



第2世代小型超音速飛行実験機のCFDによる空力予測

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: 三浦, 壮晃, 溝端, 一秀 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00009119

第2世代小型超音速飛行実験機のCFDによる空力予測

○三浦 壮晃(航空宇宙システム工学コース 4年)

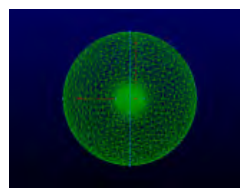
溝端 一秀(航空宇宙システム工学ユニット 准教授)

1. はじめに

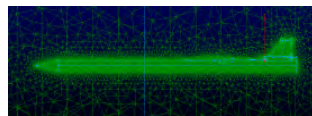
風試では、機体全体にはたらく空気力・空力モーメントが容易に計測されるが、周囲の流れ場の構造やメカニズム、機体表面の圧力分布、舵面等にはたらく局所的な力、等を計測することは非常な労力を要する。さらに、壁の存在や流れの乱れによる影響も免れられない。これを補完する手法としては、流れ場の数値シミュレーション、すなわち CFD (Computational Fluid Dynamic) 解析が有用である。そこで、本研究では、第二世代オオワシの M2011 空力形状について、CFD 解析手法を整備し、風試の補完として空力特性を評価する。

2. 手法

機体形状としては M2011 Nose C 風試模型の半裁形状とする。その寸法は全長 910 mm、半翼幅 141 mm である。迎角を複合的に設定できるように計算領域は直径 10 m の半球状とする。計算格子としては非構造格子を Pointwise で生成する。生成した格子を Fig. 1 に示す。機体は、外部圧縮性流れの半球状流体領域の中央に配置される。解析コードとして FLUENT を使用する。迎角は計算領域の流入境界条件として与える。主要な解析条件を Table 1 に示す。



(a) Overview



(b) Zoomed view

Table 1. CFD analysis conditions.

Variant	Condition
Solver Type	Pressure-Based
Turbulence model	Spalart-Allmaras
Cell number	5734449
Fluid	Air/Ideal-gas
Viscosity model	Sutherland
Mach number	0.3, 0.9, 1.3

Fig. 1. The mesh generated for M2011 configuration.

ここで Spalart-Allmaras 乱流モデルは次式で表される。

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \tilde{v}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \tilde{v} u_i) = G_v + \frac{1}{\sigma_{\tilde{v}}} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\mu + \rho \tilde{v}) \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right\} + C_{b2} \rho \left(\frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_v + S_{\tilde{v}} \quad \dots(4)$$

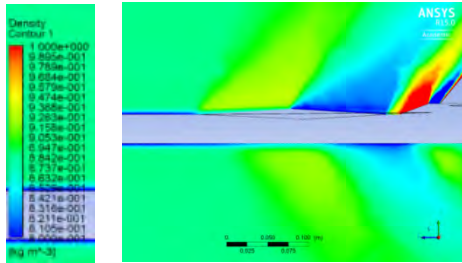
ただし、 ρ : 密度、 \tilde{v} : Spalart - Allmaras モデルにおいて輸送される量、 u_i : 平均速度成分と変動速度成分の和、 G_v : 乱流粘性の生成項、 $\sigma_{\tilde{v}}$ 、 C_{b2} : 定数、 μ : 粘性係数、 Y_v : 壁近傍で起こる乱流粘性の散逸、 $S_{\tilde{v}}$: ユーザ一定義の生成項である。また、Sutherland の粘性モデルは次式で表される。

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{3/2} \frac{T_0 + S}{T + S} \quad \dots(5)$$

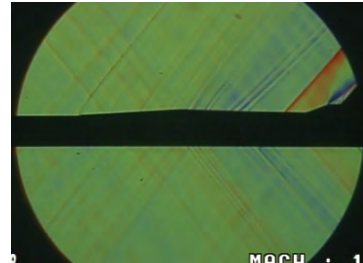
ただし、 μ : 粘度[kg/m-s]、 T : 静温度[K]、 μ_0 : 基準粘度値[kg/m-s]、 T_0 : 基準温度[K]、 S : 有効温度[K]であり、 $\mu_0 = 1.716 \times 10^{-5}$ [kg/m-s]、 $T_0 = 273.11$ [K]および $S = 110.56$ [K] である。

3. 結果と考察

Fig. 2 (a) は CFD 解析によるマッハ 1.3 の計算領域対称面上の密度分布であり, (b) は同マッハ数の風試によるシュリーレン画像である. この 2 つの図で, 圧縮波および膨張波のパターンはおおむね良く一致している.



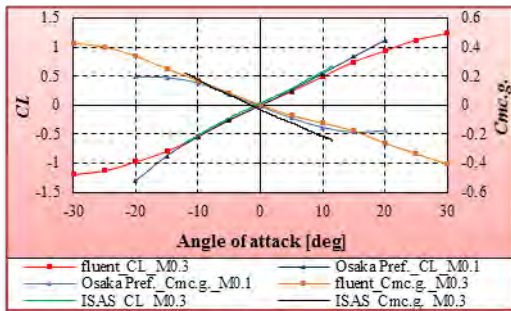
(a) CFD results for density distribution.



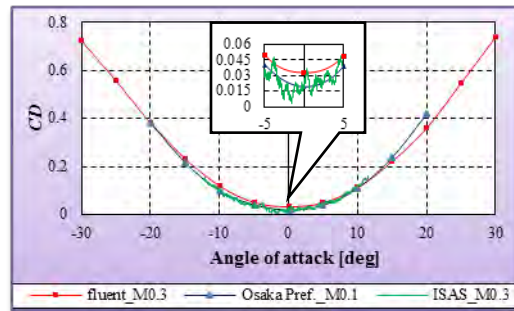
(b) Schlieren photography in JAXA/ISAS.

Fig. 2. Comparison of CFD and windtunnel test results.

CFD 解析から求められた縦の空力係数を Figs. 3 ~ 5 に示す. 流れマッハ数は順に 0.3, 0.9, 1.3 である. JAXA/ISAS および阪府大での風試結果を比較対象として記載している. CFD 解析による揚力係数は風試結果とおおむね良く一致している. マッハ 1.3 において迎角 20° 以上になると揚力傾斜が減少しているが, このような大迎角条件の風試データは無いため, その正否は不明である. CFD 解析による寄生抗力係数は一貫して風試結果より 0.02 程度大きくなっており, 粘性モデルを調整する必要があると考えられる. すべてのマッハ数で CFD 解析によるピッチングモーメント係数は迎角 $\pm 20^\circ$ の範囲で良好な線形性を示している. マッハ 0.9 および 1.3 において迎角 -20° 以下および 20° 以上でピッチングモーメント係数の傾斜が緩やかになっている.

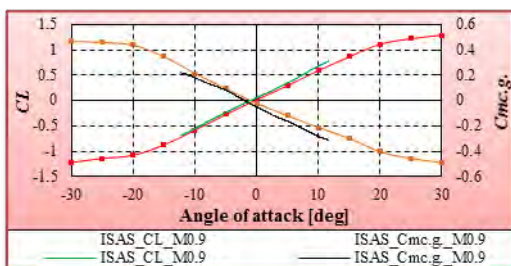


(a) Lift and pitching moment coefficients.

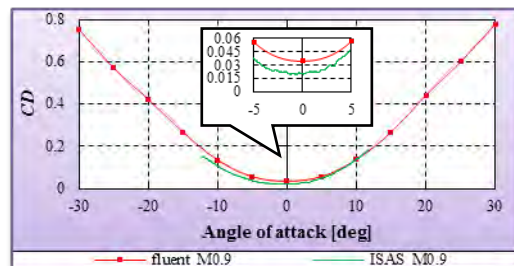


(b) Drag coefficients.

Fig. 3. Comparison of CFD and windtunnel test results about longitudinal aerodynamics at Mach 0.3.

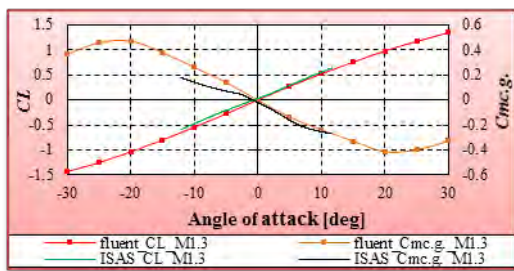


(a) Lift and pitching moment coefficients.

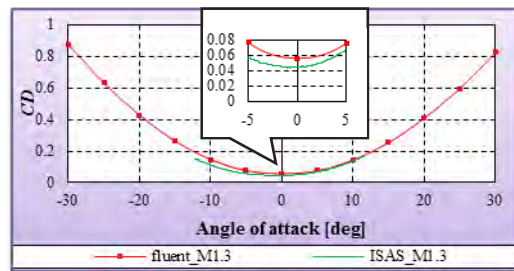


(b) Drag coefficients.

Fig. 4. Comparison of CFD and windtunnel test results about longitudinal aerodynamics at Mach 0.9.



(a) Lift and pitching moment coefficients.



(b) Drag coefficients.

Fig. 5. Comparison of CFD and windtunnel test results about longitudinal aerodynamics at Mach 1.3.

4. まとめ

小型超音速実験機の空力形状 M2011Nose-C の半裁形状について CFD 解析を実施し、縦の空力係数を推算した。その結果を風試データと比較・検証したところ、以下のことが判明した。

- (1) CFD 解析による密度分布は風試のシュリーレンパターンとおおむね一致した。
- (2) 推算された揚力係数およびピッチングモーメント係数は風試結果とおおむね良く一致した。
- (3) 抗力については、寄生抗力係数を過大評価する傾向が見られ、粘性モデルの調整が必要である。

参考文献

- [1] 鈴木祥弘, 上村隆太, 溝端一秀, 「第二世代小型超音速飛行実験機の操舵空力」, 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] 鈴木祥弘, 「室蘭工大小型超音速飛行実験機の次世代型(第二世代オオワシ)の空力特性評価」, 室蘭工業大学卒業論文(2012).