

# ラピッドプロトタイプ装置による極超音速風洞実験効率化と ウェイライダー形状設計への応用

学生証番号 66217 氏名 松本 達矢  
(指導教員 鈴木 宏二郎 准教授)

Key Words : Hypersonic Flow, Wind tunnel, Rapid Prototyping, Waverider

## 1. 緒言

近年、空気力学の研究において超音速流や極超音速流に関する研究が盛んに行われている。空気力学の研究は主に風洞を使用した実験的研究と、数値解析を利用した研究に大別される。計算機の発展により数値解析に関する研究が飛躍的に進歩し、研究過程において結果を得るまでのサイクルを「日」、さらには「時間」のオーダーさえも可能にした。一方で風洞実験は設計から実験模型作成、そして風洞実験を行うまでに少なくとも「週」や「月」のオーダーが必要であることが現状である。この結果を得るまでの時間のギャップが風洞実験と数値解析との間の連携の妨げとなっている。

そこで、本研究では模型作成過程においてラピッドプロトタイピングを導入し風洞実験の高効率化を図ることを目的とした。その際に極超音速飛行体として高揚抗比を実現しうる Waverider[1]に着目して、形状を設計しラピッドプロトタイプ装置を使用して作成した模型を用いて、極超音速風洞実験により正確な空力特性を得て Waverider が高揚抗比実現に有効であることを実証する。

## 2. 極超音速飛行体の設計

まず風洞実験に使用する極超音速飛行体を設計する。本研究では極超音速領域において高揚抗比の実現が可能である Waverider 形状に着目した。Waverider の特徴として、1) 主な揚力を腹側の衝撃波背後の気流圧縮領域から得ていること、2) 機体前縁は円錐から発生した斜め衝撃波と接しており、機体の腹側全体が気流圧縮領域になること、3) 機体背側は流れに平行であり、衝撃波は発生しないことの3つが挙げられる。設計には Waverider 理論と遺伝的アルゴリズムを融合させ空力特性及び形状を決定した。また、模型の作成時間短縮を狙い、図1に示すような機体背側が平らな Top Flat Conical-derived Waverider を採用した。

## 3. 極超音速飛行体模型の作成

作成した Waverider 形状データから 3DCAD データを作成し、その後ラピッドプロトタイプ装置を使

用して風洞模型を作成する。模型材料としてウレタン樹脂であるケミカルウッドと A5052 を使用した。ラピッドプロトタイプ装置には Modela MD-X20© 及び MD-X540S© (Roland 社製) を使用した。図2に作成した Waverider 模型例を示す。設計揚力係数は 0.05、抗力係数は 0.007 程度である。

## 4. 極超音速風洞実験

作成した Waverider 模型を風洞実験に使用する。実験目的は、1) 六分力較正天秤による力計測及び 2) シュリーレン写真撮影による衝撃波の可視化である。図3に風洞実験結果を示す。横軸は通風開始からの時間、縦軸は揚抗比、揚力係数、抗力係数である。通風開始後 10 秒後に気流内に模型を投入し 10 秒間迎角 0[deg] で固定する。その後 20 秒から 35 秒まで迎角 -4[deg] から 4[deg] までスイープさせた。迎角 0[deg] では理論揚力係数及び抗力係数とほぼ同様の値を得ることができた。また、Waverider 形状は設計迎角 0[deg] 以外の迎角で最大揚抗比を得る可能性を持つことが確認できる。

図4及び図5に実験結果のシュリーレン画像を示す。図4から発生した衝撃波角度は約 16[deg] であることが確認でき、理論衝撃波角度 15.7[deg] とよく一致する。また、図5より、前縁部の延長線上に衝撃波が発生していることが確認できる。理論と同様に、Waverider の前縁部に衝撃波が付着している様子が確認できる。

## 5. 数値解析との連携

実験結果の妥当性の検証の為に、作成した模型と同じ形状周りの流れの数値解析を行った。支配方程式は 3次元 N-S 方程式、時間方向は MFQS 法による 2段階時間積分を、空間方向は有限体積的に離散化する。セル境界線での数値流束の評価には、対流項は Yee の Symmetric TVD Scheme を、粘性項には 2次精度中心差分を用いた。格子点数は i 方向 91 点、j 方向 111 点、k 方向 81 点の約 81 万点である。図6に迎角 0[deg]、機体中央での等密度線図を示す。衝撃波角は約 16[deg] であり、理論値及び実験値と良い一致を示す。図7に実験では可

視化不可能なベース面の等密度線図を示す.R/L=0の場合に,前縁に衝撃波が付着していることが確認できる.また,前縁部に有限な厚みを持つR/L=1.0の場合には衝撃波が機体背側にも回り込むことが確認できる.また,形状設計から風洞実験までに要した時間と数値計算に要した時間を比較したものを表に示す.風洞実験では,実験結果を得るまでに8時間と数値計算と比較しても非常に短く風洞実験効率化を進めることができた.

6. 結言

本研究では,ラピッドプロトタイプ装置を用いて作成した風洞実験模型を用いて風洞実験を行った.得られた空力特性やシュリーレン写真の結果から,作成した模型はWaverider形状を正確に再現していることが確認できた.また,ラピッドプロトタイプ装置を風洞実験に適用することで実験結果を得るまでの時間オーダーを短縮し,風洞実験の効率化に成功した.この手法は極超音速飛行体形状のみにとどまらず,翼型などの風洞実験を行う上でも効果的であると考えられる.

7. 参考文献

[1] Maurice Rasmussen , ”HYPERSONIC FLOW “

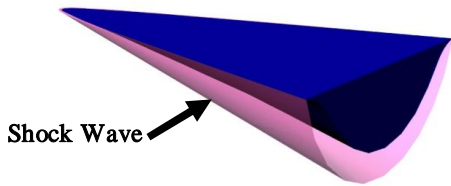


図 1 Top Flat Conical-derived Waverider



図 2 Waverider Model

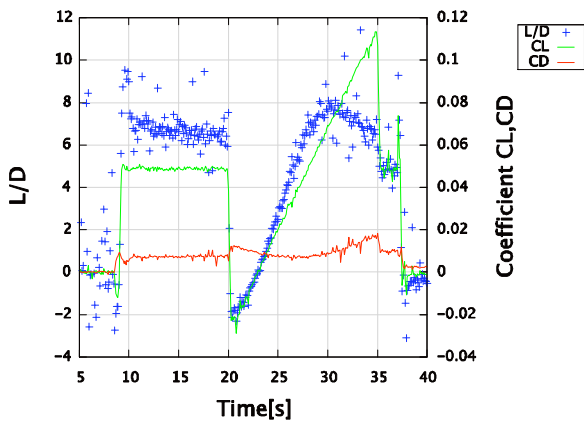


図 3 CL,CD,L/D vs. Time[s]

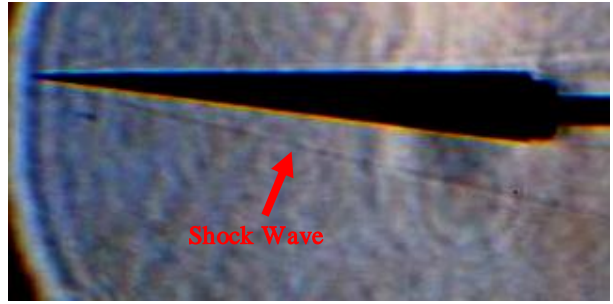


図 4 Schlieren Photograph (Side view)

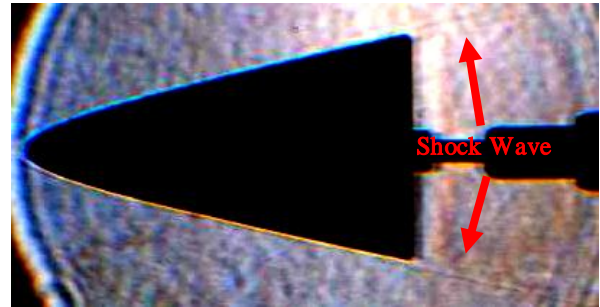


図 5 Schlieren Photograph (Top view)

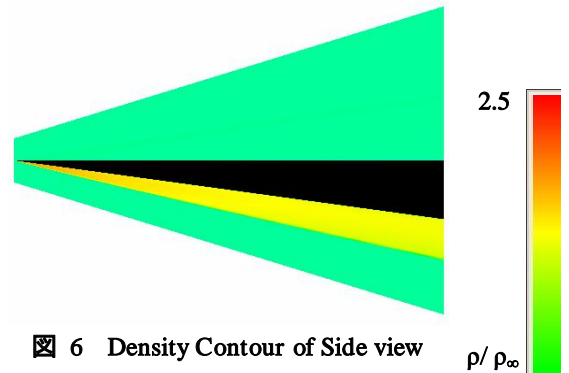


図 6 Density Contour of Side view

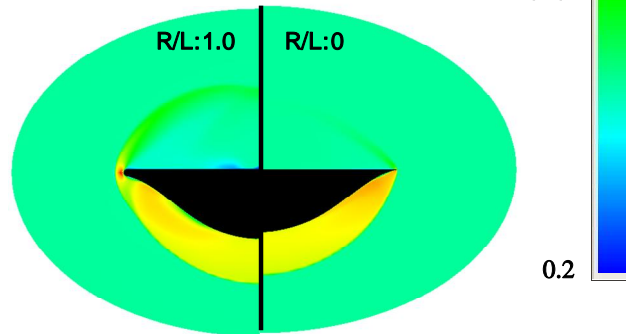


図 7 Density Contour of Back view (Left:R/Length=1.0,Right:R/Length=0)

表 所要時間比較

風洞実験		数値計算*	
形状設計	約 1 時間	支配方程式	3D-NS
模型作成	約 4 時間	格子点数	約 81 万点
実験準備等	約 2 時間	格子作成	5 ~ 10 時間
風洞実験	約 1 時間	計算時間	11 ~ 27 時間
合計	約 8 時間	合計	16 ~ 37 時間

\*CPU:2 x 3GHz Quad - Core Intel Xeon, メモリ:4G 667 MHz