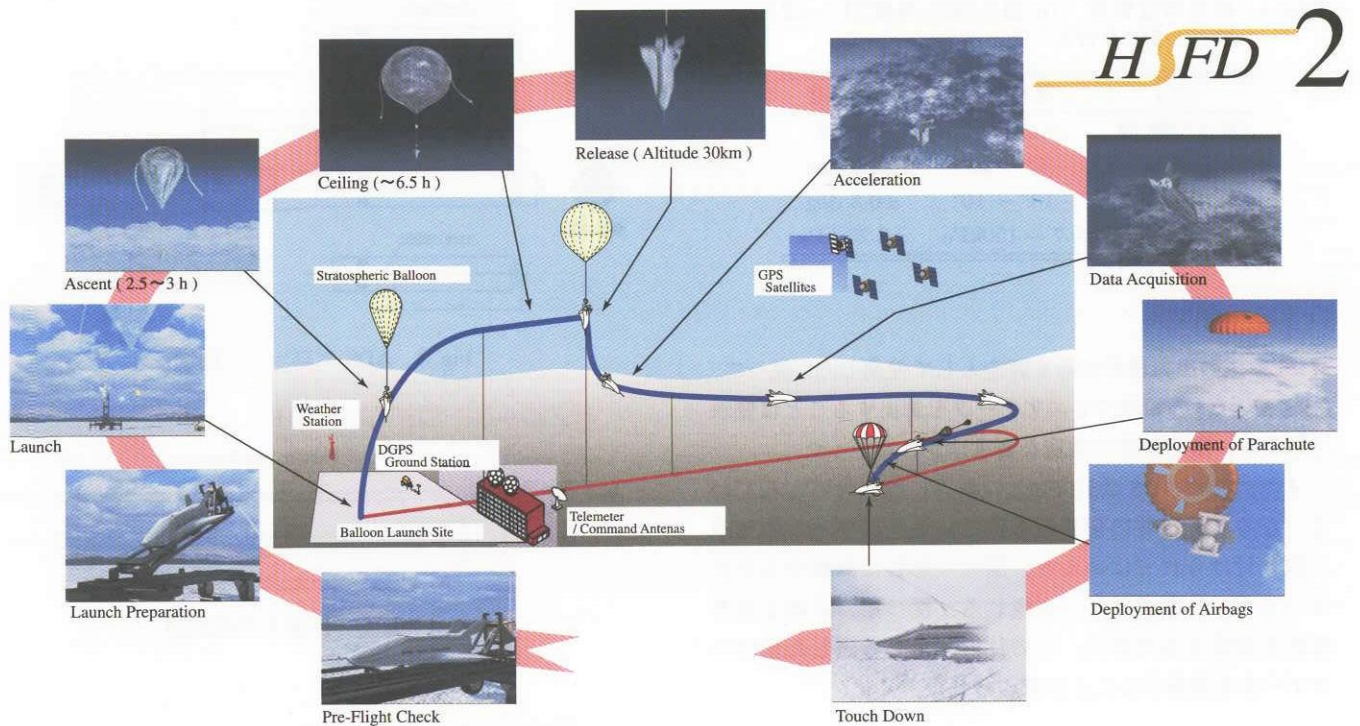
本稿では、以上のような多様な制約及び要求の下で開発に成功したHSFD2搭載用ADSの開発の流れと克服した技術課題について述べる。また、このADSは原型となるものを含めると非常に長い期間に亘って開発されてきているが、これまでまとまった形での文書化は行われていなかったため、HSFD2で採用された最終形態のみではなくADS開発初期段階からの流れが概観できるようにAppendixとして巻末にADS開発に関係する試験を時系列にまとめた（Appendix A）。

2 HSFD Phase II用ADS

2.1 高速飛行実証フェーズIIについて

飛行実験の詳細は文献^{1,3,5,6}に記述されているため、ここでは概要を簡単に述べる。

高速飛行実証フェーズIIは遷音速域での宇宙往還機形状の空力特性を取得することを主目的とした飛行実験である。実験の流れとしては、高層気球で懸吊して高度19～31 kmまで上昇した実験機を分離、自由落下させて遷音速領域まで加速させる。目標マッハ数まで加速した時点で目標マッハ数 ± 0.03 の範囲で一定マッハ数を保持しつつ迎角を準静的に変化させて、その間の全機空力係数、機体表面圧力分布、舵面ヒンジモーメントなどの空力特



Mission Profile of HSFD Phase II

Fig. 1 ミッションプロファイル

性データを取得する，という非常にユニークな実験方法を採用した。(Fig. 1)

通常，音速の前後では空力特性が大きく変化するが，宇宙往還機は帰還時に無推力で減速しながら音速を通過するため，音速近傍での空力特性を精度良く推測できることは極めて重要である。従って，データ取得のための目標マッハ数は音速をまたぐ形で $M = 1.2, 1.05, 0.8$ が選ばれた。これらの目標マッハ数に達するための代表的な分離高度はそれぞれ 31 km, 27 km, 19 km である⁷。

Fig. 2 に HSFD 2 の三面図を示す。できるだけエアデータ計測に対する機体の影響（これを「位置誤差」と称する）を排するために，機首から伸びたブームの先端に ADS が取り付けられている。

2.2 性能要求

HSFD 2 は遷音速で自由落下する機体の空力特性を計測することを目的とする飛行実験であることから，性能要求は以下のような成立要件に基づいている。

飛行の成立性

飛行が破綻しない

空力特性の算出

空力特性算出が可能である

搭載機器としての成立性

現実的な時間内でエアデータを算出可能である。

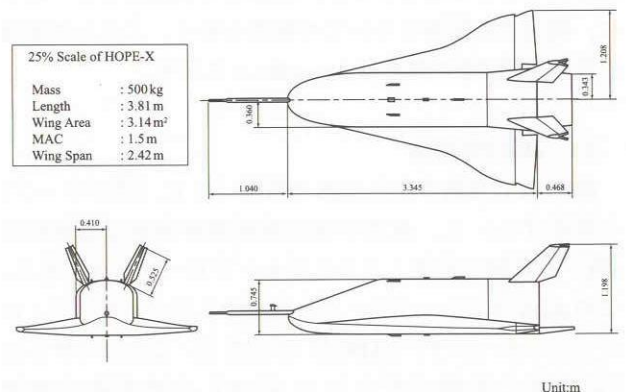


Fig. 2 HSFD Phase II 三面図

これらの要求根拠のバランスを満たした上で達成すべき精度として以下の Table 1 のような出力精度が設定された。これらの要求精度は実際に遷音速領域で飛行すると想定される気圧高度 21 ~ 22.5 km, マッハ数 $M = 1.0$ 付近を設計点としている。

一般に ADS の精度は，動圧が低下する低マッハ数領域（マッハ数 $M \leq 0.2$ ）および，衝撃波の発生による非線形現象が生じるマッハ数 $M = 1$ 前後で悪化するが，分離直後の低動圧領域では ADS 出力を使用しない制御系の仕様になっていること，飛行の終盤の低速領域ではマッハ数による空力特性の変化は有意でないこと，および低速での ADS の性能は ALFLEX²² で実証済みであることから，

Table 1 出力精度要求 (1σ 相当:気圧高度 21 ~ 22.5 km, マッハ数 1.0 付近)

出力	出力範囲	出力精度
マッハ数 M	0.4 ~ 1.4	± 0.015
迎角 α	$-5^\circ \sim 20^\circ$	± 0.3 deg
横滑り角 β	$-10^\circ \sim 10^\circ$	± 0.3 deg
静圧 P	0.7 ~ 150kPa	± 2.25 kPa

$M=1$ 前後の出力精度のみを評定として使用した。従って、 $0.1 \leq M \leq 0.4$ の領域でもエアデータを算出することは要求されたが、出力精度の厳密な要求はされなかった。

また、この ADS は HSFD 2 の機首に取り付けられている。なるべく胴体の影響を受けないようにブームの先端に取り付けられてはいるが、胴体の影響は無視することはできず、位置誤差として現れる。従って、正確な空力特性を取得するために、この位置誤差を考慮した形でエアデータを算出することが求められた。

3 開発作業の流れ

HSFD 2 に関する ADS の開発の流れはいくつかの段階に分けて考えることができ、Table 2 で概観される。以下に、開発の各段階についての解説を行う。これらの開発に伴う各種試験の概要は Appendix A に示す。

3.1 HSFD2 以前

HSFD 2 に搭載された ADS の原型 (以下、「旧プローブ」と呼称する) は、航空宇宙技術研究所が東京航空計器 (株) と共同で開発した 5 孔ピトープローブ¹²⁻²¹ であり、この ADS はピトープローブと専用のエア・データ・コンピュータ (以下、「ADC」) からなる。このシステムは 1996 年に実験が行われた HOPE 小型着陸実験機 (ALFLEX)²² など で実用されている。

旧プローブの開発に当たっては、5 孔式 ADS の有効性を確認し汎用 ADS としての使用を可能にするために低速から高いマッハ数まで様々な風洞試験・飛行試験が行われている (Appendix A.1, Appendix A.2)。

ここで、旧プローブの特徴を簡単に説明する。

まず、プローブの三面図を Fig. 3 に示す。この図面は HSFD 2 用に改良されたプローブ (新プローブ) の図面であるが、外形及び寸法などに変化はない。

この ADS プローブは基本的には 5 孔ピトー管を基にしているが、先端中央の圧力孔が通常の 5 孔ピトー管とは異なる特徴を有している。Fig. 4 にプローブ断面の模式図を示すが、プローブ先端の圧力孔は整流筒の中に収められており、キールチューブ付きピトー管と同様に流れを

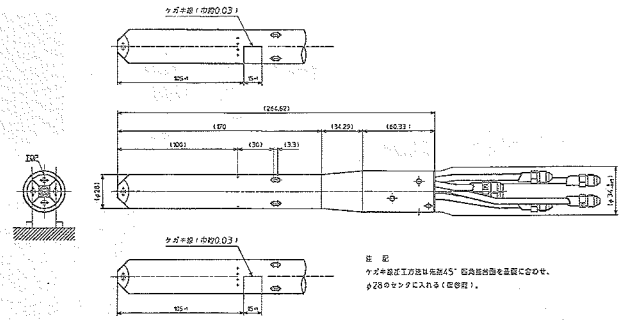


Fig. 3 ADS プローブ三面図

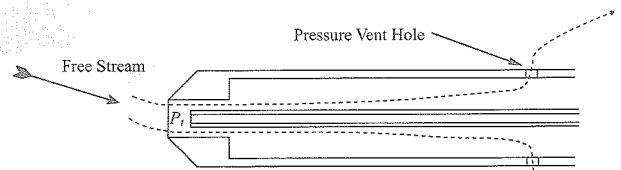


Fig. 4 ピトー圧測定の模式図

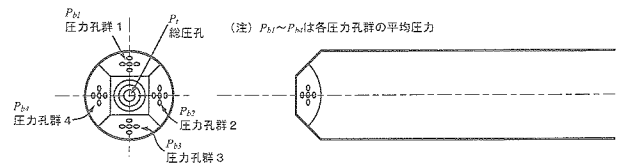


Fig. 5 プローブ圧力孔 (5 孔式)

整流することによって、流れに対するプローブの角度によらずピトー圧を計測できるようになっている。従ってピトー圧を推算する必要が無く、エアデータ算出モデルが簡素化できる。各圧力孔の圧力は精度 13 Pa の絶対圧センサーを用いて計測する。

3.2 HSFD2 応用段階 I

当初、HSFD 2 では上記の旧プローブを HSFD 2 の飛行速度域について較正してそのまま使用する予定であった。Table 2 では「HSFD 2 応用段階 I」と標記されている開発段階がこれに当たる。

HSFD 2 で ADS を使用するためには胴体の影響による位置誤差を評価する必要がある (2.2 節)。そこで、機首部の模型を作成してこの先端に ADS を取り付けて位置誤差風洞試験 (Appendix A.3.1) を行うことによって位置誤差を計測することとした。

ただし、実際の機首は風洞で試験をするには大きすぎるため、40% 縮尺の機首模型を作成して位置誤差風洞試験を行った。更に、工作上的制約により 40% 縮尺で 5 孔を再現した ADS を作成することは困難だったため、ADS 自体は実際のサイズのものを使用した。すなわち、40% 機首模型に実サイズのプローブを装着し、その先端位置

Table 2 ADS 開発の流れ

HSFD2 以前	
目的	5 孔式 ADS の試作、開発 汎用 ADS 開発のための特性把握、精度確認
時期	1992 年～1997 年
風試	開発風試 ^{12, 13, 15, 18-21} (Appendix A.2)
模型	試作模型 ^{12, 13, 15, 18-21}
気流	25～160(m/s) 及び $M = 0.0728 \sim 4.0$
達成精度	

マッハ数 M $\pm 1.5\%$	
迎角 α 、横滑り角 β $\pm 0.4(\text{deg})$	
静圧 P_s $\pm 2.5\%$	

課題	
各風試はプローブ単体について行われているため、位置誤差が考慮されていない	
HSFD2 応用段階 I	
目的	位置誤差補正データの取得
時期	2000 年 12 月
風試	ADS プローブ (旧プローブ) 位置誤差試験 (Appendix A.3.1)
模型	搭載型プローブ (旧プローブ) + 機首模型 (40%模型)
気流	$M = 0.4 \sim 1.1983$
達成精度	

迎角 α 、横滑り角 β $\pm 0.3(\text{deg})$	
静圧 P_s $\pm 0.46(\text{kPa})$	

課題	
風試後の誤差シミュレーションの結果、高高度においてマッハ数、静圧の精度が要求を満たさないことが判明	
HSFD2 応用段階 II	
目的	ADS プローブ (改) の較正、マッハテーブル作成 (ただし、40%プローブ模型について)
時期	2001 年 4 月～5 月
風試	ADS プローブ (改) 較正試験 (Appendix A.4.1)
模型	搭載型プローブ (新プローブ; 40%模型) + 機首模型 (40%模型) 搭載型プローブ (新プローブ; 40%模型) 単体
気流	$M=0.4 \sim 1.4$
達成精度 (ただし、40%プローブ模型について)	

マッハ数 M ± 0.007	
迎角 α 、横滑り角 β 40%プローブ模型では計測されない	
静圧 P_s $\pm 0.10(\text{kPa})$	

課題	
40%プローブ模型を使用したため、風試結果を実プローブに適用可能か確認が必要	
HSFD2 応用段階 III	
目的	実 搭載プローブの機能確認 40%プローブ模型について作成されたマッハテーブルが実機搭載プローブに適用可能であることを確認
時期	2001 年 11 月
風試	ADS プローブ (改) 確認風試 (Appendix A.5.1)
模型	実機搭載プローブ (新プローブ) 単体
気流	$M = 0.8 \sim 1.2$
達成精度	

(実機搭載用演算処理数学モデル (4.2 節) を適用した場合)	
マッハ数 M ± 0.015	
迎角 α 、横滑り角 β $\pm 0.3(\text{deg})$	
静圧 P_s $\pm 0.10(\text{kPa})$	

実機搭載プローブの機能確認、要求精度達成	

を ADS を含む機首全体の 40%縮尺にしたとき想定される (ADS 先端) 位置に設定することによって、位置誤差の計測を行うこととした (Fig. 6).

これによって、実際の位置誤差による影響とは若干の差異を生じることが予測されたが、ADS は先端部のみしか使用しないこと、CFD による解析では有意な差は確認できなかったことから、プローブを縮尺しなかったことによる影響は有意でないと判断した。

当初、この段階で開発は完了する予定であったが、試験結果を用いて精度を検討した結果、使用予定であった 5 孔式の ADS では HSFD 2 の飛行が想定される高度 22.5 km 付近で遷音速飛行すると、マッハ数に 0.1 以上という許容できない誤差を発生することが判明した。すなわち、精度要求 (2.2 節参照) を満たせないことが明らかになった。

音速を通過するとマッハ数の変化に応じてトリム特性

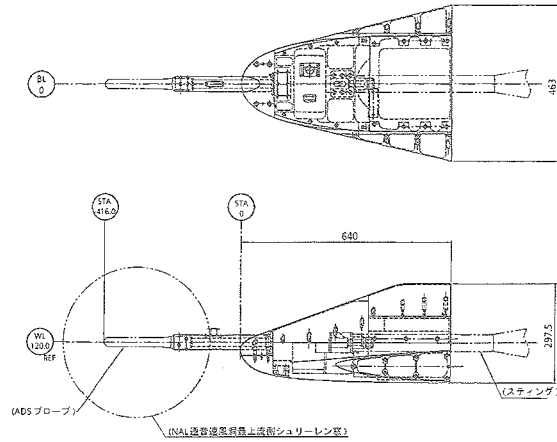
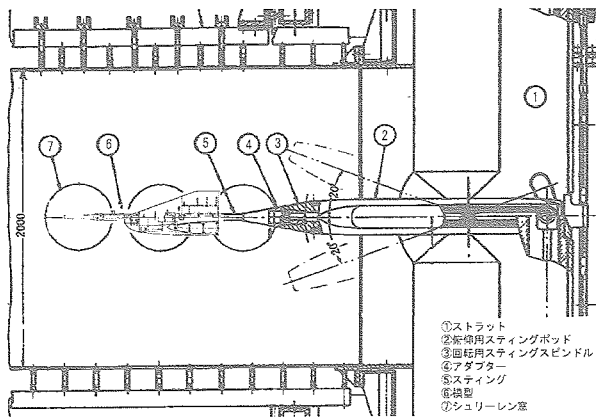


Fig. 6 40%機首模型イメージ

Fig. 7 位置誤差風洞試験イメージ (図中の風洞設備は文献¹¹による)

が大きく変化するため、上記のような誤差は、すなわち飛行が破綻することを意味する。従って、早急なADSの改良が求められることとなった。

3.3 HSFD2 応用段階 II

旧プローブはキールチューブ付きの総圧孔を装備しているため、想定される迎角・横滑り角の範囲では気流の方向によらず正確なピトー圧の計測ができる。従って、マッハ数の誤差が大きくなったということは静圧の算出精度がマッハ数算出に必要な精度を達成していないことを意味している。

旧プローブは Fig. 5 に示されるプローブ先端斜面の圧力孔群 1～4 の計測圧力 $P_{b1} \sim P_{b4}$ の平均値と、プローブ先端中心の圧力孔 (図面上は「総圧孔」と呼ばれる) の計測圧力の差を用いてマッハ数を算出する (詳細な演算処理については 4.1 で後述する)。ところが、音速近傍ではピトー圧とプローブ先端斜面圧力の圧力差は他の速度域と比較し小さくなることが実験的に確認されている。加えてプローブ先端斜面の圧力孔はそもそも流れに対し

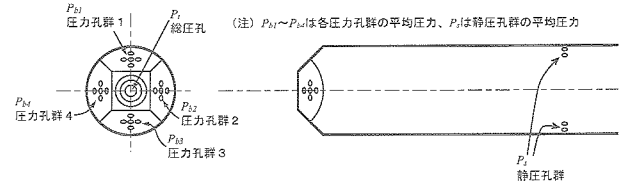


Fig. 8 プローブ圧力孔 (静圧孔追加型)

て平行でないために静圧よりも高い圧力を計測してしまうため、静圧の低い高高度では相対的にセンサー誤差の影響が大きくなってしまい、マッハ数を正確に算出できなくなる。

そこで、プローブの中胴に新たに静圧孔を設けることによってピトー圧との差圧を確保することを改善策として検討した。その結果、静圧孔の付加によって高高度でもマッハ数を精度良く推算出来る見通しが得られたため、既存のADSプローブ (5孔ピトーセンサ) に静圧孔を付加した改良型のプローブが製作された (Fig. 8)。

この段階を「HSFD2 応用段階 II」と呼称する。

静圧孔はプローブの上下面に4点ずつ穿孔された。なるべく迎角の影響を受けずに静圧を計測できるように、プローブ内部でこれら圧力孔同士は接続され、均圧されている。

迎角 α と横滑り角 β については既存の5孔式ADSプローブを使用しても、要求精度が満たされることが分かったので、これらは従来の方式で算出することとした。

ここで、静圧孔を追加することによっていくつかの作業が発生することになった。

まず、新たに静圧孔に対する位置誤差を評価する必要が発生した。すなわち、5孔式ADSではすべての圧力孔がプローブ先端に集まっていたため40%機首模型に対しても実サイズのプローブを使用して先端位置を40%スケールの位置にあわせることによって位置誤差を評価していた (3.2 節) が、静圧孔追加型のADSでは静圧孔の位置が他の圧力孔よりも後方であるため、実際のプローブを40%機首模型に対して使用すると静圧孔の相対位置が機首模型に近づきすぎてしまい、実際に静圧孔に作用する位置誤差を評価することができない。ところが、3.2 節に記述されているように、すべての圧力孔を再現したスケールモデルの製作は技術的に困難であった。そこで、静圧孔の位置誤差を評価するために40%縮尺で総圧孔と静圧孔のみを再現した静圧位置誤差確認用ミニチュアプローブ (以下、単に「ミニチュアプローブ」と呼ぶ) を新たに作成した。迎角、横滑り角については、上記のように「HSFD2 応用段階 I」 (3.2 節) で位置誤差を評価しているため、これと組み合わせて全体の位置誤差を評価することとした。

このミニチュアプローブを用いた風洞試験は2001年4月～5月に行われた。(Appendix A.4.1) この風洞試験の結果, 上記の静圧孔による改良を行うとプローブ単体では遷音速でのマッハ数誤差が±0.007まで改善されることが確認された。

また, 静圧孔を追加することによって入力が増えたため, 新たなエアデータ算出用数学モデルを構築する必要が生じた。このモデルはADS用の搭載計算機であるADCに内蔵することはできなかったため, フライトコントロールコンピュータ (Flight Control Computer ; 以下「FCC」) でその演算を一部肩代わりすることとなった。このための数学モデルの構築については4節に記述する。

3.4 HSF2 応用段階 III

「HSFD 2 応用段階 II」では静圧孔に対する機体機首による位置誤差を評価するために40%スケールのミニチュアプローブを使用して評価している。そこで, 最終的にはこのミニチュアプローブについて作成されたテーブルが実機搭載プローブに適用可能であることを確認する確認風洞試験 (Appendix A.5.1) を2001年11月に行った。これを「HSFD 2 応用段階 III」とする。

この段階でミニチュアプローブと実際のプローブの間の差異による影響は限定的であることが確認されたため, ミニチュアプローブと実機搭載プローブの単体での出力の差分を想定される誤差に上乘せすることによって全体の誤差とした。また, 以下の節(4.2節)で記述される実機搭載用演算処理数学モデルを使用することにより, 最も精度の悪化する遷音速での精度が評定点である高度22.5 kmの条件で性能要求を満たすことを確認できたため, プローブの開発を完了したと判断した。

4 実機搭載用演算処理数学モデルの開発

HSFD 2でのADS開発はプローブ自体の改良に加えて, エアデータ算出用の数学モデルの開発も含んでいる。当初の計画では旧プローブで採用された数学モデルの数表を入れ替えることによってHSFD 2での使用が可能となる目論見で検討が始められた(3.2節)が, 開発の進行に伴い, 静圧孔が追加された(3.3節)ことによって演算が複雑化したため, 静圧孔の計測圧に関する演算をFCCで肩代わりする必要が生じた。従って, 最終的に実機に搭載した数学モデルは新たに開発したものとなった。FCCのこの部分をADSインタフェースと称する。

本節ではオリジナルの数学モデルと実機搭載用の数学モデルのそれぞれについて記述する。

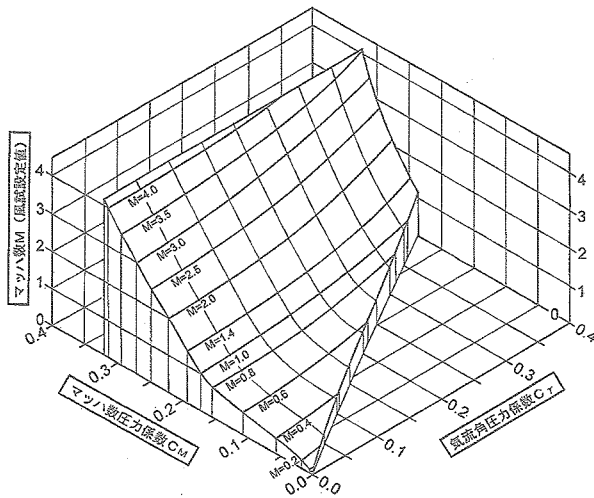
Table 3 オリジナルの演算処理数学モデル

入力	$P_t, P_{b1}, P_{b2}, P_{b3}, P_{b4}$ (Fig. 5 参照)
Step 1	圧力係数の算出
	$C_M = (P_t - P_b)/P_t$ $C_\alpha = (P_{b1} - P_{b3})/P_t$ $C_\beta = (P_{b2} - P_{b4})/P_t$ $C_\gamma = \sqrt{C_\alpha^2 + C_\beta^2}$
	ただし, $P_b = (P_{b1} + P_{b2} + P_{b3} + P_{b4})/4$
Step 2	マッハ数 M の算出 開発段階の風試結果から得られたマッハ数算出データマップ (Fig. 9) より, Step 1 で算出された C_M, C_γ を用いてマッハ数 M を求める。データマップにより定義されていない C_M, C_γ に対しては線形補間。(ルックアップテーブル方式)
Step 3	迎角 α 、横滑り角 β の算出
	$\alpha = \sum_{i=0}^3 \sum_{j=0}^5 a_{ij} M^j C_\alpha^i$ $\beta = \sum_{i=0}^3 \sum_{j=0}^5 b_{ij} M^j C_\beta^i$
	係数 a, b は各マッハ数 M について開発段階の風試結果より決定されている (Appendix A.2)。
Step 4	静圧 P 、動圧 P_d の算出
	$P = \begin{cases} \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} P_t & (M < 1) \\ \left(\frac{(\kappa + 1) M^2}{4\kappa M^2 - 2(\kappa - 1)}\right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} \frac{\kappa - 1}{1 - \kappa + 2\kappa M^2} P_t & (M \geq 1) \end{cases}$ $P_d = \frac{\kappa}{2} M^2 P$
	ここで, κ は比熱比 ($\kappa = 1.4$)
出力	以下の量が出力として得られる。
	Step 2 からマッハ数 M
	Step 3 から迎角 α 、横滑り角 β
	Step 4 から周辺大気圧 P 、動圧 P_d

4.1 オリジナルの演算処理数学モデル

Table 3 に5孔式ADSプローブを用いた場合の, 計測された圧力データからマッハ数 M , 静圧 P , 動圧 P_d , 迎角 α , 横滑り角 β を算出するための演算処理数学モデルを示す。これは当初採用される予定であったオリジナルのADSの演算論理である。5孔式ADSの圧力孔はFig. 5のようになっている。

エアデータ演算論理の入力としては, プローブ先端の5孔の圧力になる。それぞれ $P_t, P_{b1}, P_{b2}, P_{b3}, P_{b4}$ と表記しているが, ここで, プローブ先端の圧力孔 (総圧孔)

Fig.9 C_M , C_γ , M の関係

は3.1節で解説されている通り、迎角 α 、横滑り角 β によらずピトー圧を計測できる。

まずStep 1として、 P_t と総圧孔以外の4孔の圧力の平均値との差、上下の圧力孔の圧力差 $P_{b1} - P_{b3}$ 、左右の圧力孔の圧力差 $P_{b2} - P_{b4}$ を、それぞれ P_t で無次元化した係数 C_M 、 C_α 、 C_β を求める。(圧力孔の番号についてはFig.5を参照のこと)さらに、 C_α と C_β はRoot Sum Squareをとって C_γ としてまとめる。すなわち、この変数は α と β をまとめてプローブ軸に対する流れの傾きの角度に対応付けられる。

次にStep 2として、風試結果から得られたマッハ数算出データのマップ (Fig. 9) を用いて、 C_M と C_γ からマッハ数 M を求める。

α 、 β はStep 2で求めた M とStep 1の C_α 、 C_β の関数として求められる (Step 3)。

最後にStep 4として、一様流静圧 P 、動圧 P_d が総圧とマッハ数の関数として求まる。

4.2 実機搭載用演算処理数学モデル

ADSプローブに静圧孔を追加することによってマッハ数の計測精度を向上することができ、マッハ数計測精度が要求(2.2節)を達成できる見通しを得た。たが同時に、静圧孔が追加されたことによって入力が増えたため、ADC内部の数表の入れ替えではエアデータ算出ができなくなり、新たに数学モデルを構築する必要が生じた。本節では静圧孔を追加したプローブでエアデータを算出するために、オリジナルの数学モデルを改修して作成した数学モデルを示す (Table 4)。

増加した静圧孔の計測圧力を演算論理に組み込む必要があったが、開発の時間的制約からADCに新たにプログラムを組み込むことはできなかった。そこで、ADCの出

力を利用しながらFCCのプログラム (Flight Control Program; FCP) に静圧孔計測圧力の取り扱いと位置誤差の補正を行う論理を組み込むこととなった。FCPのこの部分を「ADSインタフェース」と称する。

まず、Step 1からStep 3まではオリジナルの数学モデル、すなわち、ADCの演算論理を使用する。ここではADC内部の数表の入れ替えは行われておらず、すなわち位置誤差は考慮されていない。ただし、風洞試験の結果 (Appendix 3.3) から、HSFD 2の場合、迎角 α および横滑り β には位置誤差の影響は有意ではないことが判明していたので、 α 、 β はStep 3で算出されたものを計測値とする。

次に位置誤差補正をしたマッハ数 M を算出する段階 (Step 4) から演算がFCPに移る。機首模型を使用した風洞試験結果を使用して位置誤差を補正したマッハ数を算出する。

基本的な方針としてはマッハ数を風洞試験を行った横滑り角 β ごとに、迎角 α と P_t/P_t の多項式 (式 (Tab4-2)) で近似し、定義されていない横滑り角 β に対するマッハ数 M は、その β を挟む二つの β について M を計算して線形補間する。

ただし、低速 ($0.00 \leq M \leq 0.36$) では多項式は使わず、静圧孔の出力が迎角 α 、横滑り角 β によらず静圧を表しているとして等エントロピーの関係式 (式 (Tab4-1)) からマッハ数を算出している。この領域を領域Iとする。

実際にこの式を用いて算出されるマッハ数の誤差は要求されている出力精度と同程度である。また、遷音速ではマッハ数の変化による急激な空力特性の変化があることからマッハ数に対して高い精度が要求されるのに対し、亜音速では遷音速付近のように急激な空力特性の変化は無く、回収直前は回収系 (パラシュート) が作動してしまうことなどから、 $M=0.4$ 以下ではエアデータに高い精度は要求されない。従って、この領域ではTable 1の精度要求は厳密には適用していない。

また、音速 ($M=1$) 前後で関数系が変わることから、多項式を領域II ($0.36 \leq M \leq 0.95$) 及び領域III ($1.00 \leq M$) の二つの領域に分けている。

以上より、マッハ数算出方法がI~IIIの三つの領域に分けられている (Fig. 10)。従って、この三領域をスムーズに連結するための補間方式も案出した。領域IとIIの間では $0.36 \leq M \leq 0.4$ の区間で両領域の方法で算出したマッハ数を線形補間した。また、領域IIとIIIの間ではそれぞれの領域の端点同士を圧力比 P_t/P_t の一次式で接続した。

マッハ数を算出した後、Step 5 静圧 P と動圧 P_d を算出する。まず、静圧孔の計測圧 P_s と総圧 P_t から式 (Tab4-3) を用いて静圧を算出する。係数は風洞試験の結果から作成した。また、動圧はマッハ数と静圧が求まっているの

Table 4 実機搭載用演算処理数学モデル

入力 $P_t, P_{b1}, P_{b2}, P_{b3}, P_{b4}, P_s$ (Fig. 8 参照)	
Step 1 圧力係数の算出 オリジナルの数学モデルと同じ。	
Step 2 α 、 β 算出のためのマッハ数 M 算出 オリジナルの数学モデルのマッハ数算出と同じ。ただし、ここで算出されているマッハ数は位置誤差を補正されていない暫定的なもの。	
Step 3 迎角 α 、横滑り角 β の算出 オリジナルの数学モデルの場合と同じ。Step 2 と同じく位置誤差補正は行われていない。	
Step 4 マッハ数 M の算出 改タイプオリジナルのマッハ数算出法では ADS インターフェースの計算負荷が大きくなりすぎるため、マッハ数を以下の 3 領域 (I, II, III) に分割し (Fig. 10)、それぞれの領域に対して等エントロピーの関係式及び迎角 α 、横滑り角 β 、圧力比 P_s/P_t を独立変数とする近似式を用いてマッハ数 M を算出する。また、以下の 3 領域を補間する領域に対しては別に補間近似式を設ける。	
(I) $0.00 \leq M \leq 0.36$	さらに、各領域 (I, II, III) のつなぎ目では算出されたマッハ数がスムーズに移行するように演算結果をブレンドするため補間方式を以下のように定めた。 (I-II 補間領域) $0.36 \leq M \leq M _{P_s/P_t=(P_s/P_t)_1=0.89561}$ $M = \frac{M_2 \{(P_s/P_t)_2 - P_s/P_t\} + M_1 \{P_s/P_t - (P_s/P_t)_1\}}{(P_s/P_t)_2 - (P_s/P_t)_1}$ 求めたマッハ数であり、 $(P_s/P_t)_1$ は式 (Tab4-1) において $M = 0.4$ を与える圧力比 $P_s/P_t _{M=0.4} = 0.89561$ 、 $(P_s/P_t)_2$ は式 (Tab4-2) において $M = 0.36$ を与える圧力比 $P_s/P_t _{M=0.36} = 0.91433$ である。 (II-III 補間領域) $0.95 \leq M \leq 1.00$ $M = 1.00 - 0.05 \times \frac{P_s/P_t - P_s/P_t _{M=1.0}}{P_s/P_t _{M=0.95} - P_s/P_t _{M=1.0}}$ $P_s/P_t _{M=0.95}$ 及び $P_s/P_t _{M=1.0}$ は迎角 α 及び横滑り角 β の離散値について定義された数表を用いて求める。数表に定義されていない α 、 β に対しては線形補間
$M = \sqrt{\frac{2}{\kappa - 1} \left\{ \left(\frac{P_s}{P_t} \right)^{\frac{1-\kappa}{\kappa}} - 1 \right\}}$ (Tab4-1)	
ここで κ は比熱比 ($\kappa = 1.4$) (II) $0.36 \leq M \leq 0.95$ 及び (III) $1.00 \leq M$	
$M = \sum_{i=0}^4 \sum_{j=0}^i c_{ij} \alpha^{4-j} \left(\frac{P_s}{P_t} \right)^j$ (Tab4-2)	
係数 c_{ij} は ADS プローブ (改) 較正試験結果 (Appendix A.4.1) から、 $-7.5^\circ \sim 7.5^\circ$ の 2.5° 刻みの横滑り角について定義されている。定義されていない β に対するマッハ数 M は、その β を挟む二つの β について M を計算し、線形補間する。	
Step 5 静圧 P 、動圧 P_d の算出	
	$P = P_s \{k(P_s/P_t) + l\}$ (Tab4-3)
	$P_d = \frac{\kappa}{2} M^2 P$ (Tab4-4)
ここで κ は比熱比 ($\kappa = 1.4$)。 係数 k 、 l は ADS プローブ (改) 較正試験結果 (Appendix A.4.1) から以下のマッハ数 M について定義されている。定義されていないマッハ数に対しては線形補間。 $M = 0.0, 0.39, 0.4, 0.6, 0.8, 0.9, 0.95, 1.0, 1.05, 1.1, 1.1, 1.2, 1.3, 1.4$	
出力 以下の量が出力として得られる。 Step 3 から迎角 α 、横滑り角 β Step 4 からマッハ数 M Step 5 から周辺大気圧 P 、動圧 P_d	

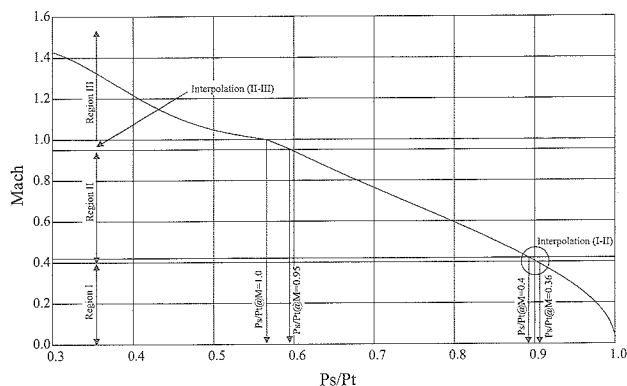


Fig. 10 マッハ数算出領域区分

で、式 (Tab4-4) で算出できる。

以上のように実機搭載型のエアデータ算出方法は定義された。

最後に、ここで作成された演算モデルは実際の通風条件下で機能確認されたことが無かったため、実機搭載品と同等のシステムを使用した機能確認風洞試験 (Appendix A.5.2) を行った。この結果、実際の通風環境下でモデルが正常に作動することが確認されたため、HSFD 2用 ADS システム全体の開発を完了することができた。

5 おわりに

遷音速での空力データ取得を主目的とする高速飛行実証フェーズ II^{1,3,5,6} で使用したエアデータセンサー (ADS) の開発について述べた。

当初、この ADS は ALFLEX²² などでも使用された 5 孔 ADS と同じシステムを使用する予定であったが、高高度での遷音速飛行でマッハ数の精度が悪化することが判明した。そこで、静圧孔を追加する改良を施すことによって精度を改善し、HSFD 2 の飛行目的の達成に必要な精度を達成することができた。

今回開発したシステムの構成は従来型の ADS に FCP の ADS インタフェースを付加して算出するという形になっている。これは、静圧孔を追加したことによって増えた入力を搭載のエアデータコンピュータ (ADC) では取り扱えないため、若干冗長なシステムとなったことは否めないが、種々の制約の下で高高度の遷音速飛行に使用できる ADS を開発できたことの成果は大きい。

References

- 1 柳原他, “高速飛行実証計画について” 日本航空宇宙学会誌, 52 (2004), pp. 313-319.
- 2 NAL/NASDA 高速飛行実証フェーズ I 実験隊, “高速

飛行実証フェーズ I の飛行実験結果” JAXA-RR-03-011, 2003.

- 3 長谷川他, “高速飛行実証の実験システム開発” 日本航空宇宙学会誌, 52 (2004), pp. 320-326.
- 4 富田他, “高速飛行実証フェーズ I の自律飛行技術と進入着陸実証” 日本航空宇宙学会誌, 52 (2004), pp. 327-334.
- 5 上野他, “飛行実験データによる高速飛行実証フェーズ II 実証機の空力特性推定” 日本航空宇宙学会誌, 52 (2004), pp. 335-340.
- 6 鈴木他, “高速飛行実証フェーズ II の誘導制御,” 日本航空宇宙学会誌, 52 (2004), pp. 341-347.
- 7 Yanagihara, M., Miyazawa, Y., Akimoto, T., Sagisaka, M., Cretenet, J. and Venel, S., “HOPE-X High Speed Flight Demonstration Program Phase II,” AIAA Paper 2001-1805, 2001.
- 8 伊藤他, HOPE 計画の現状, 日本航空宇宙学会誌, 43 (1995), pp. 1-13.
- 9 白水他, 宇宙往還機開発計画と HYFLEX, 日本航空宇宙学会誌, 45 (1997), pp. 622-626.
- 10 永安他, HOPE 小型実験機による自動着陸飛行実験 (ALFLEX) について, 日本航空宇宙学会誌, 46 (1998), pp. 2-11.
- 11 航空技術研究所, “航空技術研究所 2 m × 2 m 遷音速風洞の計画と構造,” NAL TR-25, 1962.
- 12 中谷, 斉藤他, “航空機の世界ベクトル計測用ピトー管 (第 1 報),” 日本航空宇宙学会第 23 期年会講演会講演集, 1992, pp. 56-57.
- 13 中谷, 斉藤他, “航空機の世界ベクトル計測用ピトー管 (第 2 報),” 第 30 回飛行機シンポジウム講演集, 1992, pp. 562-563.
- 14 斉藤, 中谷他, “航空機の世界ベクトル計測用ピトー管 (第 3 報),” 第 30 回飛行機シンポジウム講演集, 1992, pp. 564-567.
- 15 桑野, 中谷他, “実機搭載型エア・データ・システムの試作試験,” 第 37 回宇宙科学技術連合講演会, 1993, pp. 157-158.
- 16 井之口, 矢澤他, “多角錐台ピトー管の飛行試験,” 第 31 回飛行機シンポジウム講演集, 1993, pp. 198-201.
- 17 斉藤, 桑野他, “多角錐台ピトー管の飛行試験 (第 2 報),” 第 32 回飛行機シンポジウム講演集, 1994, pp. 477-480.
- 18 桑野, 中谷他, “ALFLEX 搭載用エア・データ・センサの精度検証試験,” 第 32 回飛行機シンポジウム講演集, 1994, pp. 485-488.
- 19 桑野, 中谷他, “ADS プローブ (ピトー管型) の高速

- 特性試験（その1）”，第32回飛行機シンポジウム講演集，1995，pp.163-166.
- 20 中谷，桑野他，“ADSプローブ（ノーズ型）の高速特性試験（その2）”，第32回飛行機シンポジウム講演集，1995，pp.167-168.
- 21 桑野，中谷他，“四角錐台5孔プローブを用いた広速度域飛行速度ベクトル計測システムの特性”，第59回風洞研究会論文集，1997，pp.155-165.
- 22 永安他，“HOPE小型実験機による自動着陸飛行実験（ALFLEX）について”，日本航空宇宙学会誌，Vol.46，No.528，1998.

- 力孔は5個ずつ)
- 気流 25～50 (m/s)
- 成果 大型化に伴う問題の解決。ただし，精度に問題。
- 備考 1992年9月30日以前¹³

A.1.3 Queen Air 飛行試験予備風試

- 目的 飛行試験に向けた精度確認
- 風洞 大型低速風洞，遷音速風洞
- 共試体 実機搭載型プローブ単体（φ28mm，角錐面の圧力孔は5個ずつ）
- 気流 30～160 (m/s)
- 成果 精度向上，確認
- 備考 1993年10月27日以前¹⁵

A.1.4 第1次 Queen Air 飛行試験

- 目的 実用性，信頼性を確認
- 風洞
- 共試体 実機搭載型プローブ（φ28mm，角錐面の圧力孔は5個ずつ）をNAL（現JAXA）所有の実験用航空機であるQueen Airのノーズブーム先端に配置
- 気流 高度：1000～10000 ft，速度：75～175 kt
- 成果 実用性確認，ただし，氷着に関しては不明
- 備考 1993年7～8月^{15,16}

A.1.5 第2次 Queen Air 飛行試験

- 目的 氷点下における実環境下での機能試験
- 風洞
- 共試体 実機搭載型プローブ（φ28mm，角錐面の圧力孔は5個ずつ）をQueen Airのノーズブーム先端に配置
- 気流 高度：1000～10000 ft，速度：75～175 kt
- 成果 実用性確認
- 備考 1994年2月¹⁷

Appendix A

ADS開発に関係する試験

本節ではADS開発に関係する試験（主に風洞試験）についての情報を列挙する。残念ながら，HSFD2の開発が開始されるまで試験の管理は不十分であり，試験結果は散逸している（ALFLEX飛行試験を除く）。従って，入手できる範囲の情報をできる限り載せることによって全体の流れを概観できるようにした。また，文中の風洞はすべて旧航空宇宙技術研究所（NAL）所属の風洞であり，現在は宇宙航空研究開発機構（JAXA）に所属している。以下に，風洞の新旧名称の対応を示す。

旧名称	新名称
突風風洞	2m × 2m 低速風洞
大型低速風洞	6.5m × 5.5m 低速風洞
遷音速風洞	2m × 2m 遷音速風洞
超音速風洞	1m × 1m 超音速風洞

A.1 開発段階（初期）

A.1.1 試作風試

- 目的 試作
- 風洞 低速風洞（65cm × 55cm）
- 共試体 小型プローブ単体（φ7mm，角錐面の圧力孔は1個ずつ）
- 気流 30～55 (m/s)
- 成果 実機搭載の対気速度ベクトル計測用ピトー管として十分適用できることを確認
- 備考 1992年4月7日以前¹²

A.1.2 大型化風試

- 目的 大型化
- 風洞 突風風洞（予備試験として低速風洞（65cm × 55cm））
- 共試体 実機搭載型プローブ単体（φ28mm，角錐面の圧

A.2 開発段階（ALFLEX）

A.2.1 精度検証試験

- 目的 精度検証
- 風洞 遷音速風洞
- 共試体 ALFLEX搭載用プローブNo.1, No.2単体（実機搭載型プローブと同形状）
- 気流 $M = 0.2 \sim 0.4$
- 成果 精度確認，ただし，処理式の改善が必要
- 備考 1994年10月5日以前¹⁸

A.2.2 高速特性試験

- 目的 高速特性の把握，ノーズ型プローブの検討
- 風洞 突風風洞，遷音速風洞，超音速風洞
- 共試体 ALFLEX搭載用プローブ（プローブA）単体
ALFLEX搭載用プローブ（プローブB）単体
ノーズ型プローブ（プローブC）単体
- 気流 $M = 0.0728 \sim 4.0$ （プローブA）

	$M = 0.0728 \sim 3.5$ (プローブB)		タマップ作成, 精度確認
	$M = 0.2 \sim 1.4$ (プローブC)	風洞	遷音速風洞
成果	(1) 新演算処理式導入により精度向上 (2) 先端部の四角錐台の形状・寸法が同じならばADSプローブ機能が固定されることが分かった (3) 衝撃波を伴う場合にも機能することを確認	共試体	HSFD 2 搭載型プローブ模型 (静圧孔有り; 40%) + 機首模型 (40%) HSFD 2 搭載型プローブ模型 (静圧孔有り; 40%) 単体 (総圧と追加静圧孔圧力のみ測定, 角錐面の圧力孔無し)
備考	1995年4月初め~6月 ¹⁹⁻²¹	気流	$M = 0.4 \sim 1.4$ (プローブ+機首模型) $M = 0.8, 1.05, 1.2$ (プローブ単体)
A.2.3 ALFLEX 飛行試験		成果	静圧孔追加演算処理のためのマッハ数算出データマップ作成, 精度確認
省略	文献 ²² 参照のこと. 1995年12月13日~1996年9月1日	備考	2001年4月23日~5月2日
A.2.4 高速特性試験 (再現)		A.5 HSFD2 応用段階 III	
目的	解析処理法の信頼性, 実用性確認, 改良	A.5.1 ADSプローブ (改) 確認風試	
風洞	遷音速風洞	目的	上記風試のスケール効果の確認
共試体	プローブA#3単体 (上記プローブAと同形状, 製作時期が異なる)	風洞	遷音速風洞
気流	$M = 0.2 \sim 1.4$	共試体	HSFD 2 搭載型プローブ (静圧孔有り; サイズ100%) 単体
成果	新々演算処理式導入により精度向上	気流	$M = 0.8, 1.0, 1.05, 1.2$
備考	1997年6月 ²¹	成果	40%プローブについて作成されたマッハ数算出データマップが実機搭載プローブに適用可能であることを確認
A.3 HSFD2 応用段階 I		備考	2001年11月12日~14日
A.3.1 HSFD2 ADSプローブ位置誤差風試		A.5.2 高速飛行実証 (フェーズ II) に固有の ADS機能確認風洞試験	
目的	開発段階のデータベースにHSFD 2の位置誤差補正を加える	目的	ADSシステムの機能確認
風洞	遷音速風洞	風洞	遷音速風洞
共試体	HSFD 2 搭載型プローブ (静圧孔穿孔前; サイズ100%) + HSFD 2 機首模型 (40%) (プローブ先端と機首模型先端の距離が40%スケールプローブ相当)	共試体	HSFD 2 搭載型プローブ (静圧孔穿孔前; サイズ100%) + HSFD 2 機首模型 (40%) (プローブ先端と機首模型先端の距離が40%スケールプローブ相当)
気流	$M = 0.4 \sim 1.2$		HSFD 2 搭載型プローブ (静圧孔有り; サイズ100%) 単体
成果	位置誤差補正データ取得	気流	$M = 0.36 \sim 1.3$
備考	2000年12月	成果	最終的な演算論理が正常に機能することを実機搭載品を使用して確認
A.4 HSFD2 応用段階 II		備考	2003年2月
	オリジナルの5孔式ADSプローブではHSFD 2の比広範囲 (特に高空の音速近傍) で精度良くマッハ数を計測できないことが判明したので静圧孔を追加した.		
A.4.1 ADSプローブ (改) 較正風試			
目的	静圧孔追加演算処理のためのマッハ数算出デー		

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA-RR-04-043

発行日 2005年3月31日
編集・発行 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522
東京都調布市深大寺東町七丁目44番地 1
TEL 0422-40-3000 (代表)
印刷所 株式会社 東京プレス
〒174-0075 東京都板橋区桜川 2-27-12

©2005 JAXA

※本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。

※本書(誌)からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡下さい。

※本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。

〈本資料に関するお問い合わせ先〉

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター



宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency