

# 超音速二枚翼型における衝撃波の CFD 解析

山下 博, 米澤 誠仁, 後藤 悠一郎, 大林 茂, 楠瀬 一洋  
東北大学流体科学研究所

## CFD Analyses of Shock Wave Behavior of Busemann's Biplane

by

Hiroshi YAMASHITA, Masahito YONEZAWA, Yuichiro GOTO,  
Shigeru OBAYASHI and Kazuhiro KUSUNOSE

### ABSTRACT

Although many kinds of aircrafts are produced, until now, The Concorde is the only supersonic commercial transport (SST) ever built. However, it made its final flight in 2003. It is everyone's dream to be able to go anywhere faster and at the same time ensuring comfort. One of the fundamental problems preventing commercial transport from going supersonic is the creation of strong sonic boom by shock waves. Here we propose a new concept of "Biplane". This concept is practical for achieving boomless supersonic aircraft. The aim of this research is to study the shock wave behaviors of Busemann's Biplane for a wide range of Mach numbers and angle of attack, using CFD (Computational Fluid Dynamics) code in inviscid flow (Euler) mode. As the results, the CFD analyses capture a choked flow phenomenon of Busemann's Biplane.

### 1. 緒言

2003年にコンコルドが就航を終えた現在、大型の超音速旅客機は未だ実現していない。より速くより快適な飛行は皆の夢であるとともに、航空機開発においても新しい市場を開拓する必要があり、市場を差別化する意味からも高速化、すなわち超音速旅客機開発の意義は大きい。

超音速旅客機を実現させるための最大の課題は強い衝撃波の発生に伴う騒音である。そこで我々は複葉翼のコンセプトを用い、超音速飛行時に発生する衝撃波を翼間で相殺し、造波抵抗を低減させることで地上への騒音を抑えた翼型設計に取り組んでいる[1]。また実飛行を見据えた場合、亜音速から超音速まで適応できる翼型を開発する必要がある。

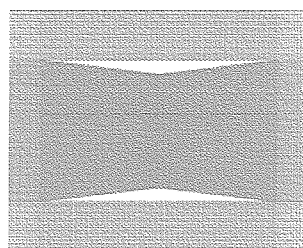
Busemann's Biplane [2] は設計点付近では衝撃波をほぼ相殺できることが知られているが、設計点以外での特性はまだ知られていない。そこで本研究では、まずコンセプトの基本形状となる Busemann's Biplane の Mach 数変化による衝撃波の影響を Euler 計算 (非粘性) により CFD 解析を行った。この結果からチョーク現象の詳細を解明する。次に Mach 数一定のもとに迎え角を変化させ、Busemann's Biplane の翼としての空力特性を確認する。

### 2. 計算手法

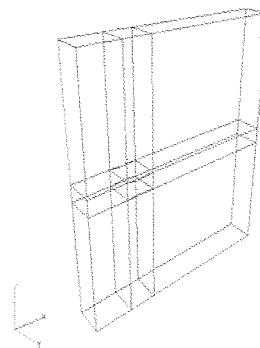
CFD 解析は Multiblock 法により格子作成し、独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 (JAXA) が開発した UPACS [3] を用いて 2 次元 Euler 計算を行った。UPACS コードを用いた CFD 解析の信頼性は参考文献 [4] で示されているためここでは割愛する。Fig. 1 (a) に Busemann's Biplane 近傍の計算格子、Fig. 1 (b) に 9 ブロックから構成される計算領域を示す。Busemann's Biplane の翼間距離はコード長 1.0 に対し 0.5 とし、また翼の最大厚さは 0.05 とした。翼間格

子点数は  $126 \times 251$  である。2 次元平面の全格子点数は約 22 万点である。

今回用いた形状は  $M=1.7$  で定常飛行することを想定しており、従って本研究ではまず Mach 数を 1.58 から 1.9 まで変化させ計算を行った。次に Mach 数を 1.7 に固定し、迎え角を  $\alpha=0.0$  から 4.5 まで変化させ計算を行った。



(a) 近傍の 2 次元計算格子



(b) 分割された計算領域

Fig. 1 Busemann's Biplane の計算格子

### 3. 結果と考察

CFD 解析結果により得られた  $M=1.7$  から  $M=1.62$  までの Mach 数変化に対する  $C_p$  分布を Fig. 2 に示す。Fig. 3 は  $M=1.68$  から  $M=1.62$  までの計算結果を用い、亜音速領域の変化のみを示した Mach 数分布である。Fig. 4 は流れがチョークしている際の流れ場の様子を示しており、これを用いてチョーク現象をより詳細に考察していく。Fig. 5 は Mach 数に対する  $C_d$  値であり、その値を Fig. 5 (a) に示し、Fig. 5 (b) にグラフで示す。

また Busemann's Biplane の基本的な翼性能を調べるため迎え角を変化させて CFD 計算を行った。結果から得られた迎え角  $\alpha=0.0 \sim 4.5$  までの  $C_p$  分布を Fig. 6 に示す。Fig. 7 は Busemann's Biplane の空力特性を示しており、迎え角に対する空力値を Fig. 7 (a)、

Busemann's Biplane の空力特性線図を Fig. 7 (b)～(c) に示す。

#### 3.1 Busemann's Biplane のチョーク現象

Fig. 2 (a) から  $M=1.7$  では翼先端で発生する強い衝撃波が翼間で互いに相殺されているが、Fig. 2 (e)  $M=1.62$  では翼前方に強い bow shock が現れ、衝撃波後流の亜音速流れがチョークしていることが確認できる。これは  $M=1.7$  から Mach 数を下げていくと翼先端で発生する衝撃波が翼間で反射し、 $M<1.0$  以下の亜音速領域が生成されることによると考えられる。これにより最大厚み部分において流れがチョークし、亜音速領域が翼間の上流へと伝播して外側へと押し出された際に強い bow shock が形成されるわけである。

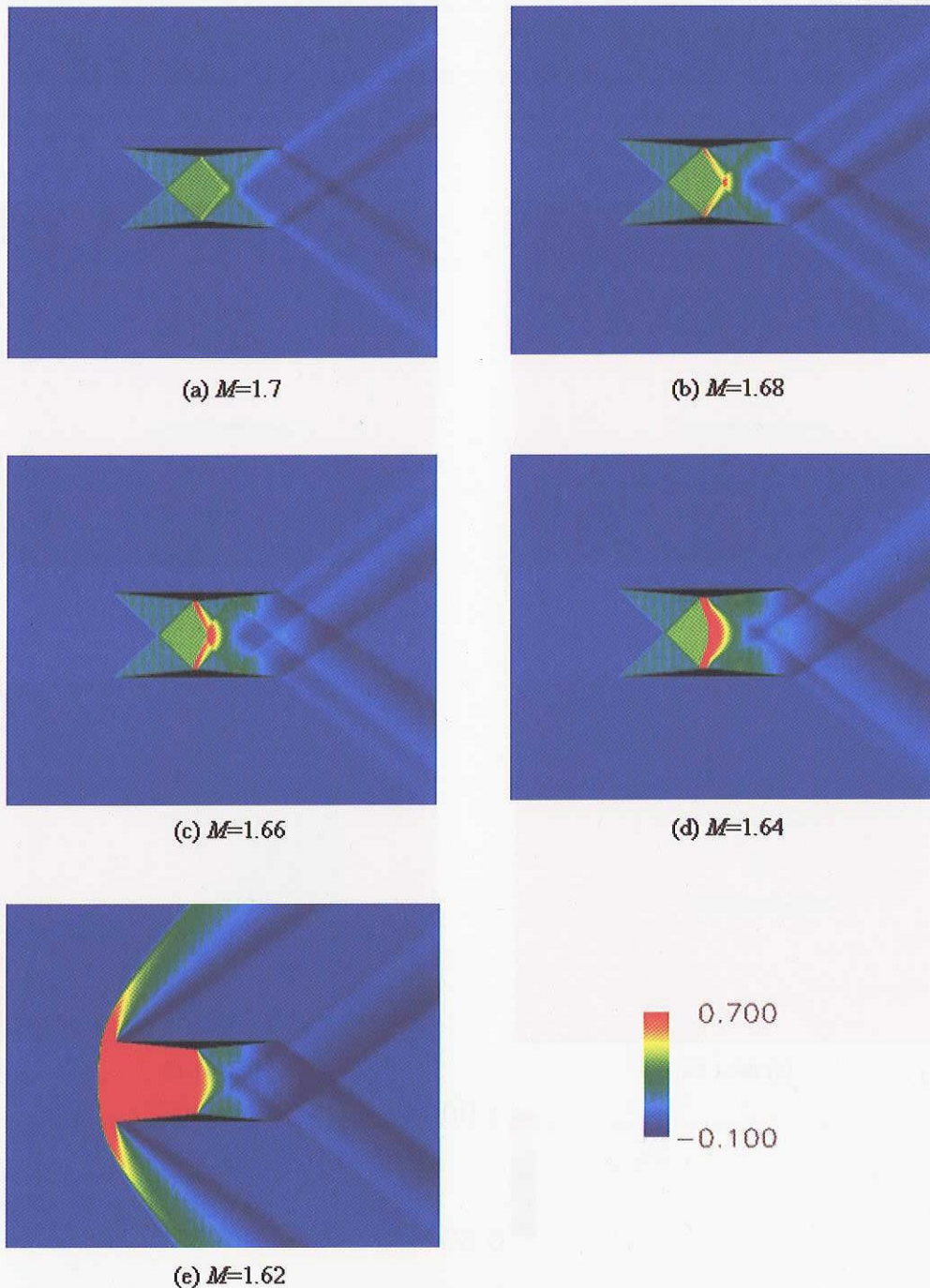


Fig. 2 Mach 数変化に対する  $C_p$  分布



Fig. 3 から Mach 数を設計値から下げていく場合に、亜音速領域が生成される様子が確認できる。Fig. 3 (b) から二枚翼間の衝撃波は互いに反射することで、頂点付近及び二枚翼間の中心から亜音速領域が生成し始めることが確認できる。この場合亜音速領域は互いに局所的な領域として存在しており、流れはチョークしていない。Mach 数がさらに下がると Fig. 3 (c) のように亜音速領域は拡大し、ひとつの領域へと成長すると Fig. 3 (d) のように流れがチョークすることになる。

一方、強い bow shock が形成している状態から、Mach 数を設計 Mach 数 ( $M=1.7$ ) へと上げていく場合を考えると、チョーク現象をより詳細に理解できる。Mach 数が設計値より小さく、bow shock が形成されている状態では Fig. 4 (a) のように二枚の翼間でチョークが起こる。そのため bow shock を通過した流れは亜音速流れとなる。これは Fig. 3 (d) から確認できる。そして bow shock を通過した亜音速流れは流路を拡大しながら流れ、二枚翼の前縁でよどみ点をとることになる。また翼の外側へ流れが流出することにより、翼前縁から

強い膨張波が発生する。この様子は Fig. 2 (e) から確認できる。

Mach 数が徐々に増加し設計 Mach 数へと近づくにつれ、Fig. 4 (b) のように bow shock は翼前縁へと近づく。また翼の外側への流出が減少することで外側に発生していた膨張波も弱められる。これは本来設計 Mach 数における Busemann's Biplane は、外側への流出が無いからである。

Mach 数が設計値 ( $M=1.7$ ) になると、Fig. 4 (c) のように前方に形成されていた bow shock が翼前縁に付着し、翼の外側への流出はなくなる。従って二枚翼外部では bow shock は流れのふれ角が 0 まで減少するため Mach 線へ退化し、同時に膨張波は外側への流出が無くなるため発生しなくなる。また二枚翼内部への流れは、くさび角  $\theta$  が十分に小さいため斜め衝撃波が形成される。これより設計 Mach 数では二枚の翼間で、頂点から出る膨張波が反対側の翼前縁から出る衝撃波を相殺し、造波抵抗を大幅に低減できるというわけである。参考のため Fig. 4 (d) に bow shock 発生時 ( $M=1.62$ ) と設計値 ( $M=1.7$ ) の各 Mach 数における翼面上の  $C_p$  分布を示す。

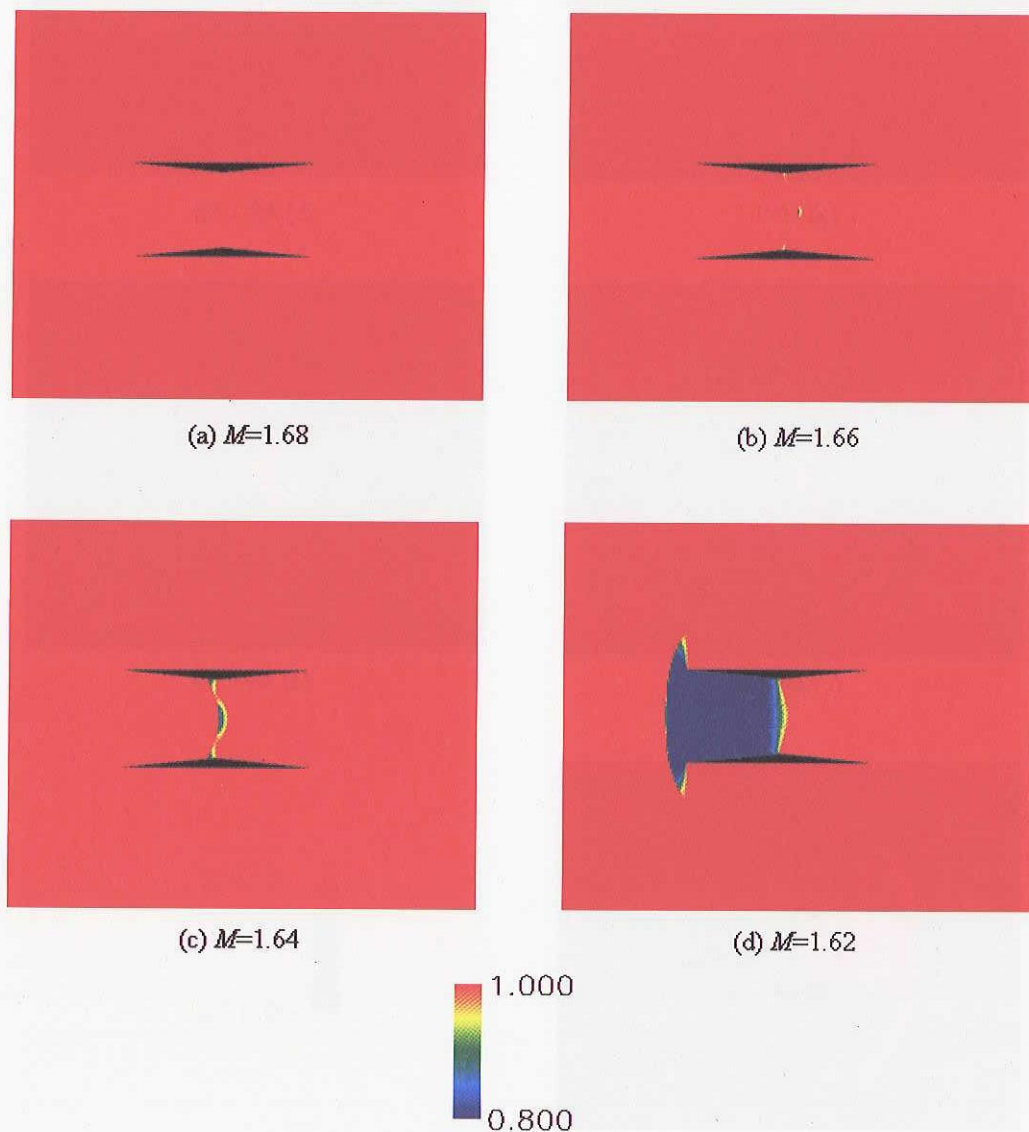


Fig. 3 Mach 数分布 (Busemann's Biplane の亜音速領域)

Fig. 5 (a) はチョーク現象を含む  $M=1.58$  から  $M=1.9$  までの  $Cd$  値を示しており、Fig. 5 (b) はそれをグラフに示したものである。 $Cd$  値は  $M=1.7$  では  $0.0022$  であるのに対して、 $M=1.62$  では  $0.0943$  となっており、チョーク現象により抵抗が約 43 倍増加することがわかる。しかし設計 Mach 数 ( $M=1.7$ ) 付近では抵抗が小さく、地上への騒音を抑えることができる大きなメリットがある。Busemann's Biplane のメリットは設計 Mach 数近辺のみではないかと考えられていたが、Mach

数が設計値と異なる場合でも、幅広い Mach 数 (特に設計 Mach 数より大きな Mach 数領域) で造波抵抗を低減できるメリットが活かせることがわかった (Mach 数約 2.7 を超えると衝撃波の干渉が無くなり、Diamond 翼と同じ抵抗をとる)。従ってこのチョーク現象を回避する翼型を設計することができれば、新型のブームレス超音速旅客機が現実のものとなる可能性が非常に高いと言える。

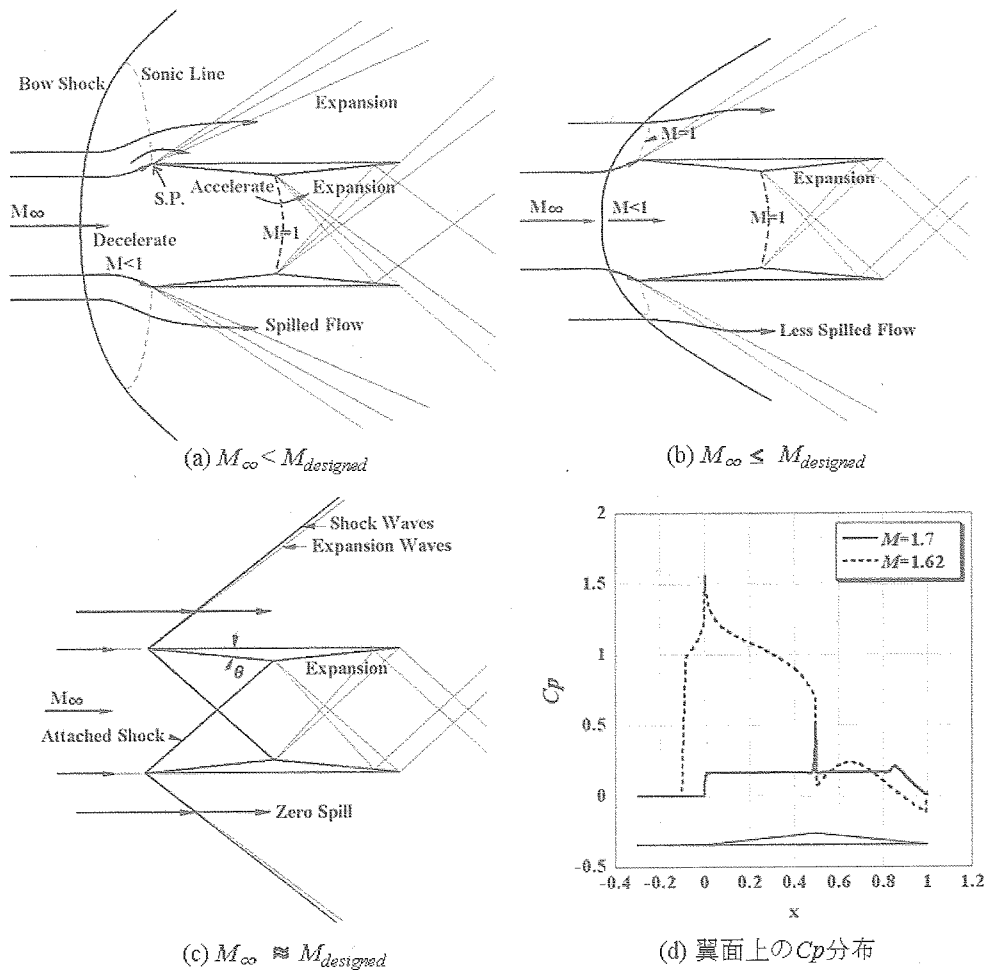


Fig. 4 各 Mach 数における流れ場の様子

Mach 数	$Cd$
1.58	0.0948
1.60	0.0945
1.62	0.0943
1.64	0.0050
1.66	0.0037
1.68	0.0028
1.70	0.0022
1.72	0.0021
1.74	0.0024
1.76	0.0028
1.78	0.0032
1.80	0.0036
1.90	0.0058

(a)

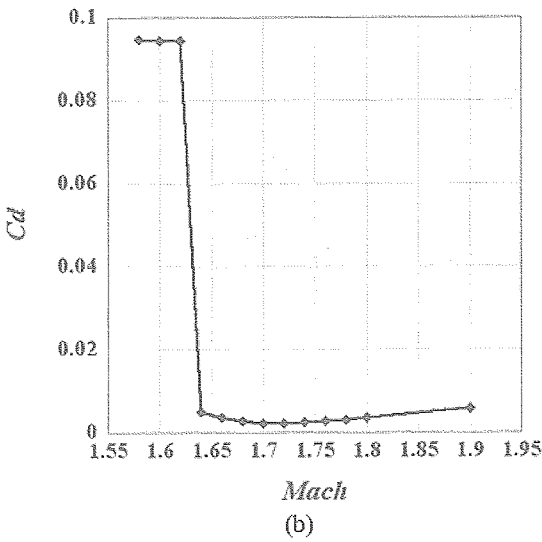


Fig. 5 Mach 数変化に対する  $Cd$  値



### 3.2 Busemann's Biplane の空力特性

CFD 解析結果により得られた  $\alpha=0.0$  から  $\alpha=4.5$  までの迎え角変化に対する  $C_p$  分布を Fig. 6 に示す。Fig. 7 (a) は迎え角に対する  $Cl$ 、 $Cd$  値を示しており、Fig. 7 (b)～(e) に Busemann's Biplane の空力特性線図を示す。今回は全て Mach 数を 1.7 に固定して計算を行った。

Fig. 6 から迎え角が大きくなるにつれて二枚翼上面の圧力が減少し、揚力が発生している様子が確認できる。二枚翼の内部流れをみると、下翼の頂点付近に斜め衝撃波の反射による圧力ピークが形成されていることがわかる。これは迎え角が増加していくことで、流れから見た二枚翼の前縁部分におけるくさび角  $\theta$  が上翼と下翼で変化するからである。すなわち上翼ではくさび角  $\theta$  が迎え角  $\alpha$  分だけ増加するため、上翼の前縁から発生する斜め衝撃波はより強くなり、衝撃波の傾きの角は増加する。そしてその衝撃波が  $\alpha$

$=0.0$  の場合に比べて、下面の頂点より手前付近で反射するため圧力ピークが形成されるわけである。一方、下翼ではくさび角  $\theta$  が迎え角  $\alpha$  分だけ減少することで下翼の前縁から発生する斜め衝撃波は弱まることになる。

Fig. 7 に示す Busemann's Biplane の空力特性線図は、それぞれ (b) 揚力曲線、(c) 抗力曲線、(d) Polar Curve、(e) 揚抗比曲線である。Fig. 7 (b) から揚力係数  $Cl$  は迎え角に比例して直線的に増加し、迎え角が 0 度で揚力係数が 0 となる。Fig. 7 (c) は抗力係数  $Cd$  の迎え角による変化であるが、曲線はほぼ放物線となり迎え角が 0 で抗力係数は最小値をとることがわかる。Fig. 7 (d) は横軸に抗力係数、縦軸に揚力係数をとり表したもので、曲線に沿って記入されている数字は、その点で示される抗力係数及び揚力係数を与える迎え角である。Fig. 7 (e) は  $L/D$  の揚力係数に対する変化を表しており、揚力係数が 0.08 付近で最大値をとりながら揚力係数の増加とともに値は減少していくことが確認できる。

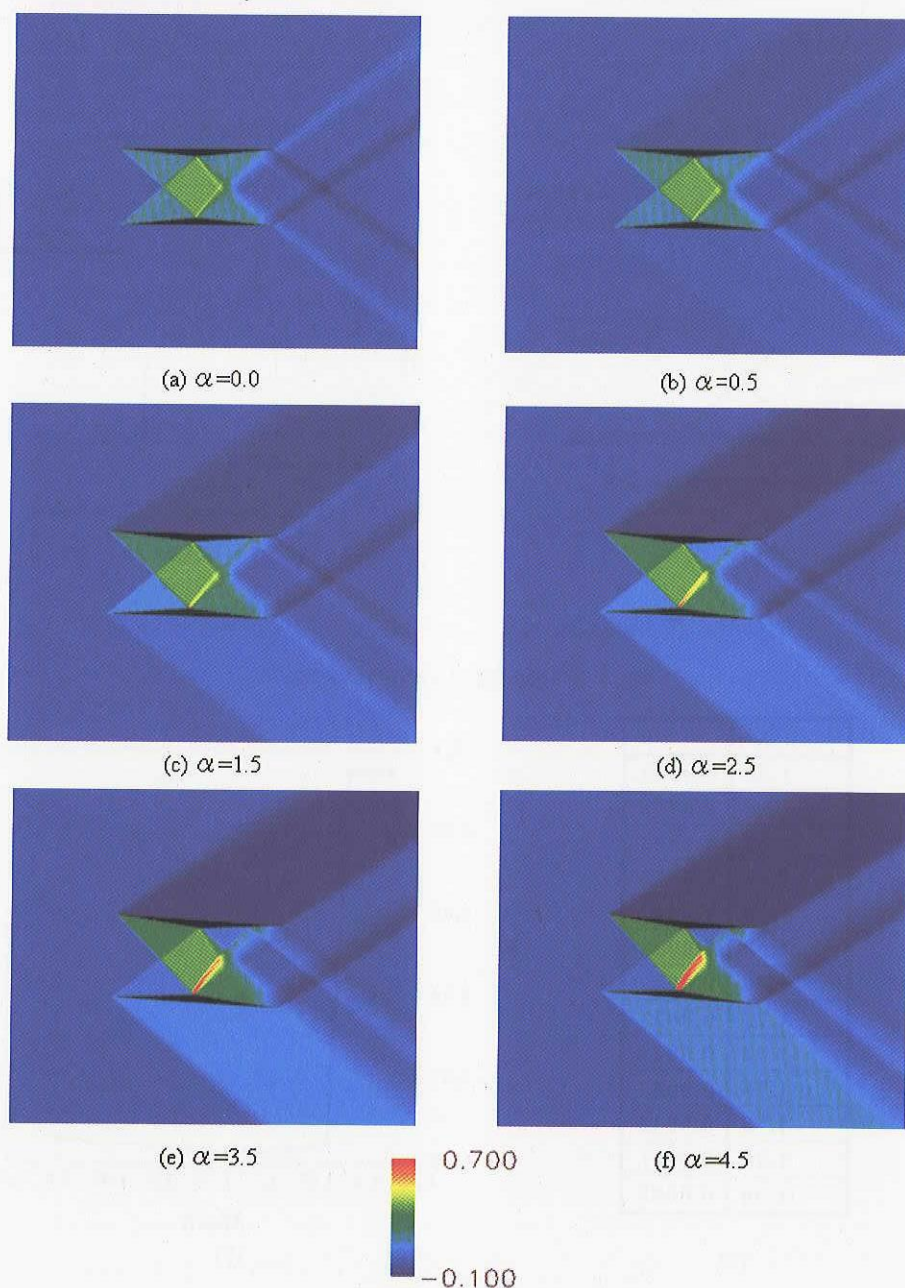


Fig.6 迎え角変化に対する  $C_p$  分布

Alpha	0.0	0.5	1.0	1.5	2.0	2.5	3.0	3.5	4.0	4.5
Cl	0.0000	0.0290	0.0580	0.0872	0.1178	0.1467	0.1766	0.2076	0.2391	0.2713
Cd	0.0022	0.0025	0.0033	0.0047	0.0068	0.0092	0.0123	0.0161	0.0206	0.0257

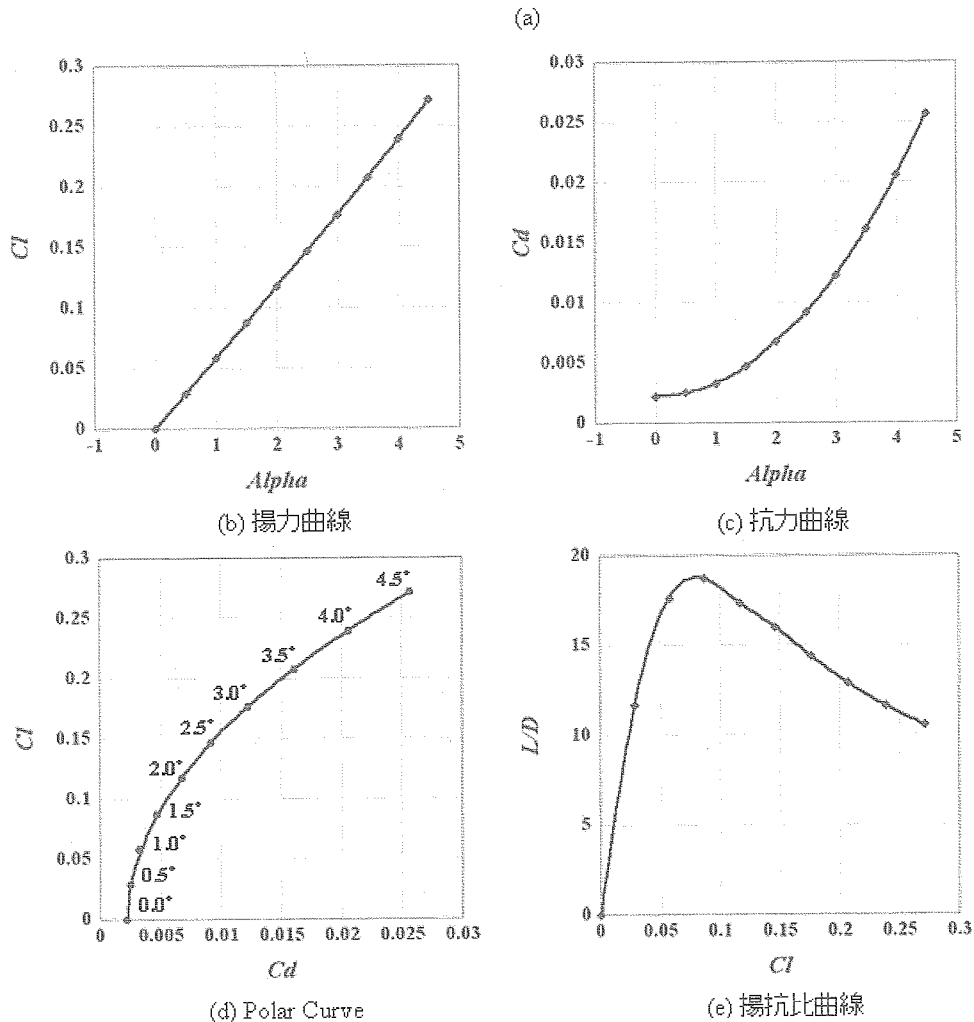


Fig. 7 Busemann's Biplane の空力特性

#### 4. 結言

本研究では二枚翼を用い騒音を抑えた超音速旅客機を実現すべく、Busemann's Biplane について衝撃波の CFD を用いた 2 次元解析を行った。これにより Busemann's Biplane のチョーク現象を詳細に解析することができた。また結果から Busemann's Biplane は設計 Mach 数より小さい Mach 数ではチョーク現象を起こすが、同時に設計 Mach 数を含む幅広い領域で衝撃波を相殺し、造波抵抗を低減させることがわかった。

また迎え角を変化させ CFD 解析を行うことで Busemann's Biplane の各空力特性線図を求めた。これにより Busemann's Biplane の設計点以外での翼性能を把握することができた。今後は今回の結果を踏まえ、実機の実現を目標とした十分な揚力を持つ二枚翼の研究 [5] と合わせて、チョーク現象を回避し様々な Mach 数に適應できる二枚翼型を設計していく。

#### 参考文献

- [1] 楠瀬一洋, “衝撃波の出ない超音速機の研究”, 平成 16 年度「サイレント超音速飛行実現のための実験・計算融合研究」・「レーザー駆動管内加速装置: 基礎物理の解明と実用展開」合同シンポジウム発表論文集, 2005 年 1 月.
- [2] Liepmann, H. W., Roshko, A., Elements of Gasdynamics, John Wiley & Sons, Inc., pp.115 – 118, 1957.
- [3] Japan Aerospace eXploration Agency, Introduction to UPACS, <http://www.ista.jaxa.jp/res/c02/upacs/index.html>
- [4] Yamashita, H., Yonezawa, M., Goto, Y., Obayashi, S. and Kusunose, K., “Basic Research toward Realizing Boomless Supersonic Aircraft”, Proceedings of 16<sup>th</sup> Institute of Fluid Science Meeting, Tohoku University, Sendai, Japan, December, 2004.
- [5] Maruyama, D., Matsushima, K., Nakahashi, K. and Kusunose, K., “Aerodynamic Design of Low Boom and Low Drag Supersonic Biplane”, JSFM Annual Meeting 2005, AMO05-23-012, Tokyo, Japan, September, 2005.