



吸込み式超音速風洞におけるスターティングロード の計測と評価

メタデータ	言語: ja 出版者: 室蘭工業大学 公開日: 2009-03-12 キーワード (Ja): キーワード (En): starting loads, supersonic wind tunnel, aerodynamic force measurements 作成者: 湊, 亮二郎, 溝端, 一秀, 桑田, 耕明 メールアドレス: 所属: Muroran Institute of Technology, 室蘭工業大学
URL	http://hdl.handle.net/10258/430

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評価

その他（別言語等）のタイトル	Experimental Measurements and Validations of Starting Loads in Indraft Supersonic Wind Tunnel
著者	湊 亮二郎, 溝端 一秀, 桑田 耕明
雑誌名	室蘭工業大学紀要
巻	58
ページ	51-59
発行年	2009-02-20
URL	http://hdl.handle.net/10258/430

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評価

湊 亮二郎^{*1} 溝端 一秀^{*1} 桑田耕明^{*2}

Experimental Measurements and Validations of Starting Loads in Indraft Supersonic Wind Tunnel

Ryojiro MINATO, Kazuhide MIZOBATA, Koumei KUWADA

(原稿受付日 平成 20 年 6 月 20 日 論文受理日 平成 20 年 11 月 7 日)

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.

Keywords : Starting Loads, Supersonic Wind Tunnel, Aerodynamic Force Measurements

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開発する研究を進めている。その一環として、旧東大宇宙航空研究所に設置されていた超音速風洞の主要部を移設して、新に吸込み式中型超音速風洞の整備を進めている

超音速風洞で飛行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、その

天秤に作用する荷重は、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こと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することが必要である。そのためには、天秤の秤量に合わせて供試体のサイズを決めることが重要である。

*1 機械システム工学科

*2 大学院博士前期課程航空宇宙システム工学専攻

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過大評価することになる。そ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、天秤の安全性と計測精度をできるだけ確保するためには、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において AGARD-B 模型によるスターティングロードを計測した。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した。

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樣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(2.1)が得られる。

$$\frac{p_2}{p_1} = 1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1}(M^2 - 1) \quad (2.1)$$

供試体片面にのみ垂直衝撃波が存在し反対面は一樣流のままとすると、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¹⁾。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 として、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。

$$\begin{aligned} F_{SL} &= (p_2 - p_1)S_a \\ &= \frac{2\gamma(M^2 - 1)}{(\gamma+1)\left(1 + \frac{\gamma-1}{2}M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} P_T S_a \end{aligned} \quad (2.2)$$

式(2.2)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。これにより Normal Shock Theory の荷重係数は次の式(2.3)で与えられる。

$$C_N = \frac{2\gamma(M^2 - 1)}{(\gamma+1)\left(1 + \frac{\gamma-1}{2}M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \quad (2.3)$$

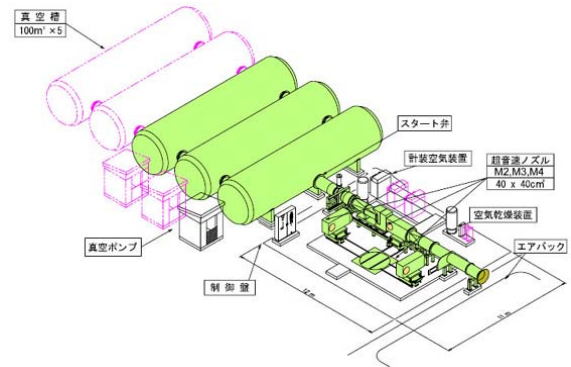


Fig.1 吸込み式超音速風洞の概要

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、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³⁾。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^{2,5)}、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、且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 Fig. 1 に示す．

本風洞は旧東大宇宙航空研究所の噴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出来る．何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．詳細なノズル形状は文献 6 を参照されたい．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 100m³ のタンクが 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．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 秒程度で静定することが出来る．

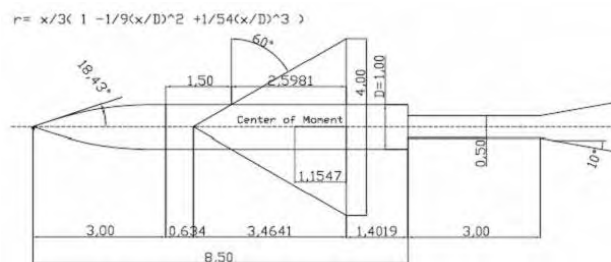


Fig.2 AGARD-B 模型の概要

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⁷⁾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の用いられる世界標準の風洞供試体であり、その形状は Fig. 2 に示してある．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、そのデータから胴体直径 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と推算された．そのため実験に供する 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、スターティングロードの計測、風洞測定部における壁面静圧、及び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 50kHz のサンプリング周波数で 10kHz の Low Pass Filter を通してパソコンに取り込まれる．高速度ビデオカメラからは同期信号を LabView パソコンに出して、同期を取ることを試みた．風洞試験を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計測したところ、その固有振動数は 50Hz であることが判明した．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．

5 結果と考察

5. 1 気流マッハ数との相関

本研究では、気流マッハ数条件が 2, 3, 4 の 3 条件について、スターティングロードを計測した。Fig.3 には、本試験でのスターティングロードと気流マッハ数の関係を図示してある。Normal Shock Theory に基づくスターティングロード¹⁾、Maydew による翼型模型による実験式²⁾、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⁵⁾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、本研究の吸込み式超音速風洞での荷重係数よりも大きく、特にマッハ 3 では Normal Shock Theory を越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ので、供試体の選定自由度が高くなるという利点がある。

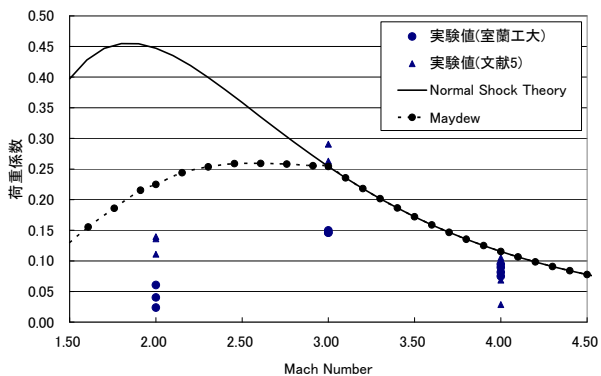


Fig.3 AGARD-B 模型によるスターティングロードの最大値とマッハ数との関係

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言えることは、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。マッハ 4 条件については、本試験でも入門らの試験でもマッハ 3 条件より小さくなっているが、入門らの吹出し式超音速風洞による試験では、エジェクターを使

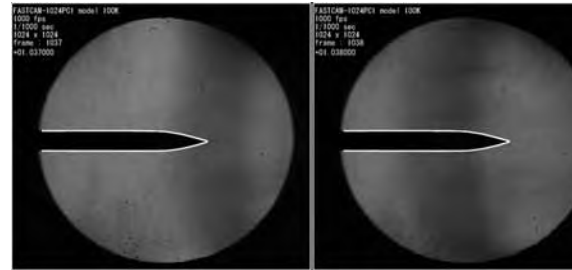


Fig.4 マッハ3における風洞始動時の反射衝撃波

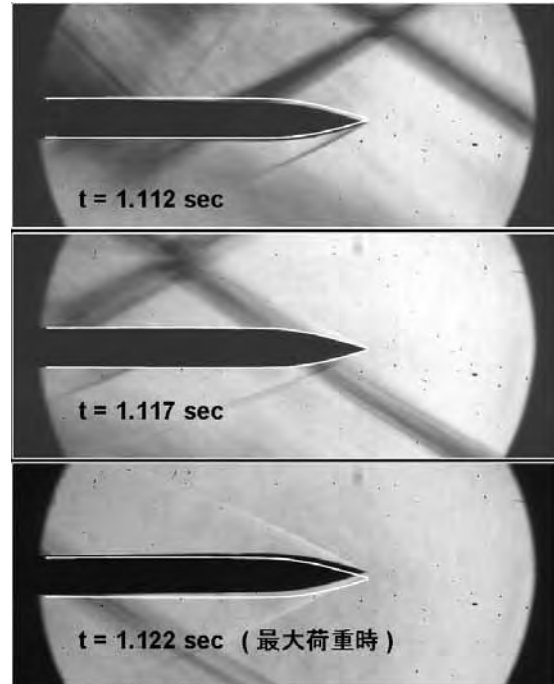


Fig.5 マッハ3における最大荷重時における供試体挙動

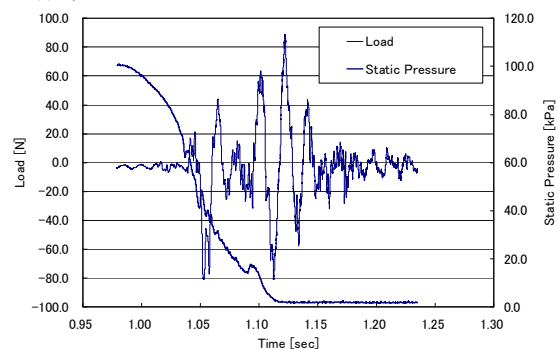


Fig.6 マッハ3における通風開始時のスターティングロードと壁面荷重の時間履歴

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(2.3)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いない。つまり Normal Shock Theory は定性的に現象と一致しておらず、新たなスターティングロードの評価式を提案する。

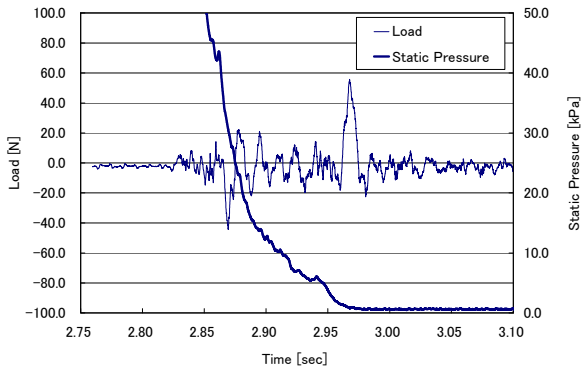


Fig.7 マッハ 4 における通風開始時のスターティングロードと壁面荷重の時間履歴

5. 2 高速度ビデオカメラによる供試体映像

Fig.4 と Fig.5 には、それぞれ反射衝撃波通過時とスターティングロードが最大になった時の高速度ビデオカメラの映像を示した。風洞始動時には真空タンクから膨張波が上流に伝播して、ノズルスロートで反射して衝撃波（圧縮波）となって下流側へ伝播していく。また Fig.6 と 7 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 秒程度だが、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おり、ここでも吸込み式超音速風洞は、6 分力内挿天秤の保全の面で有利である。これらの図より、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 Fig.4 で確認されるように、反射衝撃波が黒い影のような波となって通過していく様子が確認される。この反射衝撃波が供試体周りを通過すると、供試体が振動し始めていた。これらの映像から、高速度ビデオカ

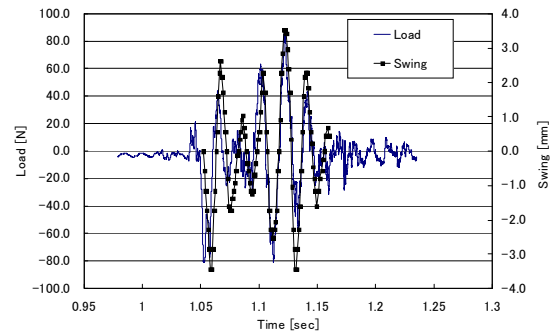


Fig.8 マッハ 3 の時のスターティングロードと供試体振幅の関係

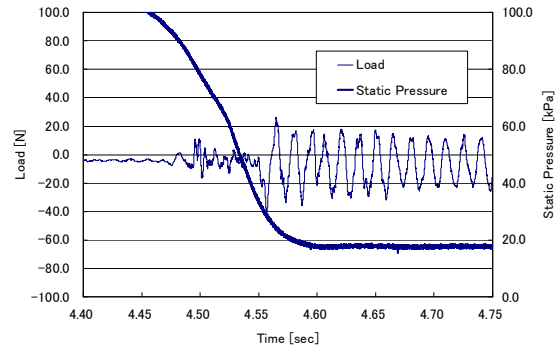


Fig.9 マッハ 2 における通風開始時のスターティングロードと壁面荷重の時間履歴

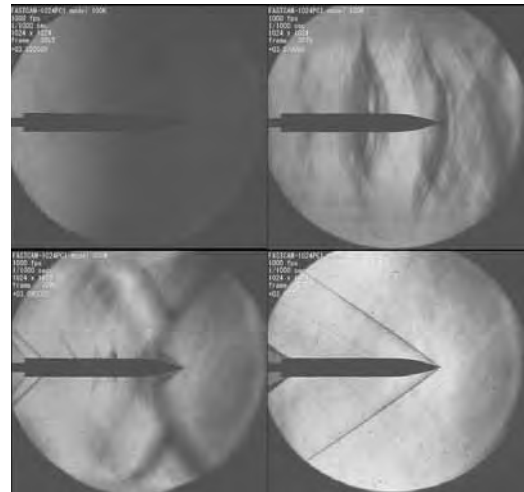


Fig.10 マッハ 2 における通風開始時の高速度ビデオカメラの映像

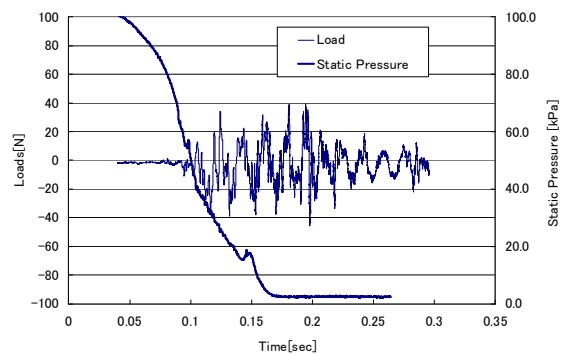


Fig.11 マッハ 3, 供試体を 90° 回転させた場合のスターティングロードと壁面静圧の時間履歴

メラ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、計測開始時刻を調整して重ねてみた図を Fig.8 に示した。この図から振動周期や振幅が互いに相似であることが確認できており、同様なことはマッハ 4 についても確認されている。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。

Fig.7 より、スターティングロードが最大値を取る時は、ノズルから上下非対称な斜め衝撃波が通過して、それが供試体と干渉後、供試体先端から非対称な円錐衝撃波が発生した時であることが分かる。この事実はスターティングロードの予測に重要な意味を持つてくる。

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については、それぞれ Fig.9 と 10 に示した。マッハ 2 では、全てのマッハ数条件でスターティングロードが最小であり、高速度ビデオカメラの映像からでは、通風開始から気流が静定するまで、流れの形態は上下対象であった。それが影響しているためか、供試体の振幅は映像からは殆ど確認されていない。これらから、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。この事実は、Fig.11 に示されているように、供試体翼面を風洞ノズルの対称面に対して 90° の角度で設置して通風試験を行った結果からも裏付けられている。つまり、そのようにすることで、供試体翼面がノズル対称面に垂直になり、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くなる。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、従来から知られており、その裏付を確認したことになる^{1,2)}。以上の結果から、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結論付けられ

る。

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、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、流れの非対称性を生じる原因になると考えられる。マッハ数が低いと、ノズルスロート部の流路は大きいので、それら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が、高マッハ数のノズルの場合、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。またこのような現象は過去の実験結果からも報告されている^{2,5)}。

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として、非対称円錐衝撃波であることを示した。このことは従来の Normal Shock Theory では、考慮されていなかった知見である。また Fig.4 及び 5 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 18 kPa、マッハ 4 で約 7.0 kPa であり、気流静定時の静圧（マッハ 3 で 2.75 kPa、マッハ 4 で 0.667 kPa）よりも一桁大きい値である。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。

以上より、従来の Normal Shock Theory では、スターティングロードを定性的、定量的に予測することが困難であるため、本研究では、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、Conical Shock Theory ではそれを円錐衝撃波に置き換える。

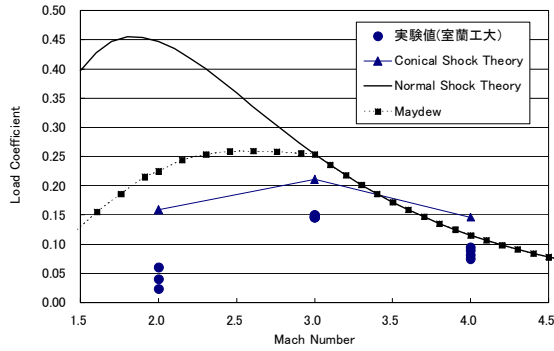


Fig.12 Conical Shock Theory と実験値の比較

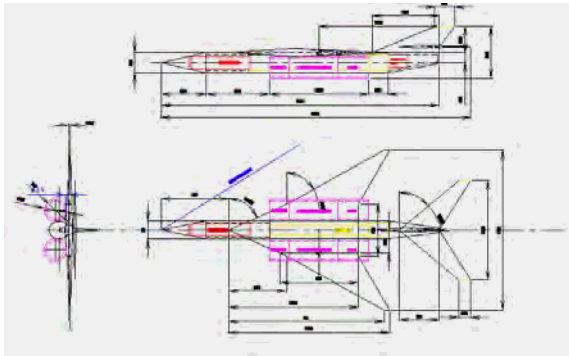


Fig.13 風洞試験用 M2006 型小型超音速機模型

$$F_{SL} = p_1 S_a \frac{2\gamma}{\gamma+1} (M^2 \sin^2 \beta - 1) \quad (5.1)$$

ただし β 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ある。 p_1 は実験的に求める。式(5.1)より Conical Shock Theory による荷重係数は次の式で表される。

$$C_N = \frac{F_{SL}}{P_T S_a} = \frac{p_1}{P_T} \frac{2\gamma}{\gamma+1} (M^2 \sin^2 \beta - 1) \quad (5.2)$$

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であり、供試体に依存しないと考えられる。次に β 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⁸⁾を解くことにより、 β を予測することが出来る。供試体の形状がそれ以外の場合、理論的に衝撃波角 β を計算することは困難だが、一つの方法として

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。今回の風洞試験で得られたスターティングロードを Conical Shock Theory での理論値と比較し、その結果を Fig.12 に示した。式(5.1)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 β	静圧 p_1 [kPa] (実験結果より)
2	36.470°	33.6 kPa
3	28.179°	18.2 kPa
4	24.960°	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、Fig.9 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 Fig.9 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(5.1)と(5.2)を評価した。

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、定性的に表しており、本研究でのマッハ 3 における実験値は、Conical Shock Theory による理論値の 7 割程でマッハ 4 だと 6 割程度であった。この結果から、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 M2006 モデルの試験実行の可否

現在、航空宇宙機システム研究センターでは小型無人超音速機の機体設計とその空力特性の把握を試みている。これまで JAXA 宇宙科学研究本部の高速気流試験設備で空力試験を行ってきたが、今後この機体形状で本学の吸込み式超音速風洞での試験を行うことが予想されるので、その試験が実行可能か検証してみることにする。まず、従来 JAXA で行っていた風洞試験に用いた供試体に作用する、スターティングロードを予測してみる。Fig.13 にこれまで

試験を行ってきた風洞試験供試体模型の図面を図示する．この供試体の先端の円錐部の半頂角は 12.4° であるので，Taylor-Maccoll 方程式から機体先端から発生する衝撃波角を推算してみると，マッハ 2, 3, 4 でそれぞれ， 32.32° ， 23.28° 及び 19.56° となる．また上面からの投影断面積は 463.01cm^2 であることから，この風洞試験用供試体を本学吸込み式超音速風洞で試験した場合，スターティングロードはマッハ 3 の時が最大で， 398.56N になると推算される．これは，本学が所有する空力天秤の許容容量(245N)を大きく上回るもので，より容量の大きい天秤が必要と考えられる．一方，機体の前方投影断面積は 55.72cm^2 であった．本学の風洞試験部の測定部断面積は 1600cm^2 であることから，ブロックージ比は 3.48% となる．ブロックージ比の制限については，本風洞では検証していないが，他の風洞でのブロックージ制限比に比べても少ないので問題はないと思われる．

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引き起こすことが分かった．
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で発生し，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. 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ところ，スターティングロードの予測値に対して，実験値はマッハ 3 で 70%，マッハ 4 で 60% の値になっていた．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．
6. 従来 JAXA 宇宙科学研究本部で行った M2006 型機体模型による風洞試験を本学で行った場合スターティングロードは最大で 398.56N に達することが判明し新たな空力天秤を用意する必要があることが分かった．

参考文献

1. Pope, A. and Goin, K. L., “High Speed Wind Tunnel Testing”, John Wiley and Sons Inc, (1965).
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 年.
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. X 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 年
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 第 3 巻, 1962-1963 年
7. Bromm, A. F. Jr., “Investigation of Lift, Drag and Pitching Moment of A 60deg 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”, John Wiley and Sons Inc., (1953).