

バリスティックレンジを用いた超音速複葉翼低ブーム特性の検証実験

豊田篤, 大久保正幸, 大林茂
 東北大学 流体科学研究所
 清水克也, 佐宗章弘
 名古屋大学大学院 工学研究科

Experiment of the Low Sonic Boom Characteristics of the Supersonic Biplane with the Ballistic Range

by

Atsushi Toyoda, Masayuki Okubo and Shigeru Obayashi (Institute of Fluid Science, Tohoku University)
 Katsuya Shimizu and Akihiro Sasoh (Department of Engineering, Nagoya University)

ABSTRACT

To demonstrate the low boom characteristic of the supersonic biplane, supersonic biplane model was flown using the ballistic range. Before the experiment, to actually build the experimental model, the ideal wing configuration had to be modified. To evaluate the change in the configuration, the computational simulation was carried out. The result indicated that by modifying the distance between the wings, the shock wave cancellation become closer to the ideal. The experiment was carried out using the model designed with the computational simulation and for the comparison, the monoplane was also launched. In the experiment, to observe the shock waves created from the models, the shadowgraph images were captured using the high speed camera. The captured images indicated that the supersonic biplane model created the shock waves as predicted by the computational simulation and close to ideal shock wave cancellation was observed. Secondly, the pressure waves were measured underneath the flight path. The measured pressure history indicated that the supersonic biplane model can mitigate the shock wave propagates to the ground to one third of that of the shock waves created from the monoplane model. The low boom characteristic of the supersonic biplane was proven with the free flight experiment using the ballistic range for the first time.

1. はじめに

現在多種多様な航空機が運行されている。しかし、現在高速機として販売、運行されている機体でも巡航速度はマッハ 0.9 以下である。その為長距離フライトでは飛行時間が 10 時間を越えるフライトも珍しくない。そのような長時間のフライトでは例えファーストクラスで飛行したとしても、精神的、肉体的に大きなストレスとなる。その上、長時間のフライトはエコノミークラス症候群に代表される健康問題を引き起こす可能性がある。また時間価値の上昇等からも移動時間の短縮が求められ、超音速旅客機への需要が高まってきている。

過去、旅客機の歴史の中で製造された超音速旅客機は二機存在するが、両機とも既に運航終了している。これらが運航終了した理由はいくつか存在するが、特に超音速巡航時に機体から発生するソニックブームが重大な問題であった。この問題のため陸地上空を超音速で飛行することは Federal Aviation Regulation(FAR)により禁止されており、FAR は多くの国や地域で航空法の原則として採用されている。つまりソニックブームを低減できていなければ、たとえ超音速で飛行可能な旅客機を開発したとしても、日本-ヨーロッパ間などほぼ全行程で陸地上空を飛行するようなルートでは超音速飛行する事が法律で禁止されてしまうため、飛行可能経路が限定されてしまう。陸地上空も超音速で飛行するには超音速飛行が禁止される最たる原因のソニックブームの低減が必要である。

我々の研究グループでは Adolf Busemann によって提案された超音速複葉翼を採用した超音速複葉機の研究、開発に取り組んでいる¹⁾。Busemann の超音速複葉翼では図 1 に示してあるように、上下翼それぞれから発生した衝撃波を翼間で干渉させ衝撃波を打ち消す事で、低抵抗、低ブームを実現している²⁾。

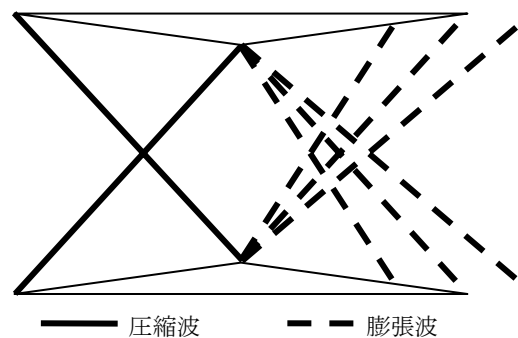


図 1 Busemann 複葉翼

現在までの研究により、超音速複葉翼を採用することで地上に伝播する衝撃波が単葉翼から発生する衝撃波と比べて弱いことが数値シミュレーションによって確認されている³⁾。また、風洞試験において超音速複葉翼の翼間での衝撃波干渉も確認されている⁴⁾。しかしながら風洞試験では模型の支持部から衝撃波が発生するため、模型から離れた空間で支持部の影響を除いて計測することが難しい。こうした理由から、超音速複葉翼から発生し伝播する衝撃波が単葉翼に比べ弱い事は実験では未だ確

認められていない。そこで数値シミュレーションを用いて実験模型を設計した後、名古屋大学電離気体力学研究室に設置されているバリスティックレンジ⁵⁾を用い、超音速複葉翼を自由飛行させ発生する衝撃波の様子を観測すると共に、衝撃波を計測し超音速複葉翼の低ブーム性能を確認する。

2. 実験

2. 1. 自由飛行実験設備

実験では名古屋大学電離気体力学研究室に設置されているバリスティックレンジを用いて実験を行った。本実験に用いたバリスティックレンジの概念図を図2に示す。バリスティックレンジでは圧縮気体により試験模型を目的とする速度まで加速させ、試験チャンバー内で試験模型は自由飛行する。この設備では模型を自由飛行させる為、模型にかかる力の計測をすることは難しいが、模型を支える必要がないため模型から発生する衝撃波のみを計測することが出来るという利点がある。今回の実験では実験的に複葉翼から発生する衝撃波が単葉翼から発生する衝撃波より弱いことを証明することを目的としており、模型のみから発生する衝撃波を計測する必要があるため本設備を使用した。

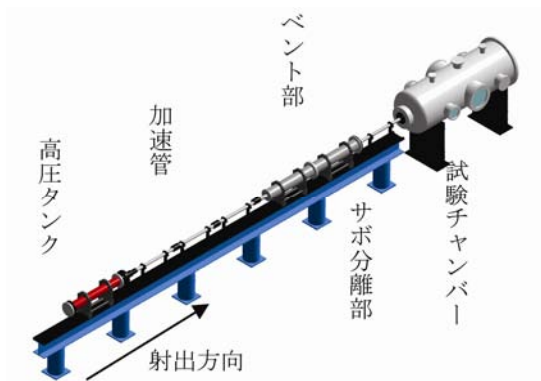


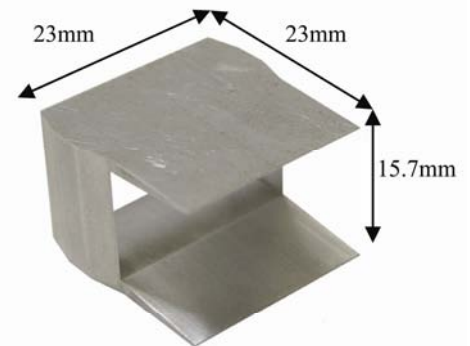
図2 バリスティックレンジ概念図

今回の実験では図2左手前の部分に駆動ガスとなる圧縮ヘリウムを2.1MPaまで充填し、図右側の試験部の圧力を60kPaまで減圧させ実験模型をマッハ数 $M \approx 1.7$ で飛行させた。飛行体の速度は試験チャンバーの観測窓に二本のレーザーを100mm間隔で設置し、物体がレーザー間を飛行するのにかかった時間から飛行速度を求めた。また、試験模型から発生する衝撃波の様子を観察するために高速度カメラを使用してシャドウグラフを行った。それに加え試験模型の飛行経路より337mm下方(機体長の約14.7倍)に圧力センサを設置し、試験模型から発生する圧力波形の計測を行った。

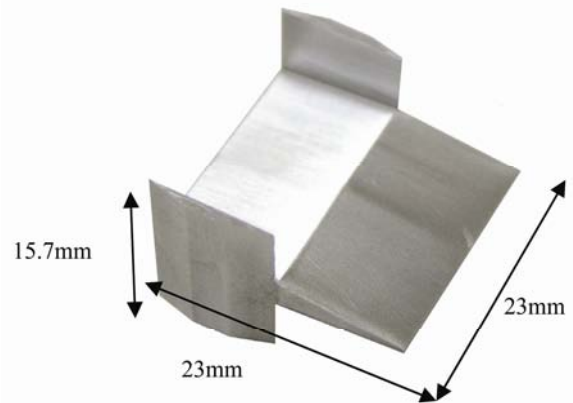
バリスティックレンジとは本来その名の通り弾道の飛行試験を行う為の装置であるため加速管断面が円形である事が多い。その為、今回の実験模型の様な非軸対象物体の飛行試験を行う際には試験模型のロール制御が難しいという問題がある。しかし、今回使用したバリスティックレンジでは複雑形状の飛行に対応するため断面形状が正方形であるので模型がロール方向に回転しないという利点がある。

2. 2. 自由飛行実験模型

実験模型はA7075(超々ジュラルミン)で製作した。模型形状を図3に示す。



(a)複葉翼模型



(b)単葉翼模型

図3 自由飛行実験模型

模型の全長及び全幅は23mmとなっている。これは正方形の加速管断面の一边が25mmなので、それに収まるサイズとした。

理想的なBusemann複葉翼形状では図1に示してあるように先端の厚みが0mmの鋭利な先端であるが、模型を実際に製作する上で先端及び後端を理想的なBusemann複葉翼の形状にすることは難しい。そこで、今

回の実験模型では先端を 0.3mm 残してある。以下の図 4 に本実験に使用した超音速複葉翼の断面を示す。

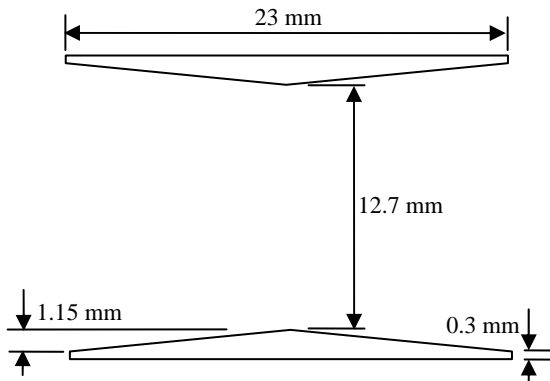
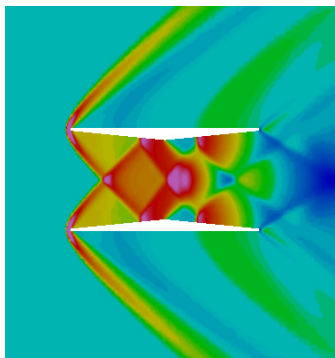
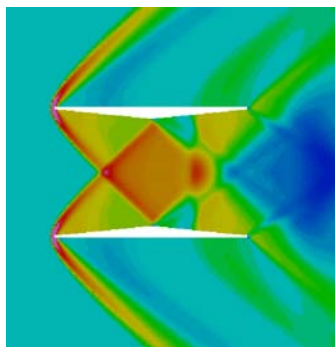


図 4 実験に使用した超音速複葉翼断面

この翼型の形状変更の影響を確認するために数値シミュレーションを行った。図 5 に数値シミュレーションの結果を示す。数値シミュレーションでは、Tohoku University Aerodynamic Simulation Code⁶⁾を用いて行った。格子点約 300 万点、一様流速度はマッハ 1.7 で支配方程式には Euler 方程式を用いた。



(a) 翼間調整前：翼間 9.6 mm



(b) 翼間調整後：翼間 12.7 mm

図 5 試験模型の数値シミュレーション結果(C_p 分布)

理想的に鋭利な前縁の場合、翼間距離は 9.6mm で理想的な衝撃波干渉が行われるが、0.3mm 残った先端がある為先端から発生する衝撃波角が理想的な Busemann 複葉

翼形状より大きくなり翼中間の頂点より前に衝撃波が当たってしまっていることが図 5(a)より確認できる。これを回避するため翼間距離 12.7mm に広げることで対応した。図 5(b)を見ると前縁から発生した衝撃波が複葉翼の頂点に当たり、理想的な衝撃波干渉が起こっていることが確認できる。

また、複葉翼模型には上下翼を支えるために翼端板を取り付けている。翼端板を設置することで翼間流れが 2 次元の流れに近づき、より理想的な衝撃波干渉が起こる。しかし、2 次元の超音速複葉翼は設計マッハ数に達する前に流れがチョークしてしまい、強い衝撃波の発生とともに抵抗が増大するという問題がある。このチョークした不始動状態に超音速複葉翼が陥ってしまうと超音速複葉翼の低ブーム性能は発揮されず、マッハ 2.2 まで加速しないと始動状態に戻ることは事ない。翼端板を翼前縁から後縁まで全て塞ぐように取り付けてしまうと、このチョーク現象が発生してしまい、衝撃波が上手く干渉できないことを数値シミュレーションにより確認した。そこで、これを回避するために高圧になる翼前縁から頂点までの翼端板を取り外すことにより横流れを発生させ、翼間の圧力を下げることによりチョークを回避させた⁷⁾。翼端板を頂点から後縁部までのみ設置すると重心が後方に偏るという問題があるが、模型の安定性を考慮すると重心は前方にあるほうが好ましい。しかし、実験では飛行マッハ数 $M = 1.7$ 、飛行距離約 3m であることから模型の不安定性により姿勢が崩れてしまう前に試験が終了すると考え、これを無視した。

また、超音速複葉翼との比較対象用に単葉翼模型を製作した。単葉翼模型は複葉翼の上下翼を張り合わせたダイヤモンド翼を採用した。この模型も、複葉翼同様に先端を 0.3mm 残している。また、単葉翼模型には上下翼を支えるための翼端板は必要ないが、複葉翼模型と同じ翼端板を設置することにより、衝撃波の計測を行う際に体積の違いによる衝撃波強度の差が少なくなるようにした。また、両模型はそれぞれ 5 発ずつ飛行実験を行った。

2. 3. 加速用サボ

バリスティックレンジでは駆動ガスにより試験模型を射出する。そこで試験模型後方に駆動ガスをシールする必要がある。また、実験時に加速管を傷つけないように試験模型は加速用のサボに収める。図 6 に今回の実験で使用した加速用サボを示す。

加速用サボ後方はブリッジマンシールとなっている。これにより加速管をシールし後方の高圧駆動ガスを逃がすことなく圧力を受け、模型を加速させる事が出来る。実験時に模型と共に加速されたサボは、試験部直前のサ

ボ分離部管内で模型との抵抗差により自然分離する．今回使用したサボは加工の都合上，図 6 の赤色部分に工具の逃げの部分を作る必要があったため，加工の後図 6 赤色部分をパテで埋めた．

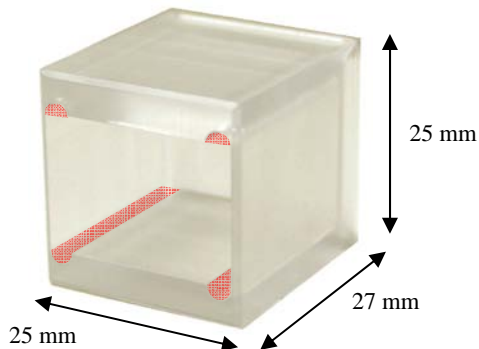


図 6 加速用サボ（パテで埋めた部分を赤色で示す）

3. 実験結果

3. 1. シャドウグラフによる可視化

今回のシャドウグラフには高速度カメラを用い，1フレームを $16\mu\text{s}$ とし露光時間は $2\mu\text{s}$ で撮影を行った．

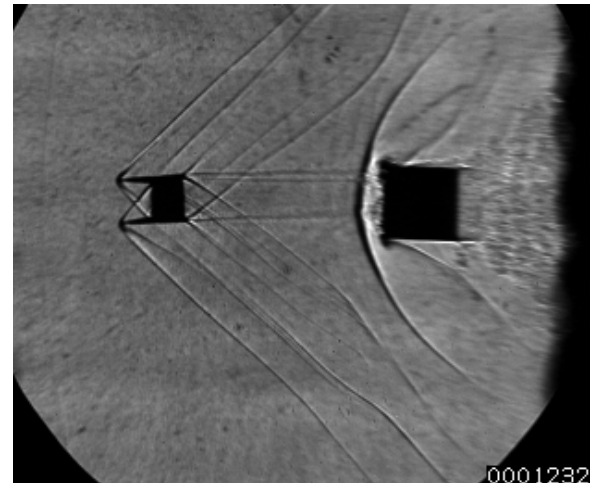
今回の実験に用いた設備ではロール方向の回転を抑えることは可能であるが，ピッチ方向及びヨー方向に関しては制御することは出来ず，サボとの分離の際のずれにより模型に迎角が付く結果となった．従って，各々5回実験した複葉翼模型及び単葉翼模型の飛行実験の中で最も水平飛行に近い状態の結果に関して議論を進める．図 7(a)には超音速複葉翼の迎角が約 -3° の場合，図 7(b)に単葉翼の迎角が約 -23° の可視化図を示す．

図 7(a)より超音速複葉翼の翼間では，先端から発生する衝撃波は設計通り反対側の翼の頂点にほぼ正確に当たっていることが確認できた．しかし，模型後方からも衝撃波が漏れ出ており，流れの非線形性や干渉が境界層や迎角の影響により多少崩れてしまっていることを示している．また，翼前縁には加工のため残した厚みから局所的に強い衝撃波が発生していることが確認できる．

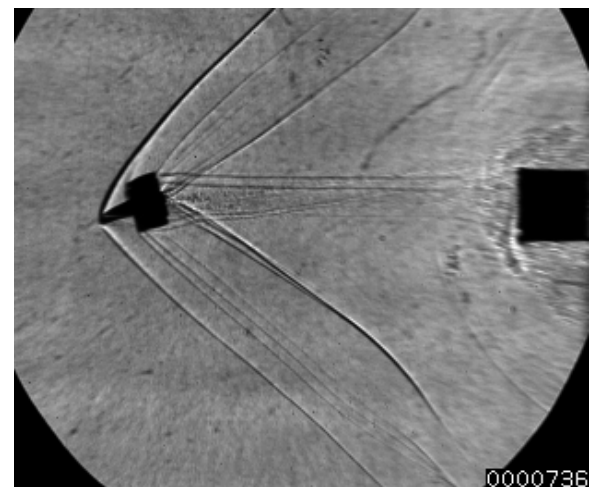
図 7(a)を見ると試験模型の直後に加速用サボが飛行している．今回の実験では，試験模型の質量が約 3g で加速用サボの質量が約 8.5g と試験模型に対し加速用サボの質量が大きかった．そのため加速用サボの運動量が大きく，サボ分離部から試験チャンバーに達するまでにサボが十分に減速されなかったため，試験模型と加速用サボの分離距離が十分でなかったことが図より確認できる．

また単葉翼模型の実験では図 7(b)から見て取れる様に，大きな負の迎角が付いてしまっている．単葉翼模型の実験ではサボの加工時に出来た窪みをパテで埋めて使用し

たが，主たる試験模型と加速用サボの接触面がパテで埋めた部分であり，パテの表面の面精度が非常に悪いため分離の際に模型がスムーズに加速用サボから分離されなかったと考えられる．今後の実験で改良が必要である．



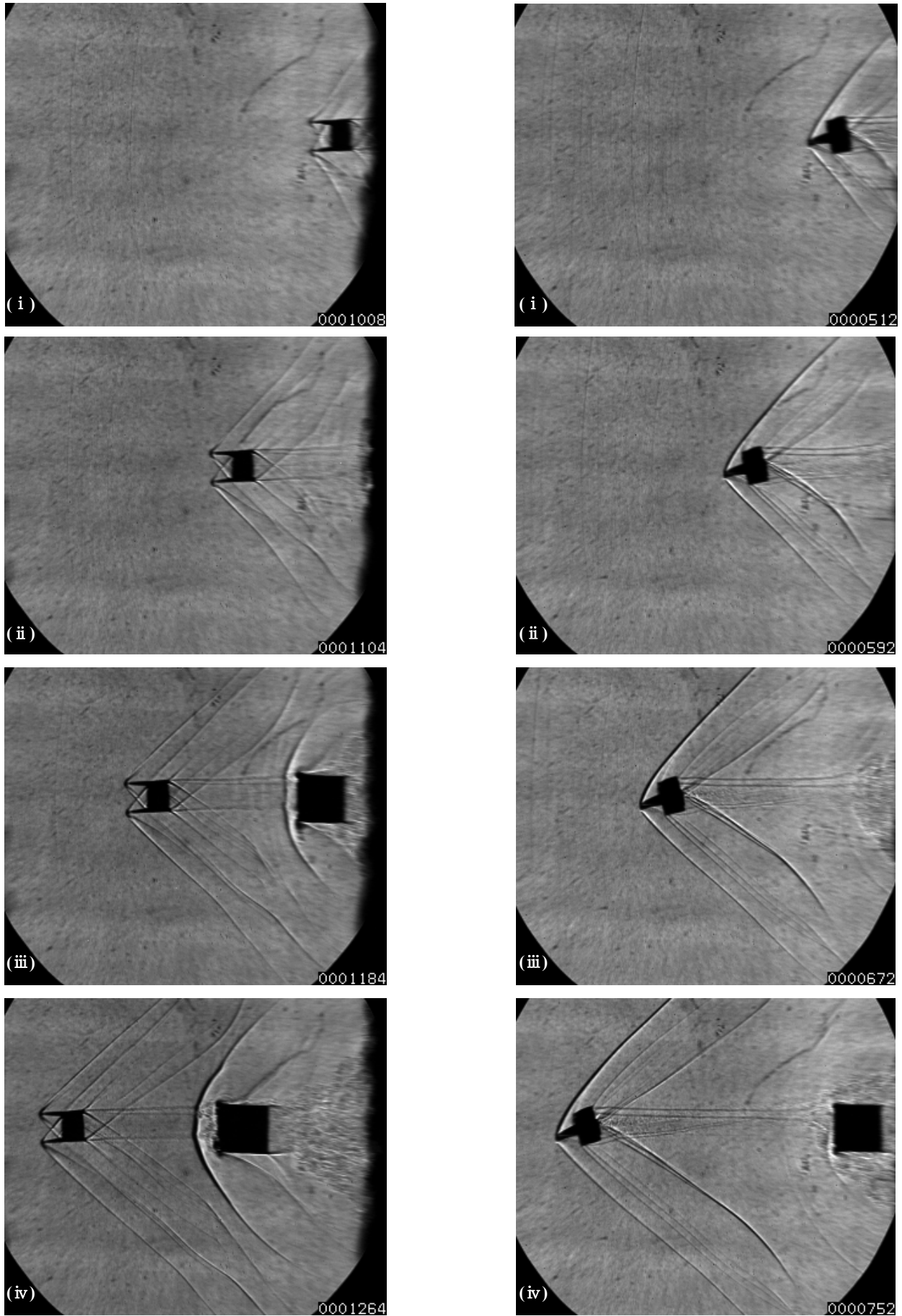
(a) 複葉翼模型



(b) 単葉翼模型

図 7 シャドウグラフによる衝撃波の可視化

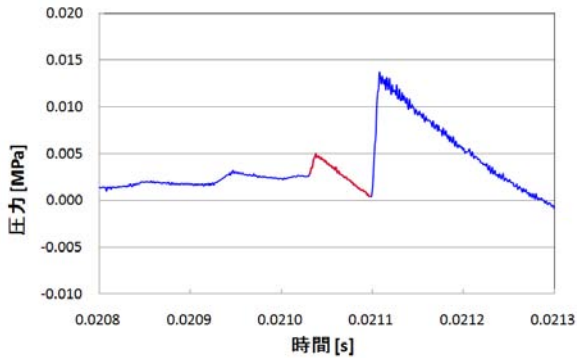
図 8 は実験模型の姿勢の時間変化を表している．図 8(i) から(iv)の時間間隔はそれぞれ $80\mu\text{s}$ である．今回の実験ではチョーク現象を回避するために翼端板を模型の後半部分にのみ設置したため，模型の重心が後方にあり，模型の安定性が悪いという問題が存在した．そのため，試験飛行中に模型が回転してしまう事が懸念された．しかし図 8 の時間履歴を見ると単葉翼模型の場合は多少模型がピッチ方向に回転している事が確認できるが，複葉翼模型の場合は模型の迎角の変化がほとんど確認されなかった．従って模型の不安定性は無視してよい事が確認できた．



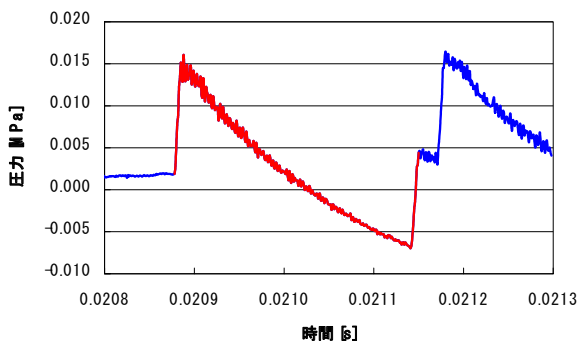
(a) 複葉翼模型 (b) 単葉翼模型
 図 8 模型姿勢の時間変化 ((i)→(iv)に時系列で並べてある. 時間間隔は 各々80 μ s)

3. 2. 圧力波計測

本実験装置では、模型の飛行経路から 337mm 下方に圧力センサを設置し、衝撃波の計測を行った。図 9 に計測結果を示す。



(a) 超音速複葉翼模型から発生した圧力波
(ハイライト部分)



(b) 単葉翼模型から派生した圧力波
(ハイライト部分)

図 9 飛行経路より 337mm 下部で計測した実験模型から発生した圧力波

図 9 の単葉翼模型と超音速複葉翼模型から発生した衝撃波の正のピーク値を比較すると、単葉翼模型から発生した衝撃波の正のピーク値が約 17.3kPa なのに対して、超音速複葉翼模型から発生した衝撃波のピーク値は約 5kPa と非常に弱いことが確認できた。今回単葉翼模型の値と使用した結果は、大きな負の迎角を持つ結果であり、迎角がゼロの時よりもピークは弱く計測されているはずである。しかし、超音速複葉翼から発生する衝撃波は単葉翼の約 3 分の 1 程度であり、超音速複葉翼の衝撃波低減性能は非常に強力であることが証明された。

一方、超音速複葉翼の場合では図 7 のシャドウグラフの図からも見て取れるがサボから発生した圧縮波が模型から発生した衝撃波と干渉しており、圧力波の負のピークを正しくとらえることができなかった。これはサボと

模型の分離距離が十分でなかった為である。今後の実験ではサボの軽量化が必要不可欠である。

4. 結言と今後の課題

本実験では超音速複葉翼および比較対象に単葉翼模型を自由飛行させた。シャドウグラフの結果から、超音速複葉翼翼間では数値シミュレーションを用いて予測した通り衝撃波干渉が行われている事が確認された。また、圧力計測の結果より超音速複葉翼から発生する衝撃波は単葉翼から発生する衝撃波に比べ弱いことが確認され、超音速複葉翼の低ブーム特性が実験的に証明された。

しかし、今回の実験では超音速複葉翼から発生する衝撃波の正のピークを確認することは出来たものの、負のピークはサボから発生する衝撃波が干渉してしまい計測することができなかった。超音速複葉翼から発生する衝撃波を正確に計測するためには、サボを軽量化することによりサボと模型の分離距離を長くする事が必要不可欠である。

参考文献

- 1) Kusunose, K., et al., *Aerodynamic Design of Supersonic Biplane: Cutting Edge and Related Topics*, Tohoku University Press, Sendai, 2007.
- 2) 米澤誠仁, 山下博, 後藤悠一郎, 楠瀬一洋, 大林茂, 「Busemann's Biplane による超音速飛行の基礎研究」, 第 15 回設計工学・システム部門講演会, 札幌, pp. 64-65, 2005.
- 3) 山下博, 米澤誠仁, 後藤悠一郎, 楠瀬一洋, 大林茂, 「超音速二枚翼型における衝撃波の CFD 解析」, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 東京, 2005.
- 4) Kuratani, N., Nagai, H., Asai, K., Ogawa, T., and Obayashi, S., "Visualization of Interacting Flow Field Between Busemann's Biplane in Supersonic Flow", 13th International Symposium on Flow Visualization, ISFV13(301), Nice, France, July, 2008.
- 5) 佐宗章弘, 大芝慎, 佐藤武志, 「超音速飛行実験のための加速管内サボ分離技術」, 第 44 回飛行機シンポジウム, 1A10, 2006.
- 6) Ito, Y., and Nakahashi, K., "Direct Surface Triangulation Using Stereolithography (STL) Data," AIAA Paper 2000-0924, 2000.
- 7) 大久保正幸, 豊田篤, 大林茂, 「パリスティックレンジを用いたフリーライト実験のための複葉翼実験模型形状の研究」, 日本航空宇宙学会北部支部 2009 年講演会, 仙台, U-2, 2009.