

1D14 直交格子を用いた低レイノルズ数領域における NACA0012翼周りの流れ場の数値シミュレーション

○墨凌汰, 岡本淳志, 山田貴史（津山工業高等専門学校）

Numerical Simulation of the Flow Field around NACA0012 Airfoil in the Low Reynolds Number Region
using Cartesian Grids

Ryota Sumi, Atsushi Okamoto, Takafumi Yamada (National Institute of Technology, Tsuyama College)

Key Words : Cartesian Grid, Low Reynolds Number Flow, CFD, UTCart

Abstract

This study conducts numerical simulations of the flow field around NACA 0012 airfoil under low Reynolds number conditions using the UTCart solver, which adopts Cartesian grids and compressible RANS equations. Simulations were performed for both Earth ($Re = 3.0 \times 10^6$) and Martian ($Re = 1.2 \times 10^4$) atmospheric conditions over angles of attack from 0° to 20° . Initially, the results showed discrepancies from experimental data at high angles of attack. To address this, improvements were made by switching the turbulence model from Spalart-Allmaras to SST $k-\omega$ transition, increasing spatial accuracy to fourth-order, refining the near-wall mesh resolution (achieving $y^+ \leq 1$), optimizing time integration, and enhancing parallel computation. These modifications led to significantly improved agreement with experimental results, especially under Martian conditions. The findings demonstrate the effectiveness of UTCart in simulating low Reynolds number flows and its potential to complement and extend previous studies conducted using OpenFOAM.

1.はじめに

1971年にソ連のマルス(Mars)3号が火星に着陸して以来、火星探査は各国の宇宙機関により継続的に行われ、今日までに数多くの探査機が火星へと送り込まれてきた。これらのミッションを通じて得られた膨大なデータは、火星の地質構造、大気の組成など、さまざまな化学的知見をもたらしている。

こうした流れの中、国際宇宙探査協同グループ(ISECG)は2030年頃に有人火星探索を目標に掲げて⁽¹⁾おり、火星はその地球に類似した環境特性から、様々な観点で関心の高い惑星として重要視されている。

従来の火星探査では、周回衛星や探査車両が主に用いられてきたが、それらには観測範囲や解像度に限界がある。これを補う手段として、近年では火星探索用航空機の導入が検討されている⁽²⁾。航空機による探査は、火星表面の地形に左右されることなく広域かつ詳細な観測が可能である点で優れているが、その運用には火星特有の低密度・低レイノルズ数環境における翼周りの流れ場を適切に理解する必要がある。

筆者が所属する研究室では、先行研究⁽³⁾として、OpenFOAMを用いて、火星環境を想定した低レイノルズ数領域におけるNACA 0012翼周りの流れ場の数値シミュレーションを行ってきた。

本稿では、直交格子を用いて効率よく計算できる東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻の今村太郎先生によって開発されたUTCartの2D版を用いて、同条件での数値シミュレーションを行い、それらの結果について比較検討を行う。

2.解析方法

2.1 支配方程式

本研究で用いるUTCartの支配方程式は、圧縮性Navier-Stokes方程式(RANS形式)であり⁽⁴⁾、質量保存則(1)、運動量保存則(2)、エネルギー保存則(3)と表すことができる。

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u}) = 0 \cdots (1)$$

$$\frac{\partial (\rho \mathbf{u})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u} \times \mathbf{u}) + \nabla p = \nabla \cdot \boldsymbol{\tau} \cdots (2)$$

$$\frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot [(\rho E + p) \mathbf{u}] = \nabla \cdot (\boldsymbol{\tau} \cdot \mathbf{u}) - \nabla \cdot \mathbf{q} \cdots (3)$$

ここで ρ は空気の密度、 \mathbf{u} は速度ベクトル、 p は圧力、 $\boldsymbol{\tau}$ は粘性応力テンソル、 ρE は全エネルギー密度、 \mathbf{q} は熱伝導フラックスとする。

2.2 乱流モデル

本研究では、基本的に乱流を解くため、RANS(レ

イノルズ平均ナビエ・ストーク方程式)を用いる。
RANSでは、瞬時の物理量を「平均値」と「揺らぎ成分」に分けるレイノルズ分解を行い、平均化されたナビエ・ストークス方程式を導く

$$\phi = \bar{\phi} + \phi' \dots (4)$$

この平均化により新たに現れるレイノルズ応力 ($\overline{u_i' u_j'}$) が未知項であるため、方程式は閉じない。これを解決するために、Boussinesq 近似⁽⁵⁾を用いる。この近似は、乱流の応力を平均速度の勾配で近似し、以下のようにモデル化する。

$$\overline{u_i' u_j'} = \frac{2}{3} k \delta_{ij} - \nu_t \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \dots (5)$$

ここで、 ν_t は渦動粘性係数で、流れの状態により変化する。これにより、RANS方程式が平均速度と圧力のみで解けるようになる⁽⁶⁾。

また、本研究では計算に、以下の2つの乱流モデルを使った。

1つ目は、UTCartにて基本的に用いられるトリップ項を除いた Spalart-Allmaras 乱流モデル⁽³⁾である。また、2つ目は、UTCartでは、後から拡張機能として追加することができる、SST $k-\omega$ 遷移モデルである。

Spalart-Allmaras モデルの特徴は、1方程式型であり、構造が単純で計算負荷が小さく、完全乱流の予測に広く用いられるが、層流から乱流への遷移を含む流れでは遷移現象をモデル化していないため再現性が低い。

一方、SST $k-\omega$ 遷移モデルは、乱流エネルギー k 、比散逸率 ω 、遷移率 γ 、遷移レイノルズ数 Re_θ の4変数を用いる複雑なモデルであり、構造が複雑で計算負荷が大きい、境界層遷移位置や剥離点の予測精度が高い。

2.3 解析モデル

本研究では、先行研究と同じで、NACA0012翼型を用いる。形状は以下の式によって定義される。⁽⁷⁾

$$\begin{aligned} \pm y = & \frac{t}{0.20} (0.29690\sqrt{x} - 0.12600x \\ & - 0.35160x^2 + 0.28430x^3 \\ & - 0.10150x^4) \dots (4) \end{aligned}$$

t は最大翼厚さを表していて本研究では、解析モデルを翼弦長を1mとした。

2.4 メッシュ生成

UTCartは、階層型格子生成の機能を有し、複雑な形状に対しても直交格子を用いて高精度な分析を行うことができる。

UTCart の格子生成部は、バウンドリーボックス付き二分木 (binary tree) 型線切り表現をベースに、

直交格子を階層的に割り組む方式⁽⁸⁾であり、格子の初期生成はルートセルから開始し、体端の線切り情報に基づいて「fluid」「wall」「body」の3種類に区分される。

この分類は、物体外部のセルをfluid、物体と交差するセルをwall、物体内部のセルをbodyと判定する基本ルールにより、合理的な幅の格子分割を実現し、内部では特定の級数まで分割を繰り返すことにより生成される⁽⁹⁾。さらに、隣接するセルサイズの比を制限して格子の連繋性を保つための手段も実装されており、親和性のある階層的格子データ構造を実現している⁽⁴⁾。

その後(格子分割が完了した段階で)、壁面の線切りステップを適切に表現するため、Image Point

(IP) 法が用いられる。これは、壁面セルの法線上にイメージ点を配置し、その点で物理量を補間して疎示的境界条件を与える方法であり、基本方向として高精度な壁面条件の描写が可能となる⁽¹⁰⁾。

2.5 解析条件

解析条件は、RANS(2。2参照)にて地球環境

($Re=3.0 \times 10^6$ 、マッハ数0.14)と火星環境

($Re=1.2 \times 10^4$ 、マッハ数0.06)にて、迎角を $0^\circ \sim 20^\circ$ の間で変化させて揚力係数 C_l を計算した。

初期の計算コストを抑えた条件で解析を行なった結果、 8° 以降の数値が文献値と大幅に異なっていた(図1)。この結果を受けて、以下の5点を変更して計算を行ったところ、(図2)の様に計算に要する時間は長くなったものの、実験結果との良い一致を示すようになった。

1. 支配方程式および乱流モデルの改善：初期設定では、乱流モデルとしてSpalart-Allmaras (SA) モデルを採用していたが、翼型周りの遷移現象を考慮するため、SST $k-\omega$ 遷移モデル (SST $k-\omega$ Transition) に変更した。これにより、特に中～高迎角域において揚力係数 (C_l) の文献値への一致性が向上した。
2. 空間精度および勾配評価の向上：従来の3次精度 (third-order) から4次精度 (fourth-order) へとスキームを変更した。これにより、境界層や剥離現象などの流れの微細構造の精度が向上した。
3. 境界層解像度の強化：壁面から遠方までのセル分布を細分化するため、cells_per_layerの値を増やし、Image Point (IP) 法の補間精度も維持した。結果として、壁面直近の流れを適切に解像し、 $y^+ \leq 1$ の条件を満たす解析格子の構築が可能となった。
4. 数値安定性と収束性の向上：時間積分手法と

してMFGSからLUSGSに変更し、時間ステップ幅を適切に調整することで、計算安定性が改善された。特に高精度モデルでの収束性が大幅に向上し、収束までの時間短縮が実現された。

5. 並列化による計算効率の最大化： 使用するプロセス数（number_of_domains）を14に設定し、実行時のMPI並列数と一致させたことで、計算資源を最大限に活用できるようになり、実行時間の大幅短縮が達成された。

3. 結果と考察

3.1 計算コストを抑えた条件での、地球環境の C_l の計算結果と実験値の比較

UTCartによる地球環境($Re = 3.0 \times 10^6$)での揚力係数の計算結果とNASAによる風洞実験⁽⁷⁾の結果を比較したものを図1に示す。迎角は、2. 4にて示したように、 $0^\circ \sim 20^\circ$ の 1° 刻みで変化させて計算を行った。

迎角が $0^\circ \sim 7^\circ$ まではかなり実験値に沿った数値が出ていたが、実験値では 17° 付近で減速が始まっていたのに対し、 8° で既に減速が始まっていた。

考えられる原因としては、3つあり、1つ目が使用している乱流モデルがSpalart-Allmarasモデルであることである。これは、SAモデルが完全乱流モデルであるために、層流から乱流への遷移現象を再現できず、剥離が実際より早く起きてしまい、その結果、 C_l の計算値が実験値よりも小さくなったと考えられる。

2つ目が、空間精度の低さである。初期設定では計算コストを抑えるため、third-orderとなっていたので、誤差が発生した可能性がある。

3つ目が、壁面における第一格子点の距離(y^+)が大きすぎた可能性である。これにより、壁面近傍の速度勾配・摩擦抵抗の評価精度が低下し、大きな誤差が生じた可能性が考えられる。

これらの原因を解決するため、2. 5で示した計算コストの高い条件に変更した。

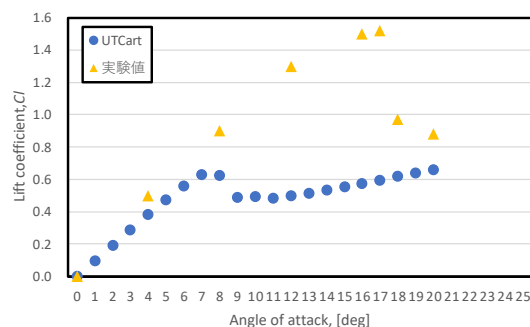


図1 改良前の地球環境での揚力係数

3.2 計算コストの高い条件での、地球環境の C_l の計算結果と実験値の比較

改良前は、 C_l のピークが $7^\circ \sim 8^\circ$ であったのに対し、改良後は 15° 付近に来ていることが分かる(図2)。迎角が 12° 以下の条件では、実験との良い一致が見られたのに対し、 $12^\circ \sim 20^\circ$ の間では、実験値と計算結果に違いが見られる。

特に高迎角で実験値との違いが見られたことから、さらにメッシュを細かく切る必要や、収束に時間がかかることから、イタレーションの回数を増やすことなどが考えられる。

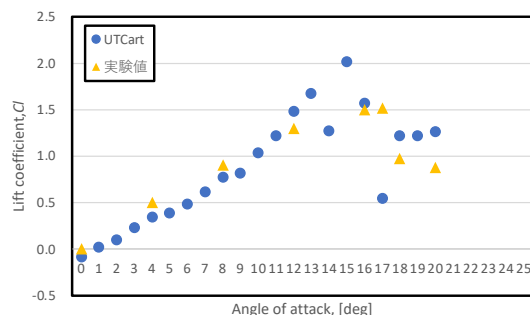


図2 改良後の地球環境での揚力係数

3.3 火星環境(低レイノルズ数条件)での C_l の計算結果と実験値の比較

図3は、火星環境($Re = 3.0 \times 10^6$)条件下で迎角を $0^\circ \sim 20^\circ$ の間で 1° ずつ変化させて C_l を計算した場合の結果と大竹氏らの実験結果⁽¹¹⁾との比較である。

図3より本計算と実験結果に比較的良好な一致が見られることがわかる。この計算結果は、初期状態の改良前のコードによるものであるため、低レイノルズ数領域の解析において、UTCartは有力な計算ツールであると言える。

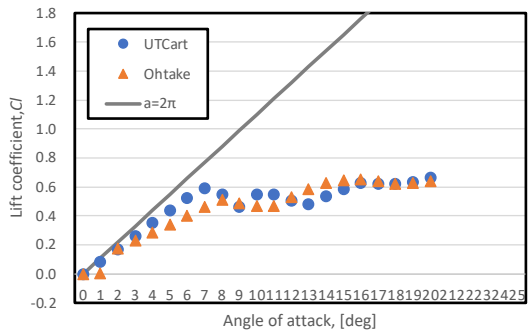


図3 火星環境での計算結果とその比較

4.終わりに

本研究では、UTCartを用いてNACA0012翼周りの流れについての解析を行なった。その結果、UTCartの解析結果は、特に火星環境を模擬した低レイノルズ数領域において、実験結果と良好な一致を示し、その有意性を示すことができた。

参考文献

(1) 国際宇宙探査協働グループ、国際宇宙探査ロードマップ(2013)、p。4。

(2) 大山 聖、火星探査航空機 WG 成果報告書

(3) 岡本淳志、山田貴史、火星環境を想定した低レイノルズ数領域における NACA 0012翼周りの流れ場の数値シミュレーション

(4) 玉置義治、今村太郎、3次元複雑形状周りのRANS解析へ向けた直交格子ソルバ UTCartの機能拡張、p149

(5) C。D。 ARGYROPOULOS、 N。 C。 MARKATOS、 RECENT ADVANCES ON THE NUMERICAL MODELLING OF TURBULENT FLOWS、 Applied Mathematical Modelling、 Vol。 39、 2015、 pp。 698–699。

(6) C。D。 ARGYROPOULOS、 N。 C。 MARKATOS、 RECENT ADVANCES ON THE NUMERICAL MODELLING OF TURBULENT FLOWS、 Applied Mathematical Modelling、 Vol。 39、 2015、 pp。 699。

(7) Eastman N。 Jacobs、 Kenneth E。 Ward and Robert M。 Pinkerton、 The Characteristics of 78 Related Airfoil Sections from Tests in the Variable- Density Wind Tunnel、 NACA Report No。 460、 1935

(8) 玉置義治、今村太郎、3次元複雑形状周りのRANS解析へ向けた直交格子ソルバ UTCartの機能拡張、p147

(9) 玉置義治、今村太郎、3次元複雑形状周りのRANS解析へ向けた直交格子ソルバ UTCartの機能拡張、p148

(10) 玉置義治、今村太郎、3次元複雑形状周りのRANS解析へ向けた直交格子ソルバ UTCartの機能拡張、p151

(11) IRA H。 ABBOTT、 ALBERT E。 VON DOENHOFF、 THEORY OF WING SECTIONS INCLUDING A SUMMARY OF AIRFOIL DATE、 p。 462