

# 宇宙航空研究開発機構研究開発報告

## JAXA Research and Development Report

---

超音速風洞における起動／停止荷重に及ぼす  
影響パラメータの検討

飯島秀俊, 渡辺光則, 神田宏, 佐藤衛, 永井伸治, 鈴木教雄

2006年3月

宇宙航空研究開発機構  
Japan Aerospace Exploration Agency



# 超音速風洞における起動/停止荷重に及ぼす影響パラメータの検討\*<sup>1</sup>

飯島 秀俊\*<sup>2</sup>, 渡辺 光則\*<sup>2</sup>, 神田 宏\*<sup>2</sup>, 佐藤 衛\*<sup>2</sup>, 永井 伸治\*<sup>2</sup>, 鈴木 教雄\*<sup>3</sup>

## Effect of several parameters on starting/stopping loads in a supersonic wind tunnel

Hidetoshi IIJIMA, Mitsunori WATANABE, Hiroshi KANDA, Mamoru SATO, Shinji NAGAI, Norio SUZUKI

### ABSTRACT

Starting/stopping loads have occasionally caused problems in blow down supersonic wind tunnels. In this study these loads were investigated quantitatively in the JAXA 1m × 1m supersonic wind tunnel by varying the parameters of total pressure, roll angle, and the model wing size. To comprehend flow fields around the models in the tunnel, high speed schlieren images were obtained from wind tunnel startup, and surface pressure histories of the models were recorded. It was confirmed that the normal force of starting/stopping loads was reduced more than 30 % at Mach 3.0 and higher if the model wing plane was set at 90 degrees to the nozzle plane of symmetry. As the Mach number increased, asymmetric oblique starting shock waves caused larger pressure differences between upper and lower surfaces of the models.

**Key words:** supersonic, wind tunnel, starting/stopping loads

### 概 要

吹出式超音速風洞で問題となる起動/停止荷重の低減を図るために、JAXA1m×1m 超音速風洞において集合胴総圧、模型ロール角、翼面積をパラメータとして起動/停止荷重を定量的に調べた。また、模型周りの流れの様子を把握するために、高速度ビデオカメラを用いて風洞起動時のシュリーレン画像を取得すると共に、その時の模型表面の圧力変化を測定した。その結果、模型に加わる垂直力については、模型翼面を2次元ノズル対称面に対して90°にとると、マッハ数3.0以上では30%以上の起動/停止荷重が低減されることを確認した。また、マッハ数を増加させると上下非対称の斜め始動衝撃波を生じ、模型の上下方向に大きな圧力差及び荷重を引き起こすことがわかった。

### 記号

$C_{NS}$ : 衝撃垂直力荷重係数 $= F_{Nmax}/P_0S$	$M_{Zmax}$ : 偏揺れモーメントのピークの絶対値
$F_{Nmax}$ : 垂直力のピークの絶対値	$ls$ : 模型スパン長
$P_0$ : 集合胴総圧	$lc$ : 模型平均コード長
$S$ : 水平投影面積 (翼 + 胴体)	$P_1$ : 衝撃波の上流(下流)側の静圧
$C_{AS}$ : 衝撃軸力荷重係数 $= F_{Amax}/P_0S$	$P_2$ : 衝撃波の下流(上流)側の静圧
$C_{YS}$ : 衝撃横力荷重係数 $= F_{Ymax}/P_0S$	$P_{02}$ : 衝撃波の下流側のピトー総圧
$C_{IS}$ : 衝撃横揺れモーメント係数 $= M_{Xmax}/P_0S ls$	$\gamma$ : 比熱比
$C_{mS}$ : 衝撃縦揺れモーメント係数 $= M_{Ymax}/P_0S lc$	$\theta$ : 模型ピッチ角
$C_{nS}$ : 衝撃偏揺れモーメント係数 $= M_{Zmax}/P_0S lc$	$\phi$ : 模型ロール角
$F_{Amax}$ : 軸力のピークの絶対値	$M$ : 一様流マッハ数
$F_{Ymax}$ : 横力のピークの絶対値	$\mu$ : 平均値
$M_{Xmax}$ : 横揺れモーメントのピークの絶対値	$\sigma$ : 標準偏差
$M_{Ymax}$ : 縦揺れモーメントのピークの絶対値	

\*1 2006年2月28日 受付 (Received 28 February, 2006 )

\*2 総合技術研究本部 風洞技術開発センター (Wind Tunnel Technology Center, Institute of Aerospace Technology)

\*3 総合技術研究本部 飛行システム技術開発センター (Flight Systems Technology Center, Institute of Aerospace Technology)

## 1. はじめに

吹出式の超音速風洞では、風洞が起動及び停止する際に模型に大きな衝撃荷重(起動/停止荷重)が加わる。この衝撃荷重により、天秤や模型の破損、さらには模型の飛散による風洞本体の破損を引き起こすことがある。こうした問題を避けるために、風洞起動/停止時に模型を平板で挟む、シェルター状のもので気流から隠す等の対策が講じられてきた<sup>(1)</sup>。JAXA1m×1m 超音速風洞(以下、SWT1と記す)においては、風洞起動/停止時に模型を測定部下壁の収納箱に退避させる過負荷防止装置が製作され、起動/停止荷重の低減が見込まれた<sup>(2)</sup>。しかし、模型退避後、模型を気流に入れる際に、測定部下壁と格納箱をふさぐ整流板との段差による衝撃波が発生する等の問題が生じ、現在使われていない。以来、SWT1においては、特に起動/停止荷重低減の対策はされておらず、模型設計及び天秤選定時における起動/停止荷重の予測に関しては Maydew<sup>(3)</sup>のデータを参考にしてきた。起動/停止荷重の発生は、瞬間的に模型上下(左右)に互い違いの衝撃波が通過することに起因しており、その大きさは模型形状等に依存していると考えられる。

本実験では、翼大、翼小、翼なし模型の3つの模型に対して、集合胴総圧  $P_0$ 、ロール角  $\phi$ 、翼面積をパラメータとして起動/停止荷重を定量的に調べた。また、風洞起動時の模型周りの流れを把握するために高速度ビデオカメラを用いてシュリーレン映像を取得し、模型表面の非定常圧力を計測した。これらの結果より、超音速風洞の起動/停止時の現象把握と低減法について検討を行った。その結果、マッハ数の増加に伴い、上下非対称の斜め始動衝撃波を生じ、模型の上下方向に大きな圧力差を引き起こすことがわかった。起動/停止荷重の低減法については、模型の垂直力に対しては、模型翼面を2次元ノズル対称面に対して90°にとると、マッハ数3.0以上では30%以上の起動/停止荷重が低減されることを確認した。

## 2. 超音速風洞における起動/停止荷重

### 2.1 荷重係数

起動/停止荷重の指標として広く用いられる荷重係数  $C_{NS}^{(1)-(4)}$  (starting load normal force coefficient) は、垂直力のピークの絶対値  $F_{Nmax}$  を集合胴総圧  $P_0$  と水平投影面積  $S$  で除した値として(2.1)で定義される。

$$C_{NS} = \frac{F_{Nmax}}{P_0 S} \quad (2.1)$$

図1に示すように、風洞起動/停止時において最も極端な場合では、一時的に模型の前後端に衝撃波が位置することが考えられる。この時、模型上下の圧力差が衝撃波の上流側、下流側の静圧( $P_1, P_2$ )の差となる場合①、衝撃波の上流側の静圧( $P_1$ )と衝撃波の下流側のピトー総圧( $P_{02}$ )との差となる場合②が考えられる。それぞれの場合の圧力差及び  $C_{NS}$  は、(2.2)から(2.5)で与えられ、最終的に  $C_{NS}$  はマッハ数の関数で表される。

①模型上下の圧力差が衝撃波前後の静圧  $P_1, P_2$  の差となる場合

(i) 圧力差

$$P_2 - P_1 = \frac{2\gamma(M^2 - 1)P_0}{(\gamma + 1) \left[ 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} \quad (2.2)$$

(ii)  $C_{NS}$

$$C_{NS} = \frac{F_{Nmax}}{P_0 S} = \frac{P_2 - P_1}{P_0} = \frac{2\gamma(M^2 - 1)}{(\gamma + 1) \left[ 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} \quad (2.3)$$

②模型上下の圧力差が衝撃波の上流側の静圧  $P_1$  と衝撃波の下流側のピトー総圧  $P_{02}$  の差となる場合

(i) 圧力差

$$P_{02} - P_1 = \frac{P_0}{\left( \frac{2\gamma M^2 - \gamma + 1}{\gamma + 1} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \left( \frac{2 + (\gamma - 1)M^2}{(\gamma + 1)M^2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} - \frac{P_0}{\left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} \quad (2.4)$$

(ii)  $C_{NS}$

$$C_{NS} = \frac{F_{Nmax}}{P_0 S} = \frac{P_{02} - P_1}{P_0} = \frac{1}{\left( \frac{2\gamma M^2 - \gamma + 1}{\gamma + 1} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \left( \frac{2 + (\gamma - 1)M^2}{(\gamma + 1)M^2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} - \frac{1}{\left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} \quad (2.5)$$

図2に①及び②の  $C_{NS}$  の理論値と Maydew による  $C_{NS}$



の実験値との比較結果を示す。横軸にマッハ数を取り、実線が①及び②のそれぞれの理論値を示す。比熱比 $\gamma$ は一定であり、1.4とした。赤線、青線は、それぞれ wing alone (翼のみ形態)と body of revolution (翼なし形態)の実験値であり、2次元ノズルをもつ大きさの異なる超音速風洞における様々な形状の模型を用いて計測された $C_{NS}$ の最大値を示している<sup>(3)</sup>。この図から、マッハ数 1.4~3.0 の範囲では実験値は理論値よりも小さな値を示すことがわかる。このことから、模型強度や天秤容量を最適化するためには $C_{NS}$ を実験から算出し、様々なパラメータにおいて確認することが必要である。

## 2.2 SWT1 の概要

図 3 に、今回実験を行った吹出式超音速風洞である SWT1 の概観図を示す。2 基の貯気槽に蓄えられた約 2MPa の乾燥空気が、調圧弁、集合胴、2 次元ノズル、測定部、第 2 スロート、消音塔を通過し、大気へ放出される構造である。測定部の大きさは、幅 1m、高さ 1m、長さ 1.8m、マッハ数は、最小間隔 0.01 刻みで 1.4 から 4.0 まで設定可能であり、通風時間は最大 40 秒である。集合胴総圧 $P_0$ は通常、風洞起動に必要な最低限の圧力（ノミナル値）で運転しているが、2 割増加させることも可能である。SWT1 の 2 次元可変

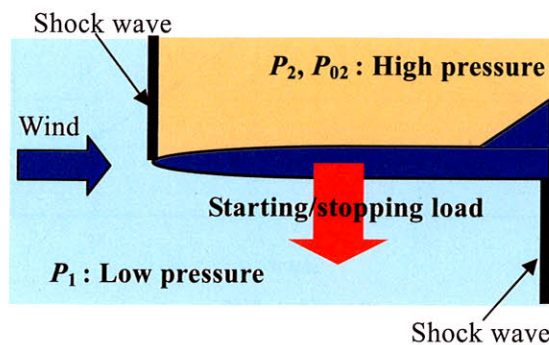


図 1 最も極端な場合の起動/停止荷重

ノズルを図 4 に示す。厚さ 18mm のステンレス鋼製可とう板からなるノズル壁は、上下各 21 本の電動ジャッキにより上下方向に変形し、マッハ数を変化させることができる<sup>(5)</sup>。Pope<sup>(1)</sup>らは、模型翼面を 2 次元ノズルの対称面に対し 90°に設定すると、起動/停止荷重が減少すると報告している。

## 2.3 SWT1 における過去の試験データ

SWT1 において過去に得られた様々な模型形態の起動/停止荷重データを、翼あり形態と翼なし形態に分類した。翼あり形態は、SST 模型、AGARD-B 標準模型、リフティングボディ模型、低ソニックブーム模型、SST 模型その 2、翼なし模型は、rocket model があり、それぞれ Maydew の実験値と比較した。その結果を図 5 に示す。水平投影面積 $S$ は、Maydew と同様に胴体部と主翼部の面積の和を用いた。主翼が無い場合は、胴体部のみの水平投影面積を用いた。翼あり形態についてはマッハ数 1.4 付近で Maydew の結果を上回るものもあるが、全体的に小さい値を示すことが確認できる。特に (b) の翼なし形態においては、Maydew の実験値の半分以下となっている。しかし、過去の定常試験データから $C_{NS}$ を算出する場合、10Hz のローパスフィルタを通過させた天秤出力データから算出するため、真のピーク値よりも小さい値になる可能性がある。

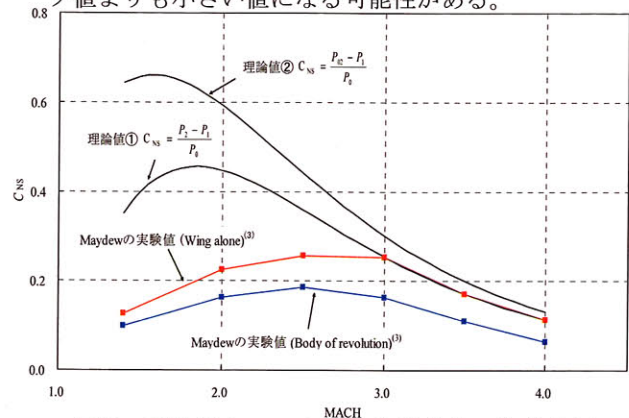


図 2 理論値と Maydew の実験値との比較結果

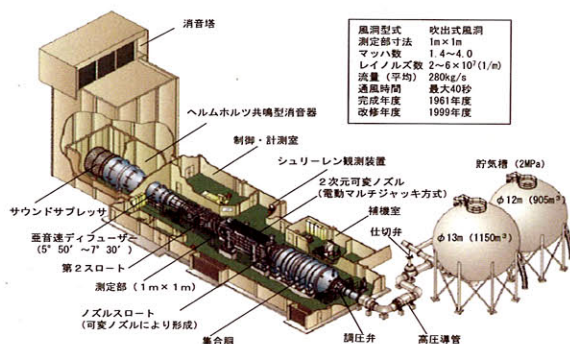


図 3 SWT1 の概観図

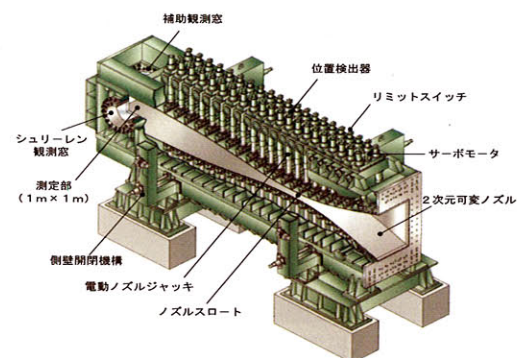


図 4 2次元可変ノズル

### 3. 試験方法

#### 3.1 模型及びセンサ

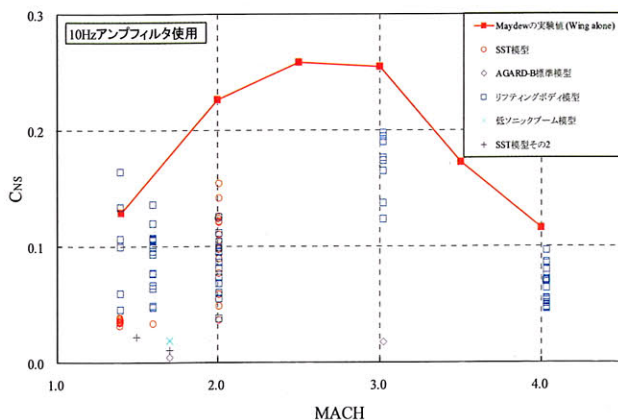
本試験で使用した胴体直径 70mm, 胴体長 450mm の 3 種類の模型概要を図 6(a)~(c)に示す。図 6(a), (b) に示す翼大模型, 翼小模型の翼面積は, それぞれ  $0.018\text{m}^2$ ,  $0.006\text{m}^2$  である。また, 図 6(c)は, これらの翼を取外した翼なし模型である。水平投影面積  $S$  は, 翼大模型が  $0.048\text{m}^2$ , 翼小模型が  $0.036\text{m}^2$ , 翼なし模型が  $0.030\text{m}^2$  である。材質は胴体部分が S45C, 翼部分が SCM440 である。翼小模型には胴体及び主翼に非定常圧力センサが埋め込まれている。センサ位置は, 図 7 に示すように, 模型ノーズ, 模型前胴部上面, 模型前胴部下面, 模型右翼上面, 模型右翼下面, 模型左翼上面の計 6 点取り付けられている。模型ノーズには, 円筒タイプの 50psi 絶対圧型圧力センサ (XT-140-50A) を, 模型前胴部および模型翼面には, フラッシュマウントタイプの 25psi 絶対圧型圧力センサ (LE-125-25A) を使用した。6 分力の計測にはモーメントタイプの 6 分力天秤 (1.5 インチ径, LMC-6522/Z500, 日章電機製) を使用した。天秤容

量は,  $F_X: 800\text{N}$ ,  $F_Y: 5000\text{N}$ ,  $F_Z: 5000\text{N}$ ,  $M_X: 70\text{N}\cdot\text{m}$ ,  $M_Y: 300\text{N}\cdot\text{m}$ ,  $M_Z: 300\text{N}\cdot\text{m}$  である。

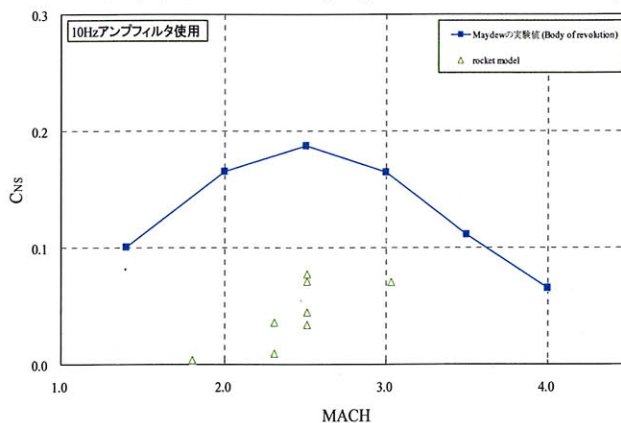
#### 3.2 試験条件

マッハ数は 1.4 から 4.0, マッハ数によって決定される集合胴総圧  $P_0$  は  $150\text{kPa}$  から  $1270\text{kPa}$  の範囲で試験を行った。 $P_0$  の影響を調べるために, 通常の運転の設定値であるノミナル値及び 2 割増しの値で試験を行った。通常, 起動/停止時に試験で設定している模型ピッチ角  $\theta = 0^\circ$  を取った。ロール角  $\phi$  は  $0^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $90^\circ$  に設定し, データを取得した。マッハ数 3.5 以上の試験は, 模型及び天秤保護のため翼小模型を用いた。また, サンプリング周波数は  $1280\text{Hz}$  で取得し, ローパスフィルタの周波数は, ピークが小さくならないように  $1\text{kHz}$  とした。

$F_N$  の起動/停止荷重の一例として, マッハ数が 4.0,  $P_0$  がノミナル値の結果を図 8 に示す。模型は, 図 6(b) に示す翼小模型を用い,  $P_0$  はノミナル値に設定した。風洞の調圧弁の開閉は, それぞれ 0 秒, 10 秒である。模型ピッチ角  $\theta$  は常に  $0^\circ$  であるので 5 秒から 10 秒までの定常状態において  $F_N$  は, ほぼゼロに等しいが,

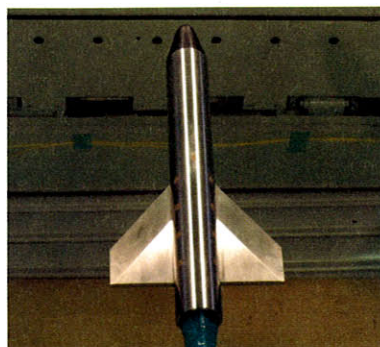


(a) 翼あり形態

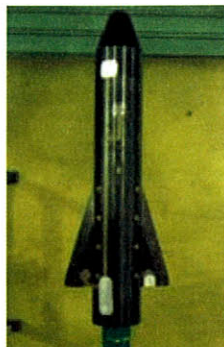


(b) 翼なし形態

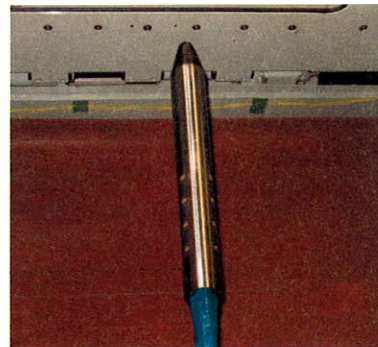
図 5 過去の試験データと Maydew の実験値との比較



(a) 翼大模型



(b) 翼小模型



(c) 翼なし模型

図 6 模型概要図



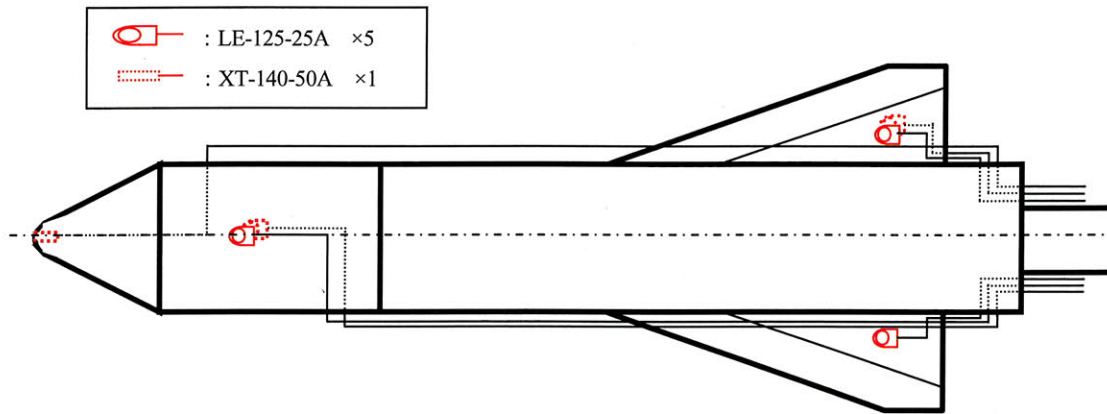
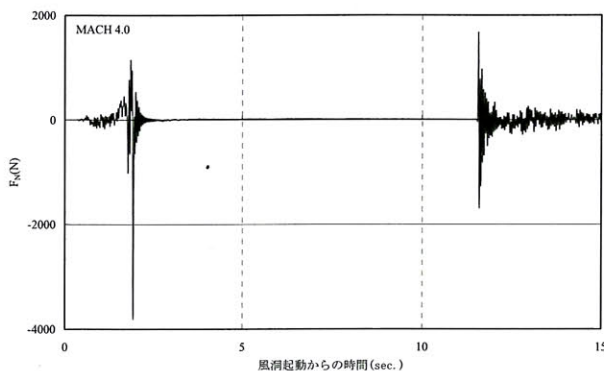


図7 圧力センサ位置

図8  $F_N$ の起動/起動停止荷重

調圧弁開閉後 2 秒程度遅れて鋭いピークが観察される。 $C_{NS}$ を算出する際の $F_{Nmax}$ の測定値は、模型や天秤の保護の観点から安全側を考え、起動及び停止時の $F_N$ のピークの絶対値を採用した。

#### 4. 試験結果及び考察

##### 4.1 影響パラメータの検討

###### 4.1.1 ローパスフィルタの影響

図9は、1kHzのローパスフィルタを通した試験データとMaydewの実験値を比較した結果である。翼あり形態と翼無し形態に分けて示す。図5における10Hzのローパスフィルタを通した結果と同様に、Maydewのデータよりやや小さい値を示し、各形態、各マッハ数においてローパスフィルタの周波数の違いによる大きな影響は見られなかった。天秤や模型を含む支持系の共振周波数は低く、天秤出力が10Hz以上の反応に乏しいので、ローパスフィルタの周波数の違いは、 $C_{NS}$ の値には直接影響がないことが予想される。

###### 4.1.2 翼面積の影響

翼面積の大きさの違いによる $C_{NS}$ への影響を図10に示す。図6の模型概要図に示される翼大模型、翼小模型、翼なし模型を用いた。模型ロール角 $\phi$ は全て $0^\circ$ で試験を行った。マッハ数1.4では $C_{NS}$ の値は0.02程度で翼面積によらない。マッハ数2.0から4.0については、 $C_{NS}$ が翼面積と共に増加する傾向を示す。これは、翼が胴体に比べ、上下非対称な流れの影響を受けやすく、より大きな圧力差を引き起こすためと考えられる。

###### 4.1.3 集合胴総圧 $P_0$ の影響

図11に集合胴総圧 $P_0$ の影響を示す。マッハ数1.4, 2.0, 2.5において $P_0$ のノミナル値は、それぞれ150kPa, 220kPa, 320kPaである。ここでは、図6(a)で示される翼大模型を用い、 $P_0$ をノミナル値から2割増加させた場合の $C_{NS}$ への影響を調べた。それぞれのマッハ数において $C_{NS}$ は、後述の4.2に示すばらつきの範囲内であり、 $C_{NS}$ に対して $P_0$ の影響はないと推測できる。これは $P_0$ で無次元化した $C_{NS}$ が妥当なパラメータであることを示している。また、エジェクター等を用いて集合胴総圧 $P_0$ が低い状態で風洞を起動/停止すれば、 $F_{Nmax}$ を低減できると予測される。

###### 4.1.4 ロール角 $\phi$ の影響

図12(a)に、翼のある形態においてロール角 $\phi$ を $0^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $90^\circ$ と変化させた時の $C_{NS}$ への影響を示す。模型は、マッハ数3.5未満については翼大模型、それ以上では翼小模型を用いた。なお、各ロール角 $\phi$ において、水平投影面積 $S$ は、翼大模型が $0.048\text{m}^2$ 、翼小模型が $0.036\text{m}^2$ とした。ロール角を $0^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $90^\circ$ と変化させると1.4以外の各マッハ数において $C_{NS}$ が減少していることがわかる。マッハ数1.4の $C_{NS}$ については他のマッハ数と比較して、値が小さいのでそれほど問題とならない。図12(b)に、各マッハ数において模型ロー

ル角を  $0^\circ$  から  $90^\circ$  へ変化させた時の  $C_{NS}$  の変化率を示す。 $C_{NS}$  の変化率は、ロール角  $90^\circ$  の  $C_{NS}$  から  $0^\circ$  の  $C_{NS}$  を引いた値をロール角  $0^\circ$  の  $C_{NS}$  で除した値(%)で定義した。その変化率は、マッハ数 3.0 で-52%程度、マッハ数 4.0 では、-34%程度であった。

これは、SWT1 のノズルが上下に膨張面をもつ2次元ノズルであり、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。上下2次元ノズルを有する風洞においては、風洞起動/停止時に、模型の翼面がノズル対称面に対して  $90^\circ$  となるように設定すると、起動/停止荷重が低減できることが定量的に確認された。

#### 4.2 $C_{NS}$ のばらつき

図 13 に、マッハ数 1.4 から 4.0 までの  $C_{NS}$  のばらつきの結果を示す。それぞれのマッハ数において、5回のデータの平均値  $\mu$  と標準偏差  $\sigma$  を計算した。図のマークは平均値を、エラーバーは  $\pm 2\sigma$  の範囲を Maydew の wing alone (翼のみ形態) データと共に示す。使用された模型はマッハ数 3.5 未満については翼大模型、それ以上では翼小模型を用いた。ほぼ全てのマッハ数において、ばらつきを考慮した場合でも、Maydew の結果よりも小さい値を示す。この結果により、これまで SWT1 において起動/停止荷重の目安として用いてきた Maydew の実験値が妥当な値であることが確認できた。

#### 4.3 垂直力以外の起動/停止荷重について

ここでは、ロール角  $\phi$  の変化が  $F_N$  以外の力及びモーメントに与える影響について調べた。模型は 4.1.4 と同様であり、マッハ数 3.5 未満については翼大模型、それ以上では翼小模型を用いた。結果を図 14(a)~(e) に示す。また、モーメントの基準長は  $C_{IS}$  をスパン長

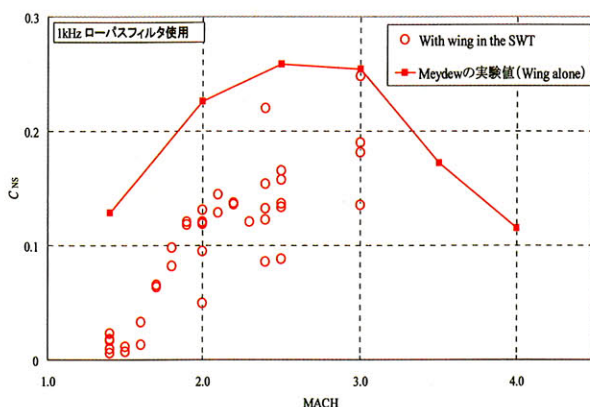
$l_s(0.26m)$ 、 $C_{ms}$ 、 $C_{ns}$  を平均コード長  $l_c(0.10m)$  にとった。マッハ数 3.5、4.0 において模型ロール角  $\phi$  を  $0^\circ$  から  $90^\circ$  に変化させた場合、垂直力以外の起動/停止荷重に違いは見られなかった。

#### 4.4 シュリーレン画像と模型表面圧力

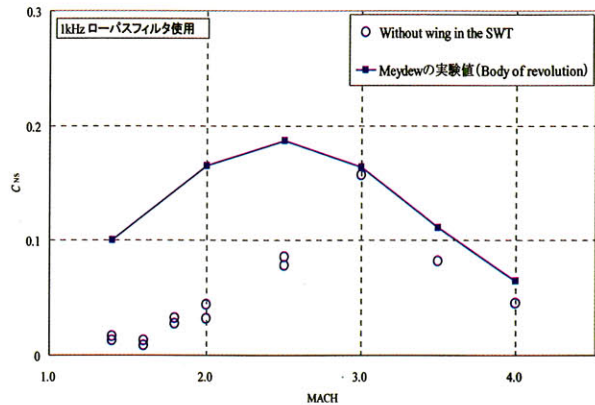
マッハ数 1.4、2.0、3.0、4.0 における風洞起動時のシュリーレン画像と模型表面圧力の結果をそれぞれ図 15、図 16、図 17、図 18 に示す。それぞれの図は、翼小模型(圧力センサ付)の表面圧力の時間履歴と 6 枚のシュリーレン画像からなる。模型表面圧力のグラフは、横軸に風洞起動からの時間、縦軸に絶対圧を示す。図 7 に示した模型表面位置における圧力を示す。6 枚のシュリーレン画像は高速度ビデオカメラで取得し、画像と対応する風洞起動からの時間を画像とグラフの両方に記す。高速度ビデオカメラのサンプリング周波数は 2250 フレーム/sec. であり、約 2 秒間を撮影した。模型ロール角  $\phi$ 、模型ピッチ角  $\theta$  は常に  $0^\circ$  である。模型翼表面の圧力が大気圧からほぼ気流静圧になるまでのデータを示す。

図 15 のマッハ数 1.4 の結果において、衝撃波が模型を通過する  $0.765 \sim 0.794(sec.)$  の間、模型前胴部上下面及び模型右翼上下面の圧力は、ほぼ同じであった。また、シュリーレン画像では垂直衝撃波が上下対称に模型上を通過していることが確認できる。この結果は、図 9 の低マッハ数において起動/停止荷重が小さいことに対応する。

図 16 におけるマッハ数 2.0 の結果では、マッハ数 1.4 の結果と同様、模型上下面の圧力差は模型前胴部及び右翼で観察されなかった。しかし、衝撃波が通過する  $0.600(sec.) \sim 0.755(sec.)$  の間、全ての圧力孔において振動がみられた。衝撃波の通過後、圧力振動がなくなっても圧力は徐々に上昇し、風洞起動から



(a) 翼あり形態



(b) 翼なし形態

図 9 試験データと Maydew の実験値との比較



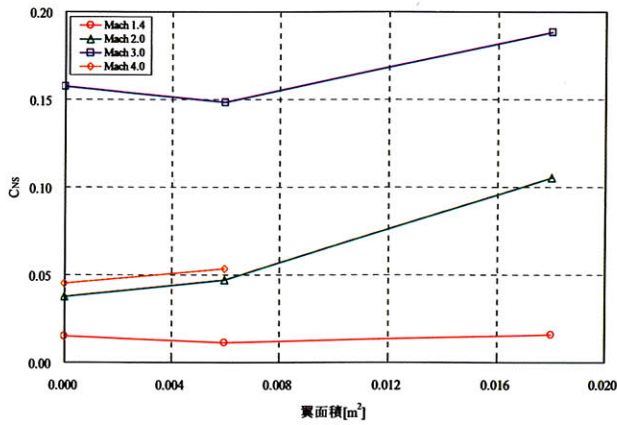


図 10 翼の影響

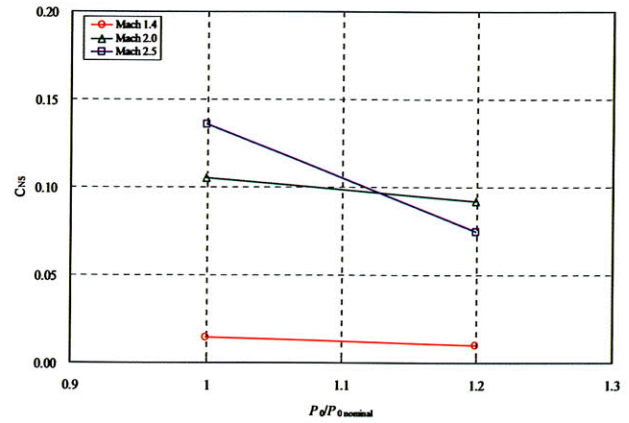


図 11 集合胴総圧  $P_0$  の影響

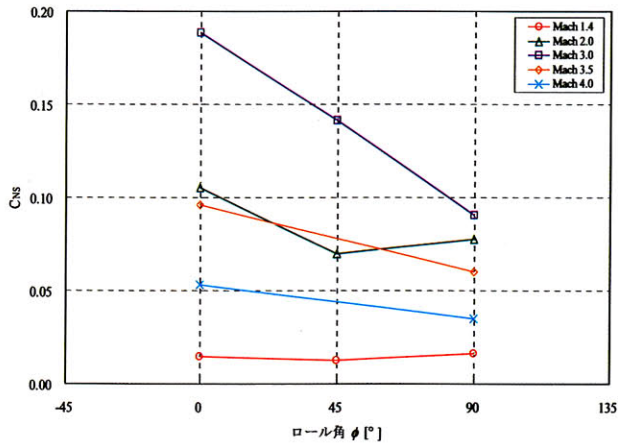


図 12(a) ロール角  $\phi$  の影響

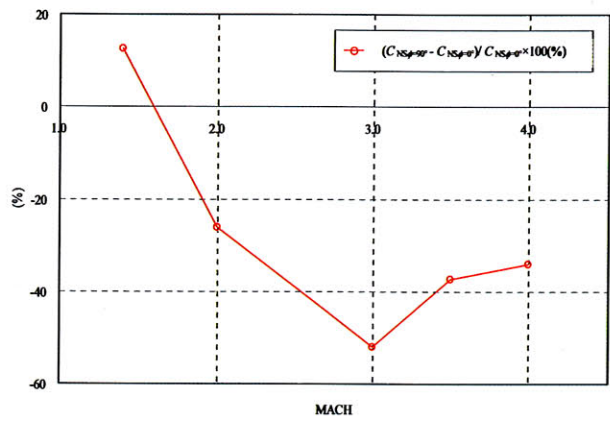


図 12(b) 模型ロール角  $\phi$  の変化による  $C_{Ns}$  の変化率

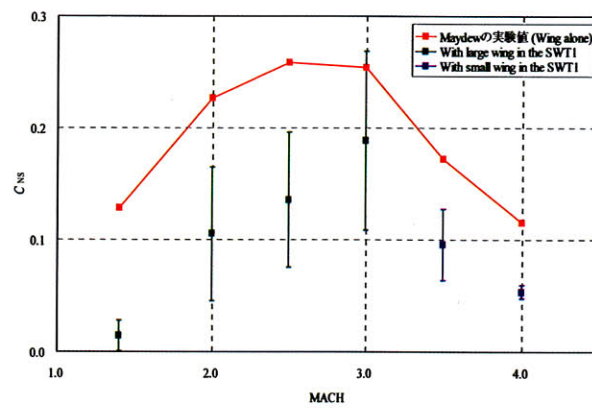


図 13  $C_{Ns}$  のばらつき

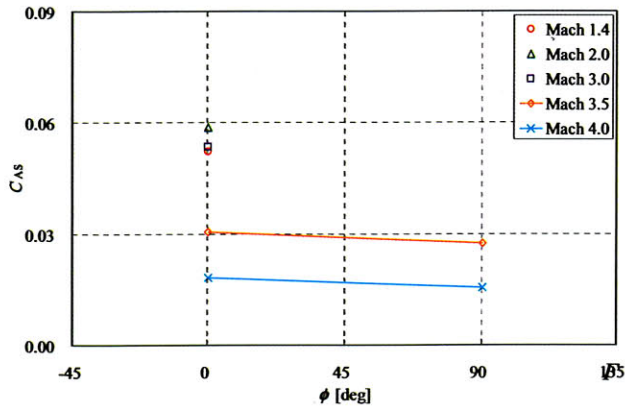
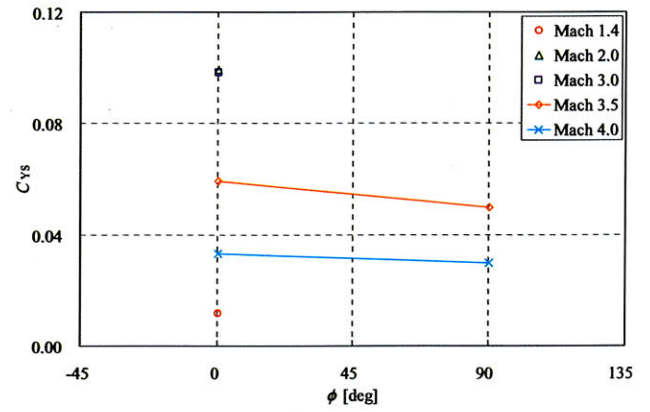
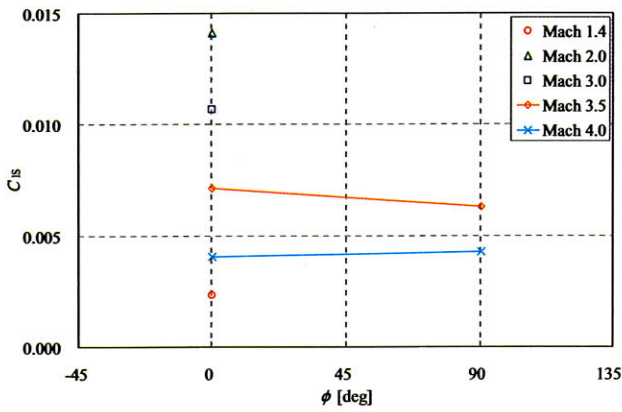
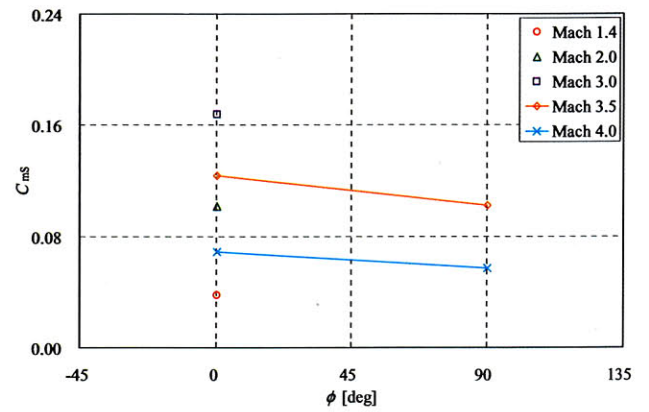
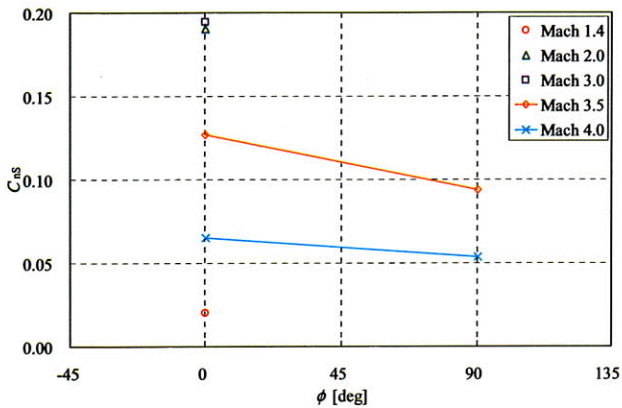
(a)  $C_{AS}$  衝撃軸力荷重係数  $= F_{Amax}/P_0S$ (b)  $C_{YS}$  衝撃横力荷重係数  $= F_{Ymax}/P_0S$ (c)  $C_{LS}$  衝撃横揺れモーメント係数  $= M_{Xmax}/P_0Sls$ (d)  $C_{MS}$  衝撃縦揺れモーメント係数  $= M_{Ymax}/P_0Sls$ (e)  $C_{NS}$  衝撃偏揺れモーメント係数  $= M_{Zmax}/P_0Sls$ 

図 14 垂直力以外の起動/停止荷重

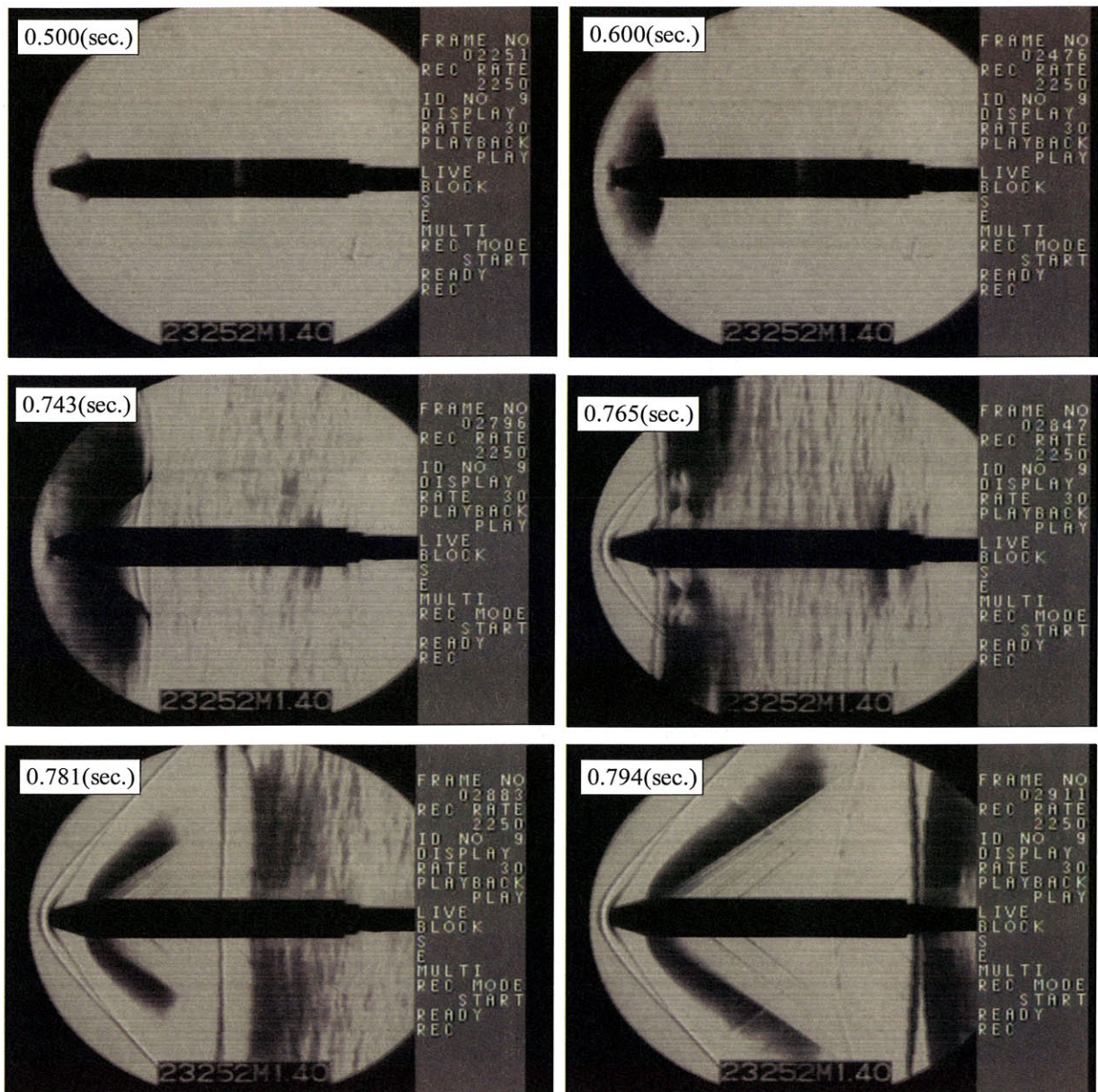
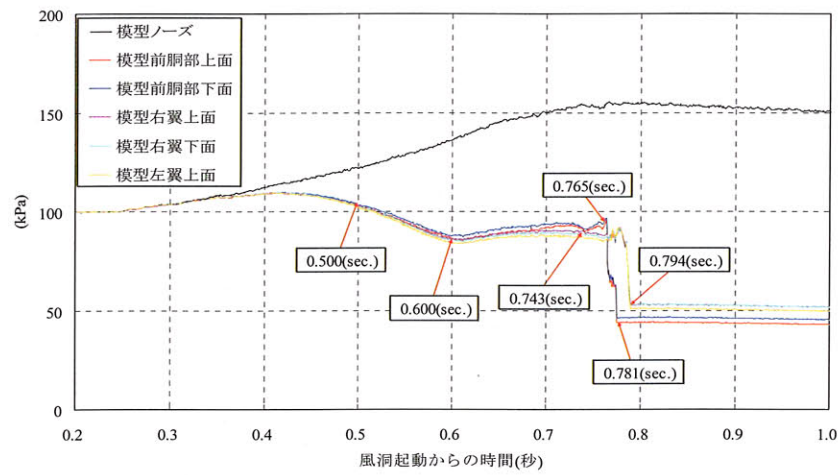


図 15 シュリーレン画像と模型表面圧力 (Mach 1.4)



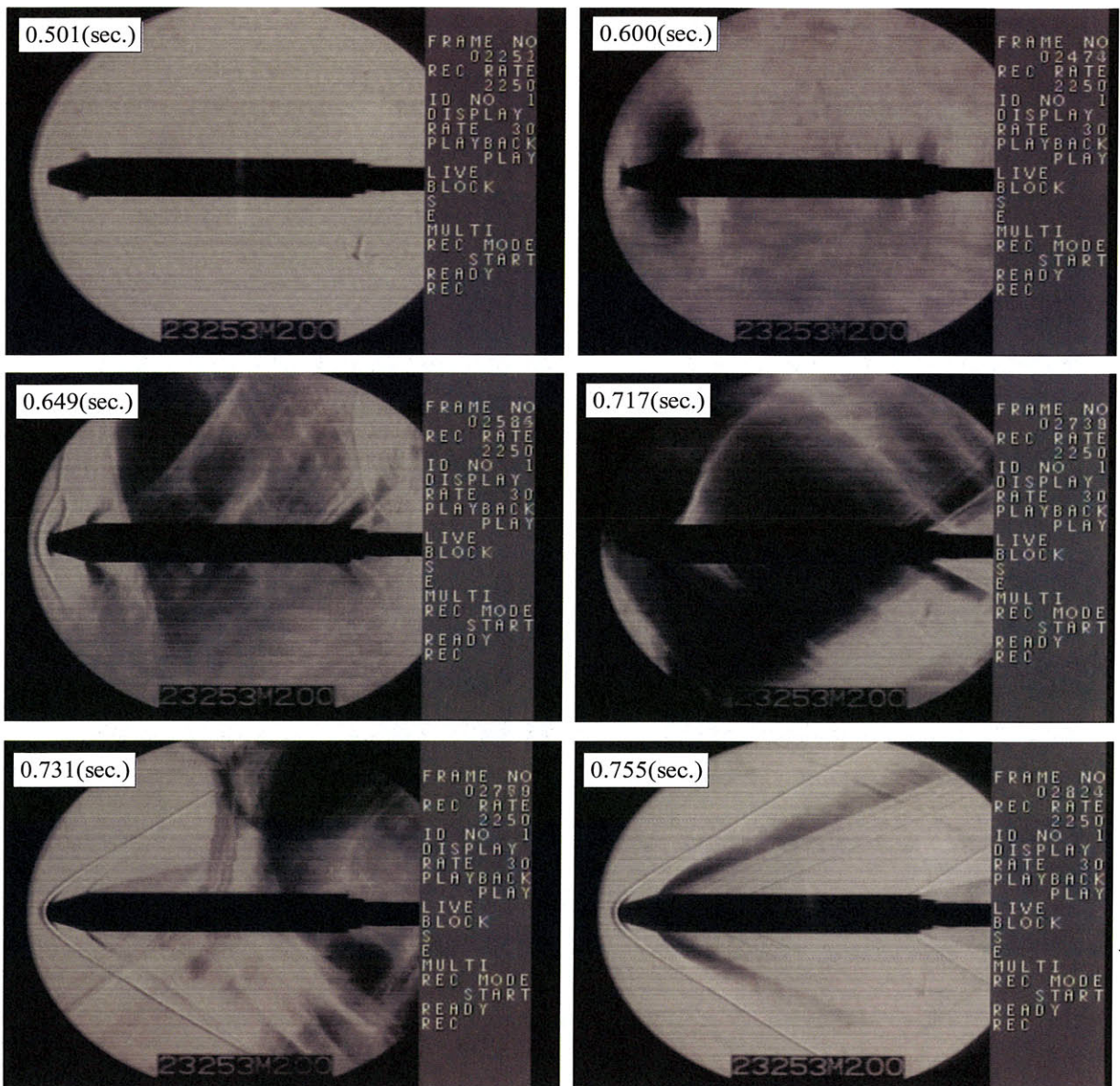
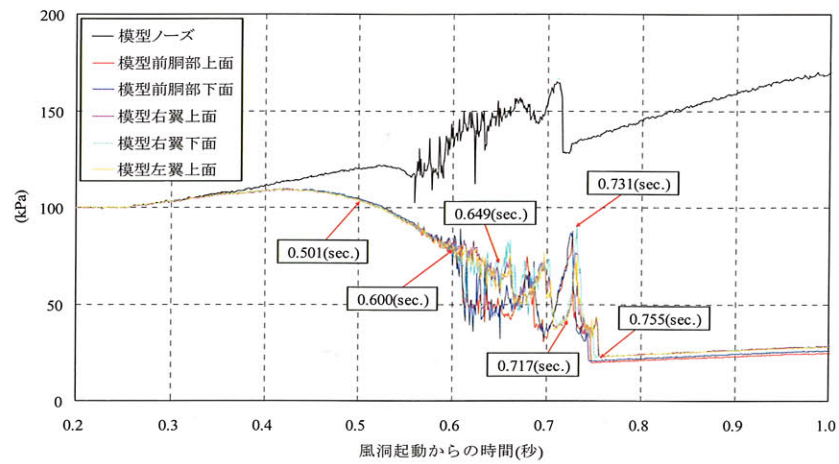


図 16 シュリーレン画像と模型表面圧力 (Mach 2.0)



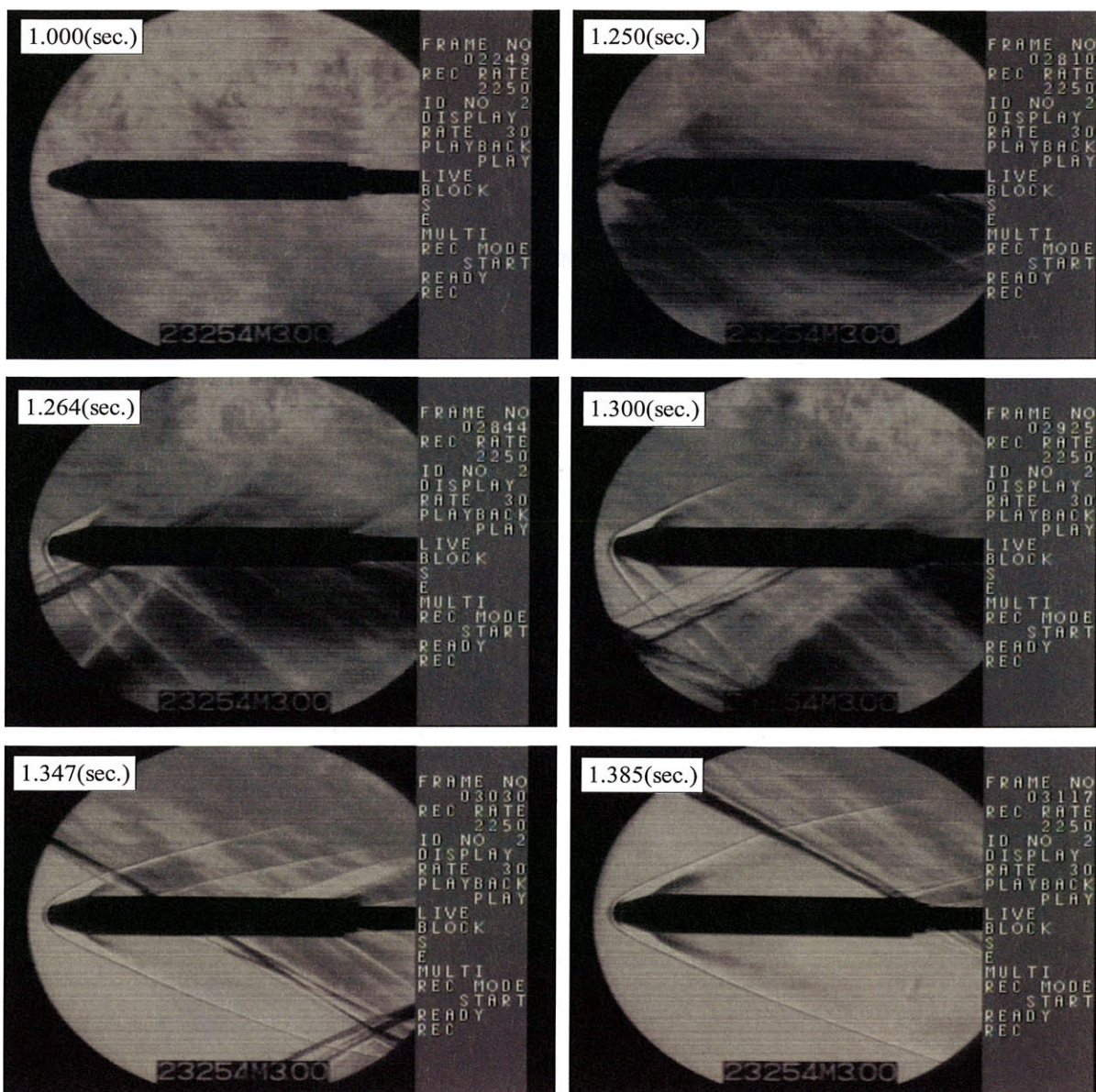
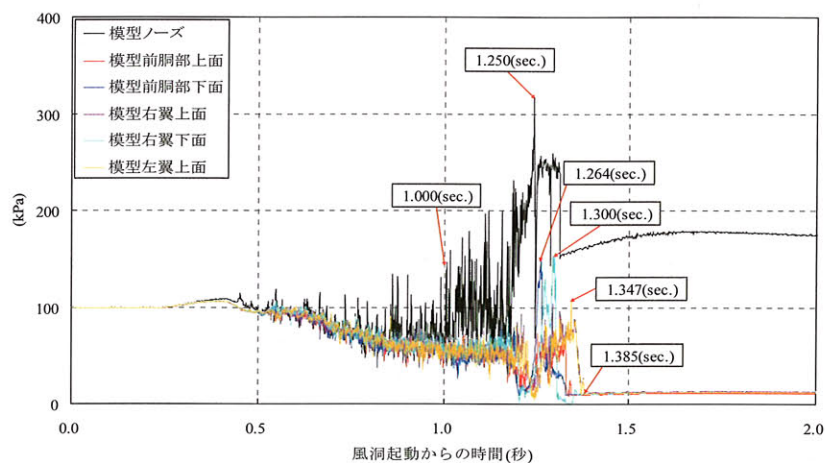


図 17 シュリーレン画像と模型表面圧力 (Mach 3.0)



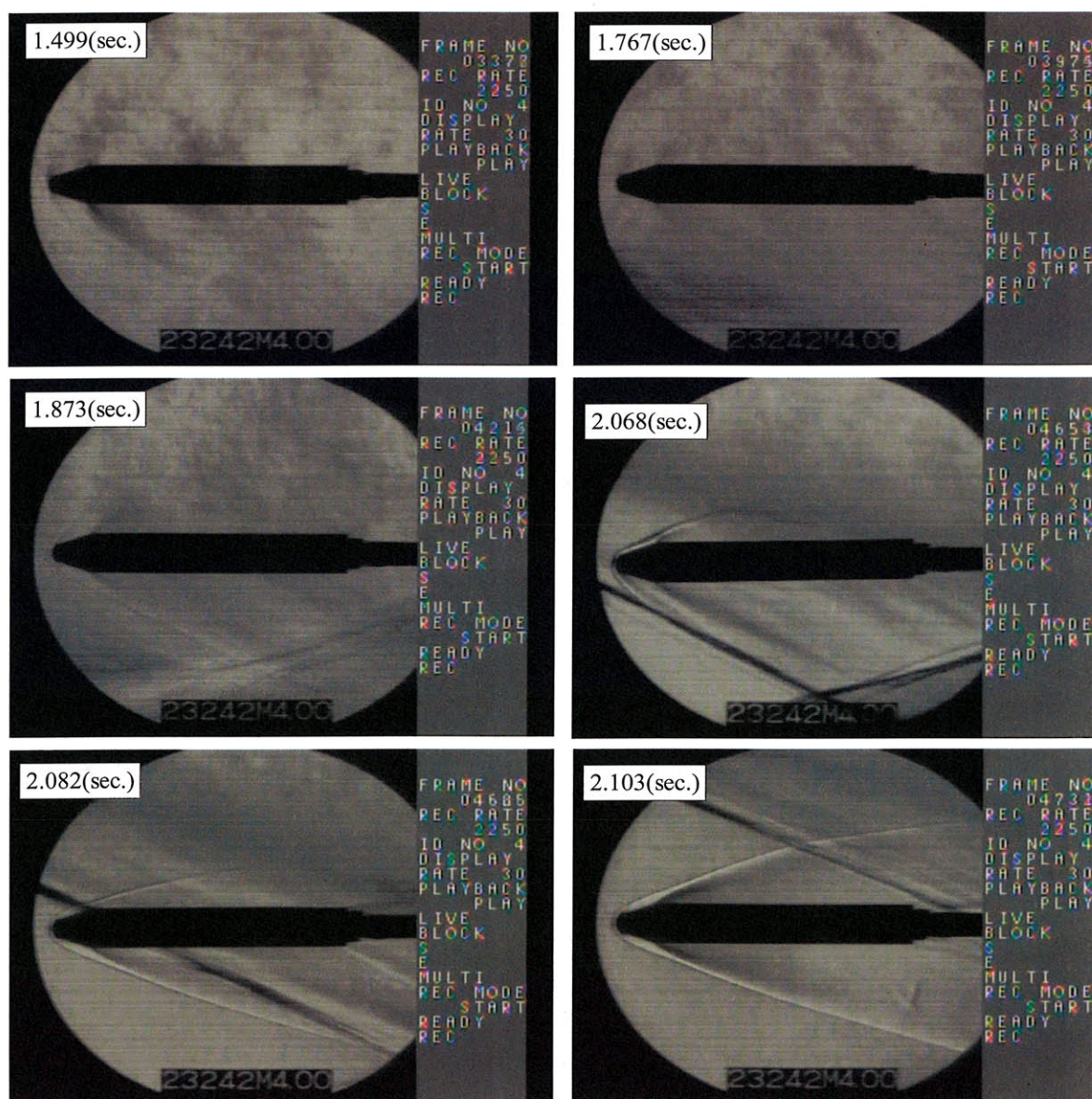
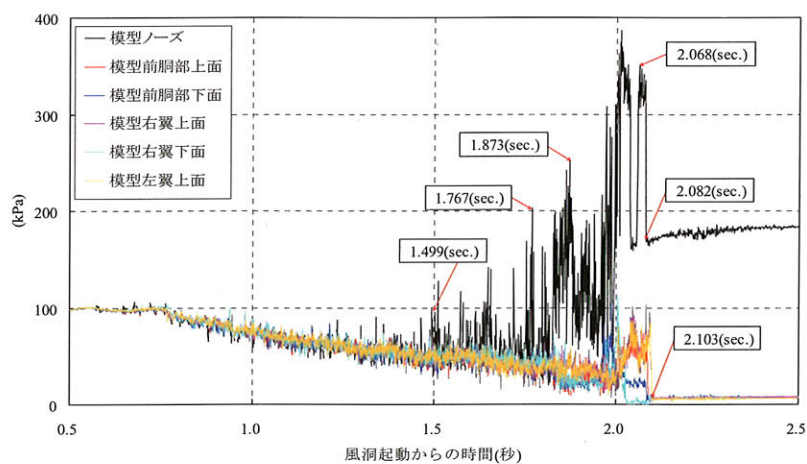


図 18 シュリーレン画像と模型表面圧力（Mach 4.0）



3 秒付近で定常状態となる。

図 17 に示すマッハ数 3.0 のシュリーレン画像では、ノズル中心面に対して上下非対称に交差した斜め衝撃波がみられた。0.5(sec.)付近から、全ての圧力孔において激しい圧力振動が見られ、模型ノーズの圧力は 1.250(sec.)で 300kPa を超えるピークを生じ、その後 100kPa 以下に急激に減少する。また、模型前胴部下面、模型右翼下面においては、それぞれ 1.264(sec.), 1.300(sec.)で 150kPa 程度のピークを生じ、その後、両者の圧力は 10kPa 程度まで激減する。1.385(sec.)で模型後端を斜め衝撃波が通過し、定常状態となる。模型前胴部上下面、模型右翼上下面の圧力差は、最大 100kPa 程度になる。また、模型左右翼上面において圧力差はあまり見られなかった。

図 18 のマッハ数 4.0 の結果は、マッハ数 3.0 の結果と同様に上下非対称に交差した斜め衝撃波を生じ、衝撃波の通過の際に激しい圧力振動を示した。また、模型ノーズの圧力は振動が安定する直前の 2.000(sec.)付近で 400kPa 弱のピークを生じた。交差した斜め衝撃波が通過した 2.05(sec.)付近において、模型上下面では最大 100kPa 程度の圧力差がみられた。また、左右翼上面では圧力差はあまり見られなかった。風洞起動時から定常状態までの時間は 2.103 (sec.)であり、マッハ数 3.0 の結果より長いことがわかる。

図 15 から図 18 の試験結果から、以下の現象が考えられる。風洞起動時には、調圧弁の急開による急激な圧力上昇により、衝撃波が発生する。しかし、衝撃波管のようなステップ状の圧力変化ではないため、衝撃波は複数の弱い衝撃波となる。ノズルスロートを通じた衝撃波は伝達衝撃波としてノズル下流へと伝播する。伝達衝撃波によって加速された流れは、ノズルによっても加速される。複数の弱い衝撃波を伴う複雑な加速された流れが模型を通過した後、最後に始動衝撃波が通過して定常流となる。

ここで、風洞起動時の境界層の厚さは、ノズル膨張率すなわちマッハ数の増加とともに厚くなる傾向にある。マッハ数 1.4 の場合、ノズル膨張率が小さく境界層が薄いために、始動衝撃波とノズル膨張部の境界層は干渉せずに垂直な衝撃波となることが推測できる。一方、高いマッハ数では始動衝撃波はノズル膨張部の厚い境界層と干渉し、図 17, 18 でみられるような交差した衝撃波を引き起こすことが考えられる。

厚い境界層は、不安定かつ上下非対称となりやすいので、その干渉によって生じる衝撃波も不安定かつ上下非対称となると推測される。この上下非対称

な衝撃波の通過により模型は、上下に圧力差すなわち荷重を生じる。また、定常状態に移行するのに要する時間は、境界層が厚いほど長いと言える。

## 5. 結論

本研究では、翼大、翼小、翼なし模型の 3 つの模型を用い、1m×1m 超音速風洞における風洞起動/停止荷重を翼面積、集合胴総圧  $P_0$ 、ロール角  $\phi$  を変化させ、定量的に把握した。また、風洞起動時の衝撃波の通過の様子を把握するために模型表面圧力データや、高速度ビデオカメラによるシュリーレン画像を取得した。その結果、以下のような結論を得た。

- (1) データのばらつきを考慮した場合でも、SWT1 における風洞起動/停止荷重の上限として、Maydew の実験値が妥当な値であることが確認できた。
- (2)  $C_{NS}$  に対して、集合胴総圧  $P_0$  の影響はないことが確認できた。また、翼面積が大きいほど  $C_{NS}$  は大きくなることがわかった。
- (3) 上下 2 次元ノズルを有する風洞において、模型翼面を 2 次元ノズル対称面に対して 90°にとると、マッハ数 3.0 以上では 30%以上の起動/停止荷重の低減が見込める。
- (4) マッハ数が増加すると、上下非対称の斜め始動衝撃波が模型の上下方向に大きな圧力差及び荷重を引き起こすことがわかった。

## 6. 謝辞

本研究を行うにあたって、元風洞技術開発センター長の酒井謙二氏には有益な助言を頂いた。また、実験においては、IHI エアロスペースエンジニアリングの西島寛典氏、木村毅氏、財団法人 航空宇宙技術振興財団の板橋幸広氏には多大な協力を得た。ここに記して謝意を表す。

## 参考文献

- (1) Pope, A. and Goin, K.; High-speed Wind Tunnel Testing, 1965, John Wiley & Sons, Inc., pp.365 - 369
- (2) 石原久蔵, 斉藤秀夫, 外立政隆, 榊原盛三, 宗実均 : 吹出し式超音速風洞の起動時および停止時に

おける過負荷防止装置, TM-81, 1962

- (3) RC.Maydew; Compilation and Correlation of Model Starting Loads from Several Supersonic Tunnels, SC-4691(RR), 1962
- (4) 櫻中 登, 志村 隆, 三谷 徹, 泉川宗夫, 富岡定毅, 平岩徹夫 : 超音速エンジン風洞における風洞始動荷重, TR-1360, 1998
- (5) 関根英夫, 野田順一, 渡辺光則 : 航技研 1m×1m 超音速風洞のノズル修理後の気流特性, TM-694, 1996

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-05-048

---

発 行 平成 18 年 3 月 31 日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1

URL : <http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 (有) ノースアイランド

---

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1

TEL : 029-868-2079 FAX : 029-868-2956

---

© 2006 宇宙航空研究開発機構

※ 本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工作することを禁じます。



