

# 超音速複葉翼の干渉流れに関する実験的研究

永井 大樹\*1, 齋藤 賢一\*1, 小川 俊広\*2, 浅井 圭介\*1

\*1 東北大学 航空宇宙工学専攻

\*2 東北大学 流体科学研究所

## Experimental study on interference flow of a supersonic Busemann Biplane

by

Hiroki Nagai, Kenichi Saito, Toshihiro Ogawa, Keisuke Asai

### ABSTRACT

An interest in Busemann biplane has been revived and the feasibility of the supersonic biplane is now under investigation by many researchers. However, these studies are based mainly on CFD calculations and not validated by experiment so that a discussion on the wave cancellation mechanism between the two wings is very limited. The objective of this research is to measure the wing surface pressure distribution on a Busemann biplane and to study the two-dimensional interference phenomenon between the two wings. Since the Busemann biplane wings are so thin (the wing thickness ratio is 0.05) that it is difficult to install static pressure taps on the model. In this experiment, we used Pressure-Sensitive Paint (PSP) to measure surface pressure distributions on the model. PSP is an optical pressure measurement technique based on photochemical reaction called "oxygen quenching". This is a coating type sensor and considered only means to measure pressure fields on a thin airfoil model. In this study, wind tunnel experiment was conducted in a 60mm×60mm indraft supersonic wind tunnel. The surface pressure distribution obtained using PSP were compared with CFD results and the Schlieren images. The complicated three-dimensional interference phenomenon between the two wings, including shock wave/boundary layer interactions was analyzed. On the basis of these experimental results, the wave cancellation mechanism of the Busemann biplane is discussed.

### 1. はじめに

近年、超音速旅客機において問題となるソニックブームによる衝撃波の発生を抑えた複葉翼の研究が盛んに行われている。この複葉翼による衝撃波発生の低減に関するコンセプトは、1935年に Busemann によって提案されており、Busemann 複葉翼と呼ばれている。最近、このようなコンセプトを用いた実用的な超音速複葉機を実現させようとする研究プロジェクトが、サイレント超音速旅客機研究会を中心に始まっている。ただし、その研究のほとんどは CFD による計算が主であり、実験によって実際に複葉翼機の翼間上で衝撃波が相殺されているか確認したものはほとんどない。

そこで、本研究では超音速風洞を用いて Busemann 複葉翼の風洞実験を行い、二枚翼による干渉流れが翼面の圧力分布に与える影響を調べることとした。また翼面上の圧力分布として、近年発達著しい感圧塗料技術 (PSP) を用いた。この結果とこれまでに行われている CFD 計算の結果と比較し、Busemann 複葉翼の有効性を検証する。

### 2. Busemann 複葉翼機概念

高速飛行を行うには、熱や強度など様々な問題を解決する必要がある。その中で、音速を超えたことで機体から発生する衝撃波が最も大きな障害となる。

衝撃波が発生すると、翼は多大な造波抵抗を生み出し、場合によっては亜音速飛行時の約 10 倍にまで抵抗が悪化する。また、衝撃波による大きな圧力変動はソニックブームとなり、ほとんど減衰することなく地上まで到達し、地上に騒音被害を引き起こす。この騒音被害を理由に、Concorde が地上上空を超音速で飛行するのを禁止されたことが、超音速による速度の優位性を失わせ、運行終了の一因となったともいわれている。

このように、衝撃波を抑えることが、超音速機の開発を実現させるにあたっては、非常に重要な要因となる。三次元翼や、複葉翼、翼胴体結合などのような結合体では、各部分をお互いの間で有益な干渉が生じるように並べて抵抗を削減することができる。このような干渉を用いる方法のひとつに、Busemann の複葉翼がある。これは、Busemann により 1935 年に提案された、複葉翼を用いた衝撃波低減の

概念であり、2つの翼の干渉を使用することで造波抵抗を減少させるものである。この複葉翼は、超音速飛行において一般的な形であるダイヤモンド翼を上下に半分にカットしたものを、翼の凸部分が向かい合うように2つの同じ翼を設置することで成っている。通常の翼では、圧縮波が翼の前縁から発生し、翼の周囲へと伝播していく。一方、Busemann 複葉翼機では、2つの翼から発生する圧縮波が翼の凸部分から発生する膨張波によって Fig.1 のように相殺することで、翼中央の稜線の上流側と下流側で対称な圧力分布を生じるため、衝撃波は複葉機の外部に漏れ出ることがなくなる。このとき、線形理論に従えば、翼の受ける造波抵抗は 0 となり、翼の厚さに起因する造波抵抗をかなり減少させることができる<sup>1)</sup>。なお、設計値以外のマッハ数では、抵抗は部分的に相殺される。

この概念は、長い間非現実的であると考えられてきたが、

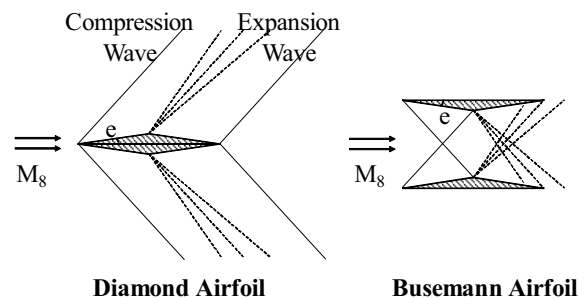


Fig.1. Busemann 複葉翼機概念図



Fig.2. 東北大における複葉翼機概念モデル

CFD 技術が進歩したことにより、Busemann 複葉翼が再び注目されるようになってきた<sup>2)-8)</sup>。現在、超音速飛行のための複葉翼の有効性が多くの研究者によって研究され、Fig.2 のようなコンセプトモデルが提唱されている。このモデルでは、機体から発生する衝撃波を抑制するために、機体を全翼機とし、翼端の影響による衝撃波の干渉を抑えるため端に行くにしたがって翼間距離が狭くなるような形状となっている。しかしながら、これらの研究は主に CFD 計算に基づいており、実験による検証は行われていないため、翼間の衝撃波干渉についての議論は非常に限定されている。

### 3. 感圧塗料 (Pressure-Sensitive Paint, PSP) <sup>9)-11)</sup>

Fig.3 に物体表面上の PSP の様子を示す。感圧塗料とは、色素と高分子からなる分子センサであり、今回の模型のように従来の静圧孔による計測が困難な薄い翼に対しても計測が可能であり、かつ、面計測ができるといった利点を持つ。さらに非接触計測なので流れ場を乱さない。

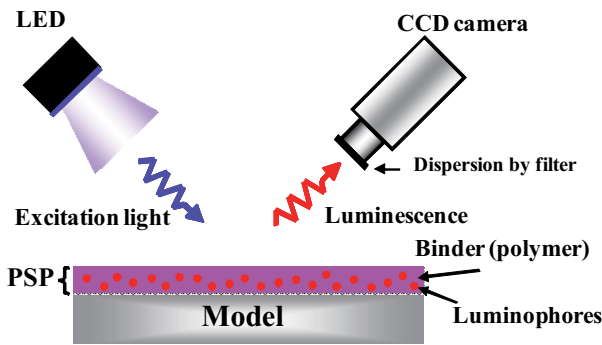


Fig.3. 感圧塗料計測の概念図

感圧塗料 (PSP) の原理を Fig.4 に示す。PSP で用いられる色素は、励起光が照射されるとエネルギーを与えられ、より高いエネルギー準位に励起されるが、そのエネルギーを蛍光や燐光といった発光で失い、基底状態に戻る。一方、周りの酸素分子と反応しても励起エネルギーは失われ、この場合、発光は生じない。これを酸素消光と言う。酸素濃度は分圧に比例し、空気中の酸素分圧は常に静圧の 21% に等しいので、この性質により局所的な酸素濃度とその点の圧力が対応付けられる。一般に、発光強度  $I$  と圧力  $P$  は以下の Stern-Volmer 関係式で表される。

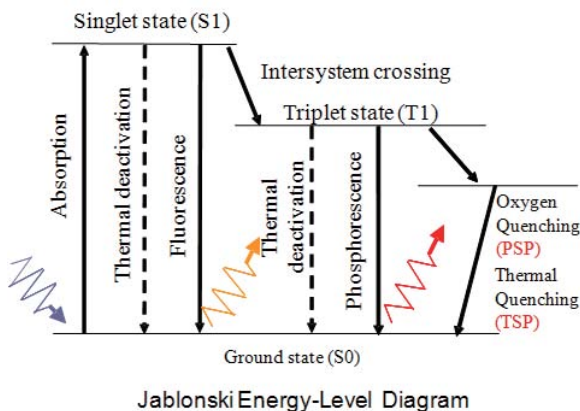


Fig.4. 感圧塗料計測の原理

$$\frac{I_{ref}}{I} = A(T) + B(T) \frac{P}{P_{ref}} \quad (1)$$

ここで  $P_{ref}$  は基準状態の圧力 (既知の圧力, 本実験では大気圧),  $I_{ref}$  は基準状態の発光強度 ( $P_{ref}$  での発光強度),  $T$  は温度である。この関係より、PSP を塗布した模型表面に励起光を照射した際の PSP の発光強度を測定することで表面圧力を求めることができる。

本実験では、PSP として、ISSI 社 (Innovative Scientific Solutions, Inc.) の UF470 を用いた。これは、感圧色素として、PtTFPP[(Pentra- fluorophenyl)-Porphine], バインダとして FIB を用いている。その励起波長は 405 nm で、発光波長は、650 nm である。模型には、発光強度を強くして SN 比を高めるために、最初に白下地塗料を塗布し、その上から PSP をスプレーで塗装した<sup>12), 13)</sup>。Fig.5 にこの塗料の較正曲線 (Stern-Volmer 関係式) を示す。この図から分かるように、本塗料は、圧力感度が較正範囲内でほぼ直線を示し、さらに異なる温度においても圧力感度はほとんど変わらないという特徴を有している。

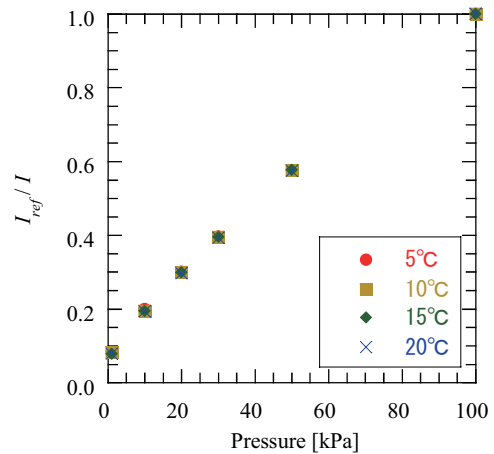


Fig.5. Stern-Volmer 関係式

### 3. 実験装置及び模型

本研究で用いた大気吸込み式超音速風洞の写真を Fig.6 に計測セットアップの写真を Fig.7 に示す。図の左から常温常圧の大気を吸い込み、その下流に設けた超音速ノズルによって大気は超音速まで加速される。測定部内には設計マッハ数の超音速流れが形成され、その下流に設置された真空タンクに大気が吸い込まれる。

測定部寸法は、主流方向長さ 200mm, 正方形断面は 60mm×60mm である。設計マッハ数  $M_\infty=1.7$  の超音速ノズルは、特性曲線法を基本に境界層等の補正を考慮して設計された<sup>14)</sup>。

本実験で用いた模型は、翼弦長  $c=40mm$ , 翼厚  $t=2mm$ , 楔角  $\epsilon=5.71 \text{ deg}$ , 翼幅  $w=60mm$  である (Fig.8)。模型は、測定部壁の両側で挟み込むことで支持している。

PSP の計測では、励起光として UV タイプ高輝度 LED ランプを、発光強度の測定には浜松ホトニクス製の高感度 CCD カメラ (ORCA-ER 4742-95, 解像度 12bit) を用いた。その際、LED 側には  $400 \pm 50 \text{ nm}$ , カメラ側には  $650 \pm 20 \text{ nm}$  のバンドパスフィルターをそれぞれ使用した。なお本計測では、複葉翼の下面のみに PSP を塗布して、撮影した。

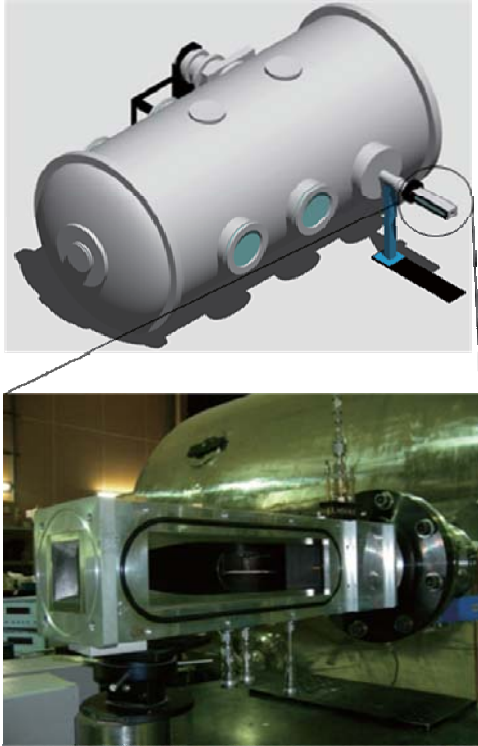


Photo of Test Section (Sidewall removed)

Fig.6. 大気吸込み式超音速風洞

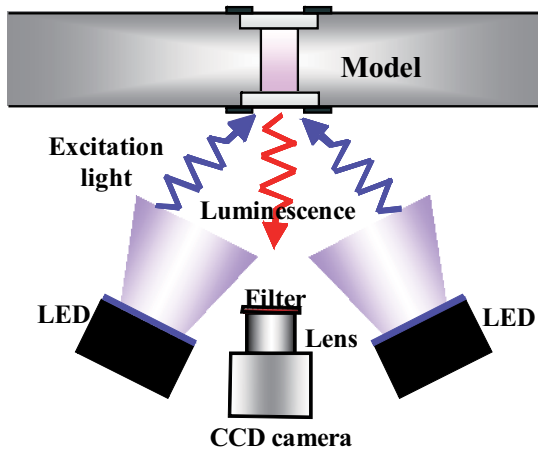


Fig.7. PSP 計測セットアップ

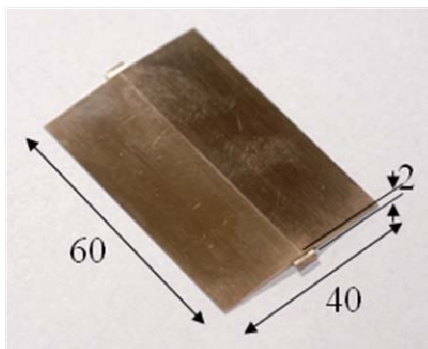


Fig.8. 試験模型

4. 結果および考察

4. 1 複葉翼面状の圧力分布計測

Fig.9 に Busemann 複葉翼の下翼上面の圧力分布の測定結果を示す. 迎角は,  $\alpha=0^\circ$  であり, 気流は画像の左側から右側へと流れている. また, 画像の色は, 図の上を示したカラーバーの各色の絶対圧に対応している. 本実験時の大気圧は 101.5 kPa であり, 大気温度は 22.5°C であった.

静圧孔を翼面上に設置して測定を行うことが困難である薄翼表面の圧力分布を, PSP を用いて捉えることができた. この結果の画像をみると, 複葉翼の干渉現象は非常に複雑な現象となっており, 単純な二次元理論により予測される結果とは大きく異なることがわかる. これは, 何らかの三次元効果がこの現象に大きくかかわっていることによるものと考えられる.

翼端からの三次元性が影響する領域は, 翼前縁と壁面の接点から発生しているが, 翼中心軸上まで到達してしまっているようにみえる. しかし, この翼端からの三次元性の影響領域は, 定常な超音速流中であれば, 影響領域の理論を考えるとここまでは広がらないはずである. また, Fig.10 に示されるように, 翼中心軸付近では, それまでの翼端からの影響領域の角度と異なり, スパン方向に分布する圧力分布が現れている. これは, 翼端からの影響領域の問題だけでは説明できない現象である. 翼下流側の中心付近に現れた急激な圧力上昇領域は, 二次元理論ではまったく予測されていなかったものである.

Fig.11 に, 単葉翼 (Diamond 翼型の片面に相当) の下翼

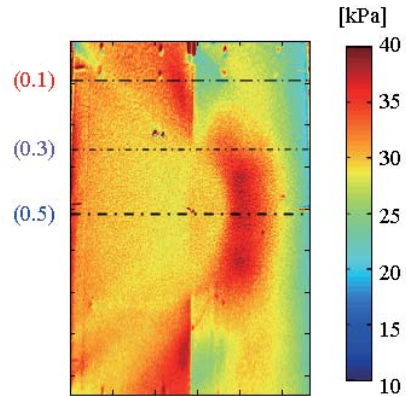


Fig.9. 複葉翼の下翼上面の圧力分布

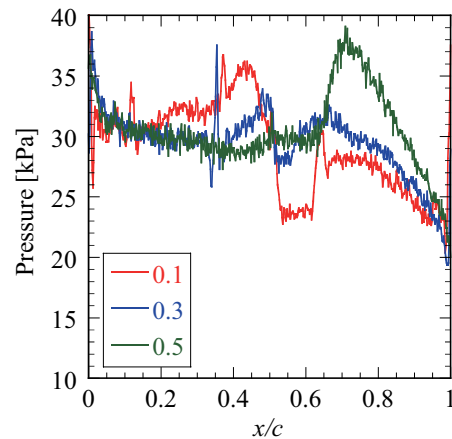


Fig.10. 複葉翼の下翼上面の圧力プロファイル (スパン方向:  $y/w=0.1, 0.3, 0.5$ )

上面の表面圧力分布結果を示す。試験条件は、複葉翼の場合と同じである。単葉翼の結果を見ると、複葉翼の場合の複雑な流れの構造とは大きく異なっており、衝撃波の単純理論に近い圧力分布を示す。したがって、複葉翼の複雑な流れの構造は上下翼の間に起こる干渉の結果であると考えられる。Fig.12 は、複葉翼と単葉翼の中心軸上の圧力分布のプロファイルと比較したものである。これによると、翼上流の表面圧力が、複葉翼、単葉翼ともに緩やかに減少していることがわかる。この現象は、翼前縁から境界層が発達したことによる影響によるものと考えられる。現在の実験は、実機に対して比較的低いレイノルズ数 ( $Re=1.5 \times 10^5$ ) で行っているため、境界層の厚さの影響が、下流にいくに従って緩やかな変化を与えているとみられる。また、翼中央部までの翼の上流面では、複葉翼も単葉翼もほぼ重なる傾向を示している。これにより、翼の下流側の面に入ったとき、はじめて複葉翼と単葉翼の違いがあらわれることがわかる。

4. 2 シュリーレンによる可視化結果

複葉翼間の流れ干渉パターンをシュリーレン法によって可視化した結果<sup>15)-17)</sup>を Fig.13 に示す。試験条件は、PSP 計測の場合と同じである。この図から、翼前縁から衝撃波が発生しているが、翼内側だけでなく翼外側に向けても発生していることがわかる。本来は、流れに対する角度が  $0^\circ$  であるため衝撃波は外側には生じないはずである。これは、前項の PSP の圧力プロファイルについて述べたように、翼

前縁から境界層が発達したことによるものであると考えられる。境界層が発達することで、翼外側に本来ないはずの流れに対しての角度が生じ、これが衝撃波を発生していると考えられる。

また翼間の空間に衝撃波らしきものが発生しているのがわかる。これは、翼間でチョークが発生しかかっており、亜音速領域が発生しているものと考えられる。この現象が起こる原因は、翼面上の境界層または壁面における境界層が予想以上に発達したため、最狭部の流路面積が予想以上に狭まったことで、最狭部においてチョークしかけているのではないかとと思われる。また、この衝撃波が翼面上に届くことにより、Fig.9 の PSP の結果に急激な圧力上昇領域が現れたのではないかと考えられる。圧力上昇が起こっている位置も、衝撃波が翼面上に届いていると考えられる位置とほぼ一致している。

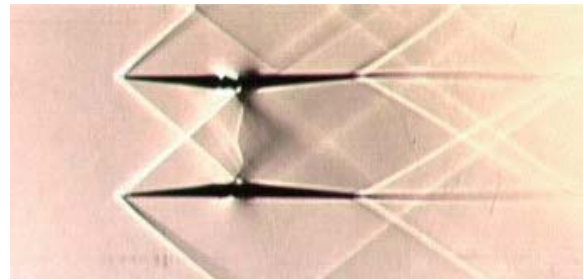


Fig.13 シュリーレン法による可視化結果<sup>11)</sup>

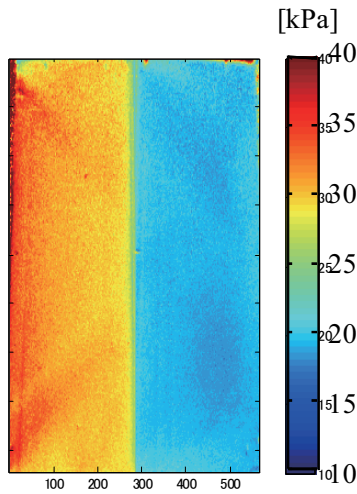


Fig.11 単葉翼上面の圧力分布

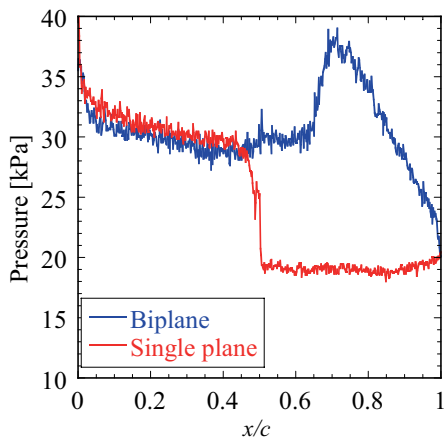


Fig.12. 単葉翼上面の圧力プロファイル

4. 3 CFD 結果との比較

Fig.14 に CFD 計算の結果<sup>3)</sup>を示す。これは、二次元の Navier-Stokes 計算を行ったものであり、レイノルズ数 ( $Re=1.5 \times 10^5$ ) などの各パラメータを実験条件と合わせて計算を行った結果である。CFD 計算の結果を見ると、 $M=1.69$  では、単純理論のとおり、発生する衝撃波はほぼ相殺されることがわかる。一方で、設計値から外れた値である  $M=1.64$  においては、衝撃波は十分に相殺されず、上下翼の間に、亜音速領域が現れている。ここで、Fig.13 のシュリーレン画像を見てみると、CFD 計算で  $M=1.64$  の場合の計算を行ったものと非常に似た現象となっていることがわかる。このことを考えると、同条件の PSP の実験において、下流側翼面上に現れた高圧領域がこの亜音速領域に対応しているものと予想される。

このような現象が生じた原因として、いくつかの要因が考えられる。1つはマッハ数の減少である。しかし、風洞の検定結果<sup>18)</sup>から、マッハ数は  $M=1.69 \pm 0.01$  であることが確認されているため、これは当てはまらない。他に考えられる要因として、境界層による影響がある。本実験のレイノルズ数は、 $1.5 \times 10^5$  であり、境界層が設計条件に影響を与えるほど厚くなっている可能性がある。また、他に模型の加工精度の問題が影響を与えていることも考えられる。本実験の模型は製作上で許容できる誤差が非常に小さいので、設計図面どおりに模型を作製することが難しい。この傾向は、衝撃波が反対側の翼に当たる位置を設計値よりも前側に移動させる効果があるため、これらの原因が重なって、マッハ数の低下と同等の現象が引き起こされると結論づけられる。以上より、本実験は、条件の微妙な差異に対して非常に敏感に反応してしまうことがわかる。

その他の原因として、三次元性による影響も考えられる。この影響については未だ詳しくわかっていないため論じることは難しいが、翼面上だけでなく側壁面上にも境界層が発達していると考えられ、これによってスロート部断面積

が予想よりも狭くなる可能性や、側壁と翼端の交差部からの衝撃波が中央部の流れに影響を与えている可能性などの、三次元性に因る要因が流れに影響を与えているのではないかと考えられる。

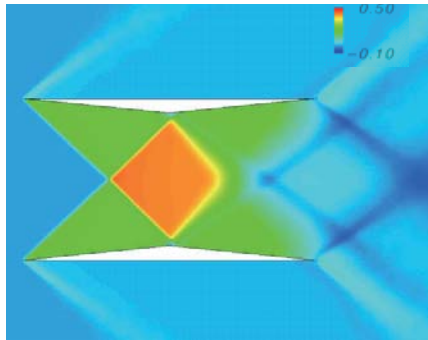
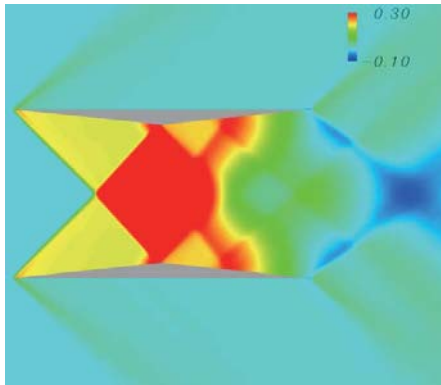
(a)  $M=1.69$ (b)  $M=1.64$ 

Fig.14. 2次元 Navier-Stokes 計算結果

#### 4. 4 迎角による圧力分布の違い

Fig.15に、迎角 $\alpha=0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, -2^\circ$ とした場合の、複葉翼翼面状の圧力分布を示す。なお $\alpha=-2^\circ$ は、 $\alpha=2^\circ$ のときの上翼側に相当している。また各圧力分布の中心軸上の圧力分布のプロファイルを Fig.16に示す。

Fig.15とFig.16をみると、二次元流れが保たれている上流では、迎角の増加に従って、中心軸上の圧力が全体的に減少していることがわかる。このことは、斜め衝撃波背後の圧力が迎角によって変わるという単純理論<sup>18)</sup>と同様の傾向を示す。また迎角 $\alpha=0^\circ$ において、Fig.16の翼中央部付近の圧力と、理論計算の結果( $p=28.86\text{kPa}$ )とを比較してみると、 $\pm 1.0\text{ kPa}$ 程度の範囲内に収まっている。さらに、迎角 $\alpha=2^\circ, 4^\circ$ では、 $\alpha=0^\circ$ の場合と比較して、下流面の高圧領域が上流側に移動していることがわかる。この高圧領域は、 $\alpha=0^\circ$ の場合と同様のメカニズムによって引き起こされると考えられる。このとき迎角があると、流れが傾くことで $\alpha=0^\circ$ の場合よりも最狭部が流れにくくなるため、よりチョークが発生しやすくなり高圧領域が上流方向へと移動したのではないかと考えられる。なお、この高圧領域が稜線を越えたとき、衝撃波が翼の上流側へと完全に吐き出され翼が不始動となるのではないかと予想される。これは、迎角が $\alpha=4^\circ$ の場合の高圧領域が稜線の間近であり、 $\alpha=5^\circ$ の場合にどうしても始動しなかったことから予想されるものである。

Fig.16において、 $\alpha=2^\circ, 4^\circ$ の圧力プロファイルを見てみると、上流側の面( $\alpha=2^\circ$ では $x/l>0.3$ 、 $\alpha=4^\circ$ では $x/l>0.2$ )にステップ状の圧力変化が存在しており、迎え角の増加とともに、徐々に上流側へと移動していることがわかる。この圧力ステップは、迎え角をつけた単翼での実験結果では表れないものであるため、この現象は温度分布などの要因によって引き起こされるものではなく、複葉翼間の相互作用に関する何かによって引き起こされるものである。

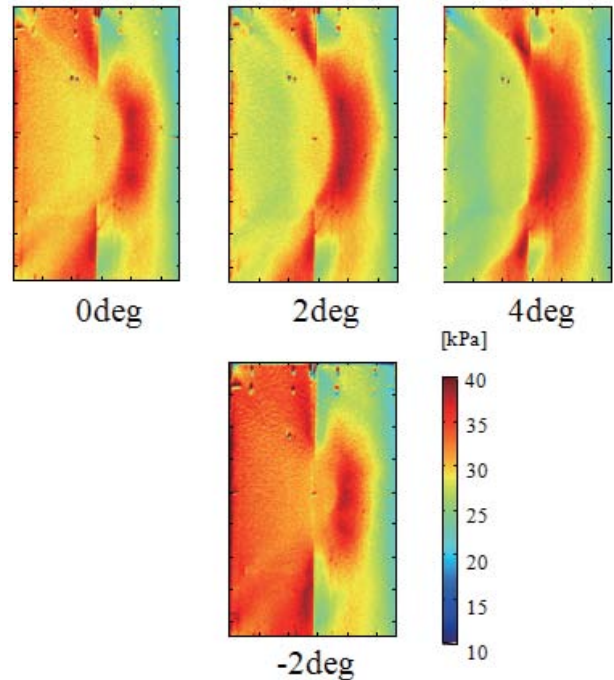


Fig.15. 迎角を変えた場合の複葉翼の下翼上面の圧力分布

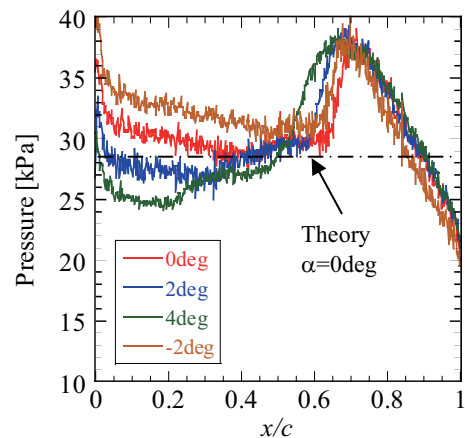


Fig.16. 迎角を変えた場合の複葉翼上面の圧力プロファイル

#### 5. まとめ

Busemann 複葉機の翼面上圧力分布を PSP により測定した。また、翼間の干渉現象をシュリーレン法と CFD 計算の結果との比較などにより評価を行った。

- 1) PSP を用いることで、非常に薄い翼型である Busemann 翼の翼面上の圧力分布を捉えた。その結果、観測された現象は非常に複雑であり、単純理論とは異なっていた。

- 2) PSP による翼面上圧力分布の結果と、シュリーレン法による翼間の衝撃波干渉画像及び CFD 計算による結果を比較することで、複雑な圧力場は、翼下流で発生した衝撃波によって引き起こされたものであることがわかった。なお、この衝撃波は翼間の空間に発生しており、現象自体は翼間流れが低マッハ数となったときの CFD 結果と類似している。

最後に、Busemann 複葉翼の翼間に生じる衝撃波の相互作用は、試験条件の微妙な違いに敏感に反応する。翼間に発生する衝撃波は、実験条件の差異によりまれに発生しないこともある。従って、Busemann 複葉翼の翼間流れの相互作用のメカニズムを完全に理解するためには、更なる研究が必要であると同時に、風洞実験時に細心の注意を払わなければならない。

#### 参考文献

- 1) Liepmann, H.W., and Roshko, A., Elements of Gas Dynamics, John Wiley & Sons, Inc., New York, 1957, pp.107-123.
- 2) Kusenose, K., Matsushima, K., Goto, Y., Yamashita, H., Yonezawa, M., Maruyama, D. and Nakano, T., "A Fundamental Study for the Development of Boomless Supersonic Transport Aircraft", AIAA-2006-0654, 2006.
- 3) Maruyama, D. and Matsushima, K., "Aerodynamic Design of Biplane Airfoils for Low Wave Drag Supersonic Flight", AIAA-2006-3323, 2006.
- 4) Yonezawa, M., and Obayashi, S., "Investigation of Supersonic Wing Shape Using Busemann Biplane Airfoil", AIAA-2007-686, 2007
- 5) Yamashita, H., Yonezawa, M. and Obayashi, S., "A Study of Busemann-type Biplane for Avoiding Choked Flow", AIAA-2007-688, 2007.
- 6) 丸山大悟, 松島紀佐, 中橋和博, "複葉方長四速輸送機の主翼断面形状の空力解析", 日本機械学会論文集, Vol.71, No.721B 編, pp.50-57, 2006.
- 7) 楠瀬一洋, 松島紀佐, 後藤悠一郎, 丸山大悟, 山下博, 米澤誠仁, "衝撃波の相殺効果を利用した複葉超音速翼型の研究", 日本航空宇宙学会論文誌, Vol.55. No.636, pp. 1-7, 2007.
- 8) 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, pp.39-44, 2006.
- 9) Liu, T. and Sullivan, J.P., "Pressure and Temperature Sensitive Paints", Springer Berlin Heidelberg New York, 2004.
- 10) Bell, J.H., Schairer, E.T., Hand, L.A. and Mehta, R.D., "Surface Pressure Measurements Using Luminescent Coatings", Annual Review of Fluid Mechanics Vol.33, 2001.
- 11) 浅井圭介, "感圧塗料による圧力分布の計測技術," 可視化情報, Vol.18, No.69, 1998.
- 12) 杉浦光, "車体周り流れと横風特性に関する研究", 東北大学修士学位論文, 2007.
- 13) Yamashita, T., Sugiura, H., Nagai, H., Asai, K., Ishida, K., "Pressure-Sensitive Paint Measurement of the Flow around a Simplified Car Model", Journal of Visualization, Vol. 10, No.3, pp289-298, 2007.
- 14) 熊谷典昭, "超音速流中の二枚翼間における圧力波干渉に関する実験研究," 東北大学修士学位論文, 2006.
- 15) 倉谷尚志, 古川剛, 小川俊広, 大林茂, ソニックブーム低減のための超音速複葉翼周りの空力特性実験, 第 44 回飛行機シンポジウム講演論文集, pp.235-241, 2006.
- 16) 古川剛, 熊谷典昭, 大芝慎, 小川俊広, 齋藤賢一, 佐宗章弘, Busemann 複葉翼周りの流れの可視化, 平成 17 年度衝撃波シンポジウム講演論文集, pp365-366, 2006.
- 17) Kuratani, N., Ogawa, T., Yamashita, H., Yonezawa, M. and Obayashi, S., "Experimental and Computational Fluid Dynamics Around Supersonic Biplane for Sonic-Boom Reduction", AIAA-2007-3674, 2007.
- 18) 齋藤賢一, "超音速複葉翼の干渉流れに関する実験的研究," 東北大学修士学位論文, 2007.