

遷音速域におけるエアデータセンサシステムの計測特性

| | |
|-----|---|
| 著者 | 吹場 活佳, 飯村 拓哉, 上村 卓也 |
| 雑誌名 | 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書 |
| 巻 | 2010 |
| ページ | 39-41 |
| 発行年 | 2011-09 |
| URL | http://hdl.handle.net/10258/00008758 |

遷音速域におけるエアデータセンサシステムの計測特性

- 吹場 活佳 (航空宇宙機システム研究センター 講師)
飯村 拓哉 (機械システム工学専攻 M2)
上村 卓也 (航空宇宙システム工学専攻 M1)

1. はじめに

室蘭工大航空宇宙機システム研究センターでは、大気中を高速で飛行するための革新的基盤技術の創出を目指して研究開発が行われており、独自に開発を進めている小型無人超音速機によってそれらを飛行実証する計画がある。現在開発が進められている M2006 機体形状は超音速飛行の実現可能性を有していることが明らかになっており、2010 年度に亜音速型プロトタイプ『オオワシ』が飛行試験を行った。

飛行試験などの飛行時には自機の対気情報を取得する必要がある。M2006 プロトタイプにはエアデータセンサシステム(ADS)が搭載された。この ADS は亜音速専用で、強度の問題から超音速飛行には使用できない。将来的な超音速飛行試験時には高い動圧に耐え、かつ亜音速から遷音速にわたる幅広い速度領域で高い精度を維持することのできる ADS が必要となる。そこで本研究では超音速機用の ADS の開発と、運用上必要不可欠であるデータベースの構築を行った。また ADS の先端半頂角によってその計測特性が変化することが知られているため¹⁾、その調査も目的とする。これらの目的のため、風洞試験模型を使用して風洞試験を実施し、その結果の解析を行った。

2. 実験概要

ADS とは、機体の前方に突出させたプローブによってプローブ表面の圧力を計測し、そのデータを元にして機体の対気姿勢や対気速度を検出する装置である。ADS は位置誤差と呼ばれる機体の影響による計測値のずれを避けるために、一般的に図 1 のように機体前方に突出させて搭載される。試験は JAXA 所有の吹き出し式遷音速風洞にて、風洞試験模型を使用して行った。試験条件を Table.1 に示す。同表のようにマッハ数、迎角の条件を変えながら通風し、圧力を計測することで ADS の計測特性を取得する。

風洞試験模型は M2006 機体形状のノーズコーンを模した部分から、プローブを突出させた形状をしている。プローブは外径が 15mm、内径が 7mm の SUS 管である。プローブ先端は円錐形状をして

表 1: 試験条件

| | 迎角(deg.) | マッハ数 |
|-----------|--------------|---------|
| 半頂角16deg. | -4,0,2,4,6,8 | 0.3~1.3 |
| 半頂角40deg. | -4,0,4,8 | 0.3~1.3 |

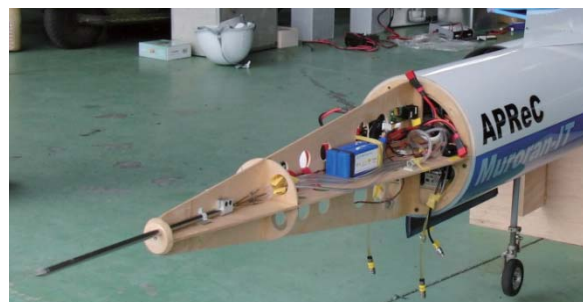


図 1: プロトタイプに搭載された ADS

おり、その側面および先端に 5 箇所、の圧力計測孔を有している。風洞試験模型の三面図を図 2 に示す。なお、同図で ADS 先端の半頂角は 16deg.である。図 3 に ADS 先端部分の拡大図を示す。圧力計測孔は先端に一箇所、半頂角がついている側面に 4 箇所あり径は 0.5mm である。側面の圧力計測孔は ADS のノーズコーンの長さを L としたときに先端から $2/3L$ となる距離に均等に配置してあり、先端は圧力計測孔を空けるために垂直に切り落としてある。

3. 実験結果

3.1 姿勢計測

飛行実験中の ADS による姿勢計測は、以下の過程で行われる。すなわち、まずプローブ表面の圧力を計測する。次に上下の圧力差を算出しデータベースを参照して迎え角を検出する。図 4 に、ADS 先端部分の模式図を示す。圧力計測孔にそれぞれ番号を付し、対応する場所で計測された圧力にはその番号を添え字として記載している。なお、先端部分の圧力計測孔 5 で計測された圧力は P_0 とする。今回の風洞試験では、議論を簡単にするため迎え角のみの変化として偏揺れ角は 0 deg.と仮定している。そのため、 P_2 と P_4 では圧力差が発生しない。

図 5 に迎え角と発生する圧力差の関係を示す。横軸は迎え角、縦軸は圧力差 ΔP を静圧 P_s で無次元化した値である。同図より、迎え角が増加すると発生する圧力差も増大し、さらに圧力差と迎え角は直線的な関係をもっていることが分かる。従って、図から近似直線を得ることで圧力差から迎え角を算出することが出来る。この迎え角と圧力差の関係を直線近似したデータを蓄積し、飛行時にはそれを参照して発生した圧力差から迎え角を検出する。

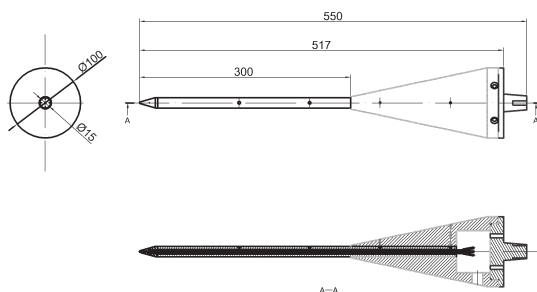


図 2 : ADS 風洞試験模型三面図 (半頂角 16deg.)



(a)半頂角 16deg. (b)半頂角 40deg.

図 3 : ADS 先端部分の拡大図



図 4 : ADS 先端部分の模式図

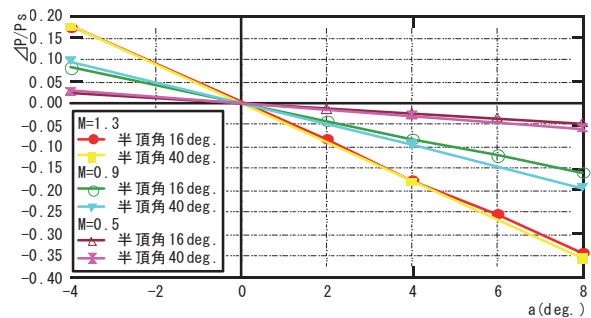


図 5 : 迎え角と圧力差の関係

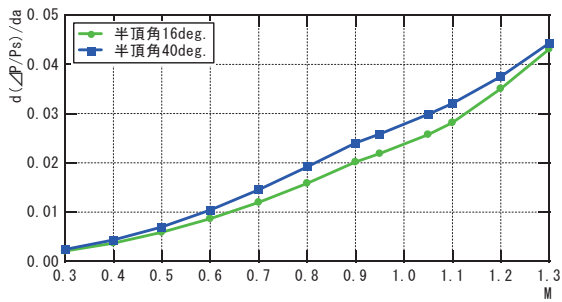


図 6：マッハ数と近似直線の傾きの関係

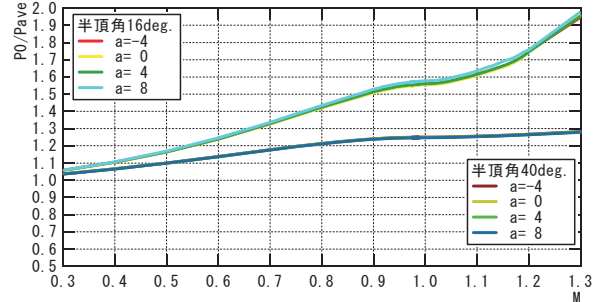


図 7：マッハ数と P_0/P_{ave} 関係

ADS による姿勢計測では、わずかな迎角変化でもより大きな圧力差が発生する場合、つまり図 5 に示した直線の傾きが大きいほど、迎角検出の誤差は小さく感度が良いと言える。図 6 に、マッハ数と直線の傾きの関係を示す。横軸はマッハ数、縦軸は近似直線の傾き $d(\angle P/P_s)/da$ であり、すなわち迎角計測の感度を示す。図より、 $M=0.3\sim 1.3$ において半頂角 40 deg.のほうが傾きは大きく姿勢計測の感度は半頂角 16 deg.よりも良いことが分かる。

3.2 マッハ数計測

ADS によるマッハ数計測は以下の過程で行われる。まずプローブ表面の圧力を計測する。次に側面 4 点の圧力を平均化し(これを P_{ave} とする)、先端で計測される圧力 p_0 を P_{ave} で無次元化する。最終的にデータベースを参照し、マッハ数を計測する。図 7 に、マッハ数と P_0/P_{ave} の関係を示す。迎角の検出と同様に、傾きが大きいほうがマッハ数計測の感度が良く、誤差が小さいと言える。図より、半頂角 16 deg の ADS は半頂角 40 deg よりも感度がよいことが分かる。

4. まとめ

本研究では、超音速機用 ADS の開発とデータベースの構築、ADS 先端半頂角の違いによる計測特性の調査を目的としてマッハ数 0.3~1.3 の条件で風洞試験を行い、その結果の解析を行った。その結果、以下のようなことが明らかになった。

- (1) 姿勢計測については半頂角 40 deg.のほうが半頂角 16 deg.よりも感度がよい。
- (2) マッハ数計測については、半頂角 16 deg.のほうが半頂角 40 deg.よりも計測感度がよい。
- (3) マッハ数計測は姿勢計測にも影響を与える。そのため、この速度領域で ADS を運用する場合マッハ数計測の感度を優先して半頂角 16 deg.を用いたほうが有利である。

参考文献

- (1) 吹場活佳, 坪井伸幸, 小林弘明, ノーズコーンをもつ超音速機の壁面圧力を用いた機体姿勢およびマッハ数計測に関する数値解析, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.56, No.676, pp130-137, 2010.
- (2) 飯村拓哉, 吹場活佳, 上村卓也: 遷音速域におけるエアデータセンサシステムの計測特性, 平成 22 年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2010-020, 相模原, 2011 年 1 月