

複雑形状機の3次元超音速流数値計算

システム工学群

航空エンジン超音速流研究室 1190105 豊田 有里

1. 序論

近年、計算機ハードウェア及びソフトウェア技術の進歩によって数値流体力 (Computational Fluid Dynamics 略称: CFD) が発達してきた。航空機の空力設計に CFD を適応すれば、設計コストの低減や航空機の高性能化が可能であり、活用されている。

実際の航空機と同程度のレイノルズ数を再現することができる高レイノルズ数風洞での空力計測結果を解析するにあたって、CFD から得られる数値データが必要不可欠である。しかし、高レイノルズ数を再現するため、通常の風洞より圧力を上昇させた結果、模型に大きな荷重が加わり模型が変形し、本来得たい初期の形状の空力データとは異なるデータが取得される⁽¹⁾。模型変形の影響を、CFD と実験の両面から補正することでデータ精度の向上や信頼性の確保を目指した研究が行われている。

非常に柔軟で有効な CFD の工学的活用を実現するためには複雑形状であっても、安定に計算できる必要がある。また一方、工学応用先によって設計に CFD に要求される計算精度が異なる。ところが、複雑形状であればあるほど、精度を向上させると CFD の計算が不安定になりやすく、計算が破綻してしまうことがある。本研究では、複雑形状機のデータ取得から計算格子生成、圧縮性流体の CFD の実行までを含めた統合数値解析環境を構築すること目的とした。

2. 数値計算法

計算手法としては FaSTAR を用いた。

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V Q dv + \int_S [F(Q) - \frac{1}{Re} F_v(Q)] \cdot ds = 0 \quad (1)$$

2.1 支配方程式

三次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式を用いた。

Spalart-Allmaras 乱流モデル⁽²⁾

次式の 1 方程式モデルである Spalart-Allmaras 乱流モデルを用いる。FaSTAR では、オリジナルのモデルから f_t2 の項を省略した SA-noft2 を採用する。

$$\begin{aligned} \frac{\partial \hat{v}}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_j \hat{v}}{\partial x_j} &= \rho C_{b1} \hat{S} \hat{v} - \frac{M_\infty}{Re_\infty} C_{w1} f_w \left(\frac{\hat{v}}{d}\right)^2 \\ &+ \frac{M_\infty \rho}{Re_\infty \sigma} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left((v + \hat{v}) \frac{\partial \hat{v}}{\partial x_j} \right) \right. \\ &\left. + C_{b2} \frac{\partial \hat{v}}{\partial x_i} \frac{\partial \hat{v}}{\partial x_i} \right] \quad (2) \end{aligned}$$

2.3 離散化

空間離散化には、有限体積法のセル中心法を採用する。各面での垂直方向の流束と面積を掛けたものの和で流束の発散値を評価する。ds は面積の絶対値をもつ外向き垂直方向ベクトルである。

$$\int_S F(Q) \cdot ds = \sum_{kmax} [F_k(Q) \cdot ds_k] \quad (3)$$

非粘性流束の評価には、AUSM 系の全速度スキームである SLAU⁽³⁾ スキームを採用する。

勾配計算法には、Green-Gauss(GG) と Weighted-Least-Square(WLSQ) のハイブリッド手法である GLSQ 法⁽⁴⁾ を採用した。壁表面近くの薄く曲がった格子には Green-Gauss を使用し、壁から離れた場所では Weighted-Least-Square になる。

求めた勾配を用いてセル内の保存量分布を再構築し、流束を計算するセル境界面上の値を計算する。セル内の分布を、勾配を用いて線形で再構築、Venkatakrisnan⁽⁵⁾ リミタによって数値振動を抑制する。

時間積分法には、本計算では、LU-SGS⁽⁶⁾ を用いる。

3. 複雑形状機のまわりの流体計算

3.1 複雑形状機の計算形状の製作

本研究では、複雑形状機の例として図 1 のような模型を使用した。模型の形状データを取得する方法として 3D スキャナを使用した。変形後の模型形状を抑制する。これにより、複雑形状機を 1 から CAD で作ることなく効率化を図ることができる。



Fig.1 An example of complex shape airplane

3.1.1 3D スキャン

使用した 3D スキャン機器は Roland 社製 3D LASER SCANNER LPX-600RE である。模型の元の色が暗い色でレーザーを反射しにくいいため、模型に白サーフェイサーを塗装し、レーザーを反射しやすくした。スキャン結果を図 2 に示す。

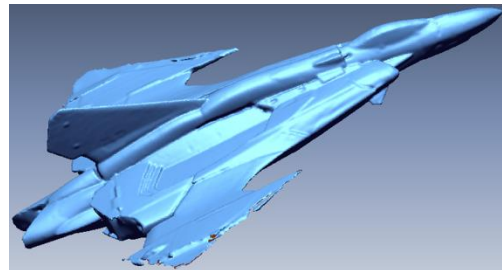


Fig.2 3D scan result

3.1.2 3D スキャンデータ修正と半裁

図 2 をみると、右翼に欠落がみられる。そのため 3D スキャナ付属ソフトウェアの Pixform Pro II を用いて、3D スキャンデータの編集を行った。3D スキャンデータは点の集合

体でできている。計算で用いる為には、閉じた形状にする必要がある。その為、サーフェイス化を行った。

主翼部などのデータが欠落した箇所や、垂直尾翼が傾いていたため修正を行った。全ての修正を終えた後、半裁モデルにしたものを図3に示す。

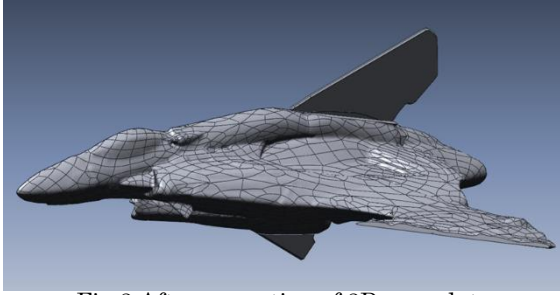


Fig.3 After correction of 3D scan data

3.2 計算範囲

計算範囲は機体全長をとして、主流方向 $7L$ 、高さ方向に $6L$ 、機体幅方向に $3L$ とする。また、機体前方から外部境界までの距離は $2L$ であり、機体後方から外部境界までの距離は $5L$ である。計算範囲を図4に示す。

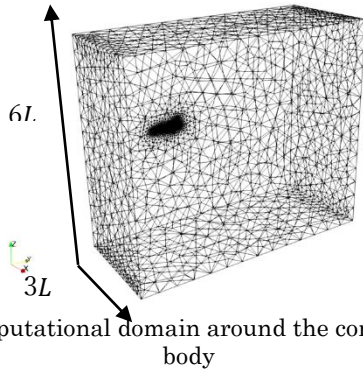


Fig.4 Computational domain around the complex shape body

3.3 境界条件

流入面を「in」、計算対象の機体を「draken」、対象面を「mirror」、流入面と反対側の面を「back」、計算対象から上の面を「upper」、計算対象から下の面を「under」、x軸手前の面を「side」とする。境界条件を表1に示す。

Table 1 Boundary condition.

境界パッチ名	
in	一様流
draken	滑り無し断熱壁条件
mirror	対称境界
back	外挿条件
upper	外挿条件
under	外挿条件
side	外挿条件

3.4 計算条件

計算条件は表2に示す。

Table 2 Calculation condition

支配方程式	圧縮性 Navier-Stokes 方程式
乱流モデル	Spalart-Allmaras
移流項	SLAU
収束計算・時間進展法	LU-SGS
空間勾配制限関数	Venkatkrishnan
空間勾配計算法	GLSQ
高次精度化	MUSCL
基準流れマッハ数	1
基準流れの静圧	101325[Pa]
基準流れの静温	288.15[K]
迎角	0

4. 結果・考察

計算結果を図5、図6に示す。図5、図6は機体半断面と翼まわりの結果を可視化したものである。

機体前方に衝撃波が立っていることがわかる。本計算結果は国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構が所有する流体解析ソフトウェア FaSTAR Ver.5.2.1 を利用する事により得られたものである。

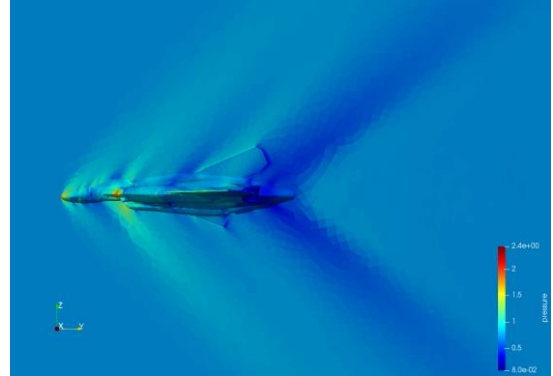


Fig.5 Pressure distribution

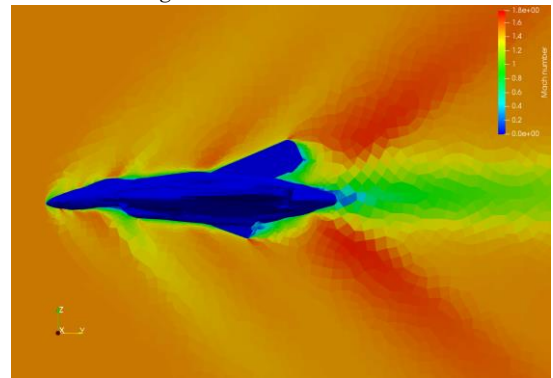


Fig.6 Mach number distribution

5. 結論

本研究では、複雑形状機のデータ取得から計算格子生成、圧縮性流体の CFD の実行までを含めた統合数値解析環境を構築することを行った。複雑形状機の CFD は背景で述べた通り、計算が不安定になりやすいが、条件を徐々に変更していくことで可能である。

参考文献

- (1) K. YASUE, K. SAWADA, "CFD Analysis of Wind Tunnel Model Accounting for Model Deformation Effect" 第23回数値流体力学シンポジウム, 1997
- (2) D. C. Wilcox, "Turbulence Modeling for CFD," DCW Industries, Inc., 2006.
- (3) E. Shima, K. Kitamura, "Parameter-Free Simple Low-Dissipation AUSM-Family
- (4) Scheme for All Speeds," AIAA Journal, Vol. 49, No. 8, pp. 1693-1709, 2011.
- (5) V. Venkatakrisnan, "Convergence to Steady State Solutions of the Euler Equations on Unstructured Grids with Limiters," Journal of Computational Physics, 118, pp. 120-130, 1995.