

小型超音速飛行実験機のピッチおよびヨー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	塩野 経介, 白方 洸次, 石上 幸哉, 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	43-46
発行年	2017-08
URL	http://hdl.handle.net/10258/00009802

小型超音速飛行実験機のピッチおよびヨーレートによる動的空力特性

○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)
石上 幸哉 (航空宇宙総合工学コース 博士前期2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 空力形状におけるピッチおよびヨー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.

2. 動的空力特性の理論

ピッチおよびヨー軸周りに角速度 q, r [deg/sec]を与えると, 機体にはピッチング, ローリング, およびヨーイングモーメント, ならびに横力の変化が発生し, これらの微係数は $C_{mq}, C_{lr}, C_{nr}, C_{yr}$ と記される[2, 3]. 各微係数の発生原因は, ピッチングおよびヨーイング運動による機体周囲の相対的流れの変化であり, これを図1および2に示す[2]. 図1のように, ピッチ方向の動的微係数 C_{mq} は, 頭上げ方向のピッチング運動によって水平尾翼の迎角が増して水平尾翼揚力が増加することに起因する. 通常はピッチング運動を妨げる方向のピッチングモーメントが生じ C_{mq} は負となる (ピッチダンピング). また, 図2のように C_{lr} は, ヨーイング運動中の左右翼の流速の差によるローリングモーメントと垂直尾翼の迎角変化によるローリングモーメントに起因する. さらに C_{nr} は, ヨーイング運動中の左右翼の抗力の差と垂直尾翼の揚力によって生じ, 通常は, ヨーイング運動を妨げる方向のヨーイングモーメントが発生し, C_{nr} は負になる (ヨーダンピング). C_{yr} はヨーイング運動中の垂直尾翼にはたらく揚力に起因する. 主翼・尾翼の翼幅方向に一樣な流れ場を仮定すれば, 以上のメカニズムを適用することによって動的空力微係数が解析的に推算される.

3. 風洞試験

3-1. 風洞試験装置

図3のように, 昨年度設計・製作した駆動装置[4]を用いて, 風試模型をピッチまたはヨー軸回りに往復運動させる. 室蘭工大の回流式亜音速風洞を用いて, 図4のように風洞試験を実施する.

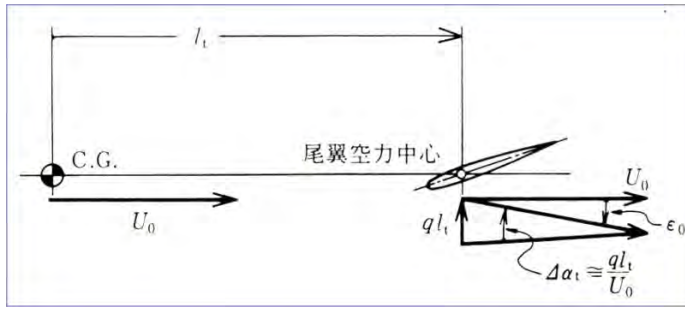


図1 ピッチ運動による流れの変化[2]

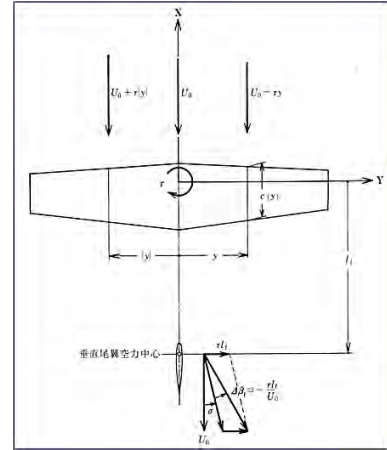


図2 ヨー運動による流れの変化[2]

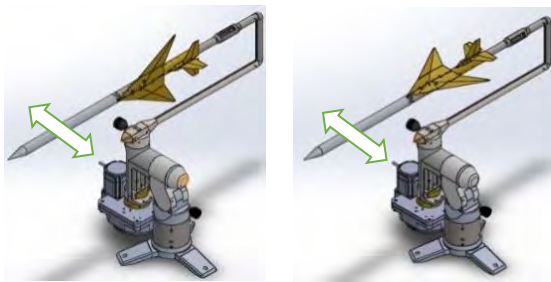


図3 ピッチ・ヨー駆動装置の概観

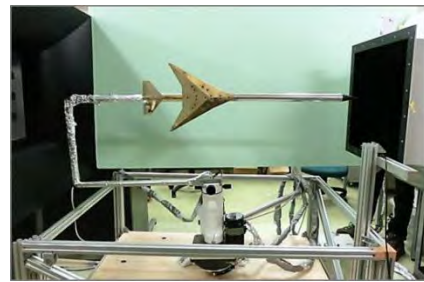


図4 風洞試験の様子

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。ピッチ駆動においては横滑り角 β を $0^\circ, +5^\circ$ の2通りとし、ヨー駆動においては迎角 α を $0^\circ, +5^\circ$ の2通りとする。角速度は6, 10, 20, 40, 57.6[deg/sec]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、ステイング接続箇所のガタ（バックラッシュ）や電磁的ノイズを低減している。

3-3. データ解析手法

回転中心は主翼空力中心に一致させており、これは模型重心位置には一致していないため、計測データには重力成分だけでなく遠心力が載っている。これを補正するために、模型重心位置を計測し、重力及び遠心力を推算して通風時計測データから差し引いた。その結果得られる空力係数 C_m, C_l, C_n, C_y は以下の式(1)~(4)で表される。

$$C_m = C_{m\alpha}\alpha + C_{mq}\hat{q} + \epsilon_1 \quad (1)$$

$$C_l = C_{l\beta}\beta + C_{lr}\hat{r} + \epsilon_2 \quad (2)$$

$$C_n = C_{n\beta}\beta + C_{nr}\hat{r} + \epsilon_3 \quad (3)$$

$$C_y = C_{y\beta}\beta + C_{yr}\hat{r} + \epsilon_4 \quad (4)$$

このように、各係数は迎角 α または横滑り角 β による静的成分と無次元化角速度 \hat{q}, \hat{r} による動的成分に分けられる。また、 ϵ は、流れや模型の非対称性に起因するゼロ点シフトである。ピッチ駆

動を例にとり，データ解析方法を以下に示す．図5のように横軸に迎角，縦軸に空力係数をとってグラフを描くと，ヒステリシス曲線となる．2つの縦軸切片近傍での近似直線は式(5)および(6)で表される．この二式を辺々差し引くことによって，式(7)のように動的空気微係数が得られる．また，静的微係数は近似直線(5)および(6)の傾きから求められる．このように動的風試データから動的微係数と静的微係数が同時に推定される．

$$y_1 = C_{m\alpha}\alpha + C_{mq1}\hat{q} + \varepsilon \quad (5)$$

$$y_2 = C_{m\alpha}\alpha + C_{mq2}(-\hat{q}) + \varepsilon \quad (6)$$

$$C_{mq} = \frac{C_{mq1} + C_{mq2}}{2} = \frac{y_1 - y_2}{2q} \quad (7)$$

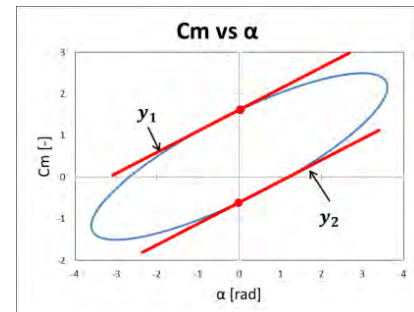


図5 動的風試から得られる空力係数のヒステリシス曲線

4. 風試結果と考察

得られた静的微係数と動的微係数を図6から図13に示す．今回の室蘭工大での風試における3回の通風計測の平均値 (Muroran-IT) を青・緑の実線で示しており，標準偏差をエラーバーで示している．また，昨年度の大阪府立大での予備的風試結果 (OPU) を同色の破線で示す．さらに，CFD解析[5]の結果を橙実線で，静的風試による静的微係数または理論解析による動的微係数を赤破線で示す． C_{mq} 、 C_{lr} 、および C_{yr} を除いて，全体的に，阪府大での予備的風試と室蘭工大での風試の結果は概ね良く一致している．

図6より，無次元化角速度が大きくなると $C_{m\alpha}$ が正となってピッチ運動が静的不安定に陥る．図7より， C_{mq} は負であり，ピッチダンピング効果が確認される．これらより，ピッチングは角速度の小さい範囲で静的，動的に安定と言える．図8より $C_{l\beta}$ は，迎角の増加に伴い負側へ大きくなり上反角効果が強まる．図9より，風見安定を表す $C_{n\beta}$ は，迎角及び角速度の増加に伴い不安定側に変化する．図11および13において C_{lr} および C_{yr} は阪府大と符号が異なっている．これは動的微係数の値が小さいため，阪府大風試において模型の振動や電氣的ノイズに埋まってしまい計測誤差が大きかったと推察される．図12より，迎角の増加によって C_{nr} はマイナス側に大きくなり，ヨーダンピング効果が大きくなる傾向が見られる．

動的風試，CFD，ならびに静的風試または理論解析の相互の一致度は，微係数によってまちまちである．ピッチングおよびヨーイング運動中は，長いノーズや尾翼で流れが剥離すると考えられるが，CFDでは数値粘性や乱流モデルゆえに剥離現象は必ずしも正確には捉えられず，静的風試や理論解析では剥離現象は全く考慮されていないことから，各手法による結果が一致しにくいものと推察される．

5. まとめ

M2011形状の動的空気特性について，ピッチ・ヨー駆動装置を用いて亜音速風洞試験を実施し，空力微係数を計測・推算した．その結果，以下のことが分かった．

- (1) ピッチおよびヨーダンピングが確認され動的に安定する．

- (2) 静的空力微係数の再現性が確認されたことから、データ解析手法は概ね妥当と言える。
- (3) いくつかの動的空力微係数は値が小さく、模型の振動や電氣的ノイズに埋まって計測精度が悪いと推察される。
- (4) 長いノーズや尾翼周りで流れが剥離している可能性がある。
- 今後、模型周囲の流れ場の可視化によって剥離の様相を捉えるなど、動的空力特性にかかる流体力学的メカニズムを解明する必要がある。

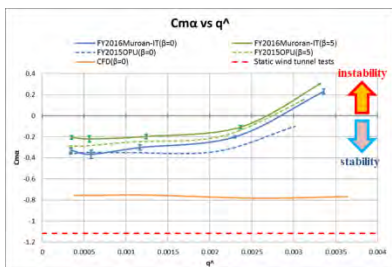


図6 $C_{m\alpha}$ vs \hat{q}

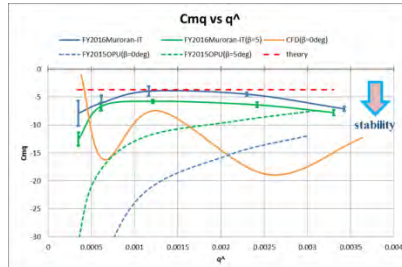


図7 C_{mq} vs \hat{q}

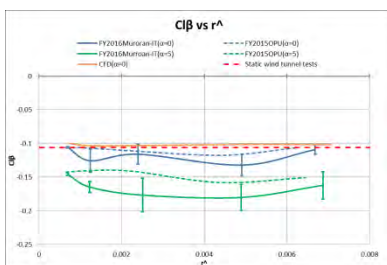


図8 $C_{l\beta}$ vs \hat{r}

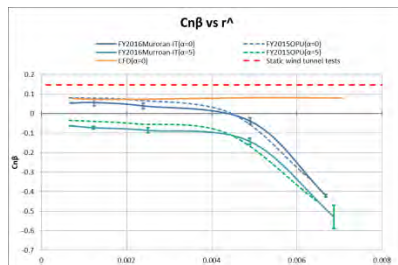


図9 $C_{n\beta}$ vs \hat{r}

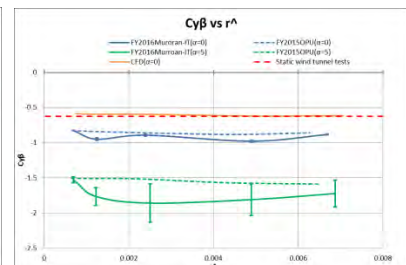


図10 $C_{y\beta}$ vs \hat{r}

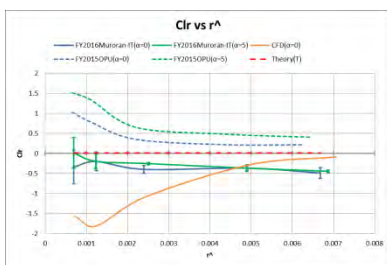


図11 C_{l_r} vs \hat{r}

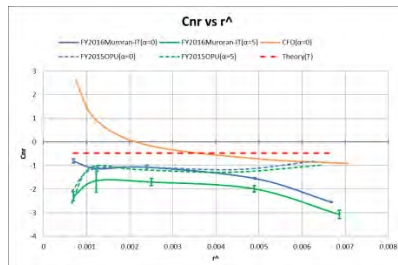


図12 C_{nr} vs \hat{r}

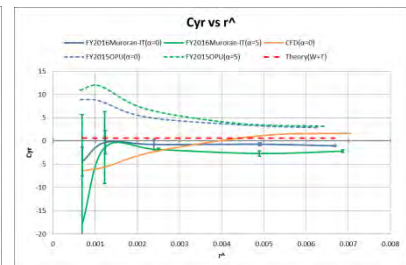


図13 C_{yr} vs \hat{r}

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.
- [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] Courtland D. Perkins, and Robert E. Hage, Airplane Performance Stability and Control, John Wiley and Sons, p.428.
- [4] 塩野経介, 石上幸哉, 溝端一秀, 東野和幸, 新井隆景, 「小型超音速飛行実験機のピッチおよびヨー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.
- [5] 三浦壮晃, 溝端一秀, 「室蘭工大小型超音速実験機の動的 CFD 解析による空力評価」, 室蘭工業大学平成 28 年度修士論文, 2016.