



室蘭工業大学

学術資源アーカイブ

Muroran Institute of Technology Academic Resources Archive



小型超音速飛行実験機の姿勢変化レートによる動的空力のCFD解析

(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)

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: 2019-03-15 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 三浦, 壮晃, 溝端, 一秀 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00009801

小型超音速飛行実験機の姿勢変化レートによる動的空力の CFD 解析

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

風試では、機体全体にはたらく空気力・空力モーメントが直接的に計測されるが、外部からのノイズや風洞壁等による流れの乱れなどの影響を免れることができないため、計測された空力係数・空力微係数の妥当性を慎重に評価する必要がある。これを補完する手法として、CFD (Computational Fluid Dynamics) 解析が有用である。そこで本研究では、第二世代オオワシの M2011 空力形状について、CFD 解析手法を整備し、姿勢変化レートによる動的空力特性の評価を試みる。機体にロール・ピッチ・ヨー角速度を与えつつ機体周囲の流れを解き、重心周りの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 、ピッチングモーメント係数 C_m を推算し、その微係数 $C_{l\beta}$ 、 $C_{n\beta}$ 、 $C_{m\alpha}$ 、 C_{l_p} 、 C_{n_p} 、 C_{l_r} 、 C_{n_r} 、 C_{m_q} を求める。これを理論解析や風試による値と比較検証する。

2. 解析手法

2-1. 格子生成

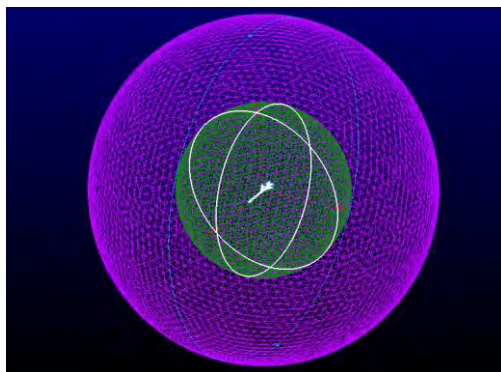
機体形状は M2011 Nose C 風試模型とし、その寸法は全長 910 mm、全幅 282 mm である。ノーズの先端や翼面の前後縁には格子の歪みを防ぐために 0.1 mm の曲率半径を与える。圧縮性外部流れの球状領域の中央に機体を配置する。解析領域は直径 2 m と 4 m の二重球状とし、内側の直径 2 m の球内の格子は機体と共にロール運動する。格子生成には Pointwise を使用する。主要な境界条件と格子生成条件を表 1 および表 2 に、生成された格子を図 1 に示す。

表 1 境界条件

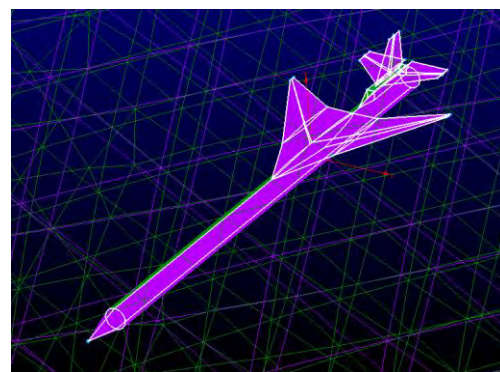
機体模型の表面	Wall
直径 2 m の球面	Interface
直径 4 m の球面	Pressure-far-field

表 2 格子生成条件

格子の種類	非構造格子
格子間隔	模型表面 : 1 [mm] 球面 : 円周上 60 [個]
セル数	4,796,245



(a) 外観図



(b) 拡大図

図 1 生成された格子

2-2. 流体解析

CFD コードとして ANSYS Fluent を使用する。ピッチ角・横滑り角は解析領域の流入条件として与え、静圧と静温は風試と同条件とする。主要な解析条件を表3に示す。

2-3. 無次元角速度

機体に角速度 p, q, r [rad/s] のロール・ピッチ・ヨー運動を与えるとき、動的空気特性は次式の無次元角速度 $\hat{p}, \hat{q}, \hat{r}$ に依存する。

$$\hat{p} = p \cdot \frac{b}{2U_0}, \quad \hat{q} = q \cdot \frac{\bar{c}}{2U_0}, \quad \hat{r} = r \cdot \frac{b}{2U_0} \quad (1)$$

ここで、 b : 翼幅[m], \bar{c} : 主翼の平均空力翼弦長[m], U_0 : 機軸方向の流速 [m/s] である。風試と CFD の無次元角速度 $\hat{p}, \hat{q}, \hat{r}$ を一致させるように CFD 解析上の有次元角速度 p, q, r を設定する。

2-4. 空力微係数の算出方法

ヨー運動を例にとり、空力微係数の算出方法を以下に示す。ヨー運動時の空力係数 C_l, C_n は、横滑り角 β と無次元角速度 \hat{r} を用いて次式のように表される。

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

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

これらの右辺の β 成分と \hat{r} 成分を分離するには次の手順を採る。図2のように縦軸を空力係数、横軸を β とするグラフを描き、それらの近似直線を求める。その傾きは β による静的微係数 ($C_{l\beta}, C_{n\beta}$)、定数項は \hat{r} による動的成分 ($C_{l\hat{r}}, C_{n\hat{r}}$) である。後者を無次元角速度 \hat{r} で割ることによって動的微係数 ($C_{l\hat{r}}, C_{n\hat{r}}$) を得る。このように、ヨー運動を伴う CFD 解析によって $C_{l\beta}, C_{n\beta}, C_{l\hat{r}}, C_{n\hat{r}}$ の4つの空力微係数が推定できる。ロール・ピッチ運動の場合も同様の手順で空力微係数を求める。

表3 CFD 解析条件

支配方程式	三次元 Navier-Stokes 方程式
空間離散化手法	二次精度風上差分法
流体	空気・理想気体
粘性モデル	Sutherland
乱流モデル	Spalart-Allmaras
マッハ数	0.3 (ロール・ヨー駆動) 0.059 (ピッチ駆動)

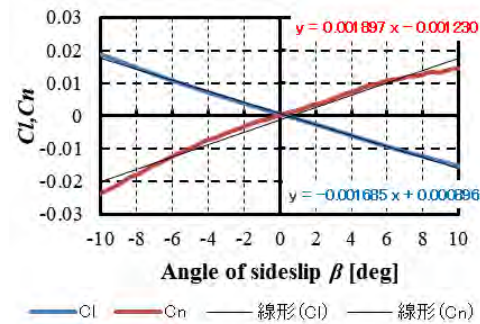


図2 空力係数と横滑り角との関係

3. 解析結果

3-1. 静的空力微係数 ($C_{l\beta}, C_{n\beta}, C_{m\alpha}$)

静的微係数 $C_{l\beta}, C_{n\beta}$ と無次元ロール角速度 \hat{p} の関係を図3および4に示す。黄色の破線は静的風試 (ピッチ角 $\theta=0$) による計測値である。CFD 解析結果では、両微係数は \hat{p} の値によらず概ね一定値を示している。また、 $\theta \leq 10$ deg において CFD 解析、室蘭工大での動的風試[1]、および静的風試の結果は概ね良好に一致している。次に、静的微係数 $C_{m\alpha}$ と無次元ピッチ角速度 \hat{q} の関係を図5に示す。CFD 解析、動的風試、および静的風試の結果は相互に大きく異なっており、CFD 解析および動的風試の双方で、データ解析手法の再検討を要すると思われる。

3-2. 動的空力微係数 ($C_{l_p}, C_{n_p}, C_{l_r}, C_{n_r}$)

動的微係数 C_{l_p}, C_{n_p} と無次元ロール角速度 \hat{p} の関係を図6および7に、また動的微係数 C_{l_r}, C_{n_r} と無次元ヨー角速度 \hat{r} の関係を図8および9に、さらに動的微係数 C_{m_q} と無次元ピッチ角速度 \hat{q} の関係を図10に示す。緑色の破線は理論値(ピッチ角 $\theta=0$)である。

C_{l_p} については、 $\theta=0$ の場合のCFD解析結果は、室蘭工大風試および阪府大風試[1]と概ね良く一致している。また、CFD解析結果によると、ピッチ角が大きくなるほどロールダンピングが強くなることが予測されているが、風試結果はデータのばらつきが大きく一貫性のある傾向が現れていない。 C_{n_p} については、CFD解析結果では θ および \hat{p} の値によらずほぼ一定の値が得られているが、風試では、やはりデータのばらつきが大きい。 C_{l_r} については \hat{r} が大きいほどCFD解析と理論値[2]の一致度が良くなっているが、風試結果はばらつきが大きい。 C_{n_r} については、ピッチ角 $\theta=0$ の場合にCFD解析と阪府大風試[2]および理論値[2]が概ね一致し、負の値すなわちヨーダンピングが示されている。CFD解析結果によれば、ピッチ角が大きくなると正の値となる。すなわちヨーダンピングが負となることが予想される。 C_{m_q} については、CFD解析、動的風試、および理論解析の結果は相互に大きく異なっており、風試およびCFD解析の双方で、データ解析手法の再検討を要する。さらに、全般的に、姿勢変化レートの小さい領域で風試データの散らばりが大きい点についても、風試手法の改善を要する。

4. まとめ

小型超音速飛行実験機オオワシの空力形状 M2011 Nose C について、ロール・ピッチ・ヨー角速度による動的空力特性をCFD解析によって評価することを試みた。その結果を風試データや理論値と比較したところ、以下のことがわかった。

- (1) ロールレートによる静的空力微係数 (C_{l_β}, C_{n_β}) については、CFD解析結果は静的および動的風試結果と概ね良く一致することから、CFD解析手法は概ね妥当と推察される。
- (2) 動的微係数については、ピッチ角 $\theta=0$ の場合にCFD解析結果と理論値が概ね良く一致する。
- (3) CFD解析によれば、ピッチ角が大きくなるほどロールダンピングは強くなり、一方ヨーダンピングは減じて負となることが予測される。
- (4) ピッチ角速度による静的および動的微係数については、CFDおよび動的風試の双方でデータ解析手法の再検討を要する。
- (5) 風試による動的微係数は、全般的に散らばりが大きく、一貫性のある傾向を捉え切れていない。今後の一連の風試によって取得データが質量共に改善されることが望まれる。

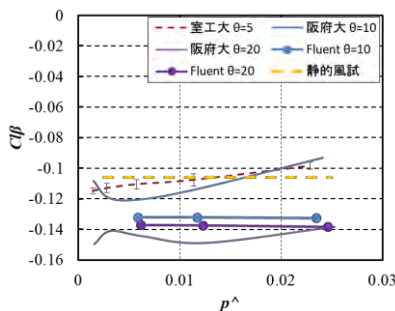


図3 C_{l_β} vs. \hat{p}

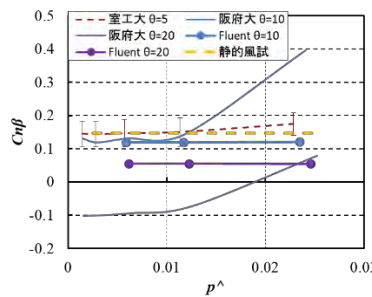


図4 C_{n_β} vs. \hat{p}

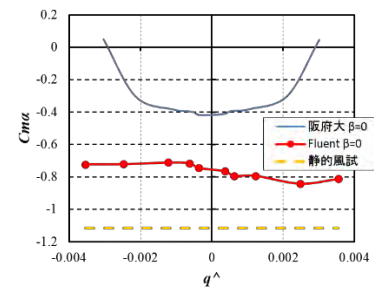


図5 C_{m_α} vs. \hat{q}

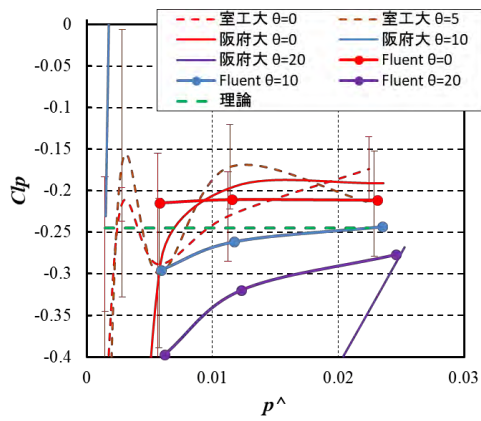


図 6 C_{l_p} vs. \hat{p}

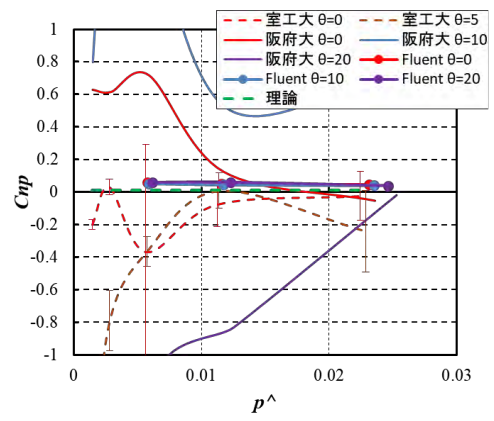


図 7 C_{n_p} vs. \hat{p}

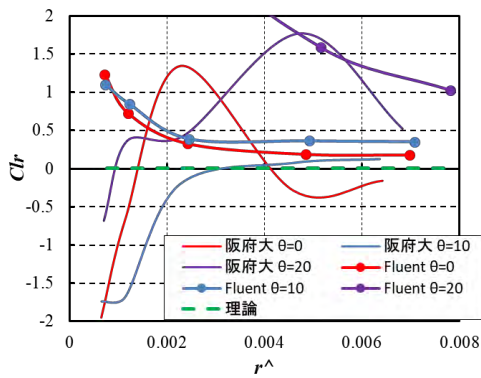


図 8 C_{l_r} vs. \hat{r}

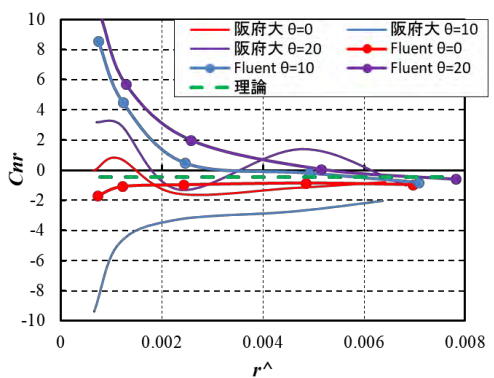


図 9 C_{n_r} vs. \hat{r}

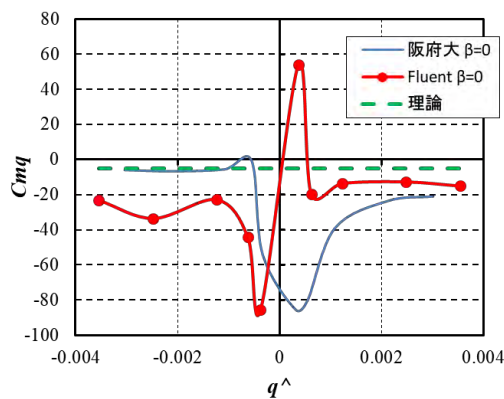


図 10 C_{m_q} vs. \hat{q}

参考文献

- [1] Y. Ishigami, M. Miura, K. Mizobata, K. Higashino and T. Arai, "Aerodynamics Caused by Rolling Motion of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle," The 2016 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, October 25-27, 2016, Toyama, Japan.
- [2] 塩野経介, 石上幸哉, 溝端一秀, 東野和幸, 新井隆景, 「室蘭工大小型超音速飛行実験機のピッチおよびヨー運動による動的空力特性」, 第 54 回飛行機シンポジウム, 2016 年 10 月 24 日-26 日, 富山.