

大阪府立大学の低速風洞設備を利用した風洞試験： 実施報告

著者	工藤 摩耶, 笹山 容資, 桑田 耕明, 溝端 一秀, 棚次 巨弘
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	2007
ページ	16-19
発行年	2008-09
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008705

大阪府立大学の低速風洞設備を利用した風洞試験： 実施報告

著者	工藤 摩耶, 笹山 容資, 桑田 耕明, 溝端 一秀, 棚次 巨弘
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	2007
ページ	16-19
発行年	2008-09
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008705

大阪府立大学の低速風洞設備を利用した風洞試験 — 実施報告

工藤 摩耶(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)

笹山 容資(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)

○ 桑田 耕明(航空宇宙システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)

溝端 一秀(機械システム工学科 准教授)

棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長 教育研究等支援機構 教授)

1. 試験の概要

1.1 試験題目

「低速時高迎角における小型無人超音速機の主翼上面の剥離による空力特性への影響」

1.2 試験の目的

航空宇宙機システム研究センター (APReC) では、国内 4 大学 (室蘭工業大学, 東京大学, 九州大学, 大阪府立大学) による連携の下, 小型無人超音速機の研究開発プロジェクトを進めている [1]. 昨年度 M2006 機体は推力余裕の面から見ると超音速飛行が可能であることが予測されたので, この機体を基本形状として現在設計を進めている. この機体は, 自力での離着陸を想定しているため亜音速域, 特に離着陸においての飛行性能を検証しなければならない. 昨年に府立大学におけるオイルフロー試験により, 高迎角において主翼上面の剥離を確認した. しかし, 30deg. 以上の高迎角でも目立った失速は生じていない. この剥離がオーギー翼同様の高迎角時に安定した左右一対の剥離渦の大構造が形成され, これによって失速が穏やかになっており, それと同時にローリング安定も得られているものと推測される. しかし, 府立大学の天秤は三分力天秤での計測の為, ローリングの計測を行っていない. そこでこの推測を検証するため 6 分力天秤による計測でローリングモーメントを実測することが試験目的である.

1.3 試験実施期間

平成 20 年 3 月 18 日 (火) ~ 3 月 23 日 (金), (のべ 6 日間).

1.4 試験従事者

本風洞試験の従事者を表 1 にまとめる.

2. 試験設備・試験機器等

2.1 低速風洞

本試験では大阪府立大学所有の低速風洞を使用した. この風洞は開放式回流型の風洞である. 緒元を表 2 に, 風洞の概略図を図 1 に示す.

表 1 試験従事者

氏名	所属	職名/学年	従事期間
棚次亘弘	室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター	センター長・教授	
溝端一秀	室蘭工業大学 機械システム工学科	准教授	3月18日～23日
新井隆景	大阪府立大学 大学院工学研究科 航空宇宙海洋系専攻	教授	3月18日～23日
久保良介	大阪府立大学 大学院工学研究科 航空宇宙海洋系専攻	修士課程1年	3月18日～23日
林	大阪府立大学 工学部 航空宇宙工学科	工学部 4年	3月18日～23日
樋上	大阪府立大学 工学部 航空宇宙工学科	工学部 4年	3月18日～23日
桑田	室蘭工業大学 機械システム工学科	工学部 4年	3月18日～23日

表 2 風洞緒元

形式	ゲッチンゲン型
吹き出し口	φ0.9m
測定部形状	開放式測定部
流速	15～40[m/s]
迎角範囲	360deg.
乱れ度	2.1% (流速 30[m/s]時)

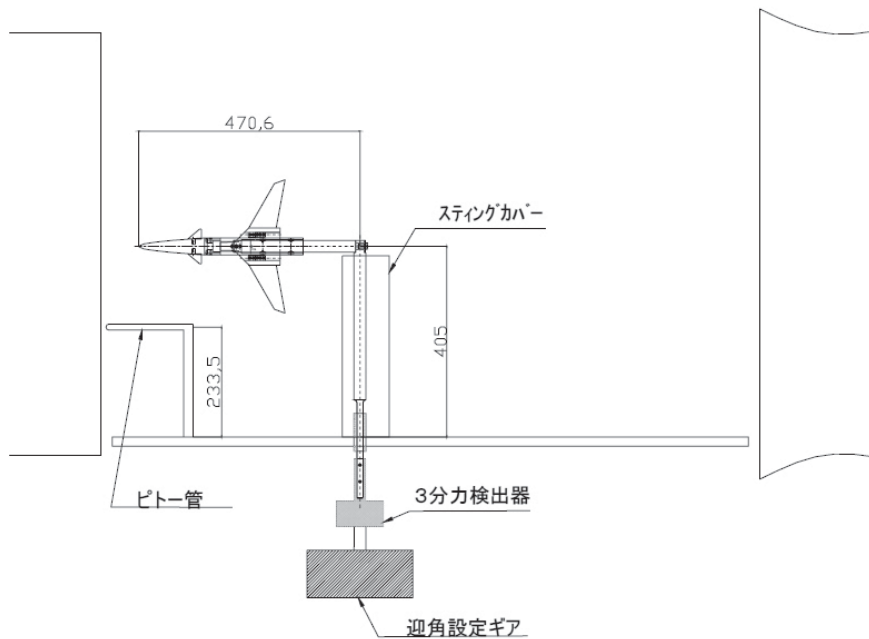


図 1 府立大風洞の概略図 (上面図).

3. 試験方法と試験条件

本風洞試験では、M2006 機体形状模型に室蘭工業大学所有の内装 6 分力天秤を挿入し、高迎角における空気力（特にローリング特性）の測定を行う。測定項目は、模型に作用する 6 分力と、模型迎角、一様流動圧、気温、気圧である。流速は一様流動圧と気温、気圧により算出する。試験条件は流速 20[m/s], 昇降舵操舵角は -10, -5, 0, 5, 10[deg.]とした。迎角範囲は -20～40[deg.]とした。これらの測定項目と試験条件を表 4 にまとめる。

表 4 測定項目と試験条件

試験条件	
風速	20[m/s]
昇降舵舵角	-10,-5,0,5,10[deg.]
迎角範囲	-20~40[deg.]

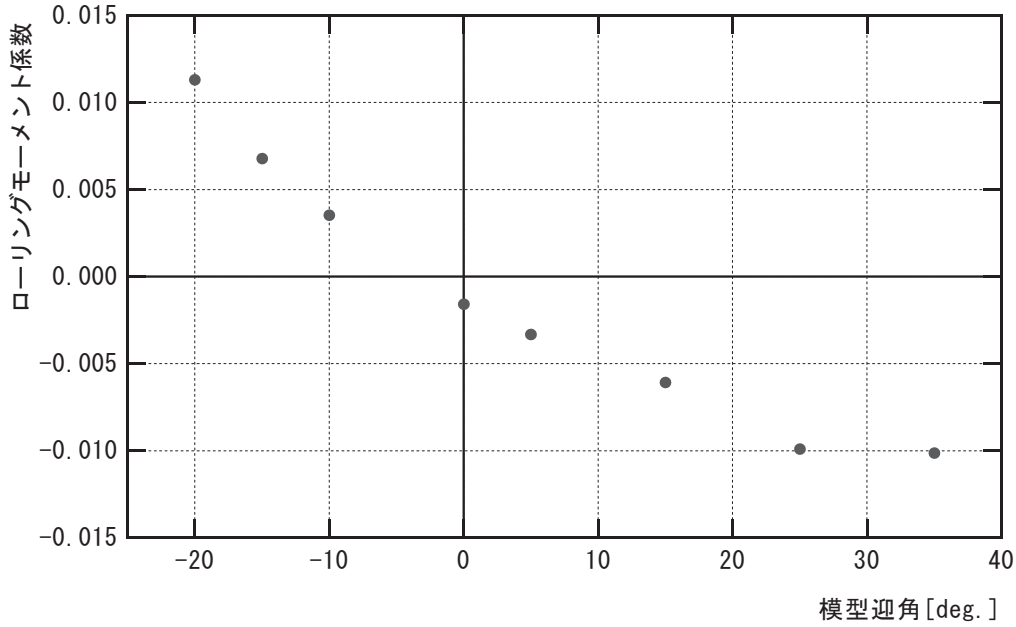


図 2 模型迎角とローリングモーメント係数

4. 試験結果

すべての昇降舵舵角において模型迎角が-20~40[deg.]の範囲でローリングモーメント係数が-0.012~0.012 の範囲にあることを確認した. 一例として昇降舵舵角 0deg.でのローリングモーメント係数を図 2 に示す. 縦軸はローリングモーメント係数, 横軸は模型迎角である. この結果から, 翼端失速による大きなローリングモーメントは作用していないこと, 即ち主翼上面の剥離は安定した剥離構造であることが予想される. 今後, ローリングモーメントの詳細な解析及び検討が必要である.

5. まとめ

航空宇宙機システム研究センターが研究開発を進めている小型無人超音速機の M2006 機体形状について, 低速時高迎角において主翼上面の剥離がオイルフロー法により確認された. これは安定した大規模な剥離構造であるのかまたは大きなローリングモーメントを伴う翼端失速であるのかを確かめるために, 低速風洞実験設備を利用して空力測定試験を実施した. 今回の試験で M2006 機体の主翼上面の剥離は, 大きなローリングモーメントを伴う翼端失速ではなく, 安定した剥離構造であることが予測された.

今後は, ローリングモーメントの詳細な解析及び検討が必要である. その他に低迎角における

主翼翼端付近での主翼後方部の剥離，水平尾翼の高迎角での翼端剥離が確認されているので，この剥離による空力特性への影響の解析及び空力形状の改善を予定している．

謝辞

風洞試験の実施にあたり，低音速風洞実験設備を利用させて頂いた際には，大阪府立大学の新井先生，久保様，林様，樋上様より多大なるご支援とご助言を賜りました．ご支援，ご協力を頂きました全ての皆様に，深く感謝の意を表します．

参考文献

- [1] K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, H. Kimura, T. Himeno, H. Kobayashi, T. Kojima, S. Aso, Y. Tani, T. Arai, "Development Plan of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle in Cooperation between Universities", 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006-g-20, June 4-11, 2006, Kanazawa, Japan.