断層シュリーレン法を用いた超音速複葉翼の内部構造の解明^{*1}

Analysis of Shock-Wave Structures in a Supersonic Biplane by Focusing Schlieren Technique

萩原 真澄^{*2,*3}・永井 大樹^{*2}・沼田 大樹^{*2}・浅井 圭介^{*2}

Masumi HAGIWARA, Hiroki NAGAI, Daiju NUMATA and Keisuke ASAI

Key Words: Supersonic Biplane, Focusing Schlieren Method, Pressure-Sensitive Paint

Abstract: The flow field in a three dimensional biplane model is investigated by using a focusing schlieren method which can visualize a density gradient of arbitrary cross sections along a light path. Experiments were conducted in the 60 mm × 60 mm indraft supersonic wind tunnel at the Institute of Fluid Science, Tohoku University at $M_\infty = 1.7$. Two test models were used in this experiment: the two-dimensional and three-dimensional models. First of all, the performance of the focusing schlieren system was evaluated by using the two dimensional model. The flow visualization in the three dimensional model is conducted by using the conventional schlieren method and more detail flow visualization by using the focusing schlieren method. Additionally, surface pressure distribution is measured by using the pressure-sensitive paint (PSP). From combined measurements, the flow field in the three dimensional model was discussed. It was found that shock wave structures in the test model vary in the span direction. Additionally, the cause of high pressure regions on the wing surface was understood by comparing with the PSP result.

記 号

a : カットオフグリッド上の光源像高さ
 A : レンズ口径
 b : カットオフグリッドのグリッド間隔
 c : コード長
 f : 焦点距離
 F : 絞り値
 G : 翼間距離
 l : カメラレンズから測定断面までの距離
 l' : カメラレンズからスクリーンまでの距離
 L : カメラレンズからソースグリッドまでの距離
 L' : カメラレンズからカットオフグリッドまでの距離
 M_∞ : マッハ数
 n : カットオフグリッドの1 mm あたりのスリット数
 s : スパン長
 t : 翼厚
 w : 分解能
 Δz_1 : 鮮明焦点深度
 Δz_2 : 不鮮明焦点深度
 α : ソースグリッドのグリッド幅
 β : ソースグリッドのグリッド間隔

δ : 許容錯乱円
 $\varepsilon_{\min}$: 感度
 λ : 波長
 ϕ : 像数

1. 研究 背 景

次世代超音速旅客機の開発を実現させるにあたり、ソニックブームの低減が重要な課題となっている。ソニックブーム低減法の1つとして1935年にAdolf Busemannによって超音速複葉翼理論が提唱され、現在、この理論を応用した研究が楠瀬らによって行われている^{1,2)}。超音速複葉翼はダイヤモンド翼を翼弦を境にして半分にカットし、翼の凸部分が向い合う形に配置したもので、超音速流中で翼前縁から生じる衝撃波を稜線から生じる膨張波によってキャンセルすることができる。この効果を利用することで、超音速複葉翼はソニックブームと造波抵抗を大幅に減衰させることが可能となる。

これまで、超音速複葉翼研究は理論的考察とComputational Fluid Dynamics (CFD) を用いた空力特性に関するものが中心であり、2次元及び3次元の翼型形状や胴体形状³⁻⁵⁾、さらには逆問題設計⁶⁾などに関する研究が進められている。しかしながら、非定常現象を含む3次元流れ場の計算は一般的に困難であり、翼間の流れ場についての議論は限られている。そのため、これらCFD結果の検証に加え、不始動から始動への遷移過程や翼端周りの流れ場などを理解することを目的として、感圧塗料 (Pressure-Sensitive-Paint, PSP)⁷⁻⁹⁾ やシュリーレン法を用いた実験的な研究¹⁰⁾ が実

^{*1} © 2012 日本航空宇宙学会

平成 22 年 3 月 10 日、日本航空宇宙学会北部支部 2010 年講演会ならびに第 11 回再使用宇宙輸送系シンポジウムにおいて発表。
平成 23 年 8 月 11 日原稿受付

^{*2} 東北大学大学院工学研究科

^{*3} 現 関東自動車工業 (株)

第1図 表面圧力分布¹⁰⁾
 $M_\infty = 1.7$ 第2図 シュリーレン可視化¹⁰⁾
 $M_\infty = 1.7$

第3図 断層シュリーレン光学系

施されている。

Nagai ら¹⁰⁾ は、マッハ数 $M_\infty = 1.7$ で始動する超音速複葉翼間の流れ場の解明を目指し、PSP を用いて翼面上の圧力分布（第1図）を、さらにはシュリーレン法を用いて翼間流れ場の可視化（第2図）を試みた。理論上、翼端部を除き超音速複葉翼内の圧力分布は一定となるが、第1図に示すように、翼面上には衝撃波/衝撃波干渉に起因する3次元かつ複雑な圧力分布が生じた。また、第2図に示すシュリーレン法を用いた可視化によっても翼間内の複雑な衝撃波構造の存在が認められたが、PSP による計測結果から推定される翼間内の複雑な衝撃波構造を、空間位置情報を含めた形で捉えることはできなかった。

従来のシュリーレン法では原理上、全光路長の密度変化が積分される、すなわちスパン方向の各位置で生じる衝撃波が1枚の画像上にすべて重ね合わされる形で投影してしまうため、空間上の各位置での詳細な衝撃波構造を明確には特定できない。そのため、複葉翼内部流れのような3次元な構造を持つ現象に従来のシュリーレン法を適用した場合、現象的な議論を行うことは困難である。

このような従来のシュリーレン法の問題を解決する方法として、任意の断面における密度変化を可視化できる断層シュリーレン法^{11~13)}がある。この手法は光路長の任意断面を選択的に可視化することが可能であり、従来のシュリーレン法では判別が困難であった翼間内の複雑な衝撃波構造を明らかにすることが期待できる。またPSP計測結果と組み合わせることで、より詳細な翼間流れの把握が可能となる。

そこで本研究では、断層シュリーレン光学系を設計・製作し、翼間内に生じる3次元な衝撃波構造の解明を目的とする。

実験では、まずPSPを用いた翼表面圧力場計測を行い、翼間内に生じる衝撃波及び膨張波が翼面上に与える影響を調べた。次に設計・製作した断層シュリーレン光学系を用いてスパン方向に一定間隔を持った断面に分割し、各位置における衝撃波構造を可視化計測した。最終的に、これらの計測結果を複合的に組み合わせることにより3次元翼内部の流れ場の議論を行う。

2. 計測手法

2.1 断層シュリーレン法

2.1.1 基本構成 断層シュリーレン光学系の構成図を第3図に示す。光学系は、テストセクションに対して均一な光を照射する拡散光源、全光束を集光するフレネルレンズ、多光源となるソースグリッド、フレネルレンズから集光した光束を再び拡散させるためのカメラレンズ、ナイフエッジの代わりとなるカットオフグリッド、そしてスクリーンによって構成される。なお、図中の記号 $\epsilon_{\min}$ は光の偏角、 l, l', L, L' はカメラレンズから各構成部までの距離、 α, β はソースグリッドのグリッド幅及びグリッド間隔、 a, b は光源像高さ及びカットオフグリッドのグリッド間隔を示す。

2.1.2 感度 Weinstein¹⁴⁾ は密度変化による輝度の最小変化を10%と仮定し、断層シュリーレン法の感度 $\epsilon_{\min}$ を以下のように定義した。この $\epsilon_{\min}$ の範囲は2~16 arcsec とされている¹³⁾。

$$\epsilon_{\min} = 20606 \frac{aL}{L'(L-l)} \quad (1)$$

この式より、断層シュリーレン法の感度を上げるためには、10%の輝度変化を少ない屈折角で達成することが望ましい。すなわち、カメラレンズからソースグリッドまでの距離 L を大きくし、カメラレンズから被写体までの距離 l を小さくし、さらに光源像高さ a を小さくすれば良い。

2.1.3 分解能 断層シュリーレン法ではカットオフグリッドによる回折の影響がスクリーン上に投影される像の鮮明さに制限をかける。測定位置からスクリーンまでの像倍率を考慮すると、測定位置における単一スリットの分解能 w は λ を光源の波長とすると以下のように定義される¹³⁾。

$$w = \frac{2\lambda(l' - L')l}{l'b} \quad (2)$$

2.1.4 焦点深度 断層シュリーレン法の特徴は光路長の任意断面を可視化できることである。そのため、Weinstein は焦点深度として許容錯乱円 δ の大きさを w mm 及び2 mm とそれぞれ考え、鮮明焦点深度 Δ_{z1} 、不鮮明焦点深度 Δ_{z2} を次式で定義した¹³⁾。

第 4 図 焦点深度概念図

第 5 図 断層シュリーレン光学系

$$\Delta z_1 = 2 \frac{wlF}{f} \quad (3)$$

$$\Delta z_2 = 2 \frac{2lF}{f} \quad (4)$$

ここで, f , F はカメラレンズの焦点距離及び絞り値である. なお, 係数 2 はフォーカスの合う位置が前後で等しいと仮定することで決められた値である.

鮮明焦点深度とはテストセクション内の最もフォーカスの合った位置を中心に直径 w mm の大きさで鮮明にスクリーン上に結像する範囲である. また, 不鮮明焦点深度とはテストセクション内の最もフォーカスの合った位置を中心に直径 2 mm の大きさでスクリーン上に結像する範囲であり, この値を超えた領域ではスクリーン上で不鮮明に像が結ばれる. 第 4 図に焦点深度の概念図を示す.

2.1.5 カットオフグリッド カットオフグリッドは従来のシュリーレン法におけるナイフエッジに相当し, 密度変化により屈折した光路の一部を遮断する機能を有している. 断層シュリーレン法は多重像の重ね合わせによって断面画像が可視化される. スクリーンに投影される多重像の数 ϕ は次式に示される¹³⁾.

$$\phi = \frac{nf(l' - L')}{2Fl'} \quad (5)$$

ここで n はカットオフグリッドの 1 mm あたりのスリットの本数である.

2.1.6 任意断面の撮影方法 断層シュリーレン法を用いて任意断面を撮影する場合, (a) 測定位置にフォーカスが合うようにスクリーンを移動する, (b) スクリーンにフォーカスが合うように測定対象そのものを移動する, 及び (c) スクリーンにフォーカスが合うように全光学系を移動する

第 1 表 断層シュリーレン光学系諸元

λ [mm]	f [mm]	F	l [mm]	L [mm]
4.7×10^{-4}	85	1.4	150	460
l' [mm]	L' [mm]	$\varepsilon_{\min}$ [arcsec]	Δz_1 [mm]	Δz_2 [mm]
196.15	104.27	11.74	0.52	9.88
w [mm]	n [line/mm]	a [mm]	b [mm]	α [mm]
0.1	1.41	0.04	0.63	0.35
β [mm]	ϕ			
2.78	20

第 6 図 ソースグリッド

第 7 図 カットオフグリッド

という方法が考えられる. (a) を選択した場合, 断層シュリーレン光学系の一部を変化させるため, これまで挙げた断層シュリーレン光学系のパラメータ, なかでも最も重要な不鮮明焦点深度が変化してしまい, 常に同じ条件で各位置でのシュリーレン画像を撮影することができない. (b), (c) を選択した場合, これらの全パラメータは一定となるが (b) の方法では風洞そのものを移動させることは非常に困難であるため, この方法は採ることができない. よって本研究では (c) の光学装置全体を移動させる方法を採用する. このシステムを採用すると, 通風時間中に任意の断面を連続的に撮影することが可能となる.

2.1.7 断層シュリーレン光学系セットアップ 第 5 図に断層シュリーレン光学系セットアップ写真を, そして第 1 表に当該光学系の諸元を示す. 使用した実験機器は, 拡散光源としてスポット光源 (浜松ホトニクス, L8868-04), 第 1 拡散板, 平凸レンズ (シグマ光機, 焦点距離 $f = 300$ mm, 有効径 $A = 100$ mm) 及び第 2 拡散板 (マイラーフィルム) を組み合わせて使用した. 次に光源からの全光束を集光するためのフレネルレンズ (日本特殊光学樹脂, 焦点距離 $f = 370$ mm, 有効径 200×200 mm), 多光源となるソースグリッド, フレネルレンズから集光した全光束を再び拡散させるためのカメラレンズ (コシナ, PLANART 1.4/85ZF, 焦点距離 $f = 85$ mm, 絞り $F = 1.4$), 光源像の一部を遮断するカットオフグリッド, リレーレンズ (アクロマティックレンズ, シグマ光機, 焦点距離 $f = 80$ mm, 有効径 $A = 50$ mm) と続く. 撮影カメラは 10 bit CCD カメラ (池上通信機, SKC-145T2) を使い, 単焦点レンズ (ニコン, Nikkor 35 mm f/1.4, 焦点距離 $f = 35$ mm, 絞り $F = 1.4$) を取り付けた. 空間分解能は 1000×1000 pixel である. ソースグリッド (第 6 図) は, 製作の容易な点や低コストな点から OHP シートにスリットパターンを印刷したものを使用した. また, カットオフグリッド (第 7 図) には, 4×5 inch フィルム (富士フィルム, neopan 100) にソースグリッド像を感光させ, 現像したものを使用した.

第8図 超音速風洞全体図

第2表 超音速風洞諸元

Drive system	Indraft type
Cross-sectional area [mm × mm]	60 (W) × 60 (H)
Design Mach number M_∞	1.7
Driving gas	Air
Duration time t [sec]	30
Total pressure p_0 [kPa]	Atmospheric pressure
Total temperature T_0 [K]	Ambient temperature

第9図 3次元模型

第10図 3次元模型の座標系

2.2 シュリーレン法

2.2.1 シュリーレン光学系セットアップ シュリーレン光学系に用いた実験機器は凹面鏡（シグマ光機，焦点距離 $f = 1500$ mm，有効径 $A = 150$ mm）とナイフエッジである。光源と撮影カメラは断層シュリーレン光学系と同様である。

2.3 PSP 計測手法

2.3.1 PSP 光学系セットアップ 本研究では，PSP の色素として PtTFPP を用いた。PtTFPP はポルフィリン系化合物であり，400 nm，650 nm にそれぞれ励起と発光のピーク波長を持つ。バインダとして使用した Poly (IBM-co-TFEM) は多孔質のポリマーであり，気体透過性に優れている¹⁵⁾。溶媒としてトルエンを用いた。

また本研究では励起光源として，2基の UV-LED を使用した。UV-LED のピーク波長は 395 nm である。LED の前方には 400 ± 50 nm のバンドパスフィルタを取り付けてあり，実験で使用する感圧塗料の励起波長だけを通過させている。発光強度画像取得には A/D 分解能 12 bit の素子冷却型 CCD カメラ（浜松ホトニクス，C4742-80-12AG）を用いた。空間分解能は 1344×1024 pixel である。また発光波長のみを検出するために， 650 ± 20 nm のバンドパスフィルタをカメラレンズの前に取り付けた。

第11図 超音速風洞上面図

第3表 実験条件，マッハ数 $M_\infty = 1.7$ ，迎角 A.O.A. = 0 deg

Test model	Optical method	Measurement location z [mm]
	PSP	
3-D model	Schlieren	
	Focusing schlieren	0, 5, 10, 15, 20, 25, 30, 35, 40

2.4 風洞 本実験は流体科学研究所が所有する大気吸い込み式超音速風洞を利用した。風洞外観を第8図に，そして第2表にその諸元をまとめる。

2.5 実験模型 本実験で用いた模型の形状は設計マッハ数 $M_\infty = 1.7$ にて衝撃波干渉/相殺を実現できる基本形状である。第9図に3次元模型を示す。模型の仕様は翼弦長 $c = 40$ mm，翼厚 $t = 2$ mm，楔角 $\varepsilon = 5.71$ deg，翼幅 $s = 40$ mm である。また，下翼翼面上の座標を規定した図を第10図に示す。模型は第11図に示すようにテストセクション下流側からの後方支持によって流れ場内に固定している。また，図中の模型下側は風洞壁近傍に位置しており，上側は主流にさらされる。なお，感圧塗料は下翼の上面に塗装されており，それ以外の部分は光の反射を防ぐために黒色ペイントで塗装した。翼の材質は SUS304 である。

2.6 実験条件 第3表に風洞実験条件を示す。

3. 実験結果

3.1 3次元模型を用いた超音速複葉翼内流れの可視化

第12図に，PSP 計測から得られた3次元模型下翼表面の圧力分布を示す。この画像の上側が主流にさらされる翼端であり，下側が風洞壁面近傍に位置する。また，第13図にシュリーレン可視化画像を示す。

第12図より翼前縁部の両端からマッハコーンが見られ，これにより超音速複葉翼として始動していることがわかる。また，マッハコーンの角度が左右それぞれ異なっているが，これは風洞壁面側で発達した境界層の影響により気流が減速し，衝撃波角が広がったためと考えられる。次に $x/c = 0.5$ の上流側では，壁面側の高圧力領域 A が生じているのがわかる。また $x/c = 0.25 \sim 0.5$ の間で，弓形状の高圧力領域 B がスパン方向に広がっているのがわかる。 $x/c = 0.5$ の下流側では，両翼端から膨張波による低圧力領域 C，D が見られ，壁面側の低圧力領域 C は狭く，翼端側では広範囲に低圧力領域 D が広がっている。また $x/c = 0.75$ では高圧力領域 E がスパン方向に生じており，この高圧力領域 E は $z = 10 \sim 15$ mm の間が最も圧力が高くなっている。この領域は壁面側から翼端側に向かって右斜め上方へ伸びて

第12図 表面圧力分布

第13図 シュリーレン可視化結果

第14図 上翼拡大図

第15図 模式図¹⁶⁾

おり、翼端に向かうごとに高圧力領域 E は減少している。そして $x/c = 1$ では、翼上面の稜線から発生した膨張波によって低圧力領域 F は $z = 0 \sim 30 \text{ mm}$ まで及んでいる。このような圧力分布は衝撃波/衝撃波、衝撃波/境界層干渉による影響であると考えられる。

一方、第13図のシュリーレン画像では、ほぼ2次元理論通りの衝撃波構造をしていることから、翼前縁から生じる斜め衝撃波は翼弦中央の厚みが最大となるところ（稜線）に達し、稜線から生じる膨張波によってほぼ相殺されていることがわかる。

まず、翼前縁部から稜線までの中間で複数のマッハ線が表れている。そして衝撃波角の異なる斜め衝撃波が可視化されている。この衝撃波の到達位置に膨張波、及びその前後で圧縮波が確認できる。この領域を拡大したシュリーレン画像を第14図に示す。ここでシュリーレン計測時、翼前縁部から稜線までの距離を基準としたレイノルズ数は $Re = 3.03 \times 10^5$ であり、模型表面の境界層は層流となっており、第15図に示すような層流モデル¹⁶⁾の衝撃波構造になっていると考えられる。この構造は斜め衝撃波の入射によって模型表面の境界層がはく離し、持ち上げられ、境界層外縁が凹面状となるため、圧縮波が発生している。また、はく離によって境界層の外縁が凸面状になることにより発生する膨張波、及びその下流で境界層の外縁が再び凹面状になることにより

(a) $z = 0 \text{ mm}$ (b) $z = 5 \text{ mm}$ (c) $z = 10 \text{ mm}$ (d) $z = 15 \text{ mm}$ (e) $z = 20 \text{ mm}$ (f) $z = 25 \text{ mm}$ (g) $z = 30 \text{ mm}$ (h) $z = 35 \text{ mm}$ (i) $z = 40 \text{ mm}$

第16図 断層シュリーレン可視化結果

圧縮波が発生している。

第16図に断層シュリーレン画像を示す。 $z = 0 \text{ mm}$ の位置では、マッハ線が $x/c = 0.25 \sim 0.5$ の間で発生しているのがわかる。また不鮮明ではあるが、衝撃波及び膨張波が全体的に不鮮明になっている。これはフォーカス位置が壁面境界層内にあるためである。第13図に示すシュリーレン画像では上下の翼からマッハ線が生じている様子を可視化することができたが、断層シュリーレン画像では感度が低いために上翼から発生しているマッハ線は可視化されていない。

$z = 5 \text{ mm}$ の位置では、衝撃波、膨張波及びマッハ線が徐々に鮮明になり始め、最終的に $z = 10 \text{ mm}$ の位置で鮮明になっている。このような衝撃波構造は $z = 20 \text{ mm}$ の位置までほぼ同じ構造をしている。

$z = 25 \text{ mm}$ の位置ではマッハ線が消え始め、 $z = 30 \text{ mm}$

第17図 3次元複葉翼内部の衝撃波構造

の位置で不鮮明になっている。

$z = 35 \text{ mm}$ の位置では、斜め衝撃波と層流境界層により発生した圧縮波がほぼ見えなくなっていることから、斜め衝撃波が稜線に到達し、膨張波によってほぼ相殺されていると考えられる。

そして翼端にあたる $z = 40 \text{ mm}$ の位置では、翼端に発生するマッハコーンの領域内であるため理想的な相殺は生じていないと考えられるが^{17, 18)}、斜め衝撃波が膨張波によって相殺されていることがわかる。また第12図に示す翼端位置の圧力分布からも高圧力領域が減少しており、衝撃波が相殺されていることがわかる。

これらのスパン方向の各断面画像と PSP による圧力分布を基に3次元複葉翼内部流れ場を考察する。第17図に3次元複葉翼内部流れの模式図を示す。なお、視覚的にわかりやすくするため、アスペクト比を調整している。

まず、稜線手前で斜め衝撃波が入射している。これは壁面境界層の影響によりマッハ数が減少したためと考えられ、この斜め衝撃波が翼面圧力分布上の高圧力領域Aの原因になっていると考えられる。さらに翼内部に焦点を当てていくと、 $z = 30 \text{ mm}$ の位置でマッハ線が不鮮明になっている。一方の圧力分布画像上でも $z = 30 \text{ mm}$ の位置で高圧力領域Bが減少している。この高圧力領域Bはマッハ線背後の圧力上昇によって生じたと考えられる。また、このマッハ線はスパン方向にある幅を持って生じている。そして翼端側では、衝撃波の相殺現象が起こっている。壁面側から翼端側までの可視化結果より、斜め衝撃波の到達位置が徐々に下流に推移していると考えられる。

4. ま と め

本研究では複葉翼内部流れの解明を目指し、断層シュリーレン光学系の設計・製作を行った。3次元試験模型に対して、これを適用し、翼間流れ場の3次元構造の可視化に成功した。また、PSP計測結果を用いて、複合的な計測を行い、複葉翼模型内部の衝撃波構造を明らかにした。以下に本研究で得られた結論を述べる。

- ・断層シュリーレン光学系を用いて3次元翼模型内部の可視化を行い、壁面側では稜線手前で斜め衝撃波が入射し

ていることがわかった。

- ・壁面側から翼端方向について断層可視化を行った結果、特定の位置でマッハ線が不鮮明になり、マッハ線がスパン方向に対してある幅を持って生じていることがわかった。
- ・翼端を観察すると、斜め衝撃波が膨張波によって相殺されており、斜め衝撃波の到達位置が翼端方向に向かうにつれて、下流に推移していることがわかった。
- ・断層シュリーレン可視化結果とPSP計測結果を複合させることで、3次元複葉翼内部の衝撃波構造をより詳細に明らかにすることができた。

参 考 文 献

- 1) Kusunose, K.: A New Concept in the Development of Boomless Supersonic Transport, First International Conference on Flow Dynamics, 2004, pp. 46–47.
- 2) Kusunose, 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, The 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Reno, 2006.
- 3) Yamashita, H. and Obayashi, S.: Numerical Investigation on Sonic Boom Reduction with Non-Axisymmetric Body Shapes, The 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, AIAA Paper 2008-59, 2008.
- 4) 米沢誠仁, 大林 茂: CFD解析による有限幅の超音速複葉翼の空力特性評価, 日本航空宇宙学会論文集, **57** (2009), pp. 32–38.
- 5) 米沢誠仁, 山下 博, 大林 茂: 超音速複葉翼における超音速流れの履歴現象の2次元CFD解析, 日本航空宇宙学会論文集, **57** (2009), pp. 131–133.
- 6) Maruyama, D., Kusunose, K. and Matsushima, K.: Aerodynamic Characteristics of a Two-Dimensional Supersonic Biplane, Covering Its Take-Off to Cruise Conditions, Shock Waves, **18** (2009), pp. 437–450.
- 7) Liu, T. and Sullivan, J. P.: Pressure and Temperature Sensitive Paints, Springer, Berlin, Heidelberg, New York, 2004.
- 8) 浅井圭介: 感圧塗料による圧力分布の計測技術, 可視化情報学会誌, **18** (1998), pp. 97–103.
- 9) Nagai, H., Naraoka, R., Sawada, K. and Asai, K.: Pressure-Sensitive Paint Measurement of Pressure Distribution in a Supersonic Micronozzle, AIAA J., **46** (2008), pp. 215–222.
- 10) Nagai, H., Oyama, S., Asai, K., Fujisano, T. and Obayashi, S.: Three Dimensional Effect of a Supersonic Busemann Biplane on Start Process, 27th International Symposium on Space Technology and Science, 2009-e-21, 2009.
- 11) Kantrowitz, A. and Trimpi, R. L.: A Sharp-Focusing Schlieren System, J. Aeronaut. Sci., **17** (1950), pp. 311–314, 319.
- 12) 樫谷賢士, 山口 裕, 須田武志, 北野秀樹: ロッド拡散光源を有するフォーカシングシュリーレン装置による二重くさび翼型まわりの観察, 可視化情報学会論文集, **27** (2007), pp. 113–120.
- 13) Settles, G. S.: Schlieren & Shadowgraph Techniques, 1st ed, Springer, Berlin, 2001, pp. 92–98.
- 14) Weinstein, L. M.: An Improved Large-Field Focusing Schlieren System, The 29th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Reno, 1991.
- 15) Amao, Y., Asai, K., Miyashita, T. and Okura, I.: Photophysical and Photochemical Properties of Optical Oxygen Pressure Sensor of Platinum Porphyrin-Isobutylmethacrylate-Trifluoroethylmethacrylate Copolymer Film, Polymer J., **31** (1999), pp. 1267–1296.
- 16) 生井武文, 松尾一泰: 衝撃波の力学, コロナ社, 東京, 1983.
- 17) Tan, H. S.: The Aerodynamics of Supersonic Biplanes of Finite Span, Wright Air Development Center, TR 52-276, Dayton, 1950.
- 18) Sears, W. R. and Tan, H. S.: The Aerodynamics of Supersonic Biplane, Quart. Appl. Math., **9** (1951), pp. 67–76.