

# 振動同定除去法による衝撃風洞計測データからの空力6分力の推定

渡利 實 (宇宙航空研究開発機構・風洞技術開発センター)

## Aerodynamic Force Extraction from Hypersonic Shock Tunnel Measurement Using the Oscillation Identification Technique

WATARI Minoru

Wind Tunnel Technology Center, Japan Aerospace Exploration Agency, Chofu,  
Tokyo 182-8522 JAPAN

### Abstract

In a hypersonic shock tunnel, it is essential to extract aerodynamic force from oscillation-contaminated measurement. This paper proposes an oscillation identification technique method. The method identifies aerodynamic force by the parameter-matching technique. Verification test, applying this method to HB2 standard model, was satisfactory with completely consistent results.

**Keywords** : Shock Tunnel, Force measurement, Model oscillation, Identification

### 1. はじめに

衝撃風洞で内挿天秤を用いた6分力計測試験を行うと、模型振動による慣性力が空気力に重畳する。振動により汚染された計測データから如何に空気力を抽出するかは衝撃風洞における6分力計測の課題である。簡便な方法は平均化することだが、区間の取り方が適切でないと平均値はかなり変動する。一方、加速度センサを模型内に埋め込み、模型振動慣性力を除去する手法がある。JAXAの0.44m衝撃風洞<sup>(1)</sup>でもこれを研究し<sup>(2)</sup>標準的手法に成りつつある。ただし、模型へセンサを埋め込む細工や事前に行う予備試験等の面倒を考えると全ての6分力計測試験に適用できるものでもない。本報ではこれら簡便法と高級法の間を埋める方法として振動同定除去法を提案する。

### 2. 衝撃風洞と試験データ

JAXA 0.44m衝撃風洞の概略構造を図1に示す。主要構成は高圧管、低圧管、ノズル、真空槽からなる。模型は真空槽内のノズル出口付近に置かれる。第一急速開閉弁を開けると圧縮衝撃波が低圧管を走り、終端部に高圧高温空気が形成される。十分高圧の空気が形成された時点で第二急速開閉弁が開けられ、高圧高温空気がノズルで加速され、出口で極超音速流となる。

試験データの例を図2に示す。黒実線が低圧管終端部圧力(滞り点圧力:  $P_0$ )出力、他の6線は内挿天秤による

力とモーメント出力である。

このような限られた3、4周期の振動的データから模型振動慣性力を除去し、空気力だけを抽出する、これが本法のテーマである。

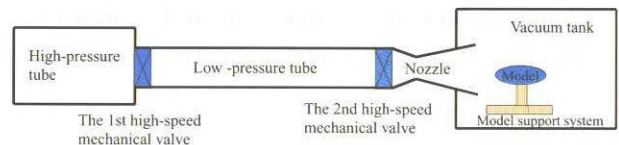


Fig.1 Schematic structure of JAXA hypersonic shock tunnel

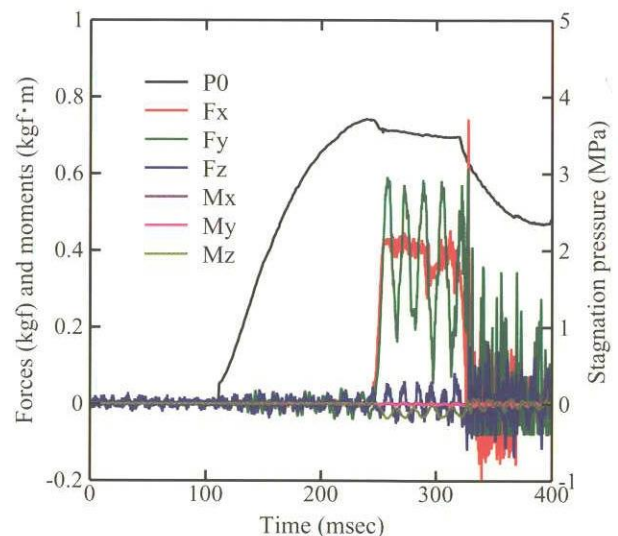


Fig.2 Measurement example acquired in the HB2 model test

### 3. 振動同定除去法

天秤出力は空気力と減衰単振動慣性力から成ると仮定する。空気力は澁み点圧力に比例すると仮定し、振動慣性力は指数的に減衰する正弦波で近似する。天秤出力の計算式は(1)式になる。5ケの係数を調整して測定データと一致するように(同定:Identification)決めてやれば空気力と振動慣性力を分離できたことになる。

$$F_c = c_1 P_0 + c_2 \exp(c_3 t) \sin(c_4 t + c_5) \quad (1)$$

ここで  $F_c$  天秤出力計算値、 $P_0$  澁み点圧力、 $c_i$  調整係数である。天秤出力計算値と天秤出力測定値との二乗誤差積分をとり、係数調整により二乗誤差積分を最小にすることを考える。

アルゴリズムとしては、二乗誤差積分に対する調整係数の微分がゼロになる条件を Newton Raphson の逐次近似法を用いて解く。収束は非常に速く、4、5回の繰り返しで十分である。

$$E = \int (F_c - F_m)^2 dt \quad (2)$$

$$\frac{\partial E}{\partial c_i} = \left[ \frac{\partial E}{\partial c_i} \right]_0 + \left[ \frac{\partial^2 E}{\partial c_i \partial c_j} \right]_0 \Delta c_j = 0 \quad (3)$$

$$\Delta c_j = - \left[ \frac{\partial^2 E}{\partial c_i \partial c_j} \right]_0^{-1} \left[ \frac{\partial E}{\partial c_i} \right]_0 \quad (4)$$

$$c_{i,new} = c_{i,old} + \Delta c_i \quad (5)$$

ここで  $F_m$  天秤出力測定値、 $E$  二乗誤差積分、 $\Delta c_i$  調整係数修正量である。

### 4. 標準模型 HB2 の 6 分力試験

HB2模型を用いて内挿天秤による6分力計測試験を行った。模型支持装置は水平偏角を変更できる模型支持装置を用いた。模型支持状況を図3に示す。

#### 4-1 同定結果の時歴例

図2で示した試験データに本方法を適用した例を図4に示す。図中には天秤出力測定値  $F_m$ 、天秤出力計算値  $F_c$  及びその空気力部分  $c_1 P_0$  を示す。この例は前節の仮定が十分正しかったこと、及びアルゴリズムの正しさを示している。

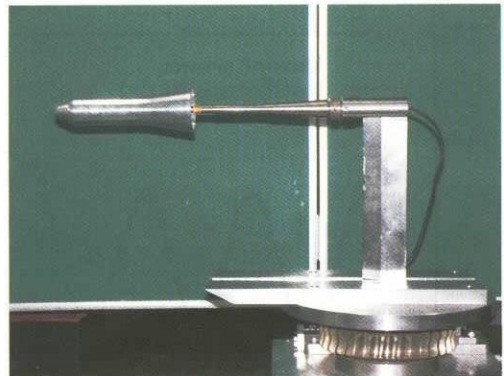


Fig.3 HB2 model and model support system

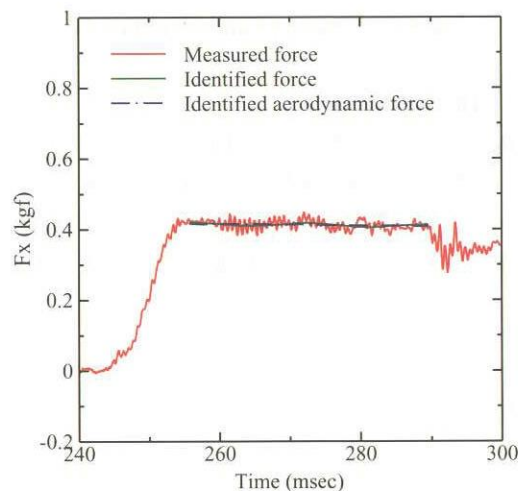


Fig.4 (a) Measured and identified  $F_x$

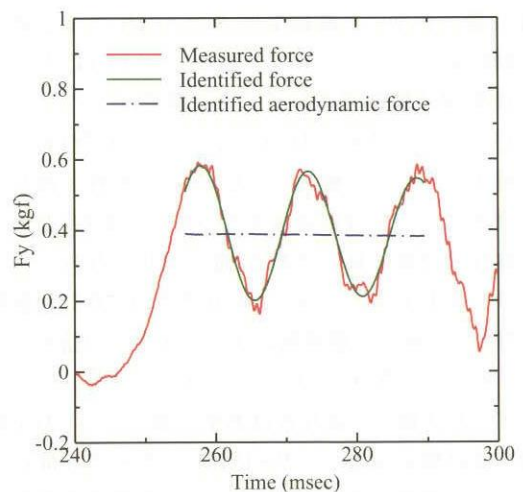
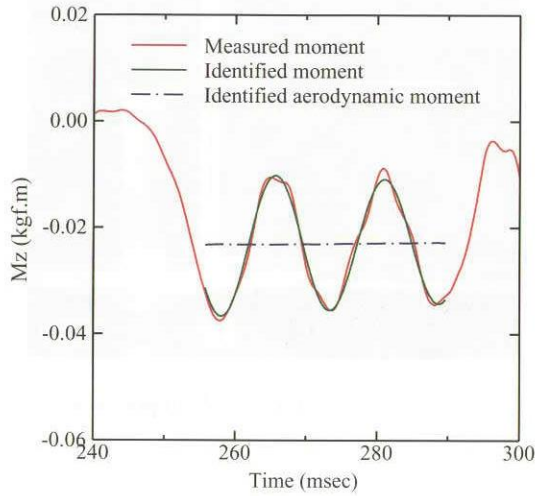


Fig.4 (b) Measured and identified  $F_y$

Fig.4 (c) Measured and identified  $M_z$ 

#### 4 - 2 HB2 空力特性

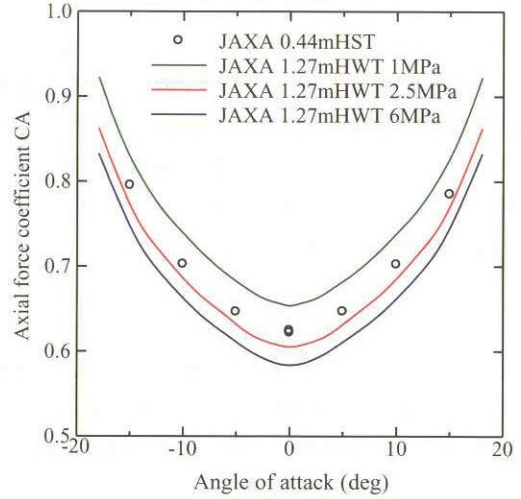
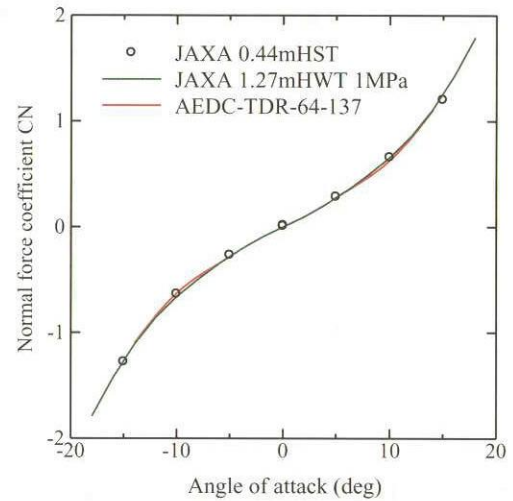
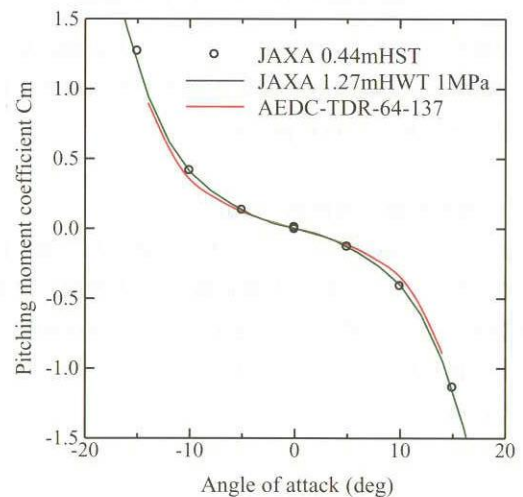
迎角  $\alpha$  を変えた試験を行い、同定した空気力から次式を用いて無次元の軸力係数  $C_A$ 、垂直力係数  $C_N$ 、ピッチングモーメント係数  $C_m$  を計算した。ここで動圧  $q$  は澱み点圧力  $P_0$  から不完全気体変化式<sup>(3)</sup>により求めた。

$$C_A = \frac{F_x}{qA} \quad (6)$$

$$C_N = \frac{F_y}{qA} \quad (7)$$

$$C_m = \frac{-M_z + F_y(x_c - x_b)}{qAd} \quad (8)$$

ここで  $A$  代表面積 (前部胴体断面積)、 $d$  代表長さ (前部胴体直径) である。結果を図5に示す。比較のために同図中には2004年度に1.27m極超音速風洞で行われたHB2標準模型の試験結果<sup>(4)</sup>及びAEDCでまとめられた試験結果<sup>(5)</sup>を併せて示す。軸力については、1.27m極超音速風洞試験結果のレイノルズ数を変えた3ケース ( $P_0=1\text{MPa}$ ,  $2.5\text{MPa}$ ,  $6\text{MPa}$ ) を示した。いずれもベース圧力補正なしの生の軸力を示している。粘性干渉パラメータ効果については別途論ずるつもりである。迎角正負の対称性は非常に良好である。迎角変化寄与分についてはグラフを上下させてみるとわかるように0.44m衝撃風洞及び1.27m極超音速風洞の3ケース全ての結果がほとんど一致する。垂直力、ピッチングモーメントについてはレイノルズ数への依存性はあまり強くなく1.27m極超音速風洞試験結果として  $P_0=1\text{MPa}$  のケースを取り上げた。0.44m 衝撃風洞の結果は1.27m 極超音速風洞及びAEDC いずれの結果ともよく一致する。

Fig.5 (a) Aerodynamic coefficient  $C_A$  of HB2Fig.5 (b) Aerodynamic coefficient  $C_N$  of HB2Fig.5 (c) Aerodynamic coefficient  $C_m$  of HB2

## 5. まとめ

模型振動に汚染されたデータから振動慣性力をシステムティックに除去する方法を示した。気流安定な区間採取にだけ注意してデータ処理区間を決めたが、他風洞結果と比較しても非常にコンシステントな結果を得た。

1分、2分といった十分な通風時間を確保できる1.27m及び0.5m極超音速大型風洞と違って短時間の計測データで勝負をしなければならない0.44m衝撃風洞であるが、計測及びデータ処理に工夫を凝らせば十分精度の高い極超音速試験が可能であることを確信した。0.44m衝撃風洞の手軽さ、安価さを生かして、もっと利用拡大を図るつもりである。

## 参考文献

- 1) WINTEC 風洞利用のご案内 第2部 技術編
- 2) K. Nakakita, T. Yamazaki, and K. Asai, Advanced Measurement techniques in the NAL 0.44m Hypersonic shock tunnel. 96th STAI.
- 3) Ames Research staff, Equations, tables, and charts for compressible flow. NACA Report 1135 1953
- 4) 永井他, チーム内レポート
- 5) J.D. Gray, Summary report on aerodynamic characteristics of standard models HB-1 and HB-2. AEDC-TDR-64-137, 1964

## 謝辞

衝撃風洞の操作方法を厳しく教授していただいた中川宗敬君、データ処理及び技術的事項で相談にのっていただいた中北和之君に謝意を表します。