

## ソニックブーム伝播における大気擾乱効果

山下 博, 大林 茂  
東北大学流体科学研究所

## Sonic Boom Propagation through Atmospheric Turbulence

by

Hiroshi Yamashita and Shigeru Obayashi  
Institute of Fluid Science, Tohoku University

## Abstract

The effect of the homogeneous atmospheric turbulence on the sonic boom propagation has been investigated. The turbulence field is represented by a finite sum of discrete Fourier modes based on the von Karman and Pao energy spectrum. The sonic boom signature is calculated by the modified Waveform Parameter Method, considering the turbulent velocities. The results show that in 59 % of the cases, the intensity of the sonic boom had decreased, and in other 41 % of the cases had increased the sonic boom. In addition, atmospheric turbulence affected the propagation paths, which resulted in the variation in the reaching point of the sonic boom on the ground up to 1,820 ft in the north-south direction (flight direction) and 115 ft in the east-west direction.

## 1. 緒言

ソニックブームは超音速機から発生する衝撃波が実在大気を伝播し、地上で雷に似た爆発音を引き起こす現象である<sup>1</sup>。このブーム地上騒音の低減技術は、超音速機実現のためには必要不可欠であり、多くの研究が進められている<sup>2-6</sup>。一方、実在大気は一樣ではなく、その状態(風速分布、温度勾配、大気擾乱など)によっていろいろな形でソニックブームに影響をおよぼす。

本研究では、大気乱流スペクトルに基づき生成した一樣大気擾乱場を用い、大気擾乱がソニックブームに及ぼす影響を検討する。とくに、先端・後端ブーム強度とソニックブーム伝播経路に着目し、大気擾乱効果をあきらかにする。

## 2. 数値計算手法

図1に計算フローチャートを示す。本研究の計算手順は大きく三つに分かれている。はじめに、CFDにより近傍場計算をおこなった後、近傍場圧力波形を抽出する。次に、一樣大気擾乱場を生成する。最後に、抽出した近傍場圧力波形と大気擾乱場を入力として、修正された波形パラメータ法<sup>7,8</sup>を用いて地上ソニックブームを推算する。

大気擾乱の生成に関しては、ソニックブームへの大気擾乱効果を統計的に考察するため、擬似乱数により生成された異なる擾乱場による100ケースの試行を行う。なお、本手順の基本となっているのは、ソニックブーム伝播中は大気擾乱場の変動はないという仮定である。ブーム伝播時間は乱流場構造の進展時間より十分小さいと考えられる。以下に各手順の詳細を記す。

## 2.1 近傍場計算

近傍場計算はJAXA CFDコード(UPACS<sup>9</sup>)を用い、シアーズハック回転体<sup>10</sup>について3次元オイラー計算(非粘性)をおこなう。計算条件は、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 $\alpha=0$ 度として計算を行う。計算対象にシアーズハック回転体を用いる理由は、地上ブ

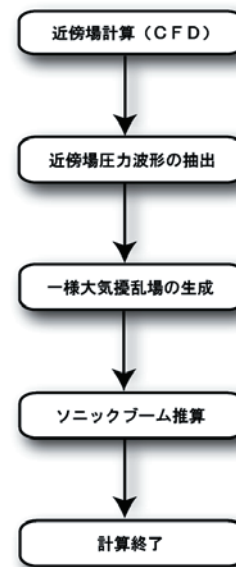


図1 計算フローチャート

ーム波形が単純N型となり大気擾乱効果の議論を簡単化できると考えたからである。形状定義を式(1)に示す。

$$\frac{r}{r_{max}} = \left[ 1 - \left( \frac{x}{l/2} \right)^2 \right]^{\frac{3}{4}} \quad \left( -\frac{l}{2} \leq x \leq \frac{l}{2} \right) \quad (1)$$

ここで全長 $l=1.0$ 、最大半径 $r_{max}=0.052$ 、体積 $V=0.005$ とする。

図2にシアーズハック回転体まわりの計算格子を示す。計算格子は衝撃波や膨張波を精度良くとらえるため、マッハ数 $M_\infty=1.7$ の衝撃波角に沿ったものとする。近傍場の計算領域は、物体全長の8倍までとっており、格子点数は空間全体で約300万点である。

## 2.2 一様大気擾乱場の生成

ここで取り扱う大気擾乱は大気中に存在する一様乱れとし、気象学における大気の運動としては、ミクروسケールに分類される乱れ<sup>11</sup>である。

3次元一様擾乱場は、Von Karman と Pao が示した式 (2) の乱流エネルギースペクトルから求める<sup>12,13</sup>。擾乱速度は式 (3) で示すランダムフーリエモードを用い、振幅  $u_m$  や位相  $\Psi_n$  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ている。これまでの研究においても、一様擾乱場を作り出す手法として同様の手法が用いられている<sup>14</sup>。

$$E(k) = \left(\frac{2}{3}\right)^{\frac{3}{2}} \frac{K^{\frac{5}{2}}}{\varepsilon} \frac{(k/k_e)^4}{\left[1 + (k/k_e)^2\right]^{\frac{17}{6}}} \exp\left[-\frac{9}{4}\left(\frac{k}{k_d}\right)^{\frac{4}{3}}\right] \quad (2)$$

$$\mathbf{u}_t(\mathbf{y}) = 2 \sum_{n=1}^N \tilde{u}_n \cos(\mathbf{k}_n \cdot \mathbf{y} + \Psi_n) \boldsymbol{\sigma}_n \quad (3)$$

ここで (2) 式の乱流運動エネルギー  $K = 0.4 \text{ m}^2/\text{s}^2$ 、乱流のエネルギー散逸率  $\varepsilon = 1.15 \times 10^{-4} \text{ m}^2/\text{s}^3$  とする<sup>15,16</sup>。また、 $k$  は波数をあらわしており、ピーク波数  $k_e = 6.28 \times 10^3 \text{ m}^{-1}$  および最大波数  $k_d = 628 \text{ m}^{-1}$  とする。これらの値は、上述の気象学における大気運動の分類に基づき決定されている。一方、式 (3) の波数モードは  $N = 200$  に固定する。以上の値を設定することで、平均擾乱速度  $V_{rms} = 2.5 \text{ m/s}$  の一様擾乱場を作り出すことができる。

擾乱速度を分布させる空間は、各軸方向で  $2 \text{ km} \times 15 \text{ km} \times 18.5 \text{ km}$  (格子幅  $100 \text{ m}$  等間隔) とする (図 4 参照)。この空間は、本研究で想定するソニックブームの伝播が、空間内部でおこなわれるために必要な大きさを考慮して決定されている。

図 3 は、今回もちいた 100 ケースの擾乱場における平均擾乱速度  $V_{rms}$  値を示している。いずれのケースにおいても  $V_{rms} = 2.5 \text{ m/s}$  の擾乱場が生成されていることが確認できる。

## 2.3 ソニックブーム推算

波線追跡計算とブーム強度計算は、大気擾乱を考慮できるように修正された波形パラメータ法をもとに計算を行う。図 4 に、一様大気擾乱場を伝播する波線の様子を示す。飛行高度から地面へ伝播する波線は、高度ごとにまわりの擾乱速度を参照し次の波線方向を決定する。本計算モデルでは、大気擾乱格子点と波線位置は一致しないため、Trilinear 補間を用いて大気擾乱速度を取り込むことにした (図 5 参照)。波線追跡式を式 (4) から式 (8) に示す。

$$\mathbf{R}(I+1) = \mathbf{R}(I) + \Delta\mathbf{R}(I) \quad (4)$$

$$\mathbf{N}(I+1) = \mathbf{N}(I) + \Delta\mathbf{N}(I) \quad (5)$$

$$\Delta\mathbf{R}(I) = [\mathbf{a}_0(I)\mathbf{N}(I) + \mathbf{V}_0(I)]\Delta t \quad (6)$$

$$\Delta\mathbf{N}(I) = \begin{bmatrix} \Delta N_x(I) \\ \Delta N_y(I) \\ \Delta N_z(I) \end{bmatrix} = F(I) \begin{bmatrix} N_x(I)N_z(I) \\ N_y(I)N_z(I) \\ -N_x^2(I) - N_y^2(I) \end{bmatrix} \Delta t \quad (7)$$

$$F(I) = N_x(I) \frac{dV_{0x}}{dz}(I) + N_y(I) \frac{dV_{0y}}{dz}(I) + N_z(I) \frac{dV_{0z}}{dz}(I) + \frac{da_0}{dz}(I) \quad (8)$$

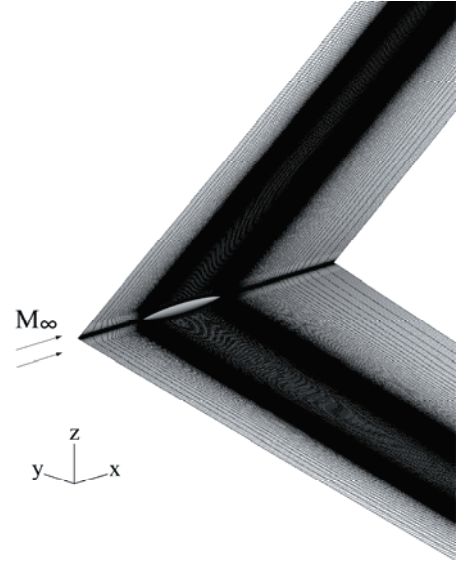


図 2 シアーズハック回転体の対称面における構造格子。格子はマッハ数  $M_\infty = 1.7$  の衝撃波角に沿って形成されている

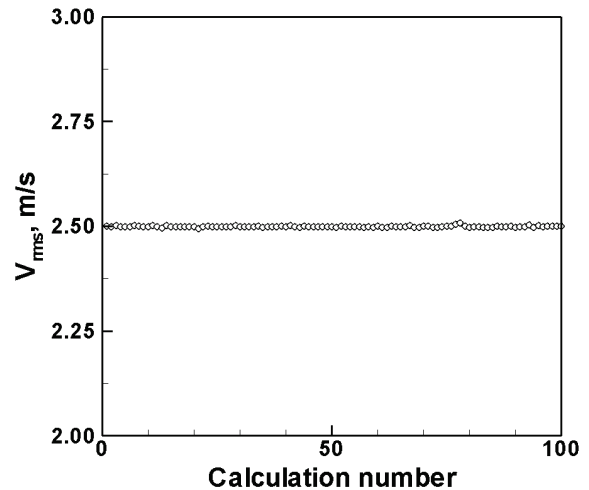


図 3 100 ケースの擾乱場における平均擾乱速度  $V_{rms}$  値

ここで  $\mathbf{R}$  は波線ベクトル、 $\mathbf{N}$  は波面の単位法線ベクトルである。 $\Delta t$  は波線計算における時間増分であり、本モデルでは、4次ルングクッタ法をもちいて経路計算をおこなう。また、この計算式では、擾乱速度が局所音速に比べ十分小さく、準層状の取り扱いが可能であると仮定し、高度方向の擾乱速度も波線追跡計算に用いている。実際、本研究における一様擾乱速度は  $V_{rms} = 2.5 \text{ m/s}$  と設定しており、飛行経路から地上までの局所音速は、およそ  $300 \text{ m/s}$  程度である。

計算条件は実飛行を想定した飛行マッハ数  $M_\infty = 1.7$ 、飛行高度  $H = 60,000 \text{ ft}$ 、モデル長  $ML = 1.0$  および機体長  $AL = 202 \text{ ft}$  (コンコルド機体長) とする。また、温度に関しては標準大気状態とし、温度の一様乱れは考慮していない。また、図 4 に示すように、本研究では機体直下のソニックブームを取り扱う。これは一般的に機体直下方向で、圧力波の地上への伝播経路が最短となり、ブーム強度が最大となるからである。

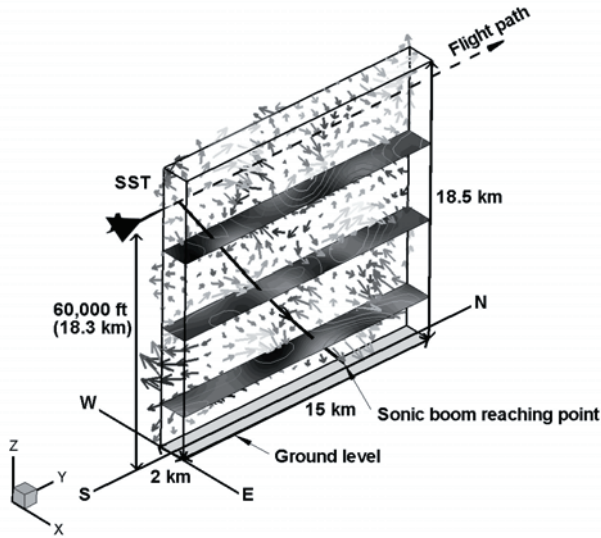


図4 座標系と波線追跡計算の概略図。実線は飛行経路から地上までのソニックブーム伝播経路を示す

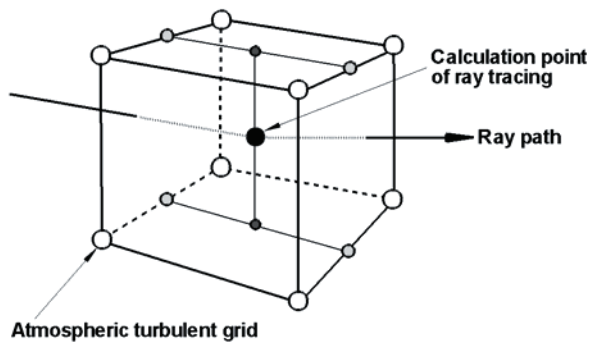


図5 波線追跡計算における一様擾乱速度の Trilinear 補間

### 3. 結果と考察

#### 3.1 近傍場圧力波形の決定

入力する近傍場圧力波形の選定では、格子依存性と3次元効果の影響を確認する必要がある<sup>17</sup>。図6に、機体直下方向に機体長の1から5倍 ( $h/l = 1.0 \sim 5.0$ ) 離れた位置の圧力波形を比較して示す。一方、図7に示すのは、図6の近傍場圧力波形を用いて計算したソニックブーム波形である。これらのブーム波形は、大気擾乱を含めずに計算された結果である。

図6から、近傍場で比較的遠方である  $h/l = 5.0$  位置において圧力波が明瞭にとらえられていることが確認できる。また、図7から入力波形位置を変化させても同様のブーム波形が得られることがわかる。この結果は、計算格子が近傍場圧力波を精度良くとらえており、格子依存性が小さいことを示している。加えて、計算対象が回転体であることから、3次元効果による影響は小さいと判断できる。したがって、大気擾乱効果の検討には機体長の5倍離れた位置  $h/l = 5.0$  における近傍場圧力波形をもちいた。

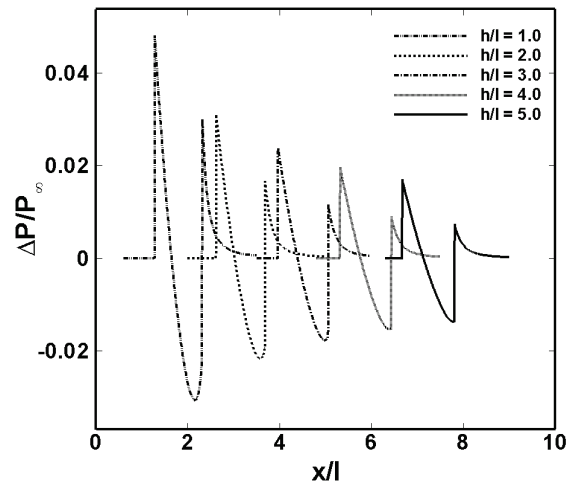


図6 各近傍場位置 ( $h/l$ ) における圧力波形の比較

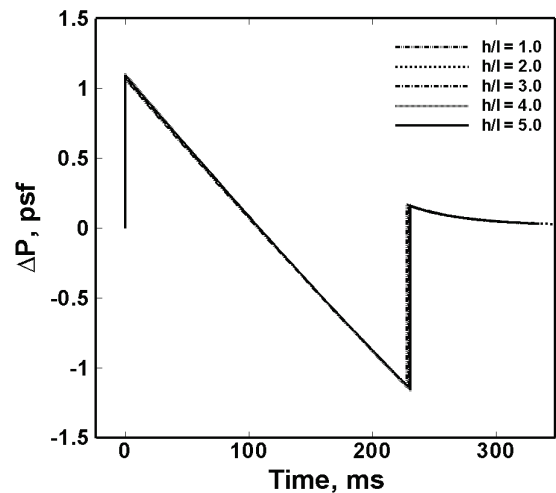
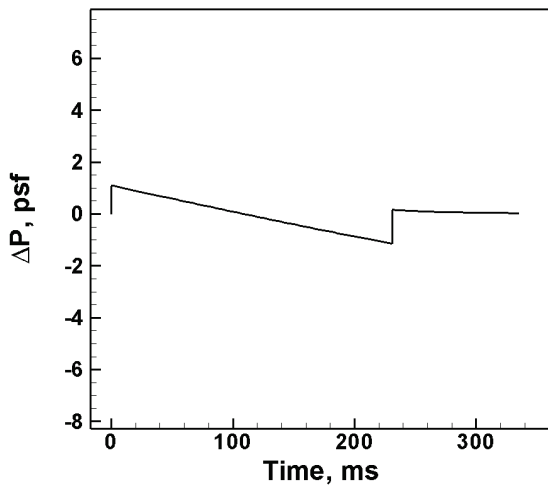


図7 各近傍場位置 ( $h/l$ ) の圧力波を入力として計算したソニックブーム波形の比較 (大気擾乱なし)。飛行マッハ数  $M_\infty = 1.7$ 、飛行高度  $H = 60,000$  ft、モデル長  $ML = 1.0$  および機体長  $AL = 202$  ft (コンコルド機体長)と設定

#### 3.2 ソニックブーム強度の変動

図8(a)に擾乱なしの場合のソニックブーム波形を示し、また、図8(b)に異なる100ケースの大気擾乱場で計算されたソニックブーム波形を示す。この結果から、同じ近傍場圧力波形をもちいても、大気擾乱場の違いにより波形がばらつき、先端・後端ブーム強度が変化することがわかる。また、図9に示すのは、これら100個のブーム波形から得られた先端・後端ブーム強度の相関図である。大気擾乱なしの場合は先端ブーム強度が  $\Delta P = 1.09$  psf、後端ブーム強度は  $\Delta P = -1.15$  psf となった。これに対して、大気擾乱により先端ブーム強度は  $\Delta P = 0.62 \sim 7.17$  psf、後端ブーム強度は  $\Delta P = -0.65 \sim -7.55$  psf の範囲で変動する結果となった。加えて、先端・後端ブームには強い相関関係が存在することが確認できる。



(a) 擾乱なし

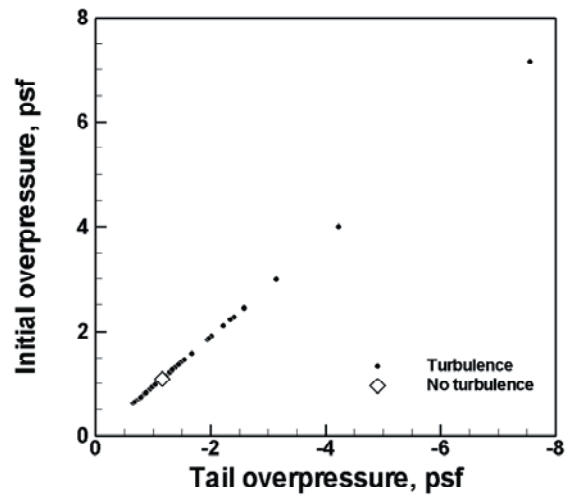
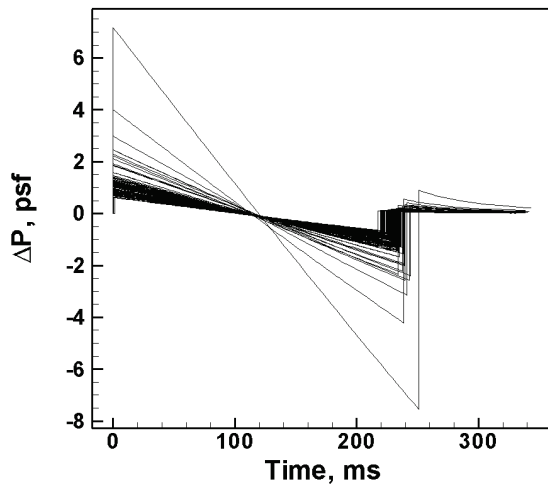
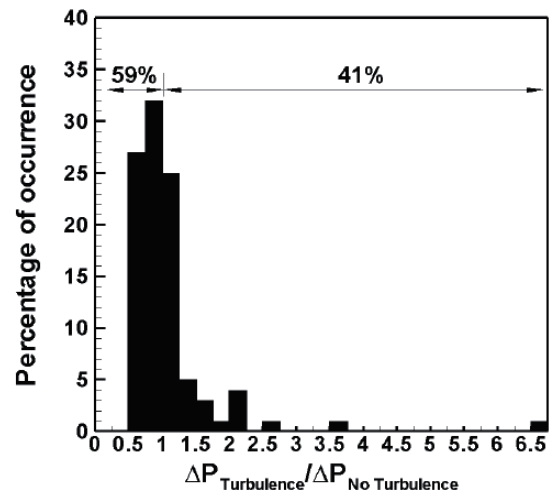


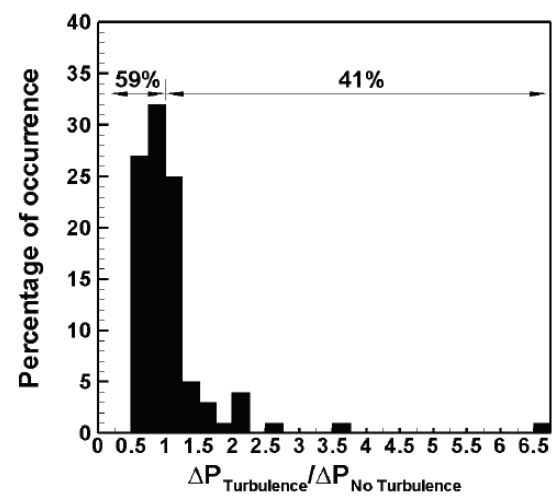
図9 先端・後端ブーム強度の相関図



(b) 擾乱を考慮した 100 ケースの波形  
図8 計算されたソニックブーム波形



(a) 先端ブーム

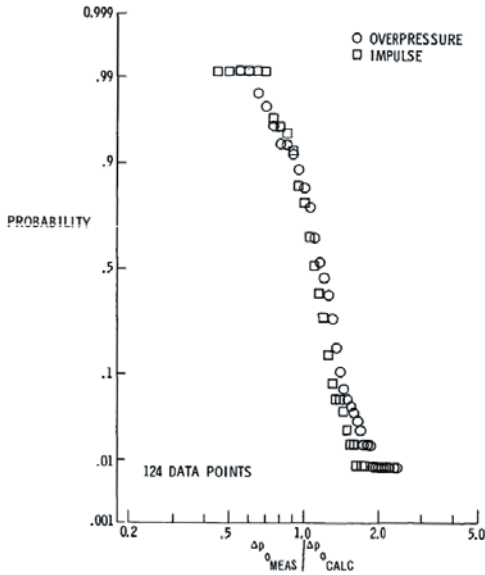


(b) 後端ブーム

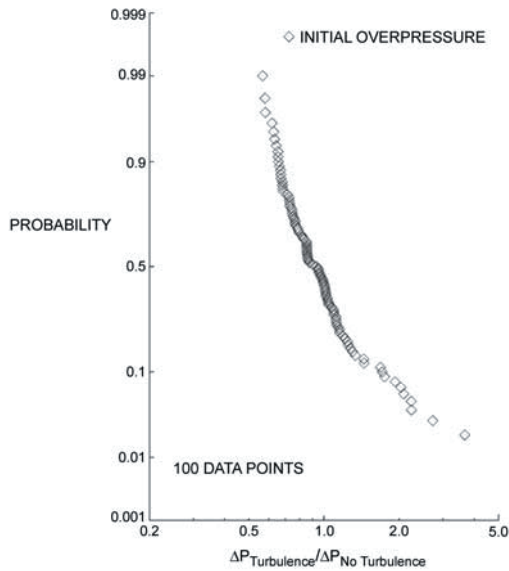
図10 先端・後端ブーム強度のヒストグラム

図10に先端・後端ブーム強度のヒストグラムを示す。横軸を大気擾乱の有無に対するブーム強度比とし、統計間隔を0.25とした。図10から、大気擾乱によってブーム強度が半分程度に減少する場合がある一方で、2倍以上に増加する場合も確認できる。このブーム強度のばらつきを過去の実験結果と比較する。図11に、1966年に実施されたXB-70の飛行実験結果<sup>18-20</sup>と、本モデルから得られた結果をあわせて示す。結果から、本モデルの計算結果から得られたブーム強度のばらつきは、実験結果と定性的によい一致を得ているといえる。

また、図10に示す100ケースの結果から、59%の波形でブーム強度が減少し、41%の波形でブーム強度が増加することがわかる。したがって、大気擾乱によって、確率的には地上に到達するブーム強度が減少する可能性が高いことが示された。同様の傾向は、異なる200および300ケースの擾乱場を用いた結果からも得られることを確認している。

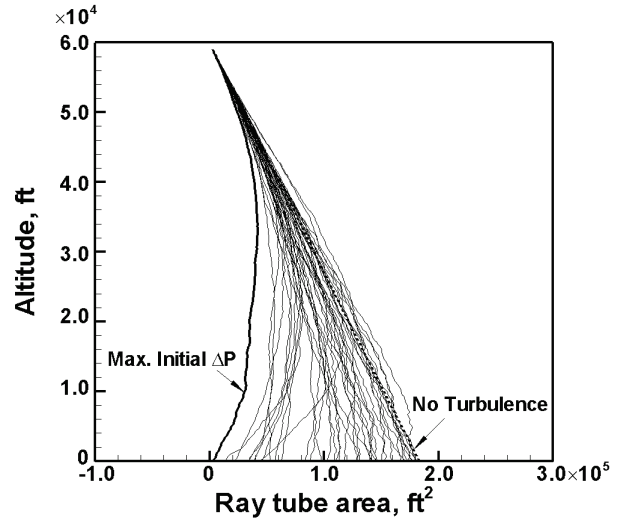


(a) XB-70 の飛行実験結果 (1966 年)<sup>18</sup>

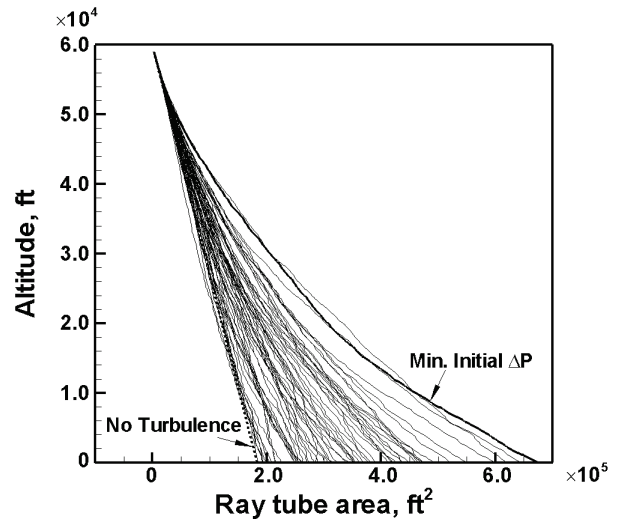


(b) 本モデルの結果

図 11 先端ブーム強度の累積確率分布



(a) ブーム強度増加のケース



(b) ブーム強度減少のケース

図 12 高度に対する波管断面面積変化の比較

図 12 には、得られた 100 ケースの計算結果の、高度に対する波管断面面積変化を比較して示す。図 12 (a) は大気擾乱によってブーム強度が増加した結果を示し、図 12 (b) は減少した結果を示す。この結果から、ブーム強度と波管断面面積が反比例し、大気擾乱による波管断面面積変化がブーム強度に一次的に影響を与えることがわかる。この傾向は、幾何音響学における波管理論と一致する。

### 3.3 ソニックブーム伝播経路と到達地点の変化

本研究では、超音速機が南から北へ飛行していると想定している。図 13 の伝播経路は、大気擾乱により南北方向のソニックブーム地上到達位置 (図 4 参照) が、最大・最小となった二つの経路と、大気擾乱なしの経路を比較したものである。この図から、三つの経路はおおよそ同一経路のように重なり合っていることがわかる。すなわち、大気擾

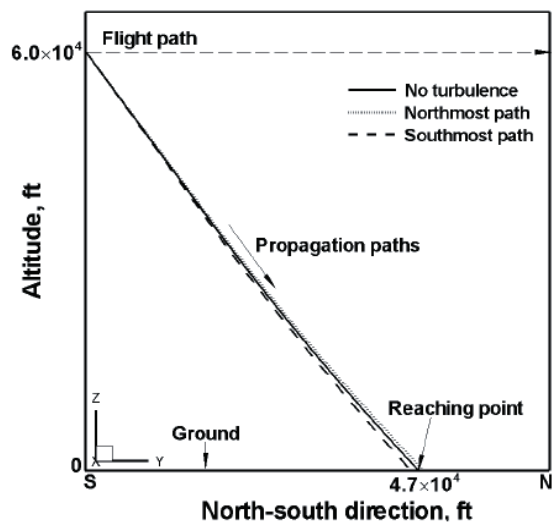


図 13 ソニックブーム伝播経路 (波線経路) の比較. 超音速機は南から北へ飛行していると想定している。

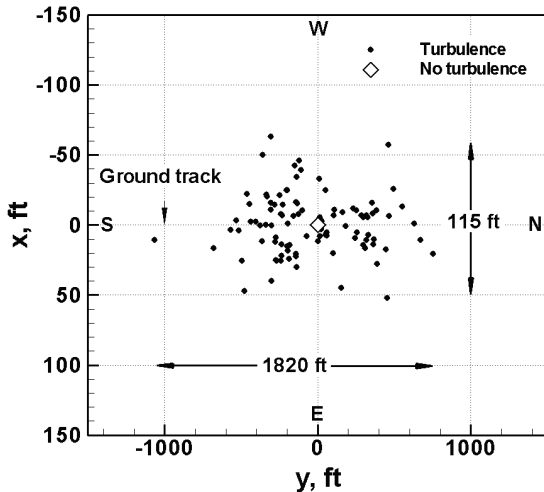


図 14 ソニックブーム到達地点の地上分布図。飛行経路は南から北と想定しており、グラウンドトラック ( $x=0$ ) は飛行経路 (60,000 ft) の直下に位置する

乱は飛行高度から地上への伝播経路を劇的に変化させるほど影響を及ぼさないことが確認できる。

最後に、図 14 に示すのは、大気擾乱計算から得られた 100 ケースのソニックブーム到達地点の地上分布である。縦軸の東西方向 0 ft 位置は飛行経路の直下を示し、横軸は南北方向を示す。この結果から、大気擾乱により地上到達位置にばらつきが生じ、東西方向で 115 ft、南北方向で 1820 ft にわたり分布することがわかった。

以上より、ソニックブームは伝播中に大気擾乱から影響を受け、その経路が劇的に変化することはないものの、地上到達位置においてばらつきを生じることが明らかとなった。この理由は、大気擾乱速度が各高度の局所音速に対して小さく、ブーム伝播経路の決定では局所音速の影響が大きいからである。

#### 4. 結言

本研究では、大気乱流スペクトルに基づき生成した一様大気擾乱場を用いて、ソニックブーム伝播における大気擾乱の影響を検討した。結果から、大気擾乱により波管断面積変化が主な要因となり、先端・後端ブーム強度が増減することが確かめられた。また、確率的には、ブーム強度が減少する可能性が高いことが示された。一方、ソニックブーム伝播経路も影響を受け、その経路が劇的に変化することはないが、ブーム地上到達点のばらつきが生じることが明らかになった。

#### 参考文献

- <sup>1</sup> 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.
- <sup>2</sup> Yoshida, K., and Makino, Y., "Aerodynamic Design of Unmanned and Scaled Supersonic Experimental Airplane in Japan," *ECCOMAS 2004*, Finland, 2004.
- <sup>3</sup> Makino, Y., and Kroo, I., "Robust Objective Functions for Sonic-Boom Minimization," *Journal of Aircraft*, Vol. 43, No. 5, 2006, pp. 1301-1306.

- <sup>4</sup> 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," *AIAA Paper 2006-0654*, Jan. 2006.

- <sup>5</sup> Pawlowski, J. W., Graham, D. H., Boccadoro, C. H., Coen, P. G., and Maglieri, D. J., "Origins and Overview of the Shaped Sonic Boom Demonstration Program," *AIAA Paper 2005-0005*, 2005.

- <sup>6</sup> Cowart, R., and Grindle, T., "An Overview of the Gulfstream / NASA Quiet Spike™ Flight Test Program," *AIAA Paper 2008-0123*, 2008.

- <sup>7</sup> Thomas, C. L., "Extrapolation of Sonic Boom Pressure Signatures by the Waveform Parameter Method," *NASA TN D-6832*, June 1972.

- <sup>8</sup> Thomas, C. L., "Extrapolation of Wind-Tunnel Sonic Boom Signatures Without Use of a Whitham F-Function," *NASA SP-255*, pp.205-217, 1970.

- <sup>9</sup> 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.

- <sup>10</sup> Sears, W., "On Projectiles of Minimum Wave Drag," *Quarterly of Applied Mathematics*, Vol. IV, No. 4, Jan. 1947.

- <sup>11</sup> Orlanski, I., "A Rational Subdivision of Scales for Atmospheric Processes," *Bull. Amer. Meteor. Soc.*, Vol. 56, No. 5, May 1975, pp. 527-530.

- <sup>12</sup> Rizzo, F., Corjon, A. and Stoessel, A., "Direct Numerical Simulations of Wake Vortices in Intense Homogeneous Turbulence," *AIAA Journal*, Vol. 35, No. 6, 1997, pp. 1030-1040.

- <sup>13</sup> Hinze, J., *Turbulence*, McGraw-Hill, New York, 1959.

- <sup>14</sup> Bechara, W., Bailly, C., Lafon, P., and Candell, S. M., "Stochastic Approach to Noise Modeling for Free Turbulent Flows," *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 3, 1994, pp. 455-463.

- <sup>15</sup> O., G., Chkhetiani, A. Eidelman and E. Golbraikh, "Large- and small-scale turbulent spectra in MHD and atmospheric flows," *Nonlin. Processes in Geophys.*, 13, 2006, pp. 613-620.

- <sup>16</sup> Warren, E., Heilman, and Xindi, Bian, "Combining Turbulent Kinetic Energy and Haines Index Predictions for Fire-Weather Assessments," *Proceedings of the 2<sup>nd</sup> Fire Behavior and Fuels Conference: The Fire Environment-innovations, Management and policy*, Destin, FL, USA, March, 2007, pp. 159-172.

- <sup>17</sup> Makino, Y., Aoyama, T., Iwamiya, T., Watanuki, T., and Kubota, H., "Numerical Optimization of Fuselage Geometry to Modify Sonic-Boom Signature," *Journal of Aircraft*, Vol. 36, No. 4, 1999, pp. 668-674.

- <sup>18</sup> Maglieri, D. J., "Sonic Boom Flight Research - Some Effects of Airplane Operations and the Atmosphere on Sonic Boom Signatures," *NASA SP-147*, Apr. 1967, pp. 25-48.

- <sup>19</sup> Maglieri, D. J., Huckel, V., Henderson, H. R., and Putman, T., "Preliminary Results of XB-70 Sonic Boom Field Tests During National Sonic Boom Evaluation Program," *LWP No. 382*, Mar. 1967.

- <sup>20</sup> Hubbard, H. H., Maglieri, D. J., and Huckel, V., "Variability of Sonic Boom Signatures With Emphasis on the Extremities of the Ground Exposure Patterns," *NASA SP-255*, Oct. 1970, pp. 351-359.