

# 吸込み式超音速風洞におけるスターティングロードの計測と供試体の挙動\*<sup>1</sup>

## Experimental Measurements of Starting Loads and Model Behaviors in the Indraft Supersonic Wind Tunnel

湊 亮 二 郎\*<sup>2</sup>・溝 端 一 秀\*<sup>2</sup>・桑 田 耕 明\*<sup>3</sup>  
Ryojiro MINATO, Kazuhide MIZOBATA and Komei KUWATA

**Key Words:** Starting Loads, Supersonic Wind Tunnel, Aerodynamic Force Measurements

**Abstract:** Measurements of starting load in the indraft supersonic wind tunnel of Muroran Institute of Technology were conducted for Mach 2, 3 and 4 conditions with AGARD-B model. The high speed photographs were taken for the behaviors of the wind tunnel model. Those photographs make clear that the oscillations of the model coincide with the measured starting load oscillation and starting loads were caused by two shock waves. The first shock wave is the reflection shock, which is generated at the nozzle throat by expansion wave reflection. The second one is asymmetric oblique shock waves (AOS) coming from the upstream. AOS can generate the asymmetric conical shock (ACS) around the nose cone of the model, which would have directly caused the starting loads on the wind tunnel model. Based on those observations, the authors presented the conical shock theory, which is the alternative starting load prediction theory to the normal shock theory.

### 1. 序 論

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センターでは、航空宇宙輸送に関する革新的な基盤技術を創出する研究を進めており、その一環として中型超音速風洞の整備を進めている。これは旧東大宇宙航空研究所に設置されていた、吹出し式超音速風洞の主要部を移設して、吸込み式として再構築したものである。

超音速風洞で飛翔体模型の空力特性を計測するには、6分力内挿天秤による計測が一般であり、この天秤に作用する空力荷重は、始動荷重（スターティングロード）と定常荷重に大別される。そのうち、定常荷重は気流が静定した後の供試体に作用する空力荷重であり、スターティングロードは通風開始直後の過渡的な非定常流によって発生した、模型周囲の圧力差による衝撃荷重のことである。一般的に定常荷重に比べてスターティングロードの方が著しく大きくなるのが経験的に知られているため、スターティングロードが天秤の許容荷重を超えないように、模型寸法や通風条件を設定することが必要である。一方、スターティングロードを軽減もしくは回避する方法として、A) 超音速気流が静定後、供試体を測定部に挿入する、B) 供試体を挟むように平行平板やシールドを設置し、気流静定後、それらを測定部壁面内に格納する、といった方法がある<sup>1)</sup>。しかしこれらの設備は、既存の風洞に適用するのは現実的で

なく、また設備を整備しても格納庫の壁面に段差が生じて、そこから衝撃波が発生するなどの問題がある<sup>2)</sup>。そのためスターティングロードを回避するには、天秤の秤量に合わせる供試体のサイズを決める方がより容易である。

従来、スターティングロードは Normal Shock Theory に基づいて推算されてきたが、この理論は想定される最大荷重を算出するため、本来の計測対象である定常荷重に対してかなり大きく見積もることになる。このため大きな許容荷重の天秤を選択しなければならず、計測精度が低下する。そこで、できるだけ許容荷重の小さな天秤を用いて、本来の測定範囲に近づけ計測精度を確保するためには、スターティングロードの大きさを正確に評価することが求められる。

本研究では、室蘭工大に新設した超音速風洞を用いてスターティングロードを計測し、同時に風洞始動時における供試体の挙動と気流状態のシュリーレン画像を高速度ビデオカメラで撮影し、スターティングロードの定量評価と発生メカニズムの解明を行い、その結果に基づいてスターティングロードの理論的な推算式を提案することを目的とする。

### 2. 従来のスターティングロードに関する研究

スターティングロードの一因として、風洞始動時の非定常な衝撃波の存在が挙げられる。それによって供試体の周囲に圧力差が発生し、過大な荷重が供試体に作用するものと考えられている。そこで仮に供試体片面にのみ垂直衝撃波が発生し、反対面には上流側静圧が一様に作用している状態を想定してみる。まず垂直衝撃波の圧力比の式から、次の式 (1) が得られる。

\*1 © 2008 日本航空宇宙学会

平成 20 年 6 月 25 日原稿受理

\*2 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター（兼 機械システム工学科）

\*3 室蘭工業大学大学院工学研究科航空宇宙システム工学専攻

$$\frac{p_2}{p_1} = 1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1} (M^2 - 1) \quad (1)$$

供試体片面にのみ垂直衝撃波が存在し反対面は一様流のままとすると、供試体の一面には衝撃波背後の静圧  $p_2$  が作用し、反対面には気流静圧  $p_1$  が作用する。これによって供試体の対面間には圧力差が発生するので、スターティングロードが発生する。これを Normal Shock Theory という<sup>1)</sup>。供試体に圧力差が生じる面の投影断面積を基準面積  $S_a$  とし、スターティングロード  $F_{SL}$  を与えると、その大きさは以下の式になる。

$$F_{SL} = (p_2 - p_1) S_a \\ = \frac{2\gamma (M^2 - 1)}{(\gamma + 1) \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} P_T S_a \quad (2)$$

式(2)より、スターティングロードは基準面積  $S_a$  と気流全圧  $P_T$  に比例する。そこで、 $F_{SL}$  を  $S_a$  と  $P_T$  で無次元化すると荷重係数  $C_N$  が得られる。

$$C_N = \frac{F_{SL}}{P_T S_a} \quad (3)$$

Normal Shock Theory の荷重係数は次の式(4)で与えられる。

$$C_N = \frac{2\gamma (M^2 - 1)}{(\gamma + 1) \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} \quad (4)$$

Normal Shock Theory に基づくスターティングロードは、想定しうる最も大きな荷重を推算すると考えられる。一方、スターティングロードを実験的に定量化する試みは、1960年代初頭に盛んに行われ<sup>3,4)</sup>、その結果、Normal Shock Theory は、マッハ1~3付近で実際のスターティングロードの値よりもはるかに大きな値を与えることが多いことが分かった。そこで Maydew は、数々のスターティングロードの計測結果から、翼のみ形態と翼なし形態の供試体について、Normal Shock Theory の補正を提案した<sup>3)</sup>。Maydew の推算法は、風洞供試体の設計に広く用いられてきたが、実際

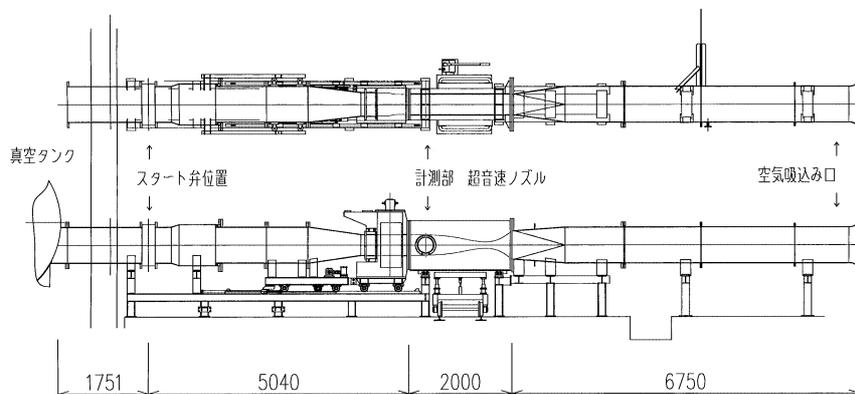
のスターティングロードは、個々の風洞の固有の特性に大きく依存することや、必ずしも Maydew の推算式や Normal Shock Theory の推算式以下に収まるとは限らないことから<sup>2,5)</sup>、より安全率の高い Normal Shock Theory に基づいてスターティングロードを推算することが多かった。そのため風洞試験での計測精度を高めて、かつ天秤の保全を確保するには、より適切にスターティングロードを推算する方法が望まれている。

### 3. 試験装置

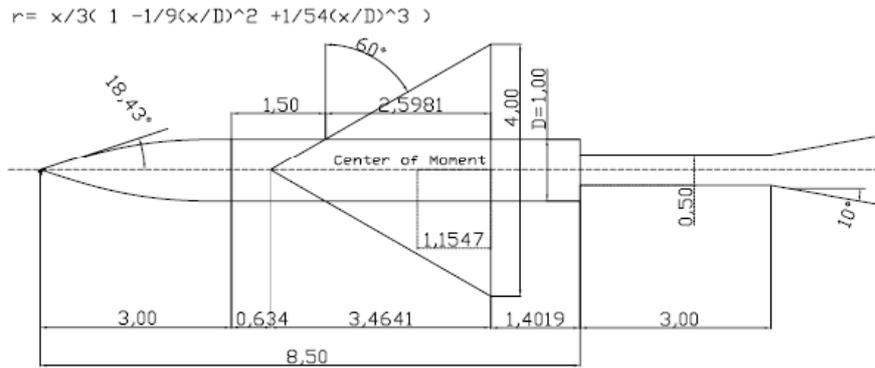
**3.1 吸込み式中型超音速風洞** 本研究で使用した風洞は、室蘭工大航空宇宙機システム研究センターに設置された吸込み式中型超音速風洞である。その風洞の概観図を第1図に示す。

本風洞は旧東大宇宙航空研究所の吹出し式超音速風洞のノズルブロック等を移設し、平成18年に本学に新たに整備されたものである。本風洞はマッハ数2, 3, 4の3つのノズルブロックを備えており、試験マッハ数ごとに交換する。ノズルブロックは油圧昇降機付きの台車に積載されており、その交換は風洞側のターンテーブルを介して簡便に行うことができる。いずれのノズルブロックもその全長は2000mmで、ノズル測定部の通風断面寸法は400mm×400mmである。またノズルスロート幅の大きさは、マッハ2, 3, 4でそれぞれ229.34, 89.28, 34.30mmであり、スロートからノズル出口までの長さはそれぞれ1524.08, 1550.40, 1648.73mmである。より詳細なノズル形状は文献6)を参照されたい。これらのノズルはスロートから測定部に向かって、上下方向に拡大する形状を持っており、奥行き方向に二次元形状になっている。測定部下流方向に真空タンクを設置しており、現在のところ容積100m<sup>3</sup>のタンクを3基設置しているが、平成21年度に5基に増設する予定である。計測時間は現状で、マッハ2及び3で10秒弱、マッハ4で6秒弱である。通風開始時には真空タンクの圧力を5kPa(絶対圧)以下まで減圧させてから試験を行っている。

スタートバルブは、風洞測定部と真空タンクの間に設置してあり、0.3秒程度で全閉から全開作動するが、気流は0.1秒程度で静定する。



第1図 室蘭工業大学吸込み式中型超音速風洞概観図

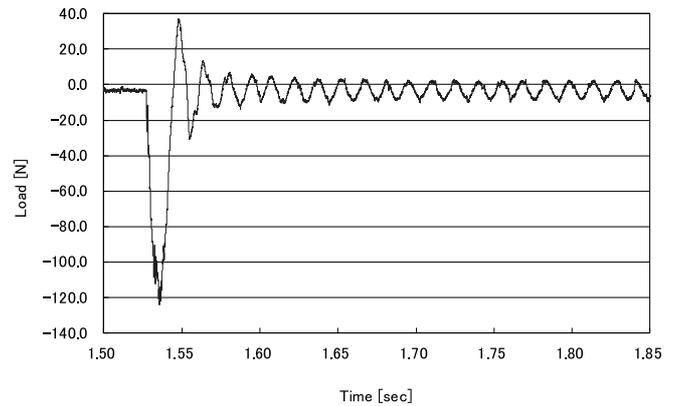


第 2 図 AGARD-B 模型の形状

3.2 風洞試験供試体 (AGARD-B 模型) 本研究では、スターティングロードの定量評価に、AGARD-B 標準模型<sup>7)</sup>を使用した。AGARD-B 標準模型は、超音速風洞の気流検定試験のために用いられる世界標準の風洞供試体であり、その形状は第 2 図に示してある。供試体の翼幅、全長などの各部の寸法は胴体直径  $D$  で無次元化された値で指定されており、これを決めることで供試体全体の大きさが決定される。当然ながらその大きさは供試体に作用するスターティングロードが、使用する 6 分力内挿天秤の揚力制限秤量 (245 N) 以下になるように設定しなくてはならない。文献 5) には AGARD-B に作用するスターティングロードの荷重係数  $C_N$  が、動圧で無次元化した値で報告されていたので、本研究ではそれを基に供試体サイズを推算することにした。文献 5) の荷重係数  $C_N$  を気流全圧で無次元化した値に換算すると、最も条件の厳しくなるマッハ 3 の時で  $C_N = 0.30$  であった。この値より、胴体直径  $D$  を 24 mm とするとスターティングロードは 200.3 N になり、制限秤量以下となる。よって実験に供する AGARD-B 模型の胴体直径もこの値に設定した。

#### 4. 試験方法

風洞試験では、1) 供試体に作用する非定常な揚力方向の力 (スターティングロード) の計測、2) 風洞測定部における壁面静圧、3) 高速度ビデオカメラによる供試体の挙動と気流のシュリーレン映像の撮影を行った。スターティングロードと壁面静圧データは、LabView を介して 50 kHz のサンプリング周波数で 10 kHz の Low Pass Filter を通してパソコンに取り込まれる。本風洞試験におけるサンプリング周波数と Low Pass Filter の設定の妥当性を検証するため、供試体と空力天秤をスティングに装着した状態でハンマリング試験を行い、供試体-空力天秤-スティング間の機械的な振動特性を把握することにした。ハンマリング試験の結果を第 3 図に示したが、これは典型的なインパルス応答波形を示しており、供試体-天秤間は単純な一自由度振動モデルで表されるものと考えられる。またその振動周期は約 0.02 秒であることから、固有振動数は 50 Hz であることが分かる。スターティングロードによる荷重や供試体振動現象は、この固有振動数と同等のオーダーの現象と考えら

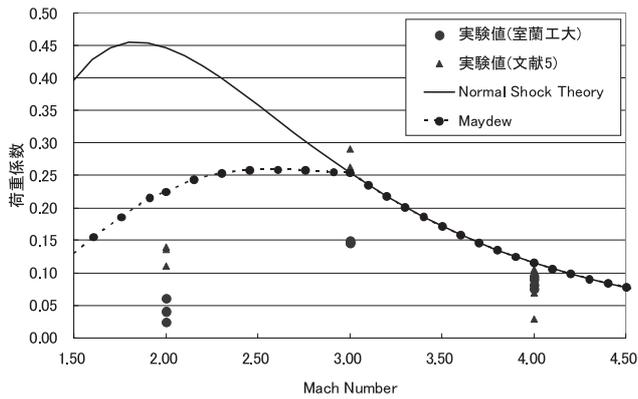


第 3 図 ハンマリング試験の荷重応答波形

れるため、サンプリング周波数と Low Pass Filter の設定は適切であると考えられる。計測手順は、通風開始約 3 秒前に LabView を起動させてデータの収録を開始し、通風開始約 2 秒前に高速度ビデオカメラをスタートさせて通風を行う。撮影開始と同時にカメラ側パソコンから同期信号を LabView 側のパソコンに送って、高速度ビデオカメラ映像と LabView のデータの時間的な同期を取ることを試みた。

#### 5. 結果と考察

5.1 気流マッハ数とスターティングロードの関係 本研究では、気流マッハ数 2, 3, 4 にて通風試験を行い、それぞれにおいてスターティングロードの計測と高速度ビデオカメラによる撮影を行った。第 4 図には、本試験を通じて得られたスターティングロードの荷重係数を、横軸に気流マッハ数を取って図示した。Normal Shock Theory に基づくスターティングロード<sup>1)</sup>、Maydew による翼型模型による実験式<sup>2)</sup>、及び入門らによる、吹出し式風洞で計測されたスターティングロードの結果<sup>3)</sup>も示している。入門らの吹出し式超音速風洞による荷重係数は、本研究での吸込み式超音速風洞での荷重係数よりも大きく、マッハ 3 では Normal Shock Theory を超える荷重係数も計測されている。加えてスターティングロードの絶対値は気流全圧に比例するので、気流全圧が低い吸込み式超音速風洞では、実際に天秤に作用する荷重はより小さくなる。そのため吸込



第4図 Normal Shock Theory との荷重係数の比較

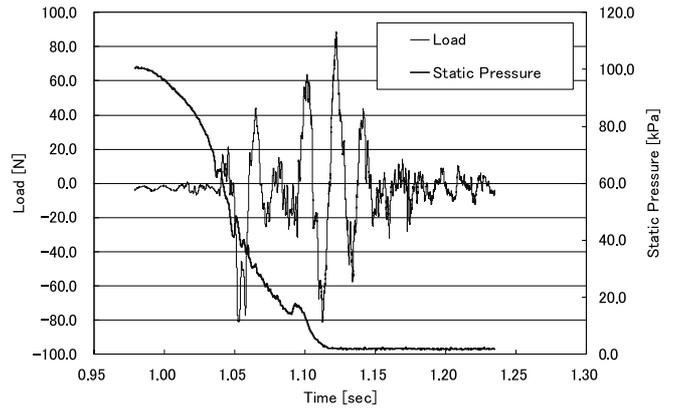
み式超音速風洞では、空力試験を行う際の供試体の選定自由度が高くなるという利点がある。

吸込み式、吹出し式の両超音速風洞の荷重係数に共通していることは、マッハ3付近で大きな荷重係数を有し、マッハ2では、Normal Shock Theoryよりはるかに小さい荷重係数になることである。本試験の吸込み式超音速風洞におけるマッハ4の荷重係数は、マッハ3の時よりも荷重係数は小さくなっているが、入門らが行った吹出し式超音速風洞でも、マッハ4の時の荷重係数はマッハ3よりも小さくなっている<sup>5)</sup>。ただし入門らが行った吹出し式超音速風洞の試験では、マッハ4条件でエジェクターを使用して、全圧を抑えて試験していることに留意しなくてはならない。Normal Shock Theoryの荷重係数は、式(4)で表されるようにマッハ1.84付近で最大値を有するが、少なくともマッハ2以下ではNormal Shock Theoryの実験結果と定性的にも定量的にも一致しておらず、マッハ4の時のみ、吸込み式・吹出し式の両方の超音速風洞とも荷重係数はNormal Shock Theoryの荷重係数の値に漸近している。つまりNormal Shock Theoryは定性的に現象と一致していないといえる。そこで5.3節でNormal Shock Theoryに代わるスターティングロードの評価式を提案する。

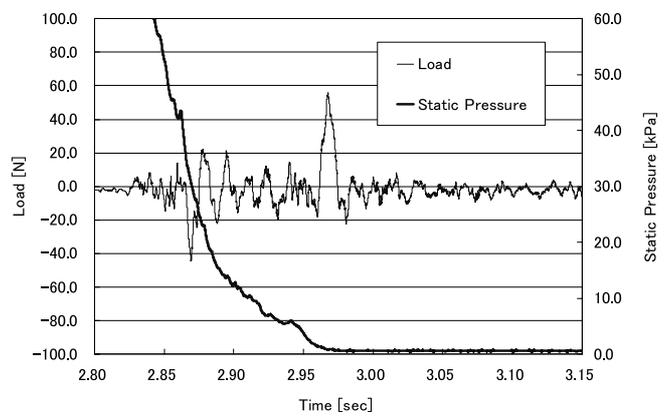
## 5.2 高速度ビデオカメラの映像とスターティングロード

第5, 6図にそれぞれマッハ3と4における、6分力内挿天秤で計測したスターティングロードと測定部壁面静圧孔で計測した静圧の時間履歴を図示した。この2つの図より、気流が静定するまで0.1秒程度、スターティングロードが作用している時間は長く見積もって0.2秒程度しかない。文献5)の吹出し式超音速風洞では1秒近い時間がかかっていたが、本研究で使用した吸込み式超音速風洞は、それよりも静定時間が短く、6分力内挿天秤の保全の点で有利である。

第5, 6図より、スターティングロードは2つのインパルス荷重から成り立っていると考えられ、特にマッハ4についてはこのことが顕著にうかがえ、第6図中の2.86秒と2.96秒付近にそれぞれ2つの波形が観察される。マッハ3についても、第5図中の1.05秒付近で最初に振幅した後、減衰途中で再び1.11秒付近で振幅が拡大していく様子が確



第5図 マッハ3, 迎角0度の時のスターティングロードと静圧の時間履歴

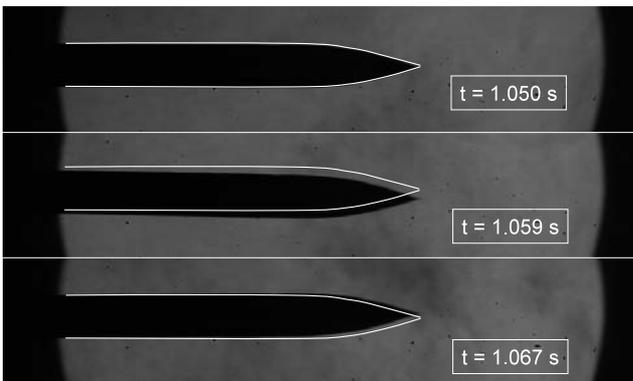


第6図 マッハ4, 迎角0度の時のスターティングロードと静圧の時間履歴

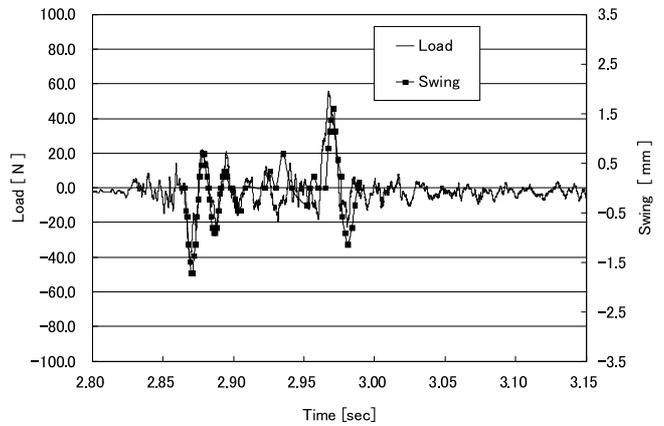
認できる。この振動過程を高速度ビデオカメラの映像と比較してみると、風洞作動開始時には、第7図で確認されるように黒い影のような波が通過していく様子が確認される。本研究で使用した吸込み式超音速風洞の場合だと、スタートバルブは測定部下流に設置されているので、通風開始操作が始まると、真空タンクの方から膨張波が発生して上流側に伝播すると考えられる。その膨張波が自由境界端であるノズルスロートのところに到達すると、反射して衝撃波(圧縮波)として下流に伝播する。通風開始時のこの黒い影のような波は、膨張波が反射した反射衝撃波と考えられる。しかし一方で、膨張波の密度変化は相対的に小さいためか、高速度ビデオカメラの映像からは確認されなかった。この反射衝撃波が供試体周りを通過すると、第8図のように供試体が振動し始めた。ここで高速度ビデオカメラの映像から読み取った供試体の振幅波形と、スターティングロードの波形を第9図に重ねてみた。高速度ビデオカメラの撮影とスターティングロードの計測は、同期信号を出して時間的な同期を確認しようとしたが、計測システム内部に僅かな遅延時間(0.04~0.1秒程度)が存在するため、生のデータでは両者は一致しなかった。そこで両者の計測開始時間のみ、ずらして波形を合わせてみると、振動周期が一致していることや振幅が互いに相似であることが確認され



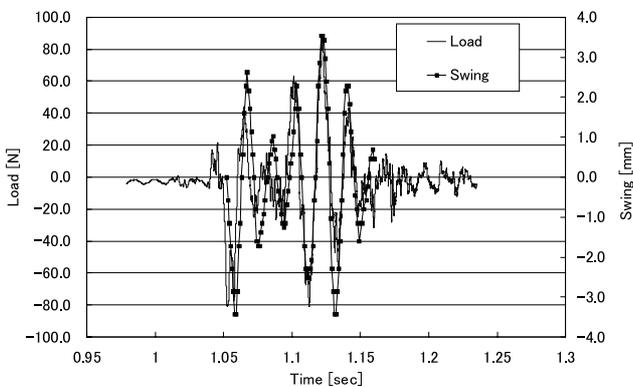
第 7 図 マッハ 3 の反射衝撃波の挙動 ( $t = 1.036 \sim 1.038$  秒)



第 8 図 反射衝撃波通過後の供試体の振動



第 10 図 マッハ 4 の時のスターティングロードと供試体先端の変位の時間履歴



第 9 図 マッハ 3 の時のスターティングロードと供試体先端の変位の時間履歴

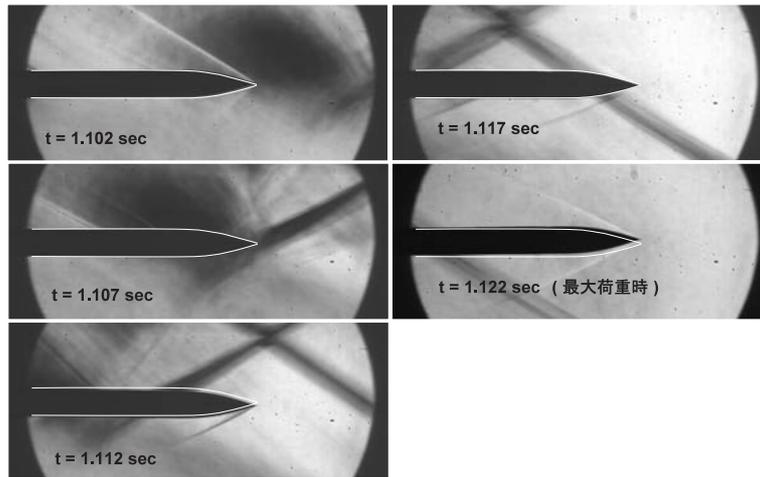
た. マッハ 4 についても同様に一致することが第 10 図から分かる. このことより高速度ビデオカメラの映像による供試体振動と, 6 分力内挿天秤によるスターティングロードの挙動は一致するものと考えられる.

第 5 図と第 7 図を合わせてみると, 最初のスターティングロードは, 第 7 図の反射衝撃波が引き起こしていると考えられる. 加えて第 5 図には, スターティングロードが発生する直前に, 測定部壁面静圧が若干上昇していることが確認される. これは反射衝撃波による圧力上昇と考えられる.

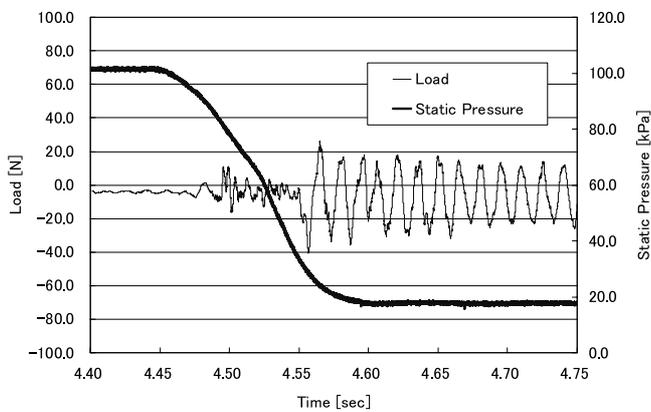
第 5 図には, 反射衝撃波による 1 回目の加振のほか,

再度振動が大きくなっている波形も確認されており, その直前でも測定部壁面静圧の上昇が確認される. 2 回目の加振時の, 高速度ビデオカメラの映像を第 11 図に示したが, この時は非対称な斜め衝撃波がノズル壁面から発生し, 供試体に干渉している様子がうかがえる. また非対称斜め衝撃波と供試体が干渉すると, 供試体先端から非対称円錐衝撃波が発生していることも分かる. これら非対称な斜め衝撃波と円錐衝撃波は, 供試体の周囲に圧力差を発生させ, スターティングロードを発生させる源になると考えられる. この非対称斜め衝撃波による供試体の振動は, 前述の反射衝撃波による振動よりも大きいので, この振動の発生メカニズムの解明と抑制が, 超音速風洞での空力試験にとって重要になってくる.

一方, マッハ 2 条件でのスターティングロードの振動波形と, 高速度ビデオカメラの映像を, それぞれ第 12, 13 図に示した. マッハ 2 では, すべてのマッハ数条件でスターティングロードが最小であった. マッハ 2 におけるスターティングロードの絶対値を, 平均値と比較するとマッハ 4 の時の半分であり, マッハ 3 の時の約 30% の水準であった. スターティングロードの時間変動波形が明確に現れないケースもあり, 第 12 図の振動波形は比較的明確に振動波形が現れた条件の図である. 高速ビデオカメラの映像では, 通風



第11図 マッハ3 非対称斜め衝撃波通過過程のシュリーレン映像



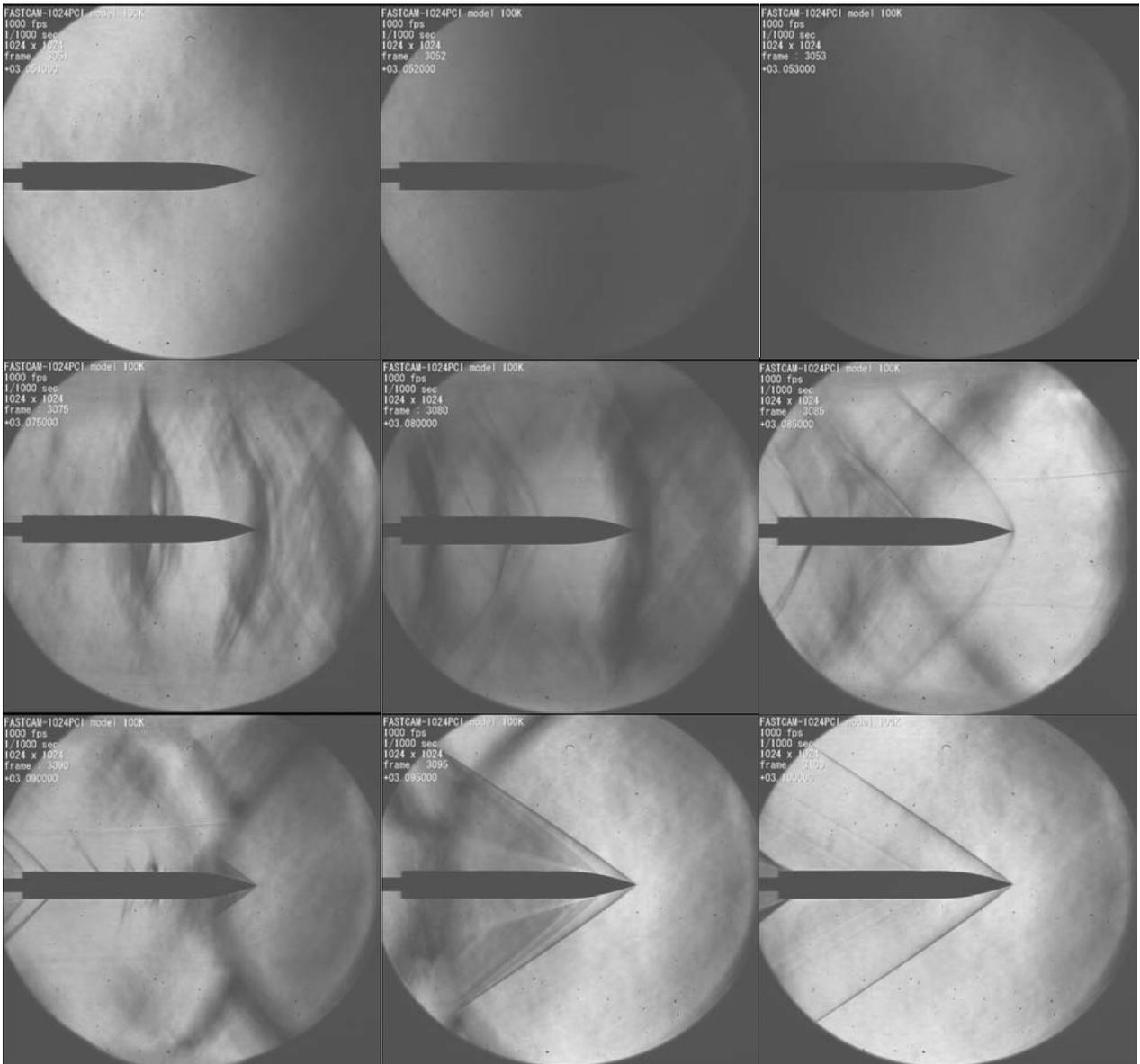
第12図 マッハ2の時のスターティングロードと静圧の時間履歴

開始から気流が静定するまで（これは、第12図において壁面静圧が一定になる4.60秒付近までに相当する）、終始流れは上下対象であり、供試体の振幅は映像からは殆ど判別できなかった。またスターティングロードの波形も、途中から振幅波形が観測されるが、その振幅は、マッハ3及び4条件と比較して小さい。このことは流れの非対称性とスターティングロードが密接に関連することを示唆している。そこで非対称斜め衝撃波による、スターティングロードの発生を更に検証するため、供試体翼面を風洞ノズルの対称面に対して90度の角度で設置して通風試験を行った。これによって、ノズルからの非対称斜め衝撃波によって発生した圧力差が、供試体翼面に垂直に作用しないと考えられる。その試験結果を第14、15図にそれぞれマッハ3及び4条件について図示した。マッハ3では、供試体翼面をノズル対称面と平行に設置した場合（第5図）と比較して、スターティングロードの最大値は40%程に抑えられている。更に両マッハ数条件で、第5、6図で見られたような、非対称斜め衝撃波による加振現象は見られなかった。本試験で用いた超音速風洞ノズルは上下方向に拡大する構造になっているため、マッハ3及び4で観察されるように、上下方向に非対称な斜め衝撃波を発生させ易いと考えられる。またこ

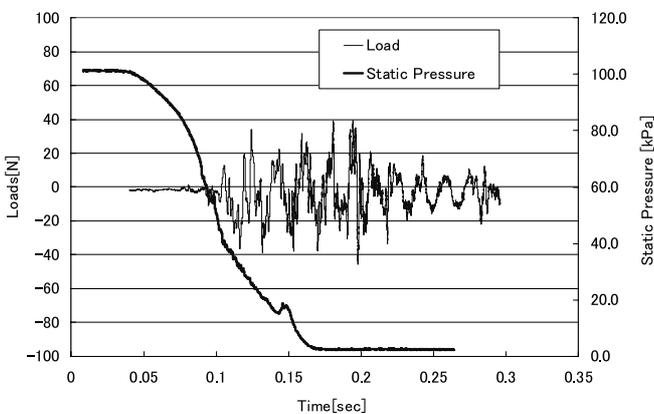
の非対称な斜め衝撃波は、高速度ビデオカメラのシュリーレン映像などから、奥行き方向に二次元性を有する構造になっている。これらのことから上下方向のスターティングロードよりも、奥行き方向のスターティングロードが小さいことが説明できる。また供試体翼面をノズル対称面に対して垂直に設置することで、スターティングロードを軽減できることは、文献1)及び2)でも述べられている。これらの結果から、スターティングロードの主たる原因は風洞始動過渡期にノズルに発生する非対称斜め衝撃波であるといえよう。

気流マッハ数が低いと始動過渡期におけるノズル流れは対称性を維持し、気流マッハ数が上がると非対称流れに移行する明確な原因は不明であるが、文献2)及び5)の吹出し式超音速風洞のシュリーレン写真でも、マッハ数が低い時は対称流れになっていたのが、マッハ数が上がると非対称流れに移行していく様子が示されていた。考えられる要因として、風洞始動時におけるノズルスロート部での流れの乱れの存在、あるいはノズル形状の誤差が挙げられる。つまりノズルスロート部での境界層などの乱れやノズル形状の誤差があれば、流れの非対称性を生じる原因になる。マッハ数の低いノズルであれば、ノズルスロート部の流路は大きいので、それらの乱れが生じても相対的にその影響は小さく、対称性を維持して測定部に流れる。しかし、高マッハ数のノズルであれば、ノズルスロート部の流路は狭いので僅かな乱れでもノズルスロート部流路への影響は大きく、流れの非対称性を解消できないまま、測定部へ流れていくものと考えられる。

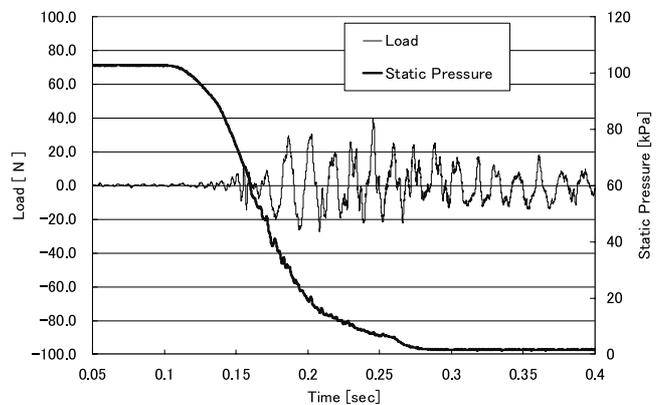
このノズルからの非対称斜め衝撃波は供試体と干渉して、その先端から非対称円錐衝撃波を発生させている。どちらが直接スターティングロードを引き起こしているのか明確にするため、マッハ4条件での供試体の挙動を更に詳細に検討してみた。第16図にノズルからの非対称斜め衝撃波が、供試体と干渉する過程を図示した。この図から、ノズルからの斜め衝撃波が供試体に干渉し、2.964秒の時で供試体先端から非対称円錐衝撃波が発生しており、その後、2.969秒



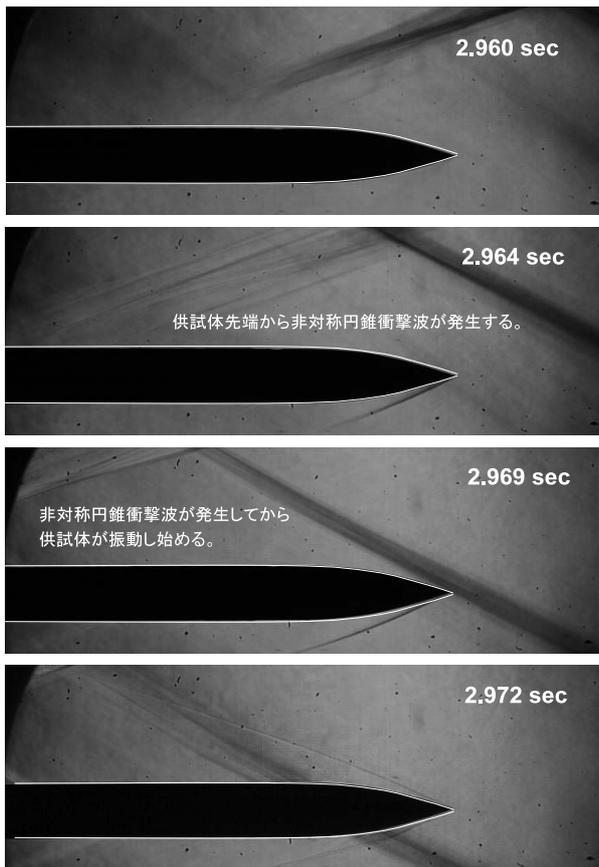
第 13 図 マッハ 2 条件での風洞始動過渡期のシュリーレン映像



第 14 図 マッハ 3, 供試体翼面をノズル対称面に 90 度の角度で設置した場合のスターティングロードと静圧の時間履歴



第 15 図 マッハ 4, 供試体翼面をノズル対称面に 90 度の角度で設置した場合のスターティングロードと静圧の時間履歴



第16図 非対称斜め衝撃波と供試体が干渉した時のシュリーレン映像

で供試体が上方に振幅し始めている。これより供試体に作用する荷重は、供試体先端からの非対称円錐衝撃波によって発生していると考えられる。

このことより、ノズルからの非対称斜め衝撃波は、供試体先端からの非対称円錐衝撃波を発生させ、その非対称円錐衝撃波が供試体にスターティングロードを与えていると考えられる。

**5.3 Conical Shock Theory の適用** 前節では、スターティングロードの発生要因に、風洞始動過渡期における非対称斜め衝撃波によって引き起こされた非対称円錐衝撃波が挙げられることを示した。この非対称斜め衝撃波は、ノズルが上下方向に拡大しているため、その方向に衝撃波の非対称性が発達しやすくなる。従来の Normal Shock Theory では、衝撃波の非対称性を一律に垂直衝撃波に置き換えていたので、スターティングロードを過剰に推算していたと考えられる。一方で Normal Shock Theory では、垂直衝撃波の上流静圧は気流静定時の静圧としていたが、第5図及び第6図から分かるように非対称斜め衝撃波が供試体と干渉する時の気流静圧は、マッハ3で約18kPa、マッハ4で約7.0kPaであり、気流静定時の静圧（マッハ3で2.75kPa、マッハ4で0.667kPa）よりも1桁大きい値である。このことはスターティングロードを逆に過小評価することにもなりかねない。

そこで本研究では、スターティングロードを推算する従来

の Normal Shock Theory に代わり、Conical Shock Theory を提唱する。Normal Shock Theory では、風洞始動過渡期に供試体の片面のみに垂直衝撃波が発生し、それによって供試体の対向面に圧力差が生じると考えられてきたが<sup>8</sup>、Conical Shock Theory ではそれを円錐衝撃波に置き換える。

$$F_{SL} = p_1 S_a \frac{2\gamma}{\gamma+1} (M^2 \sin^2 \beta - 1) \quad (5)$$

式(5)より Conical Shock Theory による荷重係数は次の式で表される。

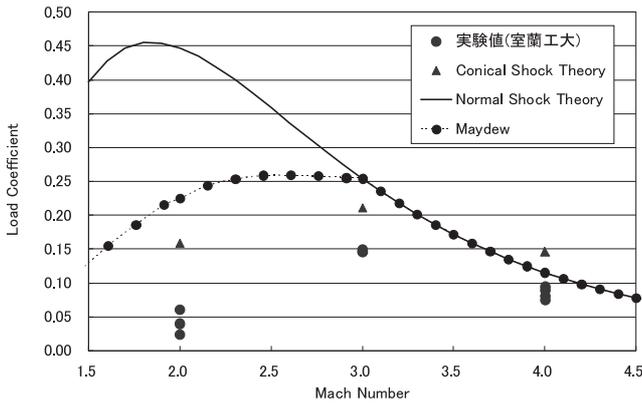
$$C_N = \frac{F_{SL}}{P_T S_a} = \frac{p_1}{P_T} \frac{2\gamma}{\gamma+1} (M^2 \sin^2 \beta - 1) \quad (6)$$

ただし  $\beta$  は供試体先端から発生する斜め衝撃波で、 $p_1$  は非対称衝撃波を引き起こす圧力波の静圧で、実験的に求める。Normal Shock Theory と異なり、 $p_1$  については個々の風洞について固有の値と考えられるため、実験で求める必要があるが、供試体に依存しないと考えられる。従って任意の供試体で空力試験を行う際、スターティングロードを予測するには、事前に使用する風洞の  $p_1$  を把握する必要がある。次に  $\beta$  であるが、これは供試体先端から発生する斜め衝撃波の角度である。楔型形状であれば斜め衝撃波の関係式から求めることが可能で、AGARD-B 模型（半頂角 18.43 度）のように先端が円錐物体であれば、Taylor-Maccoll 方程式<sup>9</sup>を解くことにより、 $\beta$  を予測することができる。供試体の形状がそれ以外の場合、理論的に衝撃波角  $\beta$  を計算することは困難だが、1つの方法として CFD で定常状態の流れを解析し、その解から求めた衝撃波角で与えるということが考えられる。また AGARD-B 模型のような飛翔体形状では、円錐部の後端から胴体部にかけて膨張波が発生し、供試体表面の静圧が低下するはずなので、供試体に作用する力は Conical Shock Theory よりも小さくなると考えられる。従って Conical Shock Theory は、風洞供試体を設計する際には安全側に予測値を与えるものと考えられる。

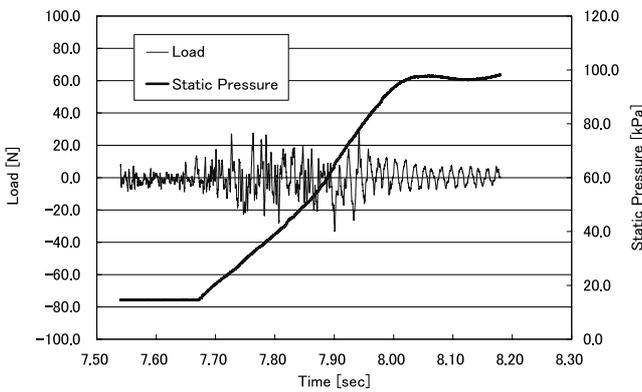
Conical Shock Theory によるスターティングロードと、今回の風洞試験で得られたスターティングロードを比較してみることにする。式(5)に必要な定数を実験結果等から以下のように与えた。

マッハ数	衝撃波角 $\beta$	静圧 $p_1$ (実験結果より)
2	36.470 度	33.6 kPa
3	28.179 度	18.2 kPa
4	24.960 度	6.87 kPa

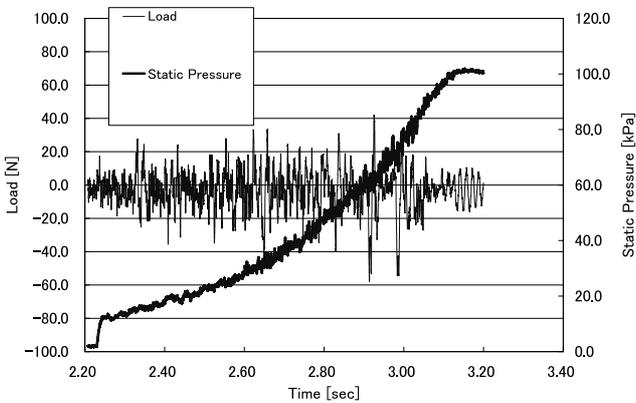
ただし、マッハ2条件では、マッハ3やマッハ4のように非対称斜め衝撃波は観測されず、第12図の静圧履歴からも、圧力波の痕跡は確認されていない。そのため第12図の荷重波形が観測される直前における静圧値を用いて、式(5)と(6)を評価した。供試体の上面からの投影断面積は  $66.22 \text{ cm}^2$  であることから、Conical Shock Theory に基づ



第 17 図 Conical Shock Theory と実験値の比較



第 18 図 マッハ 2, 通風停止時の荷重と静圧時間履歴



第 19 図 マッハ 3, 通風停止時の荷重と静圧時間履歴

く荷重係数と実験で得られた荷重係数の値をマッハ数の関数として表すと第 17 図のように与えられる。Conical Shock Theory と実験値との間には、依然として定量的な差が存在するが、マッハ数に対するスターティングロードの変化については、定性的に表している。Conical Shock Theory による荷重係数の値と実験値との比を取ると、マッハ 3 では 7 割程でマッハ 4 だと 6 割程度であった。マッハ数に関係なく、風洞始動過渡期の流れが非対称になれば、Conical Shock Theory に基づくスターティングロードにある定数を掛けると、実際の値の近似値を与えるものと考えられる。もしそれが正しければ、実際に定量的な評価式としてはま

だ不十分であるものの、風洞試験の供試体を設計する場面では有効な理論になりうる。

5.4 風洞停止時における空力荷重 風洞停止時にも、風洞始動時と同じような非定常の過大な荷重が作用することが知られている。例えば文献 2) には、吹出し式風洞において、風洞停止時にも風洞始動時と同等の荷重が作用することが報告されている。そこで、第 18, 19 図にマッハ 2 及び 3 での風洞停止時における壁面静圧と空力荷重の時間履歴の例を示した。マッハ 3 及び 4 条件での風洞停止時の空力荷重は、概ね風洞始動時の最大荷重の半分程度に収まっていた。マッハ 2 条件では、風洞始動時の空力荷重を超えるケースが存在するものの、両者の間には極端な差はなく同等の大きさであった。このことより、Conical Shock Theory に基づいて風洞供試体を設計しても、十分な安全性を確保できると考えられる。しかし今後は風洞停止時における空力荷重についても、詳細な物理現象の解明が必要であると同時に、風洞始動時においても、広範な試験条件、供試体、他の超音速風洞での試験データを蓄積し、Conical Shock Theory の妥当性を評価する必要がある。

### 6. 結 論

吸込み式超音速風洞を用いて、AGARD-B 模型によるスターティングロードの計測と供試体挙動の高速度ビデオカメラの撮影を行い、その結果から Normal Shock Theory に代わる Conical Shock Theory を提案した。以上の結果をまとめると以下のように要約される。

1. 吸込み式超音速風洞におけるスターティングロードは、2つのインパルス荷重から成り立つ。1つ目は膨張波がノズルで反射することによって発生した反射衝撃波によるもので、2つ目はノズルから発生する非対称斜め衝撃波によるものである。後者によるスターティングロードの方がより大きい荷重を発生させた。
2. スターティングロードの時間履歴の波形と、シュリーレン映像による、供試体の振動の振幅波形を比較すると、ほぼ相似であることが分かり、両者は互いに対応していると考えられる。
3. 非対称斜め衝撃波はマッハ数の高い時に発生し、マッハ 2 では殆ど流れは上下対称であった。この非対称斜め衝撃波はノズルが拡大する上下方向に非対称であり、そのため供試体の上下方向に圧力差を発生させるものと考えられる。供試体翼面をノズル対称面と垂直に設置すると、マッハ 3 条件でスターティングロードが 40% 近くまで抑制されたことや、マッハ 2 条件では、スターティングロードの絶対値や供試体の振幅が小さかったことから、非対称斜め衝撃波の発生が、大きなスターティングロードを引き起こすものと考えられる。
4. 高速度ビデオカメラによるシュリーレン映像から、ノズルからの非対称斜め衝撃波が供試体と干渉すると、供試体先端から非対称な円錐衝撃波が発生し、その非対称円錐衝撃波が発生してから供試体が振動し始めていた。このことから、ノズルからの非対称斜め衝撃波が、直接供試体に

力を及ぼしているのではなく、供試体に非対称円錐衝撃波を発生させ、その非対称円錐衝撃波がスターティングロードを発生させていることが分かった。

5. 供試体周りの非対称円錐衝撃波がスターティングロードを発生させていると考えられるので、従来の Normal Shock Theory に代わって、円錐衝撃波に基づくスターティングロードの予測式を提案した (Conical Shock Theory). Conical Shock Theory で予測したスターティングロードに対して、実験値はマッハ 3 で 70%, マッハ 4 で 60% の値になっていた。また風洞停止時の荷重についても十分な余裕を与えている。このことから、Conical Shock Theory は風洞試験の供試体を設計する上で、有効な設計式になり得ると考えられる。

本研究を進めるにあたり、ご助言を承りました、室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター長 棚次亘弘教授と同センター 東野和幸教授に感謝の意を表します。

#### 参 考 文 献

1) Pope, A. and Goin, K. L.: High Speed Wind Tunnel Testing,

Robert E. Krieger Publishing Company, Malabar, Florida, 1965, pp. 365-369.

- 2) 飯島秀俊, 渡辺光則, 神田 宏, 佐藤 衛, 永井伸治, 鈴木教雄: 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, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-05-048, 2006.
- 3) Maydew, R. C.: Compilation and Correlation of Model Starting Loads from Several Supersonic Tunnels, Sandia Corporation-4691(RR), 1962.
- 4) Crane, J. F. W. and Woodley, J. G.: The 7 in.  $\times$  7 in. Hypersonic Wind Tunnel at R.A.E. Farnborough, Part IV—Measurements of Diffuser Performance, Blockage, Starting Loads and Humidity, Aeronautical Research Council Current Papers No. 663, 1963.
- 5) 入門朋子, 佐藤 清, 藤井孝藏: ISAS 風洞における風洞始動時の衝撃荷重と流れ場, 第 38 回流体力学講演会論文集, 2006, pp. 259-262.
- 6) 超音速気流総合実験室建設委員会: 超音速気流総合実験室建設報告, 東京大学航空研究所集報, **3** (1962-1963), pp. 477-479.
- 7) Bromm, A. F., Jr.: Investigation of Lift, Drag and Pitching Moment of a 60 deg Delta-Wing-Body Combination (AGARD Calibration Model B) in the Langley 9-inch Supersonic Tunnel, NACA TN-3300, 1965.
- 8) Shapiro, A. H.: The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow, The Ronald Press Company, New York, 1953, pp. 651-661.