

空力性能向上に向けた TSTO 型宇宙往還機の母機形状の設計手法に関する研究

Study on Design Method of TSTO Booster Configuration for Improving Aerodynamic Performance

- 遠藤拓実, 九大院, 福岡市西区元岡 744, E-mail: endo.takumi.554@s.kyushu-u.ac.jp
安倍賢一, 九大工, 福岡市西区元岡 744, E-mail: abe@aero.kyushu-u.ac.jp
木原尚, 九大工, 福岡市西区元岡 744, E-mail: kihara@aero.kyushu-u.ac.jp

Takumi Endo, Kyushu University, 744, Motoooka, Nishi-ku, Fukuoka 819-0395, Japan
Kenichi Abe, Kyushu University, 744, Motoooka, Nishi-ku, Fukuoka 819-0395, Japan
Hisashi Kihara, Kyushu University, 744, Motoooka, Nishi-ku, Fukuoka 819-0395, Japan

Configurations of TSTO (Two Stage to Orbit) spaceplane for the reduction of shock-wave interaction have been studied. In previous studies, the Waverider configuration having triangle upper surface was applied for TSTO booster, showing reduction of shock-wave interaction and increase of aerodynamic performance in wind tunnel test and CFD analysis. In this study, to maximize three performance factors of TSTO booster, i.e., reduction of shock-wave interaction, aerodynamic performance, and volumetric efficiency, the systematic design method incorporating the optimization method is established and conducted. The optimized Waverider configuration shows aerodynamic performance and volumetric efficiency higher than those of previous models.

1. 序論

再使用型の宇宙往還システムの一つとして、TSTO (Two Stage to Orbit) 型宇宙往還システムが提案されている¹⁾。これは極超音速領域まで加速する役割を持つ Booster と、宇宙を往還する役割を持つ Orbiter の二段からなるシステムである。

TSTO 型宇宙往還システムの実現にあたり、解決すべき問題の一つに衝撃波干渉がある。一般的に Booster と Orbiter の分離は超音速・極超音速領域で行われるため、各機体から発生する衝撃波が両者間で干渉し、機体の損傷や姿勢不安定の発生を招く。この衝撃波干渉の低減は、TSTO 型宇宙往還システム実現のために重要な課題である。先行研究^{2,4)}から、Booster の上面形状が三角形であるときに衝撃波干渉が最も小さいことがわかっている。また、TSTO 型宇宙往還機の Booster は超音速・極超音速領域で高い空力性能を要求される。超音速・極超音速領域では亜音速領域と比較して揚力を効率よく得ることが難しく、機体形状を工夫する必要がある。加えて極超音速機として適する機体形状であるために、内部容積効率が良い機体形状が求められる。

以上を踏まえ、本研究は超音速領域で高い空力性能を得られる Waverider 形状を Booster として利用し、以下の 2 点を目的とする。

- (1) 最適化手法を導入し、機体設計を効率化させる。また、衝撃波干渉低減効果、空力性能、内部容積効率を向上させた機体形状を求めるための体系的な設計手法を確立する。
- (2) 数値解析を行い、設計手法内の簡易的な空力性能評価の妥当性を示す。また、最適化した機体形状周りの流れ場や空力性能について解析を行う。

2. 設計手法

2. 1. Waverider 形状

一般的な航空機形状は、超音速領域で造波抵抗が生じるため、亜音速領域より空力性能が低下する。従来の形状は超音速領域で高い空力性能を得るのが難しいため、Waverider 形状が考案された。

Waverider 形状は、機体上面は主流に対して平行、下面は超音速流中に置いた任意形状の物体周りの衝撃波背後の流線を形状として用いることで、前縁部に衝撃波が付着し、衝撃波背後の高圧流を機体下面に保持することができる。よって、効率よく圧縮揚力を得ることができ、かつ低い造波抵抗を実現することが可能とな

るため、超音速領域においても高い空力性能を得ることができる。先行研究^{3,6)}では空力性能や内部容積効率向上を目的として、円錐や von Karman Ogive 形状から派生した Waverider 形状が用いられた。

2. 2. Waverider 形状パラメータ

本研究では、最適化手法を用いた機体設計を行うため、Waverider を幾つかのパラメータによって一意に決定する。計算コストの都合上、流れ場に関するパラメータは固定し、形状に関するパラメータを変数とする。

先行研究^{2,4)}から、Booster の上面形状が三角形であるときに衝撃波干渉が最も小さいことがわかっている。そのため、三角形をベースとして、空力性能向上を狙うため翼端に行くにつれ広がる形状を提案する。本研究では上面形状の曲線としてクロソイド曲線を使用し、形状パラメータを上面の曲率係数 c 、上面の開き角 θ 、衝撃波派生物体の中心からの距離 c_c と定義する。

2. 3. 設計フロー

機体設計の効率化のため、最適化手法を用いて機体設計を行う。アルゴリズムは NSGA-II を用い、目的関数は揚抗比 L/D と内部容積効率 $V^{2/3}/A$ とする。形状パラメータから Waverider 形状の点列を算出し、点列から目的関数を簡易的に算出する。揚抗比は、Waverider 形状の下面形状に用いる流線から圧力を算出し、総和を計算することにより求めた。内部容積率は、点列から機体をセルに分割し求めた。

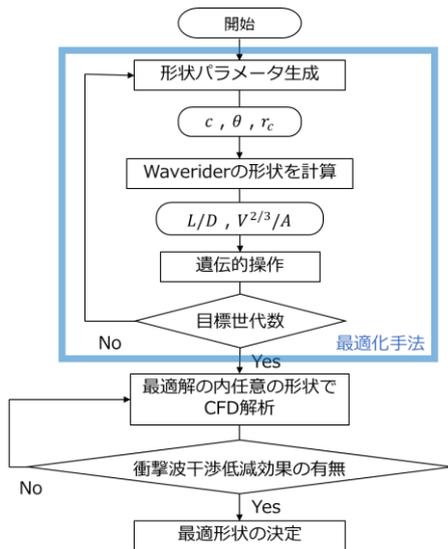


Fig. 1 Design flowchart.

3. 計算条件

3. 1. 設計に用いる流れ場

先行研究⁵⁾⁶⁾では空力性能や内部容積効率向上を目的として、円錐や von Karman Ogive 形状を衝撃波派生物体として Waverider 形状が作成された⁵⁾⁶⁾。本研究では目的関数である揚抗比と内部容積効率を最大化する目的があるため、先行研究と同様に円錐と von Karman Ogive 形状を衝撃波派生物体とした。

ここで、von Karman Ogive 形状⁷⁾とは、迎角 θ 度の超音速流れの下で圧力抵抗が最小となるような回転体の一つである。長さ L と回転半径 R を与えることで、そのパラメータが取り得る最小の圧力抵抗を持つ。von Karman Ogive 形状を表すパラメータ式と図を式(1)と Fig. 2 に示す⁸⁾。

$$\begin{cases} x = \frac{L(1 - \cos \theta)}{2} \\ r = \frac{R}{\sqrt{\pi}} \sqrt{\theta - \frac{\sin 2\theta}{2}} \quad (0 \leq \theta \leq \pi) \end{cases} \quad (1)$$

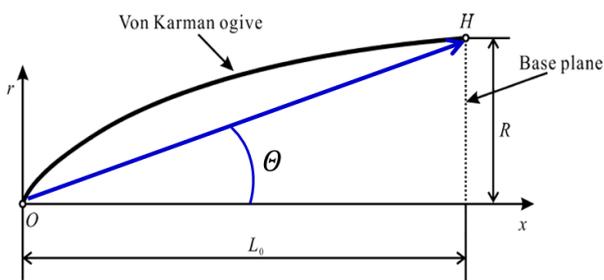


Fig. 2 von Karman Ogive configuration.

設計に用いる流れ場の緒元を Table. 1 に示す。

Table. 1 Flow conditions.

衝撃波派生物体	円錐	von Karman Ogive
マッハ数 M		4
全圧 p_0 [kPa]		510
全温 T_0 [K]		300
衝撃波派生物体	450	400
長さ L [mm]		
半頂角 θ [deg]	16	11,12,13,14,15,16

3. 2. 最適化手法

本研究では、Waverider 形状の空力性能と内部容積効率の最大化や、設計の体系化かつ計算の効率化を図るため、最適化手法を用いている。計算には Python のフレームワークである Platypus を使用し、アルゴリズムは NSGA-II を用いた。最適化計算の条件を Table. 2 に示す。

Table. 2 Optimization conditions.

アルゴリズム	NSGA-II
個体数	100
世代数	1000
パラメータレンジ	
- 曲率係数 c	0-0.01
- 開き角 θ [deg]	10-80
- 衝撃波派生物体中心からの距離 r_c [mm]	$(R_{sw} \cdot \text{base 面の衝撃波半径})$
目的関数	揚抗比 L/D 内部容積効率 $V^{2/3}/A$

4. 結果

各流れ場について最適化計算を行い、先行研究⁵⁾⁶⁾で用いられた Waverider B,C モデルと揚抗比・内部容積効率の比較を行った。Fig. 3 に最適化計算の結果を示す。

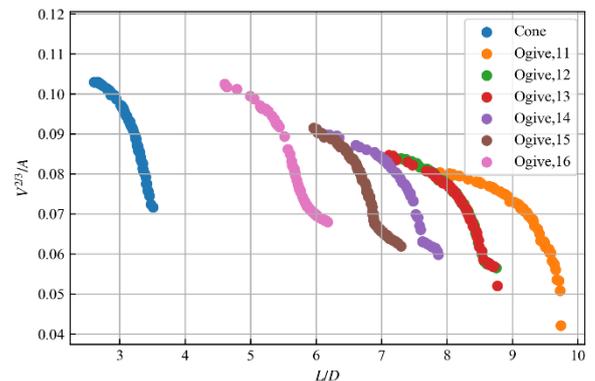


Fig. 3 Optimization results about each flow field.

Fig. 3 から、流れ場に応じてパレートフロントが変化しており、von Karman Ogive 形状で $\theta = 16[\text{deg}]$ の場合に、円錐の場合と比べて優れた解が存在していることがわかる。von Karman Ogive 形状で $\theta = 16[\text{deg}]$ の流れ場において、パレートフロントの内 1 つの形状を Waverider D モデルとする。Waverider B,C モデルと揚抗比・内部容積効率について比較して Fig. 4 に示す。

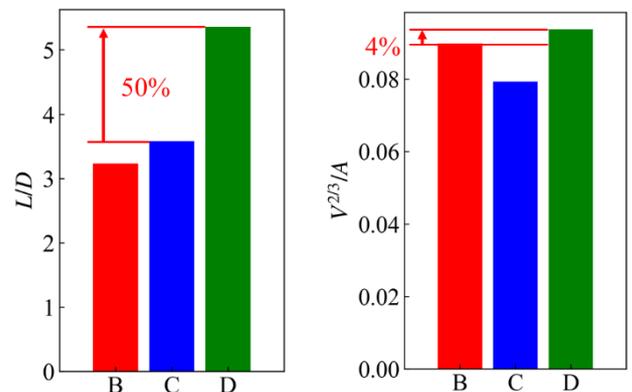


Fig. 4 Comparison of performance with previous and new models.

揚抗比については Waverider C と比較して 50%増加, 内部容積効率については Waverider B と比較して 4%増加した. Waverider D モデルの形状と緒元を Fig. 5 および Table. 3 に示す.

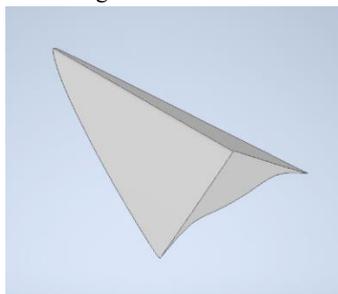


Fig. 5 Waverider D model.

Table. 3 Parameters of Waverider D model.

曲率係数 c	5.24×10^{-5}
開き角 θ [deg]	38.09
衝撃波派生物体中心からの距離 c_c [mm]	34.73
揚抗比 L/D	5.36
内部容積効率 $V^{2/3}/A$	0.0937

6. 考察

最適化計算の結果について考察を行う. Fig. 3 から, 衝撃波派生物体を円錐として Waverider 形状を設計するより, von Karman Ogive 形状を用いた方が空力性能・内部容積効率の良い機体を設計することができた. これは, Fig. 3 において, 円錐の場合のパレートフロントよりも, von Karman Ogive 形状の場合のパレートフロントが右上にあることから明らかである. また, 形状パラメータを変化させるよりも流れ場のパラメータを変化させた方がパレートフロントの変化が大きいと考えられる.

最適解のパラメータの傾向について考察する. 形状パラメータについて, 最適解は曲率係数 c が 0 に近い値が多い傾向にあった. そのため, 翼端に行くにつれて広がる形状は, パレートフロントを右上に近づけることに寄与していないことがわかった. これは, 翼端に行くにつれて形状が広がることで揚抗比は増加するが, その分機体の体積を確保し難くなるのが原因であると考えられる. 流れ場のパラメータについて, 衝撃波派生物体の半頂角は Waverider 形状下面に用いる流線に寄与する. そのため, 半頂角が小さいほど機体が細長くなり揚抗比が増加, 大きいほど機体厚さが増え内部容積効率が増加する. また, 衝撃波派生物体の流れ場での特性 (抵抗の大小等) は, その周りの流線を用いる Waverider 形状の空力特性に大きく寄与していると考えられる.

7. 今後の予定

今後の予定として, 以下が挙げられる.

- (1) 作成した Waverider D モデルを用いて数値解析を行い, 周りの流れ場についての考察や詳細な空力特性を把握する. また, Orbiter 結合形態で衝撃波干渉低減効果を有することを示す.
- (2) 最適化手法内で簡易的に目的関数を算出しているプログラムの妥当性を証明する. その際, 数パターン of 任意の Waverider 形状で検証を行う.

謝辞

本研究は主に九州大学情報基盤研究開発センターの研究用計算機システムを利用しました.

参考文献

- (1) Weingartner S., "SÄNGER - The Reference Concept of the German Hypersonics Technology Program", AIAA Paper 93-5161, 1993. Arakawa, C. and Taniguchi, N., "How to prepare the paper," Proc. 17th CFD Symp., 1 (2003), pp. 1-1.
- (2) Uematsu T., Aso S. and Tani Y., "Aerodynamic Interference Reduction Method for Two-Stage Launch Vehicles Supersonic Separation", AIAA Paper 2011-0388, 2011.
- (3) Uematsu T., Aso S. and Tani Y., "Supersonic Flight Separation Simulation for TSTO Launch Vehicles Considering Shock Wave Interaction Reduction", AIAA Paper 2012-0253, 2012.
- (4) 植松太郎, 麻生 茂, 谷 泰寛, "衝撃波干渉低減を考慮した TSTO 型宇宙往還機の母機形状に関する実験的研究", 航空宇宙技術 12 (2013), pp. 89-97
- (5) 松島涼介, "Waverider 形状による TSTO 型宇宙往還機の衝撃波干渉低減および空力性能 改善に向けた研究," 修士論文, 九州大学大学院工学府航空宇宙工学専攻, 2018.
- (6) 井手慎之介, "揚抗特性および内部容積を考慮した Waverider 形状宇宙往還機の空力特性に関する研究", 修士論文, 九州大学大学院工学府航空宇宙工学専攻, 2019.
- (7) J.N. Nielsen, "Missile Aerodynamics," McGrawHill Book Co., Inc., New York, 1960, pp.280293.
- (8) Feng Ding, Jun Liu, Chi-bing Shen, Wei Huang, "Novel approach for design of a waverider vehicle generated from axisymmetric supersonic flows past a pointed von Karman ogive," Aerospace Science and Technology, Volume 42, April/May 2015, Pages 297-308.