東海大学紀要工学部
vol.52,No2,2012,pp.303-310

小型衝撃風洞による超音速インテーク周囲の衝撃波の可視化と高速応答型感圧塗料による圧力分布計測

田中　成明[*1]　水書　稔治[*2]

Using a Small Shock Tunnel to Shock Waves Visualization around Supersonic Intake and Measuring Pressure Distribution by AA-PSP

by

Naruaki TANAKA[*1] and Toshiharu MIZUKAKI[*2]

(Received on Sep. 19, 2012 and accepted on Dec. 20, 2012)

Abstract

This report describes unsteady behavior of shock waves around the supersonic intake at Mach 2.5. This report's objective is to confirm unsteady behavior of intake ramp shock waves by obtaining intake shock wave structures and intake pressure distributions. The experiment was carried out by a small shock tunnel and three back pressure patterns. Flow visualization was conducted with shadowgraph method and pressure-sensitive paint (PSP). A fast response anodized aluminum pressure-sensitive paint (AA-PSP) was used in the experiment. The AA-PSP gives short response, which is suitable for high-speed unstable phenomenon measurement. To confirm the validity of experimental results, numerical calculations were performed by compressible Navier-Stokes equations with the Weighted Average Flux (WAF) method and Adaptive Mesh Refinement (AMR). From the results of intake shock wave structures, we confirmed shock waves behavior around the supersonic intake model ramp at the subcritical state. It considers occurring shock wave oscillation (buzz).

Keywords: Supersonic Intake, Buzz, Shock Tunnel, Flow Visualization, Pressure-Sensitive Paint

1. はじめに

現在，次世代の超音速旅客機や完全再使用型宇宙往還機の実現に向け世界各国で検討や研究が進められている．これらの機体が実現することで新たなビジネスモデルが生まれ，経済的に大きなインパクトを与える可能性があると考えられている[1)]．しかし，実現には2003年10月に引退したコンコルドや2011年7月に引退したスペースシャトルが抱えていた3つの大きな問題を解決する必要がある．1つ目は，燃費や整備コストなどが関わる経済性，2つ目はソニックブームや騒音問題などが関わる環境適合性，そして3つ目は大気圏再突入時に関連してくる空力加熱に対する機体の安全性である．特に1つ目の経済性は重要な問題で，経済的に優れた機体でないと商業的に成り立たず，実現が厳しくなることを意味している．そのためには，エンジン性能の向上や飛行中の空気抵抗の軽減，機体やエンジンの軽量化を行い燃費の向上につなげることが重要となる．

次世代の超音速旅客機や完全再使用型宇宙往還機のエンジンとして空気吸い込み型エンジンの1つであるラムジェットエンジンやスクラムジェットエンジンの使用が考えられている．これらのエンジンは，現在主要な旅客機で使用されているジェットエンジンとは異なり，回転式の圧縮機で空気を圧縮するのではなく，超音速飛行時に空気取り入れ口 (インテーク) で発生する衝撃波を利用し空気を圧縮する．したがって，超音速・極超音速インテークはエンジン性能に大きな影響を与える重要な構成部品となっており，インテーク周囲の流れ場の把握は重要となる．

インテークを設計する際，衝撃波発生に伴う全圧損失を最小にすることや燃焼に必要な空気流量を捕捉すること，衝撃波の振動現象であるbuzzを発生させないことが重要となる．buzzはエンジンの背圧が変化し，インテークに発生している衝撃波が不安定になり発生する．buzzはインテークに続く燃焼室などに大きな圧力変動をもたらし，燃焼を不安定にし，まれに燃焼の吹き消えや構造的な破壊を招くこともある[2)]．しかし，buzzの発生特性などは十分に解明されていないのが現状である．したがって，超音速インテーク周囲の流れの構造や特性を解明することがbuzzの発生特性解明にとって重要になる．

著者らは既報[3)]より，超音速インテークおよびそれに続く流路形状の最適化に関する基礎研究として，衝撃波管に先細末広ノズル (Laval ノズル) を付加した衝撃風洞による気流 Mach 数 2.5 の達成と，衝撃風洞に挿入し

*1　工学研究科航空宇宙学専攻修士課程
*2　工学部航空宇宙学科教授

た超音速インテーク周囲の流れ場について可視化実験と数値解析結果から実験装置の特性について考察した．その結果，衝撃風洞により Mach 数 2.5 の流れが得られることを確認した．しかし，超音速インテーク周囲の流れ場において，超臨界状態を与える条件で実験を行った際，想定とは異なる結果が得られた．原因として背圧上昇が大きな要因であると考えられ，ダンプタンク容量増大を行い，背圧上昇を抑制する実験を行っていく必要があった．

本稿では，ダンプタンクを増設し，背圧上昇を抑制した衝撃風洞を使用して超音速インテーク入口周囲の衝撃波の可視化を行った．インテーク模型後部には背圧調整プラグを取り付け，背圧を変化させることにより，インテークの作動状態を変化させ Shadowgraph 法による衝撃波形態の可視化を行った．また，インテーク内部の圧力分布を取得するために，高速応答型感圧塗料を使用しインテーク内部の圧力分布を取得した．圧力分布を示す数値解析結果と比較することにより，インテーク内部の圧力分布に関する考察を行った．

2. 実験装置および方法

2.1 実験装置

Fig.1 に小型衝撃風洞を示す．

高圧室 (High pressure tube) 1000 mm，低圧室 (Low pressure tube) 3000 mm，測定部 (Test section) 310 mm，ダンプタンク (Dump tank) 800 mm からなり，高圧室の断面は内径 50 mm の円形，低圧室は 30 mm × 40 mm の矩形，ダンプタンクは内径 195 mm の円形である．Fig.2 に示すように，測定部には Michael [4] の論文を参考に特性曲線法を用いて形状を決定した設計 Mach 数 2.5 の 2 次元 Laval ノズルと超音速インテーク模型を取り付けた．また，衝撃風洞の背圧上昇を低減させるために，高さ 1000 mm のダンプタンクを衝撃風洞下流管端に増設した．

高圧室には隔膜を破るための撃針 (Needle) が設置されており，高圧室と低圧室を仕切る隔膜であるポリエチレンテレフタレート膜 (東レ社製ルミラー膜) は圧力比により 12 および 75 μm を用いた．高圧室には窒素の高圧ガスボンベが接続されており，高圧室に充てんすることができる．また，ダンプタンクには真空ポンプが接続されている．

隔膜から 2000 mm の位置から圧力ポートが 500 mm 間隔に 2 つ付いている (PT1，PT3)．各圧力ポートには，圧力変換器 (ピエゾ型高速応答圧力変換器，立ち上がり時間：1 μs 未満，共振周波数：500 kHz 以上，PCB 社製 113A20 シリーズ) が設置されている．圧力変換器の出力電圧は，デジタル・オシロスコープ (周波数帯域：DC-3 MHz，サンプリング周波数：10 MSa，横川電機社製 DL-750) で記録する．実験毎に圧力履歴から衝撃波到達時刻を読み取り，到達時間差とポート間距離から衝撃波 Mach 数を評価する．また，隔膜から 3000 mm の位置に観測窓が設けられており，この中に模型を置くことで流れ場の可視化や圧力計測を行う．衝撃波の可視化撮影には Shadowgraph 法，圧力分布計測に高速応答型感圧塗料を用いる．

Fig.3 に実験に使用した外部圧縮型超音速インテーク模型を示す．Fig.3 に示すように，超音速インテーク模型後部にある背圧調整プラグを前後させ流入空気量と排出空気量を変化させることにより，インテークの背圧を変化させることができる [5]．なお，超音速インテーク模型の設計 Mach 数は 2.4 である．

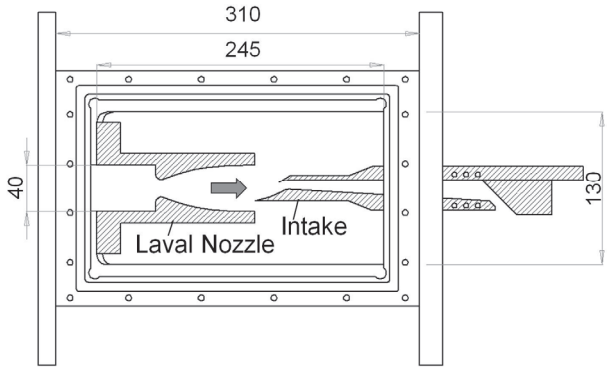


Fig. 2 Test section with intake model. [unit: mm]

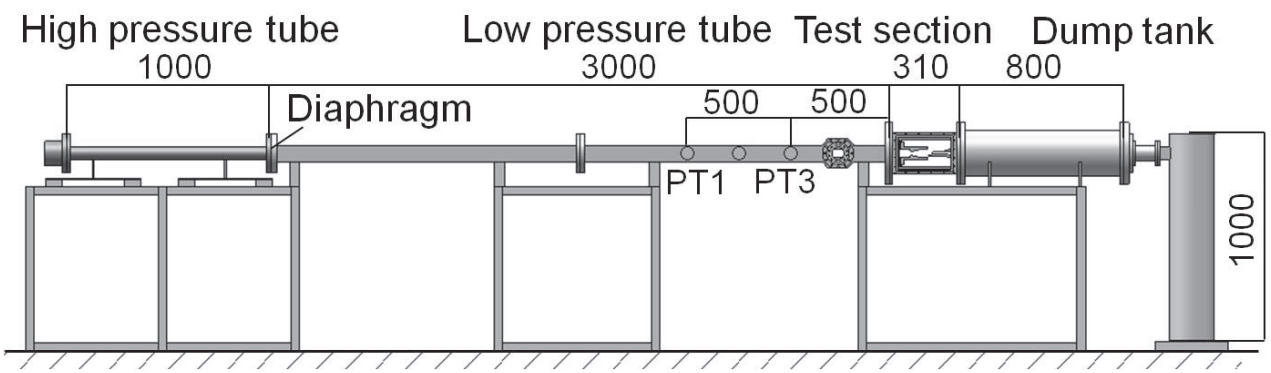


Fig. 1 Shock tunnel. [unit: mm]

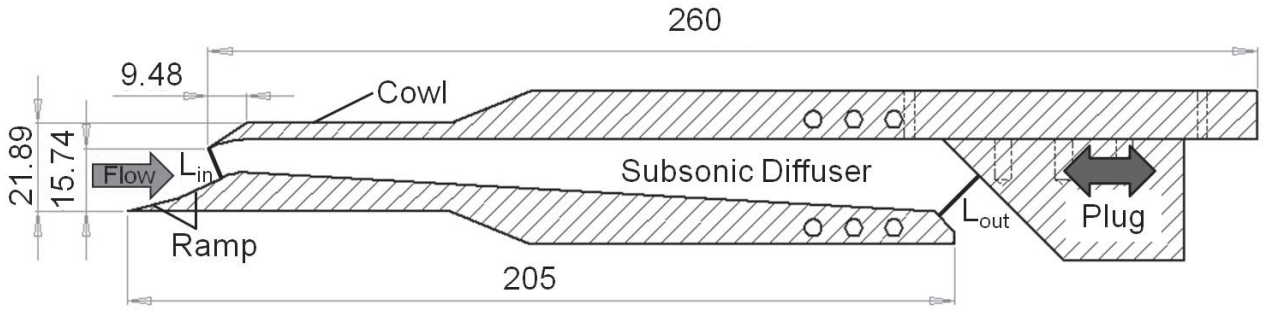


Fig. 3 Intake model. [unit: mm]

2.2 Shadowgraph法

本実験では超音速インテークに発生した衝撃波を鮮明に可視化するためにShadowgraph法を用いた．Fig.4 に実験で用いた光学系を示す．ピエゾ型圧力変換器PT1からの出力をトリガ信号としてデジタル遅延回路 (菅原研究所製FG-310) を経由することによりインテークに発生した衝撃波を撮影する．撮影には，高速度カメラ (Vision Research Phantom V7.1：露光時間41 μs) とデジタルスチルカメラ (NIKON D200，最大有効画素数3872 × 2592 ピクセル) を用いた．高速度カメラ用光源にはメタルハライドファイバー光源 (Dolan-Jenner Industries製MH100)，デジタルスチルカメラ用光源には，キセノンスパークランプ (菅原研究所製NP1-A：露光時間180 ns) を用いた．

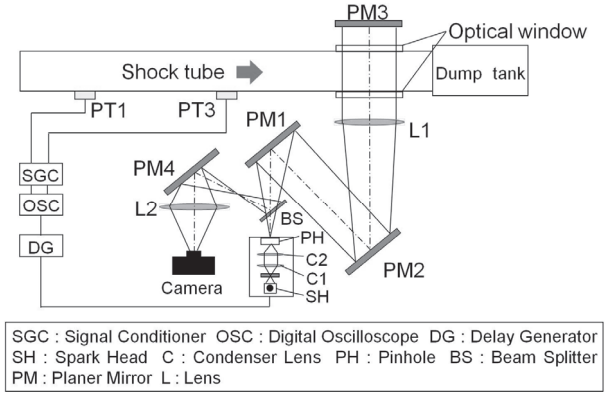


Fig. 4 Schematic diagram of shadowgraph system.

2.3 感圧塗料

感圧塗料 (Pressure-Sensitive Paint；PSP) は,特定の有機分子からの発光が酸素消光によって減少する事を用いた分子センサである．従来使用されてきたポリマタイプのPSPは，buzzのような高速非定常現象の計測に対して時間応答性が不足しており適さない．したがって，本研究では高速応答型感圧塗料であるanodized aluminum pressure-sensitive paint (AA-PSP) を用いてインテーク内部の圧力分布の計測を行った[6,7,8]．AA-PSPは，陽極酸化処理を施すことにより酸化被膜を形成したアルミ系材料の上に色素を吸着させたもので，10 kHz以上の時間応答性を持ち，高速非定常現象の計測に適している．今回は色素にバソフェナンスロリン・ルテニウム ($[Ru(ph_2\text{-}phen)_3]Cl_2$) を用いた．Fig.5にAA-PSPの処理を施したアルミニウム表面の概念図を示す．

Fig.6に，PSP計測用光学系を示す．撮影には，高速度カメラ (Vision Research Phantom V7.1：露光時間118 μs) を用い，励起光にAr^+レーザ (Coherent Inc., Innova 70；Wavelength 488.0 nm) を用いた．また，光学フィルタ (HOYA CORPORATION, O-58) は波長が580 nm以上の光を透過する．テストセクションのインテーク模型側壁に感圧コーティングを施したアルミ板 (A-5052) を挿入することによりインテーク周囲の圧力を計測した．

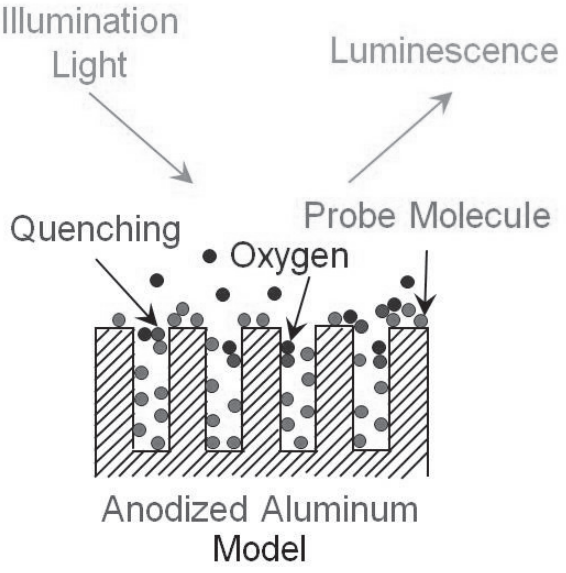


Fig. 5 Schematic diagram of AA-PSP structure.

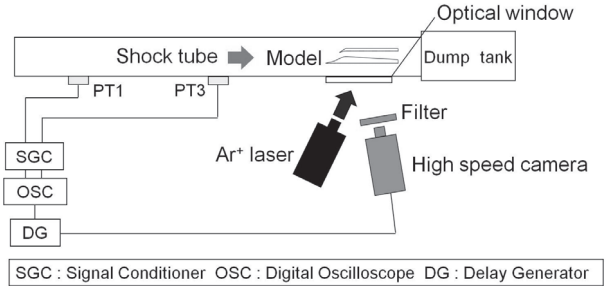


Fig. 6 Schematic diagram of PSP system.

3. 実験条件

Table 1に実験条件を示す.

3種類のインテーク背圧条件で計測した．背圧はFig.3に示す背圧調整プラグを前後し，インテーク入口L_{in}と出口L_{out}の比を変化させ調整した．なお条件(1)では背圧調整プラグを取りつけなかった.

Table 2に衝撃風洞の実験条件を示す．気流Mach数は2.5である.

Table. 1 Experimental conditions.

	L_{in} [mm]	L_{out} [mm]	L_{out} / L_{in}
(1)	8.09	—	—
(2)	8.09	8.09	1.00
(3)	8.09	4.05	0.501

Table. 2 Shock tunnel conditions.

	(1) (2)	(3)
Driver Gas	N_2	N_2
Driven Gas	Air	Air
P_1	10 [kPa]	10 [kPa]
P_4	2000 [kPa]	500 [kPa]
P_4 / P_1	200	50
M_s	2.45	2.07
M_e	2.54	2.50

P_1 : Low pressure room
P_4 : High pressure room
M_s : Shock Mach number
M_e : Nozzle exit Mach number

4. 数値解析

基礎方程式にはNavier-Stokes 方程式を用い，対流項の離散化には Godunov 法を 2 次精度に拡張した計算スキームである WAF(Weighted Average Flux)法を用いた [9,10]．また時間積分には 1 次風上差分法，計算格子に非構造解適合格子を用いた．境界条件は等温壁，Plandtl 数 Pr =0.733 とし，Reynolds 数の代表長は管内の断面高さを用いた. 解析モデルを Fig.7 に示す. Fig.7 に示すように，解析モデルの左端を流入境界条件，右端を流出境界条件とし，図に示す位置から衝撃波を発生させた．また，圧力条件および入射衝撃波 Mach 数 M_s は実験条件と同様であり，平板体系で非構造適合格子を使用し粘性を考慮した．なお，Reynolds 数の代表長は管内の断面高さである.

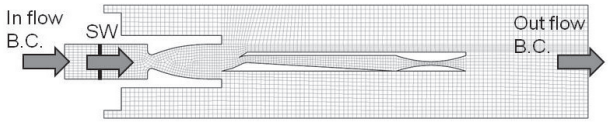


Fig. 7 Computational domain.

5. 実験結果および考察

5.1 Shadowgraph 法による可視化結果

Fig.8 に Shadowgraph 法による超音速インテーク周囲の流れ場の可視化画像を示す．撮影には高速度カメラを使用した．なお，(a)に条件(1)，(b)に条件(2)，(c)に条件(3)での結果を示す.

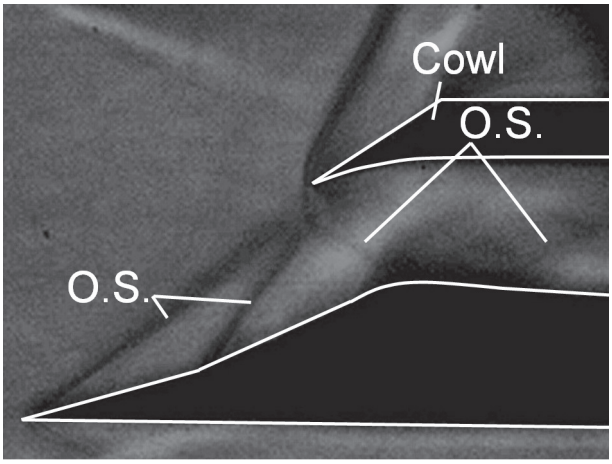
Fig.8(a)より，インテークにある 2 つのランプから，斜め衝撃波が発生し，カウルの先端付近で集結していることが確認できる．また，斜め衝撃波が集結している点から，ディフューザ内に向けて斜め衝撃波が確認でき，さらにディフューザ内にも斜め衝撃波が確認できる．このことから，ディフューザ内は超音速状態となり超臨界状態と判断できる.

Fig.8(b)より，インテークにある 2 つのランプから，斜め衝撃波が発生し，カウル先端で集結していることが確認できる．また，カウル先端より垂直衝撃波も確認することが出来る．(a)の場合とは異なり，ディフューザ内での衝撃波は確認できない．これは，背圧調整プラグを調整し適正に空気が圧縮されているためだと考えられる．このことから，ディフューザ内は亜音速状態となり臨界状態と判断できる.

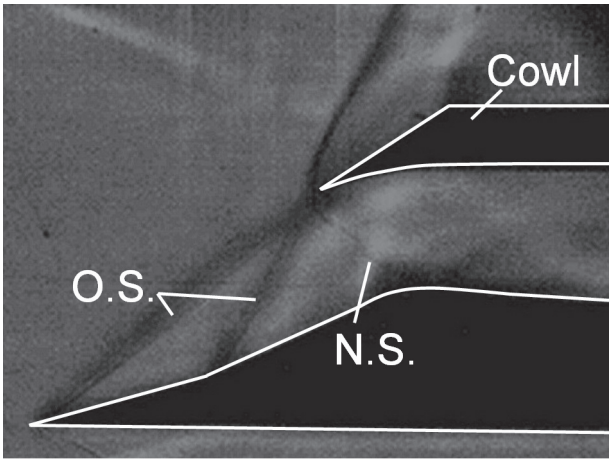
Fig.8(c)より，インテークにある 2 つのランプから斜め衝撃波が発生し，カウル先端より左で垂直衝撃波を確認することが出来る．これは，インテークの背圧が背圧調整プラグにより上昇し，衝撃波が押し出されているためだと考えられる．また，ディフューザ内部で 2 つの斜め衝撃波を確認することができる．これは，垂直衝撃波背後の流れがディフューザに入るまでに加速し，再び超音速流になったため発生したと考えられる．これらのことから，条件(c)では亜臨界状態と判断できる.

Fig.9 に Shadowgraph 法による亜臨界状態における時間変化の可視化画像を示す．撮影にはデジタルスチルカメラを使用した．Fig.9(c)の状態を 0 μs とし，500 μs 後と 1000 μs 後で撮影した.

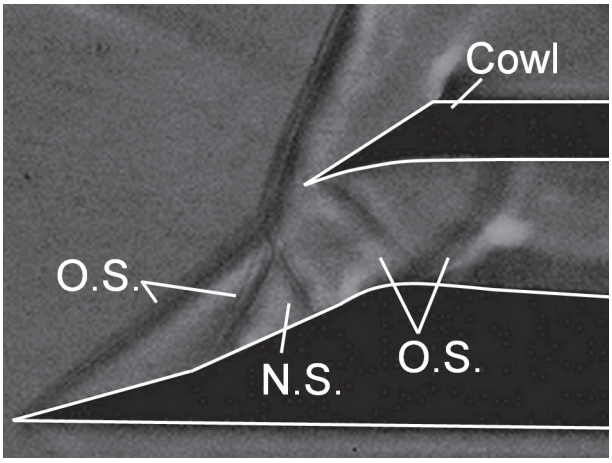
Fig.9 より，時間が経過するにつれ，ランプから発生している斜め衝撃波の背後にある垂直衝撃波の左への移動が確認できる．また，500 μs と 1000 μs では 0 μs で確認できたディフューザ内の斜め衝撃波が確認できない．これはカウル先端部より空気が漏れ出し，ディフューザ内に流れがほとんどないためだと考えられる．これらのことから，Fig.9 の結果では衝撃波振動 (buzz) の発生により，衝撃波が左 (インテーク外) へ移動していると考えられる.



(a) Condition (1).

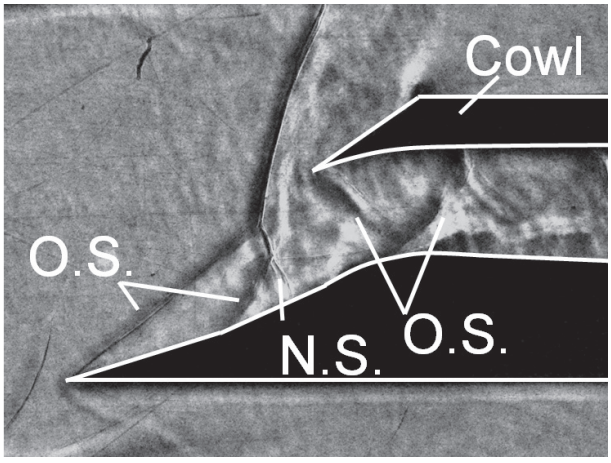


(b) Condition (2).

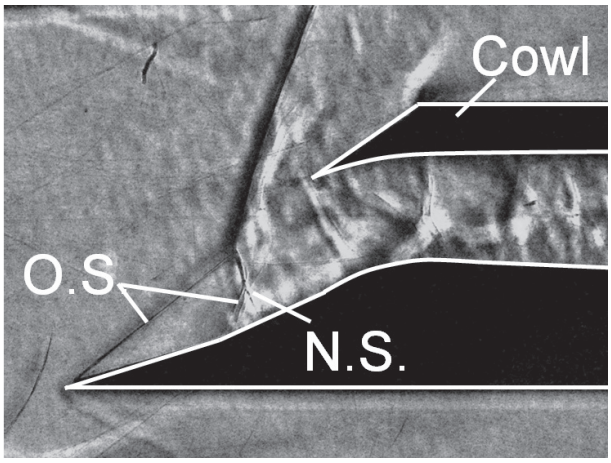


(c) Condition (3).

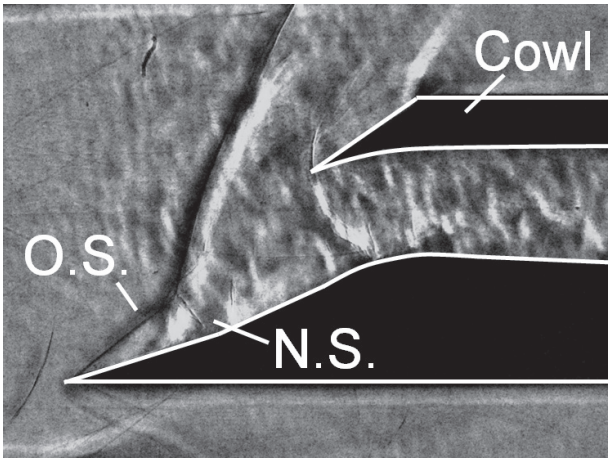
Fig. 8 Visualization Image Results
(plug position variation).
N.S. : Normal Shock Wave O.S. : Oblique Shock Wave



0μs



500μs



1000μs

Fig. 9 Visualization Image Results
(time variation at condition(3)).
N.S. : Normal Shock Wave O.S. : Oblique Shock Wave

5.2　感圧塗料による圧力分布計測

Fig.10 に，感圧塗料による計測結果 (上) と数値解析結果 (下) を示す．なお，左列は超臨界状態を与える条件 (条件 (1)) で行った結果，右列は亜臨界状態を与える条件 (条件 (3)) で行った結果である．

超臨界状態を与えた結果では，ランプ面において圧力の高い部分が確認できる．また，数値解析結果からも同様の分布が確認できる．これは，ランプ面における斜め衝撃波発生による圧力上昇と判断する．

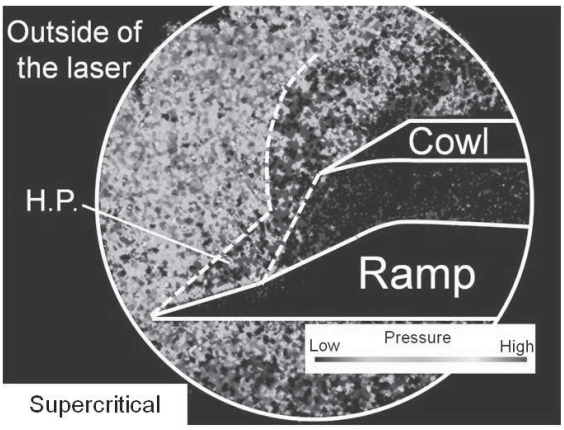
亜臨界状態を与えた感圧塗料の結果より，カウル左端より左で圧力の高い部分が確認できる．同様の結果が，数値解析結果からも確認できる．これは，ランプ面に発生した垂直衝撃波や離脱衝撃波による圧力上昇と判断する．

Fig.11 に，亜臨界状態における時間変化を感圧塗料によって取得した画像 (上) および Fig.9 に示した Shadowgraph 法によって取得した亜臨界状態における時間変化画像 (下) を示す．感圧塗料の画像は，Fig.10 の亜臨界状態における状態を 0 μs とし，500 μs 後と 1000 μs 後で撮影した．

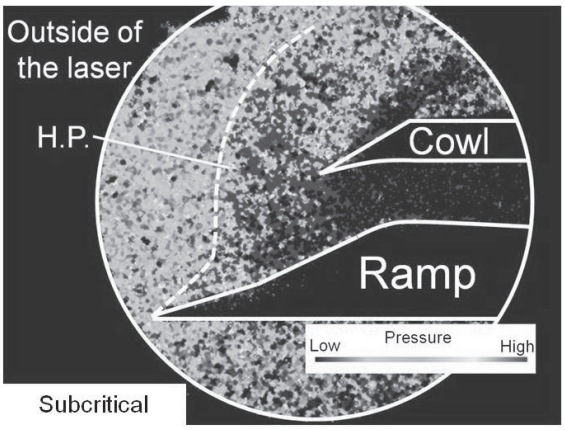
0 μs において 2 つ目のランプ付近で確認できた圧力の高い部分が，時間が経過するとともに左に移動し，1000 μs 後では 1 つ目のランプの左端付近で確認できる．これは，Shadowgraph 法によって可視化した Fig.9 の結果で確認できた衝撃波の移動による高圧部の移動が原因と考える．すなわち，高速応答型感圧塗料 AA-PSP によって衝撃波振動 (buzz) の発生と考えられる衝撃波の移動が確認できたと判断できる．

一方，Fig.11 で衝撃波面は Shadowgraph 法による可視化画像と比較すると上流側に位置し，また，衝撃波面が鮮明でない画像になっている．これは，Shadowgraph 法によって撮影した際の露光時間 180 ns に比べ，感圧塗料で撮影した際の露光時間が 118 μs と長く，撮影中に衝撃波が 1 ピクセル以上移動したことによるブレである．また，Fig.10 および Fig.11 の感圧塗料の結果においてノイズの多い画像になり，衝撃波面がはっきりしない．これは，画像の光量が足りなく，計測時に明るさやコントラストを調整したことが結果的にノイズを増大させたためである．

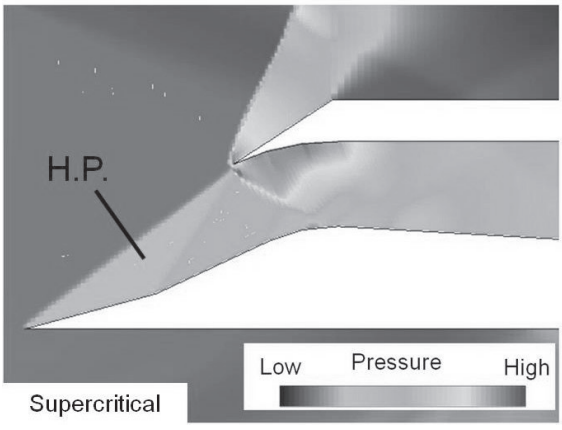
今後鮮明な感圧塗料の結果を得るためには，撮影時の露光時間を短くすることで衝撃波移動による影響を小さくし，また，画像調整を行わず解析のできる実験画像を取得する必要がある．改善方法として，感圧塗料の発光量の増加が考えられる．しかし，感圧塗料自体の発光量を増大させる事は原理上，大きな改善は期待できない．したがって，イメージインテンシファイアなどによるカメラの感度の改善が考えられる．



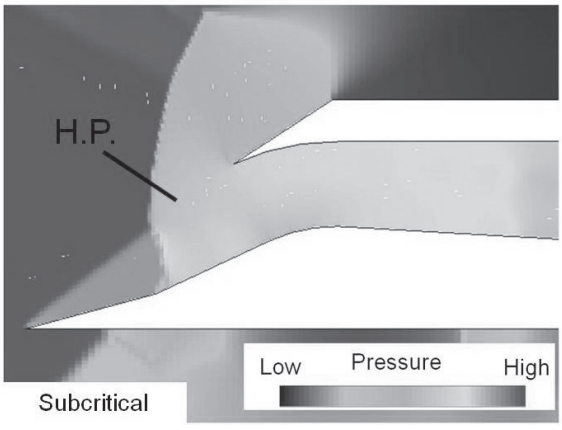
PSP image [Condition (1)].



PSP image [Condition (3)].

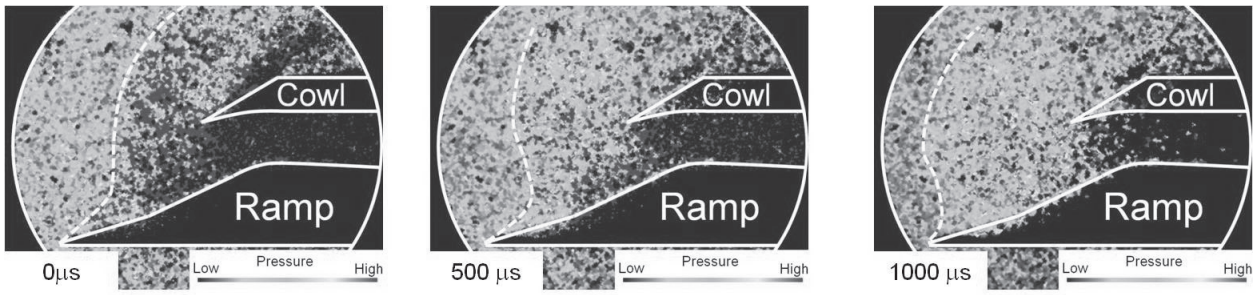


Numerical result image [Condition (1)].

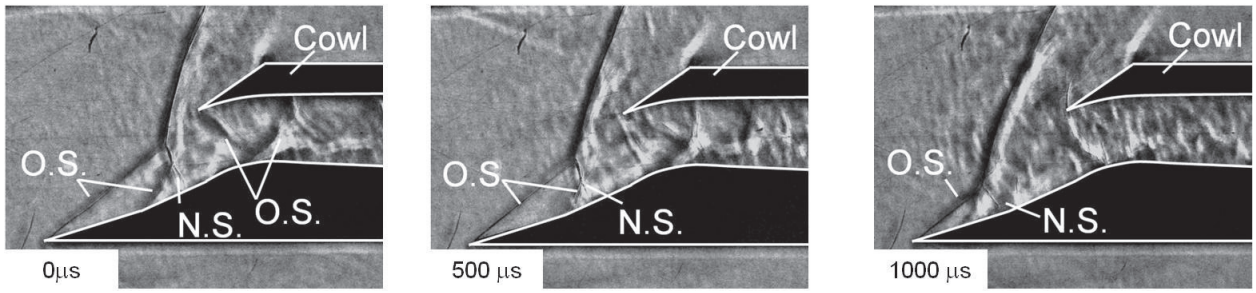


Numerical result image [Condition (3)].

Fig. 10 PSP Image Results and Numerical results.
H.P. : High Pressure Area



PSP images.



Shadowgraph images.

Fig. 11 PSP Image Results (top) and Shadowgraph image results (bottom) (time variation at condition(3)).

まとめ

超音速インテークにおける buzz 発生抑制の基礎研究として，Mach 数 2.5 の衝撃風洞を使用して，背圧を変化させた超音速インテーク周囲の衝撃波の可視化を行った．また，高速応答型感圧塗料 AA-PSP を使用して得たインテーク内部の圧力分布と数値解析結果から実験装置の特性について考察した．以下に本報告の結論を示す．

・Shadowgraph 法を用いた超音速インテーク入り口付近およびダクト内部の衝撃波形態の可視化結果より，プラグを用いて背圧を変化させた際，超臨界状態，臨界状態，亜臨界状態の作動状態を確認した．

・亜臨界状態における時間経過による結果より，時間が経過するにつれランプ面を上流方向に移動する衝撃波の移動を確認した．これは，衝撃波振動 (buzz) の発生と考えられる．また，同様の結果を AA-PSP の結果からも確認した．

・AA-PSP を使用して，インテーク内部の圧力分布を取得した．超臨界状態および亜臨界状態を与える条件においてランプ面での圧力分布は数値解析結果と一致した．

・しかし，衝撃波面が鮮明でなくノイズの多い実験結果となった．この原因として AA-PSP からの発光量が足らなかったため，画像調整を行いノイズが乗ってしまったことや撮影の際の露光時間が長かったため撮影中に衝撃波が大きく移動してしまったことが考えられる．

・今後光量を得るために，イメージインテンシファイアなどを使用し，画像調整の必要のない実験画像を取得し，感圧塗料による計測を行っていく必要がある．

謝辞

本研究の感圧塗料を使用した実験において，有益な御指導と御助言を賜りました宇宙航空研究開発機構風洞技術開発センター　中北　和之　主任研究官に深く感謝の意を表します．また，数値解析に有益な御助言と御討論を賜りました伊藤忠テクノソリューションズ株式会社　阿部 淳 博士に深く感謝の意を表します．

参考文献

1) 宇宙航空研究開発機構：航空機研究開発の現在から未来へ，丸善プラネット (2011)
2) 浅沼強，小保方富夫，長島利夫：超音速空気取り入れ口に関する実験的研究，東京大学宇宙航空研究所報告第 9 巻第 2 号 (1973)
3) 田中成明，水書稔治：小型衝撃風洞による M2.5 気流の発生とそれによる超音速 Intake 周囲の流れ場の可視化，東海大学紀要工学部 Vol.51,No2 (2012)
4) Michael, R. and Louis, J. : Computer Program for Design of Two-Dimensional Supersonic Nozzle with Sharp-Edged Throat, *NASA* TM X-1502 (1968)
5) Seddon, J. J. and Goldsmith, E. L. : Intake Aerodynamics, Second Edition, AIAA Education Series (1999)
6) Asai, K. Kanda, H. Cunningham, C. T. Erausquin, R. and Sullivan, J. : Surface Pressure Measurement in a cryogenic wind tunnel by using luminescent coating. ICIASF 97, pp 105-114 (1997)
7) Sakaue, H. Sullivan, J. P. Asai, K. Iijima, Y. and Kunimasu, T. : Anodized Aluminum Pressure Sensitive Paint in a Cryogenic Wind Tunnel. *ISA Proceedings of the 45th International Instrumentation Symposium*, pp 345-354 (1999)

8) Nakakita, K. and Asai, K. : Pressure-Sensitive Paint Application to a Wing-Body Model in a Hypersonic Shock Tunnel. *22nd AIAA Aerodynamics Measurement Technology and Ground Testing Conference*, (2002)
9) Toro, E.F. : Riemann Solvers and Numerical Methods for Fluid Dynamics 2nd Edition，Springer (1999)
10) 阿部淳 : 複雑形状物体を過ぎる衝撃波の減衰に関する実験的及び数値的研究，東北大学博士論文 (2002)