ソニックブーム強度に対する機体形状効果^{*1}

—機体近傍場圧力分布測定—

Effect of the Supersonic Aircraft Configuration on Sonic-Boom Intensity
—Near-Field Pressure Distribution Measurement—綿貫 忠晴^{*2}・牧野 好和^{*3}・杉浦 貴明^{*3}・久保田 弘敏^{*2}

Tadaharu WATANUKI, Yoshikazu MAKINO, Takaaki SUGIURA and Hirotohi KUBOTA

Key Words: Aerodynamics, Shock Wave, Supersonic Aircraft, Sonic Boom, Wind Tunnel Testing

Abstract: The near-field pressure distributions, which are needed to predict the far-field sonic-boom signatures, are measured experimentally with use of the wind tunnel of Mach number 2.0 for the supersonic aircraft models having different wing planforms and nose configurations in the cases with and without lift. The overall boom characteristics are also discussed in the basis of visualization of the flow patterns around the aircraft model with use of Schlieren technique and pressure measurement at off-centerline region by changing the model roll angle. The major results are as follows: As for the wing planform, the near-field peak pressures by an arrow wing and a cranked arrow wing are smaller than that of a delta wing, which suggests that they will give smaller sonic boom intensity. As for the nose configuration, a blunt nose is considered to be effective for sonic boom reduction, but because of a noticeable increase of drag, a careful shaping of nose has to be needed.

記 号 表

- C_L : 揚力係数
 d : 模型胴体直径
 H : 飛行高度, 航空機から地表までの鉛直下方向距離
 L : 模型全長
 M_∞ : 一様流マッハ数
 p' : 風洞壁面圧力
 p : 風洞一様流静圧
 Δp : 圧力変動 ($=p' - p$)
 R : 模型先端の曲率半径
 $x = (x' - x_0)$
 x_0 : 模型先端からマッハ角 μ で引いた直線が壁に当たる位置までの距離 ($=H\sqrt{M_\infty^2 - 1}$)
 x' : 模型先端から測定静圧孔までの距離
 α : 模型迎え角
 μ : マッハ角
 ϕ : 模型ロール角

1. 序 論

航空機の大量輸送と高速化の要求に伴い, それに対処し得る高速大量輸送手段として, 超音速輸送機 (Super Sonic Transport: SST) が有望である. 現存の超音速旅

客機は 1969 年に初飛行した英仏の共同開発による巡航マッハ数 2.04 のコンコルド 1 機種であるが, 騒音の大きさと運航コストの高さのため, 今ではわずか 2 つの路線で就航しているに過ぎない. 次世代超音速輸送機実現のためには, 運航コストの問題とともに「空港騒音低減」, 「ソニックブーム回避」, 「オゾン層保全」の環境適合性に関する 3 つの重要な課題が指摘され, 中でもソニックブームの問題は, 超音速輸送機が陸上飛行を行う上で必ず解決しなければならない重要な課題¹⁾である.

ソニックブーム (sonic boom) とは, 超音速飛行体の前後端から発生する衝撃波が地面に衝突, 反射するときに起こる衝撃的圧力変化の現象である. 大気中を超音速飛行する航空機の各部からは大小様々な強度の衝撃波が発生し, これらが引き起こす圧力変動は, 航空機近傍では機体形状に大きく依存した複雑な波形を呈しているが, 航空機から離れるにつれ衝撃波の非線形的な性質のために次第に整理統合され, 十分離れた遠方場ではそれらが集積して N 波と呼ばれる圧力波形を示し (第 1 図), 2 度の激しい圧力上昇を伴う強い爆音 (ブーム) として観測される. その影響は, N 波のピーク圧の大きさ (Peak Pressure Level: $\Delta p_{\max}$), 立上り時間 (Rise Time: $\Delta \tau$), N 波の持続時間 (Duration: T) の 3 つのファクターによって評価され, 特にピーク圧がブーム許容性の指標として用いられることが多い. さきに述べたコンコルドの場合, 最大ピーク圧がおおよそ $\Delta p_{\max} = 2.0 \sim 3.0 \text{ lb/ft}^2 (= 0.96 \sim 1.44 \text{ Pa})$, 立ち上がり時間 $\Delta \tau \leq 2 \text{ ms}$, 持続時間 $T = 200 \text{ ms}$ 程

*¹ 平成 11 年 2 月 12 日原稿受理*² 東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻*³ 東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻大学院

第1図 機体近傍場および遠方場の圧力分布

度であり、その音は近くで起こる落雷に相当するといわれている。

これらの問題は、コンコルドに代表される第一世代 SST の開発時にも十分な研究がなされたが、有効なブーム低減対策は見い出されなかった。ソニックブーム強度を解析する Whitham の修正線形理論²⁾によれば、どのような形状の機体でも、遠方場地上での圧力波形は N 型になってしまい、機体形状の改善によるブーム強度の低減には限界があると考えられてきた。また、従来の風洞実験³⁾の目的が、飛行経路から遠く離れた地上の圧力波形を調べることにあったため、非常に小さな風試模型を使うことが特徴であった。全長 100 m の航空機が高度 20 km をマッハ数 2 で飛行する場合、航空機全長の 200 倍の遠方場で N 波が形成される。これを測定部断面積 400 mm×400 mm の超音速風洞で模擬しようとする、模型全長はわずか 2 mm となり、模型形状精度やその支持方法、微小模型から発生する弱い衝撃波による圧力変動を遠方で精度良く測定できないなど、多くの困難があった。

一方、将来の航空旅客需要増加の予測に伴う次世代 SST 実現の要求に応じて、近年、機体形状の工夫によってブーム強度を低減させたり、風洞試験と CFD 解析を組み合わせて低ブーム形状の最適化を図ろうとする研究^{4)~12)}など、新たなブーム軽減化の概念が生まれ、再びその研究活動は活発化している。また、SST のような細長い機体形状では、実在大気の流れの非一様性の効果により、機体近傍場の圧力波形を地上まで持ち越す可能性、いわゆる凍結効果 (Freezing effect) のあること¹³⁾が確認されたことや、CFD を用いて機体近傍場圧力分布から遠方場地上の圧力波形を予測する研究^{14)~16)}や、幾何音響学的手法を用いた圧力波の伝播特性の研究^{17,18)}が発展する中で、機体近傍場の正確な圧力分布測定の重要性が見直されてきた。

本研究では風洞実験によって機体近傍場の圧力分布波形を正確に測定し、機体の先端形状や翼平面形、あるいはこれらが揚力を持つときのソニックブームピーク圧に及ぼす影響を検討する。また、シュリーレン法を用いた流れの可視化によって模型まわりの流れの様子を観察するとともに

に、模型のロール角を変えて機体直下以外での圧力分布を測定することにより、より総合的なソニックブーム強度の予測を行うこととした。

2. 風洞、模型、および実験方法

2.1 風洞および模型 実験は東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻の吹き出し式超音速風洞 (1990 年文部省宇宙科学研究所から東京大学工学部に移管) を用いて行われた。測定部設定マッハ数 $M=2.0$ 、測定部の大きさは 400 mm×400 mm の正方形で、代表長さを測定部断面積の 1/2 乗としたときのレイノルズ数は 8.3×10^6 である。

実験に用いた模型は直径 5 mm の胴体を共通とし、機体先端部、および翼型をそれぞれ数種類用意し、組立式の全機模型とした。胴体の全長は $L=100$ mm で、これに 15 mm のスティングを介して模型支持装置に取り付けた。なお、取付金具からの衝撃波が翼後方からのそれと干渉するのを避けるため、実験終盤ではスティングを 100 mm に延長した。

翼型として、同一の翼面積を持つ 2 種類の平板翼を用意した。1 つは 1 段目と 2 段目の後退角が 75° および 55° の一般的なダブルデルタ翼 (第 2 図(a)) で、もう 1 つは Darden ら⁶⁾が提案した機体形状を参考にしたアロー翼 (同図(b)) で、後退角は一定 (77.5°) である。翼厚は 1.5 mm で、前・後縁は機体軸に対して頂角 20° のくさび型エッジとした。迎え角の範囲は $0^\circ \sim 3^\circ$ である。なお、研究の進捗状況に合わせて低ブーム翼型形状 2 種類を追加した。第 2 図(c), (d) に示すクランクアロー翼型 No. 1, および No. 2 は、各々前縁後退角が $80^\circ, 70^\circ, 50^\circ$, および $82^\circ, 75^\circ, 60^\circ$ で、最外翼部が主流マッハ数 2 に対して超音速、および亜音速前縁となる平面形である。

機体先端形状については、その曲率半径 R が 0.0, 0.25, 0.5, 0.75, 1.0, および 1.25 mm である 6 種類の形状 (第 3 図参照) を用意し、鈍頭度の効果を評価することとした。

2.2 測定方法 圧力分布の測定は、シュリーレン窓の代わりに、気流方向に 2 mm 間隔で 90 点の静圧孔列 (内径 0.5 mmφ) を設けた円板を用いて行われた。静圧孔列と模型の概略の関係を第 4 図に示す。静圧孔列位置は固定なため、静圧孔列から模型までの垂直方向距離 H を変化させる実験では、第 4 図に示す模型先端から静圧孔列までの気流方向距離 x_0 が $H\sqrt{M_\infty^2-1}$ となるように壁に垂直、および主流方向の模型支持金具の長さを調節した。

90 点の壁面静圧は、48 個のポートを持つ 2 台のスキヤニバルブを用い 2~5 Hz のパルス信号で切り替えて測定した。なお、模型からの衝撃波による圧力変動の測定を精度良く行うため、最大測定圧力 10 inch 水柱の差圧型圧力変換器を用い、圧力変換器背圧を風洞一樣流静圧 p とし、微小圧力変動 $\Delta p (=p'-p)$ を測定した。微小圧力変動 Δp

第2図 供試模型

第3図 機体先端形状

第4図 圧力分布測定の概略

は、別途圧力レンジの高い圧力変換器で測定される一様流静圧 p で無次元化される。

圧力変換器の電気信号は A/D 変換器でデジタル信号に変換後パソコンに取り込まれ、演算処理される。一点の圧力孔に対して 20 回測定・平均を行い、模型なし状態での値を初期値として差し引いた値を、その点の圧力とした。

模型まわりの流れ場の様子は、3 色のカラーフィルター

(中央スリット幅 1.5 mm は黄色、その両側は赤、青) を用いたカラーシュリーレン法で調べられ、画像は ISO 400 のカラーフィルムに記録された。

模型の迎え角は変角金具 ($\alpha=1, 2, 3^\circ$) を用いることによって変え、モーメント検出型 6 分力スティング天秤を用いて揚力を測定した。なお、模型を天秤に取り付けるため、模型後方は天秤に合わせて内径 24 mm ϕ 、外形 30 mm ϕ の中空円筒としたので、抵抗の正確な測定はできない。なお、迎え角を変角装置で連続的に変えた揚力の測定も行った。

3. 実験結果および考察

風洞壁面で得られた微小圧力変動の圧力分布測定結果は、縦軸に $\Delta p (=p' - p)$ を一様流静圧 p で無次元化した $\Delta p/p$ 、横軸に模型先端より測定静圧孔位置までの距離 x' から x_0 (第4図参照) を差し引いた距離 $x = x' - x_0$ を、模型全長 L で無次元化した流れ方向の距離 x/L で示される。なお、後述のシュリーレン写真から明らかのように、翼後端から発生した膨張波は直後で模型支持金具から発生した強い衝撃波と統合しているため、圧力分布測定結果は模型支持金具の影響を受けている後方領域を省略して示す。

3.1 測定位置による効果 測定位置 (H/L) による違いを見るため、機体先端曲率半径を $R=0.0$ mm とし、 H/L を 0.5 から 2.5 まで、0.5 刻みに変えて行ったダブルデルタ翼の圧力分布測定結果を第5図(a)に、また、同じ条件でのアロー翼の結果を同図(b)に示す。図中の圧力ピークは、ダブルデルタ翼では左から模型先端、翼洞結合

部, および kink 部から, またアロー翼では模型先端, および翼胴結合部から発生した衝撃波によるもので, 各々のピークは明瞭に捉えられている。

ダブルデルタ翼の結果を見ると, 模型先端, 翼胴結合部, および kink 部からの衝撃波による圧力ピークは, H/L が増して模型からの距離が遠くなるにつれて次第に弱くなっている。なお, 翼胴結合部からの弱い圧力ピークは, H/L が増すにつれて kink 部からの強い圧力上昇に接近している。

一方, 第 6 図には各種形態でのシュリーレン法による流れの可視化結果を示す。ダブルデルタ翼 $\alpha=0^\circ$ で見られる衝撃波は前方より模型先端, 翼胴結合部 (やや不鮮明), kink 部, および模型後端 (幅の広い強い衝撃波) からの衝撃波に対応している。第 2, 3 の翼胴結合部, kink 部からの衝撃波については, 両者は $H/L=1.0$ 程度まではまだお互いに離れ統合していないが, 遠方に向かうにつれて次第に接近し, いずれ統合することがわかる。したがって, 第 5 図 (a) の圧力分布において, 翼胴結合部からの圧力ピークが $H/L=2.0$ でもまだ kink 部からの圧力ピークには統合はされていないものの, 衝撃波の整理統合の過程を示しているものと考えられる。

第 5 図 (b) に示すアロー翼の結果は, 翼胴結合部からの

(a) ダブルデルタ翼

(b) アロー翼

第 5 図 測定位置 H/L の違いによる効果

衝撃波による圧力上昇はほんの僅かで, ダブルデルタ翼とはかなり異なった特性を示している。両翼の翼平面形状の違いによる圧力分布への影響は, 次項で検討する。

第 5 図の結果はいずれも, 測定位置が離れるにつれて圧力のピーク値が次第に小さくなることを示している。しかし模型の直近 (たとえば $H/L=0.5$) では, アロー翼で特に顕著に見られるように, $x/L=0.5$ 付近で圧力が急激に上昇している領域が存在する。この原因は明らかでないが, 模型と静圧孔列の距離が非常に近いために静圧孔列に当たる衝撃波も強くなり, 衝撃波と境界層の干渉などの効果が大きくなるためと予想される。これらのことより, $H/L=0.5$ を除けば, 模型と静圧孔列の距離が近いほど正確な機体近傍場の圧力分布が得られることは明らかであり, 以後の実験は $H/L=1.0$ を中心に行うこととした。

3.2 翼平面形状による効果 第 7 図には, 機体先端形状 $R=0.0$ mm, $H/L=1.0$ で測定したダブルデルタ翼とアロー翼の圧力分布を比較して示す。第 2 図からも明らかに, アロー翼の翼胴結合部位置はダブルデルタ翼よりも前方にあるので, そこからの衝撃波による圧力上昇はアロー翼で $x/L=0.2$ 付近で起こるのに対し, ダブルデルタ翼では 0.3 付近から始まっている。一方ダブルデルタ翼では, 0.45 付近に kink 部からの衝撃波による高い圧力ピークがあり, これは両翼の翼胴結合部からの圧力ピークの 3~4 倍の値となっている。

両者の圧力波形が遠方場へどのように伝播するかを予想する。アロー翼では機体先端の衝撃波による圧力上昇が支配的で, 翼胴結合部からの衝撃波と統合してもそれほど大きな圧力ピークには至らない。一方ダブルデルタ翼では, 翼胴結合部からの衝撃波は, kink 部からの強い衝撃波に整理統合されて強い衝撃波となり, さらに, 機体先端からの衝撃波とも統合し, 地表では大きな圧力上昇になることが予想される。

ダブルデルタ翼 kink 部での圧力ピークが大きくなる原因の 1 つは, 翼 2 段目の後退角が 55° で超音速前縁であることである。すなわち, 超音速前縁からは強い衝撃波が発生し, これが大きな圧力上昇を生み, 衝撃波の統合を促進し, 圧力のピーク値を増大させる。翼の前縁が亜音速前縁になっているアロー翼の圧力ピークは小さい。このことは, 亜音速前縁を持つ翼平面形を採用することが低ブーム実現に有効なことを示している。

3.3 機体先端形状の効果 第 8 図には, アロー翼を用い, $H/L=1.0$ で模型先端曲率半径 R を 0.0 から 1.25 mm まで変え, 鈍頭度の影響を調べた結果を示す。

$R=0.0$ mm から 0.75 mm では, 圧力のピーク値が僅かに減少し, またその位置も僅かに前方へ移動している。これは, 僅かな鈍頭度によって衝撃波が付着型から離脱型に変わったためと考えられる。

曲率半径を増して $R=1.0, 1.25$ mm にすると, 鈍頭度が増した効果によってピーク位置は明確に前方へ移動して

第 6 図 シュリーレン法による流れの可視化結果

第 7 図 機体平面形状による効果

第 8 図 機体先端形状の効果

いるが、ピーク値はこれまでの減少傾向から逆に増加し、ピーク後方で圧力がほぼ一定になる領域が生じている。こ

れは先端から強い離脱衝撃波が発生しても、その後方からは膨張波も発生し、これらの干渉が衝撃波の強度を弱めて

いるものと考えられる。

これらのことは、圧力のピーク値を低く抑え、かつ抵抗増加を最小限に抑える最適な鈍頭度の存在を示唆している。

3.4 揚力の効果 ダブルデルタ翼、アロー翼の迎え角を変えて揚力を発生している場合の圧力分布測定結果を第9図(a), (b)に、またクランクアロー翼 No.1, および No.2 の同様の結果を同図(c), (d)に示す。なお、第6図にはこれらの場合のシュリーレン法による流れの可視化結果も示されている。

第9図(a)に示すように、ダブルデルタ翼では、 $\alpha=0^\circ$ のとき、前述のように、翼胴結合部と kink 部から出る衝撃波による2つの圧力ピークを持つ。迎え角が増加しても、翼胴結合部からのピーク値はほとんど変化しない。しかし、翼前縁衝撃波が強くなるために kink 部からのピークは次第に大きくなりながら前進し、迎え角 3° では翼胴結合部からの衝撃波を統合して大きなピークとなる。

一方、同図(b)に示すアロー翼では、迎え角の増加によって翼胴結合部からの衝撃波が多少強くなるため幾分圧力の上昇が見られるが、それは僅かであり、次第にピークを持たない、ほぼ一定の圧力分布に移行している。

Whitham の理論²⁾では、3次元機体形状を等価軸対称

物体に置き換え、この物体が周囲に起こす圧力変動として、機体前後方向の揚力分布の影響を推算できる。この理論によれば、翼面積と揚力が後方に集中しているダブルデルタ翼では、等価断面積が後方で急激に増加するため、強い衝撃波が発生することになる。したがって、揚力による圧力ピークを低減させるためには、翼平面形による圧力ピークの軽減と同様、揚力分布も機体の前後方向に緩やかに分布させることが重要である。

次に、クランクアロー翼 No.1, No.2 については、第6図に示す迎え角 $\alpha=0^\circ$ 、ロール角 $\phi=90^\circ$ の可視化結果から、両模型とも模型先端、翼胴結合部、2つの翼前縁 kink 部から発生している衝撃波の様子がわかる。いずれも、最外翼部分以外の kink 部からの衝撃波は弱く、亜音速前縁とした効果が見られる。しかし、超音速前縁となっている No.1 翼の外翼部2段目 kink からは、後退角の減少にともなう模型断面積の増加によって強い衝撃波が翼前縁に沿うように発生し、1段目の kink 部から発生した衝撃波との統合が起こっている。これに対して、No.2 翼は翼全体がマッハ数2で亜音速前縁になるよう前縁後退角を 60° と大きくしたので、2段目 kink 部から強い衝撃波が発生しているものの、前縁に沿うようなことはない。なお写真には示されていないが、迎え角 $\alpha=3^\circ$ で揚力が生じて

(a) ダブルデルタ翼

(b) アロー翼

(c) クランクアロー翼 No.1

(d) クランクアロー翼 No.2

第9図 揚力のブーム強度に対する効果

いる場合は、揚力による効果が加わって等価断面積が増すことで強い衝撃波が発生し、各部から発生した衝撃波の間隔が狭まり、衝撃波統合の様子がみられる。

次いで、クランクアロー翼 No.1, No.2 で、スティングを 100 mm に延長した場合の圧力分布測定結果を第9図(c), (d)に示す。15 mm スティングを用いた場合に比べて、機体後端で断面積が急激に減少するために生じる膨張領域を経た後、後端衝撃波によって一様流静圧に回復するまでの圧力分布が測定されている。

両翼とも、迎え角の増加によって翼で発生する揚力が増し、衝撃波が強くなり、圧力ピークも上昇している。前述の Whitham の理論では、揚力が等価断面積分布に及ぼす効果は、機体軸方向単位長さ当たりの揚力の積分値になる。これらの模型は機体後方に行くほど翼スパンが長いために揚力が増加し、等価断面積分布に及ぼす効果が大きくなり、大きな圧力ピークを形成するものと考えられる。なお、翼後方膨張領域における圧力の最低値は、迎え角の影響を受けず、ほぼ一定の値になっている。揚力増加の影響は圧力ピーク値の増加に影響を及ぼすが、機体後端から生じる衝撃波による圧力回復には影響しない。

一方、第9図(a)~(d)の結果から明らかなように、クランクアロー翼の圧力分布がアロー翼とダブルデルタ翼の中間的な分布特性を示す。クランクアロー翼 No.1, $\alpha=0^\circ$ の圧力分布を見ると、アロー翼の $x/L=0.6$ までのフラットな分布には及ばないが、 $x/L=0.5$ までほぼフラットで、その後方では2段目 kink の影響で僅かな圧力上昇が見られる。kink 部を滑らかにして圧力上昇を抑えれば、翼端での急激な圧力上昇が起こる $x/L=0.7$ までほぼフラットな圧力分布が実現可能と予想される。これはアロー翼の低ブーム性能には及ばないものの、巡航時に必要な揚力を考慮すると、後退角を徐々に大きくすることでより大きな翼面積の取れるクランクアロー翼がアロー翼よりも実機に適用可能な低ブーム翼形状と考えられる。

3.5 揚力係数、および同一揚力での圧力分布の特性

変角金具を用いたダブルデルタ、およびアロー翼の揚力測定結果を第10図(a)に示す。ダブルデルタ翼 $\alpha=1^\circ$ とアロー翼 $\alpha=2^\circ$ でほぼ同様の揚力係数 $C_L=0.04$ を与える。

第11図には、ダブルデルタ翼とアロー翼の同一揚力係数 $C_L=0.04$ での圧力分布を比較して示す。翼胴結合部からの衝撃波による圧力のピーク値がほぼ同じ値になっていることが第7図に示す $\alpha=0^\circ$ の場合と多少異なるものの、他は両翼とも揚力があるために全体の圧力が高くなるだけで、揚力があることによる顕著な差は見られない。したがって、 C_L が巡航時の 0.1 程度まで増えても、翼断面積変化の小さいアロー翼のブーム強度に対する優位性は変わらないものと予想される。

一方、第10図(b)には、ダブルデルタ翼、および、クランクアロー翼 No.1, No.2 の迎え角を変角装置で連続的に変えた場合の揚力測定結果を示す。この場合、模型が

(a) 変角金具を用いた場合

(b) 変角装置を用いた連続測定の場合

第10図 揚力の測定結果

第11図 同一揚力係数での圧力分布の比較

無い場合の測定結果との差を模型に働く揚力とした。

第10図(a), (b)に示す変角金具、および変角装置を用いたダブルデルタ翼の揚力測定結果の比較から、いずれの測定方法でもほぼ一致した結果が得られることがわかる。また同図(b)の結果は、ダブルデルタ翼、クランクアロー翼 No.1, および No.2 がほぼ同じ揚力特性を持つことを示している。

3.6 模型直下以外でのブーム強度 衝撃波伝播とそれに伴うソニックブーム強度の模式図を第12図(a), (b)に示すが、ブーム強度は伝播距離の短い機体直下が最大になると予想され、これまでの研究もほとんど機体直下について行われてきた。しかし、ロール角 $\phi=90^\circ$ のシュリーレン写真からも明らかなように、翼端からの強い衝撃波が

(a) 衝撃波の伝搬とソニックブーム強度

(b) 正面から見た衝撃波の伝搬

第12図 衝撃波の伝搬とソニックブームの模式図

遠方場でも機体直下を上回る強いブームになる危険性も考えられる。このため、本研究では機体直下以外での圧力分布測定も行った。

第13図(a)にはダブルデルタ翼の $\alpha=3^\circ$ で、また同図(b)にはクランクアロー翼 No.1 の $\alpha=2^\circ$ で、各々ロール角 ϕ を 0° から 90° 、および 45° まで変えた場合の圧力分布を示す。

同図(a)に示すダブルデルタ翼の場合では、 $\phi=30^\circ$ までは翼胴結合部と翼 kink 部からの2つの衝撃波による圧力ピークが別々に見えるが、 $\phi=30^\circ$ 以上になると2つの衝撃波が干渉して1つのピークになっている。また、ロール角が大きくなるにつれて圧力上昇のピーク値が僅かながら増している。なお、アロー翼の場合はロール角を変えても、特に大きな変化は見られなかった。

同図(b)にはクランクアロー翼 No.1 の結果を示す。前縁後退角が大きい翼胴結合部から発生した衝撃波による圧力は、ロール角を取ってもほとんど変化せず、ほぼ軸対称の流れ場であることが予想される。これに対して、模型直下では明確に区別できた後退角の小さい1,2段の kink からの衝撃波は、ロール角 ϕ が増すにつれて2段目 kink からの強い衝撃波が前方に移動し、次第に両者が統合されていく。これは流れの可視化結果と一致しており、模型近傍場での流れ場の三次元性を示している。なお圧力のピーク位置はロール角 $\phi=0^\circ$ で $x/L=0.6$ であったのが、 $\phi=45^\circ$ では $x/L=0.3$ へと前進しているが、その大きさに大きな変化は見られない。

クランクアロー翼 No.2 の結果は、同翼 No.1 と定性的には同じ結果であるが、最外翼を亜音速前縁とした効果に

(a) ダブルデルタ翼 ($\alpha=3^\circ$) (b) クランクアロー翼 No.1 ($\alpha=2^\circ$)第13図 ロール角 ϕ を有する場合の圧力分布

より、圧力のピーク値が No.1 の場合より低く抑えられている。

以上の結果から、ダブルデルタ翼で特に顕著に見られるように、翼からの衝撃波による圧力上昇は、機体直下よりもロール角を取った $\phi=90^\circ$ の場合が最も大きくなる。しかし遠方場地上を考えた場合、第12図(b)から明らかにように、 $\phi=90^\circ$ の翼端から発生した衝撃波が伝播して地上に到達するまでの距離は、模型直下の衝撃波が地上に到達するまでの距離に比べて大きい。真のロール角による影響は、模型近傍場ではなく、遠方場での圧力分布で比較することが重要となる。

4. 結 論

超音速風洞における機体近傍場の圧力分布測定結果とシュリーレン法を用いた流れの可視化結果による主要な結論は以下の通りである。

(1) 超音速風洞測定部壁面に設けた静圧孔列を用いた圧力分布測定により、機体近傍場のソニックブーム強度の測定が可能である。

(2) シュリーレン法を用いた流れの可視化結果から、ダブルデルタ翼翼胴結合部、および翼 kink 部から発生した衝撃波の整理、統合過程が明らかとなった。

(3) 圧力分布の測定結果より、低ブーム機体形状をめ

ざす上で以下のことが明らかとなった。

(i) 急激な断面積変化を伴わない翼平面形状が有効である。

(ii) 機体先端形状は衝撃波を後方の膨張波で弱める鈍頭先端が有効であるが、機体抵抗をあまり増やさず、圧力ピークを抑える最適な鈍頭度があると予想される。

(iii) 翼から発生する衝撃波は揚力の増加により強くなる。揚力分布の急激な増加は強い衝撃波発生の原因になるため、揚力の流れ方向の分布も穏やかな平面形にする必要がある。

(iv) 揚力のある巡航状態でも、翼の平面形をアロー翼形状にすることで、圧力ピークを低く抑えることが可能である。

(v) 低ブーム性能はアロー翼には及ばないものの、より大きな翼面積の取れる kink 部を滑らかにしたクランクアロー翼が実機に適用可能な低ブーム翼型と考えられる。

(4) 機体のロール角を取った実験により、機体直下以外の領域での圧力分布波形や、模型の各部から発生する衝撃波の様子などが明らかとなった。

本研究は、文部省科学研究費補助金(課題番号 05402053)を受けて行われた。また、航空宇宙工学科工作室百々 悟助手には、静圧孔列や模型支持金具を製作して頂いた。関係者に対し感謝の意を表する。

参 考 文 献

- 久保田弘敏：超音速航空機飛行時の環境課題に関する研究，科研費研究成果報告書，1997。
- Whitham, G. B.: The Flow Pattern of a Supersonic Projectile, *Communication on Pure and Applied Mathematics*, 5 (1952), pp. 301-348.
- Odell, A. M.: A Wind-Tunnel Investigation at a Mach Number of 2.01 of the Sonic-Boom Characteristics of Three Wing-Body Combinations Differing in Wing Longitudinal Location, NASA TN D-1384, 1962.
- Carlson, H. W., Barger, R. L. and Mack, R. J.: Application of Sonic-Boom Minimization Concepts in Supersonic Transport Design, NASA TN D-7218, 1973.
- Darden, C. M.: Sonic Boom Theory—Its Status in Prediction and Minimization, *J. Aircraft*, 14 (1977), pp. 569-576.
- Mack, R. J. and Darden, C. M.: Some Effects of Applying Sonic Boom Minimization to Supersonic Cruise Aircraft Design, *J. Aircraft*, 17 (1980), pp. 182-186.
- Needleman, K. and Mack, R.: A Study of Sonic Boom Overpressure Trends with Respect to Weight, Altitude, Mach Number and Vehicle Shaping, AIAA Paper 90-0367, 1990.
- Siclar, M. and Darden, C. M.: CFD Prediction of the Near-Field Sonic Boom Environment for Two Low Boom HSCT Configurations, AIAA Paper 91-1632, 1991.
- Haglund, G. T.: HSCT Design for Reduced Sonic Boom, AIAA Paper 91-3103, 1991.
- Yoshida, K. and Tokuyama, A.: Improving the Lift to Drag Characteristics of Low Boom Configuration, AIAA Paper 92-4218, 1992.
- 吉田昭彦, 中橋和博, 藤井昭一: 近傍場でのソニック・ブームの計算, *日本航空宇宙学会誌*, 41 (1993), pp. 38-43.
- Yoshida, K.: Experimental and Numerical Study for Aerodynamics of Low Boom Configuration, AIAA Paper 94-0052, 1994.
- Hayes, W. D.: Brief Review of the Basic Theory, NASA SP-147, 1967, pp. 3-7.
- Makino, Y., Sugiura, T., Kaido, A., Watanuki, T., Kubota, H. and Aoyama, T.: The Effect of the Body Configuration on the Sonic-Boom Intensity, AIAA Paper 96-2466, 1996.
- Makino, Y., Sugiura, T., Watanuki, T. and Kubota, H.: Far-Field Sonic-Boom Prediction of 3-Dimensional Aircraft Configurations, Second Asia Workshop on Computational Fluid Dynamics—Tokyo, 1996, pp. 265-269.
- Kubota, H., Watanuki, T., Makino, Y., Sugiura, T. and Shigematsu, S.: Wind Tunnel Experiments for Estimate of Sonic Boom Intensity due to Supersonic Aircraft, *Proc. 1997 China-Japan Joint Symp. on Advanced Energy and Transportation Engineering*, 1997, pp. 200-209.
- Brown, J. G. and Haglund, G. T.: Sonic Boom Loudness Study and Airplane Configuration Development, AIAA Paper 88-4467, 1988.
- Darden, C. M.: Study of the Limitation of Linear Theory Methods as Applied to Sonic Boom Calculations, AIAA Paper 90-0368, 1990.