

弾道飛行装置を用いた超音速飛行体の近傍場圧力計測精度の検証

鶴飼孝博, 大谷清伸, 大林茂
東北大学流体科学研究所

Validation of Measurement Accuracy for Near-Field Pressure of Supersonic Projectiles Using a Ballistic Range

by

Takahiro Ukai, Kiyonobu Ohtani and Shigeru Obayashi (Institute of Fluid Science, Tohoku University)

ABSTRACT

This paper reports the results of near-field pressure measurement tests to validate the measurement accuracy in a ballistic range at the Institute of Fluid Science, Tohoku University. The experiments in the ballistic range were performed using two types of axisymmetric projectile which have sharp and blunt nose shape, respectively. The near-field pressure waveforms measured in this experiment were compared to the existing results obtained in the wind tunnel experiments using a static pressure probe. Since the sting support influences were shown in the wind tunnel experimental data, only the front part of the waveform could be compared. The results showed that the near-field pressure waveform of the sharp nose projectile qualitatively agreed with the existing experimental data although the measurement conditions such as angle-of-attack and Mach number in the ballistic range experiment differed from those in the wind tunnel. On the other hand, the blunt nose projectile comparatively flew horizontally and its measured near-field pressure waveform quantitatively agreed well with the existing experimental data. It was confirmed by a numerical simulation that the small difference of the flight conditions did not have a large influence on the near-field pressure value. These experiment results indicate that this ballistic range has an ability to measure near-field pressure waveform correctly.

1. はじめに

超音速旅客機開発の最大の技術課題はソニックブームの低減であり、ソニックブーム研究は世界の航空工学分野の焦点の一つとなっている。低ソニックブームの実験研究のひとつに飛行機模型の近傍場圧力計測が挙げられる¹⁻³⁾。風洞装置を用いた実験では機体模型がスティングに支持されており、スティングから発生する圧力波が機体模型後端から発生する圧力波に影響を及ぼすため、機体模型全体の正確な近傍場圧力波形計測が困難である⁴⁾。一方、弾道飛行装置は模型を自由飛行させることから、模型支持による衝撃波が干渉しない点で優れている。弾道飛行装置を用いた近傍場圧力実験は、1960年代頃からNASAで行われており^{5,6)}、現在、国内においては名古屋大学で実験が行われている⁷⁻⁹⁾。東北大学流体科学研究所では弾道飛行装置を所有しており、亜音速から極超音速までの射出能力と比較的大規模な計測室を有することから、様々な実験が行われてきた^{10,11)}。最近、東北大学においてもソニックブームに関する近傍場圧力計測の実験研究を開始したが¹²⁻¹⁴⁾、計測精度については、未だ検証されていない。

本研究では、東北大学流体科学研究所の弾道飛行装置において近傍場圧力計測の高精度な計測システムの構築を目的とする。そこで、軸対称飛行体を用いて近傍場計測実験を行い、既存の実験結果と計測結果を比較し、圧力計測システムの精度検証を行った。

2. 実験

2.1 実験装置および計測機器

図1に本実験で用いた東北大学流体科学研究所の弾道飛行装置（一段式軽ガス銃運転形式）の模式図を示す。本装置は高圧駆動部、加速管（全長 3.5 [m]、内径 51 [mm]）、ブラスト管（全長 1 [m]、内径 51 [mm]）、回収部（全長 12 [m]、直径 1.66 [m]）から構成される。また、ステンレス製の回収部は加速管出口後方約 3 [m]、8 [m]、10 [m]の位

置に直径 600 [mm]の観測窓で可視化撮影が可能であり、試験部を兼ねている。

図2に回収部内部の概略図を示す。実験は高圧室出口に飛行体を設置し、駆動気体のヘリウムガスを射出速度に応じた設定圧力まで高圧室に充填する。その後、高圧駆動部内のピストンの急速開口により高圧室のガス圧を飛行体に作用させ、加速管において飛行体を超音速まで加速させる。飛行体が加速する際、先行衝撃波が発生し、飛行体より先に試験部へ伝播する。ブラスト管には多数の圧力解放穴が配置されており、可視化領域上流側にバップル板を5つ設置し、先行衝撃波が可視化領域に伝播するのを防いだ。

複雑形状物体や加速管内径より小さい物体を射出するとき、飛行体はサボと呼ばれる支持具に格納し射出される。射出後のサボは不要になるため、回収部内部の空気抵抗を利用し分離させる。長い回収部はサボ分離のための自由飛行距離を確保し、サボが計測部（または観測部）に及ぼす影響を防ぐ。可視化領域直前には速度計測用のレーザーが2個配置されており、飛行体通過によるレーザー遮断時間と2個のレーザー間距離から飛行速度が計測できる。

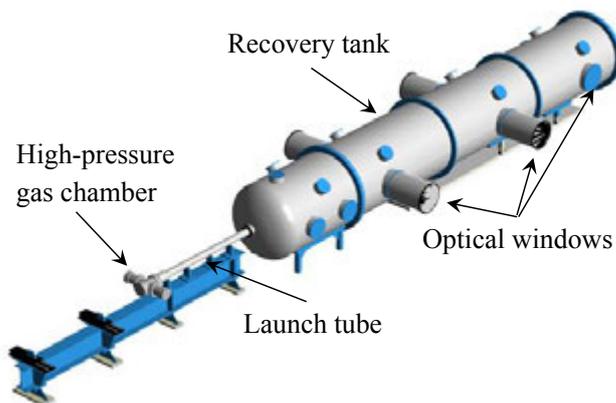


図1 東北大学流体科学研究所の弾道飛行装置

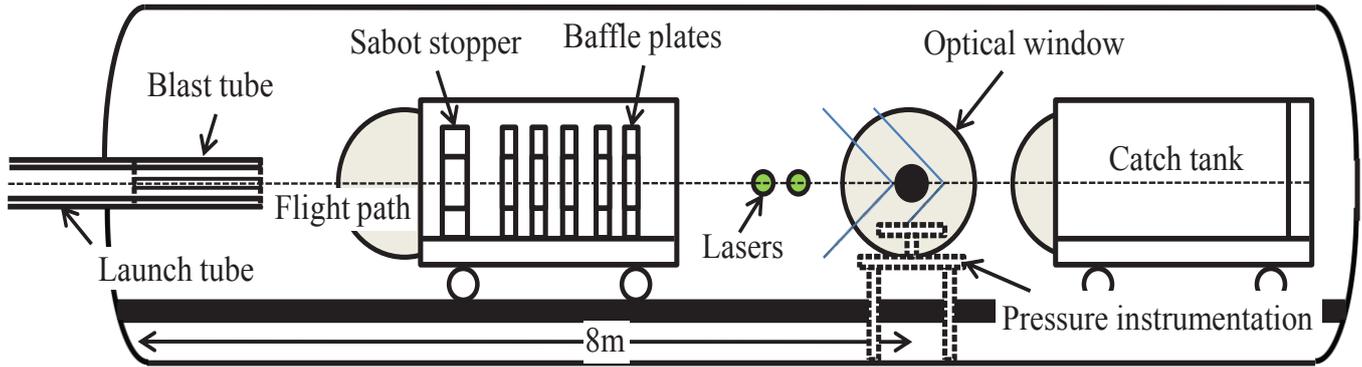


図2 計測室内部の概略図

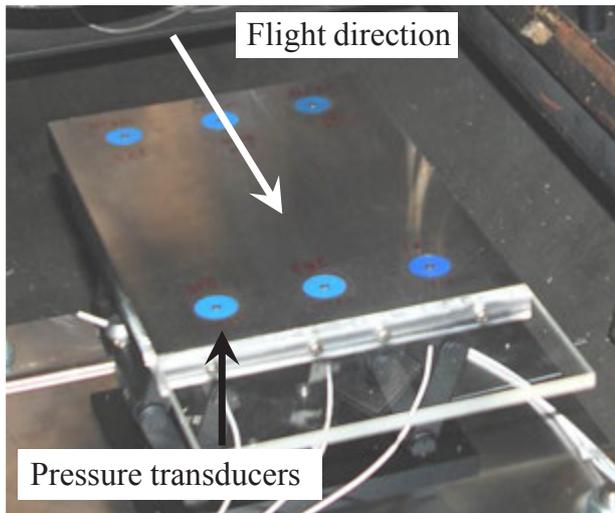


図3 圧力計測器

図3に圧力計測器を示す。圧力計測器は、ステンレス製平板（長さ310 [mm]、幅220 [mm]、厚さ20 [mm]）上の上流側先端から39.5 [mm]および270.5 [mm]の位置に65 [mm]間隔で3個の圧力変換器（113B28, PCB社）を配置した。飛行体から発生する衝撃波と計測板との干渉の影響を防ぐため機器後端部にアクリル製平板（長さ100 [mm]、幅220 [mm]、厚さ10 [mm]）を延長させて計測した¹³⁾。飛行体の射出によって計測室内部を伝わる振動が、圧力変換器へ伝達するのを防ぐため、圧力変換器はMCナイロン製のマウントホルダー（直径25 [mm]）に取付けられ、ガタのない精密はめ合いでステンレス製平板へ取付けた⁶⁾。

2. 2 衝撃波可視化および飛行姿勢計測

高速飛行体周りの流れ場の光学可視化および、飛行体飛行姿勢の同時計測を行うため、加速管出口約8 [m]後方の観測窓において、連続光源（メタルハライドランプMME-250, モリテックス社, 消費電力250 [W]）を光源とする影写真法光学系を用いて流れ場を光学可視化した。また、飛行姿勢計測には、可視化領域から上流側に設置したフラッシュランプ（Flash control unit CU-500, Adapt electronics社）を光源として飛行体表面の直接撮影を行った¹⁴⁾。光学可視化および、直接撮影には、高速度ビデオカメラ（HPV-1, SHIMADZU社, 撮影コマ数104コマ, 最大撮

影速度1,000,000 [frames/sec]、解像度312 [pixel]×260 [pixel]）を用いた。飛行姿勢計測は、直接撮影によって得られた飛行体表面に施したマーキングの変位量から幾何学的に算出した。

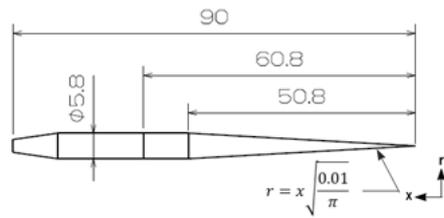
2. 3 実験条件

図4に本実験で用いた飛行体の寸法形状を示す。鋭頭形状と鈍頭形状の二種類の軸対称飛行体を用いた。これらの飛行体の先端形状は、Carlsonらが実施したNASA超音速風洞近傍場圧力計測実験（静圧プローブ計測）に用いられたもので³⁾、波形計測結果が存在する。そこで、弾道飛行装置を用いた近傍場圧力計測実験の計測精度の比較検証に用いた。ただし、風洞試験では模型がスティングで支持されているため、模型後方から発生する圧力波形は模型の支持干渉により実現現象を捉えていない。したがって、本実験では模型先端から発生する圧力波形のみ比較検証として用いた。

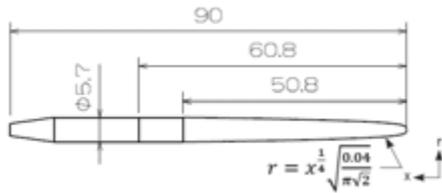
弾道飛行装置では模型が自由飛行するため飛行姿勢の能動制御は困難であり、飛行体が高い静安定性を持つ必要がある。そこで、飛行体を前部と後部に分離し、それぞれ異材質で構成して重心位置を前方に配置した。全長90 [mm]（代表長さ $L = 50.8$ [mm]）の飛行体先端から60.8 [mm]までの前部は鋼、後部はアルミである。鋭頭形状と鈍頭形状の飛行体の重心位置は、それぞれ先端から51.2 [mm]、41.9 [mm]である。

図5に本実験で用いた飛行体およびサボを示す。鋭頭形状飛行体（図5(a), 7.4 [g]）、鈍頭形状飛行体（図5(b), 10.7 [g]）は4分割サボ（ポリカーボネイト樹脂, 83.9 [g]）に格納する。飛行体後部表面に、飛行姿勢計測用のマーキングを円周方向90 [deg]間隔に4本と後端から15 [mm]の円周上に1本施した。

実験は回収部を50 [kPa]に減圧し、鋭頭形状6個、鈍頭形状4個の飛行体を用いて流れ場の可視化、飛行姿勢、近傍場圧力を同時に計測した。高速度ビデオカメラは撮影速度16 [μs]、露光時間4 [μs]で撮影した。Carlsonらの風洞試験結果と一致させるため近傍場計測高さは $H/L=5$ とし、飛行マッハ数は $M_0=1.41$ に設定した。

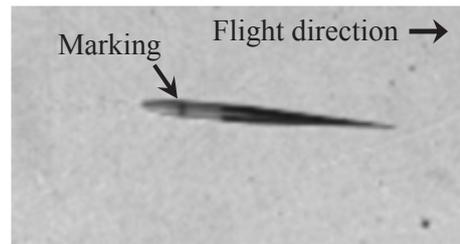


(a) 鋭頭型

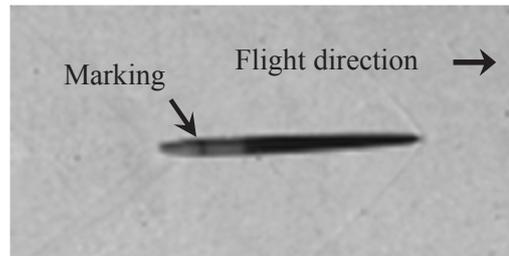


(b) 鈍頭型

図 4 軸対称飛行体寸法

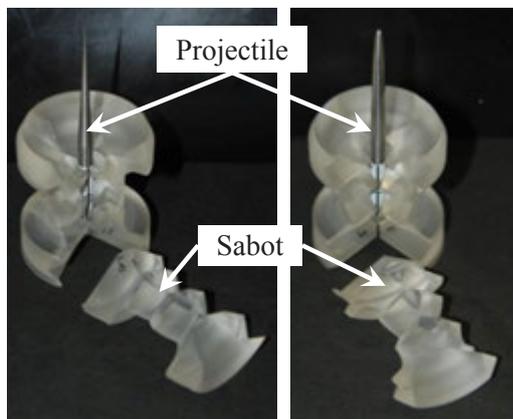


(a) 鋭頭型 (Shot#1, $M_s=1.39$)



(b) 鈍頭型 (Shot#2, $M_s=1.44$)

図 6 衝撃波と飛行体表面の同時可視化画像



(a) 鋭頭型

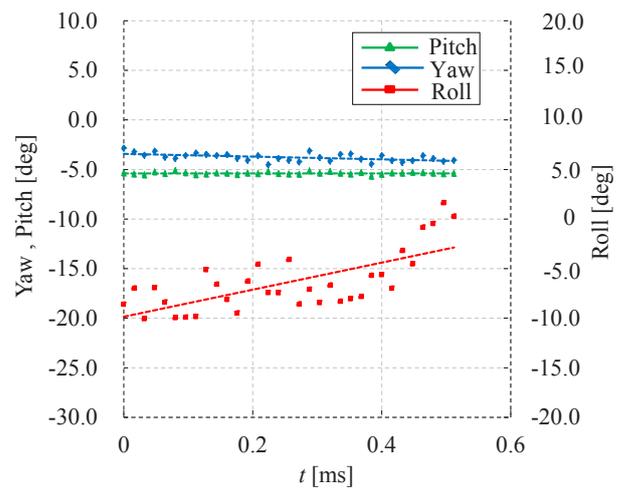
(b) 鈍頭型

図 5 軸対称飛行体とサボ

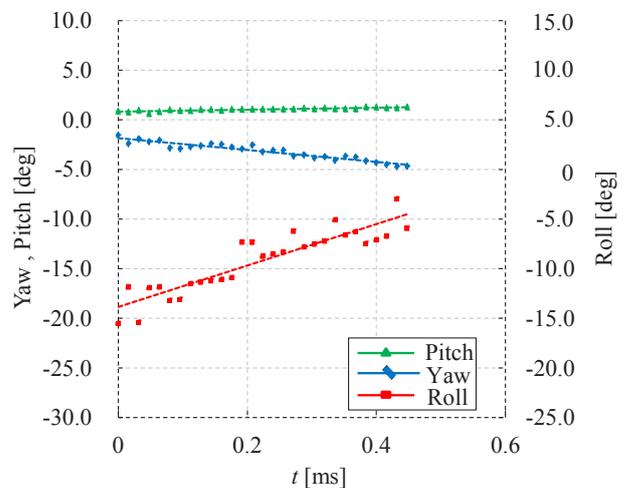
3. 結果および考察

3. 1 飛行条件計測結果

図 6 に飛行体周りの流れ場と表面の同時可視化結果を示す。飛行体は、(a)鋭頭形状 (Shot #1), (b)鈍頭形状 (Shot #2) である。完全な水平飛行ではないが、比較的レベルに飛行した試験結果を示す。図 7 に連続可視化画像から算出した飛行体姿勢の時間履歴を示す。飛行体表面のマーキング変位量からヨー角, ロール角を, 全長の傾きからピッチ角を算出した。ここで, 飛行体が可視化領域に到達した時間を 0 [ms]とし, 最小二乗法を用いて線形近似した。飛行体先端からの衝撃波角度と飛行体の飛行位置から, 近傍場圧力が計測された時刻の飛行姿勢を求めた。また, 飛行高さは可視化画像から計測した。Shot#1 では, ピッチ角= -5.4 [deg], ヨー角= -3.9 [deg], ロール角= -5.7 [deg], $H/L=5.0$ であり, Shot#2 では, ピッチ角= 1.1 [deg], ヨー角= -3.4 [deg], ロール角= -8.5 [deg], $H/L=5.1$ であった。



(a) 鋭頭型 (Shot#1)



(b) 鈍頭型 (Shot#2)

図 7 飛行姿勢計測結果

3. 2 飛行条件が最大過剰圧に及ぼす影響

本実験の計測条件（マッハ数，姿勢，計測高さ等）は，Carlson らの風洞試験での条件と完全に一致しないため，近傍場圧力計測結果の単純な比較は行えない．そこで，数値解析を行って飛行条件が最大過剰圧 $\Delta P_{max}/P_{\infty}$ に及ぼす影響を検討した．

まず，飛行条件（マッハ数，ピッチ角，ヨー角，ロール角，飛行高さ）が最大過剰圧 $\Delta P_{max}/P_{\infty}$ へ及ぼす影響を相関係数で評価した．ここで， $\Delta P_{max}/P_{\infty}$ は飛行体先端から発生する近傍場圧力値を試験部雰囲気圧で除した無次元係数である．相関係数 r は， n 組のデータ $(x_1, y_1), (x_2, y_2), \dots, (x_n, y_n)$ より式 (1) を用いて計算した¹⁵⁾．

$$r = \frac{\sum x_i y_i - \frac{(\sum x_i)(\sum y_i)}{n}}{\sqrt{\left(\sum x_i^2 - \frac{(\sum x_i)^2}{n}\right) \left(\sum y_i^2 - \frac{(\sum y_i)^2}{n}\right)}} \quad (1)$$

表 1 に各飛行条件と得られた $\Delta P_{max}/P_{\infty}$ の相関係数を示す．本実験において， $\Delta P_{max}/P_{\infty}$ はピッチ角と飛行高さにも最も強い相関があった．

表 1 計測条件と $\Delta P_{max}/P_{\infty}$ の相関係数

	Mach number	Pitch	Yaw	Roll	Flight height
$\Delta P_{max}/P_{\infty}$	0.33	0.8	0.2	-0.3	0.8

つぎに，数値解析を用いて Shot #2 と Carlson らの風洞試験の計測条件の違いが， $\Delta P_{max}/P_{\infty}$ へ及ぼす影響を評価した．ここでは，全試験の中で最も水平に飛行した Shot #2 を解析対象とした．数値解析では，MEGG3D (Mixed-Element Grid Generator in 3 Dimensions)¹⁶⁾を用いて非構造格子を生成し，3次元非構造圧縮性流体解析ソルバーである TAS (Tohoku University Aerodynamic Simulation) Code^{17, 18)}を用いて3次元 Euler 計算を行った．

本実験で用いた飛行体と同じ寸法の供試体を解析に用いた．図 8 に計算格子の全体図と供試体近傍の拡大図を示す．供試体下方に伝播する衝撃波を正確に捉えるため，供試体近傍，供試体下方の格子を他の箇所に比べて細かく設定した．供試体は左右対称であるため，対象面に横滑りなし条件を仮定し，解析対象を半裁模型とした．格子点数は約 760 万点である．

数値解析の計算条件を表 2 に示す．計算条件は，Shot #2 と Carlson らの風洞試験の計測条件を模擬し， $\Delta P_{max}/P_{\infty}$ と相関関係が強かったピッチ角と飛行高さをパラメータとした．また，相関係数の結果から，マッハ数は $\Delta P_{max}/P_{\infty}$ にあまり影響を及ぼさないが，マッハ数による圧力値の変動は十分考えられる．よって，数値解析上で簡単に設定できることからパラメータとして変化させた．計測高さが異なる計算条件を同じ格子で計算するため，計測位置では衝撃波が反射しない条件とした．

図 9 に近傍場圧力波形の計算結果を示す．両計算条件での正の最大値の差は，2.8 [%]であった．ただし，供試体先端の衝撃波を鮮明に捉えることが困難であったため，計算値は実験値より最大圧が低かった．しかし，同じ計算格子

を用いたことから両計算結果を比較する上では問題がないと考える．したがって，飛行高さ 2.0 [%]，ピッチ角 1.1 [deg] およびマッハ数 2.1 [%] の範囲内の違いでは，最大過剰圧 $\Delta P_{max}/P_{\infty}$ に大きく影響を及ぼさないことが分かった．つまり，Shot#2 と Carlson らの風洞試験の最大過剰圧 $\Delta P_{max}/P_{\infty}$ は，単純に比較が行えることが示された．

一方，Shot#1 では，Carlson らの実験条件と飛行条件（マッハ数=1.39，ピッチ角= -5.4 [deg]）が大きく異なるため，飛行条件が $\Delta P_{max}/P_{\infty}$ へ及ぼす影響は大きいと考えられる．よって，定量的な比較が困難なため，数値計算は実施していない．

表 2 計算条件

	Mach number	AoA [deg]	H/L
Carlson's Exp condition	1.41	0	5
Present Exp condition (Shot#2)	1.44	1.1	5.1

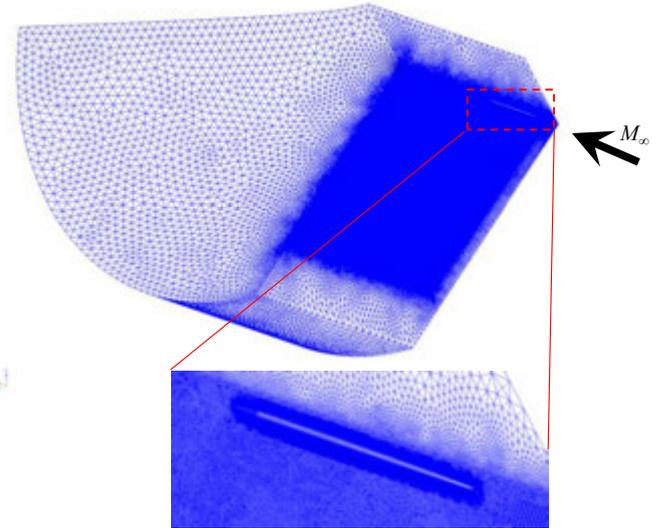


図 8 数値解析に用いた計算格子

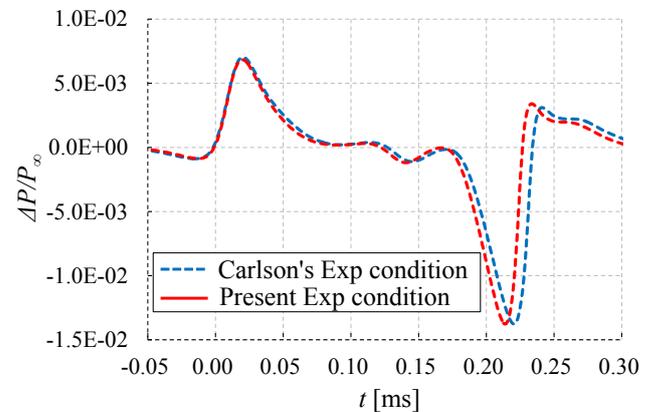


図 9 数値解析による近傍場圧力波形

3. 3 計測波形の精度検証

図 10 に比較的水平に飛行した飛行体の圧力波形と Carlson らの風洞試験圧力測定結果の比較を示す。飛行体形状は、(a)鋭頭形状 (Shot #1), (b)鈍頭形状 (Shot #2) である。また、波形は圧力計測器の後方に配置された圧力変換器によって得られた結果である。最大圧力値は飛行体先端の圧力波、最少圧力値は飛行体後端の圧力波によって生じる。

Carlson らの風洞試験では、静圧プローブを用いて計測している。一方、本実験の圧力計測器では、平板を用いるため平板表面で衝撃波が反射する。そこで、両結果を比較するために、本実験の測定圧は反射を考慮して半分の値を用いた。本実験結果の $\Delta P_{max}/P_{\infty}$ の拡張不確かさ U_P は、式 (2) から (7) を用いて算出した¹⁹⁾。

$$U_P = 2\sqrt{u(x_1)^2 + u(x_2)^2 + u(x_3)^2 + u(x_4)^2} \quad (2)$$

$$u(x_1) = \frac{s}{\sqrt{n}} \quad (3)$$

$$s = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y})^2}{(n-1)}} \quad (4)$$

$$u(x_2) = \frac{k(\Delta P_{max}/P_{\infty})}{\sqrt{3}} \quad (5)$$

$$u(x_3) = \frac{(P_{min}/P_{\infty})}{\sqrt{12}} \quad (6)$$

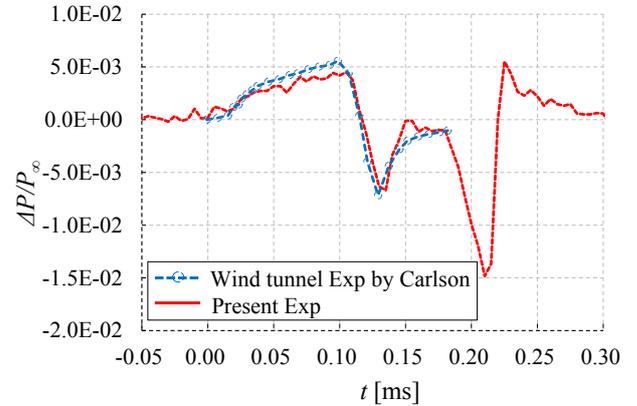
$$u(x_4) = \frac{c(\Delta P_{max}/P_{\infty})}{\sqrt{12}} \quad (7)$$

$u(x_1)$ は、圧力変換器のノイズによる A タイプの不確かさ (自由度=3200), \bar{y} は平均値, $u(x_2)$ は、圧力変換器の直線性 k による B タイプの不確かさ, $u(x_3)$ は、圧力変換器の圧力値分解能 P_{min} による B タイプの不確かさ, $u(x_4)$ は、姿勢の違いによる B タイプの不確かさである。圧力変換器の直線性 k は校正値を用い、分解能 P_{min} はカタログ値を参照した。係数 c は、数値計算結果から得られた飛行条件の違いによる最大圧力値 $\Delta P_{max}/P_{\infty}$ の変化率である。また、Carlson らの風洞試験結果での拡張不確かさ U_C は式 (8) から算出した。ただし、風洞試験の精度に関する詳細が不明確であるため、プローブの圧力計測誤差 ($\pm P_{un}$) のみ考慮した値である²⁰⁾。

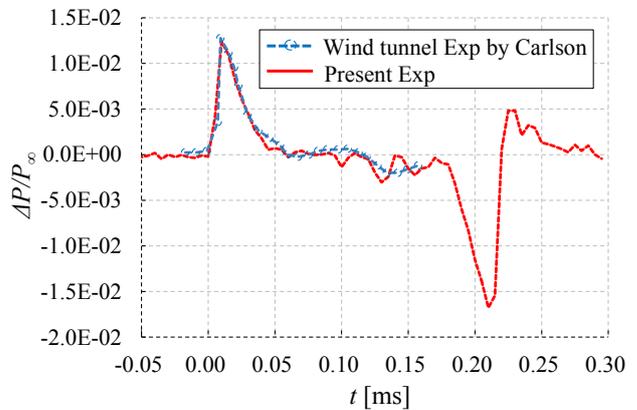
$$U_C = \frac{2(P_{un}/P_{\infty})}{\sqrt{3}} \quad (8)$$

鋭頭形状飛行体 (Shot#1) の計測条件は、飛行姿勢が Carlson らの風洞試験の計測条件と大きく異なったため、 $\Delta P_{max}/P_{\infty}$ のピーク値は異なったが、波形は定性的によく一致した。一方、鈍頭形状 (Shot#2) の波形では、Carlson らの風洞試験の最大圧力値 $\Delta P_{max}/P_{\infty}$ は約 1.28×10^{-2} (拡張不確かさ $U_C = 6.50 \times 10^{-3}$) であり、本実験結果 (Shot#1) の最大圧力値 $\Delta P_{max}/P_{\infty}$ は 1.24×10^{-2} (拡張不確かさ $U_P = 1.45 \times 10^{-3}$) となった。本実験結果の $\Delta P_{max}/P_{\infty}$ は、

Carlson らの風洞試験結果とよい一致を得た。したがって、近傍場圧力波形の計測システムは計測精度を十分に確保している。



(a) 鋭頭型 (Shot#1)



(b) 鈍頭型 (Shot#2)

図 10 本実験と風洞試験の圧力波形比較

4. 結論

東北大学流体科学研究所の弾道飛行装置において近傍場圧力波形計測の精度検証のため、軸対飛行体を超音速飛行させ、Carlson らの風洞試験の圧力波形と比較した。鋭頭型飛行体では、完全な水平飛行ができなかったため飛行条件が異なり、Carlson らの実験結果と単純な比較はできなかった。しかし、定性的により一致を得た。一方、鈍頭型飛行体では Carlson らの実験条件と完全に一致はしなかったが、数値解析結果からその相違の範囲内では、圧力波形の変動は小さいことが示され、単純な比較を行った。その結果、非常によい一致を得た。したがって、東北大学流体科学研究所の弾道飛行装置における近傍場圧力波形計測システムで十分な精度の計測を行えることを示した。

参考文献

- 1) D. S. Miller, O. A. Morris and H. W. Carlson, "Wind-Tunnel Investigation of Sonic-Boom Characteristics of Two Simple Wing Models at Mach Numbers from 2.3 to 4.63," NASA TN-6201 (1971).

- 2) H. W. Carlson, "An Investigation of the Influence of Lift on Sonic-Boom Intensity by Means of Wind-Tunnel Measurements of the Pressure Fields of Several Wing-Body Combinations at a Mach Number of 2.01," NASA TN D-881 (1961).
- 3) H. W. Carlson, R. J. Mack, and O. A. Morris, "A Wind-Tunnel Investigation of the Effect of Body Shape on Sonic-Boom Pressure Distributions," NASA TN D-3106 (1965).
- 4) 牧野好和, 野口正芳, "静粛超音速研究機基本設計低ブーム確認超音速風洞試験," ISSN 1349-1121, JAXA-RM-09-006 (2010).
- 5) T. Tam, S. Ruffin, P. Gage, D. Bogdanoff, L. Yates, and J. Morgenstern, "Sonic boom testing of artificially blunted leading edge (ABLE) concepts in the NASA Ames aeroballistic range," 38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2000-1011 (2000).
- 6) J. G. Callagban, "A Feasibility Investigation Concerning the Simulation of Sonic Boom by Ballistic Models," NASA Contractor Report, NASA CR-603 (1966).
- 7) A. Toyoda, S. Obayashi, A. Matsuda, K. Suzuki, K. Shimizu, and A. Sasoh, "Low Boom Characteristic of Supersonic Biplane with Sears-Haack Fuselage," 7th International Conference on Flow Dynamics, CRF-7 (2010).
- 8) A. Matsuda, K. Shimizu, K. Suzuki, A. Sasoh, K. Murakami, and T. Aoyama, "Experimental-Numerical Combination Diagnostics for Near-Field Flow over Supersonic Flight Model," Transactions of JSASS Space Technology of Japan, Vol.9, pp.37-41 (2011).
- 9) A. Sasoh, and S. Oshiba, "Impactless, in-tube sabot separation technique useful for modest-sized supersonic ballistic ranges," Review of Scientific Instruments 77, 105106 (2006).
- 10) D. Numata, K. Ohtani, M. Anyoji, K. Takayama, and M. Sun, "Experimental study of hypervelocity impacts at low temperatures," Shock Waves 18, pp.169-183 (2008).
- 11) T. Saito, K. Hatanaka, H. Yamashita, T. Ogawa, S. Obayashi, and K. Takayama, "Shock stand-off distance of a solid sphere decelerating in transonic velocity range," Shock Waves 21, pp.483-489 (2011).
- 12) T. Ukai, K. Ohtani, T. Kikuchi, and S. Obayashi, "Development of Measuring Technique on Near-Field Pressure for Supersonic Projectiles Using Ballistic Range," 8th International Conference on Flow Dynamics, pp.280-281 (2011).
- 13) T. Ukai, K. Ohtani and S. Obayashi, "Effect of shock wave reflection and diffraction for near-field pressure measurement of supersonic projectile using ballistic range," 20th International Shock Interaction Symposium, pp.203-206 (2012).
- 14) 鶴飼孝博, "超音速飛行する模型表面と衝撃波の同時可視化手法の確立," 第49回飛行機シンポジウム, pp.782-786 (2011).
- 15) 永田靖, "入門 統計解析法", 日科技連 (2005).
- 16) Y. Ito, and K. Nakahashi, "Direct Surface Triangulation Using Stereolithography Data," AIAA Journal, Vol.40, pp.490-496 (2002).
- 17) K. Nakahashi, Y. Ito, and F. Togashi, "Some Challenge of Realistic Flow Simulations by Unstructured Grid CFD," International Journal for Numerical Methods in Fluids, Vol. 43, pp.769-783 (2003).
- 18) S. Obayashi, and G. P. Guruswamy, "Convergence Acceleration of an Aeroelastic Navier-Stokes Solver," AIAA Journal, Vol.33, No.6, pp.1134-1141 (1994).
- 19) 今井 秀孝, "計測における不確かさの表現のガイド", 日本規格協会 (2009).
- 20) H. W. Carlson, "Correlation of Sonic-Boom Theory with Wind-Tunnel and Flight Measurements," NASA TR R-213 (1964).