

TSTO ブースター段への適用を想定したウェーブライダーの空力設計

軽部 智光(帝京大学・院),丸 祐介,澤井 秀次郎(JAXA),中島 俊(帝京大学)

概要

現在、再使用型宇宙輸送システムには様々なコンセプトが提案されているが、二段式スペースプレーンが候補に挙げられている。二段式スペースプレーンは揚力飛行をするが、その場合、揚抗比の高さが飛行効率の良さに関係している。しかし一般に、超音速飛行時には造波抵抗の発生により、高い揚抗比の確保は難しい。そこで超音速飛行時で高揚抗比を得る空力形状として二段式スペースプレーンの一段目にウェーブライダーを適用することを考えた。スペースプレーンは基本的に巡航点がないため明確な設計マッハ数を持たない。しかし、ウェーブライダーは設計マッハ数がピンポイントで決まるため、スペースプレーンに適用するウェーブライダーを設計する際には設計マッハ数等の設計点をどこに設定するかが大きな問題となる。しかしウェーブライダーに関する先行研究の多くは設計マッハ数周りのものであり、広いマッハ数に対する研究例は少ない。そこでスペースプレーンに適したウェーブライダーを明らかにするため、設計点の異なる複数のウェーブライダー形状を設計し、CFD 解析を用いて設計マッハ数だけでなく、主流マッハ数 2~6 での空力特性を評価した。その結果、本研究で対象としたウェーブライダーの中では設計マッハ数 3 の形状が最も良好な揚抗比が得られた。また風洞実験にて空力特性を取得し、CFD 解析の結果と比較することで CFD 解析の妥当性を評価した。

1. 背景と目的

宇宙利用をより一層身近なものにするためには輸送コストを二桁のオーダーで下げる必要があり、そのためには機体の再使用が必要不可欠である。現在、再使用型宇宙輸送システムには様々なコンセプトが提案されているが、空気吸い込み式エンジンを搭載した二段式スペースプレーンは輸送コストの面だけでなく、アボート機能による高い信頼性等から有望であると考えられる。二段式スペースプレーンは揚力飛行をするが、その場合、揚抗比の高さが飛行効率の良さに関係している。しかし一般に、超音速飛行時には造波抵抗の発生により、抗力が増大するために高い揚抗比の確保は難しい。そこで超音速飛行時で高揚抗比を得る空力形状として二段式スペースプレーンの一段目にウェーブライダー形状を適用することを考えた。ウェーブライダーとは衝撃波後の流れ場から決定される形状であり、機体前縁から発生する衝撃波を機体下面に抱え込むように設計され、また機体下面は衝撃波後の流線に沿って形成される。そうすることで設計マッハ数では衝撃波が前縁に付着し、衝撃波後の高圧を揚力に寄与させ、高い揚抗比を得ることができる[1]。しかし設計マッハ数外では衝撃波角が変わり、前縁に衝撃波が付着しないため、揚抗比は一般的に低下する。図 1.1 に設計マッハ数 6 のウェーブライダーの設計点での CFD 解析結果を載せる。図 1.2 に設計マッハ数 6 のウェーブライダーの設計点外での CFD 解析結果を載せる。

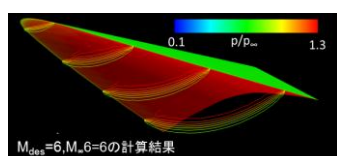


図 1.1 $M_{des}=6, M_{\infty}=6$ の計算結果

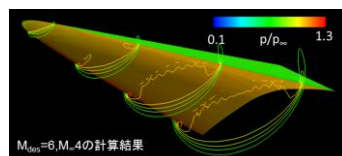


図 1.2 $M_{des}=6, M_{\infty}=4$ の計算結果

二段式スペースプレーンの一段目ブースターは地上静止状態から二段目分離マッハ数(マッハ 6 程度)までと非常に広範囲の速度域を飛行する。また、二段式スペースプレーンは基本的に巡航点がないため明確な設計マッハ数を持たない。そのため、広い速度域を安定して効率よく飛行できる機体形状が要求される。ウェーブライダー形状は設計マッハ数がピンポイントで決まるため、二段式スペースプレーンに適用するウェーブライダー形状を設計する際には設計マッハ数前後の空力特性も重要となり、設計マ

マッハ数等の設計点をどこに設定するかが大きな問題となる。しかしウェーブライダーに関する先行研究の多くは設計マッハ数周りのものであり、広いマッハ数に対する研究例は少ない。そこでスペースプレーンに適したウェーブライダー形状を明らかにするため、設計点の異なる複数のウェーブライダー形状を設計し、CFD 解析を用いて設計マッハ数だけでなく、設計マッハ数前後の広い速度域での空力特性を取得し、評価する。また風洞実験にて空力特性を取得し、CFD 解析の結果と比較することで CFD 解析の妥当性を評価する。

2. ウェーブライダー設計法

ウェーブライダーは大きく分けて平面衝撃波を作る Wedge 翼や Caret 翼と、錘状衝撃波を作る Cone-Derived Waverider に分けられる。特に錘状衝撃波を作るウェーブライダーは機体中心に体積が集中するため、対応する平面衝撃波を作るウェーブライダーよりも大きな体積を持つことができる。また錘状衝撃波のほうが平面衝撃波よりも比較的弱いため、造波抵抗の軽減が期待できる。よって本研究では上記のような長所から Cone-Derived Waverider を二段式スペースプレーンの一段目に適用することを考える。ウェーブライダーを設計する上では錘状衝撃波後の流れ場を解く必要があるが、錘状衝撃波後の流れ場を解く方法として Taylor-Maccoll の関係式を解いた。ウェーブライダーは設計マッハ数 M_{des} 、円錐半頂角 θ 、ウェーブライダーの機体長 l 、翼スパン W 、翼スパンを結んだ直線とベース面頂点までの高さ、ベース面形状が決定してしまえば一意に決定される。そこで本研究では先行研究[2]のウェーブライダー形状を参考とした。本研究ではウェーブライダーの容積 Vol 、機体長 l 、翼スパンを結んだ直線とベース面頂点までの高さ h を一定とし、設計マッハ数 M_{des} の変更に伴い、容積が一定となるように翼スパン W を変更したウェーブライダーを対象とする。ベース面形状は先行研究[2]のウェーブライダーと同様に円と直線とした。図 2.1 にウェーブライダーの設計パラメータを図に示したものを載せる。図 2.2 と表 2.1 に本研究で用いたウェーブライダー形状の外観図と各ウェーブライダーのパラメータを示す。

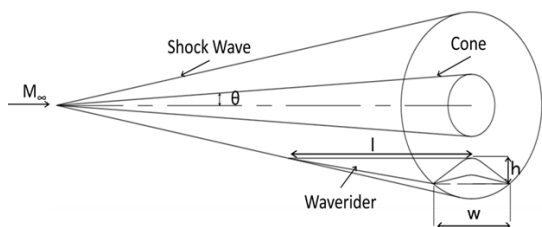


図 2.1 ウェーブライダーの設計パラメータ

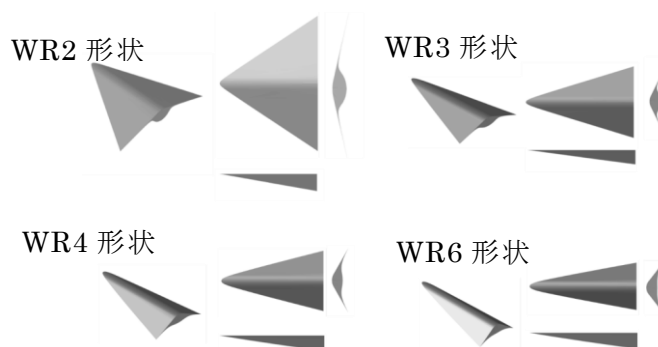


図 2.2 ウェーブライダーの外観図

表 2.1 ウェーブライダーのパラメータ

| | $M=[]$ | $\theta[\text{deg}]$ | $l[\text{mm}]$ | $w[\text{mm}]$ | $h[\text{mm}]$ | $Vol[\text{mm}^3]$ | $S[\text{mm}^2]$ |
|-----|---------|----------------------|----------------|----------------|----------------|--------------------|------------------|
| WR2 | 2 | 7.5 | 134.4 | 159 | 20.1 | 19300 | 23300 |
| WR3 | 3 | 7.5 | 134.4 | 100 | 20.1 | 18400 | 15700 |
| WR4 | 4 | 7.5 | 134.4 | 80 | 20.1 | 18300 | 13300 |
| WR6 | 6 | 7.5 | 134.4 | 62 | 20.1 | 18300 | 10700 |

3. 解析条件と計算結果

表 3.1、図 3.1 に計算条件と、計算格子の様子を載せる。Re 数は実験と一致させた。

表 3.1 解析条件

| | |
|-----------|-----------------|
| 方程式 | Euler・N-S |
| 移流項スキーム | SLAU |
| 時間積分法 | LU-SGS |
| 勾配制限関数 | Barth-Jespersen |
| 主流温度[K] | 297 |
| 主流マッハ数 | 0.5, 2, 4, 6 |
| 迎角[deg] | 0 |
| 横滑り角[deg] | 0 |
| Re数 [] | 5×10^6 |

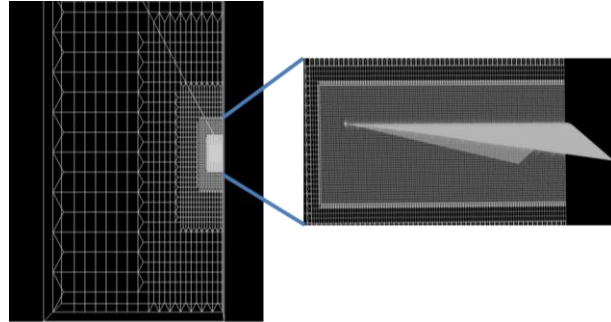


図 3.1 計算格子

図 3.2 に Euler 方程式と N-S 方程式を解き、主流マッハ数 2、4、6 において得られた揚抗比を載せる。Euler 方程式と N-S 方程式から得られたそれぞれの平均 L/D の差を $\Delta L/D$ と定義し、図 4.3 に機体の表面積と $\Delta L/D$ の関係を示す。

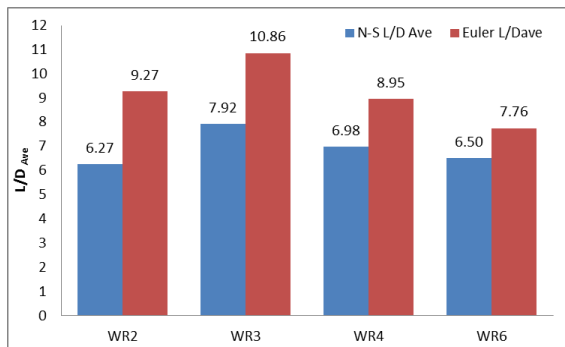


図 3.2 各形状の平均 L/D

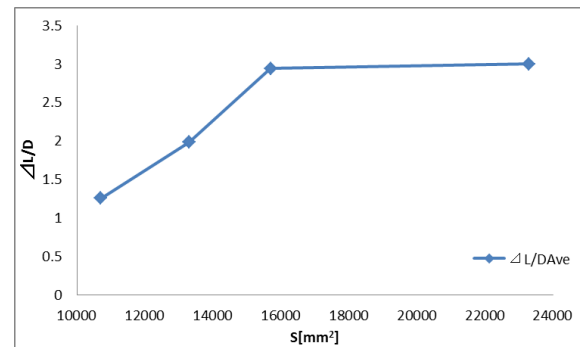


図 3.3 $\Delta L/D$ と機体表面積の関係

図 3.2 から Euler 方程式、N-S 方程式共に設計マッハ数 3 の形状が平均 L/D が最も大きい結果が得られた。次に大きな平均 L/D は Euler 方程式の場合は設計マッハ数 2 の形状、N-S 方程式の場合は設計マッハ数 4 の形状となった。このことから設計マッハ数 3 付近に最適な設計マッハ数があると考えられ、摩擦の影響を考慮しない場合は最適な設計マッハ数は 2~3 の間にあり、摩擦の影響を考慮する場合は 3~4 の間に最適な設計マッハ数が存在すると考えられる。

図 3.3 から、これは設計マッハ数が小さい形状ほど表面積が大きくなるため、摩擦の影響が大きくなるためと考えられる。摩擦の影響を小さくするためにウェーブライダーの表面積を小さくする必要がある。

4. 風洞試験による CFD の妥当性評価

本研究では風洞試験を行い、得られた空力特性と衝撃波角を CFD 解析結果と比較することで CFD 解析の妥当性評価を行った。C_D は模支持部の影響が強く出ていると考えたため、空力特性は C_L のみを評価する。試供体は WR3 形状を用いた。図 4.1 に ISAS/JAXA の超音速風洞試験装置を示し、図 4.2 に風洞試験模型を示す。また表 4.1 に風洞試験の試験条件を示す。



図 4.1 超音速風洞装置



図 4.2 風洞試験模型

表 4.1 試験条件

| 試験条件 | | |
|-------|---------|-------------------|
| M [] | 迎角[deg] | Re [] |
| 1.5 | 0 | 4.0×10^6 |
| 2 | 0 | 3.6×10^6 |
| 2.5 | 0 | 3.1×10^6 |
| 3 | 0 | 2.3×10^6 |
| 3.5 | 0 | 2.7×10^6 |
| 4 | 0 | 2.4×10^6 |

図 4.3 に風洞試験、CFD 解析で得られた C_L とマッハ数の関係を示す。図中のエラーバーは天秤秤量の 1% とした。また図 5.4 に風洞試験および CFD 解析で可視化した衝撃波を示す。

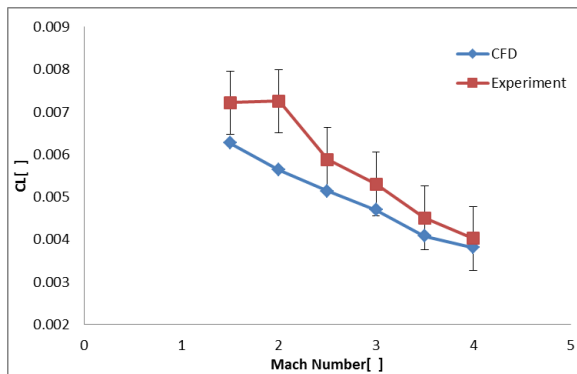


図 4.3 風洞試験、CFD で得られた C_L とマッハ数の関係

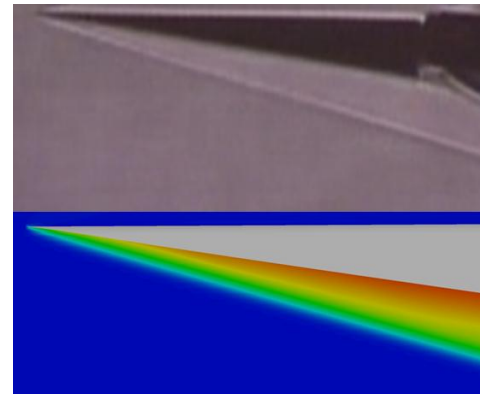


図 4.4 風洞試験、CFD で得られたマッハ数 4 での衝撃波

図 4.3 より C_L とマッハ数の関係は CFD、風洞試験共に同じ傾向が得られ、マッハ数 2.5 以上ではエラーバーの中に CFD 解析の結果が入る結果が得られた。図 5.4 から発生する衝撃波も風洞試験・CFD 解析共にほぼ同じ形状となった。以上から本研究で行った CFD 解析は妥当であると考えられる。

5. 結論

本研究では設計マッハ数を変更した複数のウェーブライダーに対して CFD を用いて流体解析を行い主流マッハ数 2~6 において L/D を評価した。また風洞試験と CFD 解析を比較し CFD 解析に妥当性を評価した。以下に得られた知見と今後の課題を示す。

- ・本研究で想定したウェーブライダーでは設計マッハ数 3 のウェーブライダーが最も平均 L/D が高い結果となった。
- ・摩擦の影響を抑えるためには、ウェーブライダーの表面積を小さくする必要がある。
- ・風洞試験で得られた C_L と衝撃波を比較した結果、比較的良い一致を示したことから本研究で行った CFD 解析は妥当であると考えられる。
- ・今後課題としては、マッハ数だけでなく半頂角 θ 等の設計パラメータを変更したウェーブライダーを設計し、広いマッハ数での空力特性を評価することが挙げられる。

参考文献

[1] T. Eggers H. Sobieczky, K. B. Center “DESIGN OF ADVANCED WAVERIDERS WITH HIGH AERODYNAMIC EFFICIENCY,” AIAA-93-5141, 1993.

[2] 丸祐介, 藤田和央, 澤井秀次郎 “擬似ウェーブライダー形状の基本的空力特性と TSTO ブースター段への適用について” 宇宙航行の力学シンポジウム, 2010..12, 相模原