

円錐型ウェーブライダ翼の上面形状が低速空力性能に与える影響の評価

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

Masaharu Hiruma, Asei Tezuka (Waseda University)

Hideyuki Taguchi, Tomonari Hirotoni, Motoyuki Hongo, Seigo Koga (JAXA)

Key Words: Waverider, Low Speed, HST, CFD

Abstract

円錐型ウェーブライダを主翼として適用した極超音速巡航実験機の低速性能を CFD より評価した。さらに、低速でより有利に飛行するためウェーブライダの上面に翼型の上面を適用した。この翼型の翼厚と翼厚が最大となる位置について傾向を把握し、トリム迎角を可能な限り大きく取りつつ、L/D が向上する翼型を提案した。

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 :	主翼投影面積 [m ²]
ρ :	大気密度 [kg/m ³]
g :	重力加速度 [m/s ²]
L :	揚力
D :	抗力
C_L :	揚力係数
C_D :	抗力係数
C_m :	ピッチングモーメント係数

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が進められている¹⁾。実用化に向けて極超音速飛行実験構想 (図 1) が設定されている。その第 1 段階では、極超音速統合制御実験機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目的とされている。第 2 段階では、極超音速巡航実験機による巡航技術の確立が目的とされている。NAL735 ロケットブースタ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 程度でマッハ数 5 以上の巡航を実証する。試験後、低速飛行によって



図 1. 極超音速飛行実験構想

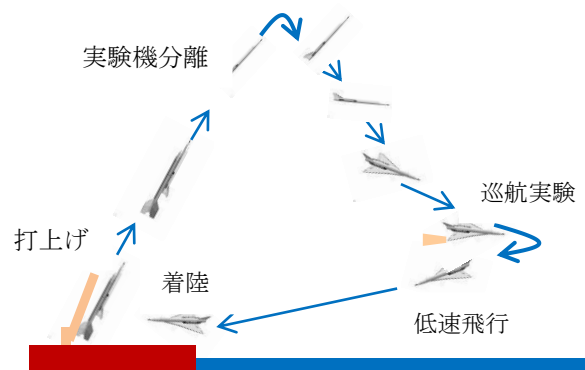


図 2. 極超音速巡航実験概要図

試験場に着陸する計画である (図 2)。実験機の胴体側部には全長 3m、推力 1kN の PCTJ が 2 基装備されている。第 3 段階では、10 人乗りの極超音速ビジネスジェットが検討されている。

本研究では第 2 段階の極超音速巡航実験機を研究対象とする。JAXA では、これまで打ち上げ、引き起こし、巡航時の動圧に耐えられる初期検討形状の構造解析および重量推算が行われてきた¹⁾。初期検討形状について巡航性能評価を行ったところ、巡航時の推力に対して抗力が大きいという課題があった。さらに、十分な試験時間を確保できない課題も分かった。

ここで、試験時間と L/D の関係はプレグーの式によって表される。

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

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。そのため、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。したがって、初期検討形状において L/D の向上が必要とされる。

極超音速領域で高い L/D を持つ形状の一つとしてはウェーブライダが挙げられる³⁾。これまでの研究では円錐型ウェーブライダ（以後、ウェーブライダと省略）を主翼として極超音速巡航実験機の胴体へ適用した形状で（ウェーブライダ翼機）、L/D が向上する可能性を検討してきた⁴⁾。その結果、巡航では初期検討形状に対してウェーブライダ翼機で L/D を向上することができた⁴⁾。

図 2 の飛行計画では低速飛行を行うことが想定されているが、上記のような機体の低速性能は評価されていない。また、低速でより有利に飛行するため、L/D の向上が手段の一つとして挙げられる。ウェーブライダ翼機のウェーブライダの上面には自由度があり、上面に翼型の上面を適用することで L/D が向上する可能性がある。そのため、ウェーブライダの上面に翼型の上面を適用することが考えられるが、未だ検討はされていない。

2. 研究目的

そこで、本研究ではウェーブライダ翼機を対象として目的は以下のとおりである。

- 1) 着陸を想定した場合の低速飛行(マッハ数 0.3)での低速性能評価。
- 2) 低速で L/D を向上するため、ウェーブライダの上面形状に NACA4 字系翼型の上面を適用する。適用した NACA 翼型の上面の翼厚と翼厚が最大となる位置を検討する。

これらについて、CFD を用いて検討する。

3. 解析手法

空力特性を CFD 解析より取得するため、JAXA が開発した高速流体ソルバ FaSTAR⁵⁾（FaST Aerodynamic Routines）と自動格子生成ソフト Hexagrid⁶⁾を使用した。各形状につき、3000 万点の格子点数を設けた（図 3）。計算時間短縮のため、機体は中心面において対称とした。解析条件を表 1、主流条件を表 2 に示す。

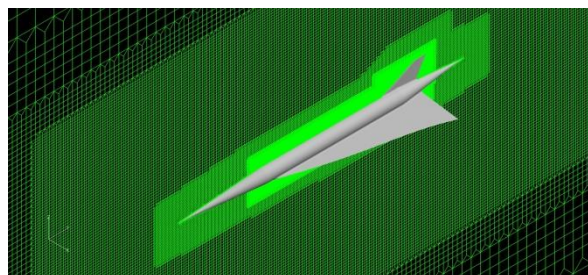


図 3 計算格子（中心面において対称）

表 1 解析条件

支配方程式	3次元圧縮性 NS 方程式
乱流モデル	SA-noft2 ⁷⁾
流速評価法	HLLW 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	0.3
基準温度 [K]	288.2
基準圧力 [kPa]	94.3
動圧 [kPa]	6.1
レイノルズ数	5.5×10^7
迎角 [deg]	0, 2, 4, 6, 8, 10

4. ウェーブライダ翼機

これまでの検討の中で、巡航状態で L/D を向上するために、主翼にウェーブライダを適用したウェーブライダ翼機の検討を進めてきた⁴⁾（図 4）。表 3 に諸元を載せる。初期検討形状に対して、胴体および主翼を変更したが、重量の減少率が 10%以内であった。そのため、重量は等しいと仮定する。図 5 にウェーブライダ翼機の主翼に適用しているウェーブライダを示す（以後、基準翼とする）。このウェーブライダは主翼投影面積が初期検討形状と等しくなるよう設計した⁴⁾。この基準翼の上面形状は極超音速では機体軸と平行に設計される。しかし、低速では上面形状はキャンバーを持つことで L/D が向上する。そ

のため、低速では自由度があり、低速で L/D が低下するウェーブライダの上面に翼型を設けることで L/D を向上できる可能性がある。

ここではじめに、ウェーブライダ翼機の低速性能評価を行う。その上で、L/D をさらに向上するため基準翼の上面形状の検討を行う。

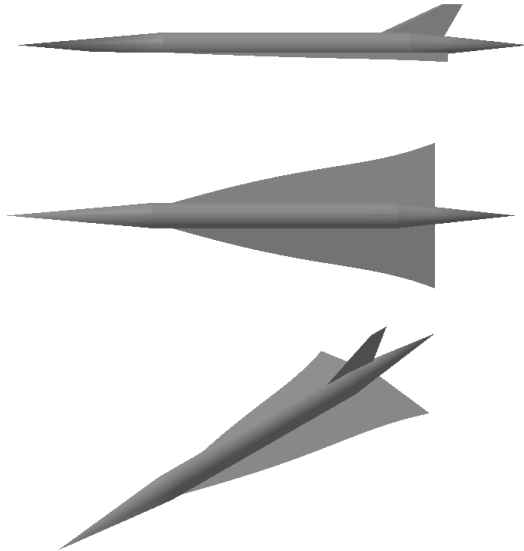


図4 ウェーブライダ翼機

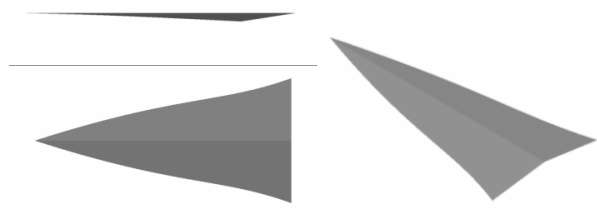


図5 ウェーブライダ翼

表3 機体諸元

総重量[kg]	803
エンジン推力(2基)[kN]	2030
全長[m]	9.6
主翼投影面積[m ²]	8.3
胴体体積	1.07
機首より重心の位置 [%]	55
主翼	ウェーブライダ翼

5. 低速飛行が成立する条件

本研究の1つ目の目的としては、低速性能を評価することである。そこで、あらかじめ低速飛行が成立する縦3分力の C_L 、 C_D 、 C_m の条件を設ける。仮定として、ウェーブライダ翼機においては初期検討形状と同じ機体重量を持ち、推力を持つとする。表3

の重量、推力と表4の計算条件より、低速飛行に必要な C_L 最小値および C_D 最大値を算出する。 C_L および C_D の計算式は基本的な式2と式3を使う。

$$L = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_L \quad (2)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_D \quad (3)$$

揚力と推力が重量と抵抗を超えていれば低速飛行が成立する条件とする。算出結果を図6に示す。図6の計算結果を以後、低速飛行の条件として使用する。表5に低速飛行が成立する条件をまとめる。

表4 計算条件

マッハ数 0.3
ρ : 1.2 [kg/m ³]
音速: 340.0 [m/s]
速度 v : 102.0 [m/s]
S : 8.3 [m ²]

図6 低速飛行が成立条件の計算結果

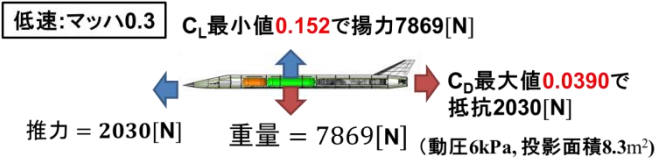


表5 低速飛行の成立条件のまとめ

$C_L \geq 0.152$
$C_D \leq 0.0390$
C_m : 縦の静安定がある トリムが取れている

6. 低速性能評価

5節の表5を元にウェーブライダ翼機の低速性能評価を行う。ウェーブライダ翼機の低速飛行を想定したマッハ数0.3での解析結果(縦3分力)を図7に示す。図8に迎角0度におけるウェーブライダ翼機の下面の圧力係数分布を示す。

C_L に関しては、低速飛行に必要な C_L 最小値は0.152である。図7(a)より、迎角4度以上で C_L 最小値を確保できることが確認できた。 C_D に関しては、低速飛行が成立する C_D 最大値は0.0390である。そのため、図7(b)より、迎角を最大4度まで取れることが確認できた。L/Dに関しては、図7(c)より迎角4度で最大L/Dが6.4であった。 C_m に関しては、図7(d)より縦の静

安定が確認でき、迎角 2 度付近でトリムが取れているのが確認できた。

迎角 4 度以上で C_L の最小値を確保でき、 C_D の最大値以下であるため、迎角 4 度では低速飛行が成立すると思われる。しかし、トリム迎角 2 度では必要な C_L が得られていない。そのため、低速飛行で C_L 最小値 0.152 を確保するためには、トリム迎角 2 度での C_L の増加および L/D の向上が必要となる。あるいは、トリム迎角を 4 度まで上げなければならない。トリム迎角を 4 度まで上げるには、頭上げモーメントを強くする機構が必要となる。しかし、頭上げモーメントを強くするエレボンなどの機構を用いた場合でも、舵を切ることによって C_L が低下すると考えられる。したがって、 L/D の向上がさらに必要であると考えられる。

C_m に関しては、図 8 に示した基準翼の圧力係数分布より、ウェーブライダ翼の下面の後端部で負圧が生じていることが確認できる。これは、下面で流れが剥離して負圧が生じ、頭上げモーメントが強くなったためである。そのため、トリム迎角が 2 度になったと考えられる。

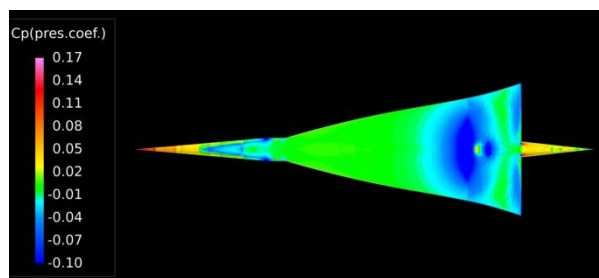
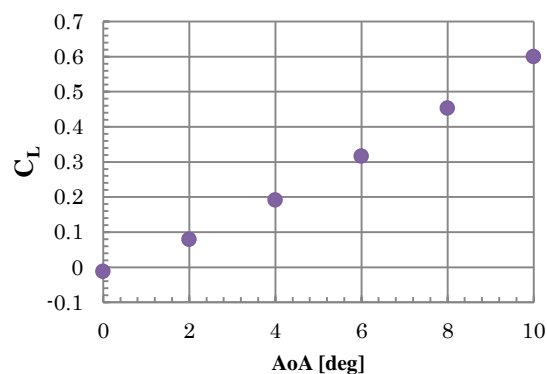


図 8 ウェーブライダ翼機の下面の圧力係数分布 (マッハ 0.3, AoA=0deg)

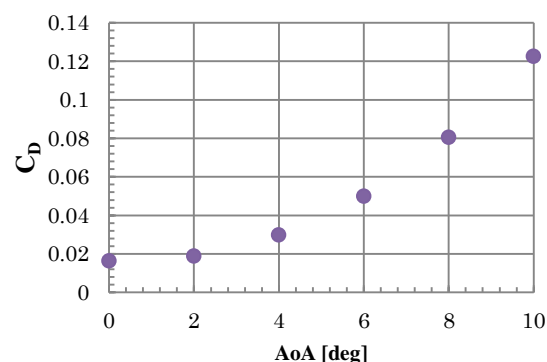
低速性能評価を行った結果、トリムが取れている 2 度で C_L の向上もしくは、頭上げモーメントを強くする機構を設けトリム迎角を上げる課題が確認できた。したがって、低速では L/D の向上が必要である。表 6 に低速性能評価をまとめる。

表 6 機体形状別の低速飛行時における評価結果

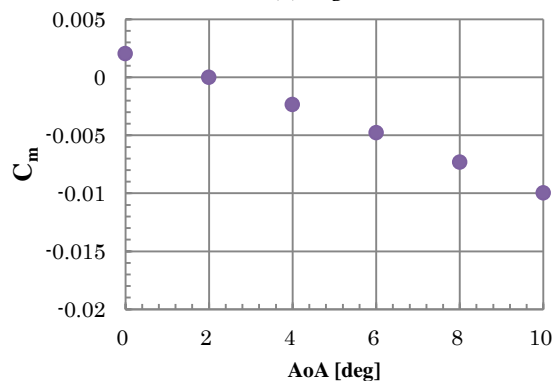
C_L	トリム迎角 2 度では条件を満たさない (迎角 4 度以上で飛行可能)
C_D	トリム迎角 2 度では条件を満たす (迎角 4 度まで飛行可能)
C_m	縦の静安定がある トリムは取れているがトリム迎角 2 度では飛行条件を満たさない(4 度以上必要)



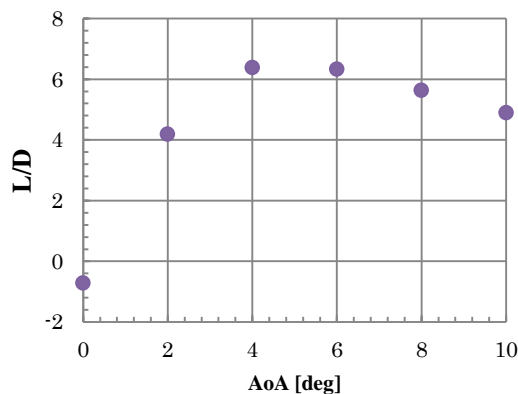
(a) C_L



(b) C_D



(c) C_m



(d) L/D

図 7 低速空力特性 (マッハ数 0.3)

7. 主翼上面形状が空力性能に与える影響の検討

L/Dを向上するため、主翼の上面形状にNACA4字系列の翼型を適用し、空力性能に与える影響を評価した。図9にNACA1301を例に変更するパラメータを示す。変更するパラメータは、コード長に対するキャンバークラインの最大y座標 m (パラメータ1) とコード長に対する最大キャンバークの位置 (パラメータ2) である。キャンバークラインからの最大翼厚比1%は固定パラメータとする。(固定)。また、翼厚を大きくすることは、巡航マッハ数では抵抗の増加に繋がってしまうため、翼型の最大翼厚比の上限を1.5%と仮定した。パラメータ1およびパラメータ2を変更し、NACA4字系列翼型の上面の翼厚と翼厚が最大となる位置を検討する。

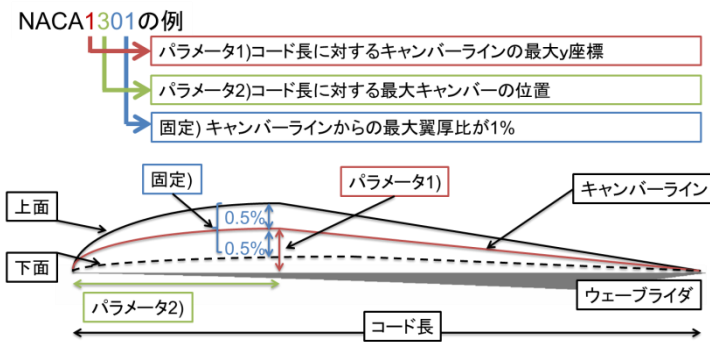


図9 NACA翼型の変更するパラメータの例

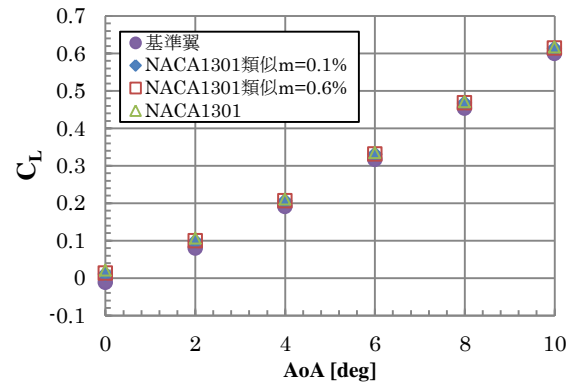
7.1 翼厚の影響評価

ウェーブライダ翼の上面に翼厚が無い基準翼から徐々に翼厚を増やした翼型を表7に示す。基準翼と表7に示した翼型の解析結果(縦三分力)を図10に示す。図11および図12に基準翼とNACA1301の断面圧力係数分布を示す。

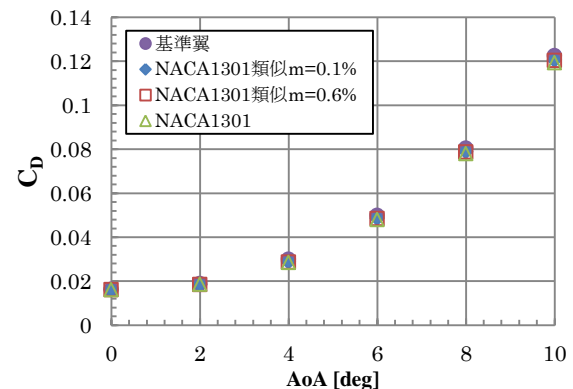
表7 翼厚を変更した上面形状

翼型	翼厚 (コード長に対する)
NACA1301 類似 $m=0.1\%$	0.6%
NACA1301 類似 $m=0.6\%$	1.1%
NACA1301	1.5%

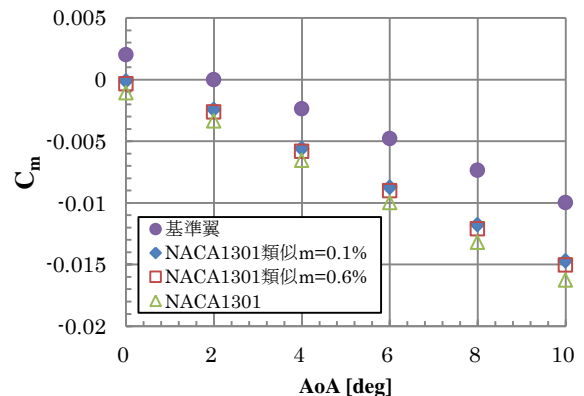
図10(a)より基準翼に対して翼厚を増やすことで C_L が増加する傾向が確認できた。基準翼に対して迎角4度ではNACA1301 類似 $m=0.1\%$ では7%, NACA1301 類似 $m=0.6\%$ では8%, NACA1301では10%向上した。図10(b)より C_D は各翼型においてほとんど差が生じなかった。図10(d)より、L/DはNACA翼型を上面に



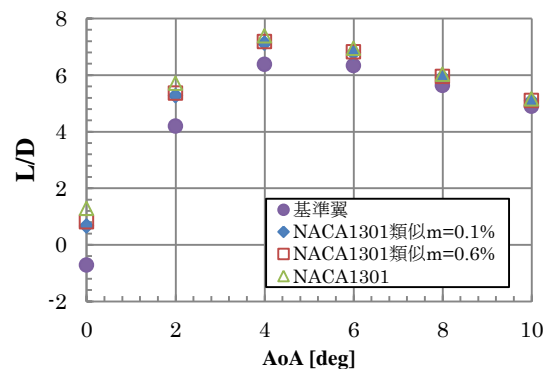
(a) C_L



(b) C_D



(c) C_m



(d) L/D

図10 翼厚を変更した場合の空力特性
(マッハ数0.3)

設けることで、基準翼に対して NACA1301 類似 $m=0.1\%$ では 7%, NACA1301 類似 $m=0.6\%$ では 12%, NACA1301 では 16% 向上した。図 10(c) より、すべての形状で縦の静安定が確認できた。翼厚を大きくすることによって、トリム迎角がマイナスになる傾向が確認できた。

C_L に関しては、図 11 と図 12 の基準翼と NACA1301 の圧力係数分布を比較すると、上面の翼厚が無い基準翼から翼厚を設けることで、上面での圧力が低下していることが確認できる。そのため、 C_L が増加したのは、主翼の上面に翼型を設けることで負圧が増加したためと考えられる。 C_D に関しては、上面形状の翼厚が小さいため、差が少なかったと考えられる。 C_L が増加し、 C_D の差が小さかったため、ウェーブライダの上面に翼型の上面を設けることで L/D が向上したと考えられる。

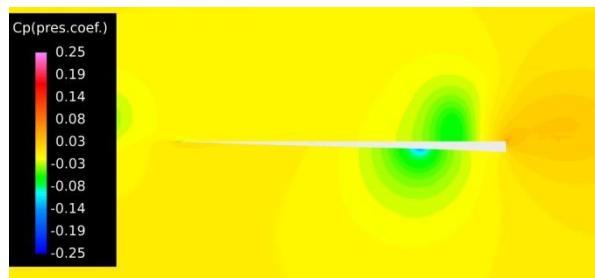


図 11 基準翼の断面圧力係数分布
(マッハ数 0.3)

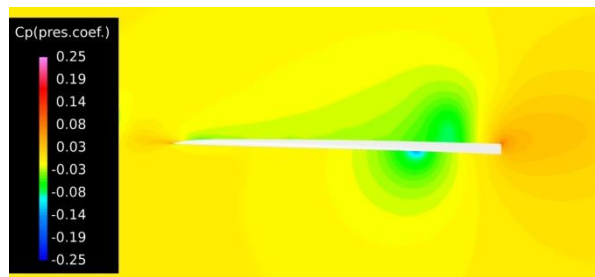


図 12 NACA1301 の断面圧力係数分布
(マッハ数 0.3)

C_m に関しては、翼厚を増やすことによって、トリム迎角がマイナスになる傾向が確認できた。また図 11 と図 12 より、翼厚を増やすことで主翼上面の後端で発生する負圧が増加しているのが確認できる。これによって、重心より後方で負圧が増加したため、頭下げモーメントが強くなったと考えられる。したがって、トリム迎角をなるべく大きく取るためには、翼厚をできるだけ薄くする必要があることが分かる。

以上の結果より、上面にキャンバーを設けることで、 L/D が向上した。 C_m に関しては縦の静安定が確保でき、翼厚を増やしていくことで頭下げモーメントが強くなる傾向が得られた。そのため、翼厚をできる限り薄くすることで、トリム迎角を可能な限り大きく取りつつ、 L/D を向上できた。

7.2 翼厚が最大となる位置の影響評価

翼厚が最大となる位置を前縁付近から後端付近まで変更した翼型を表 8 に示す。基準翼と表 8 に示した翼型の解析結果 (縦 3 分力) を図 13 に示す。図 14 に NACA1901 類似 $m=1.25\%$ の断面圧力係数分布を示す。

表 8 翼厚が最大となる位置を変更した上面形状

翼型	翼厚が最大となる位置 (コード長に対する)
NACA1101 類似 $m=1.03\%$	23%
NACA1301	31%
NACA1901 類似 $m=1.25\%$	61%

図 13(a) より迎角 4 度において、 C_L は NACA1101 で 8%, NACA1301 で 10%, NACA1901 で 47% 向上した。図 13(b) より、 C_D では NACA1101 類似 $m=1.03\%$ および NACA1301 では基準翼に対して C_D の差が少なかったが、NACA1901 類似 $m=1.25\%$ では迎角 4 度で 16% 増加した。図 13(d) より、 L/D は迎角 4 度で基準翼に対して NACA1101 で 15%, NACA1301 で 16%, NACA1901 で 24% 向上した。図 13(c) より、すべての形状で縦の静安定が確認できた。また、翼厚が最大となる位置を後方に設けることで、トリム迎角がマイナスになる傾向が確認できた。

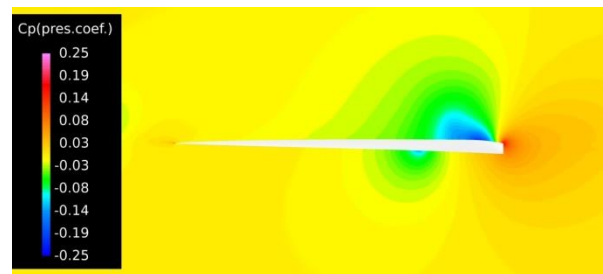


図 14 NACA1901 類似 $m=1.25\%$ の断面圧力係数分布
(マッハ数 0.3)

C_L に関しては、図 12 と図 14 より翼厚が最大となる位置を後端に近づける程、上面の後端での負圧が

強くなっていくのが確認できる。そのため、基準翼に対して C_L が増加したと考えられる。 C_D に関しては、NACA1101 類似 $m=1.03\%$ および NACA1301 では基準翼に対して C_L の増加が少なかったため、差があまり見られなかったと考えられる。NACA1901 類似 $m=1.25\%$ においては、 C_L が大きく増加したため誘導抵抗が強くなり、 C_D が増加したと考えられる。L/D に関しては、上面に翼型を設けることで C_L が増加したため向上したと考えられる。

C_m に関しては、図 12 と図 14 より主翼上面で生じる負圧の位置が後端に位置したため、負圧が強くなっているのが確認できる。重心より後方で C_L が増加したため、頭下げモーメントが強くなったと考えられる。翼厚が最大となる位置を前縁付近に設けた NACA1101 類似 $m=1.03\%$ ではトリム迎角をできる限り大きく取れたため、翼厚が最大となる位置は主翼前方に位置することによってトリムが取りやすくなる傾向が確認できた。

以上の結果より、上面にキャンバーを設けることで、 C_L が増加している一方で、 C_D の増加が小さかったため、L/D が向上した。 C_m に関しては縦の静安定が確保でき、翼厚が最大となる位置を後端近くに設けることで頭下げモーメントが強くなる傾向が得られた。そのため、翼厚が最大となる位置についてはできるだけ前方に設けることで、トリム迎角を可能な限り大きく取りつつ、L/D が向上できた。

7.3 翼厚と翼厚が最大となる位置のまとめ

7.1 節より、翼厚はできるだけ薄くすることで、トリム迎角を可能な限り大きく取りつつ、L/D の向上が確認できた。7.2 節より、翼厚が最大となる位置についてはできるだけ前方に設けることで、トリム迎角を可能な限り大きく取りつつ、L/D の向上が確認できた。そのため低速では、NACA 翼型の上面の翼厚と翼厚が最大となる位置を検討した結果、翼厚はできるだけ薄く、翼厚が最大となる位置はできるだけ前方に設ける翼型を提案する。

最後に、本研究では低速性能のみ着目してウェーブライダの上面に設ける翼型を検討した。しかし、ウェーブライダ翼機はマッハ数 5 で巡航するため、上面に翼型を設けることが巡航性能に与える影響評価も必要である。これを今後の課題とする。

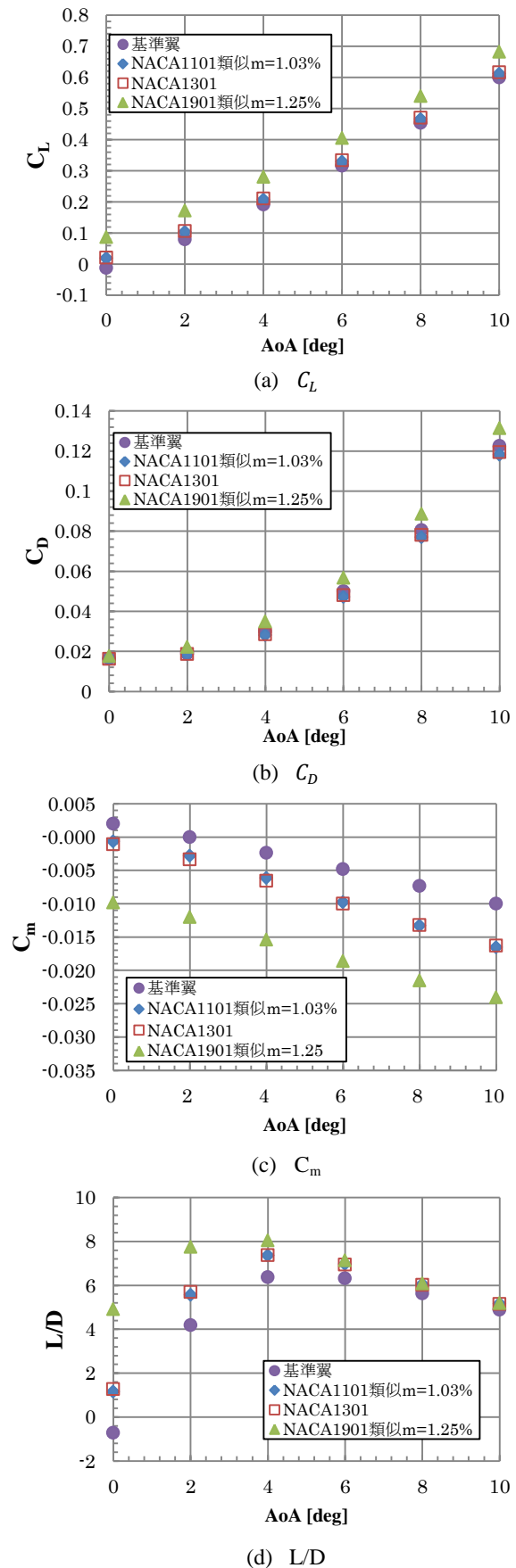


図 13 翼厚が最大となる位置を変更した場合の空力特性 (マッハ数 0.3)

8. 結論

初期検討形状の主翼にウェーブライダを適用した形状の可能性を検討するため、低速性能評価を行った結果、以下の知見が得られた。

- (1) 迎角 4 度で低速飛行が成立する見込みを見出せた。課題として、L/D の向上が必要であることが確認できた。
- (2) 低速で L/D を向上するためウェーブライダの上面に翼型の上面を設けた。この翼型の低速における翼厚と翼厚が最大となる位置を提案できた。

9. 今後の課題

ウェーブライダ翼の上面に翼型を設けることが巡航性能に与える影響の評価し、巡航と低速性能を考慮した翼型の検討を行う。

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, “極超音速ターボジェットの飛行実験構想,” 平成 27 年度宇宙輸送シンポジウム講演集, 2016
- 2) Pelegrin, M., and Hollister, W. M., “Concise Encyclopedia of Aeronautics & Space Systems”, Pergamon Press Ltd, 1993.
- 3) K.G. Bowcutt, J.D. Anderson D. Capriotti, “Viscous Optimized Hypersonic Waveriders”, AIAA 25th Aerospace Sciences Meeting, 1987.
- 4) 晝間正治, 手塚亜聖, 田口秀之, 本郷素行, 廣谷智成, “極超音速巡航実験機の低速空力性能評価”, 第 60 回宇宙科学技術連合講演会, 3A09, 2016
- 5) 橋本敦, 村上桂一, 青山剛史, 菱田学, 大野真司, 坂下雅秀, ラファールパウルス, 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
- 8) S. Obayashi, G. P. Guruswamy, “Convergence Acceleration of a Navier-Stokes Solver for Efficient Static Aeroelastic Computations”, AIAA Journal Vol. 33, No.6, 1995
- 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.