

小型超音速飛行実験機のロールレートによる動的空力特性（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 2016）

著者	石上 幸哉，塩野 経介，白方 洸次，三浦 壮晃，溝端 一秀
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	2016
ページ	38-42
発行年	2017-08
URL	http://hdl.handle.net/10258/00009803

小型超音速飛行実験機のロールレートによる動的空力特性

石上 幸哉 (航空宇宙総合工学コース 博士前期2年)

塩野 経介 (航空宇宙総合工学コース 博士前期1年)

白方 洸次 (航空宇宙システム工学コース 学部4年)

三浦 壮晃 (航空宇宙総合工学コース 博士前期2年)

○溝端 一秀 (航空宇宙システム工学ユニット 准教授)

1. はじめに

M2011 空力形状を有する小型超音速飛行実験機 (愛称オオワシ) の飛行性能予測のための6自由度飛行経路解析や自律的誘導制御系の設計のためには、姿勢変化速度 (角速度) による動的空力特性データ, すなわち動的空力微係数が必要である. これまでの6自由度飛行経路解析[1]では静的風洞試験による空力係数及び静的微係数と, 理論解析による動的微係数を用いてきた. しかし, オオワシのクランクトアロー主翼周囲の流れでは大規模渦構造が卓越していることから, 主翼・尾翼の翼幅方向に均一な流れ場を仮定する従来の理論解析では不十分と推察される. そこで本研究では, M2011 空力形状におけるロール運動による動的空力特性を風洞試験によって明らかにすることを狙う. 一昨年度および昨年度の大阪府立大における予備的風試の結果をもとにして, 室蘭工大において詳細な風試を実施する.

2. 動的空力特性の発生メカニズム

機体ロール軸に角速度 p [rad/sec] を与えると, 機体にはローリングモーメント, ヨーイングモーメント, および横力の変化が発生し, これらの微係数はそれぞれ C_{lp} , C_{np} , C_{yp} と記される. 各微係数の発生メカニズム[2, 3]を図1に示す. 機体に右ロール角速度を与えることによって左右翼に生じる相対流速ベクトルは図1(a)のようになり, 右翼にプラス, 左翼にマイナスの迎角変化が生じ, 左右翼の揚力は右翼>左翼となるため, ロール運動を減衰するモーメントが発生する (ロールダンピング). これを表す微係数が C_{lp} である. また図1(b)より右翼の揚力方向は前傾, 左翼の揚力方向は後傾するため, ロール方向とは逆の方向にヨーイングモーメントが発生する (アドバースヨーの一種). これを表す微係数が C_{np} である. 主翼同様に垂直尾翼にも迎角変化が生ずるため, 図1(c)のように垂直尾翼に横力が発生し, これを表す微係数が C_{yp} である.

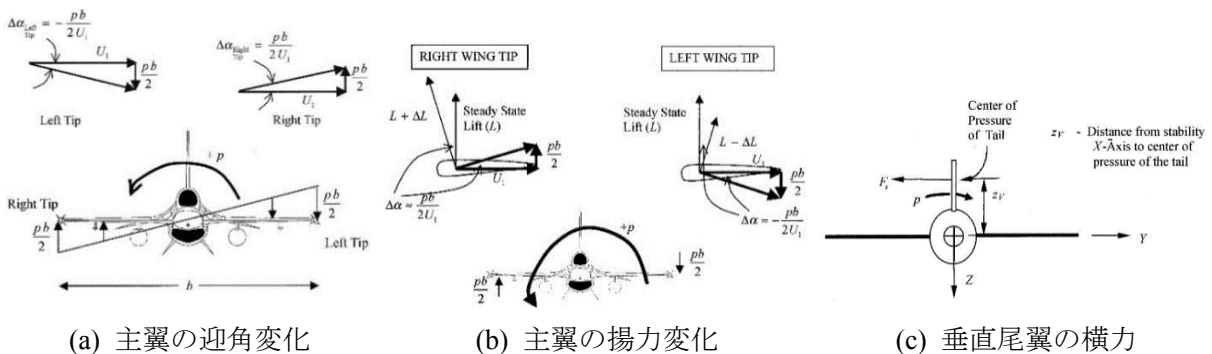


図1 ロール角速度による空力の発生メカニズム[3]

3. 風洞試験

3-1. 試験装置

風洞試験設備として室蘭工大のゲッチングン型回流式亜音速風洞を用いる。測定部断面は□450×450 [mm]であり、空力測定には模型胴体内部に設置された6分力内挿天秤を用いる。

機体にロール角速度を与えるための駆動装置は、一昨年度設計製作し、昨年度ポテンシオメータを設置する等の改良を加えている。その概観を図2に示す。ポテンシオメータはボックス内部でロール回転軸に設置されており、風試模型の正確なロール角およびロール角速度を計測できる。これらの機構は赤道儀に搭載され、任意のピッチ角・ヨー角を静的に与えることができる。風試模型とロール駆動装置を回流式低速風洞に設置した様子を図3に示す。

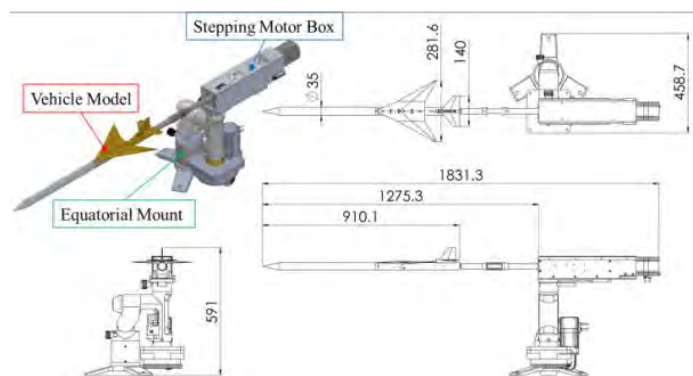


図2 ロール駆動装置の概観



図3 ロール駆動装置と機体模型の風洞への設置 ($\theta = 5\text{deg.}$)

3-2. 試験方法

模型を駆動しながら通風し、六分力内挿天秤によって空気力を計測し、解析する。その結果を理論解析、CFD解析、および静的風洞試験結果と比較検証する。風試模型はM2011 Nose-C形状であり、舵角はすべてゼロである。ピッチ角 θ を $0^\circ, +5^\circ$ の2通りとし、ロール角速度 p は表1の5通りとする。通風流速は約20 m/secであり、毎回の通風流速を熱線風速計で計測する。各条件で3回ずつ通風計測し、空力係数・微係数について3回の平均値と標準偏差を求める。昨年度の大阪府立大での予備的風試[4]に比較して、今回の風試では電磁的ノイズを低減している。

3-3. データ解析手法

$\theta \neq 0$ の場合にロール角 φ を与えると、迎角 α だけでなく横滑り角 β も生ずる。その換算式は以下の通りである：

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{\cos \varphi \sin \theta}{\cos \theta} \right) \quad \dots \dots \dots (1)$$

$$\beta = \sin^{-1} (\sin \varphi \sin \theta) \quad \dots \dots \dots (2)$$

風試模型の重心はロール駆動軸すなわち胴体対象軸上に乗っていないことから、ロール駆動の際に重心に遠心力がはたらいて、これによる力成分が天秤信号に含まれる。また、模型にはたらく重力も天秤信号に含まれる。そこで、無風状態と通風状態で同一のロール駆動（ロール角変位および角速度）を実施し、通風時の天秤信号から無風時の天秤信号を差し引くことによって、これら不要な成分の信号を除去する。さらに天秤信号の時系列データから定常ロール運動部分のデ

ータを抽出し、空力係数を推算する。これを $C_{l_{measured}}$, $C_{n_{measured}}$, $C_{y_{measured}}$ とすると、以下の式が成り立つ:

$$C_{l_{measured}} = C_{l_{\beta}}\beta + C_{l_p}\hat{p} \quad \dots\dots\dots (3)$$

$$C_{n_{measured}} = C_{n_{\beta}}\beta + C_{n_p}\hat{p} \quad \dots\dots\dots (4)$$

$$C_{y_{measured}} = C_{y_{\beta}}\beta + C_{y_p}\hat{p} \quad \dots\dots\dots (5)$$

ここで \hat{p} は無次元ロール角速度であり、角速度 p [rad/sec], 翼幅 b [m], 機体固定 X 軸方向の流速 U_0 [m/s]およびピッチ角 θ を用いて以下の式で与えられる[2]:

$$\hat{p} = p \cdot \frac{b}{2U_0 \cos \theta} \quad \dots\dots\dots (6)$$

(3)~(5)より、風試によって得られた空力係数は β による成分と \hat{p} による成分の和となっており、これらを分離するには次の手順を採る。図4に示すように縦軸: 空力係数, 横軸: β のグラフを描き, それらの近似直線を求める。その傾きが β による静的空力微係数($C_{l_{\beta}}, C_{n_{\beta}}, C_{y_{\beta}}$)である。 $C_{l_{measured}}, C_{n_{measured}}, C_{y_{measured}}$ からこれら静的成分を差し引くと動的成分 $C_{l_p}\hat{p}, C_{n_p}\hat{p}, C_{y_p}\hat{p}$ が抽出され, これを \hat{p} で除すと動的空力微係数($C_{l_p}, C_{n_p}, C_{y_p}$)が得られる。この手順によって $C_{l_{\beta}}, C_{n_{\beta}}, C_{y_{\beta}}, C_{l_p}, C_{n_p}, C_{y_p}$ の6つの空力微係数が推定できる。

表1 動的風試における有次元・無次元のロール角速度

p [deg/sec]	\hat{p} [-]
18	0.00147
36	0.00295
72	0.00591
144	0.0118
288	0.0236

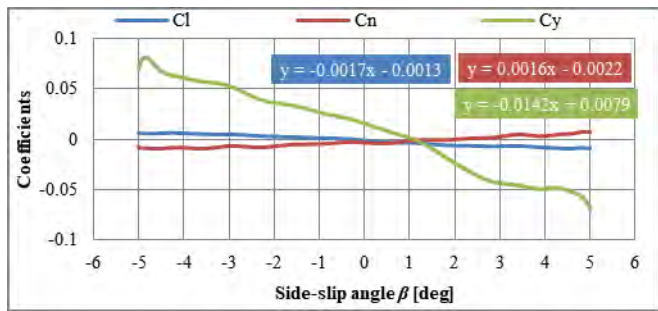


図4 計測された空力係数と横滑り角 β との関係

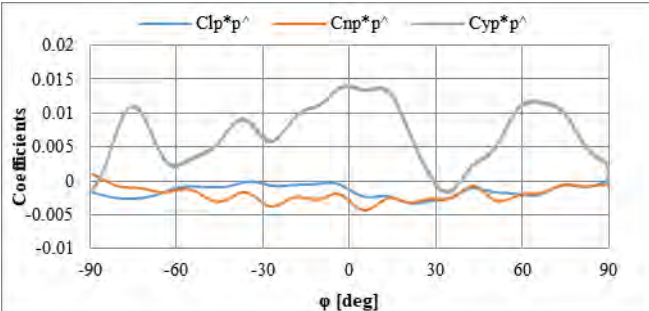


図5 計測された空力係数から抽出された動的成分

4. 試験結果および考察

静的および動的微係数と無次元ロール角速度の関係を図6~9に示す。各グラフ内の実線 (Muroran-IT) は今回室蘭工大風洞にて取得したデータである。ピッチ角およびロール角速度の各条件での3回ずつの計測から得られた平均値をプロットするとともに標準偏差をエラーバーで示している。破線 (OPU) は昨年度阪府大風洞にて予備的に取得したデータであり、電磁的ノイ

ズを多く含むことと、各条件で1回ずつの計測故にデータの再現性や散らばりは不明であることから、参考程度の扱いとする。また比較対象として動的微係数についてはCFD解析および理論解析の結果を、静的微係数については静的風試の結果を掲載している。

4-1. $C_{l\beta}$ (上反角効果)

図6より、今回の動的風試結果は静的風試結果に良く一致しており、これは、今回の試験手法およびデータ解析手法の妥当性の傍証と言える。 $C_{l\beta} < 0$ すなわち正の上反角効果が示されており、ロール安定である。また、ロール角速度に依らずほぼ一定の値を取ると言えそうである。

4-2. $C_{n\beta}$ (風見鶏効果)

図7より、今回の動的風試結果は静的風試結果に良く一致しており、正の値すなわち風見安定を示している。また、ロール角速度に依らずほぼ一定の値を取ると言えそうである。

4-3. C_{lp} (ロールダンピング効果)

図8より、今回の動的風試結果はCFD解析および理論解析とエラーバーの範囲で良く一致しており、負の値すなわちロールダンピングを示している。ロール角速度に依らずほぼ一定の値を取ると言えそうである。ロール角速度が小さい場合は、空気力信号が小さくノイズに埋もれるため、微係数の値は散らばりが大きい。

4-4. C_{np} (アドバースヨー効果の一種)

図9より、今回の動的風試結果は負の値すなわちアドバースヨーを示しているが、CFD解析および理論解析結果では正となっている。主翼上面に生ずる大規模渦流れが尾翼と干渉するものと考えられるが、これは理論解析では全く取り扱われておらず、またCFD解析でも数値粘性等の影響により正確には取り扱われていない可能性がある。

5. まとめ

M2011形状のロール角速度による空力特性を解明するために、前年度までに整備したロール駆動装置と室蘭工大の低速風洞を用いて動的風洞試験を実施した。比較対象としてCFD解析および理論解析も実施した。判明した事項は以下の通りである。

1. 迎角が小さい場合は、ロール静安定、風見安定、およびロールダンピングについては、動的風試の結果は他の手法（静的微係数について静的風試、動的微係数についてCFD解析および理論解析）と良く一致した。
2. アドバースヨーについては、動的風試結果はCFD解析および理論解析と正負が一致しなかった。CFD解析において、主翼による渦流れと尾翼の干渉が正確に取り扱われていない可能性がある。

今後の課題として、主翼による渦流れと尾翼の干渉を風試において解明すること、また、大迎角でのロール角速度による動的空力を解明することが必要である。

参考文献

- [1] 近藤賢, 溝端一秀, 「小型超音速飛行実験機の飛行性能予測」, 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 2014, pp.60-65, 2015.
- [2] 加藤寛一郎, 大屋昭男, 柄沢研治, 「航空機力学入門」, 東京大学出版会, 1982.
- [3] Yechout, T. R., Morris, S. L., Bossert, D. E., and Hallgren, W. F., Introduction to Aircraft Flight Mechanics, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003, pp.266-273.

[4] 石上幸哉, 三浦壮晃, 塩野経介, 溝端一秀, 東野和幸, 新井隆景, 小型超音速飛行実験機のロールレートによる動的空力特性, 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 2015.

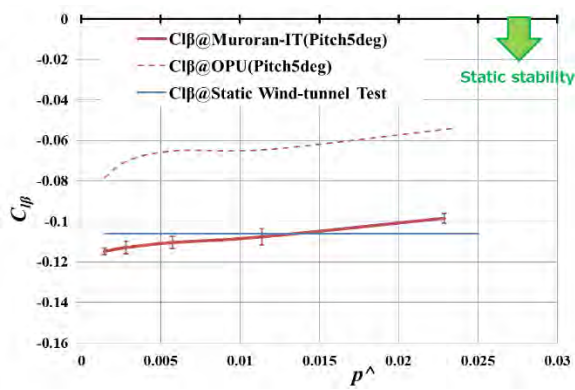


図 6 $C_{l\beta}$ vs. \hat{p}

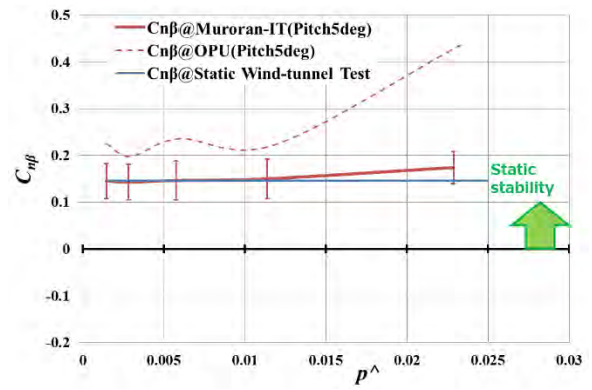


図 7 $C_{n\beta}$ vs. \hat{p}

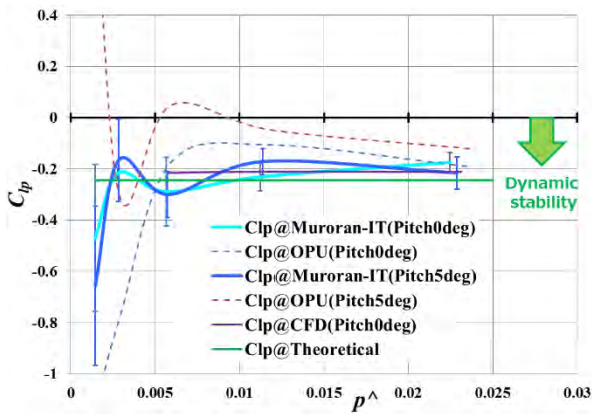


図 8 C_{lp} vs. \hat{p}

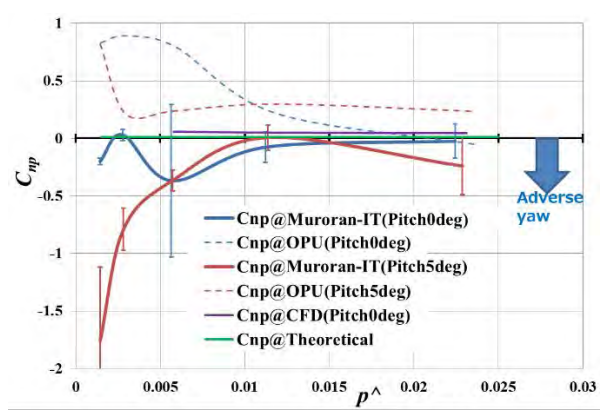


図 9 C_{np} vs. \hat{p}