

## 第 6 章

### 衝撃波を相殺する複葉型超音速翼の実験的研究

#### 6-1 はじめに

コンコルドの引退以降、超音速旅客機を実現させるためには、離着陸時の騒音低減や推進系の燃費効率の増加だけでなく、超音速巡航中のソニックブームの低減が必要不可欠である。特に翼によって生じるソニックブームを低減するために、楠瀬らによって Busemann 型複葉翼を応用することが提案され、その理論的考察<sup>1-3</sup>と CFD を用いた空力特性に関する研究が進められている。その基本原理に関する理論的考察、2次元および3次元形状、胴体形状に関する非粘性計算<sup>4-7</sup>、さらには逆問題設計<sup>8-11</sup>など、CFD を応用した研究が進められている。

本章では、超音速複葉翼機の想定飛行マッハ数範囲を網羅すべく、設計マッハ数においては、東北大学流体科学研究所所有の吸込み式超音速風洞、遷音速域および超音速域については、宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部 (ISAS/JAXA) の高速気流総合試験設備、離着陸付近の低速域については、東北大学流体科学研究所低乱熱伝達風洞試験設備を用いて、流れの可視化実験ならびに複葉翼の空力特性実験を想定飛行マッハ数範囲において実施した。設計マッハ数における Busemann 型複葉翼の衝撃波干渉や相殺を実証し、複葉翼周りの基本的な流れ特性を全速度域について調べ、今後の実験の方向性および CFD 計算との比較検討に資する知見を得ることができた。

#### 6-2 設計マッハ数超音速風洞実験の概要

東北大学流体科学研究所所有の設計マッハ数 1.7 の吸込み式超音速風洞 (測定部 60mm×60mm, Fig. 6.1) を用いて、衝撃波干渉ならびに減衰を目的にした Busemann 型複葉翼を用いて、複葉型翼模型周りの流れ特性に関する実験を実施した。

理論的には Kantrowitz 条件を満足しない複葉翼の寸法である。よって、不始動状態を回避するための風洞作動手順を確立し、のみ込みマッハ数以上のマッハ数からの作動を確認し、Fig. 6.2 に示すように衝撃波干渉・減衰をシュリーレン法によって可視化することができた。さらに、不始動状態へ遷移したとき、シュリーレン写真と複葉型翼模型下流のピトー圧測定値を比べると、Fig. 6.3 に示すように翼前縁に形成された強い衝撃波による全圧損失を捉えることができた。

### 6-3 超音速・遷音速風洞実験の概要

宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部 (ISAS/JAXA) の高速気流総合試験設備の超音速・遷音速風洞 (測定部 600mm×600mm) を用いて、ソニックブーム低減を目的とした Busemann 型複葉翼周りの流れ特性および空力特性に関する風洞実験を実施した。

設計マッハ数 1.7 だけでなく、超音速風洞においてはマッハ数 1.5~2.3 まで、遷音速風洞においてはマッハ数 0.3~1.4 までと広範囲の飛行マッハ数域の風洞実験を実施することができた。複葉翼間および複葉翼周りの流れの二次元性を確保するために、Fig. 6.4 に示す複葉翼模型を用いて、シュリーレン法による流れ場の可視化ならびにひずみゲージによる空力測定を実施した。その実験結果と NS 方程式および SA 乱流モデルを用いた CFD 計算結果を合わせて、Fig. 6.5 (マッハ数 1.7 と 1.3) および Fig. 6.6 (マッハ数 1.9 と 1.0) に示す。Fig. 6.5 および Fig. 6.6 に示すように、理論的解析や CFD 計算によって提示されてきた複葉翼間の衝撃波干渉および相殺を実験的に確認することができ、非設計マッハ数における衝撃波発生や干渉などによる流れ場の変化についても捉えることができた。

ただし、翼端から発生するマッハ波の翼面上での干渉を回避するために翼幅は翼弦長の 1.5 倍以上必要であるが、本実験は始動荷重に影響する翼面積を小さくするために翼弦長の 0.75 倍の模型を用いた。本実験模型では Kantrowitz 条件を満足しないため、不始動状態へと陥ることが予想された。ところが、本実験の模型でも衝撃波干渉および相殺を実現できたのは、複葉翼間の衝撃波発生による高压部から複葉翼外部 (主流静圧の低压部) へ流れ出す (スピルアウトする) ことで、複葉翼間における不始動状態を回避したことを明らかにすることができた。なお、迎角の変化による揚力特性の向上は捉えることができたが、圧縮ひずみによる抗力特性は模型強度を優先したため、捉えることができなかった。力計測手法の確立は、今後の課題である。

### 6-4 低速風洞実験の概要

東北大学流体科学研究所所有の低乱熱伝達風洞試験設備において (測定部対辺 810mm×810mm) を用いて、ソニックブーム低減を目的とした Busemann 型複葉翼周りの低速域における流れ特性および空力特性 (揚力, 抗力, ピッチングモーメント) を捉えるために、Fig. 6.7 に示す二次元模型を用いて風洞実験を実施した。この二次元模型は、設計マッハ数において衝撃波干渉・相殺を生じる形状である。また、これらの実験結果と比較するために、2次元 NS 方程式と SA 乱流モデルによる CFD 計算を実施した。

Fig. 6.8 と Fig. 6.9 に風洞実験で得られた揚力係数  $CL$  および揚抗比  $L/D$  の

分布を示す。なお、記号は模型形状（模型材質を木製および真鍮製）と翼端板形状（楕円形および矩形）を変えた場合を示し、試験条件として主流流速を10~30m/s、迎角は-20~45度まで変化させた。Fig. 6.8 が示すように、模型形態や主流流速が変化しても揚力特性は変化せず、迎角22度付近での失速特性を捉え、Fig. 6.9 に示すように揚抗比の最大値は迎角8度付近に存在していることを明らかにした。

Fig. 6.10 には CFD 計算によって得られた主流流速を10~30m/sに変化させたときの、迎角15度ときの圧力係数分布を示す。複葉翼上翼の翼面上における剥離が可視化され、Fig. 6.11 に示すように高迎角時の揚力係数の増加を引き起こす複葉翼回りの圧力分布を明らかにしている。実験結果と CFD 計算結果を定量的に比較するために、主流流速は20m/sのときの CFD 計算結果によって得られた揚力係数分布を Fig. 6.11 に示す。両者の揚力特性に有意差が生じており、その差は高迎角時に顕著である。これは全面乱流と仮定して CFD 計算を実施しているため、より大きく揚力が見積もられていることが明らかになり、Fig. 6.10 に示した圧力分布が示す流れの剥離は過大評価していると考えられる。一方、実験側に有意差が現れる原因としては、翼端板および風洞境界層排除板に沿って生じる境界層の影響による流れの三次元性などの影響が考えられる。

さらに、CFD 計算結果と実験結果との相違を明らかにするために、CFD 計算（流速20m/s）によって得られた速度ベクトル線図を Fig. 6.12 に、煙法を用いた複葉翼周りの流れの可視化結果（流速2m/s）を Fig. 6.13 に示して比較した。両者ともに、複葉翼の上面翼で生じた剥離を捉え、その効果により揚力増加に影響していることを明らかにした。しかし、Fig. 6.8 に示されたように風洞実験で得られた揚力特性は、主流流速による有意差を生じないことから、主流流速2m/sと20m/sは、流れ特性はほぼ相似と考えられる。

## 6-5 研究成果のまとめと今後の課題

ソニックブーム低減を目的とした超音速複葉翼理論の理論的解析や CFD 計算によって示されていた複葉翼間の衝撃波干渉および相殺を本研究によって実験的に確認することができた。また、低速度域における空力特性および流れ特性を捉えることで、今後 CFD 計算を中心とした最適化計算を実施するための基礎的なデータを取得でき、両者に生じる有意差を解消し、より精度の高い空力特性の予測を可能にする基礎が構築できた。

これらの結果を元にして、パラメトリックスタディ可能な数値計算と風洞実験の両者が、相互補完あるいは融合を図ることで、より広範囲にわたって、より精度の高い設計を可能にすることが大いに期待される。また、非設計マッハ数域においても、

ソニックブーム低減や十分な空力性能などの多目的関数を満足させることのできる大域的な解探索を実行するために必要なデータが取得でき、超音速複葉翼機の概念設計が可能になると期待される。

さらに、高揚力装置を設けた複葉翼の低速時の空力特性やより実現性の高い3次元翼や胴体形状を考慮した機体周りの空力特性などの風洞実験を実施して、全速度域においてより現実味のある空力性能を有する複葉翼形状の最適解探索へと展開することが期待できる。

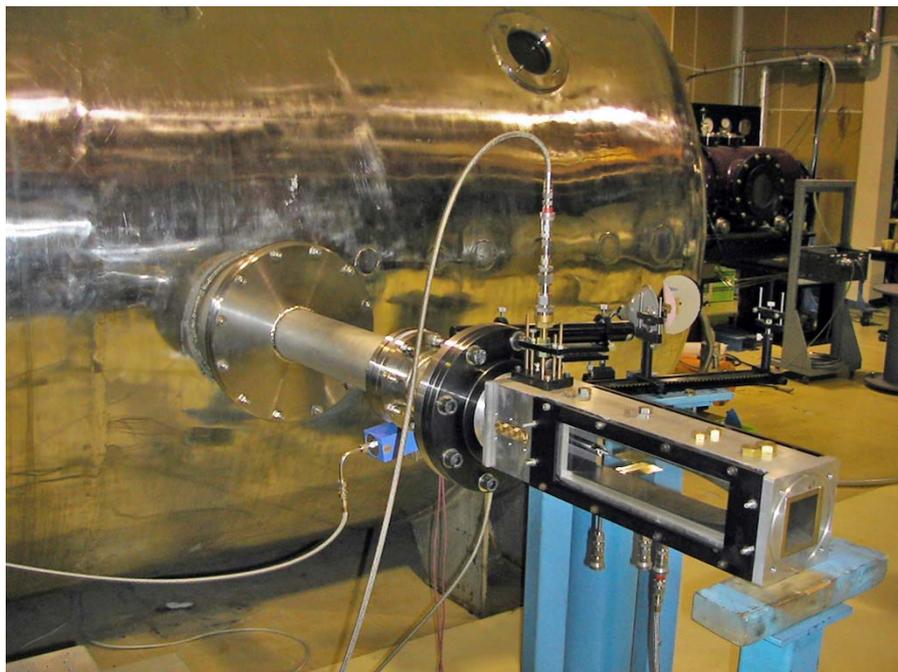


Fig. 6.1 吸込み式超音速風洞試験設備図

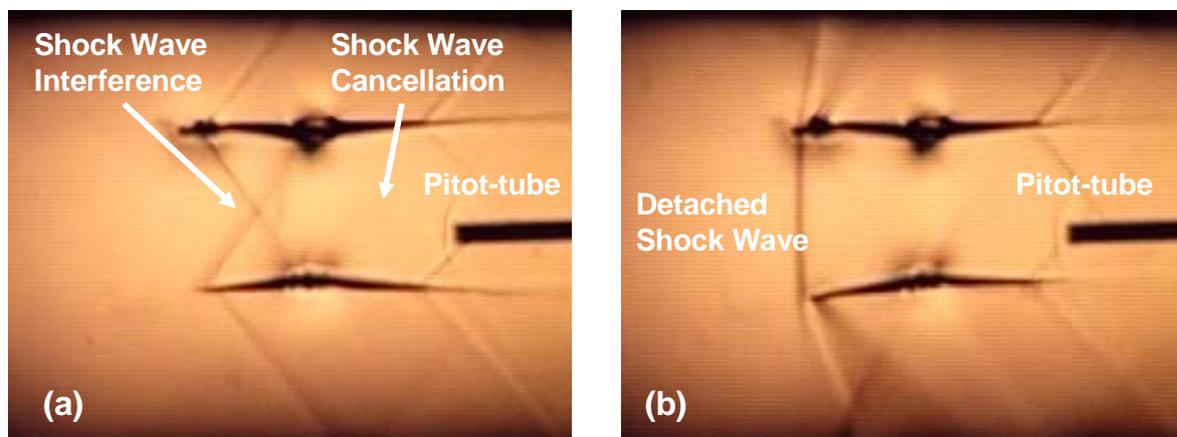


Fig. 6.2 始動・不始動状態における複葉翼周りのシュリーレン画像

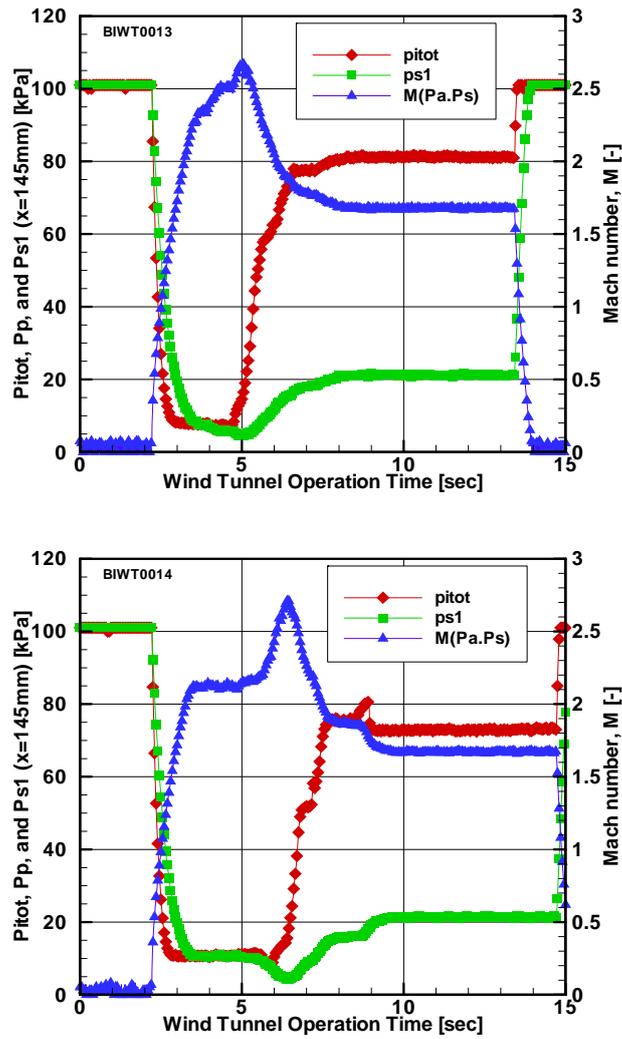


Fig. 6.3 始動・不始動状態時の複葉翼下流ピトー圧と風洞マッハ数の時間履

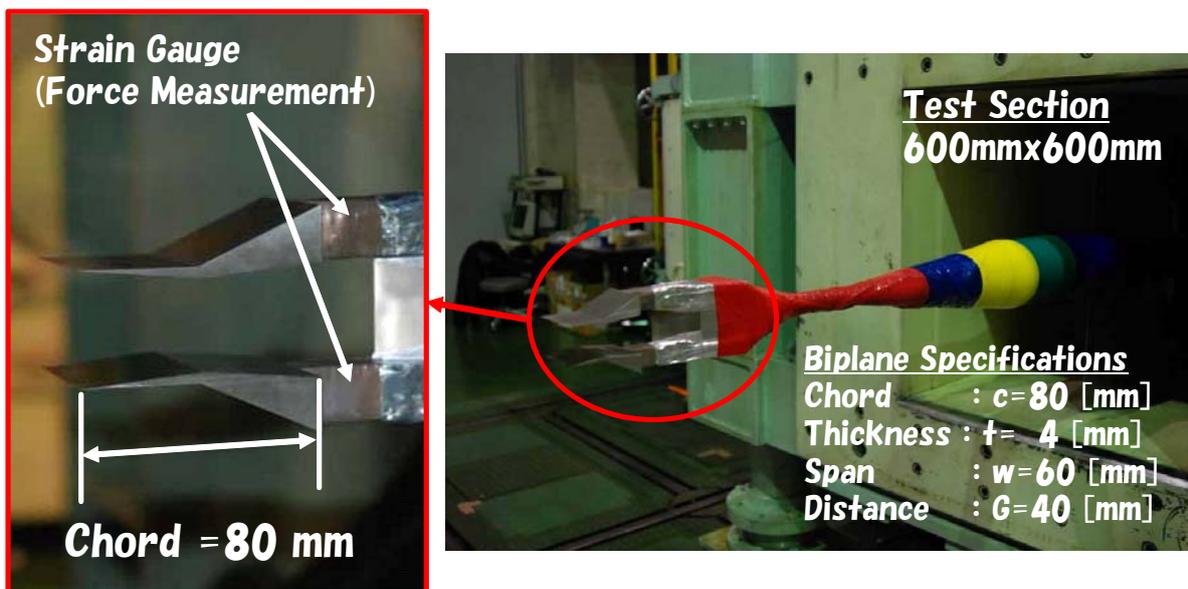


Fig. 6.4 測定部に取り付けた二次元複葉翼模型

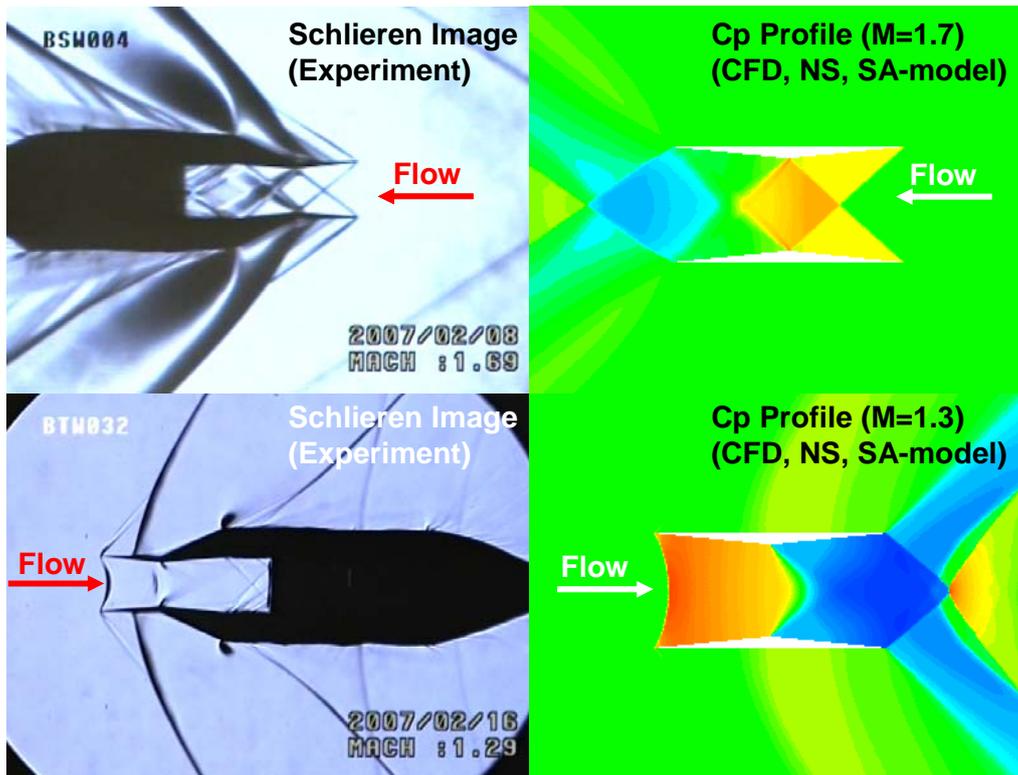


Fig. 6.5 シュリーレン写真(風洞実験)とCFD計算(NS方程式, SA乱流モデル)の圧力係数分布の比較(マッハ数 1.7 と 1.3)

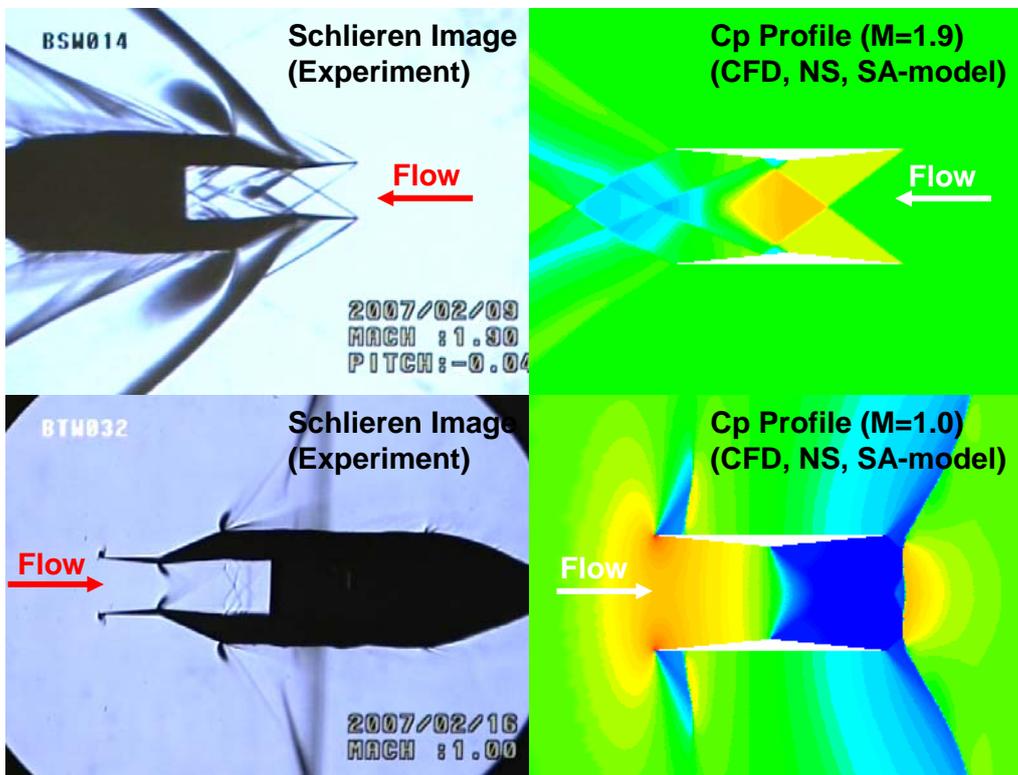
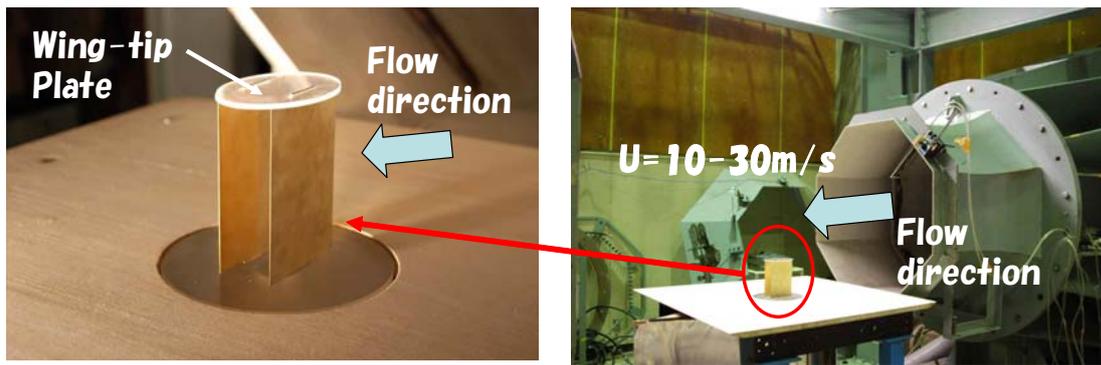


Fig. 6.6 シュリーレン写真(風洞実験)とCFD計算(NS方程式, SA乱流モデル)の圧力係数分布の比較(マッハ数 1.9 と 1.0)



**Biplane Specifications**

**Chord** :  $c = 100$  [mm]  
**Thickness** :  $t = 5$  [mm]  
**Span** :  $w = 150$  [mm]  
**Distance** :  $G = 50$  [mm]

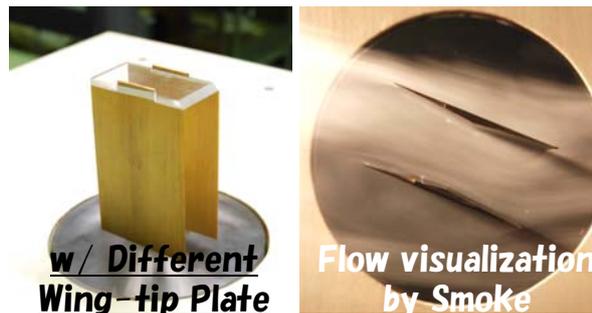


Fig. 6.7 低乱熱伝達風洞測定部に取り付けた二次元複葉翼模型

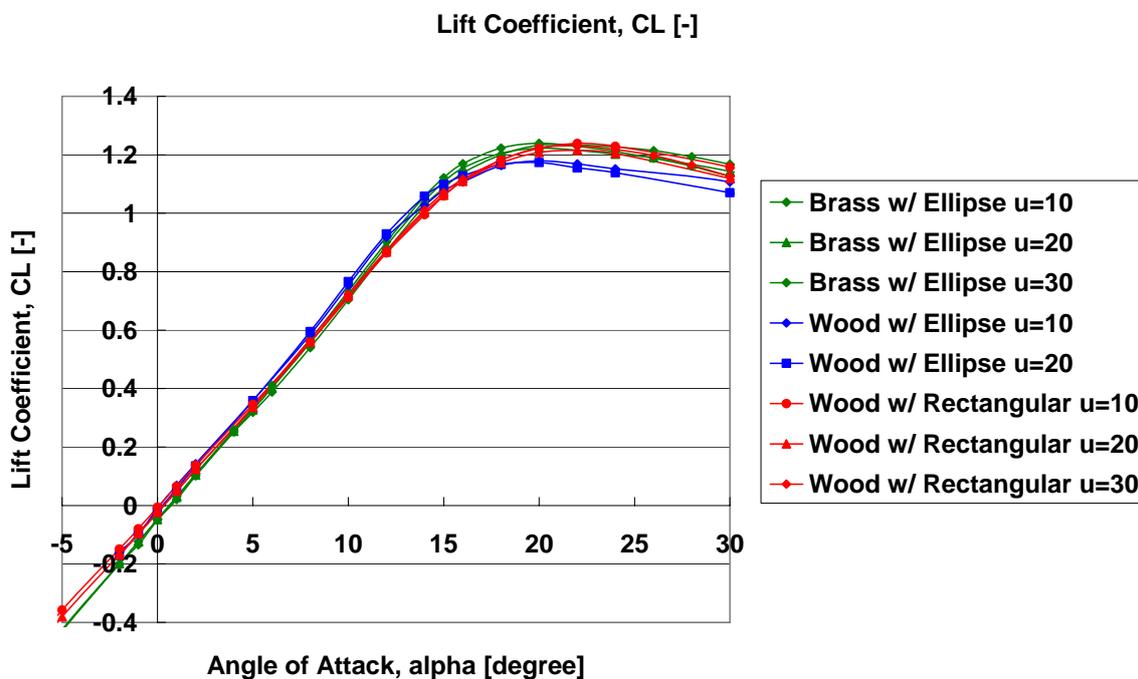


Fig. 6.8 模型形状 (翼端板形状) と迎角に対する揚力係数  $CL$  分布 (流速:10~30m/s)

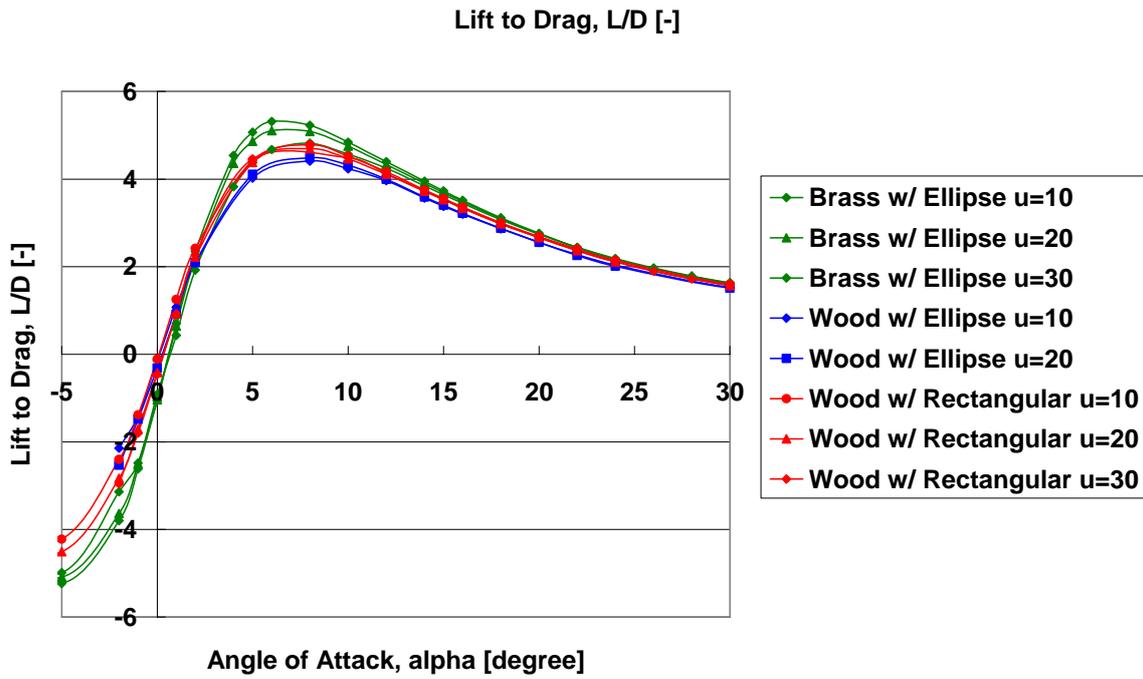


Fig. 6.9 模型形状（翼端板形状）と迎角に対する揚抗比 L/D 分布  
(流速:10~30m/s)

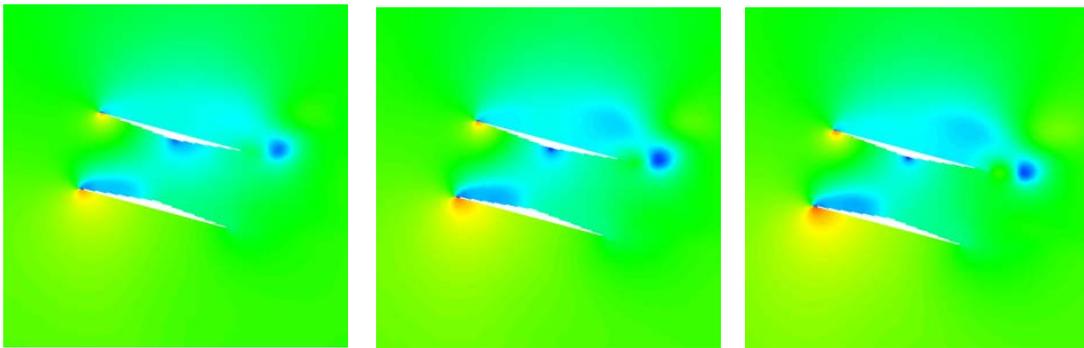


Fig. 6.10 迎角 15 度のときの圧力係数  $C_p$  分布 (左から流速:10~30m/s)

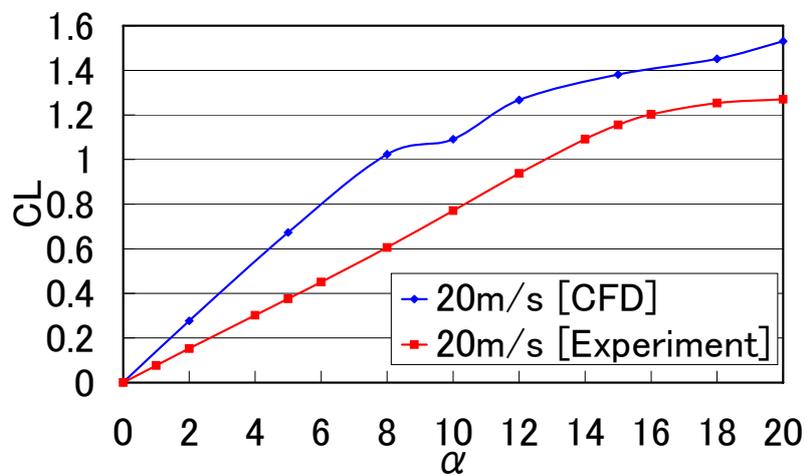


Fig. 6.11 迎角変化に対する揚力係数分布の CFD 計算と実験結果の比較  
(流速:20m/s)

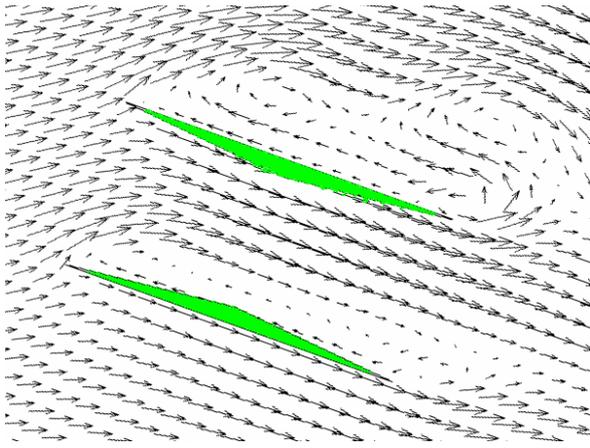


Fig. 6.12 CFD 計算による速度ベクトル図 (流速 20m/s, 迎角 20 度)

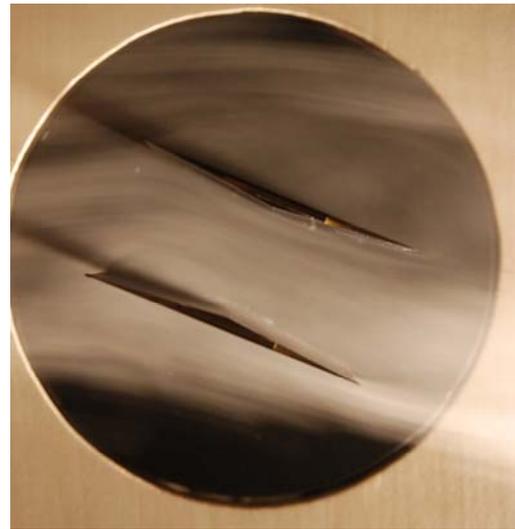


Fig. 6.13 煙法による流線の可視化, 迎角 20 度 (流速 2m/s)

#### 参考文献:

- [1] K. Kusunose, A New Concept in the Development of Boomless Supersonic Transport, 1<sup>st</sup> International Conference on Flow Dynamics, 2004, pp.46-47
- [2] 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」, 2005, pp.1-6
- [3] K. Kusunose, K. Matsushima, Y. Goto, H. Yamashita, M. Yonezawa, D. Maruyama and T. Nakano, “A Fundamental Study for the Development of Boomless Supersonic Transport Aircraft”, 44<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2006, AIAA-2006-654
- [4] M. Yonezawa, H. Yamashita, Y. Goto, K. Kusunose and S. Obayashi, “Wing Tip Effects of Busemann’s Biplane”, 2<sup>nd</sup> International Conference on Flow Dynamics, Sendai, 2005, 7-3
- [5] H. Yamashita, M. Yonezawa, Y. Goto, S. Obayashi and K. Kusunose, “CFD Analysis of Shock Waves for Busemann’s Biplane”, 2<sup>nd</sup> International Conference on Flow Dynamics, Sendai, 2005, 7-4
- [6] 米澤誠仁, 山下博, 大芝慎, 大林茂, 佐宗章弘, 楠瀬一洋, 実験と計算による複葉超音速旅客機の研究, 日本航空宇宙学会北部支部 2006 年講演会および第 7 回再使用型宇宙推進系シンポジウム講演論文集, 2006,

pp.39-44

- [7] 米澤誠仁, 山下博, 大林茂, 楠瀬一洋, 複葉超音速翼空力設計の現状と課題, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム ANSS2006, 2006, pp.19-20
- [8] D. Maruyama, K. Matsushima, K. Kusunose and K. Nakahashi, “Aerodynamic Design of Low Boom and Low Drag Supersonic Biplane”, 2<sup>nd</sup> International Conference on Flow Dynamics, Sendai, 2005, 7-2
- [9] 松島紀佐, 中野智晴, 丸山大悟, 中橋和博, 逆問題による低ブーム超音速機的设计, 平成 16 年度「サイレント超音速飛行のための実験・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」, 2005, pp.138-142
- [10] 丸山大悟, 松澤拓未, 松島紀佐, 中橋和博, Biplane コンセプトに基づいた超音速設計翼の空力特性, 日本航空宇宙学会北部支部 2006 年講演会および第 7 回再使用型宇宙推進系シンポジウム講演論文集, 2006, pp.45-50
- [11] D. Maruyama, K. Matsushima, K. Kusunose and K. Nakahashi, “Aerodynamic Design of Biplane Airfoils for Low Wave Drag Supersonic Flight”, 24<sup>th</sup> AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2006, AIAA-2006-3323