

衝撃波を相殺する複葉型超音速翼の空力設計における 実験・計算融合研究

大林 茂*¹ 倉谷 尚志*² 小川 俊広*³

1. は じ め に

昨今、多様な需要に応じることが望まれているため、航空機は大型化と高速化の二極化へと進んでいる。前者は、大量輸送や低運賃を可能にし、さらに航空機内の快適性を追求する方向へと進んでいる。一方、後者はコンコルドの引退以降、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ことから、小型・中型化による超音速ビジネスジェット機（SSBJ：Supersonic Business Jet）へと進んでいる。

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[1]は、超音速飛行中のソニックブームを低減させるために、Busemann 型複葉翼を応用した超音速複葉翼理論を提唱した。その理論的考察[1-3]と CFD を用いた空力特性に関する研究が進められ、2次元および3次元形状、胴体形状[4-7]、さらには逆問題設計[8-11]など、CFD（Computational Fluid Dynamics）を応用した研究が進められている。

本研究では、理論的考察や CFD 検討結果を実証し、概念設計に資する基礎的な流れ特性および空力特性を捉えるために、実験的研究を遂行している。吸込み式超音速風洞において、設計マッハ数における複葉翼周りおよび翼間における衝撃波干渉および相殺の可視化を実施した。さらに、非設計マッハ数における複葉翼周りの流れ特性を捉えるために、宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部（以下 ISAS/JAXA）の高速気流総合試験設備を用いて、マッハ数 0.3～2.3 の範囲で、複葉翼二次元模型を用いた風洞実験を実施した。しかし、複葉翼の入口翼間距離と最小翼間距離で決まる断面積比が、インテークディフューザ始動条件いわゆる Kantrowitz Donaldson 条件（以下、K-D 条件）[12-15]を設計マッハ数において満足しないのが設計マッハ数における重要な課題である。

これらの実験的研究の結果、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調べるために、複葉翼の始動手順を確立した。その手順に基づいて、測定部内および複葉翼周りの基本的な流れ特性を明らかにした。さらに、シュリーレン法により複葉翼周りの流れ場を可視化することで、設計マッハ数 1.7 付近において複葉翼間における衝撃波干渉/相殺を実現し、超音速複葉翼理論を実証することができた。非設計マッハ数領域においても、複葉翼周りの流れ場の変化を捉えることができた。

2. 風 洞 実 験 設 備

2.1 吸込み式超音速風洞

本研究で用いた大気吸込み式超音速風洞を図 2-1 に示す。図の右から常温常圧の大気を吸込み、その下流に設けた超音速ノズルによって大気は超音速にまで加速される。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 200 mm、正方形断面は 60 mm × 60 mm 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[16]。

風洞作動時間は、真空タンク容積（11.5 m³）と超音速ノズルスロート断面積によって支配され、本試験装置では最大約 13 秒程度と見積もられた。しかし、実作動状態においては、真空タンク内圧の上昇に伴って風洞の最小作動圧力比を満足しなくなる。そのとき下流側から逆流する衝撃波によって、風洞ブレイクダウンを生じ、実験継続が不可能となるため、風洞作動時間は多少短縮される。

* 1 東北大学 流体科学研究所 教授（代表者）
* 2 東北大学 流体科学研究所 研究員
* 3 東北大学 流体科学研究所 技官

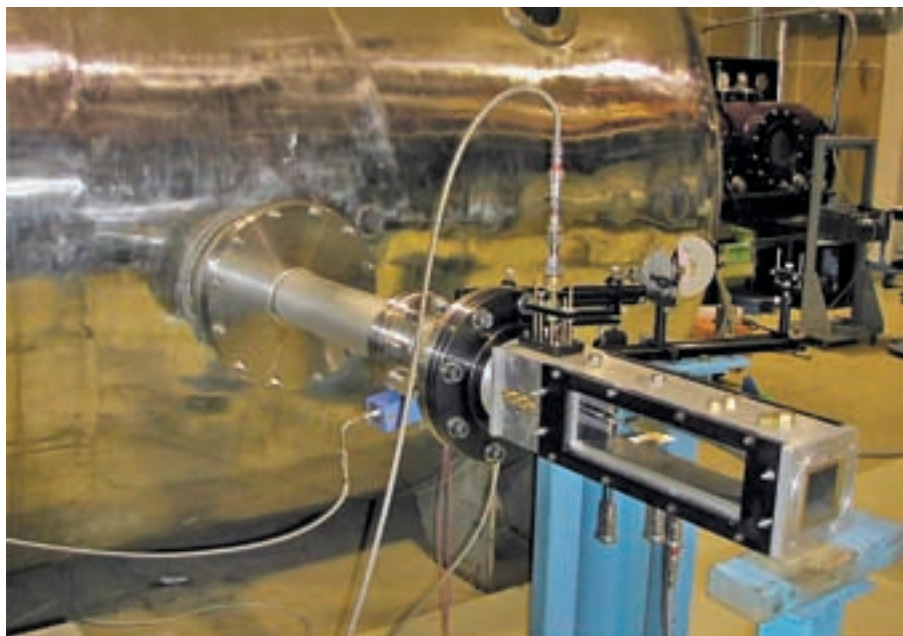


図 2-1 吸込み式超音速風洞試験設備図

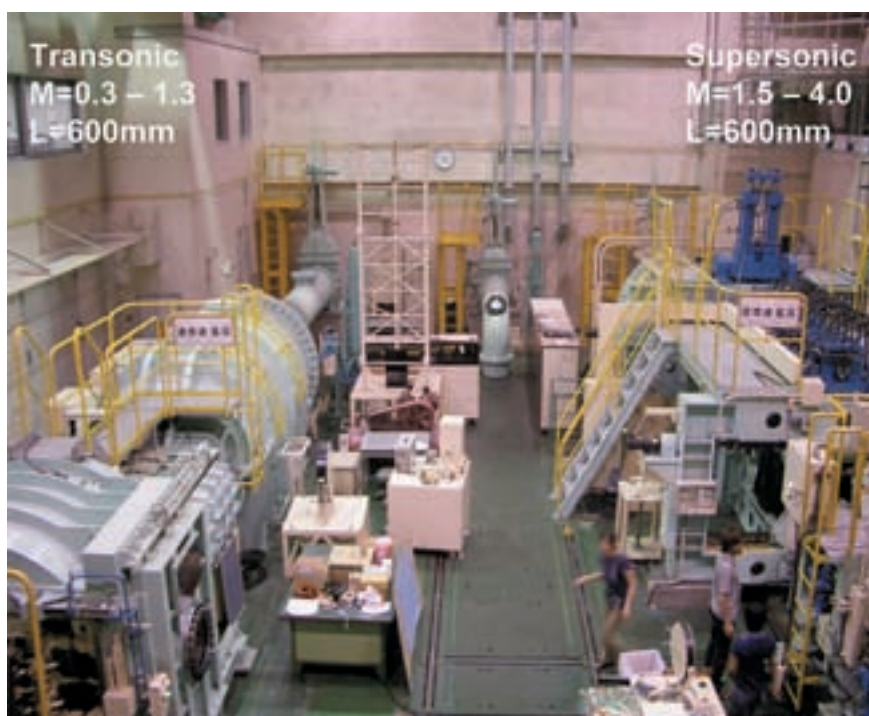


図 2-2 高速気流総合試験設備概観（左：遷音速風洞，右：超音速風洞）

2.2 高速気流総合試験設備

高速気流総合試験設備は、間欠式吹き下ろし風洞であり、測定部断面積は $600\text{ mm} \times 600\text{ mm}$ である。遷音速および超音速風洞ともに、マッハ数は 0.1 ずつ変化させることが可能である。

超音速風洞では、総圧 0.20 MPa 、円形観測窓 $\phi 600\text{ mm}$ 、マッハ数範囲 $1.5 \sim 1.9$ まで 0.1 刻み、 2.1 と 2.3 を実施した。遷音速風洞では、総圧 0.15 MPa 、円形観測窓 $\phi 400\text{ mm}$ 、マッハ数範囲 $0.3 \sim 1.4$ まで 0.1 刻みで実施した。また、油圧駆動の後方支持ストラットにより模型迎角を変更することができ、超音速風洞では最大迎角 4 度、遷音速風洞では最大迎角 8 度をマッハ数 0.3 で実施した。さらに遷音速風洞は、迎角掃引（以下、 α -sweep）と高マッハ数側から毎秒マッハ数 -0.01 で掃引（以下、 M -sweep）させることができるので、マッハ数を $1.3 \sim 0.6$ と $0.9 \sim 0.3$ と変化させた M -sweep を実施し、衝撃波の時間的変化を捉えた。

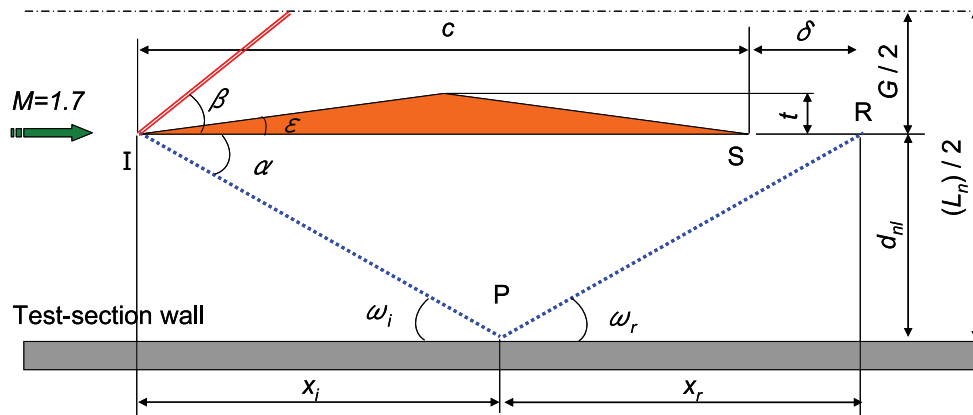


図3-1 複葉翼模型とテストロンバスの関係

3. 複葉翼風洞実験模型

3.1 吸込み式超音速風洞用模型

本研究で用いる複葉翼模型の代表寸法は、理論的考察ならびにCFD計算で用いられている翼厚比 $t/c = 0.05$ （ t ：翼厚， c ：翼長）を採用する[1-11,16]。しかし，風洞試験の場合，翼の支持方法ならびに支持位置は，正しい空力特性を捉えられるか否かに影響する。そこで，複葉翼模型寸法，翼間距離ならびに模型壁面からの支持位置を，図3-1に示すように複葉翼模型とテストロンバスの関係から決める[16-19]。

主流に対して平行に設けられた複葉翼模型前縁から発生する波は理論的にマッハ波である。この波が衝撃波になると仮定した場合に，測定部壁面で反射する波が複葉翼模型下流端に入射しない位置に支持しなければならない。

上記の仮定に従うと，主流マッハ数 M_∞ から求められるマッハ角 α は，衝撃波角と置き換えられ，さらに壁面への入射角 ω_i と一致する。壁面で反射する衝撃波の反射角 ω_r は，入射および反射衝撃波を通過した主流が反射衝撃波下流で壁面と平行流になるとして与えられる。ただし， $\omega_i \geq \omega_r$ を満足する。複葉翼模型下流端から $\delta \text{ mm}$ (> 0) 下流に反射衝撃波が入射すると仮定すれば，図3-1の位置関係を満足する必要がある。よって，複葉翼模型と測定部の幾何学的制約は次式で表される。

$$\left(\frac{L_n}{2} - \frac{G}{2} \right) \left(\frac{1}{\tan \omega_i} + \frac{1}{\tan \omega_r} \right) > c + \delta \quad (1)$$

なお， L_n は測定部一辺長さ， G は翼間距離である。複葉翼間で衝撃波の干渉および相殺を理論的に実現するためには，翼前縁から発生する斜め衝撃波を対向する上下二枚の複葉翼頂点に入射させる必要がある。上下二枚の翼前縁から生じた斜め衝撃波が，翼中心線上で正常交差するときに満足する翼間距離は， $G = 0.505c$ である。

壁面で反射する反射衝撃波の最大角度を入射衝撃波の角度と等しいときが，最悪条件として考えられる。よって， $c < 48.89 - 0.59\delta$ を満足する必要がある。十分な加工精度を持って製作可能な翼の寸法を決めた。特に楔角と翼厚を考慮すると，翼長 $c = 40 \text{ mm}$ ，翼厚 $t = 2 \text{ mm}$ ，楔角 $\varepsilon = 5.71 \text{ deg.}$ ，翼幅 $w = 60 \text{ mm}$ とした。この結果， $\delta = 15 \text{ mm}$ が得られ，翼下流端への反射波の入射を十分避けることができる。また，翼端から発生するマッハコーン影響領域を回避するために，翼幅は測定部幅と一致させた。

以上のようにして設計した複葉翼模型を図3-2に示す。複葉翼模型は両側面から可視化用アクリル製窓によって挟み込むことで図1の測定部に取り付けた状態を図3-3に示す。翼間内および翼上下面の流れを二次元的に乱さないために，この支持方法を採用した。複葉翼の材質として快削真鍮を用いる。前縁の楔角を高精度で製作するために，刃毀れが少なく，加工性に優れている材質を選択した。



図3-2 複葉翼模型（横断面と縦断面）と測定部

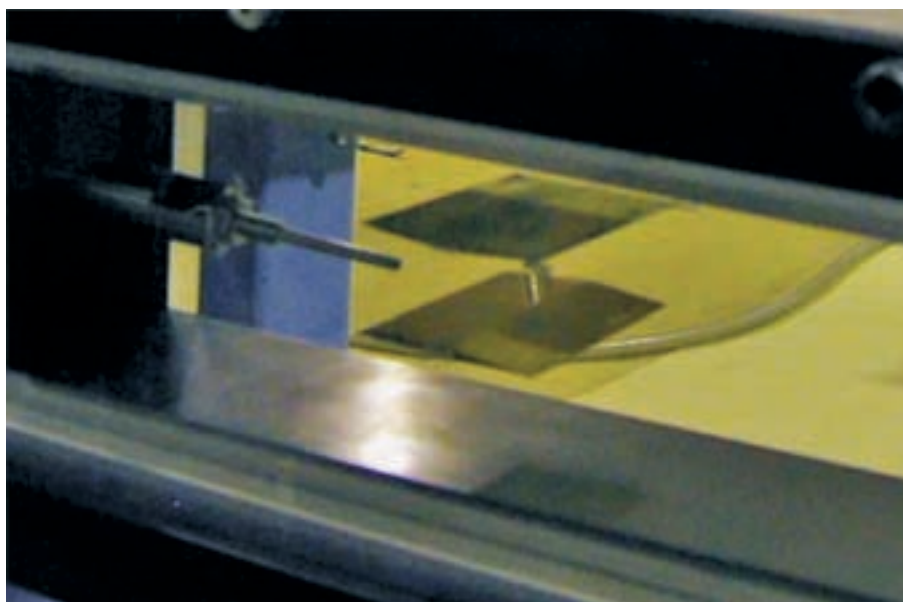


図 3-3 複葉翼模型と測定部 (右から主流が流入)

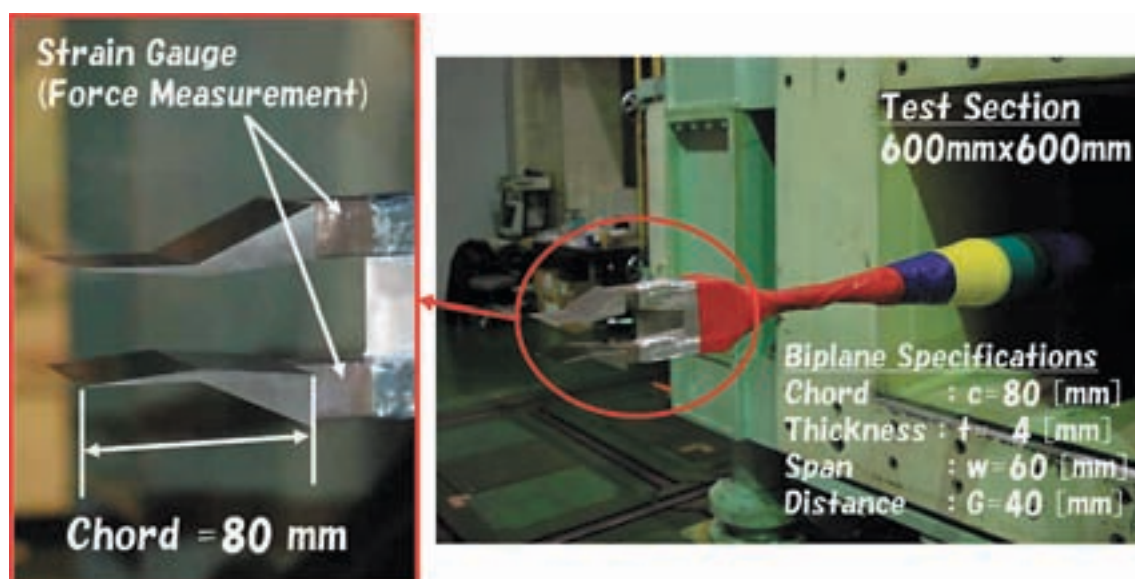


図 3-4 後方スティング支持された複葉翼模型

3.2 高速気流総合試験設備用模型

本実験で用いた複葉翼二次元模型を図 3-4 に示す。翼弦長 $c = 80$ mm, 翼厚さ $t = 4$ mm, 翼厚比 $t/c = 0.05$ の三角形断面翼である。また, 翼幅 $w = 60$ mm, 翼間距離 $G = 40$ mm, 翼間距離比 $G/c = 0.5$ である。この形状は, 設計マッハ数にて Euler 計算を実施すると, 衝撃波干渉/相殺を実現できる基本形態である。

測定部下流側からの後方支持によって複葉翼模型を流れ場内に保持するために, スティングおよび翼模型を取り付ける支持部を設けている。さらに, 複葉翼模型の幾何学的な二次元性を保持するために, 翼下流側の上下面に傾斜面 (ランプ) を設け, 下流側からの後方支持を実現した。

風洞始動時の始動衝撃波は, 模型の振動や破壊を引き起こす可能性があるため, 回避させなければならない。本研究で用いた複葉翼模型は, 翼面荷重を抑えるために, 翼面積を可能な限り小さく設計された。想定される翼端からのマッハ波の影響による干渉を避けるために, 翼幅は翼弦長の 1.5 倍以上必要であるが, 本模型は 0.75 倍つまりアスペクト比 0.75 で製作された。

3.3 計測項目

流れ場の可視化を行うために、吸込み式風洞および高速気流試験設備ともに、シュリーレン法を用いた。また、高速気流試験設備では、複葉翼模型の空力特性を測定するために、ひずみゲージによる空力特性計測を試みた。ひずみゲージを用いたのは、始動荷重負荷時のモーメントアームが大きくなり、内装天秤のモーメント許容荷重を越えることが想定されたからである。よって、図3-4に示す位置にひずみゲージを取り付けて力計測を実施した。しかし、ひずみゲージの損傷を生じ、また複葉翼模型強度に重点を置いたため、圧縮ひずみの出力信号が微弱となり、有益な空力計測データの一部は得られなかった。抗力特性の計測手法の確立は今後の課題である。

4. 実験結果と考察

前節にて述べた吸込み式超音速風洞と複葉翼模型を用いて、吸込み式超音速風洞の検定ならびに複葉翼模型周りの基本的な流れ場を捉えるために下記の実験を実施し、それぞれ考察を行った。

4.1 吸込み式超音速風洞試験

4.1.1 圧力計測応答遅れ時間

吸込み式超音速風洞の測定部内の流れを捉えるために、図4-1に主流中のピトー圧および測定部壁面静圧の時間履歴を示す。測定部に複葉翼模型は取り付けしていない。図中の記号は異なる風洞試験を示し、風洞作動時間に多少の違いがある。中空四角印はピトー圧、中実三角印は壁面静圧を示す。また、ノズルスロートから下流に $x = 145, 180, 272.5 \text{ mm}$ での壁面静圧計測値を示している。また、ピトー管先端位置は、 $x = 215 \text{ mm}$ である。

吸込み式超音速風洞は、下流に設けたバタフライ弁の開放により、大気を吸い込むことで作動する。バタフライ弁開放直後、ピトー圧は短時間で流れの変化に追従し、バタフライ弁閉作動による風洞停止にも追従している。一方で、壁面静圧はどの位置においても約1秒程度の応答遅れが生じている。壁面静圧は、ピトー圧に比べて約1/4の値を示すことから、低圧測定時の計測系の応答遅れが生じた[20-21]。

図4-2に後述するように壁面静圧を用いて、ピトー圧や大気圧（主流全圧）から求められるマッハ数は、実際の作動開始

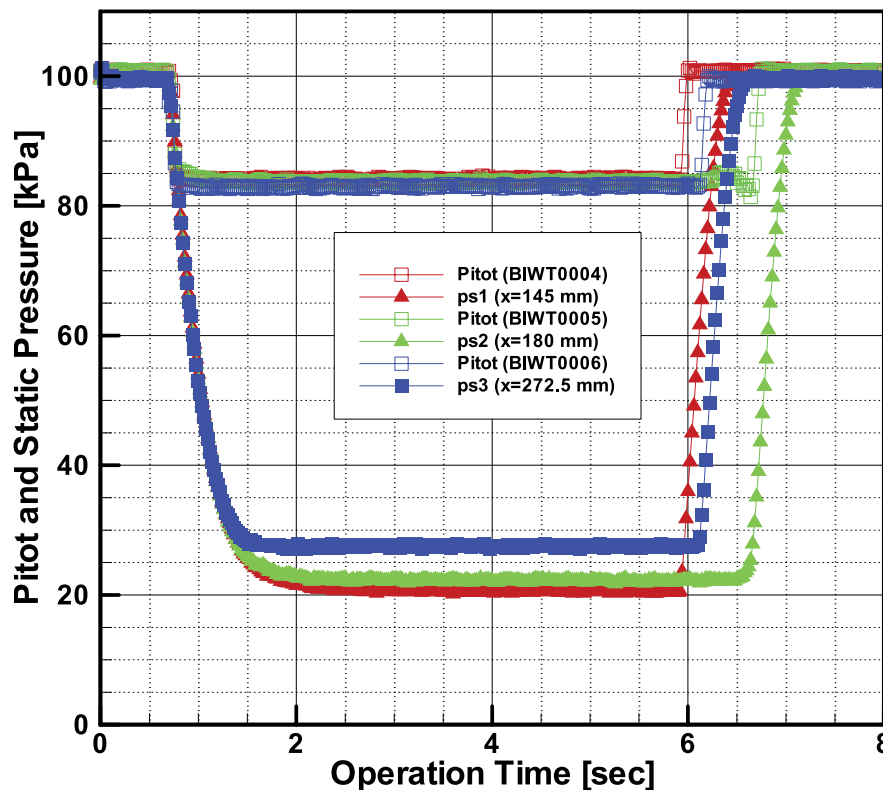


図4-1 測定部内ピトー圧と壁面静圧の時間履歴

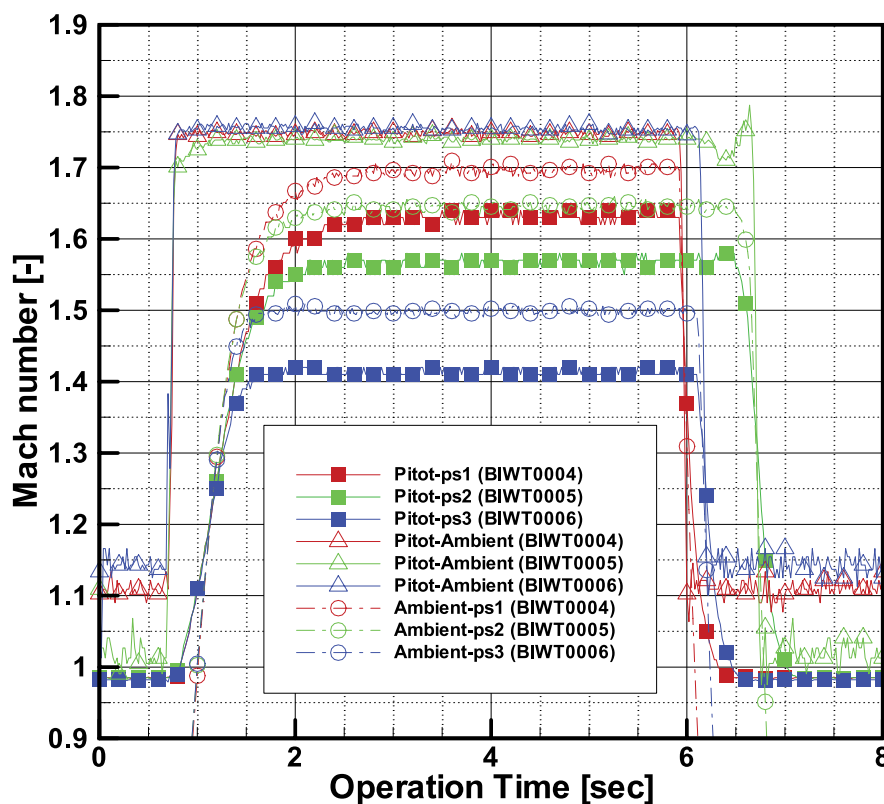


図 4-2 測定部内マッハ数の時間履歴

表 1 測定マッハ数の平均値 ($t = 3 \sim 5$ sec)

BIWT	Mach number (average)			p_s (xmm)
	□	■	○	
0004	1.747	1.630	1.696	145.0
0005	1.755	1.567	1.645	180.0
0006	1.770	1.414	1.499	272.5

から遅れているため、有効な風洞作動時間が短く見積もられる。本研究では、壁面静圧静定後の値を用いて測定部内の流れ場の議論をする。なお、この応答遅れ時間を考慮して、測定孔径の拡大あるいは圧力導管長さの短縮による改修を行う。

4.1.2 主流マッハ数測定

図 4-1 の測定結果を用いて、測定部内の代表マッハ数を求め、その考察を行う。流れに挿入したピトー管前面の垂直衝撃波による全圧損失を仮定して、ピトー圧と主流全圧から近似多項式を用いて求めたマッハ数を△印で図 4-2 に示す。比較のために、境界層近似を仮定して測定した主流静圧とピトー圧をレイリーのピトー管公式の近似多項式を用いて求めたマッハ数を■印で、さらに主流全圧と主流静圧を用いて等エントロピー仮定から求めるマッハ数を○印で図 4-2 に示す。また、計測開始 3 秒から 5 秒までの平均値をそれぞれ表 1 にまとめる。

測定部の下流に行くにしたがい、等エントロピーを仮定して求めたマッハ数（図中○印）は 1.70 から次第に低下している。これは、壁面境界層の発達により壁面静圧が次第に上昇するためである。最下流の $x = 272.5$ mm における静圧孔は、ピトー管からの衝撃波反射位置よりも下流であるため、等エントロピー仮定は成立しない。よって、ピトー管より上流かつノズル出口により近い位置での壁面静圧を用いて測定部コア流のマッハ数を表現できる。

等エントロピーを仮定して求めるマッハ数を基準にして、残り 2 つのマッハ数推定に関する誤差を評価する。全圧損失式を用いて求めたマッハ数（図中△印）は、約 3.0 % 高く見積もられているが、前節で述べた壁面静圧の応答遅れ時間を無視することができる。一方、レイリーのピトー管公式によるマッハ数（図中■印）推定値は、ノズル出口により近い $x =$

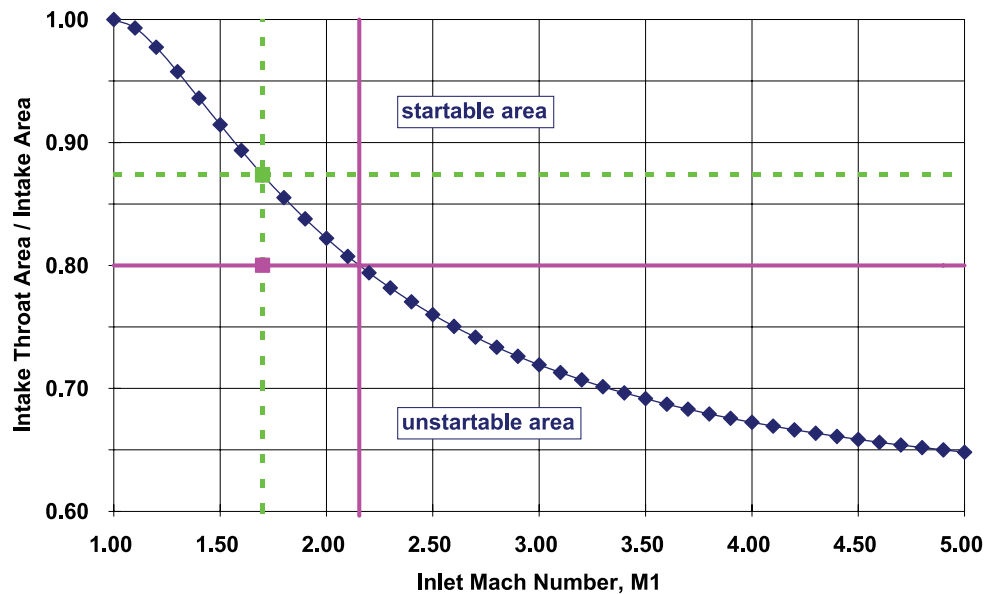


図 4-3 インテークディフューザ始動・不始動領域

145 mm における壁面静圧を用いると、約 4.0 % 低く見積もられている。

以上より、本実験装置では、測定部にピトー管を挿入する場合には、全圧損失式を用いて、主流マッハ数を推定する。ピトー管を挿入しない場合には、ピトー管より上流かつノズル出口により近い位置での壁面静圧を用いて、主流全圧の等エントロピー仮定により求めるマッハ数で代表させる。なお、最大 3.0 % の誤差でマッハ数を測定できる。

4.1.3 不始動条件と風洞作動手順

超音速流中の複葉翼模型周りの流れは、超音速インレットと類似の流れ場が形成される。インテークディフューザの不始動状態に至ると、翼性能の大幅な低下を引き起こすことと、設計マッハ数前後でヒステリシスが存在することが明らかにされている。この不始動状態を回避しない限り、衝撃波干渉および相殺を実現できないだけでなく、翼自体の基本性能を発揮できない、さらに設計マッハ数における複葉翼周りの流れ特性を調べることができない。

K-D 条件を基にして、低マッハ数側からの作動時の不始動を回避する風洞作動手順を確立し、風洞作動時の測定部内の基本的な流れ特性を明らかにした。さらに、この始動手順に基づいてシュリーレン法により、設計マッハ数における複葉翼間の衝撃波干渉および相殺の可視化を試みた。また、壁面静圧および翼下流のピトー圧計測値から複葉翼間および周りの流れ特性について考察した。

4.1.4 インテークディフューザ始動条件

理論的考察や CFD 計算で用いられている翼間距離 $G/c = 0.505$, 0.500 では、入口断面積と最小断面積の比が 0.802 , 0.800 である。つまり、設計マッハ数における上記の断面積比では、図 4-3 に示すように K-D 条件[12-15] を満足しないために不始動を起こす。設計マッハ数 1.7、断面積比 0.8 の場合、図 4-3 に示すように不始動領域に存在する。

そこで、不始動状態を回避するためには、図 4-3 に示すように断面積比を大きくするか、マッハ数を上げるかのどちらかが有効である。本研究では複葉翼間内で衝撃波干渉・相殺を起こす断面積比すなわち翼間距離を一定にすることを優先することから、主流マッハ数を上げることに注目する。K-D 条件を満足する最小マッハ数は 2.15 であり、これのみ込みマッハ数 M_{sw} とする。のみ込みマッハ数 M_{sw} 以上の流れ中にある複葉翼間内は、始動領域に達する。

4.1.5 風洞作動手順

前節で述べたように、超音速流がのみ込みマッハ数 M_{sw} 以上であれば、断面積比 0.800 の複葉翼型模型でも始動に至る。しかし、吸込み式超音速風洞に設けた超音速ノズルはマッハ数 1.7 で設計されている。超音速風洞は、ノズルスロートで風洞内部を流れる質量流量が決まることに注目し、吸込み式風洞のインレット部の断面積変化すなわちゲート弁と類似の動作を模擬する。これにより、短時間で高いマッハ数側に立ち上げて、徐々に設計マッハ数に安定化させる風洞始動を試み

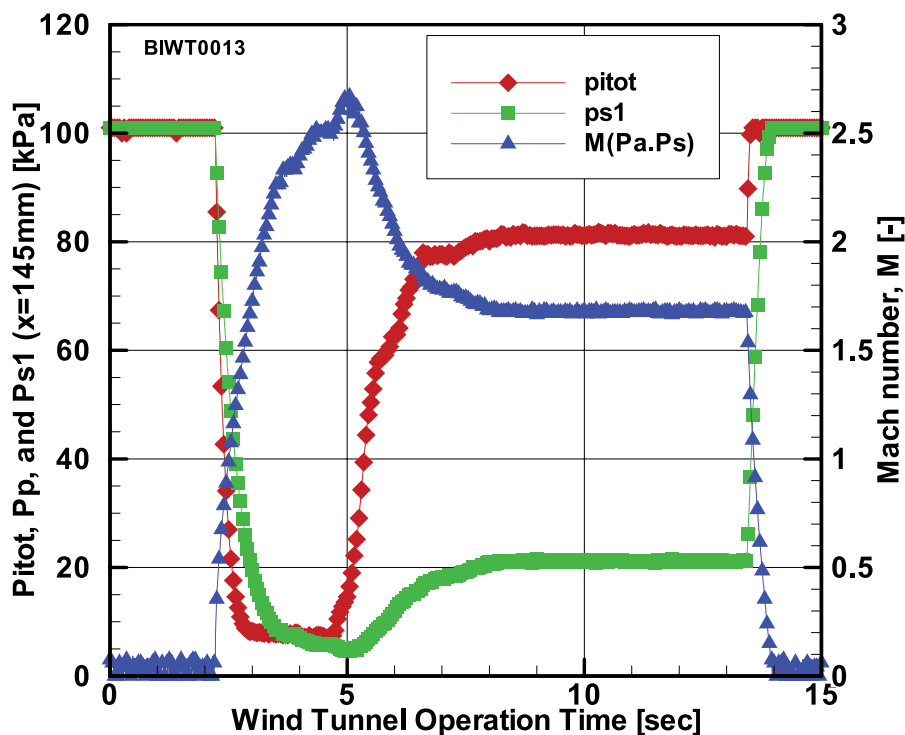


図4-4 不始動回避作動時のピトー圧・壁面静圧およびマッハ数の時間履歴

る。

以上の作動手順に基づいて、不始動を回避しつつ、複葉翼間の衝撃波干渉・相殺を生じるように試みる。この作動手順を用いたときの、測定部内の流れ場の検証を行うために、複葉翼模型を測定部に取り付け、シュリーレン画像によって、翼前縁に発生する衝撃波の可視化を行う。さらに、壁面静圧、主流ピトー圧、主流全圧と壁面静圧から等エントロピー仮定で求めるマッハ数の時間履歴を図4-4に重ねて示す。

図4-4に示すように、風洞始動直後、ピトー圧も壁面静圧もほぼ同じ値を指示している。これは、ゲート弁に見立てたアクリルプレートによってインテーク部が封じられているため、測定部内が均一な真空状態となっている。インテーク部が次第に開くと、周囲空気が風洞に吸込まれ、徐々に壁面静圧が変化し、高いマッハ数側からの作動を確認することができた。なお、3.1.1節でも述べたように壁面静圧は、圧力応答遅れが約1秒あることに注意する。また図4-4に示すように、複葉翼上流側のマッハ数が約2.6程度まで増加して、測定部に流入している。

以上の風洞内部の流れ状態は、以下のように説明することができる。まず、スロート上流側に位置するインテーク部の開口断面積が風洞内部で最小となるため、流入空気がチョークし、測定部へ流入する質量流量が決まる。徐々に開度を増加させ、インテーク部の開口断面積とノズルスロート断面積が一致すると、インテーク部に生じた衝撃波が、ノズルスロートにまでジャンプし、風洞内部を流れる最大質量流量が決定される。そのスロート下流域では、膨張加速して、設計マッハ数が実現されることを図4-4は示している。また、ピトー圧は、複葉翼より下流にて計測されているが、設計マッハ数が達成されると一定値を示していることが図4-4からわかる。

4.1.6 衝撃波干渉と減衰の可視化

前節の風洞作動手順に基づいて成立した設計マッハ数を示す超音速流中に設けられた複葉翼周りのシュリーレン画像を図4-5に示す。連続画像から抜き出した瞬時シュリーレン写真である。複葉翼間において、衝撃波干渉を実現し、翼頂点より下流においては衝撃波の相殺を可視化できている。また、連続撮影したシュリーレン写真から、翼前縁に形成される斜め衝撃波角が次第に立ち上がり、翼頂点に到達している様子が見られた。つまり、図4-4に示すように、高いマッハ数側から測定内部に超音速流が形成されていることを示した。

理想的には、流れに平行に設けた複葉翼下面にはマッハ波が形成される。しかし、図4-5に示すように、弱いながらも衝撃波が発生しているものと推測される。衝撃波が発生する要因は下記の3つが挙げられる。1) 翼面上を翼先端から発達す



図4-5 衝撃波干渉・減衰のシュリーレン画像

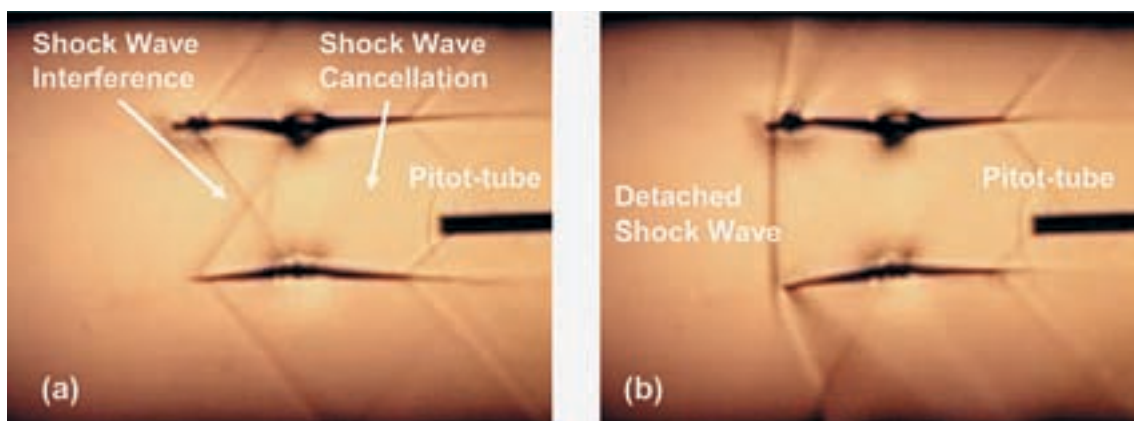


図4-6 始動状態と不始動状態のシュリーレン画像

る境界層を主流空気が障害物と認識し、衝撃波を発生する。2) 測定部に取り付けた翼模型自体が主流空気に対して傾いている。3) 主流空気自体が測定部に対して傾き流入している。以上のうち、最も可能性があるのは、境界層の発達による影響と考えられる。図4-5,6ともに現れているのがわかる。しかし、翼先端付近の様子を可視化するには解像度が十分ではないため、今後その点に注目して進めていくものとする。

4.1.7 不始動状態への遷移

3.3.1節で述べた風洞作動手順によって行った図4-5とは別の風洞実験時のシュリーレン画像を図4-6に示す。図4-6(a)の始動状態から突如图4-6(b)の不始動状態に移った状態を並べて示す。複葉翼間で衝撃波干渉を実現し、翼頂点より下流で衝撃波が相殺されていた。しかし、突如图4-6(b)に示すような複葉翼前縁に大きな強い衝撃波が発生し、風洞停止に至るまで、図4-6(a)の状態に回復することなく、不始動状態を維持していた。

また、図4-6に示すとおり不始動状態では、翼前縁に発生する垂直衝撃波による圧力上昇の影響で、支持していた翼模型が測定部下面側へ傾いた。下側の翼模型の支持不良によるものと考えられる。この支持部の再設計を行うものとする。

図4-6(b)の不始動状態に遷移したときの流れの状態を調べるために、図4-4と同様に、壁面静圧、主流ピトー圧、マッハ数の時間履歴を図4-7に示す。図4-4と同様に、測定部内の圧力低下と高マッハ数側からの風洞作動が図4-7に示されている。しかし、図4-4に比べると、約 $t = 9 \text{ sec}$ でピトー圧はステップ的に減少している。これは、不始動によって生じる翼前縁の強い衝撃波を通過することで、複葉翼下流に設けたピトー圧が、全圧損失を捉えたからである。

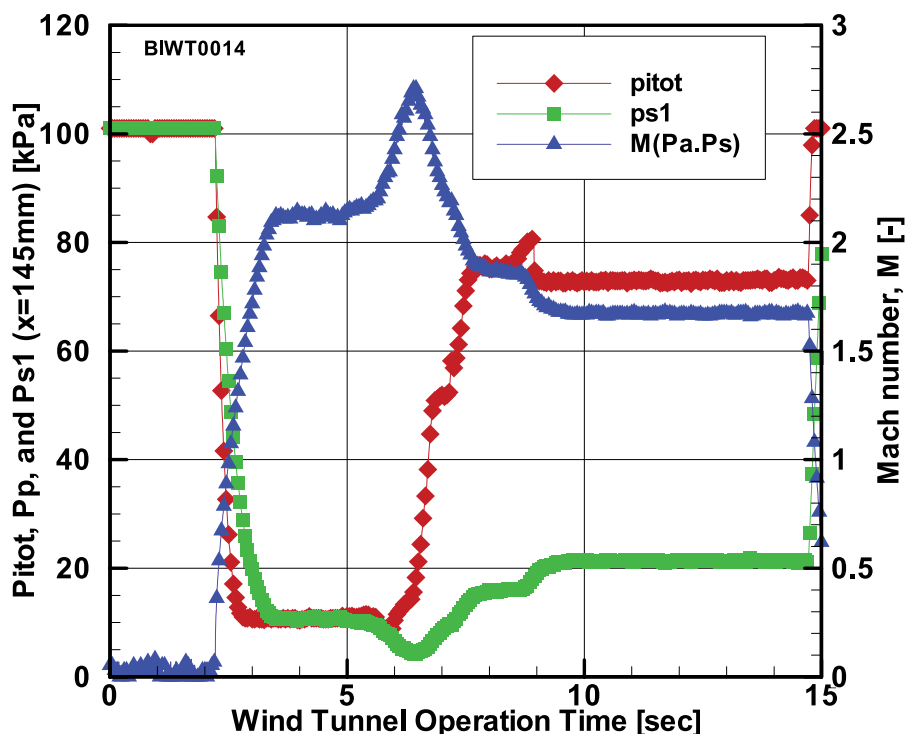


図4-7 不始動状態へ遷移したときのピトー圧・壁面静圧およびマッハ数の時間履歴

4.2 高速気流総合試験設備風洞実験

4.2.1 超音速風洞実験（マッハ数 1.5 ～ 2.3）

衝撃波干渉/相殺を実現するために、設計マッハ数 1.7 で複葉翼の超音速風洞実験を用いて実施した。1 に述べたとおり、本実験模型は 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が、本実験模型でも図 4-8 に示すように衝撃波干渉および相殺を実現できた。複葉翼前縁から発生する衝撃波によって生じる複葉翼間の高圧部から、複葉翼外部（主流静圧の低圧部）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と考えられる。複葉翼間の流れの二次元性が保たれていないために、衝撃波干渉/相殺を実現したものと考えられる。

さらに、衝撃波干渉/相殺が実現できないマッハ数を探索するために、非設計マッハ数における複葉翼周りの流れの変化を、シュリーレン法によって捉えた。マッハ数範囲 1.5 ～ 2.3 の条件で複葉翼の超音速風洞実験を実施した。各マッハ数におけるシュリーレン写真を図 4-8 に示す。なおマッハ数 1.7 は模型を 90 度回転させた可視化を併記している。流れは、画像の右から左である。

設計マッハ数 1.7 よりも低下すると、複葉翼前縁から発達する衝撃波の衝撃波角が大きくなるために、衝撃波は複葉翼頂点に到達しない。よって、複葉翼壁面で再度反射した衝撃波が、頂点より下流に入射するため、複葉翼下流の流れ場が複雑になる。マッハ数 1.5 では、頂点より下流側の複葉翼壁面が、超音速ノズルとして作用し、加速領域を形成しているのが図 4-8 に示すように可視化されている。

一方、設計マッハ数 1.7 より増加させると、複葉翼前縁から発達する衝撃波の衝撃波角が小さくなるために、複葉翼頂点より下流に衝撃波が到達する。これは、複葉翼が常に始動状態を維持していることを示している。また、複葉翼の頂点より下流では、複葉翼が超音速ノズルとして作用するため、主流マッハ数よりも加速している。

複葉翼模型の下流側の支柱に設けたひずみゲージによる力計測によって、迎角の変化による揚力特性の向上を捉えたが、同一マッハ数設定中の迎角変化などに対する相対的な比較は可能である。絶対値の精度について検討する必要があるため、異なるマッハ数や風洞試験状態における相対的な比較は、注意が必要である。今後の検討課題である。

4.2.2 遷音速風洞実験（マッハ数 0.3 ～ 1.3）

超音速風洞実験の結果、アスペクト比 0.75 の複葉翼二次元模型を用いても不始動に至らなかった。不始動状態に陥る主流マッハ数を探索し、遷音速域での複葉翼周りの流れ特性を調べるために、シュリーレン法を用いて、マッハ数範囲 0.3 ～ 1.3 の条件で遷音速風洞実験を実施した。

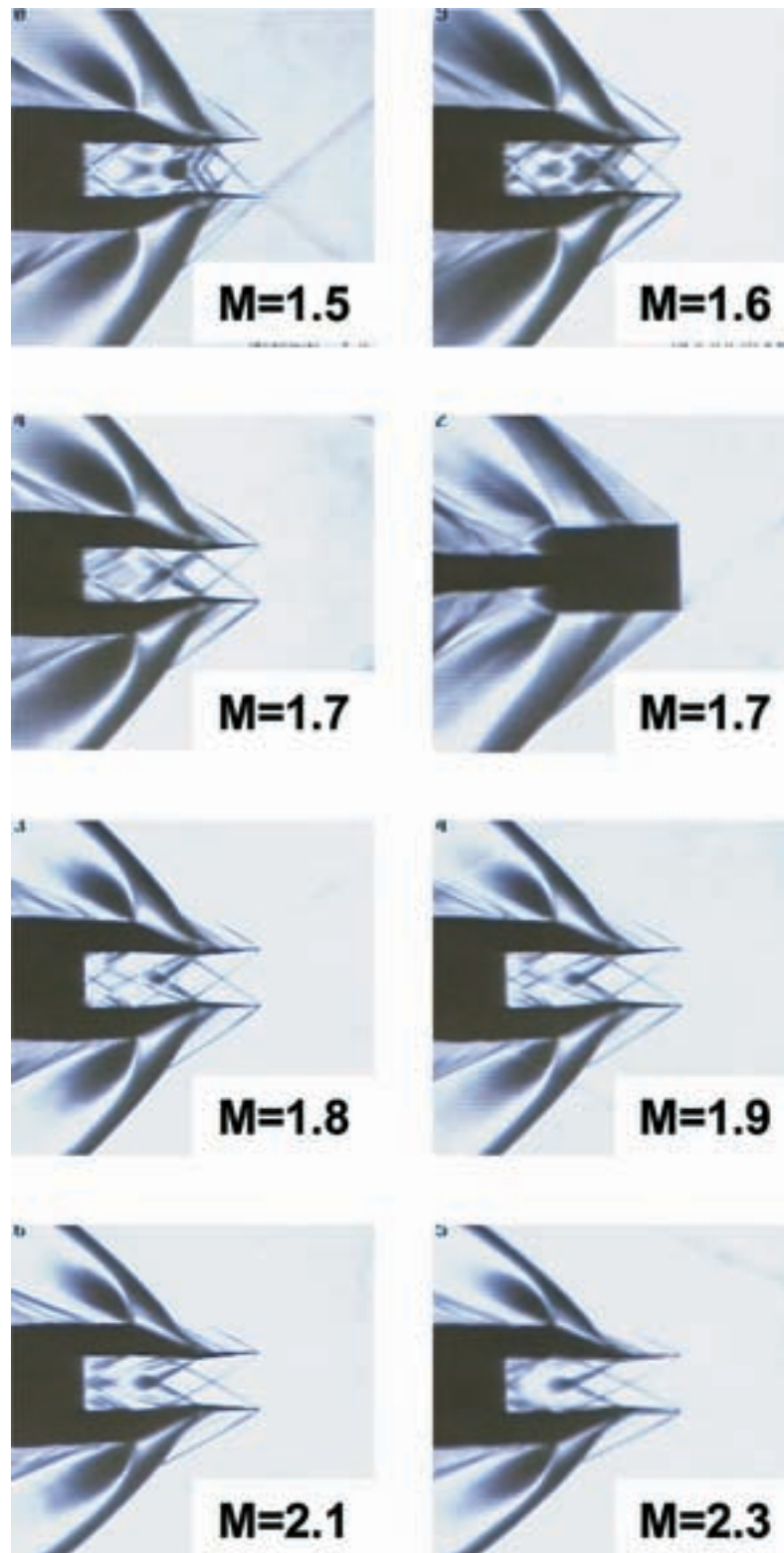


図4-8 超音速風洞実験によるシュリーレン写真（マッハ数1.5～1.9まで0.1刻み、2.1と2.3，なおマッハ数1.7は模型を90度回転させた可視化を併記）

マッハ数を1.3～0.6と0.9～0.3と変化したM-sweepを実施し、それらの試験中に取得した各マッハ数におけるシュリーレン写真を図4-9に示す。なおマッハ数1.3は、模型を90度回転させた可視化を併記している。流れは、画像の左から右である。

低マッハ数領域では複葉翼周りに密度変化が小さいが、マッハ数0.5から複葉翼間に流れの変化が徐々に現れている、複葉翼前縁から頂点までの領域が、亜音速ノズルとして作用しているからである。マッハ数0.7に注目すると、シュリーレン

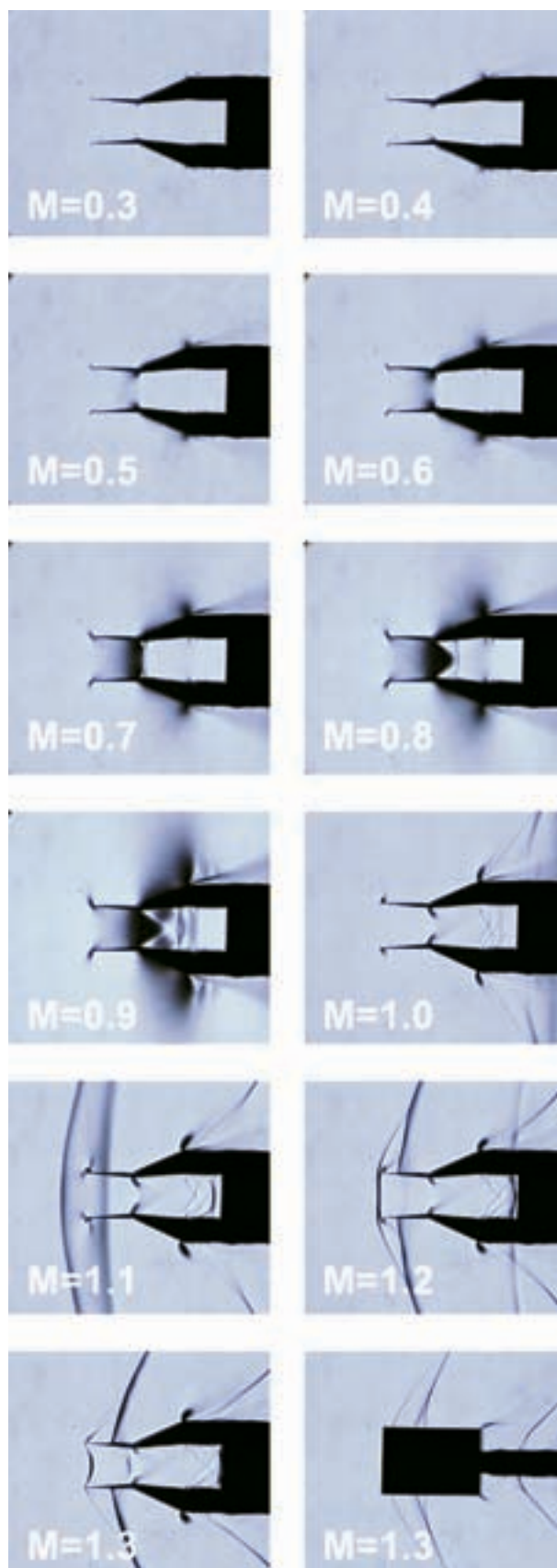


図 4-9 M-Sweep によるシュリーレン写真 (左上から順にマッハ数 0.3 ~ 1.3, 0.1 刻み. なおマッハ数 1.3 は模型を 90 度回転させた可視化を併記)

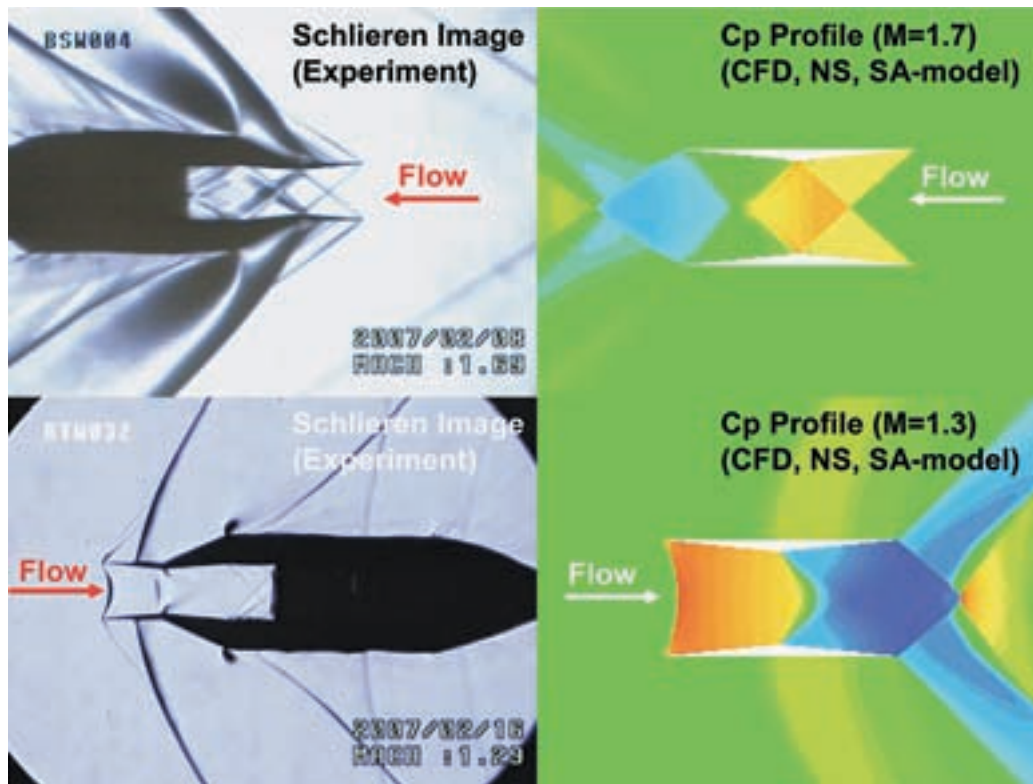


図4-10 シュリーレン写真（風洞実験）とCFD計算の圧力係数分布の比較（マッハ数1.7と1.3）

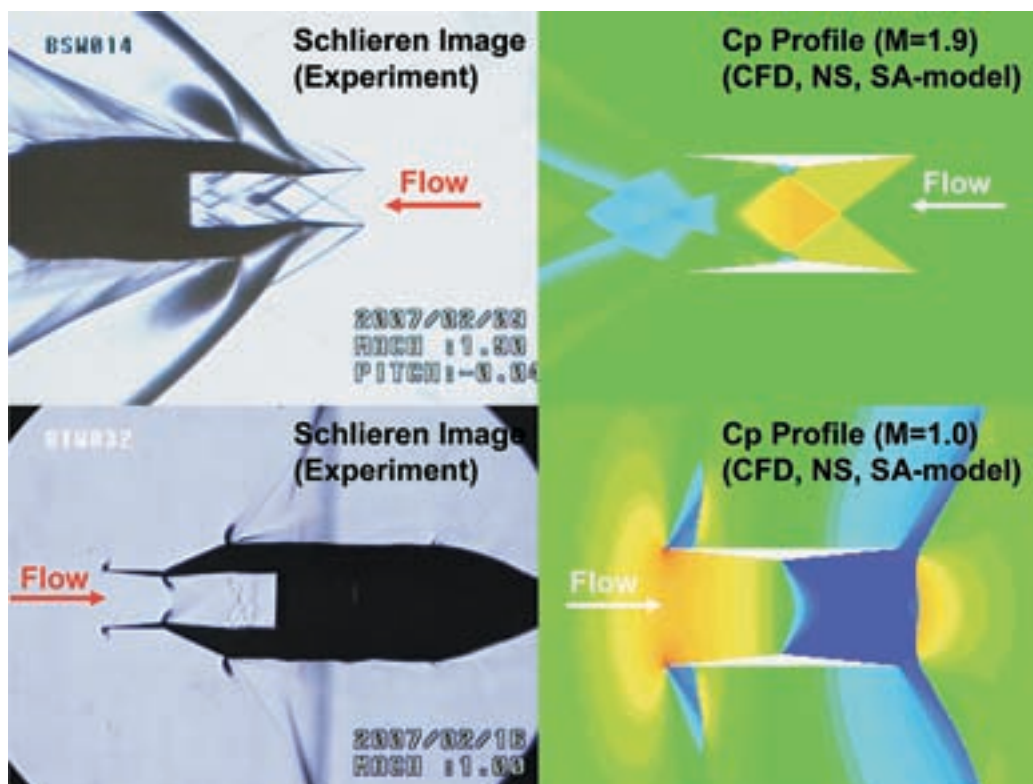


図4-11 シュリーレン写真（風洞実験）とCFD計算の圧力係数分布の比較（マッハ数1.9と1.0）

写真の濃淡が顕著に現れている。複葉翼の頂点より下流では亜音速ディフューザとして作用し、減速領域が形成されている。

マッハ数 0.8 から 0.9 付近では、複葉翼頂点から発達する膨張扇の影響でさらに流れが加速している。マッハ数 1.0 から 1.3 では複葉翼前縁に強い衝撃波が発生すると、前縁から頂点までは、亜音速ノズルとして作用する。さらに、複葉翼頂点に生じる膨張扇が明確になるため、頂点から複葉翼後縁までの領域は、超音速ノズルとして作用している。

マッハ数 1.3 では、複葉翼前縁に生じる衝撃波が、横方向からの可視化からも捉えられ、複葉翼外部へと流れる三次元的な流れ場を形成している。

4.2.3 超音速・遷音速風洞実験と数値計算比較

図 4-10 と図 4-11 のそれぞれ右側に、Spalart-Allmaras 乱流モデルを導入した Navier-Stokes 計算結果の圧力係数分布とシュリーレン画像を比較する。各マッハ数において、翼幅中心軸上で定性的にはほぼ類似した流れ場が形成されていることがわかった。

CFD 計算によって得られた図 4-11 に示すマッハ数 1.9 の圧力係数分布は、複葉翼下流壁面が超音速ノズルとして作用するため、複葉翼下流で低圧領域が現れているなど定性的な流れ場が明らかになった。

図 4-8 と図 4-9 に示すシュリーレン可視化画像と図 4-10 と図 4-11 に示す CFD 計算結果との比較により、アスペクト比 0.75 の二次元複葉翼模型は、マッハ数 1.5 以上で不始動に陥らないことがわかった。

5. まとめと今後の展開

設計マッハ数 1.7 の吸込み式超音速風洞ならびに吹き下ろし式超音速・遷音速風洞を用いて、マッハ数 0.3 ～ 2.3 と広範囲の飛行マッハ数条件下で、衝撃波干渉ならびに相殺を目的にした Busemann 型二次元型複葉翼模型を用いて複葉翼模型周りの流れ特性に関する実験を実施した結果、以下の知見を得ることができた。

- (1) 現行の吸込み式超音速風洞設備では、低圧側の静圧測定は約 1 秒の応答遅れが存在した。短い風洞作動時間中の測定部内の流れ状態をより精度良く捉えるためには、静圧孔の拡大および圧力導管の短縮が必要である。
- (2) 測定部内の代表マッハ数は、主流全圧の等エントロピー仮定により求めることができる。ピトー圧挿入時には全圧損失式により 3.0 % の誤差内で代表マッハ数を求めることができる。
- (3) 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することができ、複葉翼間の衝撃波干渉・減衰をシュリーレン写真によって確認することができた。
- (4) 不始動状態へ遷移したとき、複葉型翼模型下流のピトー圧測定値を調べると、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。
- (5) 提案された超音速複葉翼理論による複葉翼間の衝撃波干渉および相殺を実験的に実証することができた。また、非設計マッハ数における衝撃波発生や干渉などを伴う流れ場の変化を捉えることができた。
- (6) アスペクト比 0.75 の二次元複葉翼模型を用いて、衝撃波干渉および相殺を実現できたのは、複葉翼前縁から生じる衝撃波による高圧部から複葉翼外部の低圧部へ流れ出すことで、複葉翼間の不始動状態を回避した。

しかし、始動状態から不始動状態への遷移を引き起こす要因は明らかではない。さらにそれらの要因の微小変動により生じる可能性があるため、模型や計測の精度を向上させつつ、実験結果と CFD による予測との比較検討を進めて、調べていく予定である。

参 考 文 献

- [1] K. Kusunose, A New Concept in the Development of Boomless Supersonic Transport, 1st 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, *et al.*, “A Fundamental Study for the Development of Boomless Supersonic Transport Aircraft”, 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2006, AIAA-2006-654

- [4] M. Yonezawa, *et al.*, “Wing Tip Effects of Busemann’s Biplane”, 2nd International Conference on Flow Dynamics, Sendai, 2005, 7-3
- [5] H. Yamashita, *et al.*, “CFD Analysis of Shock Waves for Busemann’s Biplane”, 2nd International Conference on Flow Dynamics, Sendai, 2005, 7-4
- [6] 米澤誠仁ら, 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] 米澤誠仁ら, 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 ANSS 2006, 2006, pp. 19-20
- [8] D. Maruyama, *et al.*, “Aerodynamic Design of Low Boom and Low Drag Supersonic Biplane”, 2nd International Conference on Flow Dynamics, Sendai, 2005, 7-2
- [9] 松島紀佐ら, 逆問題による低ブーム超音速機の設計, 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] 丸山大悟ら, 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, *et al.*, “Aerodynamic Design of Biplane Airfoils for Low Wave Drag Supersonic Flight”, 24th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2006, AIAA-2006-3323
- [12] D. M. Van Wie, F. T. Kwok, R. F. Walsh, Starting Characteristics of Supersonic Inlet, 32nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 1996, AIAA 96-2914
- [13] D. M. Van Wie, M. E. White, P. J. Waltrup, Application of Computational Design Techniques in the Development of Scramjet Engines, AIAA 19th Fluid Dynamics, Plasma Dynamics and Lasers Conference, 1987, AIAA 87-1420
- [14] D. M. Van Wie, S. Molder, Applications of Busemann Inlet Designs for Flight at Hypersonic Speeds, AIAA Aerospace Design Conference, 1992, AIAA 92-1210
- [15] S. Molder, E. J. Szpiro, Busemann Inlet for Hypersonic Speeds, Journal of Aircraft, Vol. 3, No. 8, 1966, pp. 1303-1304
- [16] 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, 東北大学卒業論文, 2006
- [17] T. Furukawa, N. Kumagai, S. Oshiba, T. Ogawa, K. Saito and A. Sasoh, “Experimental and Theoretical Examinations on Shock Wave Phenomena for Silent Supersonic Biplane”, Third International Symposium on Transdisciplinary Fluid Integration TFI-2006, 2006, pp. 55-56
- [18] 古川 剛, 熊谷典昭, 大芝 慎, 小川俊広, 齋藤賢一, 佐宗章弘, 超音速流中における Busemann’s Biplane 近傍の圧力場計測, 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. 136-137
- [19] 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, 2006, 18-A-2-1, pp.xx-xx
- [20] 三谷ら, 小型風洞とエンジン補完実験, 2003, 航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-1458
- [21] RJTF 建設グループ, ラムジェットエンジン試験設備, 1998, 航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-1347