

数値解析による簡易 Waverider 形状の空力特性特性： 亜音速から極超音速までの空力特性

アン シアン チン (九州工業大学)、坪井 伸幸 (九州工業大学)、小澤 晃平 (九州工業大学)、
丸 祐介 (宇宙航空研究開発機構)、藤田 和央 (宇宙航空研究開発機構)

Evaluation of Aerodynamic Characteristics of Simplified Waverider using Numerical Simulation : Subsonic to Hypersonic

Ang Xiang Qin (Kyushu Institute of Technology), Nobuyuki Tsuboi (Kyushu Institute of Technology),
Kohei Ozawa (Kyushu Institute of Technology), Yusuke Maru (Japan Aerospace Exploration Agency),
Kazuhiisa Fujita (Japan Aerospace Exploration Agency)

1 序論

人類は鳥のように空を飛べないものかと長い間試行錯誤していた。そして、念願がやがて実現し、飛行機を発明した。その後も発展は滞らず、「音速の壁」に挑んで破ろうと研究が急速に進んでいる。しかし、それは決して簡単な道ではない。宇宙船やロケットを除いて、これまでの航空機が「音速の壁」を破れないのは衝撃波発生による問題に対処できなかったからである。そこで、超音速飛行で課題となる高揚抗比を確保できるように、ウェーブライダーと呼ばれる機体形状が考案された[1][2]。ウェーブライダーは翼を使わずに機体だけで衝撃波を発生させ、この衝撃波による下面での高圧を揚力として利用する機体形状である[3][4]。

本研究では、ウェーブライダーの設計において Inverse Parabolic Extrusion Method [5]という従来とは異なる設計法が使われている。この設計法が利用される主な原因は、幅広いマッハ数に応じて様々な機体形状が提案でき、最適化が容易となるからである。過去の研究で取り上げられた理想形状は前縁があまりにも薄すぎるため、強度だけでなく、製造が困難であることから、現実的ではないと考えられる。したがって、本研究では搭載スペース量を考慮に入れたり、実機としての実用性を考慮したりして、各ウェーブライダーの空力特性を評価して機体形状の最適化を図った。

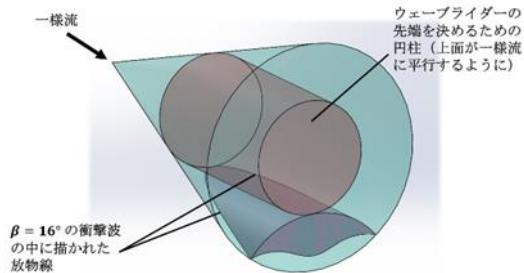


Fig. 1 Novel Inverse Parabolic Extrusion method used in deriving waveriders.

2 数値計算法および計算条件

2.1 機体形状

本研究では全部 7 つの機体形状を提案したが、ここで 2、3、4、5 と 7 号機だけを Fig. 2 に示す。1 号機と 8 号機を除き、全形状で流れ方向の全長(代表長さ)とスパン方向長さは同じ寸法であり、風洞試験を想定して 500[mm]と 350[mm]とした。ただし、1 号機の幅は 300[mm]で、8 号機の機体長さは 611[mm]である。

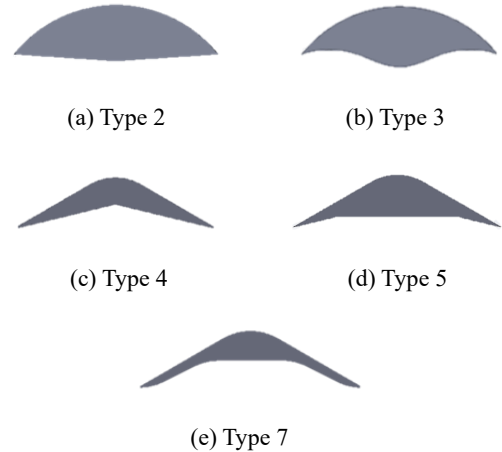


Fig. 2 Front elevation of 5 waveriders proposed in this study with different bottom surface and thickness.

2.2 計算方法と計算格子

本計算では、支配方程式に三次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式を使用し、空間方向の離散化に AUSMDV スキームを用いて MUSCL 法により 3 次精度化とした。時間積分法には LU-ADI 陰解法を適用した。計算条件として、高度 500 m ~ 18000 m をマッハ数 0.3 ~ 5.0 で飛行すると仮定し、風洞試験を想定して代表長さは 0.5[m]と 0.611[m](8 号機)とした。流れ場のレイノルズ数はすべて 5.0×10^5 以上となるため乱流モデルであり、Degani-Schiff による修正 Baldwin-Lomax モデルを使用した。なお、壁面の境界条件は断熱で、非滑り壁とした。

Table 1 Calculation conditions.

迎え角 α [deg.]	-4, -2, 0, 2, 4 -10, -5, 0, 5, 10
レイノルズ数 Re (代表長さ : 0.5 m)	M = 0.3 : Re = 3.34×10^6 M = 0.5 : Re = 5.20×10^6 M = 0.7 : Re = 5.07×10^6 M = 0.9 : Re = 1.82×10^6 M = 1.2 : Re = 5.22×10^6 M = 1.5 : Re = 2.59×10^6 M = 2.0 : Re = 2.52×10^6 M = 4.0 : Re = 5.19×10^6 M = 5.0 : Re = 6.31×10^6
離散化スキーム	AUSMDV, HLLC

次に、計算格子は構造格子で、トポロジーに関しては流れ方向が O 型、周方向も O 型の O-O 型を用いた。そして、格子点数は $119 \times 105 \times 101$ の約 122 万点で、最小格子幅は約 1.8×10^{-4} となる。超音速の計算は遠方境界の影響を受けづらいため、計算格子は機体代表長さの約 1.5 倍の大きさを取っている。なお、亜音速や遷音速域の計算格子の大きさは代表長さの 20 倍を設けている。Fig. 3 に超音速域の計算格子を示す。

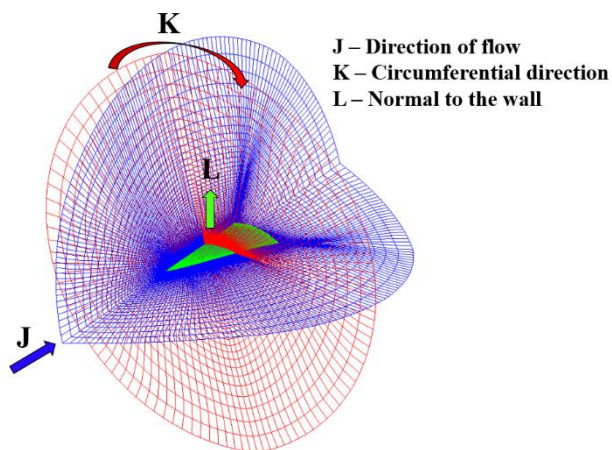


Fig. 3 Computation grid for supersonic flow.

なお、1~7 号機と 8 号機ではポードテールの有無により胴体長さ、翼面積が異なる。本研究では 8 号機の代表長さ、代表面積を 1~7 号機と同一として空力係数を算出した。

3 計算結果および考察

3.1 機体周りの流れ場

迎角(Angle of Attack, AOA) 0° 、すなわちウェーブライダーの上面が一様流に平行するように超音速中に置いた際に、流れが圧縮角をもつ下面と干渉するため、機体先端から下面に

衝撃波が形成され、その衝撃波を通過する流れは圧力、密度と温度が急激に上昇する。一方、ウェーブライダーの後部では一様な超音速流れが急激に曲げられて、それに伴い機体後部、特にコーナーのところに膨張波が発生する。膨張波の中に圧力、密度と温度が低下するが、速度が増加する。この現象は Fig. 4(b) で確認できる。ただし、超音速流れが最大に転向し得る角度が存在するため[6]、この角度を超える領域での流れは低圧領域が発生し、ベース面付近ではく離領域を形成している。このはく離により渦が多数発生し、圧力と密度の更なる減少が Fig. 4(a) で確認できる。そして、はく離領域内の渦が一様流の方向に後ろへ伝わり、膨張波通過後の流れはそれと干渉して再び上下で異なる衝撃波を形成する。伝わる方向が異なるため、この 2 つの衝撃波がお互いに干渉し、最終的に slip line を形成して主流とほとんど平行に進んでいく。この現象は Fig. 4(a) と (b) でも確認できる。

後部から見たときの迎角 4° の圧力分布を Fig. 4(c) に示す。2 号機の圧力漏出は比較的多く、その機体形状が理想形状に近いほど、翼端周りでの圧力漏出が少なくなる傾向である。Fig. 4(c) では翼端に流れのはく離が発生し、上面側にできた渦による上下圧力差が確認できた。

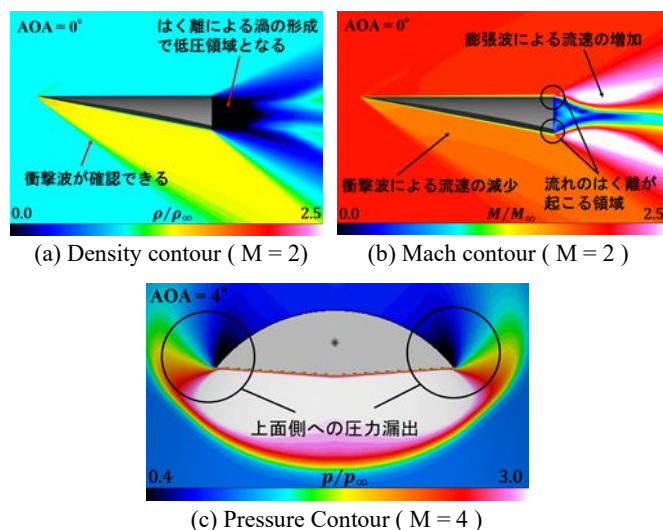


Fig. 4 Flow visualization for Type 2.

3.2 各機体形状の揚抗比

造波抗力の影響で音速周りでは、抗力係数が著しく増加することが Fig. 5 から確認できる。それから、2 号機と 3 号機に比べて、機体の薄い 7 号機の抗力係数は圧倒的に小さいことがわかる。次に、Fig. 6 を見ると、超音速域において揚抗比はマッハ数の増加に伴い、大きくなることからわかる。これは、Fig. 5 よりマッハ数の増加に伴い、揚力よりも抗力のほうが早く低下するため、見かけ上揚抗比が増加しているものと思われる。また、ポードテールを搭載した 8 号機の揚抗比が大幅に改善されたことが確認できる。これは機体後部の渦および低圧領域の減少が原因と考えられる。

揚抗比は機体形状および機体厚さに影響され、多くの搭載スペース量を確保できる厚い機体は最大揚抗比が小さくなる。つまり揚抗比と搭載スペース量はトレードオフの関係にあることが Fig. 10 からわかる。

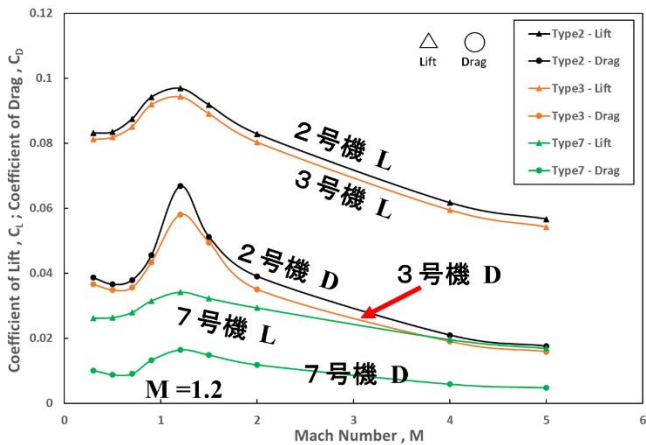


Fig. 5 The relationship between Mach number and coefficients of lift, drag for AOA = 0°.

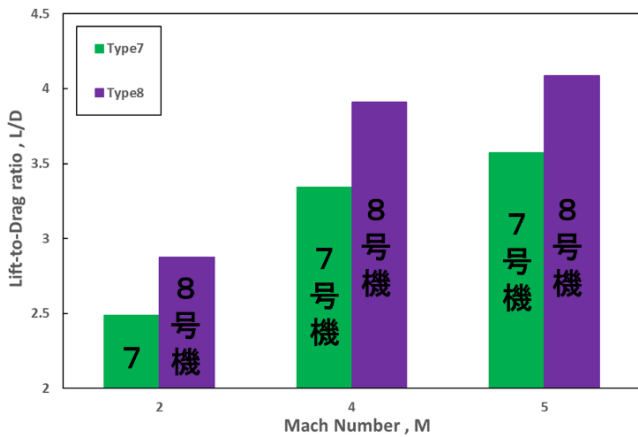


Fig. 6 Comparison of lift-to-drag ratio between Type 7 and Type 8(with boattail) for AOA = 0°.

3.3 ボートテールの影響

ボートテールの影響について述べる。わずかではあるが、ボートテールにより 8 号機の揚力係数が増加し、抗力係数も減少することが結果からわかる。

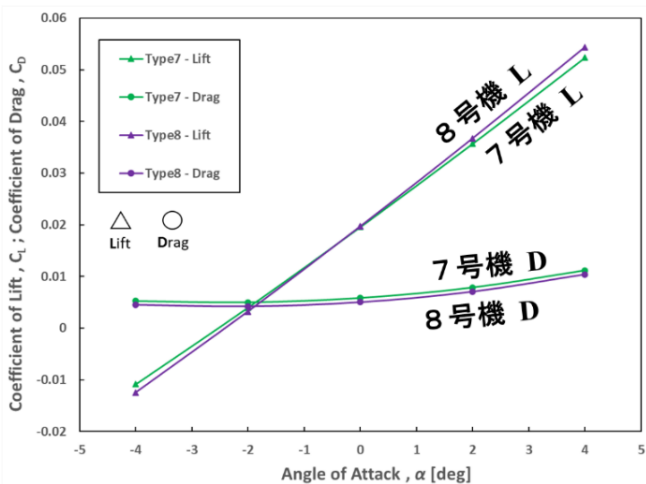


Fig. 7 Coefficients of lift, drag of Type 7 and Type 8 for M = 4.

抗力に関しては、ボートテールの影響で機体後部のはく離がある程度抑えられて、低圧領域が減少することが原因と考えられる。しかし、揚力係数の増加はボートテールの影響かどうかは不明であり、ボートテールを装着すると、その分代表長さが長くなり、また上から見たときの投影面積も異なるため、揚力係数の増加はこれらによるものの可能性があると考えられる。代表長さを合わせない理由として、ウェーブライダーの作成にあたり、寸法などは幾何学的に拘束されるため、ボートテール付きの同じ長さで、しかも同じベース面積の機体の作成は困難である。

次に、Table 2 からボートテールの導入により 8 号機は圧力抵抗が約 18%、粘性抵抗が約 5% 減少したことがわかる。圧力抵抗に関しては上に述べたように、低圧領域の減少が主な原因である。一方、ボートテールの影響で代表長さも上から見たときの投影面積も増加するにもかかわらず、粘性抵抗が減少した。粘性抵抗は、上から見たときの投影面積の増加とともに大きくなるはずである。よって、境界層がボートテールの影響を受けて、はく離が緩やかになるなどが原因であると考えられる。

Table 2 Pressure drag and friction drag for M = 4.0.

機体形状	抗力係数	
	圧力抵抗	粘性抵抗
7号機	0.0041	0.0017
8号機	0.0034	0.0016

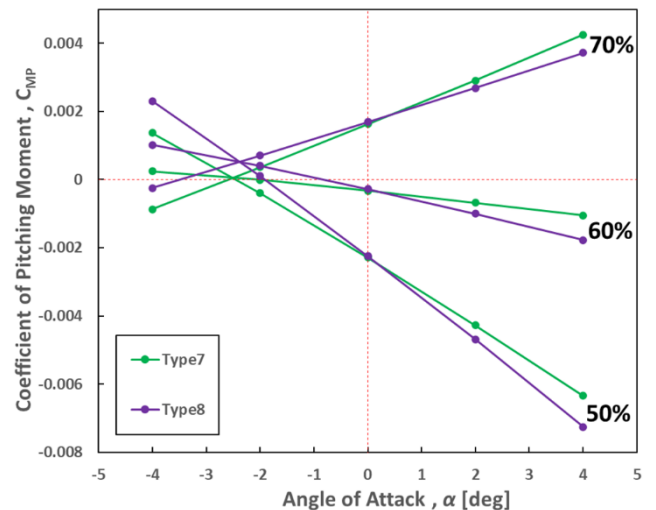


Fig. 8 Comparison of the coefficient of pitching moment for M = 4.

さらに、ピッチングモーメント係数が大幅に改善することが Fig. 7 からわかる。機体長が長くなるので、先端から重心までの距離が全体長を示す割合も少なくなり、重心が先端から約 60% の位置であれば、十分な縦安定性が取れる。重心が 60% の位置にあると仮定した場合、そのトリム迎角は -2.5

[deg.]から-1 [deg.]まで改善された。Figure 9 を見ると、特に頭上げの場合、揚抗比はかなり増加し、本研究で提案した機体形状の中でこの 8 号機だけが 5 以上の揚抗比を得ている。また、Fig. 6 から各マッハ数で見ても揚抗比は大幅に改善されることがわかる。このように、ボートテールを装着することにより、空力特性、特にトリム迎角は大幅に改善できるが、実機として使用する際にはエンジンの位置について再検討する必要がある。

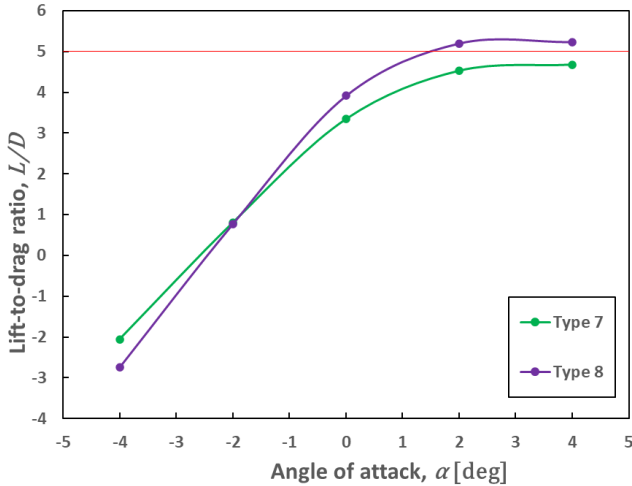


Fig. 9 The relationship between angle of attack and lift-to-drag ratio for $M = 4$.

4 結論

3 次元圧縮性流れ解析によって、ウェーブライダー周りの流れ場と空力特性などを評価し、以下の結論が得られた。

ウェーブライダー周りの流れ場に関して

- ・ 超音速で巡航する際にウェーブライダーは下面側に衝撃波を生じており、その衝撃波による高圧で揚力を得ている。
- ・ 頭上げの場合、下面側の衝撃波と翼端渦による上面側の負圧で揚力を発生させている。

ウェーブライダーの空力特性に関して

- ・ 機体の下面形状を平面か曲面にすることによって、揚抗比は多少に変化する。しかし、ベース面積のほうが揚抗比に大きい影響を及ぼす。
- ・ 音速周りでは、機体形状にかかわらず、造波抗力の急増による揚抗比の低下が起こる。
- ・ 亜音速域でも極超音速域でも粘性抵抗に比べて圧力抵抗のほうが圧倒的に大きく、主にその量が揚抗比を左右する。
- ・ Figure 10 より、ウェーブライダーの搭載スペース量と揚抗比はトレードオフの関係にある。
- ・ 重心の前傾により、トリム迎角は機体の厚さに反比例して、薄ければ薄いほど、トリム迎角が正側に改善する。
- ・ ピッチングモーメントの結果より、比較的厚い機体形状は、全形状で重心 60%位置では縦安定性が得られなかったため、実際に設計する際に 60%位置より機体前方に重心を置く必要がある。

ボートテールのウェーブライダーに与える影響に関して

- ・ 圧力抵抗の原因となる機体後部の低圧領域が明らかに減少した。

- ・ 揚抗比、トリム迎角などの空力特性の改善が期待できる。
- ・ 代表長さ、代表面積が変わるため、統一した空力特性の評価方法を検討する必要がある。
- ・ ボートテールをつけると体積が大きくなり、空力特性の改善だけでなく、搭載スペース量も増加する。

このように、各機体形状の比較より、搭載スペース量と空力特性のトレードオフ関係、機体厚さに対するトリム迎角の変化、各機体形状の揚力が得られる迎角の範囲など、その性質が明らかになり、将来の実機設計における参考および土台となる。また、今後の課題として、熱流束による温度上昇、極超音速域での空力加熱、水平離着陸の可能性、実験でボートテールの有効性を実証することなどが考えられる。したがって、実際にウェーブライダーを飛ばすためには、これらの課題に取り組んで、評価しなければならない。

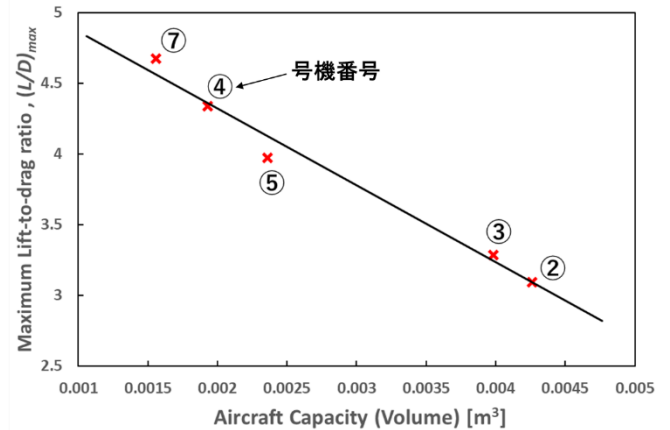


Fig. 10 The relationship between aircraft capacity and maximum lift-to-drag ratio.

謝辞

本研究は大阪大学サイバーメディアセンターの SQUID スーパーコンピュータを用いて行った。ここに記し、感謝の意を述べる。

参考文献

- [1] D. Kuchemann : The Aerodynamic Design of Aircraft、Pergamon Press、Oxford、England、1978、pp. 448-510
- [2] Townend, L. H. : Research and Design for Lifting Reentry, Progress in Aerospace Science, Vol.18, 1979, pp. 1-80
- [3] Geoffrey Ingram Taylor, J.W. Maccoll : The air pressure on a cone moving a high speeds I and II, Royal Society, Vol. 139, 838(1933), pp. 278-311
- [4] Marcus A. Lobbia, Kojiro Suzuki : Experimental Investigation of a Mach 3.5 Waverider Designed Using Computational Fluid Dynamics, AIAA Journal Vol. 53, No. 6, 2015
- [5] Yu Kaikai, Xu Jinglei, Gong Hao, Li Rui, Liu Shun : Inverse design methodology of cone derived waverider on pre-defined shock wave under strong geometric constraints、Acta Astronautica, Vol. 159, 2019, pp. 527-539
- [6] 松尾 一泰 : 圧縮性流体力学、オーム社(2017)