



## 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

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: 2016-12-28 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	<a href="http://hdl.handle.net/10258/00009146">http://hdl.handle.net/10258/00009146</a>

# 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

風洞試験では、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ず、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、流れ場の数値シミュレーション、すなわち 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、風試の補完として動的空力特性を評価することを狙う。機体に角速度  $p$  [rad/s] のロール運動を与えつつ CFD 解析によって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  $C_n$ 、横力係数  $C_Y$  を推算し、その微係数  $C_{l\beta}$ ,  $C_{n\beta}$ ,  $C_{Y\beta}$ ,  $C_{lp}$ ,  $C_{np}$ ,  $C_{Yp}$  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

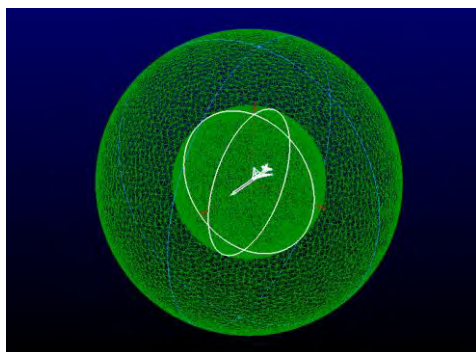
機体形状は M2011 Nose C 風試模型とし、その寸法は全長 910 [mm]、全幅 282 [mm] である。ノーズ先端には格子形状の歪みを防ぐために 0.1 [mm] の曲率半径を与える。外部圧縮性流れの球状領域の中央に機体を配置する。解析領域は直径 2 [m] と 4 [m] の二重球状とし、内側の直径 2 [m] の球内の格子は機体と共にロール運動する。格子生成には Pointwise を使用する。主要な境界条件と格子生成条件を表 1 および表 2 に、生成された格子を図 1 に示す。

表 1 境界条件

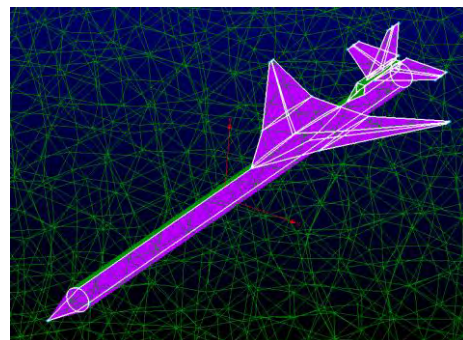
機体模型の表面	Wall
直径 2 [m] 球面	Interface
直径 4 [m] 球面	Pressure-far-field

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	4,410,700



(a) 外観図



(b) 拡大図

図 1 生成された格子

## 2-2. 流体解析

CFD 解析ソフトウェアとして ANSYS 社の Fluent を使用する。ピッチ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。

表 3 CFD 解析条件

空間離散化手法	二次精度風上差分法
支配方程式	三次元 Navier-Stokes 方程式
流体	理想気体
粘性モデル	Sutherland
乱流モデル	Spalart-Allmaras
マッハ数	0.3

## 2-3. 無次元角速度 $\hat{p}$

無次元ロール角速度 $\hat{p}$ は次式で表される。

$$\hat{p} = p \cdot \frac{b}{2U_0} \quad (1)$$

ここで、 $p$ : 有次元ロール角速度 [rad/s],  $b$ : 翼幅 [m],  $U_0$ : 機軸方向の流速 [m/s] である。

風試の流速約 30 [m/s]に比して、CFD 解析上の流速は約 100 [m/s] としており、両者の無次元角速度 $\hat{p}$ を一致させるように CFD 解析上の有次元角速度  $p$  を設定する。その一覧を表 4 に示す。

表 4 風試と CFD 解析のロール角速度 (ピッチ角  $\theta=0$  [deg]の場合)

無次元角速度 $\hat{p}$	風試 $p$ [rad/s]	CFD 解析 $p$ [rad/s]
0.005914	1.260	4.200
0.01178	2.510	8.366
0.02361	5.030	16.77
0.03538	7.540	25.13

## 2-4. 空力微係数の算出方法

風試ではロール角 $\pm 60$  [deg]の範囲で 2 往復のロール運動を与えているが、CFD 解析では一定の角速度で一方向に二周ロール回転させる。風試ではロール角ゼロの前後の計測値を採用しており、これに対応させて CFD 解析ではロール角 300 ~ 420 [deg]の範囲のデータを採用する。また、機体のピッチ角  $\theta$  は 0, 10, 20 [deg]の 3 通りとする。ここで、 $\theta \neq 0$  [deg]の場合にロール角  $\varphi$  を与えると、迎角  $\alpha$  に加えて横滑り角  $\beta$  が生ずる。その換算式は以下の通りである。

$$\alpha = \tan^{-1} \left( \frac{\cos \varphi \sin \theta}{\cos \theta} \right) \quad (2)$$

$$\beta = \sin^{-1}(\sin \varphi \sin \theta) \quad (3)$$

さらに、ロール運動時の空力係数 $C_l$ ,  $C_n$ ,  $C_Y$ は、横滑り角  $\beta$  と無次元角速度 $\hat{p}$ を用いて以下のように表される。

$$C_l = C_{l\beta}\beta + C_{l\hat{p}}\hat{p} \quad (4)$$

$$C_n = C_{n\beta}\beta + C_{n\hat{p}}\hat{p} \quad (5)$$

$$C_Y = C_{Y\beta}\beta + C_{Yp}\hat{p} \quad (6)$$

これらの右辺の  $\beta$  成分と  $\hat{p}$  成分を分離するには次のような手順を採る. 図 2 に示すように縦軸を空力係数, 横軸を  $\beta$  とするグラフを描き, それら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 ( $C_{l\beta}, C_{n\beta}, C_{Y\beta}$ ), 定数項が  $\hat{p}$  による空力係数 ( $C_{l\hat{p}}, C_{n\hat{p}}, C_{Y\hat{p}}$ ) に相当する. したがって, ロール運動を伴う CFD 解析によって  $C_{l\beta}, C_{n\beta}, C_{Y\beta}, C_{l\hat{p}}, C_{n\hat{p}}, C_{Y\hat{p}}$  の 6 つの空力微係数が推定できる. ただし  $\theta=0$  [deg] の場合は横滑り角  $\beta$  が発生しないため  $C_{l\beta}, C_{n\beta}, C_{Y\beta}$  は推定できない.

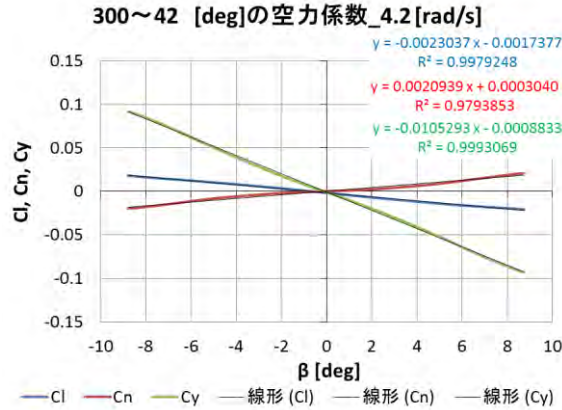
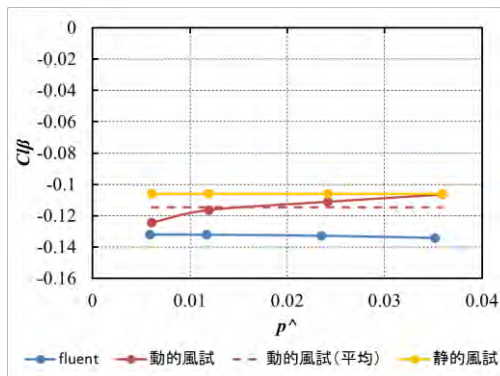


図 2 計測された空力係数と  $\beta$  の関係 (右ロール時)

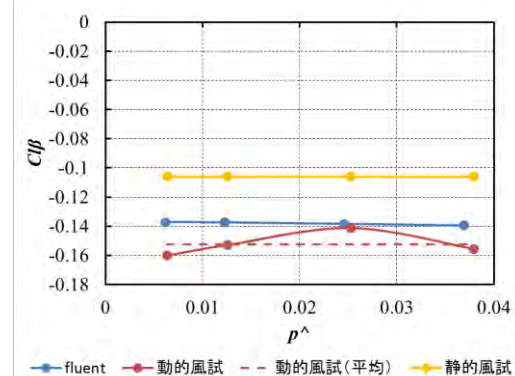
### 3. 解析結果

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

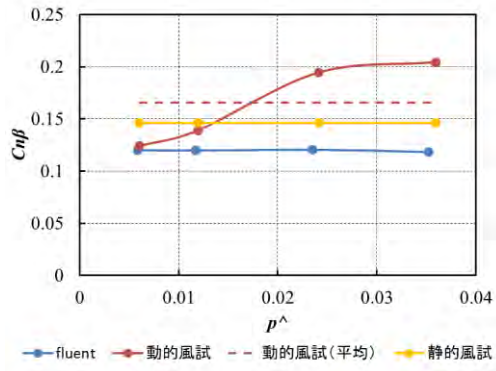
$\theta = 10, 20$  [deg]において横軸に  $\hat{p}$ , 縦軸に静的空力微係数 ( $C_{l\beta}, C_{n\beta}, C_{Y\beta}$ ) をとったグラフを図 3 (a)~(f)に示す. 破線は動的風試データ全体の平均値を表す. CFD 解析では,  $\hat{p}$  の値によらずどの空力微係数も一定値を示している. また,  $\theta = 20$  [deg]の  $C_{n\beta}$  以外は, CFD 解析, 動的風試, および静的風試の結果は概ね良く一致している.



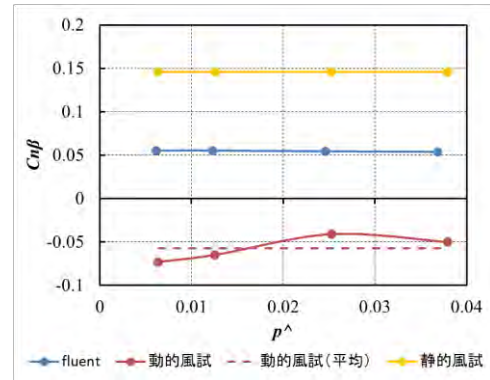
(a)  $\theta = 10$  [deg]のときの  $C_{l\beta}$



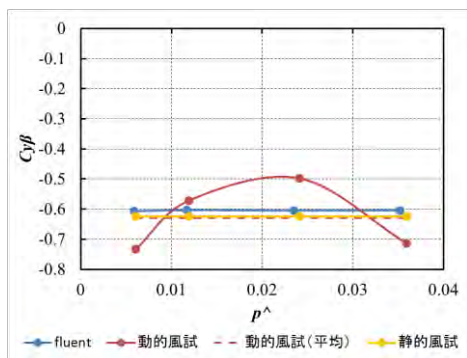
(b)  $\theta = 20$  [deg]のときの  $C_{l\beta}$



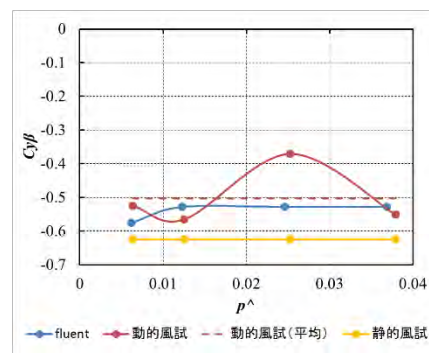
(c)  $\theta = 10$  [deg]のときの $C_{n\beta}$



(d)  $\theta = 20$  [deg]のときの $C_{n\beta}$



(e)  $\theta = 10$  [deg]のときの $C_{y\beta}$

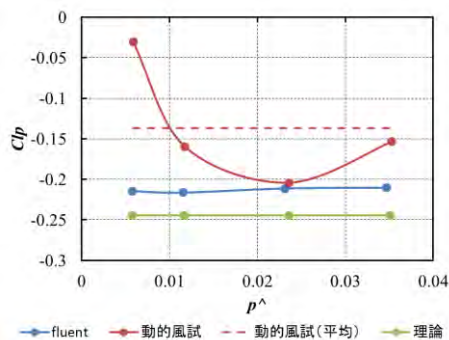


(f)  $\theta = 20$  [deg]のときの $C_{y\beta}$

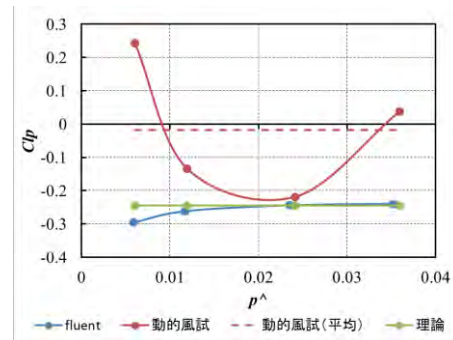
図3 静的空力微係数

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

$\theta = 0, 10, 20$  [deg]において横軸に $\hat{p}$ 、縦軸に動的空力微係数 ( $C_{l_p}$ ,  $C_{n_p}$ ,  $C_{y_p}$ ) をとったグラフを図4 (a) ~ (i)に示す。破線は動的風試のデータ全体の平均値である。CFD 解析結果は理論値と概ね良く一致している。一方、動的風試結果は、 $\hat{p}$ の小さい領域および大きい領域でデータのばらつきが大きいように思われる。これは、 $\hat{p}$ の小さい領域ではロール角速度に起因する空気力が小さいことから計測信号のS/N比が劣化していること、さらに重力・遠心力の成分を除去するために通風運転データから予行運転データを差し引いており、それによって桁落ちが生じたためと推測される。また、 $\hat{p}$ の大きい領域では、往復ロール運動の両死点の近傍での加減速によって模型が振動したためと推測される。

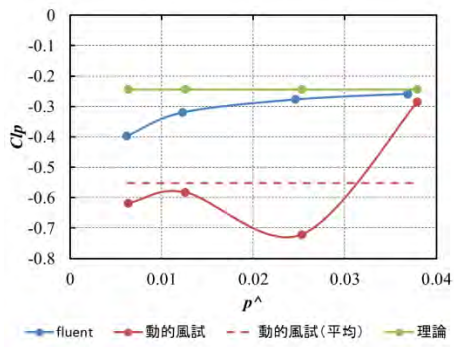


(a)  $\theta = 0$  [deg]のときの $C_{l_p}$

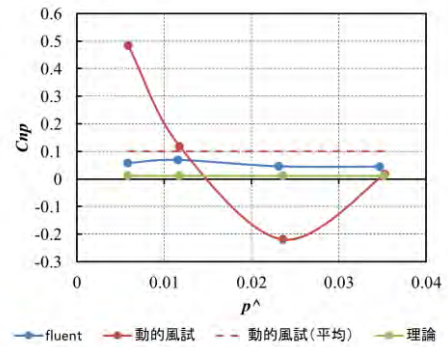


(b)  $\theta = 10$  [deg]のときの $C_{l_p}$

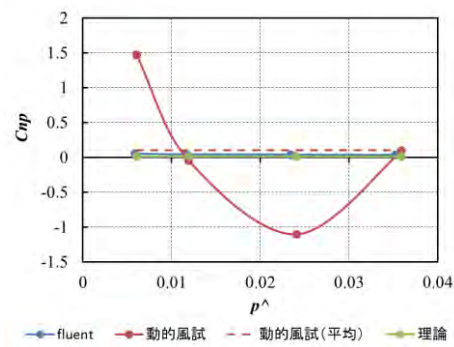




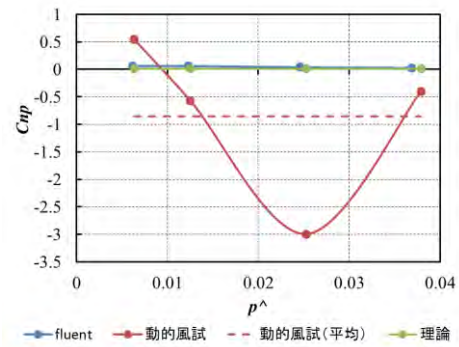
(c)  $\theta = 20$  [deg]のときの $C_{lp}$



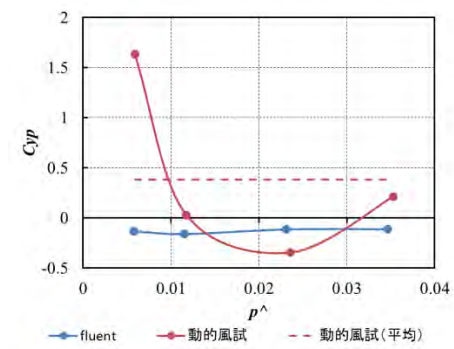
(d)  $\theta = 0$  [deg]のときの $C_{np}$



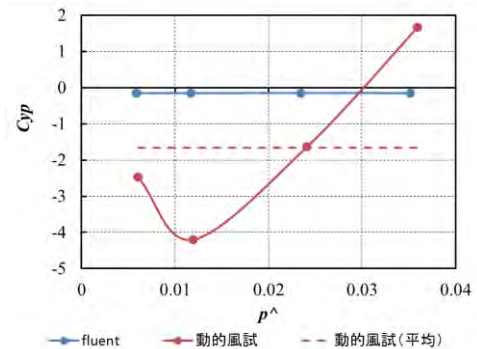
(e)  $\theta = 10$  [deg]のときの $C_{np}$



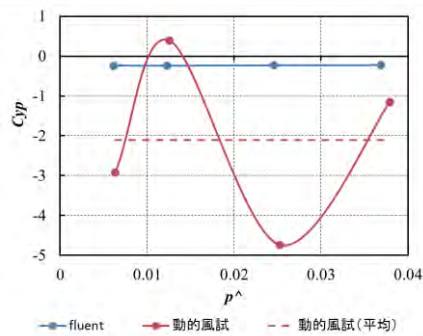
(f)  $\theta = 20$  [deg]のときの $C_{np}$



(g)  $\theta = 0$  [deg]のときの $C_{Yp}$



(h)  $\theta = 10$  [deg]のときの $C_{Yp}$



(i)  $\theta = 20$  [deg]のときの $C_{Yp}$

図4 動的空力微係数

### 3-3. CFD 解析, 理論解析, および風試結果の比較

$\theta = 0, 10, 20$  [deg]のそれぞれの場合の空力微係数の平均値を表5～7に示す. CFD 解析, 静的風試または理論値, および動的風試の3者の結果の一致具合はまちまちである.

表5  $\theta = 0$  [deg]の場合の空力微係数

空力微係数	CFD 解析	理論値	動的風試
$C_{l_p}$	-0.213	-0.245	-0.137
$C_{n_p}$	0.0548	0.0117	0.100
$C_{Y_p}$	-0.132	0	0.381

表6  $\theta = 10$  [deg]の場合の空力微係数

空力微係数	CFD 解析	静的風試または理論値	動的風試
$C_{l_\beta}$	-0.133	-0.106	-0.115
$C_{n_\beta}$	0.120	0.146	0.166
$C_{Y_\beta}$	-0.605	-0.625	-0.629
$C_{l_p}$	-0.260	-0.245	-0.0176
$C_{n_p}$	0.0427	0.0117	0.103
$C_{Y_p}$	-0.150	0	-1.66

表7  $\theta = 20$  [deg]の場合の空力微係数

空力微係数	CFD 解析	静的風試または理論値	動的風試
$C_{l_\beta}$	-0.138	-0.106	-0.152
$C_{n_\beta}$	0.0547	0.146	-0.0572
$C_{Y_\beta}$	-0.540	-0.625	-0.503
$C_{l_p}$	-0.313	-0.245	-0.552
$C_{n_p}$	0.0468	0.0117	-0.855
$C_{Y_p}$	-0.233	0	-2.10

### 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 についてロール角速度を与えた場合の空力特性を CFD 解析によって評価した. その結果を風試データや理論値と比較した. 当面は三者の結果の相互一致度はまちまちであり, 今後の一層詳細かつ慎重な解析および風試が必要である.

### 参考文献

[1] 石上幸哉, 溝端一秀, 「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」, 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.53-56.

- [2] 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ロール運動による空力特性」, 日本航空宇宙学会北部支部 2016 年講演会ならびに第 17 回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 2016 年 3 月 9-10 日, 札幌市.
- [3] ANSYS, Inc., ANSYS FLUENT 12.1 チュートリアルガイド(2010), pp.109-139.
- [4] 「第一部 圧縮性流体と解析手法 アンシス・ジャパン(株)」  
<[https://www2.ansys.jp/uscj/materials/seminar/compression/201105/Part-1\(A\).pdf?sc=5cs3k8k4p0visbnnf0b276jks5](https://www2.ansys.jp/uscj/materials/seminar/compression/201105/Part-1(A).pdf?sc=5cs3k8k4p0visbnnf0b276jks5)>, (参照日 2016 年 7 月 1 日)