

超音速流中にある円錐模型周りの温度分布シミュレーション

Temperature distribution simulation around the cone model in supersonic flow

学生氏名 木村 駿斗

指導教員 教員氏名 廣瀬 裕介

サレジオ工業高等専門学校 機械電子工学科 流体研究室

キーワード：OpenFOAM, 超音速旅客機

1. はじめに

近年、超音速旅客機の開発が著しい。実用化には、経済的であり、環境に優しく、静寂性が高く、高い安全性である必要がある。超音速流中において、機体の先端部分は空力加熱により温度や圧力が急激に上昇する[1]ため、現代の旅客機より機体表面の温度分布を考慮する必要がある。

本研究では、前述の通り機体の温度分布に着目し、超音速流中にある機体模型の温度分布の可視化を目的とする。超音速流中の温度分布計測実験は設備や模型の費用がかかるだけでなく、計測可能な時間が短いため、今回はコンピュータを使ったシミュレーションを実施する。本稿では、機体模型に模した円錐模型周りの超音速流を解析し、その結果を示すことを目的とする。

2. 理論

超音速は空気中(媒質中)で移動する物体と空気中(媒質中)の相対速度が、音速と同じ速度、および音速を超える速度である。物体の速度がマッハ数 0.3 以下の場合、非圧縮性流体と扱い、物体の速度がマッハ数 0.3 以上の場合、圧縮性流体として扱う[2]。本研究では、超音速で解析するため、圧縮性流体として扱う。本研究では、OpenFoam を用いて解析を行う。基礎方程式は、以下に示す連続の式(1)と運動方程式(2)である。

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

$$\frac{\partial \rho u}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u u) = -\nabla p + \nabla \cdot [\mu \{ \nabla u + (\nabla u)^T \}] - \nabla \cdot (\frac{2}{3} \mu \nabla \cdot u) \quad (2)$$

ここで、 ∇ は 3 次元領域におけるベクトル微分演算子、 t は時間、 p は圧力、 u は流速、 ρ は密度、 μ は粘性係数である。

3. 解析方法

解析を行うにあたって模型の作成をしなければいけないため、Autodesk Inventor を用いて、図 1 のような直径 0.352m、長さ 3m の円錐の設計を行う。境界条件は xsim を用いて設定する。高圧部と低圧部による圧力差を発生させ、超音速流を流すため、初期条件の速度を 0m/s、円錐を静止壁、流入部分を流速 0m/s、流出部分を自然流入出、高圧部(XMin)を 0.9MPa、低圧部(XMax)を 0.1MPa とした。本研究では、解析時間短縮のため、並列数を 10 に設定し、0.05 秒ごとに記録を行うように設定した。図 2 は xsim で設定した検査領域である。解析用ソルバは rhoPimpleFoam を使用し、解析後に並列解析したデータを合成するため、reconstructPar を実行する。

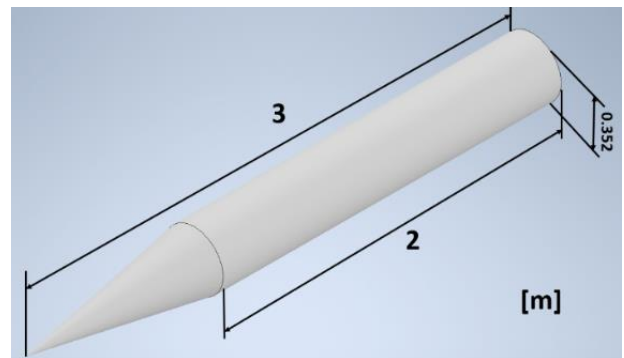


図 1 円錐の寸法

4. 結果

解析が完了したら paraView を使用して解析結果を表示する. 3次元で表示された結果を見やすくするため, 3次元から Z 方向の領域を消去し, 2次元に変更する. 図3, 図4, 図5に結果をまとめた. 流動開始0秒から0.005秒, 0.01秒, 0.015秒後までの温度, 流速, 圧力の解析結果を示している. 数値が高いと赤色, 温度が低いと青色で示している. 図3より赤色の領域が図の左から右に移動していることが確認できる. これは高圧ガスが検査領域内を流動する際に発生する衝撃波である. 衝撃波が発生する領域では気体が圧縮されるため, 温度が高くなっている. また, 模型の頂点周りの温度が周囲の温度よりも高い様子が確認できる. これは, 円錐頂点から衝撃波が発生していることから発生する温度差であると考えられる. 図4より円錐の後方の流速が周りに比べて低速であることがわかる. 図5より圧縮波の影響で円錐の先端部分の圧力が20kPaに高く, 後方の圧力は80kPa低くなっていることがわかる.

5. まとめ

本研究では, openFoam を用いて超音速流中にある模型の温度分布シミュレーションを実施した. 解析結果は paraView を用いて可視化することに成功した. また, 流速速度が音速を超えると円錐の後方部分の温度が高くなることがわかった. 今後は高圧部と低圧部の圧力差をなくし, 流速速度を音速以上に上昇させ, 模型の熱伝導率を変更し, 模型内部の温度分布を可視化する予定である.

参考文献

- [1] 大津宏敬, 大気圏突入飛行体の空力加熱の問題, 龍谷理工ジャーナル / 龍谷大学理工学会編, p15(2009)
- [2] 中村圭朗, 圧縮性流体力学, 中部大学 中村圭朗研究室, 流体力学のテキスト, p2(2014)

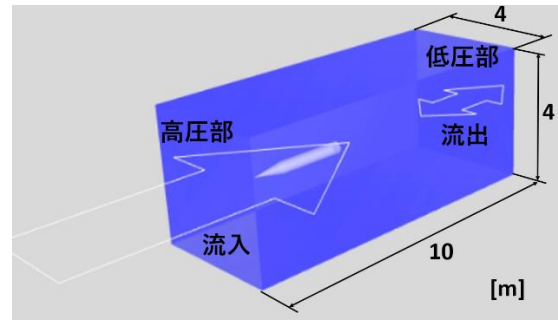


図2 検査領域の寸法

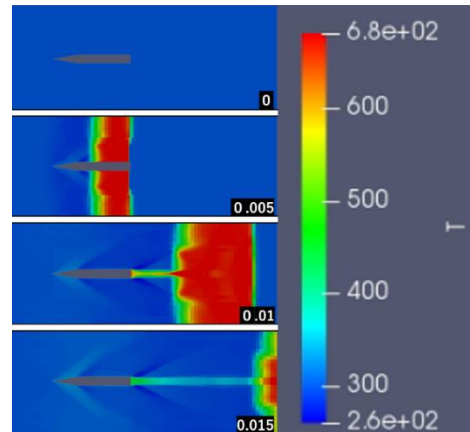


図3 温度の解析結果(単位: K)

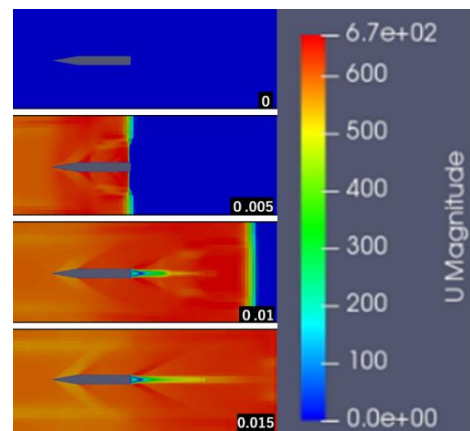


図4 流速の解析結果(単位: m/s)

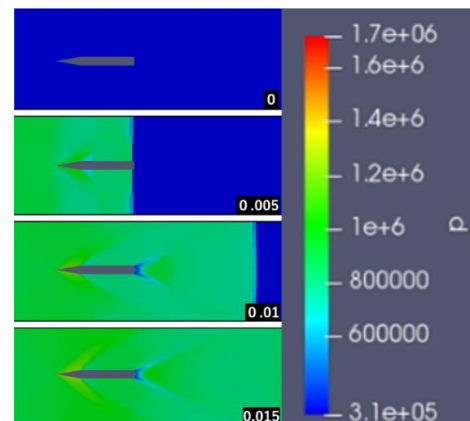


図5 圧力の解析結果(単位: Pa)