

# 実験／計算融合によるソニックブーム推定方法の高精度化

大林 茂\*<sup>1</sup> 浅井 圭介\*<sup>2</sup> 永井 大樹\*<sup>3</sup>

小川 俊広\*<sup>4</sup> 倉谷 尚志\*<sup>5</sup>

## 第1章 はじめに

近年、多種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。

我が国では2005年に成功を収めた小型超音速実験機の成果を元に、JAXAでは図1-1左に示すようなサイレント（静粛）超音速機技術の研究開発が進められている。超音速機を実現するために克服すべき技術課題が数多くあるなかで、超音速飛行中に発生するソニックブームを低減することが最重要課題の一つである。特に超音速飛行中に翼によって生じるソニックブームを低減するために、Busemann型複葉翼を応用した超音速複葉翼理論が提唱され、その理論的考察とCFD（Computational Fluid Dynamics）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、さらには逆問題設計など、CFD（Computational Fluid Dynamics）を応用した研究が進められている（図1-1右図）。しかし、超音速飛行を実施しない限り、大気中を伝播して地上に到達するソニックブームを実測することは困難である。

そこで、設計初期段階においてCFDによる機体周りの流れ場解析あるいは機体周りの圧力場測定を実施し、機体下方位置における近傍場圧力波形を波形パラメータ法に入力して、地上に到達するソニックブームを推定することが一般的である。ただし、波形パラメータ法に入力する近傍場波形の測定技術および推定精度や大気擾乱などによって生じる変動を正確に捉え、ソニックブーム過剰圧や強度の推定精度の向上を図ることが求められている。

よって、本報告では、地上方向への衝撃波伝播を模擬するために、風洞試験設備において、模型近傍場波形・波面を二次元平面圧力場計測である感圧塗料PSPによって捉えることを試みる。さらに、大気擾乱の影響によって地上に到達するソニックブーム過剰圧や強度の変化を推定することができる計算コードの開発を試みる。以上の計測技術および評価技術の確立によって得られた結果は、将来的に形状最適解探索や機体全体設計などに用いるためのデータベースとして有効活用されるものと期待される。

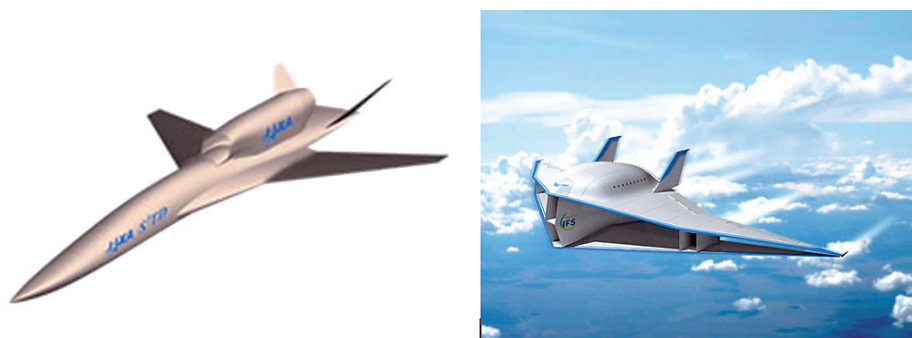


図1-1 サイレント超音速機概念図（左図：JAXA検討案，右図：東北大検討案）

---

\*1 東北大学 流体科学研究所 教授（代表者）  
\*2 東北大学 工学研究科 教授  
\*3 東北大学 工学研究科 准教授  
\*4 東北大学 流体科学研究所 技官  
\*5 東北大学 流体科学研究所 研究員

## 第2章 PSP（Pressure Sensitive Paint）を用いた近傍場圧力分布の測定実験

### 2.1 はじめに

ソニックブームの推定を目的とした近傍場圧力測定手法としては、機体直下方向の静圧分布測定が一般的である。これは、例えば軸対称物体のように、圧力波が空間を等方的に伝播する場合には、地上への伝播距離が最短となるため、機体直下方向でソニックブームが最大となるからである。一方で、胴体・翼・ナセルを持ち、揚力を発生する実機形状では、伝播する圧力波には高圧領域、あるいは低圧領域といった空間的な分布が実機周辺に生じる。したがって、地上へのソニックブームの影響を正確に捉え、議論するには、対象物体の近傍場において空間の圧力分布を捉える必要がある。本章では、PSP（Pressure Sensitive Paint）を超音速吸込み式風洞壁面に適用し、近傍場圧力分布の計測を試みる。

### 2.2 風洞実験設備

#### 2.2.1 吸込み式超音速風洞

図2-1に、本研究で用いた東北大学流体科学研究所所有の大気吸込み式超音速風洞を示す。測定部寸法は主流方向長さ200 mm、正方形測定部断面は60 mm × 60 mmである。主流流速はマッハ数  $M_\infty = 1.69 \pm 0.01$  であり、持続時間は最大約15秒となっている。超音速ノズル形状は、特性曲線法を基本に境界層などの補正を考慮して設計されている<sup>[1]</sup>。



図2-1 (左) 東北大学吸込み式超音速風洞, (右) 測定部

#### 2.2.2 光学系システムと実験モデル

模型周辺の近傍場圧力分布を捉えるために、風洞壁アクリル板表面にPSP塗料を塗布し、CCDカメラで圧力画像を取得する実験手順を選択した。また、模型周りの流れ場を正確に理解するため、シュリーレン計測をあわせて行った。図2-2にPSP計測の様子を、図2-3にはPSP画像取得方法とデータ処理手順をそれぞれ示す<sup>[2]</sup>。

励起光源にはUV-LED 1基 (395 nm)、画像撮影用カメラには12ビットCCDカメラ (HAMAMATSU) を用いた。また、バンドパスフィルターには波長  $\lambda = 650 \pm 20$  nm を使用した。本実験で用いた塗料は、JAXA 標準塗料PSPである（色素分子：PtTFPP、ポリマー：IBM-co-TFEM、溶媒： $C_6H_5CH_3$  (toluene)）。また、発光強度比から圧力値への変換は、通風時間が5 sec と短いため、壁面温度が無風時と変わらないと仮定して、大気温度25°Cの較正曲線（図2-4参照）を用いて行った（Stern-Volmer 関係式 (2-1)）。

$$\frac{I(P_{ref}, T)}{I(P, T)} = A(T) + B(T) \frac{P}{P_{ref}} \quad (2-1)$$

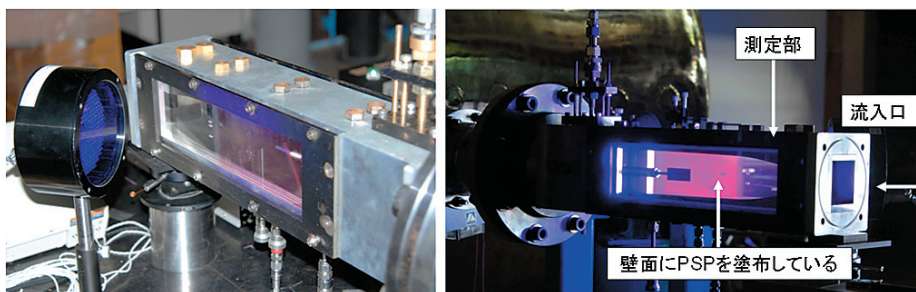


図2-2 吸込み式超音速風洞によるPSP壁面圧力場計測の様子

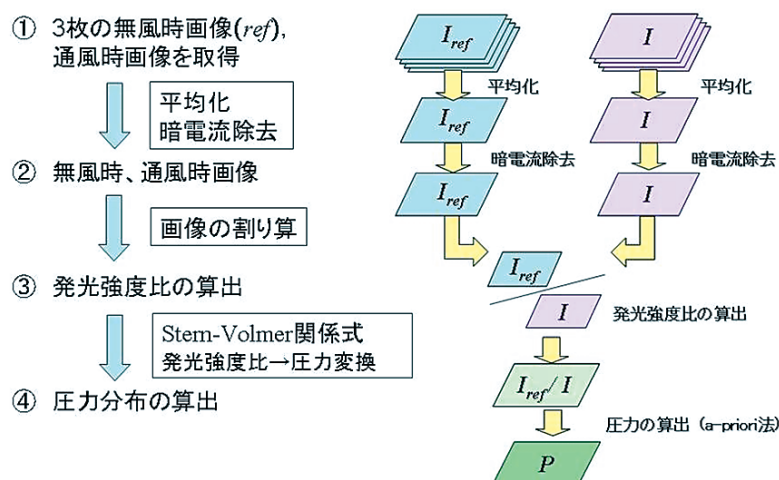


図2-3 PSP画像取得方法とデータ処理手順

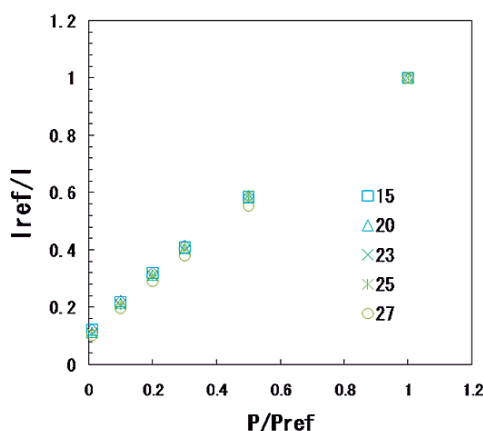


図2-4 PSPの圧力特性

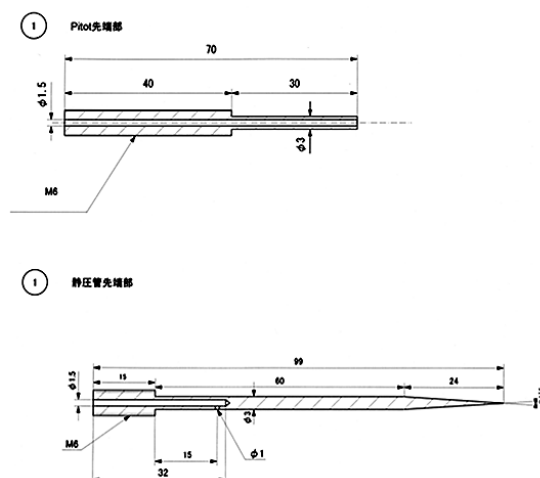


図2-5 実験モデル：(上) ピトー管、(下) 軸対称模型形状

図2-5に、今回用いた風洞モデルのピトー管と軸対称形状を示す。ピトー管は比較的強い衝撃波を発生し、一方、軸対称形状はくさび角が小さいため、弱い衝撃波を発生する。

## 2.3 結果と考察

### 2.3.1 PSPによる圧力波面計測

シュリーレン計測画像とPSP画像を併用すると、模型周りに生じる流れ場を容易に理解できることが期待できる。図2-6に示すのは、ピトー管（図2-5（上））のシュリーレン計測画像とPSPの生画像である。シュリーレン画像からは、ピトー管先端に強い衝撃波が発生し、そのすぐ下流で膨張波が形成される様子が確認できる。一方、PSPによる発光強度画像ではピトー管先端に発生する衝撃波が壁面に到達する部分が周囲に比べて暗く映し出された。また、PSPによる発光強度画像には発光強度の明暗が鮮明に現れている。これは、ピトー管から発生する衝撃波・膨張波による空間的な圧力の変化を、壁面に塗布されたPSPが定性的に捉えていることを示している。

図2-7には、PSP計測による壁面上圧力分布と中心軸に沿った圧力プロファイルを示す。圧力算出の際には、ノイズ除去を目的としてメディアンフィルターを適用した。この結果から、ピトー管先端から発生する衝撃波、およびその下流で発生する膨張波により形成されるN型圧力波が中心軸上圧力プロファイルから確認できる。一方で、N型圧力波前方の一樣流圧力値の変動が大きいことが確認された。超音速流れでは、物体前面に圧力変動が生じることはなく、圧力分布はほぼ一定値となるはずである。これは、ノズル取付部から発生する風洞内の残留（反射）衝撃波の影響が考えられる。今後ソニックブームのより詳細な推定のためにはこのような測定部内の反射衝撃波をなくす必要がある。また今回の実験では、



静圧孔による測定部の圧力を計測していない。そのためPSPの定量性については、若干問題が残る。今後、PSP計測を用いて定量的に正しい圧力値を得るためには、風洞作動中の主流空気の温度変化や模型、風洞壁温度の変化を考慮して、温度変化の圧力値に及ぼす影響を適切に補正したPSP測定実験に取り組むことが、最優先課題である。その結果、PSP計測を用いた実用的な空間圧力計測技術が構築されれば、超音速機から発生する圧力波を波面として獲得できる可能性が広がることになる。

### 2.3.2 壁面反射および境界層の影響

風洞壁で得られる圧力波面を伝播する空間圧力波へ変換するには、壁面反射と風洞内を発達する境界層の影響を補正する手法が必要である。壁面反射補正は、壁面反射係数の設定を検討している。従来のブーム推算法であるトーマス法にも、同類の係数が用いられており、地面の状態（舗装面、草地など）により1.8～2.0の値をとることが知られている<sup>[3]</sup>。これを応用し、風洞実験に用いた吸込み式風洞固有の壁面反射係数を求める。この場合、トーマス法では反射係数を一定値として圧力分布に乗じて使用しているが、壁面位置による補正係数の分布を設定することを検討している。この補正係数分布の算出には、CFD解析からの推定を試みる。

境界層と衝撃波の相互干渉には、十分な配慮が必要である。図2-6のシュリーレン計測画像から、壁面で反射した衝撃波と境界層において、壁の境界層を大規模にはく離させる現象は確認できない。また、相互干渉によって、図2-7に示すN型圧力波形が大きく崩れるような現象も確認できない。しかし、境界層が層流にせよ乱流にせよ相互干渉は起こるため、得

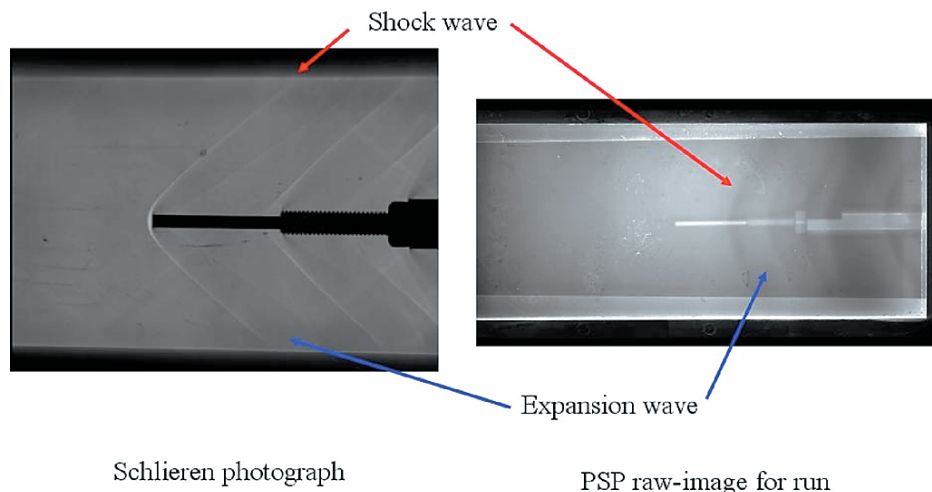


図2-6 ピトー管周りのシュリーレン画像とPSPによる発光強度画像

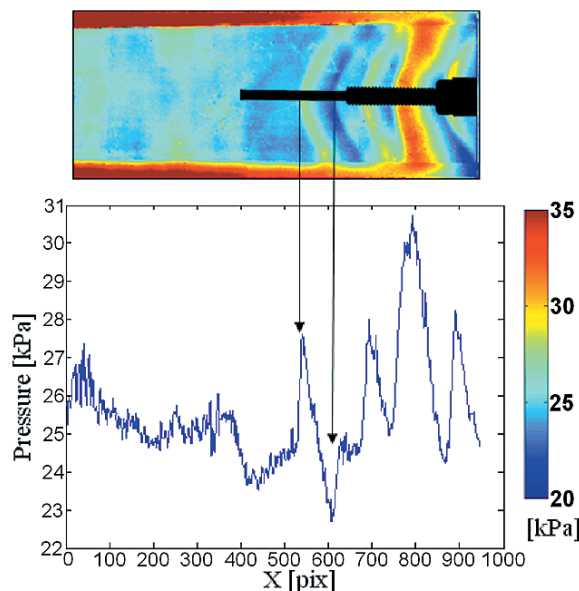


図2-7 PSP実験で得られた壁面上圧力分布と中心軸に沿った圧力プロファイル

られた圧力プロファイルにどの程度影響を及ぼしているか、壁面静圧孔やCFD解析値を用いて検討を進めていく。

上に述べた壁面反射と境界層の影響を処理できる手法を構築することで、壁面で計測した圧力波面を空間伝播圧力値へ変換することができるのか、今後さらに検討を進めるべき課題である。

### 2.3.3 弱い衝撃波がPSP圧力計測に及ぼす影響

弱い衝撃波から発生する圧力変化を、壁面で捉えることができるか検証した。今回用いたモデルは、図2-5（下）に示す軸対称形状である。軸対称形状を用いて得られたPSP壁面圧力分布を図2-8に示す。

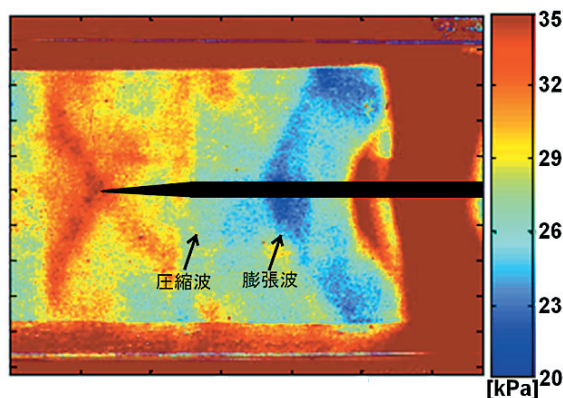


図2-8 弱い衝撃波に対するPSP壁面圧力分布（軸対称形状）

図2-8から、模型先端から発生する弱い衝撃波にともなう圧力上昇は明確に判断できない。一方、先端のすぐ下流から発生する膨張波は、十分ではないが捉えられている。この模型から発生する衝撃波の圧力上昇量は、ノズル取付部から発生する風洞内の残留（反射）衝撃波の影響とほぼ同じ程度となり、両者の影響を区別するのは難しい。また圧力上昇値が小さい場合には、PSPの温度による影響も相対的に強く出てしまう。この弱い衝撃波の計測に関しても先に述べたとおり、風洞測定部の修正と温度変化を考慮したPSP計測の検討を進める必要がある。

## 2.4 まとめと今後の展開

風洞壁面圧力計測にPSPを適用して、衝撃波および膨張波の壁面圧力分布計測を試みた。その結果、比較的強い圧力波を発生するピトー管では、複雑な圧力波面を定性的に捉えられることがわかった。また、弱い衝撃波の場合、圧力波面を正確に捉えることはできなかった。

本研究の最終目標は、PSP壁面圧力波面を空間圧力値へ変換し、ソニックブーム伝播解析コードと組み合わせることで、実用的なブーム評価手法まで引き上げることである。今後の展開は、以下4点が上げられる。

- (1) 温度依存性を考慮し、壁面PSPによる定量的圧力計測手法を構築する。
- (2) 圧力波の補正手法を確立する。特に、壁面での圧力波反射補正と壁面に発達する境界層がPSP計測値に及ぼす影響を検討する。
- (3) PSP圧力計測結果を用いたソニックブーム推算を試みる。

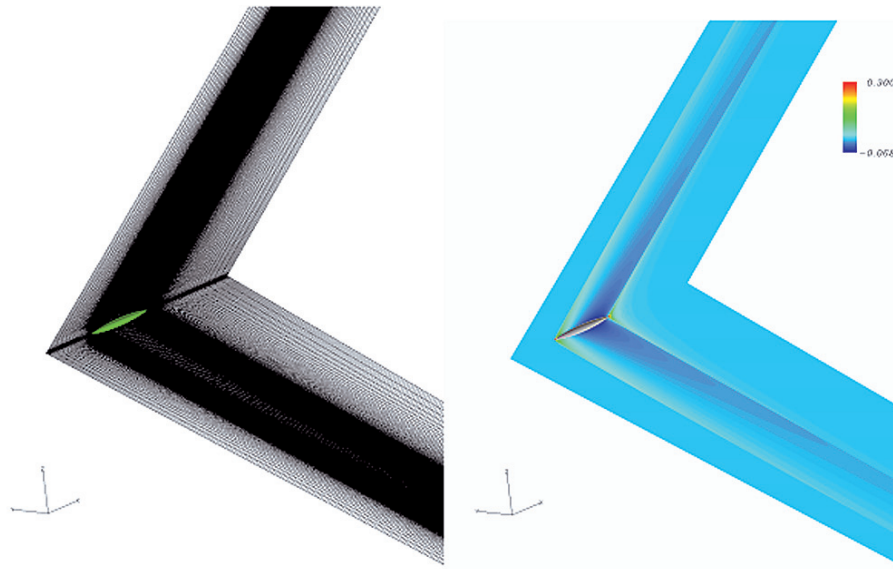
## 参 考 文 献

- [1] 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.
- [2] 浅井圭介ほか, 特集 感圧塗料の新展開, 可視化情報, 21(83), 203-245(2001).
- [3] 牧野光雄, ソニックブーム その現象と理論, 産業図書, 東京, 2000年.

### 第3章 大気擾乱を考慮したソニックブーム推定

#### 3.1 はじめに

本章では、大気擾乱による影響を考慮したソニックブーム伝播解析コードを開発した。ソニックブームは、超音速で飛行する飛翔体から発生する衝撃波が実在大気を伝播する現象である。このため、大気の状態がソニックブーム波形の強度、立ち上がり時間そしてインパルスを変化させることが知られている<sup>[1]</sup>。そこで、乱流の統計理論に基づき作成した一様な大気擾乱場を用いることで、大気擾乱のブーム波形に及ぼす影響を検討した。ブーム波形評価についてはいくつかの指標があるが、ここでは最も一般的な評価値である先端ブーム強度  $\Delta P$  (Peak pressure)、および後端ブーム強度  $-\Delta P$  (Tail shock pressure) を用いた。



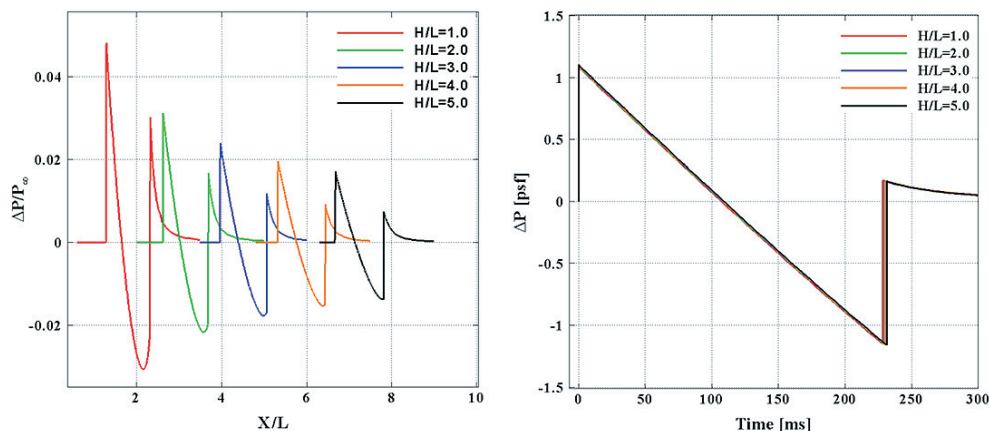
(左) 計算格子 (約 300 万点), (右)  $C_p$  分布  
図 3-1 CFD 近傍場解析 (Sears-Haack 胴体)

#### 3.2 数値解析手法

##### 3.2.1 近傍場圧力解析

近傍場解析は JAXA CFD-code (UPACS)<sup>[2]</sup>を用い、Sears-Haack<sup>[3]</sup>胴体について Euler 計算を行った。計算条件として、超音速巡航速度として想定されるマッハ数  $M_\infty = 1.7$ 、迎角は  $\alpha = 0$  deg. とした。図 3-1 に Sears-Haack 胴体と計算格子、および CFD 解析で得られた  $C_p$  分布をあわせて示す。計算格子は衝撃波や膨張波を精度よく捉えるため、これらの波に沿った分布とし、格子点数は 300 万点とした。本研究で Sears-Haack 胴体を用いた理由は、形状が単純回転体であり、地上ブーム波形が単純 N 型となるからである<sup>[4]</sup>。これにより、大気擾乱効果の議論を簡単化できると考えられる。

図 3-2 (左) に、機体直下の位置  $H/L = 1.0 \sim 5.0$  での近傍場圧力波形を示し、それらを波形パラメータ法の入力として



(左) 近傍場位置  $H/L = 1.0 \sim 5.0$  の圧力波形, (右) 各近傍場位置を入力としたブーム波形  
図 3-2 近傍場圧力波形とソニックブーム波形の比較

用いた場合のソニックブーム波形の比較を図3-2（右）に示す．図3-2（左）の近傍場波形の比較から，近傍場で比較的遠方である  $H/L = 5.0$  位置において，先端ピーク圧力を明瞭に捉えていることがわかる．これは，計算格子が衝撃波および膨張波を捉えるうえで，十分密であることを示している．また，図3-2（右）のブーム波形比較から，入力波形位置を変化させた場合でも，同様のソニックブーム波形が得られていることがわかる．このことから，解析対象とした Sears-Haack 胴体は軸対称物体であるため，デルタ翼機などの実機形状に比べ物体まわりの流れの3次元性（衝撃波や膨張波のまわり込み）が小さいことがわかる<sup>[5]</sup>．また， $H/L = 5.0$  位置までの格子依存性は小さいことが確認できる．

以上の結果から，本研究では流れの3次元性をできるだけ排除する目的で，遠方の  $H/L = 5.0$  位置の近傍場圧力波形を用いて大気擾乱の影響を検討した．

### 3.2.2 大気擾乱場モデル

ここで取り扱う大気擾乱は大気中に存在する一様乱れであり，気象学における水平スケールの分類では，小規模な大気状態の変化と位置づけられる<sup>[6]</sup>．高度で与えられる風速分布のような，大規模スケールとは区別して扱うことにした．3次元一様擾乱場は乱流の統計理論にもとづき，Von Karman と Pao が示した式 (3-1) のエネルギースペクトルから求めた<sup>[7]</sup>．(3-2) 式で示すランダムフーリエモードを用い，波数ベクトル  $(k_n)$ ・位相  $(\Psi_n)$  などに擬似乱数を用いることで，空間的に一様に不規則な擾乱速度を作り出した．

$$E(K) = \frac{2}{3} \frac{K^{\frac{5}{2}}}{\varepsilon} \frac{(K/K_e)^4}{[1 + (K/K_e)^2]^{\frac{5}{2}}} \exp \left[ -\frac{9}{4} \left( \frac{K}{K_d} \right)^{\frac{4}{3}} \right] \quad (3-1)$$

$$u_i(y) = 2 \sum_{n=1}^N \tilde{u}_n \cos(k_n \cdot y + \Psi_n) \sigma_n \quad (3-2)$$

ここに，波数ベクトル  $k_n$  とそれに垂直な単位ベクトル  $\sigma_n$  には (3-3) 式の関係が成り立つ．

$$k_n \cdot \sigma_n = 0, \quad n=1, \dots, N \quad (3-3)$$

(3-1) 式において， $K$  は乱流運動エネルギー， $\varepsilon$  は乱流のエネルギー散逸率を表す．また， $K_e$  はピーク波数， $K_d$  は最大波数を示す．本研究では各パラメータを  $k^{5/2}/\varepsilon = 862.5$ ， $K_e = 0.0063$  および  $K_d = 628$  とした．また (3-3) 式中の波数モード  $N$  は  $N = 200$  とした．その結果，格子点において大気擾乱速度ベクトルが式 (3-4) のように得られる．

$$\vec{V}_{Turb} = (C_{nx}, C_{ny}, C_{nz}) \quad (3-4)$$

図3-3に示すのは，擾乱の平均風速  $V_{rms} = 2.5 \text{ m/s}$  (式 (3-5)) の一様大気擾乱場の等高線図である．擾乱場空間スケールは，想定される飛行高度 18 km から地面 0 km まで一様に分布させた．

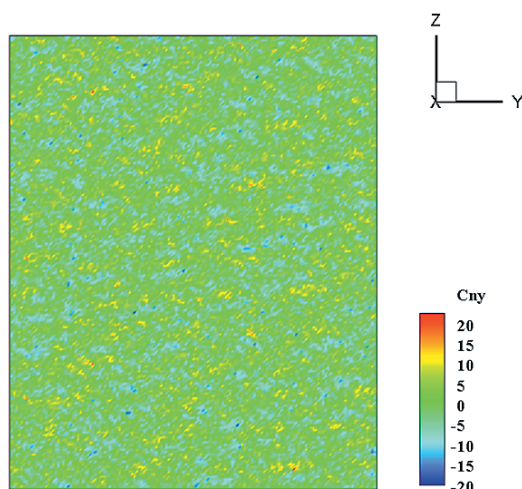


図3-3 一様大気擾乱場の等高線図：y方向の擾乱速度成分を示す



$$V_{rms} = \sqrt{\overline{V^2}} = 2.5 \text{ m/s} \quad (3-5)$$

本研究では、異なる乱数を用いて 100 ケースの擾乱場を作り出し、ソニックブームへの擾乱効果を検討することにした。

### 3.2.3 ソニックブーム伝播解析

波線追跡とブーム強度の計算は、波形パラメータ法<sup>[8,9]</sup>を元に計算した。計算条件には実在大気条件として、標準大気モデルの温度分布を与えた。今回の計算では、高度に対する風速分布（大気を層状的に取り扱う場合の風速分布）は取り扱わず、大気擾乱による効果のみを検討した。波形パラメータ法の設定値は、飛行マッハ数  $M_\infty = 1.7$ 、飛行高度 60,000 ft、機体長 202 ft、また近傍場波形抽出位置は機体長 5 倍位置とした（参照、図 3-2（左）の  $H/L = 5.0$  位置の波形）。

大気擾乱の影響は、波管理論に基づいた波線計算に直接取り込まれることになる。したがって、擾乱速度ベクトルはブーム強度  $\Delta P$ 、および地上ブーム到達位置にも影響をおよぼす。

図 3-4 に、一様大気擾乱場を伝播する波線の様子を示す。飛行高度から伝播する波線は、高度ごとに擾乱速度ベクトルを参照し、次の波線方向を決定することになる。本モデルでは、大気擾乱場を形成する格子点と波線計算位置は一致しない。そのため、波線位置を囲む近傍の 8 つの大気擾乱速度ベクトル  $V_{\text{Turb}} = (C_{nx}, C_{ny}, C_{nz})$  を Tri-linear 補完（8 点線形補完）することで、擾乱の影響を参照することにした（図 3-5 参照）。

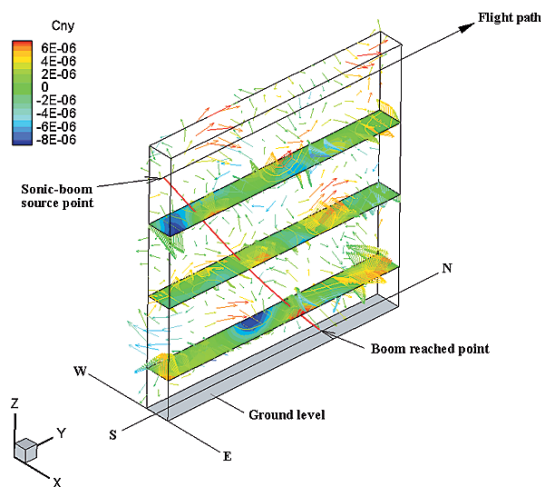


図 3-4 一様大気擾乱場を伝播する波線

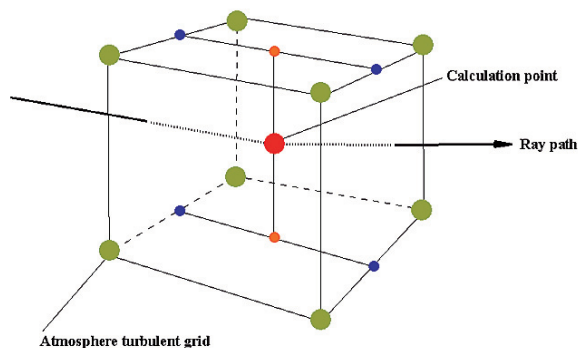


図 3-5 波線計算での Tri-linear 補間による大気擾乱速度の内挿

## 3.3 結果と考察

### 3.3.1 大気擾乱によるブーム波形のばらつき

図 3-6 に大気擾乱中を伝播させたソニックブーム波形を示す。赤実線が大気擾乱を考慮しない場合、また、黒実線が大気擾乱を考慮した 100 ケースの計算結果である。この結果から、大気擾乱場の違いにより先端、および後端ブーム強度にばらつきが生じることがわかる。今回得られたブーム波形では、先端ブーム強度が  $\Delta P = 0.68 \sim 2.43$  psf、一方、後端ブーム強度では  $\Delta P = -0.72 \sim -2.56$  psf の範囲でばらつきが生じた。これに対して、赤実線で示す大気擾乱無しの場合は先端ブーム強度  $\Delta P = 1.10$  psf、後端ブーム強度は  $\Delta P = -1.16$  psf となった。

大気擾乱場の効果を一般的に論じるには、統計手法を用いて考察すると便利である。図 3-7 に得られた 100 ケースの計算結果を、先端・後端ブームの相関と平均値を示す。相関係数  $r$  はおよそ  $r = -1.0$  となり先端と後端ブーム強度には強い負の相関が確認できる（図 3-7 から先端ブーム強度が増加すれば、後端ブーム強度がマイナス側へ増加することがわかる）。また、平均値は先端ブーム強度が  $\Delta P = 1.09$  psf、後端ブーム強度では  $\Delta P = -1.15$  psf となった。したがって、得られた 100 ケースの計算結果から、先端・後端ブーム強度は大気擾乱効果により減少することがわかる。この大気擾乱によるソニックブーム低減効果は、Ph. Blanc-Benon らが行っている研究結果<sup>[10]</sup>と傾向が一致している。



### 3.3.2 ヒストグラムと累積確率

図3-8に示すのは、先端・後端ブームのヒストグラムである。グループ分けは0.25 psf ごとに行った。また、図3-9には先端・後端ブームの累積確率を示す。図3-9から、先端・後端ブームともに34%のケースでブーム強度が増加することがわかる。このうち、3%のケースではブーム強度が2倍以上になることが確認できる。

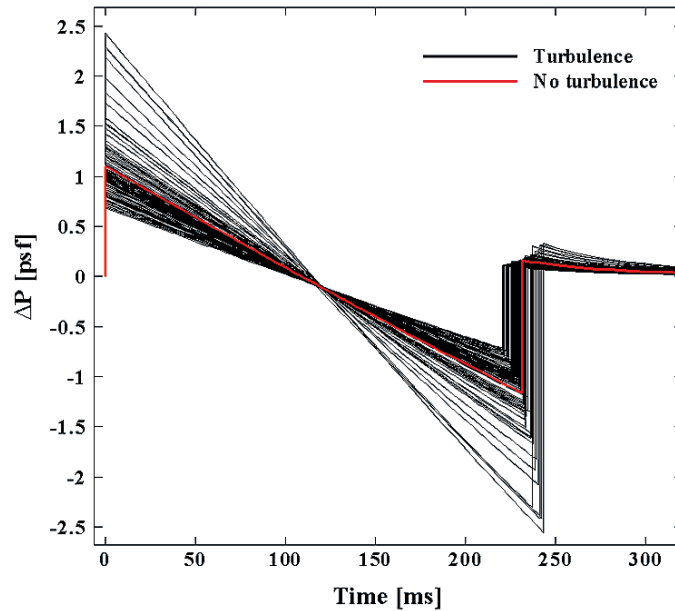


図3-6 大気擾乱によるソニックブーム波形のばらつき

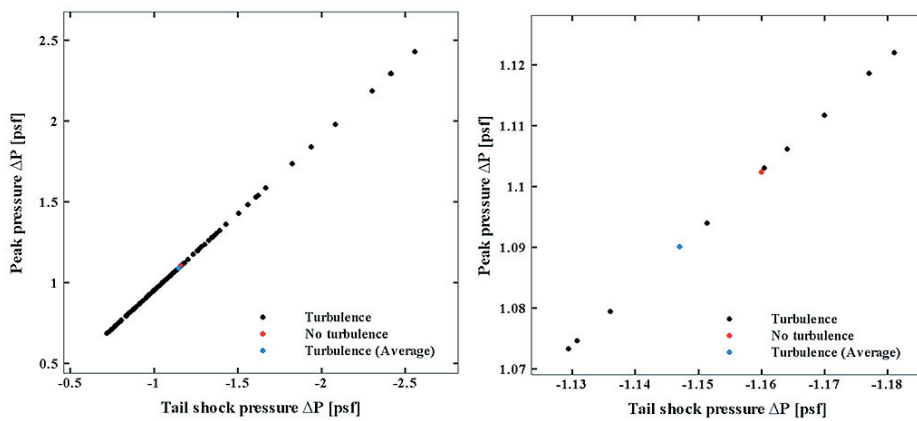


図3-7 先端および後端ブーム強度の相関図（右は拡大図）

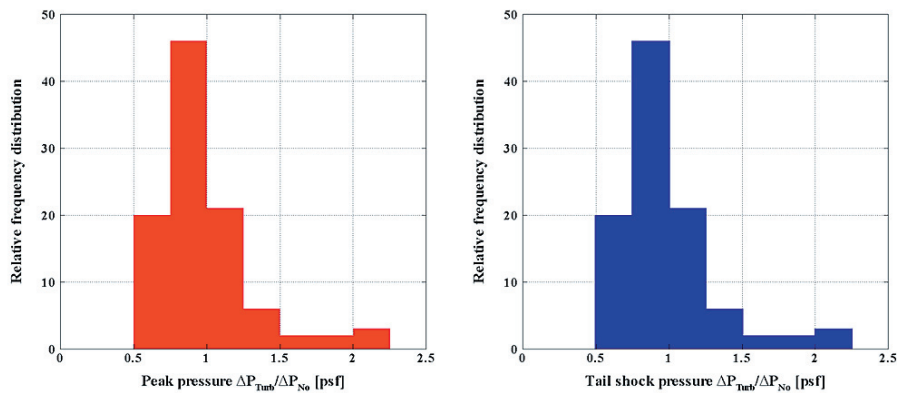


図3-8 ブーム強度比のヒストグラム：（左）先端ブーム，（右）後端ブーム

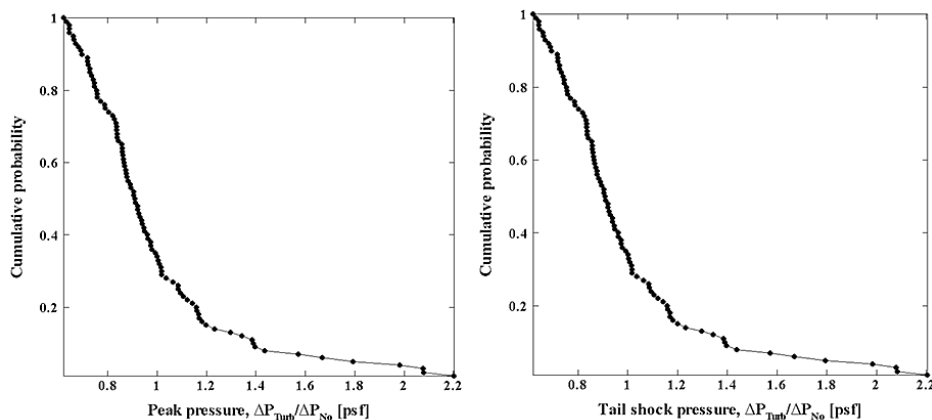


図 3-9 累積確率：(左) 先端ブーム，(右) 後端ブーム

前節 3.3.1 でふれたように、先端・後端ブームには強い負の相関が存在する。したがって、ヒストグラムと累積確率は同じ傾向を示す。両者に似た傾向が示された 1 つの原因として、解析対象が単純 N 波であることが挙げられる。本研究で用いた Sears-Haack 胴体形状から発生する圧力波は、整合性のとれた N 型ブームを作り出す。つまり、いくつかの波のピークが干渉するような、複雑な非線形性による波の変形は起こることなく、先端および後端ブームは互いに独立した 1 つの波として等面積法にもとづきブーム強度が決定される。その結果として、今回のように単純な相関が得られたと考えられる。実際の最適設計で得られる低ブーム波形などを用いた場合は、統計的な相関はより複雑になると推測できる。

### 3.4 まとめと今後の展開

大気擾乱による影響を考慮したソニックブーム伝播解析コードを開発した。その結果、平均すると、大気擾乱効果により、先端・後端ブーム強度が減少することがわかった。また、今回用いた Sears-Haack 胴体から形成される単純 N 波においては、先端および後端ブーム強度には、強い負の相関があることがわかった。今後の展開としては、以下 3 点が挙げられる。

- (1) 大気擾乱効果によるブーム低減の経過を、波線追跡や波管断面積履歴をもとに特定する。
- (2) 具体的な飛行経路を決定し、大規模水平スケールである風速分布も取り入れることで、より実環境に近い伝播解析を行う。
- (3) 機体直下方向だけでなく、地上への 3 次元的なブーム分布への大気擾乱効果を検討する。

## 参 考 文 献

- [1] 牧野光雄，ソニックブーム その現象と理論，産業図書，東京，2000 年。
- [2] Takaki, R., Yamamoto, K., Yamane, T., Enomoto, S. and Mukai, J., “The Development of the UPACS CFD Environment,” High Performance Computing, Proc. of ISHPC 2003, Springer, pp. 307–319, 2003.
- [3] Sears, W., “On Projectiles of Minimum Wave Drag,” Quarterly of Applied Mathematics, Vol. IV, No. 4, Jan. 1947.
- [4] Yamashita, H. and Obayashi, S., “Numerical Investigation on Sonic Boom Reduction with Non-Axisymmetric Body Shapes,” AIAA Paper, AIAA-2008-0059, Jan. 2008.
- [5] 牧野好和，青山剛史，岩宮敏幸，綿貫忠晴，久保田弘敏，“低ソニックブーム圧力波形実現のための空力設計法に関する研究”，航空宇宙技術研究所報告，NAL TR-1406, 2000.
- [6] 小倉義光，一般気象学，東京大学出版会，東京，2007 年。
- [7] Walid, Bechara, Christophe, Bailly and Philippe Lafon, “Stochastic Approach to Noise Modeling for Free Turbulent Flows,” AIAA Journal, Vol. 32, No. 3, March 1994.
- [8] Thomas, C. L., “Extrapolation of Sonic Boom Pressure Signatures by the Waveform Parameter Method,” NASA TN D-6832, June 1972
- [9] Thomas, C. L., “Extrapolation of Wind-Tunnel Sonic Boom Signatures Without Use of a Whitham F-Function,” NASA SP-255, pp.

205–217, 1970.

- [10] Philippe Blanc-Benon, Bart, Lipkens, Laurent, Dallois, Mark, F. Hamilton and David, T. Blackstock, “Propagation of finite amplitude sound through turbulence: Modeling with geometrical acoustics and the parabolic approximation,” J. Acoust. Soc. Am. 111 (1), Pt. 2, Jan. 2002.

#### 第4章 まとめと今後の課題

ソニックブーム過剰圧や強度の推定精度の向上を図ることが求められている。地上方向への衝撃波伝播を模擬するために、風洞試験設備において模型近傍場波形・波面を二次元平面圧力場計測である感圧塗料（PSP）によって捉えることを試みた。その結果、比較的強い圧力波を発生するピトー管では、複雑な圧力波面を定性的に捉えられることがわかった。また、弱い衝撃波の場合、圧力波面を正確に捉えることはできなかった。

大気擾乱の影響によって地上に到達するソニックブーム過剰圧や強度の変化を推定することができるソニックブーム伝播解析コードを開発した。その結果、平均すると、大気擾乱効果により、先端・後端ブーム強度が減少することがわかった。また、今回用いた Sears-Haack 胴体から形成される単純 N 波においては、先端および後端ブーム強度には、強い負の相関があることがわかった。将来的には、PSP 壁面圧力波面を空間圧力値へ変換し、ソニックブーム伝播解析コードと組み合わせることで、実用的なソニックブーム評価手法を構築していく。これに関して、PSP 計測技術については、下記の4点が今後の展開として挙げられる。

- (1) 温度依存性を考慮し、壁面 PSP による定量的圧力計測手法を構築する。
- (2) 適切な空間フィルタリング（ノイズ除去）手法を確立する（ノイズ除去の際に波形がなまる可能性を検討する）。
- (3) 圧力波の補正手法を確立する。特に、壁面での圧力波反射補正と壁面に発達する境界層が PSP 計測値に及ぼす影響を検討する。
- (4) PSP 圧力計測結果を用いたソニックブーム推算を試みる。

さらに、ソニックブーム伝播解析コードの今後の展開としては、以下3点が挙げられる。

- (1) 大気擾乱効果によるブーム低減の経過を、波線追跡や波管断面積履歴をもとに特定する。
- (2) 具体的な飛行経路を決定し、大規模水平スケールである風速分布も取り入れることで、より実環境に近い伝播解析を行う。
- (3) 機体直下方向だけでなく、地上への3次元的なブーム分布への大気擾乱効果を検討する。

以上の計測技術および評価技術の確立によって得られた結果は、将来的に形状最適探索や機体全体設計などに用いるためのデータベースとして有効活用されるものと期待される。