



第2世代小型超音速飛行実験機のロール運動による空力の計測

メタデータ	言語: jpn 出版者: 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 公開日: 2016-12-27 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 石上, 幸哉, 溝端, 一秀 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00009120

第2世代小型超音速飛行実験機のロール運動による空力の計測

○石上 幸哉(航空宇宙システム工学コース 4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

オオワシの飛行性能予測のための6自由度飛行解析[1]や自律的姿勢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、すなわち動的な空力特性のデータを必要とする。オオワシのクランクトアロー主翼の周囲の流れは大規模渦構造を持つことから、翼素特性を翼幅方向に積算する従来の理論解析では不十分である。そこで本研究では、M2011空力形状の動的な空力特性を風洞試験によって明らかにすることを目的とする。

2. 理論と手法

機体に角速度 p [rad/sec] のロール運動を与えると、空気力によるローリングモーメント係数 C_l 、ヨーイングモーメント係数 C_n 、および主に垂直尾翼の迎角変化による横力係数 C_y が機体に生じる。それぞれの空力微係数を C_{lp} 、 C_{np} 、 C_{yp} とする[2]と C_l 、 C_n 、 C_y は式(1)~(3)で表される。

$$C_{l_{measured}} + \delta_1 = C_{lp} \hat{p} \quad \dots (1)$$

$$C_{n_{measured}} + \delta_2 = C_{np} \hat{p} \quad \dots (2)$$

$$C_{y_{measured}} + \delta_3 = C_{yp} \hat{p} \quad \dots (3)$$

δ_1 、 δ_2 、 δ_3 はロール運動以外により生ずる空気力およびモーメントの係数である。また \hat{p} は無次元化した角速度であり、角速度 p 、翼幅 b [m] および機体 X 軸速度 U_0 [m/sec] を用いて以下の式で与えられる。

$$\hat{p} = p \cdot \frac{b}{2U_0} \quad \dots (4)$$

上記の3つの空力微係数の発生メカニズムは以下の通りである。機体に右ロール運動を与えた際に左右翼に生じる流速ベクトルは Fig. 2.1 のようになり、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。これを表す微係数が C_{lp} である。また Fig. 2.1 より、右翼の揚力方向は前傾し、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し、これを表すのが C_{np} である。主翼同様に垂直尾翼も $\Delta\alpha$ の迎角が生ずるため、垂直尾翼による横力も発生し、これを表すのが C_{yp} である。以上のメカニズムからこれら3つの微係数はいずれも通常負である。ここで翼素特性を翼幅方向に積算する理論解析を用いて空力微係数 C_{lp} 、 C_{np} 、 C_{yp} を推算する。 C_{lp} 、 C_{np} は主翼のみにより、 C_{yp} は垂直尾翼のみによるものと仮定する。ただし C_{yp} は一般には微小であり、ゼロと近似する。これら理論解析値を Table 2.1 に示す。

風洞試験では機体ロール軸上に設けられたステッピングモータによって模型を所定の角速度 p で往復回転させ、六分力内装天秤を用いてローリングモーメント L 、ヨーイングモーメント N 、および横力 F_y を計測する。この計測値を用いて縦軸に各係数 C_l 、 C_n 、 C_y 、横軸に \hat{p} を採ってグラフを描き、その傾きから各空力微係数を推算する。

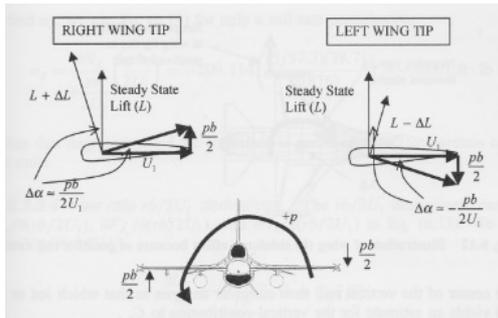


Fig. 2.1. Lift vector tilting because of roll rate[3].

ピッチ角・ヨー角を準静的に変えることのできる赤道儀に，ステッピングモータによるロール駆動装置を付加し，Fig. 2.2 の計測装置を構成した．風洞としては，大阪府立大学の回流式亜音速風洞を用いる．風試模型は M2011 Nose-C 形状であり，各舵面の舵角はゼロとする．迎角 α は $0^\circ, +5^\circ, +10^\circ$ の3通り，横滑り角 β は 0° で固定する．さらに各迎角においてロール駆動周波数を100 Hz, 200 Hz, 400 Hz, 600 Hz, 800 Hz と変化させる．回流式亜音速風洞の流速は約30 m/sec である．ロール駆動周波数[Hz]を角速度 p [rad/sec]および無次元化角速度 \hat{p} へ換算した値をTable 2.2に示す．

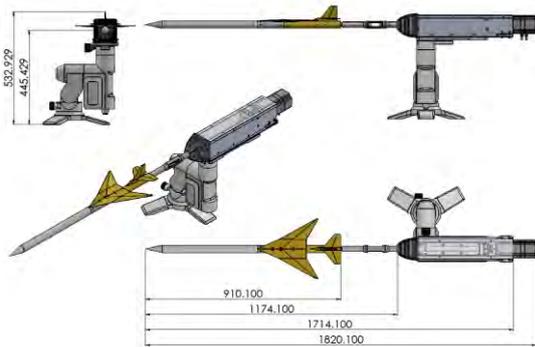


Fig. 2.2. Three-view drawing of measurement system of dynamic characterization.

Table 2.1. Stability derivatives from theoretical analysis.

Coefficient name	Value
C_{lp}	-0.2188
C_{np}	0.0117
C_{yp}	0

Table 2.2. Conversion table between [Hz], [rad/sec], and \hat{p} .

[Hz]	[rad/sec]	\hat{p}		
		$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 10^\circ$
100	1.26	0.0059	0.0059	0.0060
200	2.51	0.0118	0.0118	0.0120
400	5.03	0.0236	0.0237	0.0240
600	7.54	0.0354	0.0355	0.0359
800	10.06	0.0472	0.0474	0.0479

3. 風試結果と考察

縦軸に風試より得られた各モーメントおよび力の係数を，横軸に無次元角速度 \hat{p} を採ったグラフをFig. 3.1～Fig. 3.3に示す．また，理論解析および風試によって求められた微係数をTable 3.2に示す．

3-1. C_{lp}

Fig. 3.1より，ローリングモーメント係数と無次元角速度の関係は概ね線形性を示している．また，グラフの傾きが空力微係数（減衰係数） C_{lp} を示している．いずれの迎角のときも傾きが負，つまり $C_{lp} < 0$ であり，ロールダンピングが生じている．迎角が大きくなるにつれてロールダンピングが大きくなることが分かる．

3-2. C_{np}

Fig. 3.2 はヨーイングモーメント係数と無次元角速度の関係を示している。またグラフの傾きが空力微係数（減衰係数） C_{np} を表している。 $\alpha = 0^\circ$ のときは $C_{np} > 0$ であるが、 $\alpha = +5^\circ, +10^\circ$ のときは $C_{np} < 0$ となっている。また、迎角を与えると $\hat{p}=0.024$ （駆動周波数 400 Hz）付近で極大となる。その原因としては、クランクトアロー主翼特有の Vortex Breakdown が生じたことが考えられる。これは、迎角を大きくしてゆくときに前縁剥離渦が後縁から崩壊する現象であり、ローリングによる迎角変化 $\Delta\alpha$ によって片翼だけ Vortex Breakdown が生じたことによって急激なヨーイングモーメント変化が生じたと推定される。

3-3. C_{yp}

Fig. 3.3 は横力係数と無次元角速度の関係を示している。また、グラフの傾きが空力微係数（減衰係数） C_{yp} を表している。一般的に C_{yp} は微小ながらも負をとるとされているが、今回の実験データは有意に大きな負の値となっている。

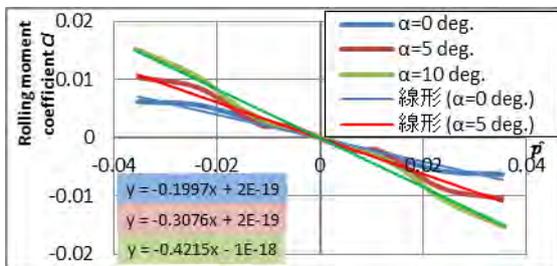


Fig. 3.1. C_l vs. \hat{p} .

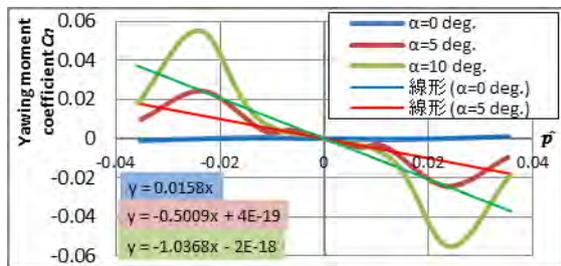


Fig. 3.2. C_n vs. \hat{p} .

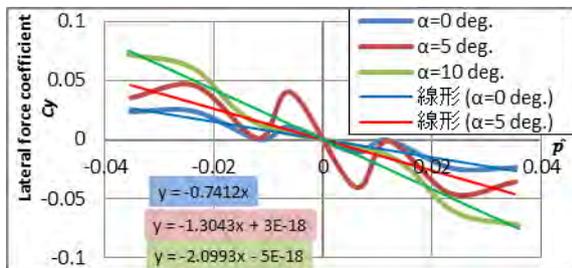


Fig. 3.3. C_y vs. \hat{p} .

Table 3.2. Stability derivatives from theoretical analysis and wind tunnel test at $\alpha = 0^\circ$.

derivative	theoretical	experimental
C_{lp}	-0.2188	-0.1997
C_{np}	0.0117	0.0158
C_{yp}	0	-0.7412

4. まとめ

小型超音速実験機の空力形状 M2011 について、ロール運動を与えた場合の空力特性を風洞試験によって評価した。その結果は以下の通りである。

- (1) C_{lp}, C_{np} については風試結果は理論解析と概ね一致するが、 C_{yp} については大きく異なる。
- (2) ロールレートの広い範囲で見ると迎角が大きいほどダンピングの効果が大きくなる。
- (3) 迎角を取った状態で機体をロールさせると何らかの現象で急なヨーイングモーメントが生じる可能性がある。

C_{yp} については種々の文献で微小とされているのに対し、今回の計測値は比較的大きい。これについては再現性を確認しつつ、風試の手法を慎重に検討していく必要がある。(3)の現象は理論解析では評価できない現象であり、風試によって明らかになったものである。今回は迎角 $0^\circ, +5^\circ, +10^\circ$ の3通りのみの風試であったので、今後は迎角範囲を拡大させて(3)の現象を詳細に調べる予定で

ある。さらに流体力学的な現象の解明のためには、動的な流れの可視化も必要である。また今回、ロール駆動装置と天秤計測回路が相互に電磁干渉した。今後の風試では電磁遮蔽やノイズ対策が必要である。

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の予測」，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 2013，pp.14-18，2014.
- [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，2009.
- [3] Thomas R. Yechout, Steven L. Morris, David E. Bossert, Wayne F. Hallgren. “INTRODUCTION TO AIRCRAFT FLIGHT MECHANICS,” American Institute of Aeronautics and Astronautics, p.270, 2003.