

# 飛翔体の離着陸時における流れのシミュレーション

数理・情報科学専攻 情報科学コース 宮脇 梓 (指導教員: 河村 哲也)

## 1. はじめに

2008年2月から3回に分けて、日本の実験モジュール「きぼう」がケネディー宇宙センターから打ち上げられる。実験モジュールの取り付けが完成すると、日本人もISSで長期滞在が可能になるため、日本人宇宙飛行士が、地球とISSを往き来する機会は格段に増加するであろう。そのために、日本の宇宙業界は、日本版スペースシャトルの開発を目指している。現在の航空機・宇宙輸送機の開発では、技術的、コスト的にも風洞試験だけでは制約が大きいため、並行して数値シミュレーションが頻繁に利用されている。また、コンピュータの計算能力が、現在2倍/18ヶ月というハイペースで向上しており、今後更に、数値シミュレーションの役割は大きくなりつつある。そこで今回は、様々な輸送機の中でスペースシャトル型の飛行物体の離着陸時を様々な状況を想定してシミュレーションし、この時の機体周りの流れを検証することにした。



Fig.1 飛行中のスペースシャトル(JAXA.H.P.より)

## 2. 現象のモデル化

本研究ではスペースシャトル周りの流れを観察するため、直方体型の三次元空間領域を考えた。



Fig.2 計算領域



Fig.3 立体モデル

## 3. 格子生成

格子は、x方向:192、y方向:96、z方向:96とした。物体周りが密となるような不等間隔直交格子を用いた。

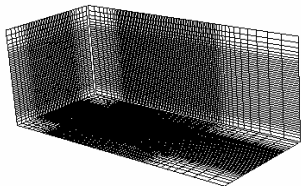


Fig.4 計算格子

## 4. 計算方法

### 4-1. 基礎方程式

着陸時ではシャトル周りの流れを非圧縮性の流体の流れとして扱うことができる。質量保存を表す連続の方程式(1)、非圧縮性Navier-Stokes方程式(2)を支配方程式として解いた。

$$\nabla \cdot \mathbf{V} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \mathbf{V}}{\partial t} + (\mathbf{V} \cdot \nabla) \mathbf{V} = -\nabla P + \frac{1}{\text{Re}} \Delta \mathbf{V} \quad (2)$$

$\mathbf{V} = (u, v, w)$ : 速度ベクトル  $P$ : 圧力  $\text{Re}$ : レイノルズ数

本研究では、MAC法を用いた。MAC法は速度・圧力について直接Navier-Stokes方程式を解くため、3次元問題にも適用でき、境界条件が課しやすい。

### 4-2. 差分法

基本方程式の差分化を行う。差分近似には、時間微分に関して前進差分、空間微分に関して中心差分を用いた。速度の計算には、高レイノルズ数においても安定した計算ができるように、Navier-Stokes方程式の非線形項は、3次精度上流差分法(3)を用いて近似した。

$$f \frac{\partial u}{\partial x} \sim f \frac{-u_{i+2} + 8(u_{i+1} - u_{i-1}) + u_{i-2}}{12\Delta x} + \frac{|f|}{12} \frac{u_{i+2} - 4u_{i+1} + 6u_i - 4u_{i-1} + u_{i-2}}{\Delta x} \quad (3)$$

### 4-3. 境界条件

スペースシャトルは非常に複雑な形状をしているため、格子生成が容易ではない。そこで今回は、Maskという配列を利用した。

Maskには、シャトル内部を0、それ以外を1という値をもたせる。そしてシャトルがない状態を仮定して、領域内で流れを計算し、その結果に、Maskをかけることによりシャトルを表現する。

これにより、計算したい流体部分はそのまま値が残り、シャトル内部の圧力・速度が0になる。最後に境界を読み取り、圧力の境界条件を課す。

この方法の利点は、直交格子を用いているため、複雑な形状であっても短時間に計算格子を生成でき、格子点の物体内外判定が容易な点である。

一方、問題点として、格子を細かくとっても凹凸ができてしまい、滑らかな曲面を再現するのが困難な点があげられる。そのため、摩擦抵抗が大きくなり、結果的に粘性の高い流体に対する計算になる。

今回は、物体表面に速度を与え、表面摩擦を強制的に小さくし流体を流れやすくすることにより、この問題点を改善することを試みた。

直方体側面、胴体の後ろは無限遠まで続いているとして流出境界とした。着陸時のみ、底面は地面であるためNon-Slipとしている。

## 5. 計算結果

### 5-1. 円柱周りの流れ

本研究で用いた方法の有効性を確認するため、最もシンプルなモデルである円柱周りの流れのシミュレーションを行った。

物体表面上の速度を、隣接する流体側の格子速度の85%として計算した。

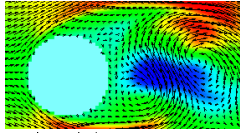


Fig.5 表面速度0のベクトル

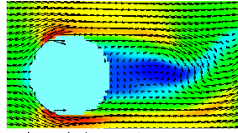


Fig.6 表面速度を与えたベクトル

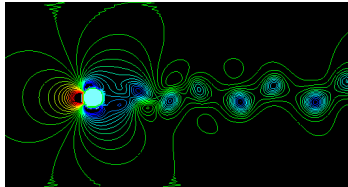


Fig.7 円柱周りの圧力分布

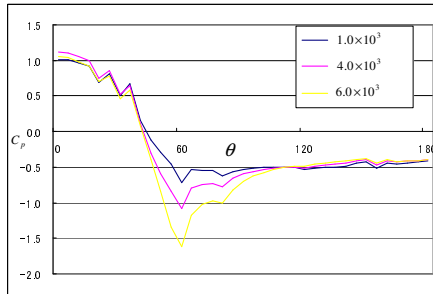


Fig.8 レイノルズ数による円柱周りの圧力分布の変化

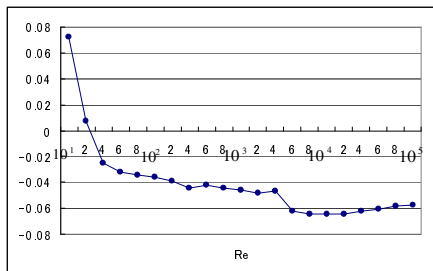


Fig.9 レイノルズ数による円柱周りの抗力の変化

Fig.5は表面速度を0、Fig6は表面速度を与えて計算した速度ベクトルである。速度を与えた方が、剥離点が後方に移動している様子が見られる。

円柱周りの圧力分布は、レイノルズ数が $6.0 \times 10^3$ の時に大きく変化した。また、抗力も同じレイノルズ数の時に変化が最も大きくなった。

変化した時のレイノルズ数の値は実験値( $\sim 10^5$ )とは異なるが、その原因は格子数が少ないためであると思われる。しかし、障害物の表面に速度を与えたことで、レイノルズ数による変化が見られ、また変化の仕方も圧力、抗力ともに実験と定性的に一致した。

### 5-2. スペースシャトル周りの流れ

5-1の結果を踏まえてスペースシャトル周りのシミュレーションを行った。

本研究では、上記の方法を使って、飛行中の仰角や、着陸時の地面からの距離によってどのように流れが変化するかをシミュレーションした。

Fig.10, 11は、仰角が10、20度での対称面内( $y=0$ )の粒子の流れを表した図である。

Fig12, 13は、仰角が10、20度の時の圧力分布の変化である。Fig14, 15は、それぞれ地面からの距離がスペースシャトル全長の4.6%、3.6%の時の等圧線図となっている。

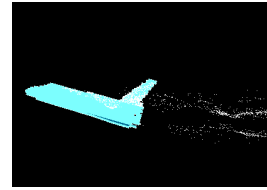


Fig.10 仰角10

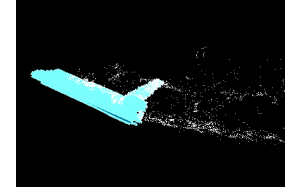


Fig.11 仰角20度

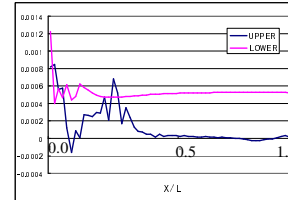


Fig.12 仰角10度の圧力分布の変化

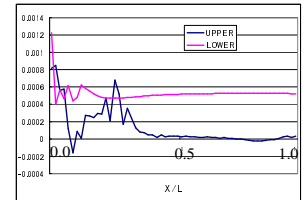


Fig.13 仰角20度の圧力分布の変化

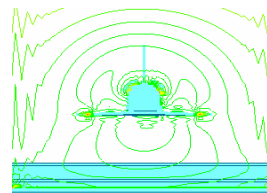


Fig.14 4.6%の時の等圧線図

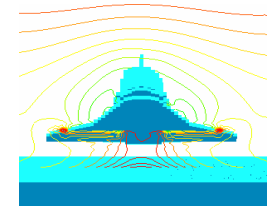


Fig.15 3.6%の時の等圧線図

スペースシャトル周りの流れは、仰角を与えた場合、翼の上下で圧力差が大きくなった。

地表面の影響を考えた場合は、地面に近いほど、スペースシャトルとの間に等圧線が密集し圧力差ができた。

仰角が大きいほど、また地面に近いほど揚力が大きくなっていることがわかった。

## 7. まとめと今後の課題

本研究では、スペースシャトルまわりの流れのシミュレーションを行い、仰角の違いや、地表面の有無により流れや力がどのように変わるかを調べた。

その結果、実験と定性的に一致したため、本研究で用いた計算手法は妥当だと考えられる。

今後の課題として、障害物表面上の速度の与え方を改良し、より実験値に近い圧力、抗力を求め、更に精度の高い方法を迫っていきたい。また、今回用いた方法を利用して、空気を圧縮の流体として扱い、高速飛行中のスペースシャトル周りの流れをシミュレーションしていきたいと思う。

### 謝辞

本研究を行うにあたり、ご尽力くださいました指導教員の河村先生に深く感謝いたします。

### 参考文献

- [1]河村哲也：“流体解析II”、朝倉書店、2002
- [2]安藤常世：“流体の力学”、培風館、2004
- [3]牧野光雄：“航空力学の基礎”、産業図書、1991
- [4]万代菜々子：“スペースシャトル周りの流れ”、お茶の水女子大学卒業論文、2004
- [5]山本光行、伊藤良三：“HOPEの空力設計解析”、2000
- [6]大山聖、藤井孝蔵：“なかれ” 24 pp.289—pp.296、2005
- [7]Herman Schlichting(1968)：“Boundary Layer Theory 6th Edition”、McGraw-Hill
- [8]河村哲也、久保昇三：“地面効果翼機まわりの流れの数値シミュレーション”、第6回航空機計算空気力学シンポジウム論文集、1988
- [9]長友信人：“宇宙飛行機 スペースシャトルを越えて”、丸善株式会社、1987