

平成 30 年度 宇宙航行の力学シンポジウム

耐故障性を有するフラッシュ型エアデータセンシングシステム の構築に向けた風洞試験

○森山 大亮（九州工業大学大学院），藤川 貴弘（九州工業大学），米本 浩一（九州工業大学），
野中 聡（宇宙航空研究開発機構），GOSSAMSETTI, Guna Surendra（九州工業大学大学院），
下平 健太（九州工業大学大学院），杉本 純一（九州工業大学大学院）

Wind Tunnel Test for Fault-Tolerant Flush Airdata System

Daisuke MORIYAMA (Kyushu Institute of Technology), Takahiro FUJIKAWA (Kyushu Institute of Technology),
Koichi YONEMOTO (Kyushu Institute of Technology), Satoshi NONAKA (Japan Aerospace Exploration Agency),
Guna Surendra GOSSAMSETTI (Kyushu Institute of Technology), Kenta SHIMOHIRA (Kyushu Institute of
Technology), Junichi SUGIMOTO (Kyushu Institute of Technology)

1. 序論

再使用型宇宙輸送機が大気圏再突入する時など極超音速域で飛行する際、衝撃波による厳しい熱環境に曝される。先端曲率半径が小さい従来のピトー管を用いた ADS (Air Data Sensing) System ではその影響を大きく受けるためエアデータの推定が困難となる。また予期せぬ故障に対する耐故障性にも乏しい。そこで先端曲率半径が大きい鈍頭形状の機体ノーズ表面に直接圧力孔を設けることによって、熱的影響を低減し、そこから得られる表面圧力分布からエアデータを推定する Flush Air Data Sensing (FADS) System が Whitmore ら¹⁾によって考案されている。九州工業大学宇宙システム研究室では、有翼ロケット実験機 WIRES (WInged REUsable Sounding rocket)²⁾による再使用型宇宙輸送システムの研究を行っている。現在は宇宙空間に到達する飛行実証機の前段階として、サブスケール実験機³⁾の開発を行っており、本研究では Whitmore らの手法を参考にし、その実験機に搭載するために、17 個の圧力孔を設けることによって圧力孔に対する冗長性を持たせた FADS システムの開発を進めている⁴⁾。本稿では、国重らの研究⁵⁾によって判明したアルゴリズムの特異点発生原因を取り除いたうえで、遷音速風洞および超音速風洞による風洞試験によって得られた圧力分布を用いて、FADS システムの較正を行い、実際にエアデータ(迎角、横滑り角、マッハ数)推定を行うことで推定精度について検証した。

2. 風洞試験概要

FADS の開発に必要な圧力分布計測は、JAXA 宇宙科学研究所の高速気流総合実験設備の遷音速風洞と超音速風洞を用いて行っている。この計測に使用している供試体図面を図 1 に示す。この供試体形状は FADS を搭載する実験機のノーズ先端形状に沿ったものである。

今までに実施した風洞試験条件を表 1 に示す。また超音速域における圧力分布計測は十分ではないため来年度以降も計測を実施していく予定である。

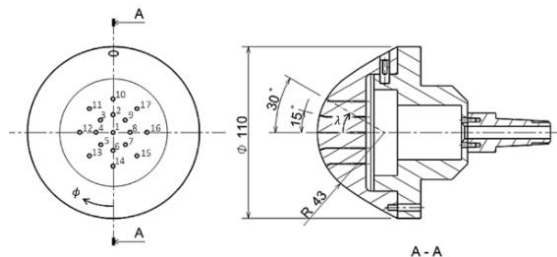


Fig.1 Drawing of test model

Table 1 Test conditions

| Mach number M_∞ [-] | 0.3, 0.5, 0.7, 0.9, 0.8, 1.0, 2.0, 3.0 |
|------------------------------|--|
| Angle of attack α [°] | -4 to 20 (every 2) |
| Side slip angle β [°] | 0 to 4 (every 2) |

3. エアデータ推定アルゴリズム

本稿では、Whitmore らの手法¹⁾を参考に、初期検討として 17 個の内 6 個の圧力孔を用いたエアデータ推定アルゴリズムを構築している。

3.1. 圧力場モデル

幅広い速度域(亜音速から極超音速)の流れにおける鈍頭形状の圧力場を精度よく表現することが必要となる。マッハ数 1 未満の速度域は球形周りのポテンシャル流れ、またマッハ数 1 以上の速度域は修正ニュートン流理論を用いれば、良い精度で表現できることが知られている。この二つのモデルを式(1)のように 1 つの式としてまとめる¹⁾。

$$p_i = q_c [\cos^2 \theta_i + \varepsilon \sin^2 \theta_i] + P_e \quad (1)$$

式(1)において p_i は i 番(図 1 参照)の圧力孔の絶対圧、 q_c は衝撃圧、 P_e は一様流静圧、 θ_i は一様流速度ベクトルと i 番目の圧力孔面に対する法線ベクトルがなす入射角である。また、係数 ε は球形周りポテンシャル流れと修正ニュートン理論ではモデル化できない要素を内包した較正係数であり、風洞試験の結果によって算出される。また、入射角 θ_i は局所迎角 α_e と局所横滑り角 β_e 、圧力孔の幾何学的位置関係から内積によって式(2)のように表現出来る。なお、供試体形状による吹き上げと吹き下ろしの影響により主流に対する迎角 α と横滑り角 β とは異なるため区別している。

$$\cos \theta_i = \cos \alpha_e \cos \beta_e \cos \lambda_i + \sin \beta_e \sin \phi_i \sin \lambda_i + \sin \alpha_e \cos \beta_e \cos \phi_i \sin \lambda_i \quad (2)$$

但し、 ϕ_i と λ_i は図 1 に示すようにそれぞれ、 i 番の圧力孔位置の時計回りの偏角と円錐角を表している。

3.2. 迎角 α および横滑り角 β の推定

迎角 α および横滑り角 β の推定は 3 つの圧力孔(番号: i, j, k) を戦略的に選択した組み合わせを複数用いる。迎角 α 推定には、図 2 の 4 通りの組み合わせ、横滑り角 β 推定には、図 3 の 7 通りの組み合わせを用いる。式(1)と式(2)、そして上述の圧力孔の組み合わせを用いることで局所迎角 α_e は圧力 p_i 、偏角 ϕ_i 、円錐角 λ_i のみの関数、局所横滑り角 β_e は圧力 p_i 、偏角 ϕ_i 、円錐角 λ_i 、そして局所迎角 α_e のみの関数として表現することが出来る。式(3)、式(4)の通り、それぞれの組み合わせから推定される角度の平均値を局所迎角 α_e と局所横滑り角 β_e の推定結果としている。

$$\alpha_e = \frac{1}{m} \sum_{n=1}^m \alpha_{e(n)} \left(p_{\{i,j,k\}}, \lambda_{\{i,j,k\}}, \phi_{\{i,j,k\}} \right), m=4 \quad (3)$$

$$\beta_e = \frac{1}{m} \sum_{n=1}^m \beta_{e(n)} \left(p_{\{i,j,k\}}, \lambda_{\{i,j,k\}}, \phi_{\{i,j,k\}}, \alpha_e \right), m=7 \quad (4)$$

次に、推定結果から式(5)を用いて迎角 α と横滑り角 β を求める。なお迎角補正值 $\delta\alpha$ と横滑り角補正值 $\delta\beta$ は風洞試験結果から決定され、マッハ数 M_∞ と局所迎角 α_e 、局所横滑り角 β_e の関数である。

$$\alpha = \alpha_e - \delta\alpha, \quad \beta = \beta_e - \delta\beta \quad (5)$$

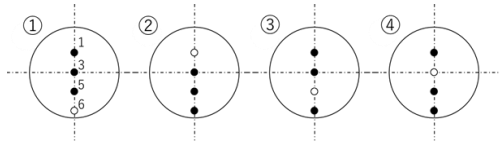


Fig. 2 Pressure port combination for Angle of Attack

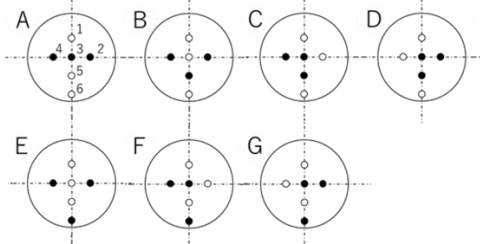


Fig. 3 Pressure port combination for Side Slip Angle

3.3. マッハ数 M_∞ および衝撃圧 q_c 、静圧 P_∞ の推定

推定した局所迎角 α_e と局所横滑り角 β_e から式(2)より推定に用いている各圧力孔の入射角 θ_i を求め、圧力 p_i 、校正係数 ε と共に式(1)を用いて衝撃圧 q_c と静圧 P_∞ を推定する。そしてマッハ数1未満の時は等エントロピー流れの関係式、マッハ数1以上のときはレイリーのピトー管公式を用いてマッハ数 M_∞ を推定する。

4. エアデータ推定結果および推定精度

遷音速条件下での風洞試験結果より得られた表面圧力分布を基に、特異点が現れないように校正を実施した。校正係数 ε および補正值 $\delta\alpha, \delta\beta$ を算出し、校正データとは別の検証用データを用いて遷音速条件下でのエアデータ推定を行った。結果の一例としてマッハ数0.7, 0.8, 0.9, 1.0における迎角 α および横滑り角 β 、マッハ数 M_∞ の推定結果を図4, 図5に示す。

4.1. 迎角 α と横滑り角 β

迎角 α と横滑り角 β の推定結果の誤差（風洞の変角装置の角度真値との）を表2にまとめる。

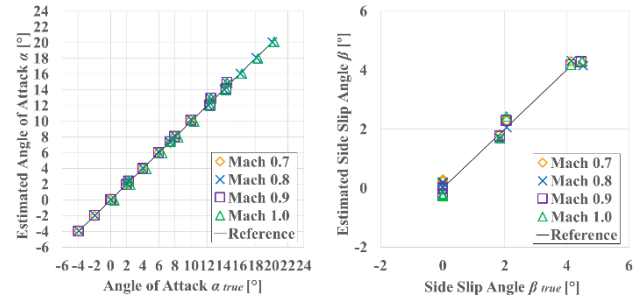
マッハ数が1.0に近くなるにつれて誤差が大きくなっている。迎角 α と横滑り角 β は局所迎角 α_e と局所横滑り角 β_e から補正值 $\delta\alpha, \delta\beta$ を用いて推定される。この時、補正值 $\delta\alpha, \delta\beta$ はマッハ数 M_∞ の関数でもあるためマッハ数 M_∞ の推定精度にも影響される。後述する通りマッハ数1.0付近ではマッハ数 M_∞ が精度よく推定ができていない。

Table 2 Error of angle of attack and side slip angle

| | Mach 0.7 | Mach 0.8 |
|------------------------------|-------------|-------------|
| Angle of attack α [°] | 0.01 ~ 0.21 | 0.01 ~ 0.23 |
| Side slip angle β [°] | 0.24 ~ 0.30 | 0.02 ~ 0.19 |
| | Mach 0.9 | Mach 1.0 |
| Angle of attack α [°] | 0.01 ~ 0.43 | 0.34 ~ 0.65 |
| Side slip angle β [°] | 0.02 ~ 0.25 | 0.23 ~ 0.45 |

4.2. マッハ数 M_∞

マッハ数0.7, 0.8, 0.9において、推定誤差が0.2~2.7%となった。一方、マッハ数1.0においては推定誤差1.4~8.0%となり、迎角が大きくなるにつれて誤差も大きくなっていることが分かった。



a) Angle of attack b) Side slip angle
Fig. 4 Estimation result

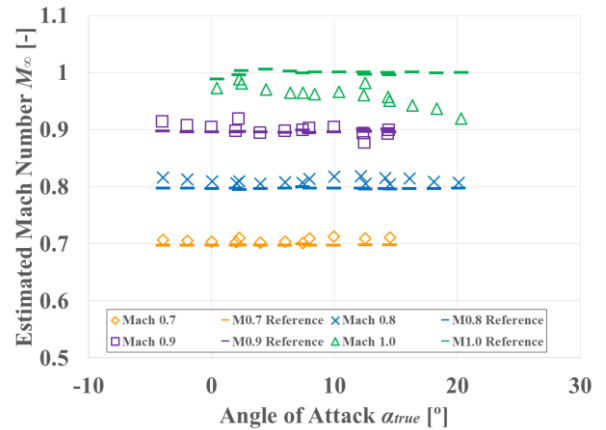


Fig. 5 Estimated Mach number

5. 結論

本稿では、6個の圧力孔を用いたFADSのアルゴリズムを構築し実際に風洞試験結果を用いて、校正とエアデータ推定を行った。その結果、空力姿勢の場合、マッハ数0.7, 0.8, 0.9において、精度よく推定できているが、マッハ数1.0では他と比較して誤差が大きい。マッハ数の場合も同様にマッハ数1.0では精度よく推定ができていない。今後は推定精度の改善を図り、同時に耐故障性を付与するために6個よりも多くの17個の圧力孔を活用したアルゴリズムの構築を目指し、有翼ロケット実験機に搭載するFADSシステムを開発する予定である。

6. 参考文献

- Whitmore, S. A., Cobleigh, B. R., and Haering, E. A., Design and Calibration of the X-33 Flush Airdata Sensing (FADS) System, NASA TM-1998-206540, 1998.
- Yonemoto, K. et al., Winged Test Rocket with Fully Autonomous Guidance and Control for Realizing Reusable Suborbital Vehicle, International Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial, Mechatronic and Manufacturing Engineering, Vol. 10, No. 1, pp. 96-107, 2016.
- 森山大亮, 米本浩一, 他: 有翼ロケット実験機 WIRES#013 及び WIRES#015 の開発状況について, 第62回宇宙科学技術連合講演集, 2F07, 2018.
- 忽那祐輝, 耐故障性フラッシュ型エアデータセンシングシステムの空力諸元推定法, 九州工業大学大学院 修士論文, 2015.
- 国重樹, フラッシュ型エアデータセンシングシステムのアルゴリズムにおける特異点の解析, 九州工業大学 卒業論文, 2017.