

エアブリーザ実験機におけるウェーブライダー翼適用の空力検討

○晝間正治, 手塚亜聖 (早大院), 田口秀之, 本郷素行, 廣谷智成 (JAXA)

Masaharu Hiruma, Asei Tezuka (Waseda University)
Hideyuki Taguchi, Motoyuki Hongo, Tomonari Hirotani (JAXA)

Key Words: Waverider, HST, L/D

Abstract

極超音速ターボジェットによる極超音速巡行飛行実証を目的とするエアブリーザ実験機の主翼形状の検討を行った。釣り合い迎角における L/D を高めるためベースライン形状に V 尾翼を適用した形状に対して、さらに主翼をウェーブライダー翼にすることで、 L/D の向上が確認された。また、ウェーブライダー翼の後端に正の傾きを設けることで機首上げが強くなる。機首上げが強くなるため、釣り合い迎角での L/D を向上できることが確認できた。

記号表

v :	流速 [m/s]
m_f :	燃料重量 [kg]
m_s :	機体重量 [kg]
d :	航続距離 [m]
SFC:	燃料消費率
L/D :	揚抗比
S :	前面投影面積 [m^2]
ρ :	大気密度 [kg/m^3]
g :	重力加速度 [m/s^2]
C_{Lmin} :	巡航に必要な揚力係数
θ :	仮想円錐の半頂角

1. はじめに

JAXA では離陸からマッハ 5 までの速度領域を飛行できる、極超音速予冷ターボジェット (Pre-cooled Turbojet: PCTJ) を搭載した極超音速旅客機の研究開発が進められている¹⁾。実用化に向け極超音速飛行実験構想(図 1)が設定されており、その第 1 段階では、極超音速統合制御実験機 (High Mach Integrated Control Experiment: HIMICO) による実飛行環境での機体とエンジンの統合制御技術の確立が検討されている。第 2 段階ではエアブリーザ飛行実験機によるエアブリーザ巡行飛行技術の確立が目的とされている。胴体側部に全長 3m, 推力 1kN の PCTJ を 2 基装備する。NAL735 ロケットより打ち上げられ宇宙空間で射出した後、サブオービタル飛行により動圧 50kPa 程度でマッハ 5 以上の巡航を実証する計画(図 2)である。第 3 段階では、サブオービタルプレーンによる宇宙観光/小型衛星打上げミッションが



図 1. 極超音速飛行実験構想

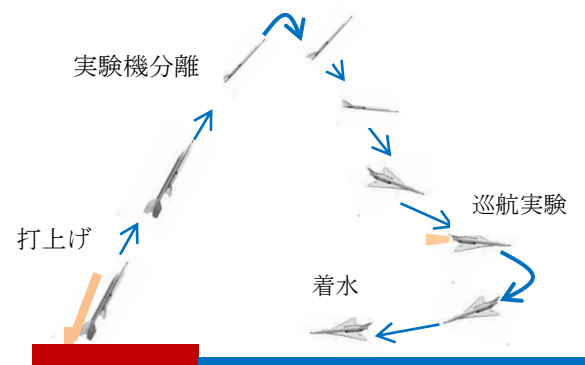


図 2. エアブリーザ巡行実験概要図

検討されている。

本研究では第 2 段階のエアブリーザ実験機の主翼形状の検討を行った。長い試験時間を確保するためには、高い L/D を持つ機体形状が望ましい。ここで L/D と長い試験時間の関係を示すためブレゲーの式²⁾を用いる。

$$\ln\left(\frac{m_f + m_s}{m_s}\right) = d \times \frac{(SFC)}{v} \times \frac{1}{L/D} \quad (1)$$

式1より、高いL/Dによって同じ燃料消費率でも航続距離を伸ばすことができる。ウェーブライダー³⁾は極超音速領域で高いL/Dを持つ形状として知られている。そのため、高いL/Dを得られるウェーブライダーを主翼として（以後ウェーブライダー翼と定義する）エアブリーザ実験機の胴体へ適用した。

本研究ではウェーブライダー翼をエアブリーザ実験機の主翼に適用することでL/Dが向上する可能性を検討した。

2. 解析手法

空力特性をCFD解析より取得するため、本研究ではJAXAが開発した高速流体ソルバFaSTAR⁵⁾ (FaST Aerodynamic Routines) と格子作成には自動格子生成ソフトHexagrid⁶⁾を使用した。各形状につき約2500万点の格子点数を設けた。表1と表2に解析条件と主流条件を示す。

表1 解析条件

支配方程式	3次元圧縮性オイラー方程式
乱流モデル	SA-nof ⁷⁾
流速評価法	HLLE ⁸⁾
空間精度	MUSCL法 ⁹⁾ による空間2次精度
時間積分	LU-SGS法 ¹⁰⁾ による定常計算

表2 主流条件

マッハ数	5.0
基準温度 [K]	216.7
基準圧力 [kPa]	2.783
動圧 [kPa]	50
レイノルズ数	3.86×10^7
迎角 [deg]	-2 ~ 10

3. エアブリーザ実験機 (ベースライン形状)

極超音速巡航飛行実証を目的としている現段階でのエアブリーザ実験機¹⁾を図3に示す。モデルを簡略化するため機首の形状を円錐形状としている。この形状を以後ベースライン形状とする。機体諸元を表3に示し、縦の空力特性およびL/Dを図4に示す。

解析結果より縦の静安定があり、迎角4度で最大L/Dは7.2である。しかし、釣り合い迎角が0度付近でL/Dは約0となるため、巡航迎角を最大L/Dとなる4度付近にするためには頭上げモーメントを発生させる機構が必要である。頭上げモーメントを増加させる手段として、本研究ではV尾翼を使用した。

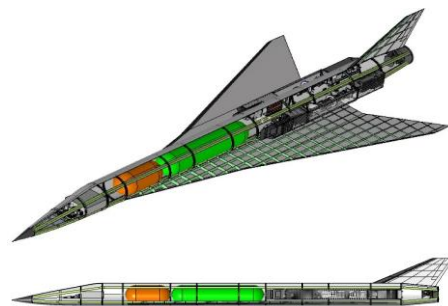


図3 エアブリーザ実験機(ベースライン形状)

表3 機体諸元

総重量[kg]	785
エンジン推力 [kN]	2
全長[m]	8.1
全幅[m]	3.2
胴体直径[m]	0.48
主翼投影面積[m ²]	8.3
主翼	NACA0002

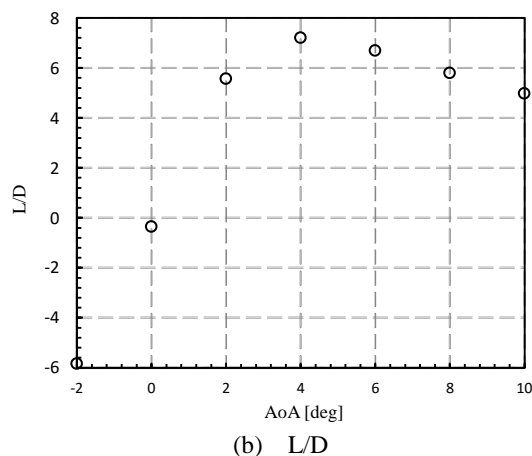
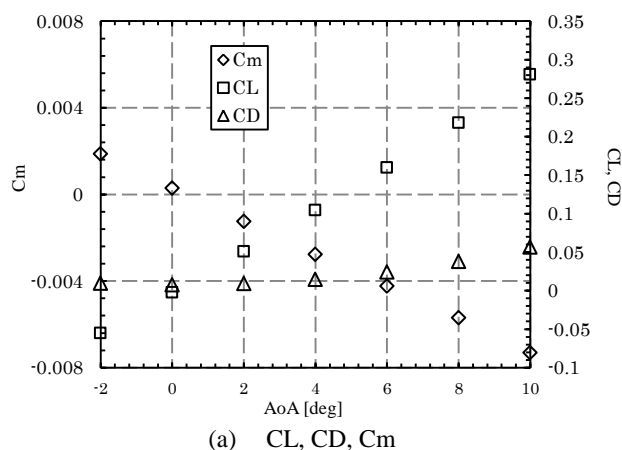


図4 ベースライン形状の空力特性

V 尾翼に 45 度の開き角度で-10 度の取付け角を設けた (図 5) . ベースライン形状に V 尾翼を設けた

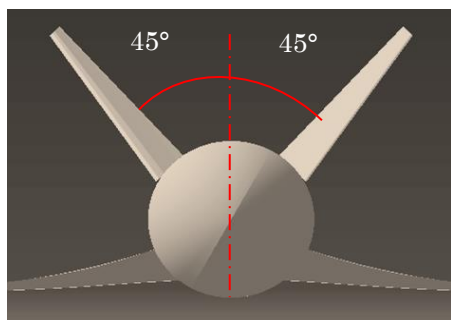


図 5 V 尾翼の開き角度 (正面図)

形状(図 6)は縦の静安定があり, V 尾翼で機体に対して下向きの力が働く. 下向きの力が働くためトリム迎角が約 4 度となり, トリム迎角での L/D が 4.87 まで向上した. 以後この形状を基準形状とする.

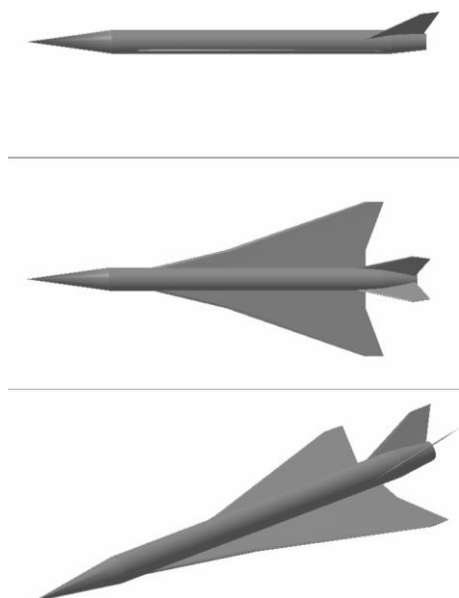


図 6 基準形状

(ベースライン形状に V 尾翼を適用した形状)

4. エアブリーザ実験機(ウェーブライダー翼形状)

4.1 ウェーブライダー翼

従来の航空宇宙機と比べて極超音速で高い L/D の実現を可能にしたのがウェーブライダー³⁾である. ウェーブライダーはリーディングエッジに衝撃波を付着させるとともに, 機体下面にのみ衝撃波を発生させ, 機体上面は一様流れとなるように設計される. 下面にのみ衝撃波が形成され圧縮されることから, 揚力が増加する. 本研究では上面形状を初めに定義する設計方法に基づき円錐派生型ウェーブライダーを作成した⁴⁾. マッハ数 M の円錐周りの流れ場は

Taylor-Maccoll 方程式より取得する. 手順は円錐半長角 θ から衝撃波角 β や転向角を 4 次のルンゲクッタ法を解き取得した. リーディングエッジより下面にのみ強い衝撃波が付着していることを条件に, 基準形状の主翼にウェーブライダーを適用するためウェーブライダー翼 (図 7) として以後定義する.

4.2 設計仮定

設計仮定を幾つか設けているため, 以下にまとめ図 7 にその仮定を示す.

- 1) 上面形状: 主翼投影面積がベースライン形状と等しくなる平面とする.
- 2) ベース面の高さ: 胴体半径と等しくなるように仮想円錐を定め, その半頂角 θ を調整する
- 3) 仮想円錐より仮想マッハコーンを生成するため, 設計点の巡航マッハ数 5 を用いる.
- 4) 基準形状と同じ胴体と V 尾翼を適用する.
- 5) 翼後端形状: 先端から 80% の位置より傾きを設ける.

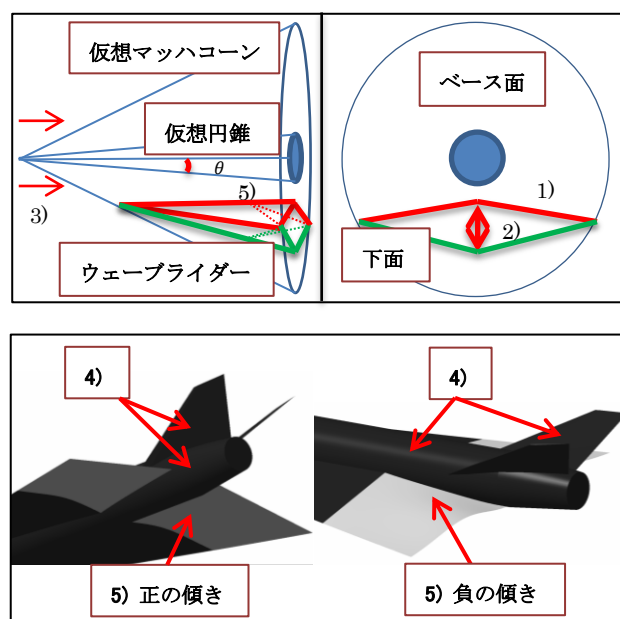


図 7 ウェーブライダー翼の設計仮定

4.3 翼後端形状の影響調査

垂直なベース面を持つ一般的なウェーブライダー⁴⁾の後端形状に正の傾きおよび負の傾きを持たせることが L/D およびピッチングモーメントに与える影響を調査した. ベースライン形状と同じ投影面積を持つ垂直なベース面を有するウェーブライダー翼 model 1 (図 8) の先端より 80% の位置から正の傾きを持つ model 2 (図 9) と負の傾きを持つ model 3 (図 10) の解析結果を図 11 と図 12 に示す. 図 11 より

model 3 が最も高い頭上げモーメントを持ち、釣り合い迎角 4 度付近で L/D が 11.57 と最も高い。一般的な翼と比べウェーブライダーは下面に高い圧力を抱え込むため、後端形状に正の傾きを設けることで膨張波により頭上げモーメントが増加し、同時に L/D も向上したと推測される。以上の結果より、ウェーブライダー翼には後端形状に正の傾きを付けた model 3 を適用する。

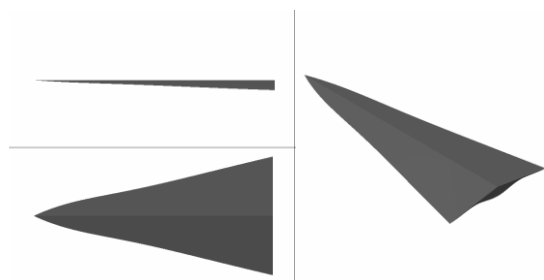


図 8 垂直なベース面を持つウェーブライダー翼 (model 1)

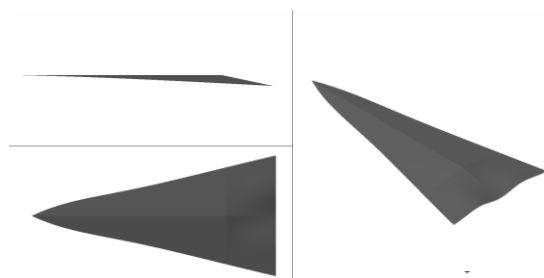


図 9 後端形状に正の傾きを持つウェーブライダー翼 (model 2)

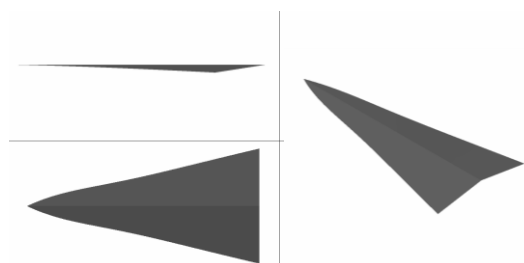


図 10 後端形状に負の傾きを持つウェーブライダー翼 (model 3)

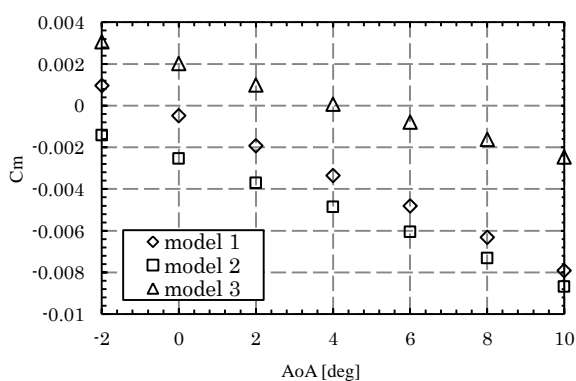


図 11 ピッチングモーメント特性

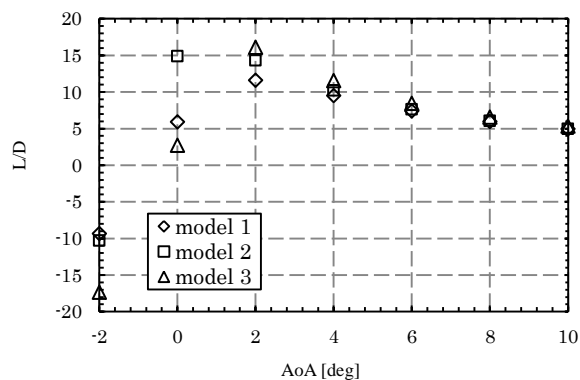


図 12 揚抗比

4.3 機体形状コンセプト

4.1 節と 4.2 節をもとに機体形状コンセプトを提案する。エアブリーザ実験機の主翼に model 3 のウェーブライダー翼を適用したウェーブライダー翼形状を図 13 に示し、その諸元を表 4 に示す。なお、尾翼は基準形状と同じ V 尾翼としている。

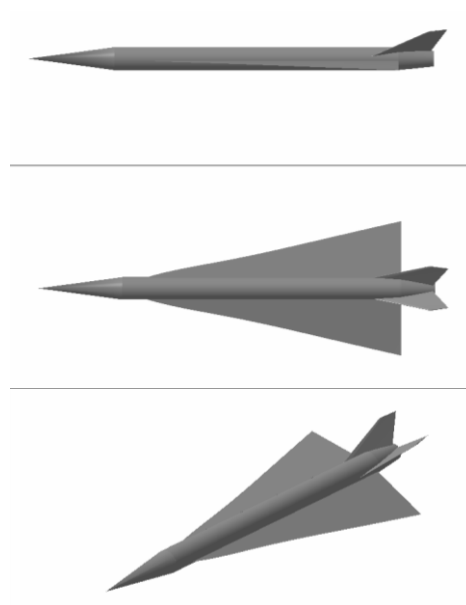


図 13 ウェーブライダー翼形状（ベースライン形状に V 尾翼とウェーブライダー翼を適用）

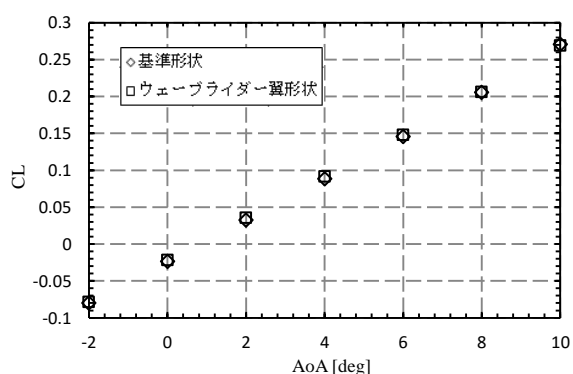
表 4 機体諸元

全長 m	8.1
翼幅 m	3.2
胴体直径 m	0.48
投影面積 m^2	8.3
体積 m^3	1.4
重心	機体先端から 60%

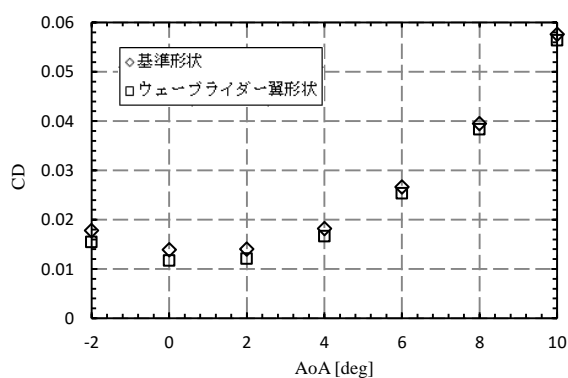
5. 空力特性評価

5.1 最大 L/D の比較

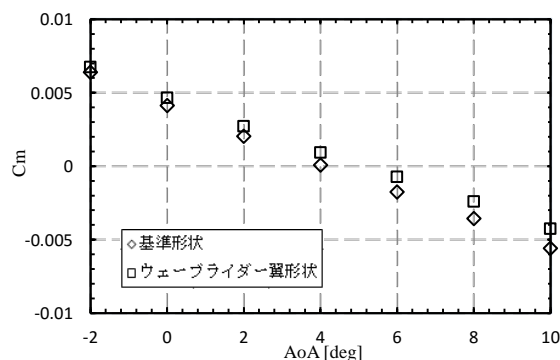
基準形状とウェーブライダー翼形状の揚力特性、抗力特性、ピッチングモーメント、L/D の比較を図 14 に示す。両形状とも図 14(a)より揚力特性では近い値を示すが、ウェーブライダー翼形状は基準形状に対して図 14(b)より抗力特性が低い結果となった。そのため、ウェーブライダー翼形状では図 14(d)より最大 L/D が 5.83 に対して基準形状では最大 L/D が 5.48 となったが、両形状とも L/D の変化はあまり見られなかった。しかし結果より L/D を高めるには基準形状の対称翼よりウェーブライダー翼が効果的であることが確認できた。



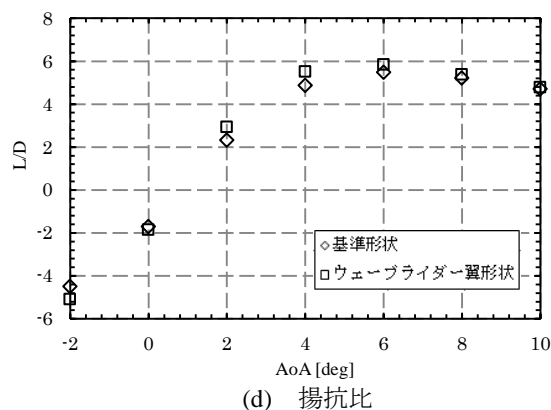
(a) 揚力特性



(b) 抗力特性



(c) ピッチングモーメント特性

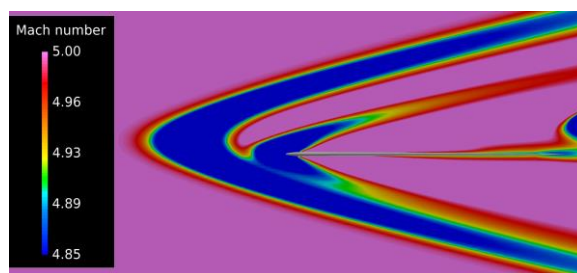


(d) 揚抗比

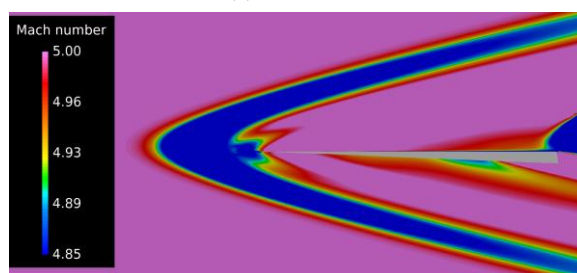
図 14 基準形状とウェーブライダー翼形状の基本空力特性

5.2 釣り合い迎角での L/D

ピッチングモーメントを示した図 14(c)より両形状とも負の傾きを持つことから縦の静安定があることが確認できる。また、基準形状ではトリム迎角が4度付近に対してウェーブライダー翼形状では5度付近であることが確認できる。釣り合い迎角での L/D は基準形状で 4.86 に対してウェーブライダー翼形状では 5.8 と L/D が向上した。これは図 14(b)の抗力特性よりウェーブライダー翼の抗力が軽減したことと、後端で発生する膨張波によって頭上げモーメントが増加したからと考えられる。平均空力翼弦におけるマッハ数分布(図 15)と圧力係数分布(図 16)より確認する。基準形状(図 15(a))は対称翼で翼のリーディングエッジより衝撃波が上下面に発生しているのに対し、ウェーブライダー翼形状(図 15(b))ではリーディング

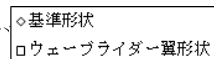


(a) 基準形状



(b) ウェーブライダー翼形状

図 15 平均空力翼弦での翼断面におけるマッハ



エッジより下面にのみ衝撃波が生じている。そのため、抗力の軽減につながったと考えられる。しかし、ウェーブライダー翼形状(図 15(b))よりウェーブライダー翼として 4.1 節で定義した主翼のリーディングエッジより衝撃波が付着する条件を満たしていなかった。これは、設計マッハ数の選定を巡航マッハ数 5 と仮定したため、図 15(b)より確認できる機首より生じた衝撃波により、翼のリーディングエッジではマッハ数が 4.8 程度まで減速し設計点を外れたことが原因として考えられる。これは今後の課題である。

圧力係数分布(図 16)より翼の後端で圧力が下がっていることから膨張波が発生していることが確認できる。この膨張波により、ベースライン形状に対してウェーブライダー翼形状ではトリム迎角が 5 度まで向上したと考えられる。

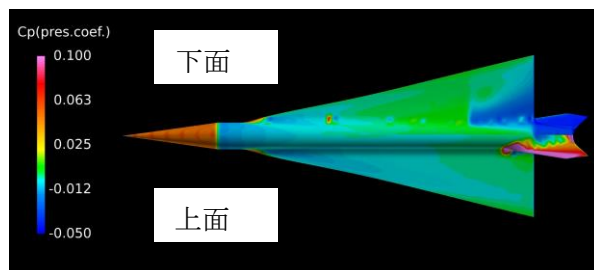


図 16 ウェーブライダー翼形状の圧力係数分布

また、航空機の巡航条件として用いられる式(2)¹¹⁾より、機体重量に対する揚力係数の必要値を求める。

$$0 = \frac{(C_{Lmin}) \times \frac{1}{2} \rho v^2 S - mg}{mv} \quad (2)$$

C_{Lmin} は 0.15 必要であり、これを機体の巡航必要条件の指標として設定する。本研究では釣り合い迎角を V-tail で増加することを試みたが、図 14(a)より $C_{Lmin}=0.15$ となる迎角が 6 度付近のため、両形状とも巡航条件を釣り合い迎角では満たさなかった。しかし、図 14(c)よりウェーブライダー翼形状ではベースライン形状の対称翼に対して、後端形状に正の傾きを設けた場合、後端で膨張波を発生させ L/D を低下せずに頭上げモーメントを強くできた。そのため、 $C_{Lmin}=0.15$ となる迎角 6 度付近に近づくことができ、釣り合い迎角の増加には効果的であることが確認できた。

6. まとめ

エアブリーザ実験機と主翼にウェーブライダー翼を適用し、L/D の検討を行った結果以下の知見が得られた。

- 1) 釣り合い迎角における L/D を高めるためベースライン形状に V 尾翼を適用した形状に対して、さらに主翼をウェーブライダー翼にすることで、L/D の向上が確認された。
- 2) ウェーブライダー翼の後端に正の傾きを設けることで機首上げが強くなる。機首上げが強くなるため、釣り合い迎角での L/D を向上できることが確認できた。

7. 今後の課題

設計点を機首より生じた衝撃波後のマッハ数として設計されたウェーブライダー翼で L/D がさらに向上するかを検討する必要がある。

8. 謝辞

宇宙航空研究開発機構の古賀星吾氏と東京大学土屋研究室の森田直人氏には研究方針に関するアドバイスをいただきご支援いただいた。同じく、宇宙航空研究開発機構の村上佳一氏、橋本敦氏、石田崇氏には高速流体ソルバ FaSTAR を使用するにあたりご支援いただいた。ここに謝意を表する。

参考文献

- 1) 田口秀之, 小林弘明, 小島孝之, 本郷素行, 佐藤哲也, 土屋武司, 津江光洋: 極超音速予冷ターボジェットの飛行実験構想, 第 59 回宇宙科学技術連合講演会, 3A11, 2015.
- 2) Marcus L., Kojiro S., “Design of Waveriders from Conical and Blunt-Body Flowfields” The 22nd International Symposium on Space Technology and Science, ISTS 2000-e-07, 2000.
- 3) Marcus L., “A Framework for the Design and Optimization of Waverider-Derived Hypersonic Transport Configurations”, PhD Thesis, University of Tokyo, Tokyo, 2004.
- 4) Takashima N., “Optimization of waverider-based hypersonic vehicle designs”, PhD Thesis, University of Maryland, College Park, Maryland, 1997.
- 5) 橋本敦, 村上桂一, 青山剛史, 菱田学, 大野真司, 坂下雅秀, ラファエルパウルス, 佐藤幸男, “高速流体ソルバ FaSTAR の開発”, 第 42 回流体力学講演会 /

航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム講演
集 pp.79-84, 2010.

- 6) Hashimoto A., Murakami K., and Aoyama T., "Lift and Drag Prediction Using Automatic Hexahedra Grid Generation Method", AIAA paper 2009-1365, 2009
- 7) Aupoix, B. and Spalart, P. R., "Extensions of the Spalart-Allmaras Turbulence Model to Account for Wall Roughness," International Journal of Heat and Fluid Flow, Vol. 24, pp. 454-462, 2003.
- 8) Einfeldt, B., "On Godunov-type methods for gas dynamics", SIAM J. Numer. Anal. 25 (2): 294-318, 1988.
- 9) Van Leer, B., "Towards the Ultimate Conservative Difference Scheme", V. A Second Order Sequel to Godunov's Method, *J. Com. Phys.*, 32, 101-136, 1979.
- 10) Seokkwan Y. and Antony J., "Lower-upper Symmetric-Gauss-Seidel method for the Euler and Navier-Stokes equations", AIAA Journal, Vol. 26, No. 9, pp. 1025-1026, 1988.
- 11) 片柳亮二, "飛行機設計入門", 日刊工業新聞社, pp. 73-74, 2009.