



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 2017）

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: 2019-04-22 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 塩野, 経介, 白方, 洸次, 溝端, 一秀 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00009857

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気特性

塩野 経介 (航空宇宙総合工学コース 博士前期2年)

白方 洸次 (航空宇宙総合工学コース 博士前期1年)

○溝端 一秀 (航空宇宙システム工学ユニット 准教授)

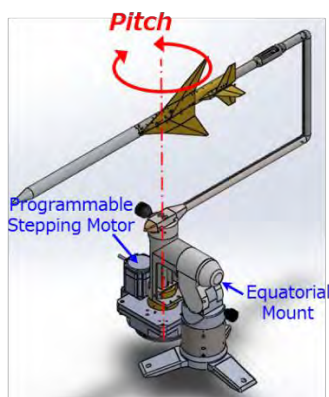
1. はじめに

小型超音速飛行実験機(オオワシ)の6自由度飛行経路解析[1]や自律的誘導制御系設計のために必須のピッチおよびヨー角速度に起因する動的空気微係数について、前年度に引き続き亜音速風試によって評価を進める。すなわち、超音速飛行用の基本的空気形状 M2011Nose-C について、迎角 α または横滑り角 β の範囲を $0 \sim +20$ [deg.]と大きく取って、室蘭工大低速風洞において詳細な風洞試験を実施する。その際、模型駆動系と天秤計測系の電磁干渉を低減すると共に、模型・天秤系の機械的固有振動成分を除去して計測データの信頼性を高める。また、複数回の計測によって計測データの再現性や散らばりを把握する。

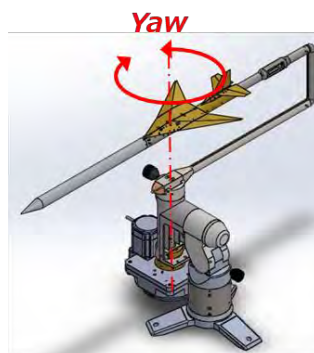
2. 風洞試験

2-1. 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。測定部断面は約 450×450 mmの正方形であり、空気測定には機体模型の胴体内部に設置された6分力内挿天秤を用いる。また、装置の設置台としては、高さ調節が容易な油圧式ハンドリフターを用いる。機体にピッチおよびヨー角速度を与えるために、前年度までに構築されたピッチヨー駆動装置を用いる[2]。その概観を図1に示す。駆動装置内の回転軸に取り付けられたポテンショメータによって機体模型のピッチまたはヨー角を計測する。駆動にはステッピングモータを用い、PCからの数値制御によって正確かつ再現性良く駆動できる。また、ステッピングモータ駆動回路と天秤計測系回路の電磁干渉を防ぐために、各回路のケーブル・コネクタ・端子等に念入りに電磁シールドを施す。これらの外観を図2に示す。



(a) ピッチ駆動



(b) ヨー駆動

図1 ピッチおよびロール駆動の概観



図2 低速風洞に機器を設置した様子

2-2. 試験方法

風試模型は、基本的空力形状 M2011Nose-C の 7/60 スケールである。風試条件として 5 通りの角速度 (6, 10, 20, 40, 57.6 [deg./s]) と 5 通りの迎角 α または横滑り角 β (0, +5, +10, +15, +20 [deg.]) を組み合わせる。流速は約 20 m/sec であり、通風毎の流速を熱線流速計で計測する。模型を駆動しながら通風し、6 分力内挿天秤によって空気を計測する。模型・天秤系の機械的固有振動成分をデジタルフィルタによって除去する。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。これらの結果を理論解析、CFD 解析、および静的風試結果と比較検証する。

2-3. データ解析手法

機体模型にピッチ角速度 q またはヨー角速度 r を与えながら通風し、内挿天秤によって 6 分力を計測する。別途機体模型の重心位置を計測し、重力、遠心力、およびそれらによるモーメントを推算して、6 分力計測値から減ずる。得られた各空力係数は、迎角 α または横滑り角 β に対してヒステリシス特性を示す。 C_m を例に取れば図 3 のようなヒステリシス曲線を描く。その縦軸切片付近で近似直線 y_1 , y_2 を式(1), (2)のように求めると、その傾斜が静的微係数 $C_{m\alpha}$ に対応し、縦軸切片が動的空力成分と偏差 ε の和に対応する。ここで偏差 ε は流れや模型の非対称性等に起因すると考えられる。そこで、式(3)の通り近似直線の方程式(1), (2)の減算によって動的微係数 C_{mq} を推定できる。ここで \hat{q} , \hat{r} は無次元角速度であり、有次元角速度 q , r , 翼幅 b , 主翼平均空力翼弦長 \bar{c} および機体 X 軸方向の流速 U_0 を用いて式(4), (5)で与えられる。以上のように動的風試データから動的微係数と静的微係数を同時に推定できる。

$$y_1 = C_{m\alpha}\alpha + C_{mq1}\hat{q} + \varepsilon \quad (1)$$

$$y_2 = C_{m\alpha}\alpha + C_{mq2}(-\hat{q}) + \varepsilon \quad (2)$$

$$C_{mq} = \frac{C_{mq1} + C_{mq2}}{2} = \frac{y_1 - y_2}{2\hat{q}} \quad (3)$$

$$\hat{q} = q \cdot \frac{\bar{c}}{2U_0} \quad (4)$$

$$\hat{r} = r \cdot \frac{b}{2U_0} \quad (5)$$

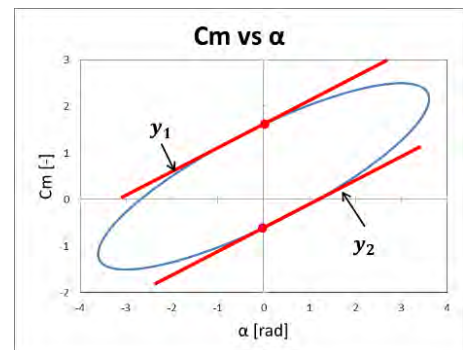


図 3 動的風試から得られる空力係数のヒステリシス曲線概念

3. 試験結果および考察

上述の手法で得られた静的および動的微係数を、図 4～図 10 に示す。室蘭工大における 2017 年度の風試結果 (FY2017Muroran-IT) には、各条件での 3 回の通風・計測による標準偏差をエラーバーとして記載している。

ピッチ角速度を与えた場合のピッチ静安定微係数 $C_{m\alpha}$ を図 4 に示す。横滑り角 10 度以上で $C_{m\alpha}$ は正となっており、これは静的なピッチ不安定に相当する。この静的不安定性はピッチ角速度が大きいほど強まることが判る。

ピッチ角速度を与えた場合の動的微係数 C_{mq} を図 5 に示す。全体的に負の値となっており、ピッチダンピング効果が示されている。ピッチ角速度が大きくなるほど、また横滑り角が大きくな

るほど、ピッチダンピングが強くなることが分かる。また、ピッチ角速度の小さい場合はエラーバーが大きくなっており、これはピッチ角速度が小さい故に動的空力成分が小さくノイズに埋もれやすくなっているためである。

ヨー角速度を与えた場合の横滑り角 β に関する静的微係数 $C_{l\beta}$, $C_{n\beta}$ および $C_{y\beta}$ を図 6 ~ 図 8 に示す。 $\alpha = 0$ の動的風試結果は、他の手法による値と良く一致しており、動的風試の手法は概ね妥当であるといえる。3 つの静的微係数ともに迎角の増加に伴って負の方向へ増加する。その過程で、風見安定微係数 $C_{n\beta}$ は、迎角 5 度を超えると正から負に転じており、これは風見不安定を表す。

ヨー角速度を与えた場合の動的微係数 C_{lr} および C_{nr} を図 9 および図 10 に示す。 C_{lr} については理論値はほぼゼロであるが、他の手法による値はゼロを挟んで正負に散らばっており、一貫した傾向が明確でない。風試で計測することは難しい[3]ともされており、風試手法の改良を要する。 C_{nr} については、CFD 解析の結果を除いて迎角 0~20 度の範囲で負となっており、ヨーダンピング効果が示されている。さらに、迎角やヨー角速度が大きいほどヨーダンピングが強くなることが判る。

ヨー角速度による動的微係数について、各手法による結果が総じてあまり一致しない。これは、理論解析においてはもちろん CFD 解析においても、ノーズや尾翼周りの剥離を正しく取り扱えていないためと推察される。

4. まとめ

小型超音速飛行実験機（オオワシ）のピッチおよびヨー角速度に起因する動的空力微係数について、前年度に引き続き、迎角 α または横滑り角 β の範囲を 0~+20 [deg.] と大きく取って、室蘭工大低速風洞において詳細な風洞試験を実施した。模型駆動系と天秤計測系の電磁干渉を低減すると共に、模型・天秤系の機械的固有振動成分を除去することによって、散らばりが小さく再現性の良い計測データを得た。その解析の結果、以下のことが分かった。

- (1) 姿勢角および姿勢変化角速度が小さい場合、ピッチ、ヨーともに静的及び動的に安定である。
- (2) ピッチ角速度を伴う場合、横滑り角、およびピッチ角速度が大きくなるとピッチは静的不安定となるが、ピッチダンピングは増大する。
- (3) ヨー角速度を伴う場合、迎角が大きくなると上反角効果は増大するが、方向不安定となる。また、迎角やヨー角速度が大きいほどヨーダンピングが増大する。

なお、本研究は科学研究費助成金（基盤研究（C）、課題番号 15K06596）に基づいて実施された。

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 年 8 月。
- [2] 塩野経介，白方洗次，石上幸哉，三浦壮晃，溝端一秀，「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，pp.43-46，2017 年 8 月。
- [3] 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)，pp86-102。

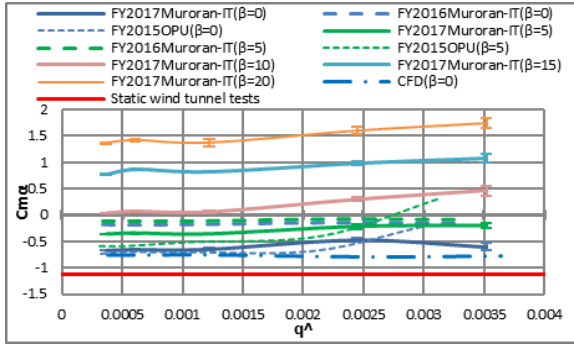


图 4 $C_{m\alpha}$ vs \hat{q}

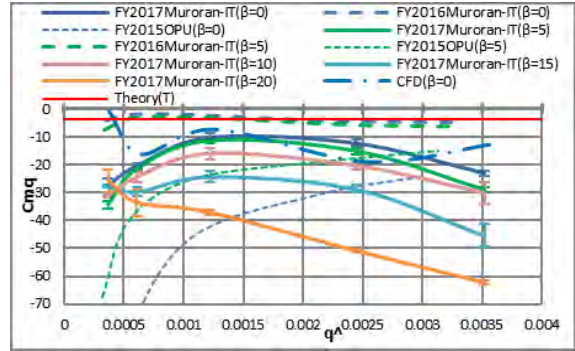


图 5 C_{mq} vs \hat{q}

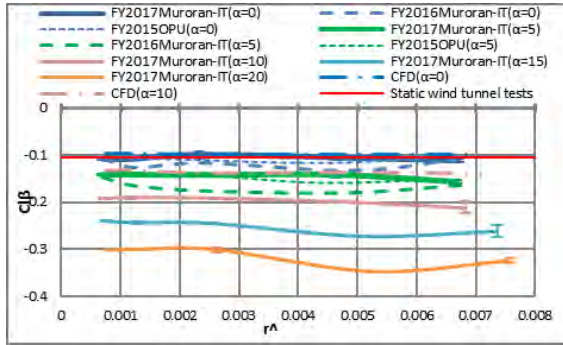


图 6 $C_{l\beta}$ vs \hat{r}

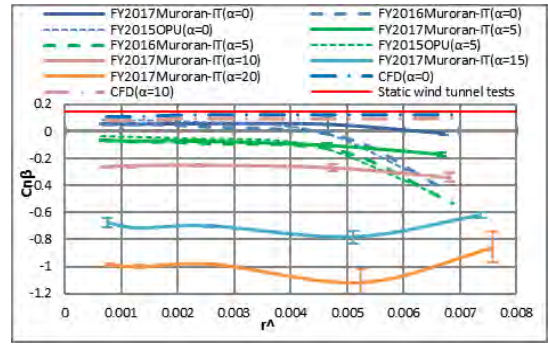


图 7 $C_{n\beta}$ vs \hat{r}

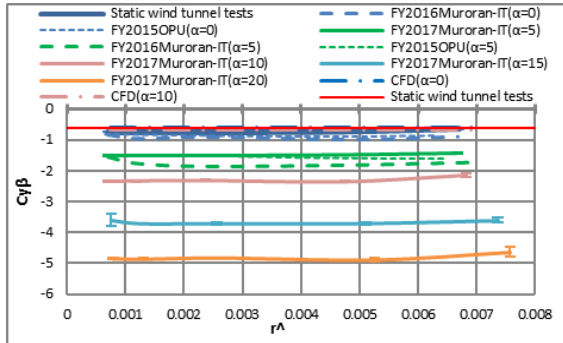


图 8 $C_{y\beta}$ vs \hat{r}

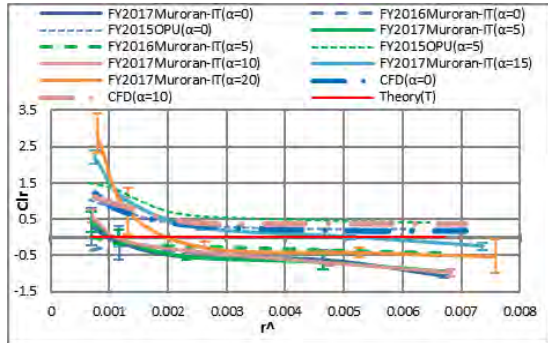


图 9 C_{lr} vs \hat{r}

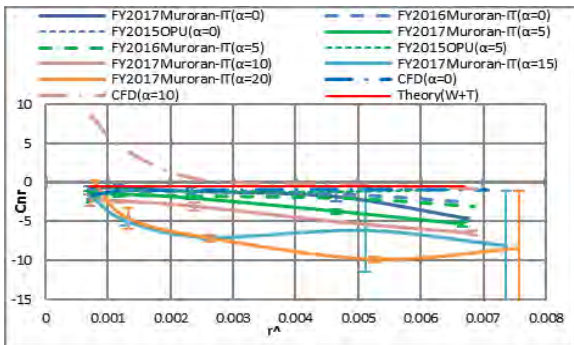


图 10 C_{nr} vs \hat{r}