

模型変形による空力特性変化の数値計算コード構築

Code Development of Numerical Calculation for Changes in Aerodynamic Characteristics due to Model Deformation

航空宇宙工学コース

航空エンジン超音速流研究室 1235106 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学 (Computational Fluid Dynamics 略称: CFD) が発達してきた。実際の航空機開発の現場においても、風洞を利用した航空機模型の空力特性の計測試験と同時並行で CFD が実行され、相互補完的に活用されている。また、航空機の空力設計に CFD を適応することで、設計開発コストの低減や空力特性の高性能化に関する知見も獲得できることから今後の更なる活用が期待されている。

巡航飛行時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は、その空力計測結果を解析するために、CFD から得られる数値流れ場データが必要不可欠である。しかし、高レイノルズ数の遷音速流れを風洞試験するためには通常の低速風洞よりも圧力を上昇させなければならない。その結果、より高压な流体が模型に衝突して淀み、局所圧力がさらに高くなることで強い荷重が加わり模型が変形してしまう。本来得たい初期の模型形状の空力特性とは異なる。こういった模型変形の影響を、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⁽¹⁾。

本研究では、模型変形による空力特性の変化を計算格子生成から圧縮性流体の CFD と構造計算実行までを含め、解析できる統合数値計算環境を構築する。模型変形前後での空力特性の変化、迎角による変形量や空力特性の変化量の違いについて考察することを目的とする。

2. 数値計算法

計算手法として流体計算では、宇宙航空研究開発機構 (JAXA) で開発された高速圧縮性流体解析ソルバである FaSTAR⁽²⁾ を用いる。構造計算では、有限要素法を主体とした解析ツールである ANSYS を用いる。その数値計算法をまとめる。

2.1 流体計算支配方程式

三次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式を用いた。

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

乱流モデルには Spalart-Allmaras を用いた。FaSTAR では、オリジナルのモデルから強制遷移に関する f_{t2} の項を省略した SA-noft2 を採用する。空間離散化には、有限体積法のセル中心法を採用する。非粘性流束の評価には、AUSM 族の全速度スキームである SLAU 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、Venkatakrishnan リミタによって数値振動を抑制する。時間積分法には、LU-SGS を用いる。

2.2 構造計算支配方程式

線形材料に対する以下の定式化によって、模型表面に作用する圧力応力とひずみを関連づける。

$$\sigma = D \epsilon^{el} \quad (2)$$

ここで、

$$D^{-1} = \begin{bmatrix} 1/E_x & -\nu_{xy}/E_x & -\nu_{xz}/E_x & 0 & 0 & 0 \\ -\nu_{yx}/E_y & 1/E_y & -\nu_{yz}/E_y & 0 & 0 & 0 \\ -\nu_{zx}/E_z & -\nu_{zy}/E_z & 1/E_z & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/G_{xy} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G_{yz} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G_{xz} \end{bmatrix}$$

である。

計算手法は静的線形構造計算で、そのソルバは ANSYS 搭載の Newton-Rapson 法による Mechanical APDL を使用する。

3. 数値計算

3.1 計算対象

本研究では、計算対象として風洞標準モデルである AGARD-B を使用した。AGARD-B は公開された実験データが豊富であることから、構築した計算環境の結果と実験データを比較しやすいことから選定した。図 1 に計算対象を示す。計算量削減のために半裁モデルとしている。

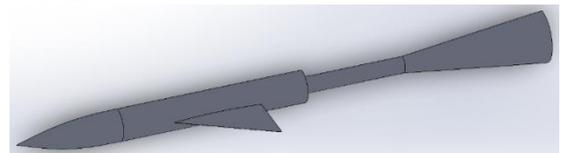


Fig.1 Half-cut model of AGARD-B

3.2 流体計算条件

AGARD-B の模型全長は 1.154m である。流体計算範囲はその周囲に、x 方向に 0.75m、y 方向に 2m、z 方向に 4m とった。計算領域と格子を図 2 に示す。衝撃波が外側の流入境界に触れないだけの広さとした。

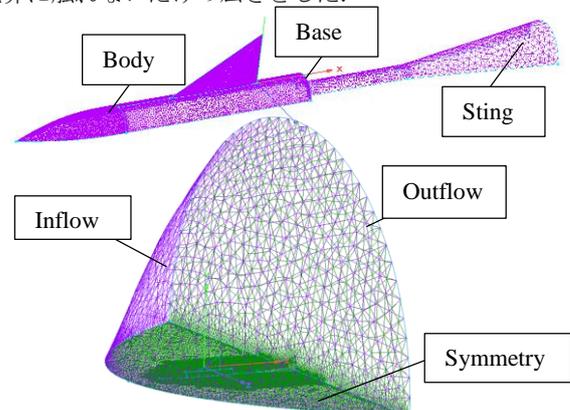


Fig.2 Numerical domain and grid

Table 1 Boundary conditions

| Boundary surface | Boundary condition |
|------------------|--------------------|
| Inflow | Uniform flow |
| Outflow | Extrapolation |
| Symmetry | Symmetry Y plane |
| Body | No Slip wall |
| Base | No Slip wall |
| Sting | No Slip wall |

Table 2 Inflow conditions

| | Angle of attack [degree] | Mach number[-] | Total temperature [K] | Total pressure [kPa] |
|-------|--------------------------|----------------|-----------------------|----------------------|
| case1 | 0.1 | 1.4 | 273.9 | 167.1 |
| case2 | 2.2 | | | |
| case3 | 4.3 | | | |
| case4 | 6.4 | | | |
| case5 | 8.45 | | | |
| case6 | 10.65 | | | |
| case7 | 14.9 | | | |

図 2 に対応した境界条件を表 1 に、主流条件を表 2 に示す。今回 case1~7 の計算を行う。case1~3 まではほぼ変形しないことが知られているため、流体計算のみ行う。case4~7 は実験でも変形がみられた条件であることから流体計算後に構造計算を 3 回繰り返す。

3.3 構造計算条件

構造計算用の計算格子と境界条件を図 3 に示す。機体対称面と指示棒底面を固定、それ以外の機体表面を圧力分布荷重とする。

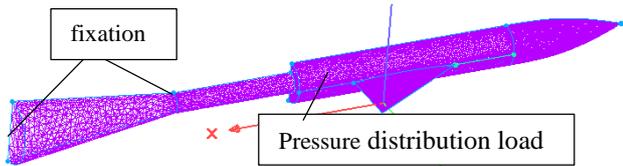


Fig. 3 Numerical grid and boundary condition

3.4 計算結果および考察

case7 の変形結果 z 方向(上向き)に 30 倍誇張して描いた図を図 4、case7 の変形後のマッハ数分布を図 5、各条件の C_L の計算結果を図 6 に、 C_D の計算結果を図 7 に示す。マッハ数分布は、迎角分マッハ角が z 方向上向きにずれる。構造計算を行った全ての条件において図 5 のように、翼端部から z 方向上向きの変形を確認した。翼端部は機体中心から最も離れた位置であることからモーメントが強いこと、また翼上下面での圧力差が大きいことから、より変形したと考えられる。また、迎角が大きいくほど大きく変形した。翼上下面での圧力差が大きいことに起因すると考えられる。

図 6,7 より、 C_L 、 C_D 共に変形後の方が減少していることがわかる。特に迎角が大きいくほど C_L 、 C_D の減少が大きい。変形した分、有効迎角の減少により C_L 、 C_D の減少につながる。このことから変形の大きい迎角の大きい条件ほど、より有効迎角の減少範囲が広がる為だと考えられる。

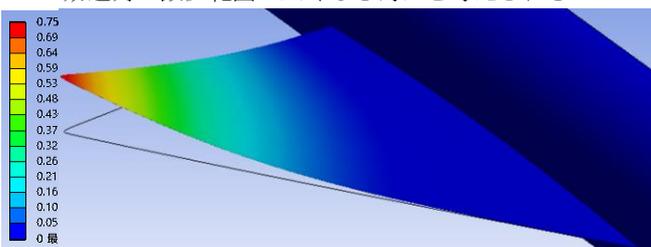


Fig. 4 case7 model deformation result

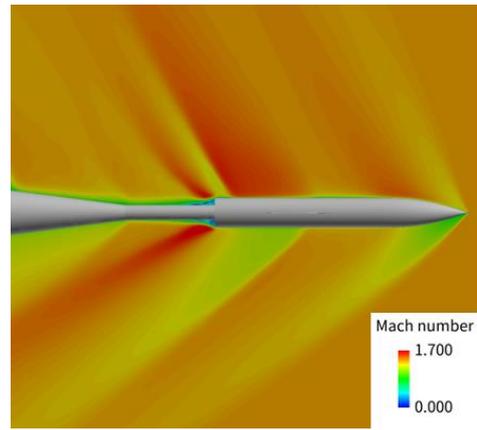


Fig. 5 case7 Mach number distribution

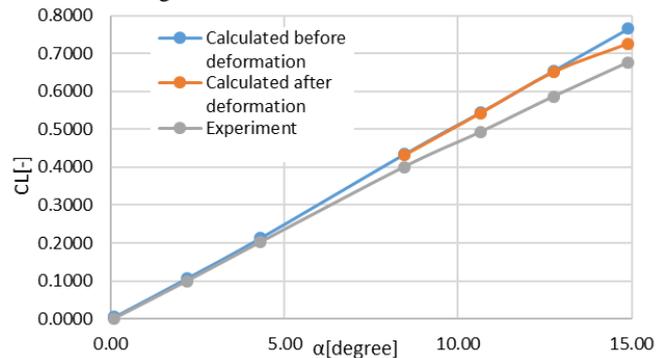


Fig. 6 $C_L - \alpha$ for all cases

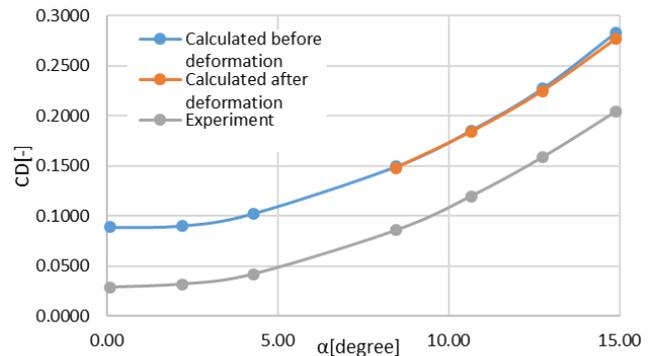


Fig. 7 $C_D - \alpha$ for all cases

4. 結論

模型変形による空力特性の変化に関して、模型周りの計算格子生成から圧縮性 CFD と構造計算実行までを含めた統合数値解析環境を構築した。作成した環境下における模型変形前後での空力特性の変化、迎角による変形量や空力特性の変化量の違いを解析可能であることを示した。

謝辞

本計算結果は宇宙航空研究開発機構が所有する高速流体解析ソフトウェア「FaSTAR」を利用することにより得られたものである。

参考文献

- (1) K.YASUE, "Study of High Order Discontinuous Galerkin Finite Element CFD Solver for Aerospace Applications" 東北大学大学院博士学位論文, (2010)
- (2) JAXA, "FaSTAR 理論マニュアル," (2014)