

## 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

著者	石上 幸哉, 三浦 壮晃, 塩野 経介, 溝端 一秀, 東野 和幸, 新井 隆景
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	2015
ページ	56-61
発行年	2016-09
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10258/00009148">http://hdl.handle.net/10258/00009148</a>

# 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1年)  
 三浦 壮晃 (航空宇宙総合工学コース 博士前期1年)  
 塩野 経介 (航空宇宙システム工学コース 学部4年)  
 溝端 一秀 (航空宇宙システム工学ユニット 准教授)  
 東野 和幸 (航空宇宙機システム研究センター 教授)  
 新井 隆景 (大阪府立大学 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[1]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) による空力特性, すなわち動的空力特性データが必要である. これまで 6 自由度飛行経路解析では静的風洞試験による空力係数・微係数と, 理論解析による動的空力特性データを用いてきた. 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, 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.

## 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, 横力の変化が生じ, 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]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, これによって右翼に  $+\Delta\alpha$ , 左翼に  $-\Delta\alpha$  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  $\Delta\alpha$  の迎角が生ずるため, 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.

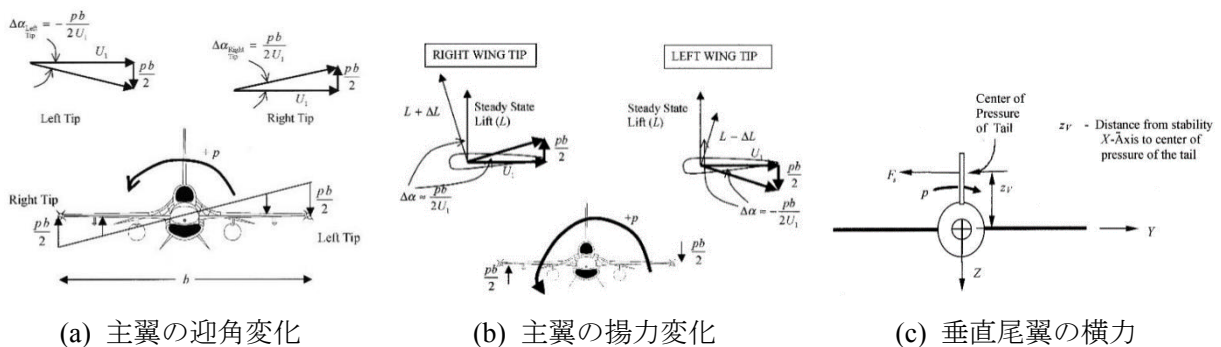


図 1 ロール角速度による空力の発生メカニズム

### 3. 風洞試験

#### 3-1. 風洞試験装置

本研究の動的風試では大阪府立大の回流式亜音速風洞を用いる。また機体にロール角速度を与えるための駆動装置は、昨年度設計製作したものにポテンショメータを設置する等の改良を加えており、その概観を図2に示す。ポテンショ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 ロール駆動装置の風洞への設置( $\theta = 15 \text{ deg}$ )

#### 3-2. 手法

風洞の通風条件は流速約 30 m/sec で統一し、ステップモータによって風試模型に与えるロール角速度  $p$  は 7.2, 18, 36, 72, 144, 288, 432 deg/sec の 7 通りとする。ロール角範囲は左右に  $\pm 90 \text{ deg}$  とし、ポテンショメータによって計測されたロール角の時間推移を図4に示す。また風試模型に与えるピッチ角  $\theta$  は 0, +5, +10, +15, +20 deg の 5 通りとする。

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、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。このような力成分を天秤信号から除去するために、通風時の天秤信号から無風時の天秤信号を差し引く。その結果として得られる空力係数を  $C_{l_{measured}}$ ,  $C_{n_{measured}}$ ,  $C_{y_{measured}}$  とすると、以下の式が成り立つ:

$$C_{l_{measured}} = C_{l_{\beta}}\beta + C_{l_p}\dot{p} \quad \dots (1)$$

$$C_{n_{measured}} = C_{n_{\beta}}\beta + C_{n_p}\dot{p} \quad \dots (2)$$

$$C_{y_{measured}} = C_{y_{\beta}}\beta + C_{y_p}\dot{p} \quad \dots (3).$$

このように、風試による空力係数は  $\beta$  による成分（静的空力特性）と  $\dot{p}$  による成分（動的空力特性）の和と考えられ、これらを分離するには次の手順を採る。図5に示すように  $\beta$  を横軸、空力係数を縦軸に採るグラフを描き、その近似直線を求める。この近似直線の傾きが  $\beta$  による空力微係数 ( $C_{l_{\beta}}, C_{n_{\beta}}, C_{y_{\beta}}$ ) に、縦軸切片が  $\dot{p}$  による空力係数 ( $C_{l_p}\dot{p}, C_{n_p}\dot{p}, C_{y_p}\dot{p}$ ) に相当する。

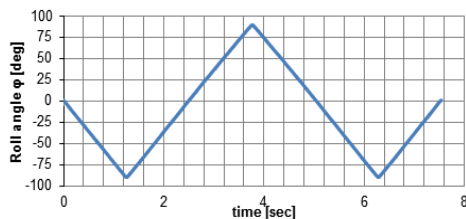


図4 ロール角の時間推移

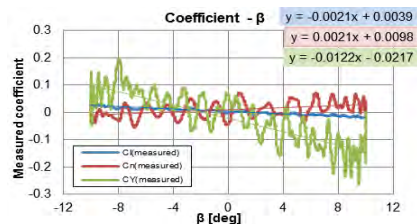


図5 計測された空力係数と  $\beta$  の関係

## 4. 風試結果と考察

### 4-1. ロール角速度による空力微係数の推定

ピッチ角ごとに、横軸に無次元角速度 $\hat{p}$ 、縦軸に $\hat{p}$ による空力係数を採ったグラフを図6(a)~(e)に示す。グラフ内の破線はデータの近似直線であり、その近似式の傾きはそれぞれ $C_{lp}$ 、 $C_{np}$ 、 $C_{yp}$ を表している。

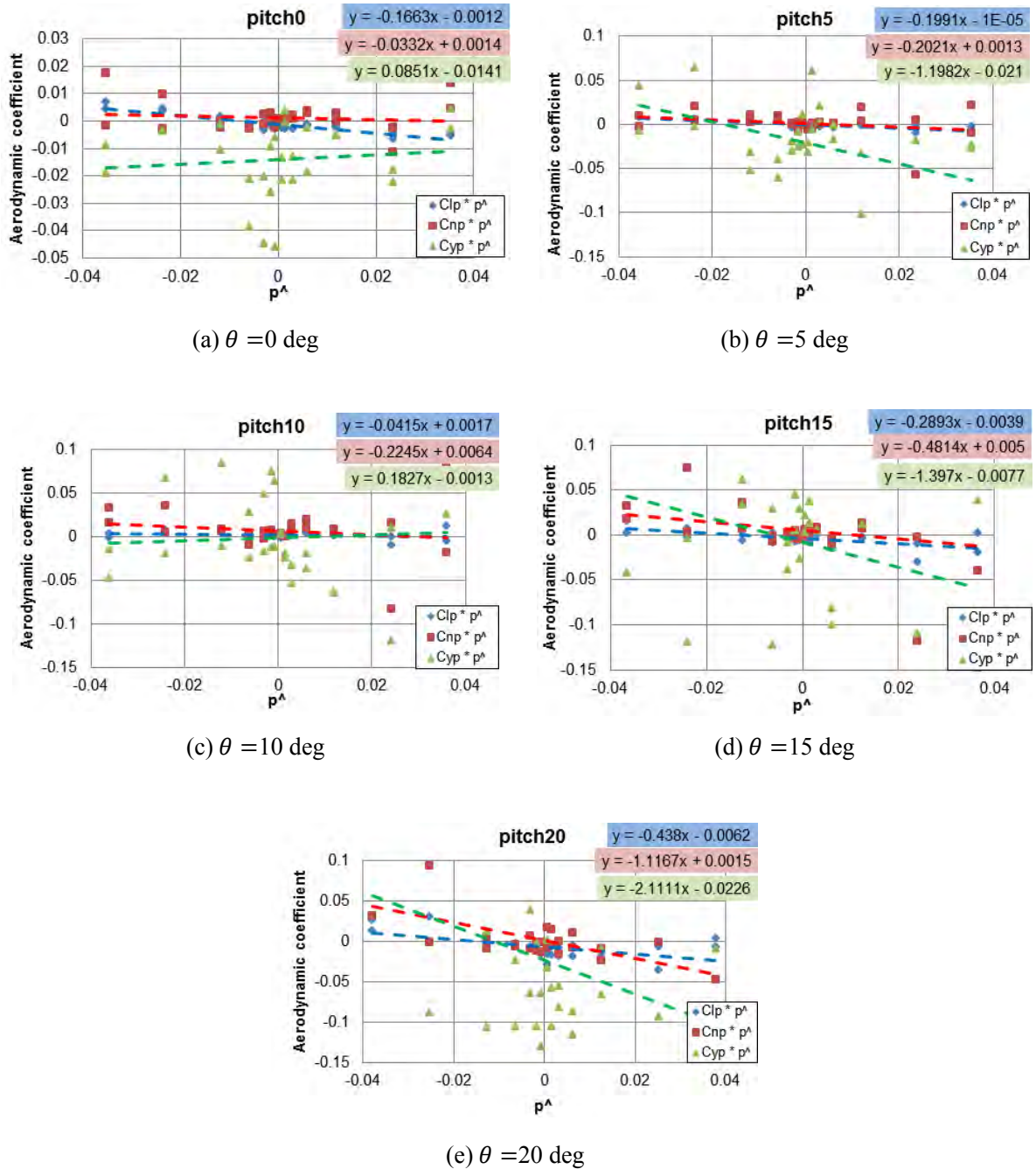


図6 各ピッチ角の $C_{lp}$ 、 $C_{np}$ 、 $C_{yp}$

### 4-2. ロール角速度による $C_l$

図6中の青色で示した近似式の一次係数が $C_{lp}$ を表しており、いずれのピッチ角でも $C_{lp} < 0$ である。これより、M2011空力形状は、ピッチ角0~20 [deg]の範囲で常にロールダンピングを生ずる、と言える。

#### 4-3. ロール角速度による $C_l$

図6中の赤色で示した近似式の一次係数が $C_{np}$ を表しており、いずれのピッチ角でも $C_{np} < 0$ である。これは機体が右ロールしつつあるときに、機首を左に向けるヨーイングモーメントが生じるという事を示しており、アドバースヨー効果の一種である。これより、M2011空力形状は、ロール運動によって常にアドバースヨーが生じる、と言える。

#### 4-4. ロール角速度による $C_y$

図6中の緑色で示した近似式の一次係数が $C_{yp}$ を表している。一般的に $C_{yp}$ は微小ながらも負の値を採るとされている[3]が、図6で得られた値は有意に大きい。またピッチ角が大きくなると負の横力が増大する傾向がある。

#### 4-5. 理論解析と風洞試験結果との比較

表1に理論値および風洞試験の結果( $\theta=0$  deg)を比較する。 $C_{lp}$ については、比較・検討のために主翼、水平尾翼、および垂直尾翼の効果を考慮した理論解析値を算出しているが、風洞試験結果は理論値の70%程度の値となっている。 $C_{np}$ については、風試結果と理論値は正負が異なっている。しかし、発生メカニズムからすると、通常 $C_{np}$ は負の値となるため、理論値が正確ではない可能性がある。 $C_{yp}$ については垂直尾翼の効果がサイドウォッシュ効果よりも大きく影響したと考えられる。また、今回の風試データ解析においては通風時の天秤信号から無風時の天秤信号を差し引いているため、翼が静止空気を掻き分ける際に生ずる空気力も差し引かれている。この静止空気を掻き分ける際の空気力を考慮した空力微係数の計測・推定方法の確立が、今後の課題となる。

横滑り角に関する空力微係数について、静的風試（模型の姿勢を固定して計測を行う風試）と動的風試で得られた値を表1で比較する。ここで動的風試ではピッチ角を与えないと $\beta$ が生じないため、 $\theta = 5$ [deg]のデータを用いている。静的風試と動的風試は概ね良好な一致を示している。

表1 理論解析と風試結果の比較

Derivatives		Theoretical or static	Experimental
$C_{lp}$	(W)	-0.2188	NA
	(W+HT)	-0.2359	NA
	(W+HT+VT)	-0.2445	-0.1663
$C_{np}$		0.0117	-0.0332
$C_{yp}$		Negligible	0.0851
$C_{l\beta}$		-0.1060	-0.1132
$C_{n\beta}$		0.1461	0.1543
$C_{y\beta}$		-0.6245	-0.8496

※W：主翼，HT：水平尾翼，VT：垂直尾翼

#### 4-6. 各微係数とピッチ角

図7(a)(b)に各微係数とピッチ角の関係を示す。ロール角速度に関する微係数は、ピッチ角増加に伴い、負の方向へ増大する傾向がある。ただし $\theta = 10$  degのとき $C_{lp}$ と $C_{yp}$ の値が変動しているのがわかる。これはクランクトアロー翼特有の前縁剥離渦構造が左右翼で不均一となって機体の横

安定が失われたと推測される。横滑り角に関する微係数については、 $C_{l\beta}$ はピッチ角に依存していないが、 $C_{n\beta}$ はピッチ角が 18 deg 以上になると負へと転じ、風見安定が悪化すると言える。

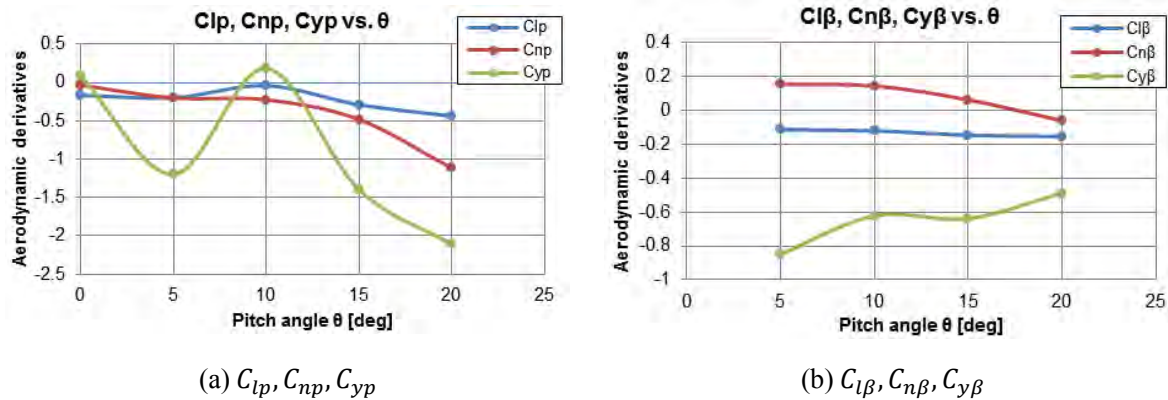


図7 各微係数とピッチ角の関係

#### 4-7. ロール運動による微係数とロール角速度

次に $C_{lp}$ ,  $C_{np}$ とロール角速度の関係を図8(a)(b)に示す。図8(a)より、ロール角速度の概ね全域でロールダンピング効果が得られている。また図8(b)より、 $\hat{p} = 0.02$ 以上になるとアドバースヨー効果が大きくなる傾向が確認できる。 $\hat{p} \cong 0$ のとき各空力微係数の値はプラスマイナスに大きく振動する傾向が示されている。この原因として、まず、 $\hat{p}$ が小さい場合は天秤出力も小さく S/N 比が小さくなったことが考えられる。さらに、計測データの解析方法として通風時のデータから無風時のデータを差し引いているため、S/N 比の悪いデータの場合は所謂「桁落ち」が生じたものと推察される。これを如何に改善するかも、今後の課題である。

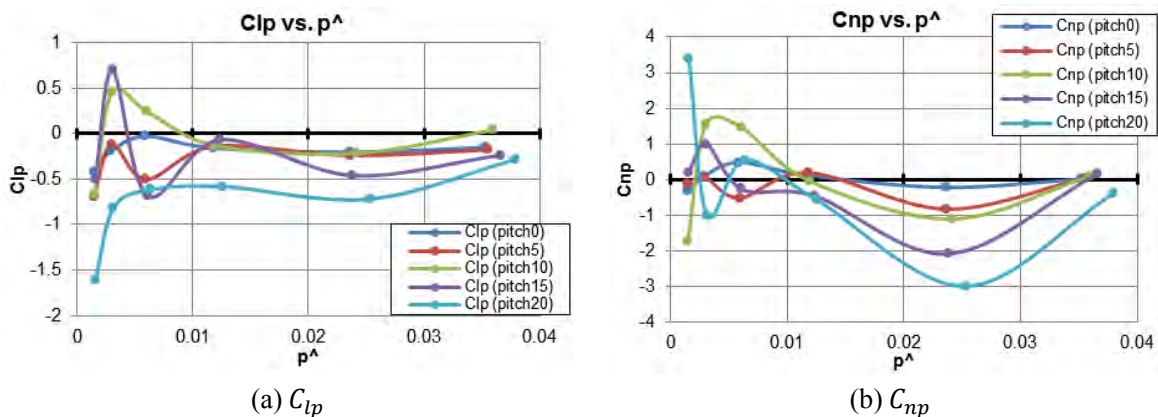


図8 ロール運動による微係数とロール角速度との関係

### 5. まとめ

室蘭工大の小型超音速飛行実験機の空力形状 M2011 について、風試模型をロール駆動しながらの亜音速風試によって、ロール角速度に起因する空力特性を計測した。その結果は以下の通りである。

- (1) ロール角速度による空力微係数 $C_{lp}$ ,  $C_{np}$ ,  $C_{yp}$ は、理論とは異なる傾向を示した。
- (2) 横滑り角による空力微係数 $C_{l\beta}$ ,  $C_{n\beta}$ ,  $C_{y\beta}$ は、静的風試結果と概ね良く一致した。
- (3) ピッチ角増加に伴い、ロールダンピングとアドバースヨーの効果が増大し、風見安定性は悪化する。

ピッチ角を増やす時のロールダンピングやアドバースヨー効果の増大は、クランクトアロー主翼の周囲で卓越する前縁剥離渦流れの構造が変化することによるものと推察される。そのメカニズムの解明のために、今後、前縁剥離渦流れの可視化を実施する計画である。また、計測データの一層高精度な解析のために、静止空気を掻き分けることによる空気力を推定すること、ならびに重力および遠心力の影響の除去方法の改善が必要である。

## 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.
- [2] Yechout, T. R., Morris, S. L., Bossert, D. E., and Hallgren, W. F., “Introduction to Aircraft Flight
- [3] Etkin, B., and Reid, L. D., “Dynamics of Flight, Stability and Control,” third edition, Wiley, 1996.
- [4] 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，2009.
- [5] Richmond P. Boyden., “Effects of Leading-Edge Vortex Flow on the Roll Damping of Slender Wings,” J. AIRCRAFT, VOL. 8, NO. 7, JULY 1971, pp.544.