

# 超音速風洞における風洞起動 / 停止荷重データ取得試験速報

飯島 秀俊、渡辺 光則、永井 伸治 (JAXA)  
板橋 幸広 (JAST) 西島 寛典、木村 毅 (ISE)

Preliminary report of the starting and stopping loads data  
in the JAXA1m × 1m supersonic wind tunnel

Hidetoshi IJIMA , Mitsunori WATANABE , Shinji NAGAI (JAXA)  
Yukihiro ITABASHI (JAST) Hironori NISHIJIMA , Tsuyoshi KIMURA (ISE)

**Keywords :** starting loads, supersonic wind tunnel, starting loads normal force coefficient

## 概 要

吹出式の超音速風洞では、風洞の起動及び停止時に模型に大きな衝撃荷重が加わり、古くから問題となっている。これは、風洞起動/停止時に上下(左右)非対称の衝撃波が模型上を通過することに起因する。本報告では、JAXA1m×1m超音速風洞における様々な試験で取得してきた風洞起動/停止荷重データを整理し、文献のデータと比較したのでその結果を述べる。また、風洞起動/停止荷重計測用に製作した模型(AGARD-Bの類似模型)を用い、種々のパラメータ( $P_0$ 、ロール角 $\phi$ 、翼の有無)を変化させ、その影響を調査したので併せて報告する。

### 1. はじめに

JAXA1m×1m超音速風洞(以下、当風洞)における試験の中で、模型及び天秤の破損は、風洞起動/停止荷重の影響に依るところが多い。当風洞では、文献のデータを参考に推定を行っているが、風洞起動/停止荷重は、模型形状によるところが大きく、推定を困難にさせている。さらに、風洞起動/停止荷重によって天秤を破損させないように、小さな荷重に対しても大きな秤量の天秤を使用している。6分力の空力係数で最も誤差要因として大きいのは天秤による力測定であり、小さな荷重を大きな秤量の天秤で測定している状況を改善すれば、精度は向上する。このような問題を解決するために、風洞起動/停止荷重を低減させる必要がある。本報告では、その第一段階としてまず、当風洞の起動/停止荷重の大きさの把握を試みた。当風洞で蓄積された様々な模型の風洞起動/停止荷重データを整理し、文献データと比較したのでその結果を述べる。また、風洞起動/停止荷重計測用模型を用い、種々のパラメータ( $P_0$ 、ロール角 $\phi$ 、翼の有無)を変化させ、その影響を調査したので併せて報告する。

### 2. 垂直荷重係数 $C_{NS}$

今回の試験では、風洞起動/停止荷重の一つの指標である垂直荷重係数(starting loads normal force coefficient)を導入した。

$$C_{NS} = \frac{F_{Nmax}}{P_0 S} \quad (1)$$

但し、 $F_{Nmax}$ : 垂直方向のピーク荷重

$P_0$ : 激み点圧力

$S$ : 水平投影面積

今回の試験においては、模型や天秤の保護の観点から垂直方向のピーク荷重は起動/停止のどちらか大きい方の絶対値を採用している。また、水平投影面積は胴体部面と主翼部面の面積の和を用いている。主翼が無い場合は、胴体部面のみを水平投影面積を用いた。

### 3. 風洞起動/停止荷重について

当風洞では、風洞起動/停止荷重を低減させるために模型を気流に対し水平にセットした状態で風洞を起動及び停止させる。この時、模型上を通過する垂直衝撃波が

一時的に上下非対称であった場合、衝撃波前後の圧力差が垂直方向の荷重となり、模型に付加されるものと考えられる。よって、衝撃波前後の圧力差が各々の静圧 ( $P_1, P_2$ ) である場合①と衝撃波の前の圧力が静圧 ( $P_1$ )、衝撃波の後の圧力がピトー圧 ( $P_{02}$ ) である場合②が考えられ、その時の圧力差、 $C_{NS}$ の理論値は、それぞれ以下の式を用いて計算できる。

① 衝撃波前後の圧力差が各々の静圧 ( $P_1, P_2$ ) である場合

(i) 圧力差

$$P_2 - P_1 = \frac{2\gamma(M^2 - 1)P_0}{(\gamma + 1) \left[ 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} \quad (2)$$

(ii)  $C_{NS}$

$$\begin{aligned} C_{NS} &= \frac{F_{Nmax}}{P_0 S} = \frac{P_2 - P_1}{P_0} \\ &= \frac{2\gamma(M^2 - 1)}{(\gamma + 1) \left[ 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} \end{aligned} \quad (3)$$

② 衝撃波の前の圧力が静圧 ( $P_1$ )、衝撃波の後の圧力がピトー圧 ( $P_{02}$ ) である場合

(i) 圧力差

$$\begin{aligned} P_{02} - P_1 &= \frac{P_0}{\left( \frac{2\gamma M^2 - \gamma + 1}{\gamma + 1} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \left( \frac{2 + (\gamma - 1)M^2}{(\gamma + 1)M^2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} \\ &\quad - \frac{P_0}{\left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} \end{aligned} \quad (4)$$

(ii)  $C_{NS}$

$$\begin{aligned} C_{NS} &= \frac{F_{Nmax}}{P_0 S} = \frac{P_{02} - P_1}{P_0} \\ &= \frac{1}{\left( \frac{2\gamma M^2 - \gamma + 1}{\gamma + 1} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \left( \frac{2 + (\gamma - 1)M^2}{(\gamma + 1)M^2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} \\ &\quad - \frac{1}{\left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} \end{aligned} \quad (5)$$

一般的に  $M1.4 \sim 2.0$  程度の領域では、実際の風洞試験で得られる  $C_{NS}$  の値 ( $F_{Nmax}$  を  $P_0$  と  $S$  で割った値) は、理論値よりも小さな値を示す。理論値と文献の実験値との比較結果を図1に示す。横軸はマッハ数、縦軸は  $C_{NS}$  をとった。この結果により、天秤を用いた空気力測定精度向上のためには、実験値が重要であることがわかる。

## 4. 風洞試験概要

### 4.1 模型概要

今回製作した模型は、当風洞の標準模型である AGARD-B 標準模型の形状を参考に製作した。翼の取り外しが可能であり、翼の有無による違いをみる事ができる。模型諸元を表1、模型概要図を図2に示す。

表1 起動/停止荷重計測用模型 模型諸元

水平投影面積 (翼有) [m <sup>2</sup> ]	0.04847	
水平投影面積 (翼無) [m <sup>2</sup> ]	0.02994	
胴体直径 [mm]	70	
重量 [kgw]	9.37	
材質	胴体	S45C
	翼	SCM440

### 4.2 計測及びデータ処理

1000Hzのローパスフィルタを介して、天秤の電圧出力をサンプリング周波数1280Hzで取得した。その電圧を物理量換算し、(1)式より  $C_{NS}$  を算出する。通常の試験では、128点の電圧値の時間平均を取り、10Hzでデータを出力する。しかし、ここでは平均化を行わず1280Hzで取得した電圧値のピーク値をとった。

## 5. 結果及び考察

### 5.1 過去の実験データの整理

図3に主翼がある模型形状の過去の試験での蓄積データ、文献のデータ及び今回の試験データを示す。横軸は、マッハ数、縦軸は  $C_{NS}$  である。(これ以降の図は、横軸にマッハ数、縦軸に  $C_{NS}$  をとってデータを示す。) 過去の試験は、SST、リフティングボディ、AGARD-B、ソニックブーム、SST基本空力データ取得試験の試験データをまとめた。R.C.Maydewらによる文献のデータ<sup>2)</sup>(以下wing aloneと記す)は、様々な形状の模型について試験を行っている。リフティングボディに関しては、低マッハ数領域 (Mach1.4付近) において、wing aloneを上回っているが、その他のデータについては下回る傾向を示した。図4に主翼が無い模型形状の過去の試験での蓄積データ、文献のデータ (以下body of revolutionと記す) 及び今回の試験データを示す。全マッハ数領域においてbody of revolutionのデータを下回る傾向を示した。今回の試験データは1000Hzフィルタで取得したピーク値であるが、その影響は見受けられなかった。

## 5.2 激み点圧力 $P_0$ の影響

激み点圧力  $P_0$  の影響は、図5に示すように各マッハ数において、顕著な違いは見られない。これは、 $C_{NS}$  という無次元数の妥当性を示しているものである。同等の模型であれば、エジェクター等を用いて激み点圧力  $P_0$  が低い状態で風洞を起動/停止することができれば、起動/停止荷重を低減させることができる。

## 5.3 ロール角 $\phi$ の影響

ロール角  $\phi$  の影響について、図6に示す。 $\phi = 0, 45, 90$  [deg] で比較したが、高マッハ数になるほどロール角の増加に従い、起動/停止荷重が減少する。当風洞のノズルは上下可とう壁であり、高マッハ数になるほど起動時の流れが上下方向に非対称となることが原因であると考えられる。風洞起動/停止時に模型のロール角  $\phi$  を  $90$  [deg] にセットするシーケンスで試験を行えば、風洞起動/停止荷重の低減につながる可能性がある。そのためには、模型支持装置に自動ロール機構を追加する必要がある。

## 5.4 主翼の有無の影響

翼の有無の影響を図7に示す。マッハ数が増加するに従い、翼による起動/停止荷重の増加量が増大する。無次元数  $C_{NS}$  は、模型形状にも依存することが再確認できた。

## 5.5 再現性

風洞起動/停止荷重は非定常の現象であるため、ばらつきが大きい。Mach1.4~3.0でそれぞれ5回データを取得し、平均値  $\mu$  と標準偏差  $\sigma$  を計算した。平均値  $\mu$  を片側  $2\sigma$  のエラーバーと共に図8に示す。ばらつきはあるものの、wing alone のデータの概ね範囲内であり、妥当な値であることがわかった。

## 6. まとめ及び課題

今回得られた試験データと過去の試験データを整理し、様々な模型形状の起動/停止荷重を把握する事ができ、文献の値が上限として妥当であることがわかった。また、様々なパラメータ ( $P_0$ 、ロール角  $\phi$ 、翼の有無) の影響及び再現性の確認を行うことができた。今後の課題について以下に示す。

- ① 模型表面、風洞測定部の非定常圧力測定を行うことによって、風洞起動/停止時の流れの様子を把握する。
- ② 模型形状に依存する風洞起動/停止荷重の一般化を図り、データベースとする。

## 参考文献

- 1) Pope, A. and Goin, K.; "High-speed Wind Tunnel Testing", 1965, John Wiley & Sons, Inc.
- 2) R.C.Maydew.; "Compilation and Correlation of Model Starting Loads from Several Supersonic Tunnels", Sandia Corporation SC-46-91-(RR), June 1962.
- 3) 石原他, NAL TM-81 1966.3

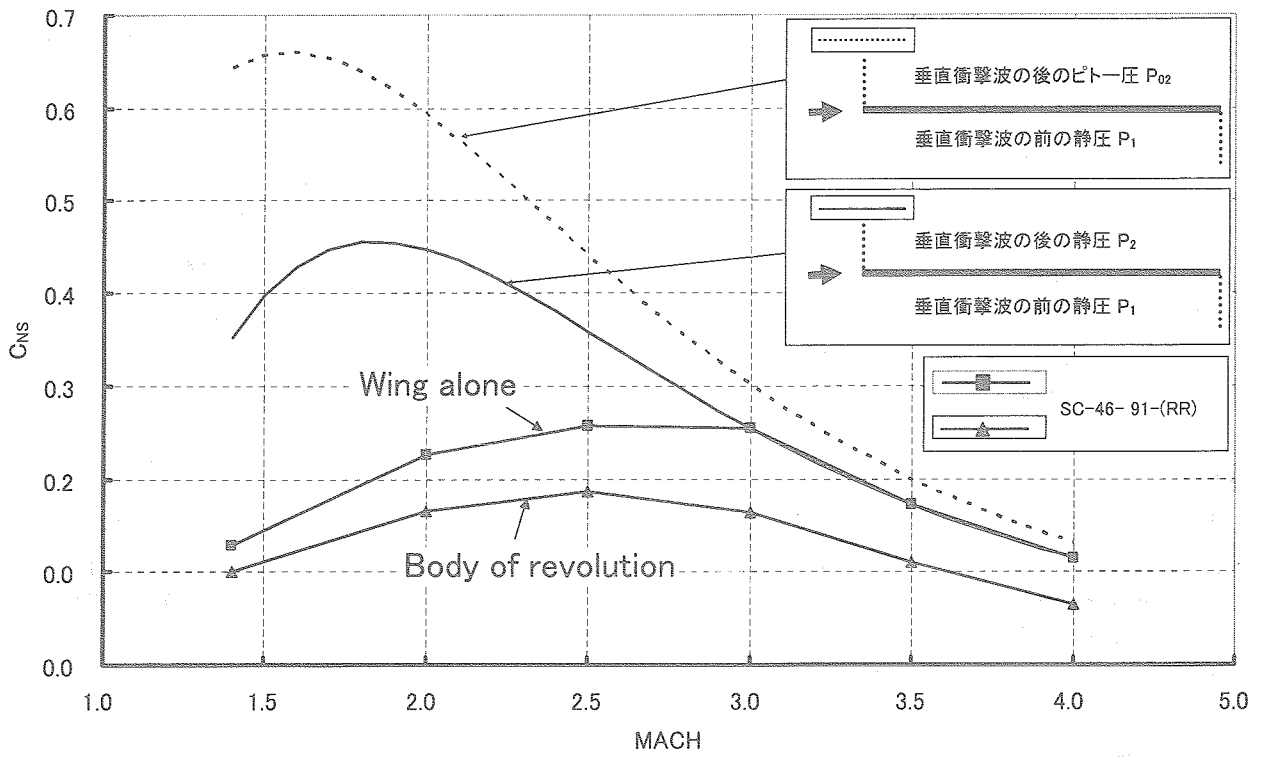


図1 理論値と文献の実験値との比較

① 全体組立

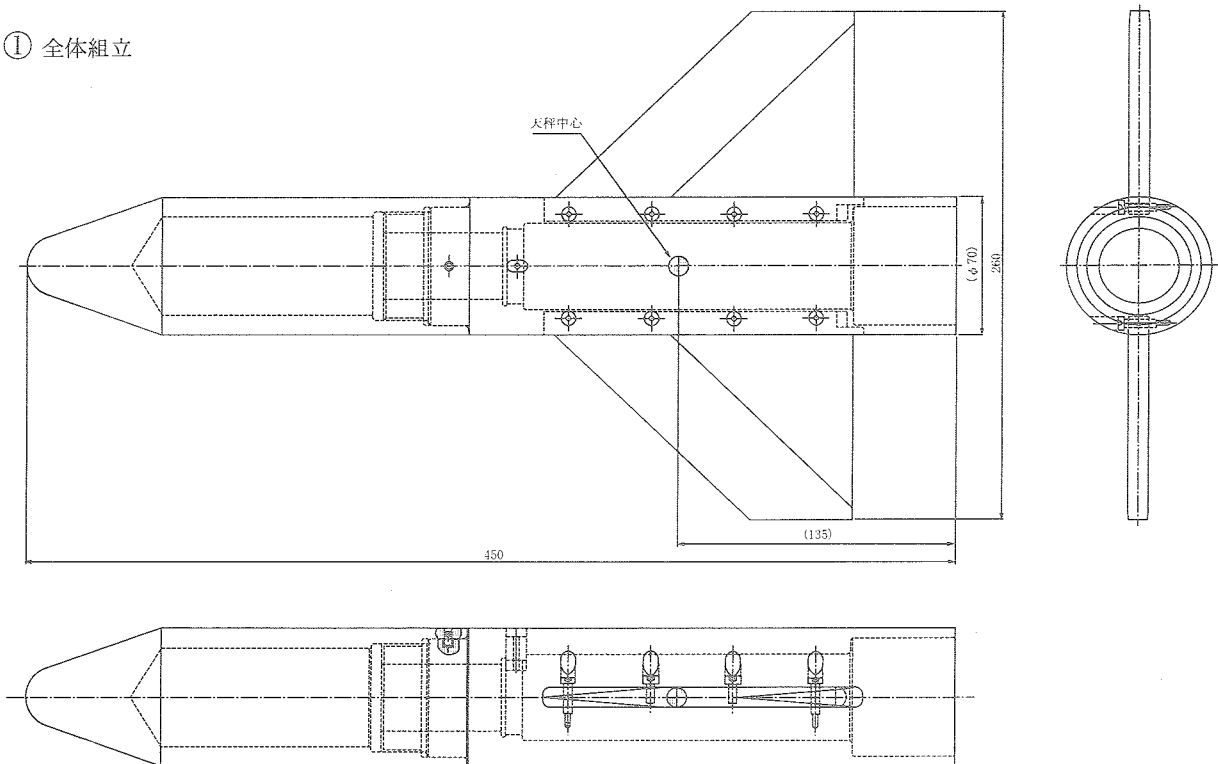


図2 模型概要図

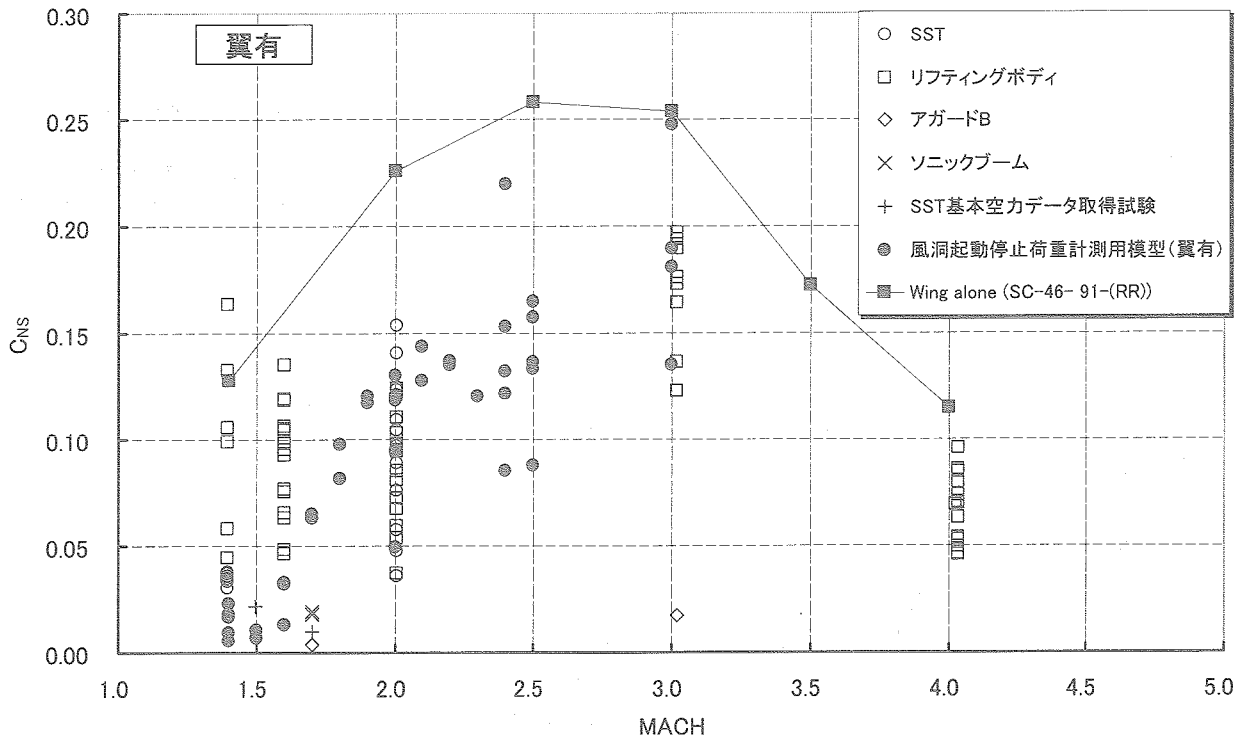


図3 過去の試験データ (翼有)

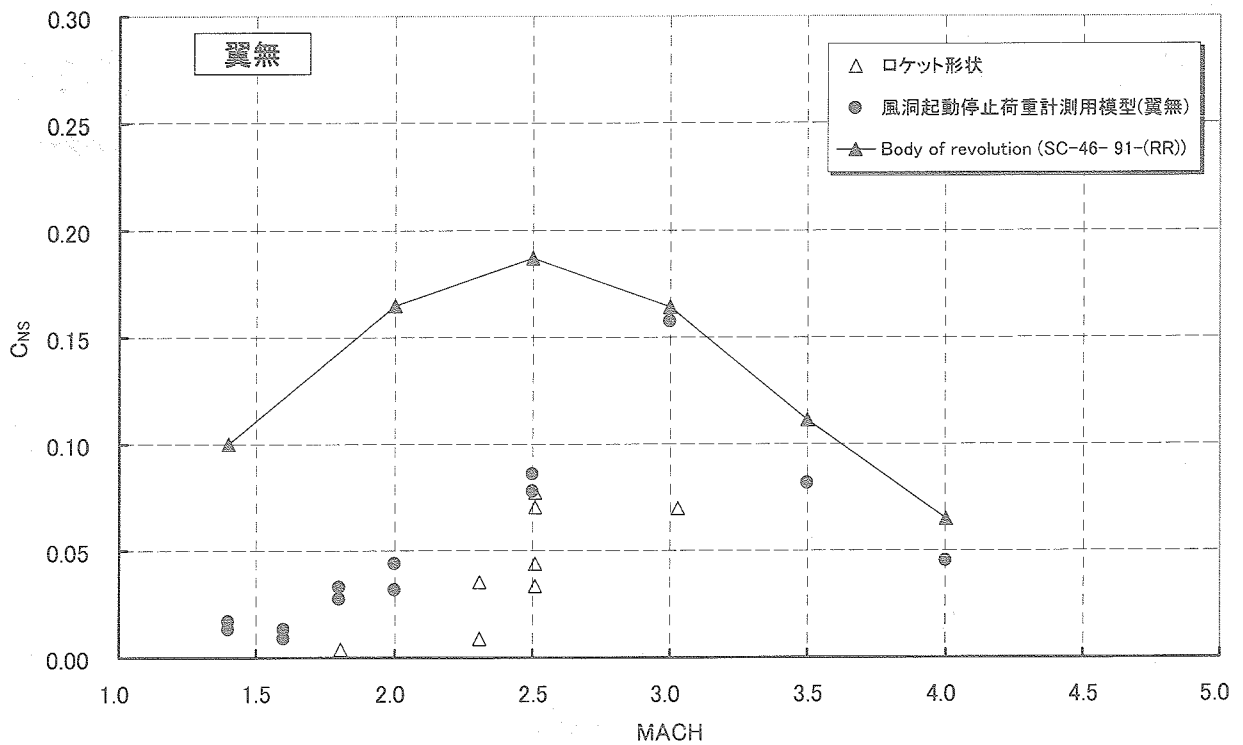


図4 過去の試験データ (翼無)

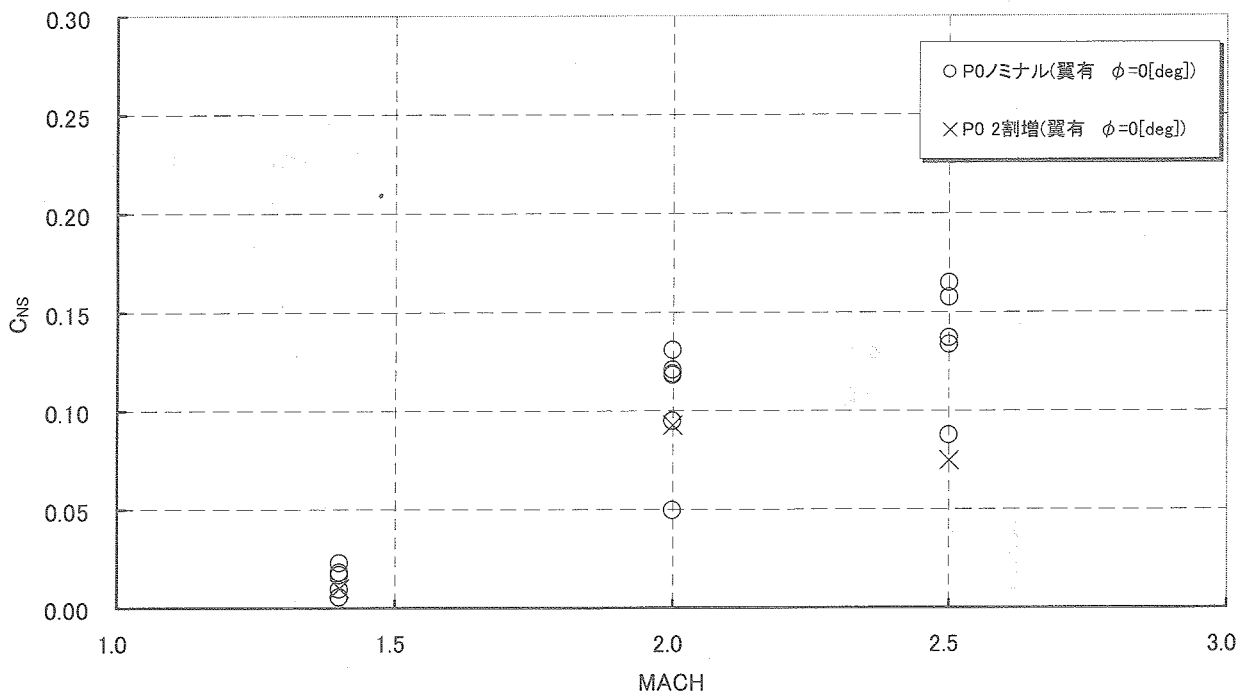


図5 滞り点圧力  $P_0$  の影響

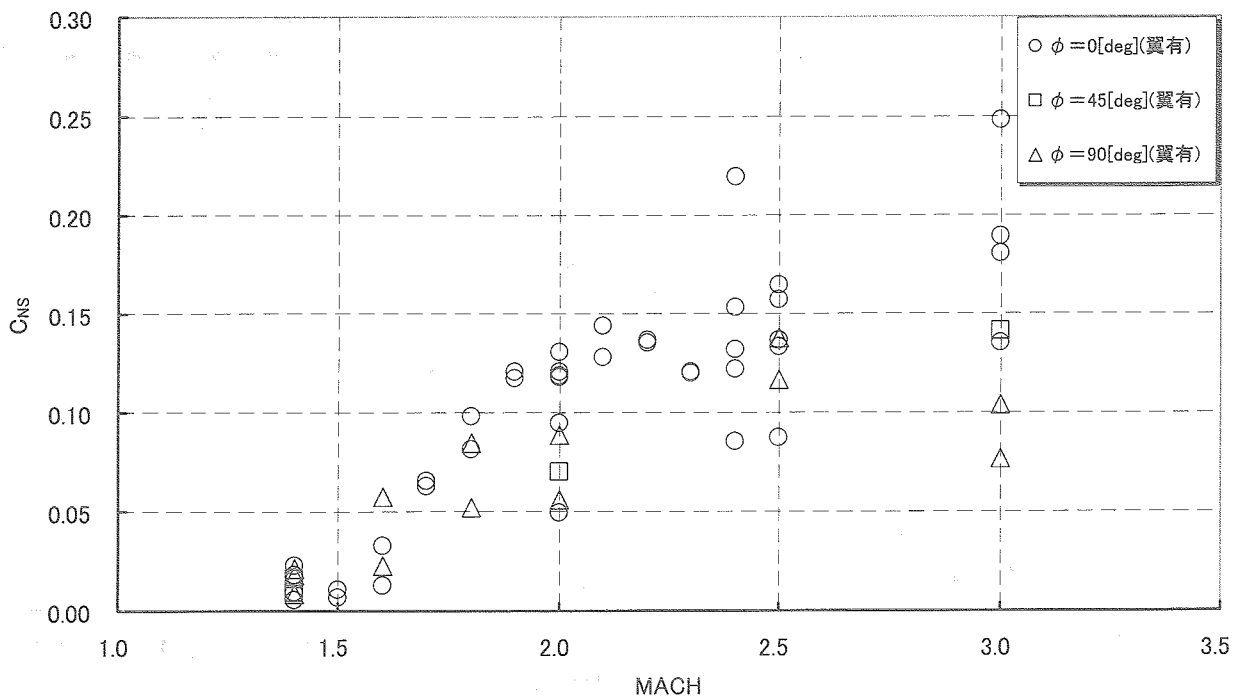


図6 ロール角  $\phi$  の影響

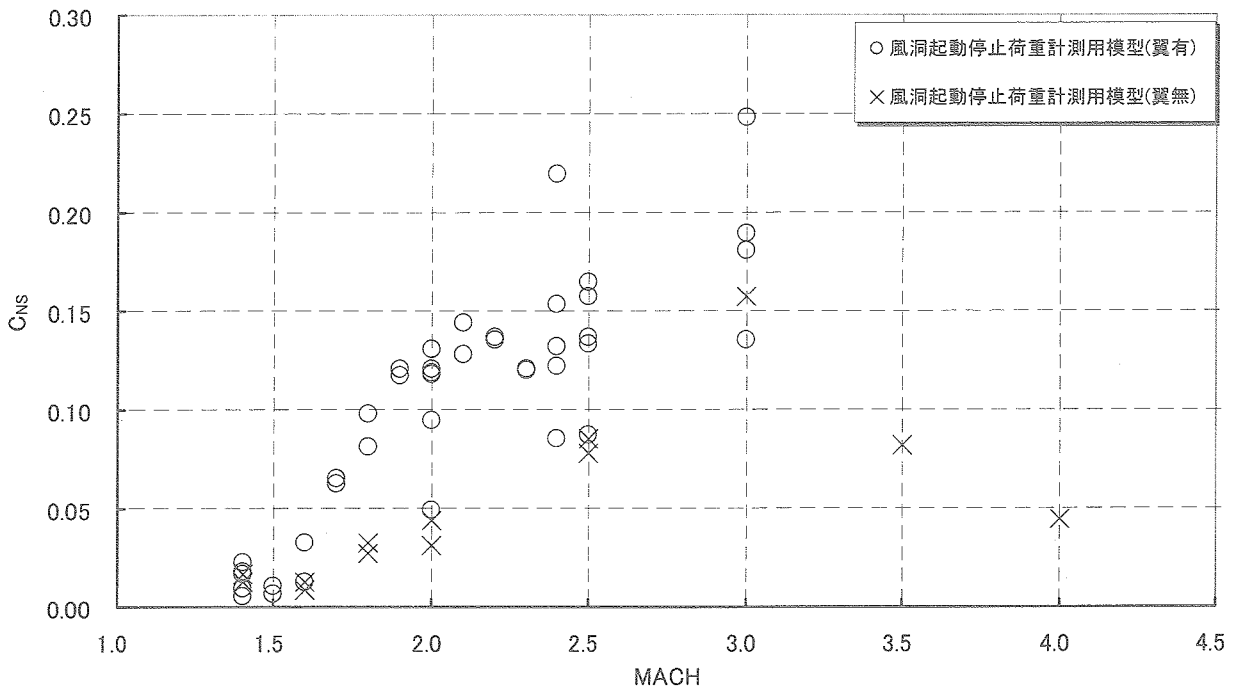


図7 主翼の有無の影響

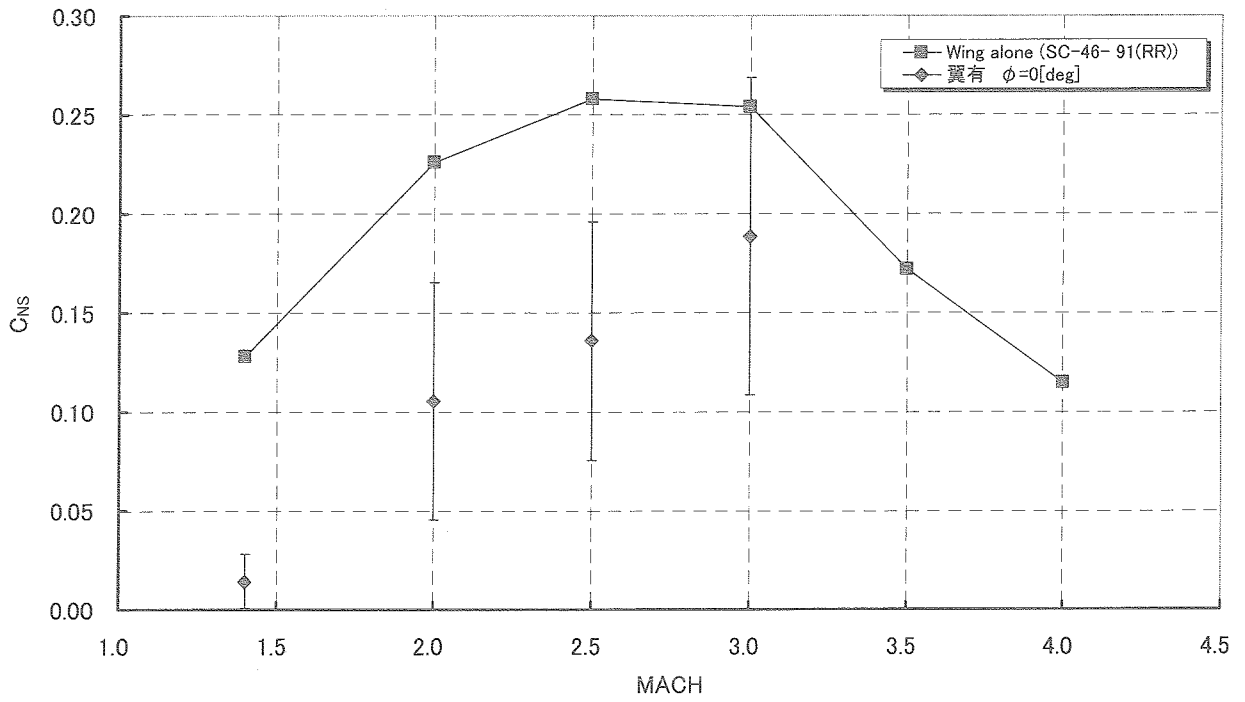


図8 再現性