

HYFLEXにおけるADS計測

航空宇宙技術研究所 ○ 高木亮治、滝沢 実

HYFLEX(Hypersonic Flight Experiment)において実施されたADS(Air Data Sensor)計測について報告する。本飛行試験においては極超音速飛行であるため通常のピトー管方式のADSではなく新しいコンセプトであるFADS(Flush Air Data System)方式を採用した。本計測は極超音速飛行におけるFADSの有用性、問題点を把握し、基礎的なデータを取得することを目的とした。

HYFLEXのADSとしてノーズキャップ上に9つの圧力ポートを配置し圧力計測を行なった。データは全ての圧力ポートにおいて正常に取得され、得られた圧力データよりエアデータを飛行後に推定し、慣性航法装置などからの推定値と比較した。本論文ではHYFLEXに搭載したADSの概要、解析手法、解析結果について報告する。

ADS MEASUREMENT ON HYFLEX

National Aerospace Laboratory
Ryoji Takaki, Minoru Takizawa

ADS(Air Data Sensor) measurement on HYFLEX(Hypersonic Flight Experiment) were performed. FADS(Flush Air Data System) was used because the conventional ADS like, a pitot-static tube, can not be used in hypersonic flight. The objective of the ADS measurement on HYFLEX is to check the capability of FADS in hypersonic flight and get a fundamental data for research.

ADS on HYFLEX consists of 9 flush orifices, each of which is routed to an absolute pressure transducer. These orifices are suitably located on the C/C nose cap. Only a pressure measurement was carried out during the flight. Then the estimation of air data was carried out after the flight. All pressure measurements were succeeded. The air data was estimated from measured pressure data and compared with the air data, estimated from other devices.

This paper present the concepts of ADS on HYFLEX, data analyzing method and results.

1 はじめに

HYFLEX を初めとして各種飛行実験においては飛行データ解析の基準となる大気状態、飛行姿勢の推定を精度良く推定してやることが重要である。こういった飛行条件の測定、推定は一般にピトー管方式のADS (Air Data System, Air Data Sensor) を用いて行なわれる。しかしながらHYFLEX の様な極超音速領域を飛行する実験機では従来のピトー管方式での計測は飛行環境上、特に耐熱という観点からは不可能である。そのためこういった極超音速飛行等でも使用できる新しいADSとしてFADS(Flush Air Data System)が考案された。FADSはNASAがOEX(Orbiter Experiments Program)計画 [1] に使用するため開発した新しい方式のADSであり、実際にアメリカのシャトル等で数回に渡って飛行実証試験が行なわれた。FADSは従来のピトー管方式のADSとは異なり、機首に設けられた複数の圧力孔において圧力場を測定し、得られた圧力場データから逆にエアデータ (大気状態、対気姿勢) を推定する。そのため極超音速から低速にいたる広範囲の速度域でエアデータを推定することが可能である。FADSの目的としては高迎角飛行時でのエアデータ推定精度の向上と超音速、極超音速飛行時でのエアデータ取得手段の2点が挙げられる。前者の代表としてHARV(High Alpha Research Vehicle)に搭載されたHI-FADS(High-Angle-of-Attack Flush Air Data Sensing)[2]。後者の代表としてSEADS(Shuttle Entry Air Data System)[3, 4]がある。特に後者の極超音速飛行時でのエアデータ取得手段としては現在考えられる唯一の方法である。そこでHYFLEXでは宇宙往還機、極超音速機開発において必要と考えられるFADSについてその有用性を確認し基礎的なデータ

取得を目的としてADS計測を行なった。通常ADSが推定したエアデータは機体の制御等に使用されるが本飛行実験においては飛行中は単に圧力の計測だけを行ない、エアデータの推定は取得された圧力データを用いて飛行後に行なった。

2 ADS計測の概要

2.1 FADSの理論

2.1.1 圧力場モデル

FADSの基本的な原理は飛行試験のデータ解析などで用いられるパラメータ同定法に基づいたものと考えることができる。つまりある一様流条件 (大気状態、機体姿勢) に対応する圧力の分布を適当な数学モデル (圧力場モデル) で近似する。そして測定された圧力場を用いてこの数学モデルを逆に解けば一様流条件を推定することができる [5]。

一般に*i*番目のポートの圧力 p_i は以下の様に記述できる。

$$p_i = G_1(\alpha, \beta, q_\infty, M_\infty, R_e, ; \eta_i, \zeta_i) \quad (1)$$

ここで α は迎角、 β は横滑り角、 q_∞ は動圧、 M_∞ はマッハ数、 R_e はレイノルズ数、 η_i, ζ_i は圧力ポートの座標 (cone angle と clock angle) である。FADSは主に機首付近に艤装されるためレイノルズ数の圧力場に与える影響は小さく無視できる。そのため式(1)は次の様に書ける。

$$p_i = G_2(p_i, p_\infty, \alpha, \beta, ; \eta_i, \zeta_i) \quad (2)$$

ここで p_i は垂直衝撃波直後の総圧、 p_∞ は一様流静圧である。次に式(2)の独立変数を飛行条件によって変化する空力状態ベクトル \mathbf{X} と*i*番目の圧力ポート固有の変数

(座標ベクトル、飛行中に変化しない)に分離すると

$$\mathbf{X} = \begin{pmatrix} p_t \\ p_\infty \\ \alpha \\ \beta \end{pmatrix} \quad (3)$$

$$p_i = f(\mathbf{X}; \eta_i, \zeta_i) = f_i(\mathbf{X}) \quad (4)$$

と表すことができる。

こういった手法では現象を記述する圧力場モデルの精度が重要となってくる。HYFLEXにおいてはその飛行領域が極超音速であり、この速度域においては修正ニュートニアン法による近似が非常に良い精度で圧力場を記述できることが知られている。修正ニュートニアン法によれば式(4)の圧力場モデル f は以下の様に記述できる。

$$p_i = (p_t - p_\infty) \cos^2 \theta_i + p_\infty \quad M_\infty \gg 1 \quad (5)$$

ここで θ_i は一様流速度ベクトル V_∞ と i 番目の圧力ポートにおける面ベクトル n_i とのなす角度であり、

$$V_\infty = |V_\infty| \begin{pmatrix} \cos \alpha \cos \beta \mathbf{i} \\ + \sin \beta \mathbf{j} \\ + \sin \alpha \cos \beta \mathbf{k} \end{pmatrix} \quad (6)$$

および

$$n_i = \begin{pmatrix} \cos \eta_i \mathbf{i} \\ + \sin \eta_i \cos \zeta_i \mathbf{j} \\ + \sin \eta_i \sin \zeta_i \mathbf{k} \end{pmatrix} \quad (7)$$

より

$$\begin{aligned} \cos \theta_i &= \cos \alpha \cos \beta \cos \eta_i \\ &+ \sin \beta \sin \eta_i \cos \zeta_i \\ &+ \sin \alpha \cos \beta \sin \eta_i \sin \zeta_i \end{aligned} \quad (8)$$

と表せる。

空力状態ベクトル \mathbf{X} が推定できると他の物理量 M_∞ と q_∞ は以下の Rayleigh-Pitot の関係式より求めることができる。

$$\begin{aligned} \frac{p_\infty}{p_t} &= \left(\frac{2}{(\gamma + 1) M_\infty^2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \\ &\times \left(\frac{2\gamma M_\infty^2 - (\gamma - 1)}{\gamma + 1} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \end{aligned} \quad (9)$$

$$q_\infty = \frac{\gamma}{2} p_\infty M_\infty^2 \quad (10)$$

ここで γ は大気の比熱比である。

2.1.2 デジタルフィルタ—理論

近年デジタルフィルタ—理論は急速に発達し航法、誘導、制御といった分野で幅広く使われている。ここではこの理論を用いて計測した圧力場から空力状態ベクトルを推算する手法 [5] について説明する。もし $f_i(\mathbf{X})$ が空力状態ベクトル \mathbf{X} の関数として i 番目の圧力ポートでの圧力を表すとすると以下のように表現することができる。

$$p_i = f_i(\mathbf{X}) + \epsilon_i \quad (11)$$

ここで ϵ_i は計測誤差である。次に、ある時間 t においては n 個の圧力値が測定されるので n 次元ベクトルとして以下のそれぞれのベクトルが定義でき、それらの関係は式(14)で表される。

$$\mathbf{P} = \begin{pmatrix} p_1 \\ p_2 \\ \vdots \\ p_n \end{pmatrix} \quad (12)$$

$$\mathbf{F} = \begin{pmatrix} f_1(\mathbf{X}) \\ f_2(\mathbf{X}) \\ \vdots \\ \vdots \\ f_n(\mathbf{X}) \end{pmatrix}, \quad \boldsymbol{\epsilon} = \begin{pmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \vdots \\ \vdots \\ \epsilon_n \end{pmatrix} \quad (13)$$

$$\mathbf{P} = \mathbf{F}(\mathbf{X}) + \boldsymbol{\epsilon} \quad (14)$$

一般に \mathbf{F} は \mathbf{X} の非線形関数なので以下の様に線形化を行なう。

$$\mathbf{P} = \mathbf{F}(\mathbf{X}^0) + \left(\frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \mathbf{X}} \right)_{\mathbf{X}=\mathbf{X}^0} \Delta \mathbf{X} + \boldsymbol{\epsilon} \quad (15)$$

ここで $\Delta \mathbf{X}$ は更新ベクトルと呼ばれるもので

$$\Delta \mathbf{X} = \mathbf{X} - \mathbf{X}^0 \quad (16)$$

と表される。 \mathbf{H} は感度行列、 \mathbf{y} は残差と呼ばれそれぞれ以下の様に定義される。

$$\mathbf{H} = \left(\frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \mathbf{X}} \right)_{\mathbf{X}=\mathbf{X}^0} \quad (17)$$

$$\mathbf{y} = \mathbf{P} - \mathbf{F}(\mathbf{X}^0) \quad (18)$$

以上を用いると式 (15) は次のように書ける。

$$\mathbf{y} = \mathbf{H} \Delta \mathbf{X} + \boldsymbol{\epsilon} \quad (19)$$

ここで重み付き最小2乗法を用いて更新ベクトル $\Delta \mathbf{X}$ を求めると

$$\Delta \mathbf{X} = (\mathbf{H}^T \mathbf{S}^{-1} \mathbf{H})^{-1} \mathbf{H}^T \mathbf{S}^{-1} \mathbf{y} \quad (20)$$

となる。ここで \mathbf{S} は共分散行列である。

$$\mathbf{S} = \mathbf{E}(\boldsymbol{\epsilon} \boldsymbol{\epsilon}^T) = \begin{pmatrix} \sigma_1^2 & & 0 \\ & \sigma_2^2 & \\ 0 & & \ddots \\ & & & \sigma_n^2 \end{pmatrix} \quad (21)$$

以上より適当な初期値 \mathbf{X}^0 より出発し式 (20) を用いて更新ベクトルを求め、状態ベクトル \mathbf{X} を更新する。この作業を残差 \mathbf{y} が 0 に収束するまで繰り返し行なう。

2.2 ADS のハード構成

HYFLEX では ADS 計測用圧力ポートとして 9 つの圧力ポート (PS01~PS09) を使用した。飛行前に簡単な感度解析を行ない圧力ポートの配置を検討した。これによる角度に関しては主流に対して 45 度の位置がもっとも良い感度を示すことが分った。また淀み点圧力を正確に計測するため、できるだけ淀み点近傍に圧力ポートを配置ことにした。しかしながら淀み点近傍は他の測定点 (空力加熱率計測) との兼ね合いもあり、結果として図 1 で示す様に淀み点から概ね 15 度、29 度、43 度の位置に圧力ポートを配置した。

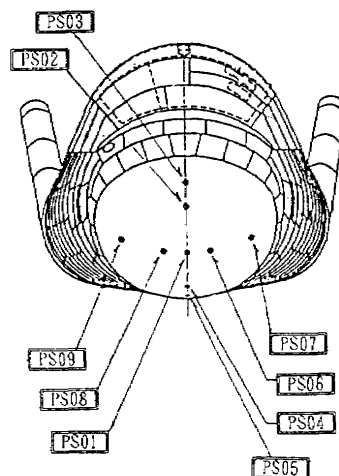


Fig. 1a : Location of the Pressure Ports for ADS (Part 1)

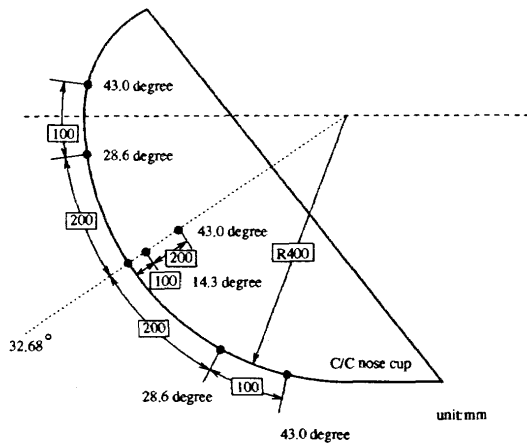


Fig. 1b : Location of the Pressure Ports for ADS (Part 2)

圧力導入孔はセラミック製のプラグモジュールとし、表面圧力はノーズキャップ背後の空間からバルクヘッドを貫く配管を通じて胴体最前部に搭載されたセンサボックスまで導かれる。センサボックスは振動、衝撃環境を緩和するためアイソレータを介して機体構造部に固定した。

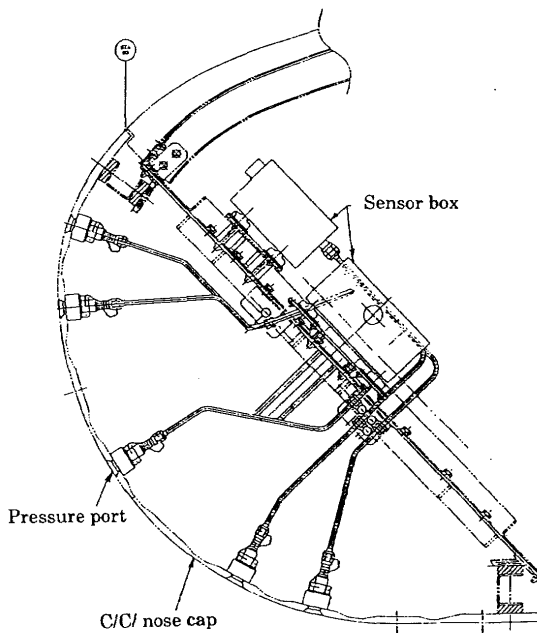


Fig. 2 : Hardware of ADS measurement

圧力計測の高精度化を目指し計測レンジとして $51Pa \sim 107kPa$ 、目標精度として $0.02\%FS$ を設定した。ADS 用に使用した圧力センサは周波数変換タイプの圧力セン

サ、78811Z(Solartron 社製) を用いた。このセンサは圧力変動を周波数変動で出力するため、センサ出力は周波数変換器 (F/D 変換) を通して 12bit のデジタル信号に変換される。そのため通常 A/D 変換器のような精度の低下が極めて少ないのが特徴である。

3 フライトデータ及び解析

今回の飛行実験では飛行試験中においては ADS は単に圧力の計測だけを行ない、各種エアデータの推定はフライト後オフボードで行なった。まず図3に計測された圧力の時間履歴を示す。

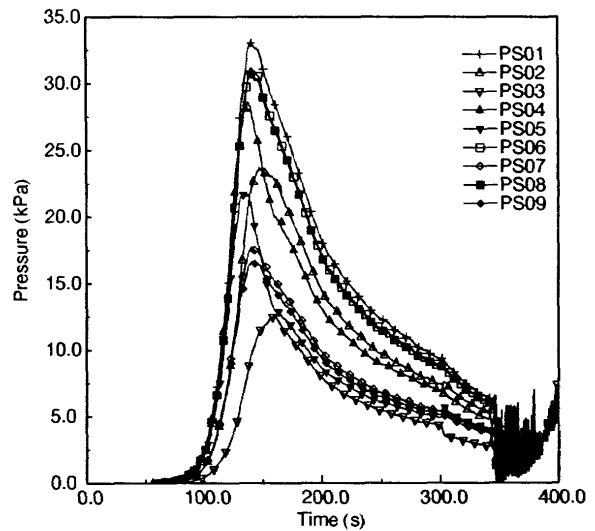


Fig. 3 : Pressure history

横軸は HYFLEX 分離後の経過時間である。なお、生データでは僅かではあるが時おりスパイク状のノイズが観測できたのでこういったノイズは除去してある。また分離直後ではほぼ真空と考えこの時の圧力値をバイアスとして除去している。これによると分離後 150 秒付近で最大圧力値を計測していることがわかる。また分離後 350 秒以後は大迎角に投入されたため機体が不安

定になりかなり振動していることが観測できる。

これら計測した圧力値を用いてデジタルフィルターによりエアデータの推定を行なった。エアデータの推定はHYFLEX分離後50秒後から350秒後まで1秒刻で行なった。50秒より前では圧力センサーの分解能不足、350秒以後では機体が激しく振動しているため十分な推定ができるとは考えられず推定は行っていない。推定はクボタ製WS TITAN2-model800 (Alpha chip, 200MHz) 上で行なった。1時刻当りの推定に要した計算時間は 8.8×10^{-3} 秒であった。

迎角 (α)、横滑べり角 (β) の時間履歴を図4a,bに、ADSによる推定値とIMUデータとの差の時間履歴を図4cにそれぞれ示す。図中で黒く塗りつぶした正方形はIMU等のデータより推定した迎角、横滑べり角、白抜き正方形がADSより推定した迎角、横滑べり角を示す。分離後100秒後以後に注目すると迎角、横滑べり角とも良く一致(迎角で0.5度、横滑べり角で0.2度程度のずれ)していることがこの図よりわかる。

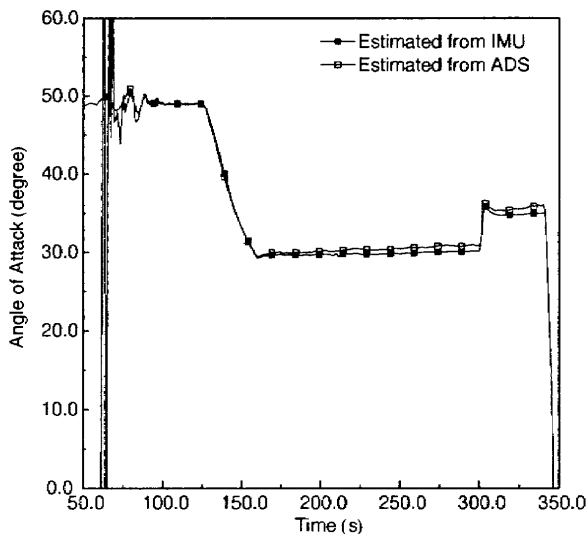


Fig. 4a : α (angle of attack) history

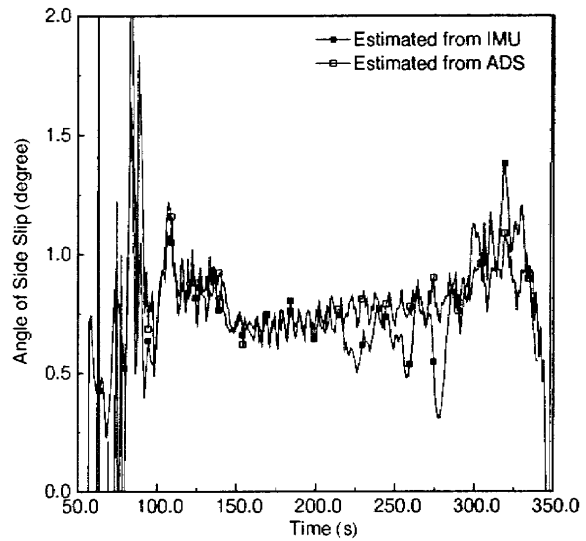


Fig. 4b : β (angle of side slip) history

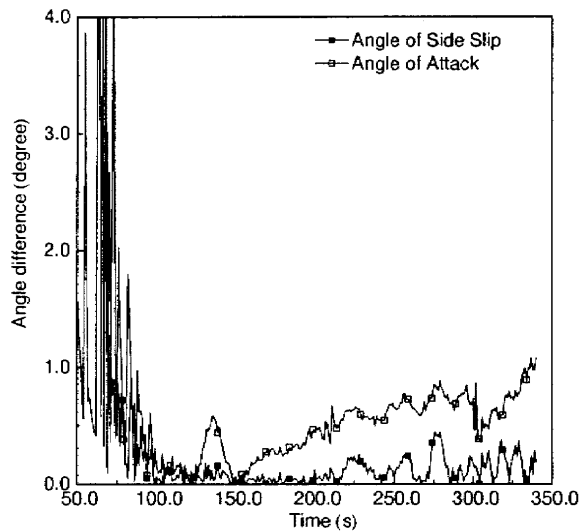


Fig. 4c : Estimation difference of α and β

分離後120秒後から200秒後辺りは圧力の絶対値が大きく、相対的に測定精度が良いため状態量の推定精度は高いと考えられる。ただしこの間でIMUデータとのずれがピークを示しているのは、実在気体効果による影響ではないかと考えられる。以後次第にIMUデータとADSによる推定値がずれてくる。このずれについてはIMUの偏差、ノズの変形等が考えられるが現在のところ詳しい原因については不明である。

フライト前のコンピュータシミュレーションでは推定精度が1度以下になるのは分離後120秒後以後と見積もっていたが本飛行試験ではおよそ80秒後辺りから1度以下の精度で推定ができています。分離後120秒後～150秒後の間では迎角が比較的緩やかに変化しているがこの間も良好に推定できている。また分離後300秒後に起こった急激な迎角変化においても十分な追従性を示している。

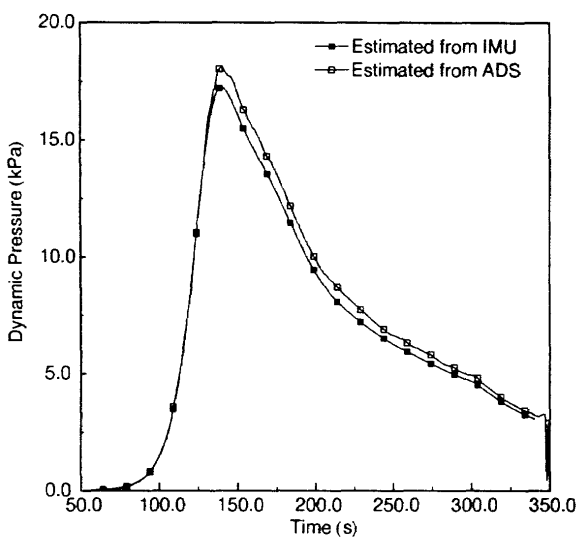


Fig. 5a : q_{∞} (dynamic pressure) history

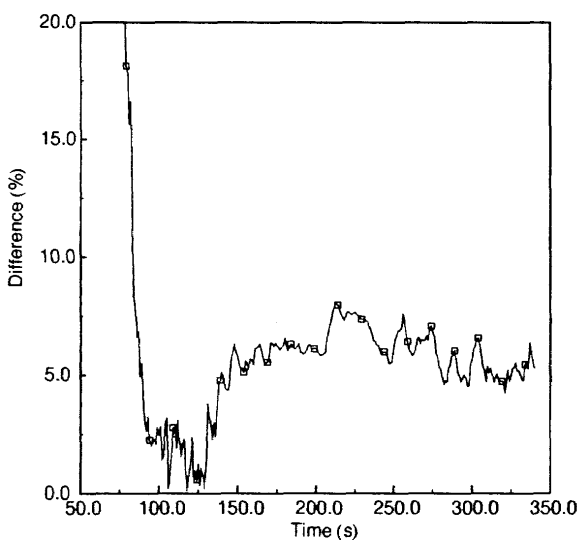


Fig. 5b : Estimation difference of q_{∞}

次に動圧 (q_{∞}) の時間履歴を図 5a に、IMU 等のデータによる推定値との差の時間履歴を図 5b に示す。同様に図中で黒く塗りつぶした正方形は IMU 等のデータより推定した動圧の時間履歴、白抜き正方形が ADS より推定した動圧の時間履歴を示している。図 5a,b より動圧に関しては IMU データと比較した場合約 5% 程度の差で推定できていることがわかる。一般に極超音速飛行では p_{∞} と p_t もしくは計測した圧力値では値のオーダーにかなり開きがある。そのため機体表面圧力における p_{∞} の寄与分はかなり小さく、計測した圧力から p_{∞} を推定することは困難を伴い推定精度も p_t 等に比較すると悪い。

次に圧力ポート数が推定に与える影響を調べた。複数の圧力ポートを有するため飛行中に種々の原因でそのうちの何個かが故障するといった状況は充分想定でき、こういった故障に対して FADS がロバストな ADS であるかどうかを確認することは非常に重要である。通常 9 つの圧力ポートを用いてエアデータの推定を行なうが、このうちの複数個の圧力ポートが故障したと想定し以下の 4 ケースで推定結果を比較した。

1. 淀み点ポートと外側のポート (PS01,PS03,PS05,PS07,PS09) を使用した場合 (Case A)、
2. 淀み点ポートと内側のポート (PS01,PS02,PS04,PS06,PS08) を使用した場合 (Case B)
3. 外側のポート (PS03,PS05,PS07,PS09) を使用した場合 (Case C)
4. 内側のポート (PS02,PS04,PS06,PS08) を使用した場合 (Case D)

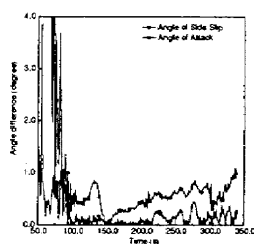


Fig. 6a :
Estimation
difference of α
and β for Case A

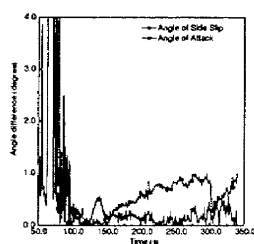


Fig. 7a :
Estimation
difference of α
and β for Case B

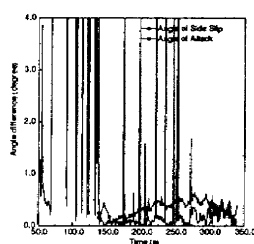


Fig. : 8a
Estimation
difference of α
and β for Case C

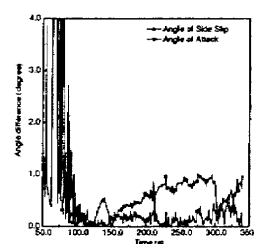


Fig. : 9a
Estimation
difference of α
and β for Case D

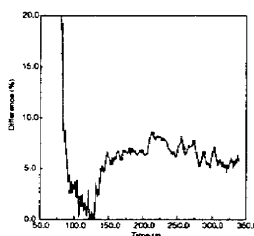


Fig. 6b :
Estimation
difference of q_{∞}
for Case A

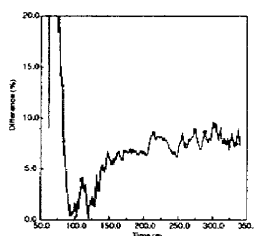


Fig. 7b :
Estimation
difference of q_{∞}
for Case B

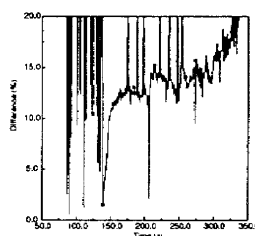


Fig. 8b :
Estimation
difference of q_{∞}
for Case C

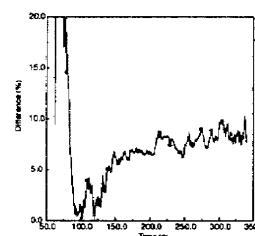


Fig. 9b :
Estimation
difference of q_{∞}
for Case D

Case A と Case B では殆んど推定結果に差は見られないが Case D では若干悪化し、Case C ではかなり悪化していることがわかる。特に Case C では圧力ポートの配置が相対的に近似精度が悪い外側に偏ったため、淀み点に関する情報が少なくなり、結果的に動圧の推定精度が悪化したと考えられる。Case A と Case C との違いは PS01 ポートの存在だけであるが、この両者を比較することで淀み点近傍の計測精度が動圧の推定には重要であることがわかる。また淀み点に関する情報が正確であれば推定作業自体も安定に行なえることがわかる。Case A と Case B、Case C と Case D を比較することで、角度 (α , β) の推定には外側に圧力ポ-

ートを配置することが有効であることがわかる。また残った圧力ポートの配置が的確であれば複数の圧力ポートが故障してもある程度の精度を維持することができ、FADS は基本的にロバストな ADS であることがわかる。

4 おわりに

HYFLEX における ADS 計測について計測概要、解析結果について報告した。今回使用した FADS 型の ADS の推定結果は IMU データ等と比較した場合迎角では 0.5 度程度、横滑り角では 0.2 度程度、動圧で

は5%程度の違いしかなく満足のいく結果となった。更にFADS型のADSのロバスト性も確認でき、今後宇宙往還機、極超音速機におけるADSとして有望であることがわかった。と同時にいくつかの問題点も把握できた。まず第一に、今回の飛行試験では圧力センサの分解能不足により高高度での推定は良好に行なえなかった。これは圧力が低くセンサの分解能、精度が不十分だったためである。これに関しては圧力センサを1ポート当り複数台使用し計測レンジに応じて切替えるなどして測定レンジ全体における測定精度、分解能の向上を図る必要がある。次に、本飛行実験では急激な迎角変動に対しても良好な推定が行なえた。しかしながら更に急激な姿勢変化、状態変動に対して精度良く推定できるかどうかは、ベースとなっている圧力場モデルに非定常運動による圧力変動が考慮されていないため不明であり今後その種の実験を行ない確認する必要がある。最後に、HYFLEXでは種々の制約から実在気体効果が強く発生する領域での飛行は行なっていない。そのためHOPEなどの様に実在気体効果が強く現れると予想される飛行環境においては、今回のADSがどの程度性能を発揮できるかは不明であり今後詳細な検討、改良が必要である。

参考文献

- [1] P.M. Siemers III. : The Space Shuttle Orbiter and Aerodynamic Testing. *AIAA Paper 78-790*, 1978.
- [2] S. Whitmore, T. Moes and C. Leonides. : Failure Detection and Fault Management Techniques for Flush Air-data Sensing Systems. *AIAA Paper 92-0263*, 1992.
- [3] H. Wolf P.M. Siemers III and P.F. Flanagan. : Shuttle Entry Air Data System Concepts Applied to Space Shuttle Orbiter Flight Pressure Data to Determine Air Data - STS 1-4. *AIAA Paper 83-0118*, 1983.
- [4] P.F. Bradley, P.M. Siemers III and K.J. Weilmuenster. : An Evaluation of Space Shuttle Orbiter Forward Fuselage Surface Pressures: Comparison with Wind Tunnel and Theoretical Predictions. *AIAA Paper 83-0119*, 1983.
- [5] C.D. Pruett, H. Wolf, M.L. Heck and P.M. Siemers III. : An Innovative Air Data System for the Space Shuttle Orbiter: Data Analysis Techniques. *AIAA Paper 81-2455*, 1981.