

## 室工大中型超音速風洞によるスターティングロードの計測：研究成果報告

著者	湊 亮二郎, 溝端 一秀, 桑田 耕明
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2007
ページ	60-62
発行年	2008-09
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10258/00008693">http://hdl.handle.net/10258/00008693</a>

## 室工大中型超音速風洞によるスターティングロードの計測：研究成果報告

著者	湊 亮二郎, 溝端 一秀, 桑田 耕明
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2007
ページ	60-62
発行年	2008-09
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10258/00008693">http://hdl.handle.net/10258/00008693</a>

○ 湊 亮二郎(機械システム工学科 助教)

溝端 一秀(機械システム工学科 准教授)

桑田 耕明(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)

---

## 1. 序論

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に行われている。超音速風洞試験の際に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<sup>1)</sup>。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模型寸法や通風条件を設定することが必要である。

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試みた。

## 2. 試験装置と試験方法

本試験は、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行った。この風洞のノズルブロックと計測室は、旧東大宇宙航空研究所の超音速風洞で使用していたものである<sup>2)</sup>。風洞供試体には、AGARD-B 標準模型<sup>3)</sup>を使用し、その胴体直径は 24 mm と設定した。計測項目は、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 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。

計測手順は、通風開始 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 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。

## 3. 試験結果

Fig.1 にマッハ 3 条件での静圧とスターティングロードの時間履歴を示し、Fig.2 にマッハ 3 の時の最大荷重が作用した時の高速度シュリーレン写真を示した。最大荷重を示すのは Fig.2 に現れているように、上下非対称な斜め衝撃波が供試体と干渉した時である。この時、供試体が振動していることが分かる。こ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円錐衝撃波が発生して、供試体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ものと

考えられる。その根拠として 1)マッハ 2 での試験では、流れが上下対称で供試体の振動もなく、スターティングロードの絶対値も低かった。供試体を 90°回転させ、供試体翼面とノズル対称面が垂直になるように設置して試験すると、スターティングロードが 40%まで低下した。これは上下非対称の流れによって発生する圧力差が、直接供試体翼面に作用しなかったためと考えられる。これらの結果を過去のスターティングロードの計測結果<sup>47)</sup>と比較し、新たなスターティングロードの評価方法の確立を目指している。

#### 4. 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った。以上の結果をまとめると以下のように要約される。

1. 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 では殆ど観察されなかった。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極めて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。
2. 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、供試体に力を及ぼしているのではなく、供試体に発生した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る。
3. 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中であり、風洞試験の供試体を設計する上で、有効な設計式となるように検証作業を進めている。

#### 参考文献

1. Pope, A. and Goin, K. L., “High Speed Wind Tunnel Testing”, John Wiley and Sons Inc, (1965).
2. 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
3. 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. (1954).
4. Maydew, R.C., “Compilation and Correlation of Model Starting Loads from Several Supersonic Tunnels”, Sandia Corporation-4691(RR), (1962)
5. 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).
6. 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.

7. 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

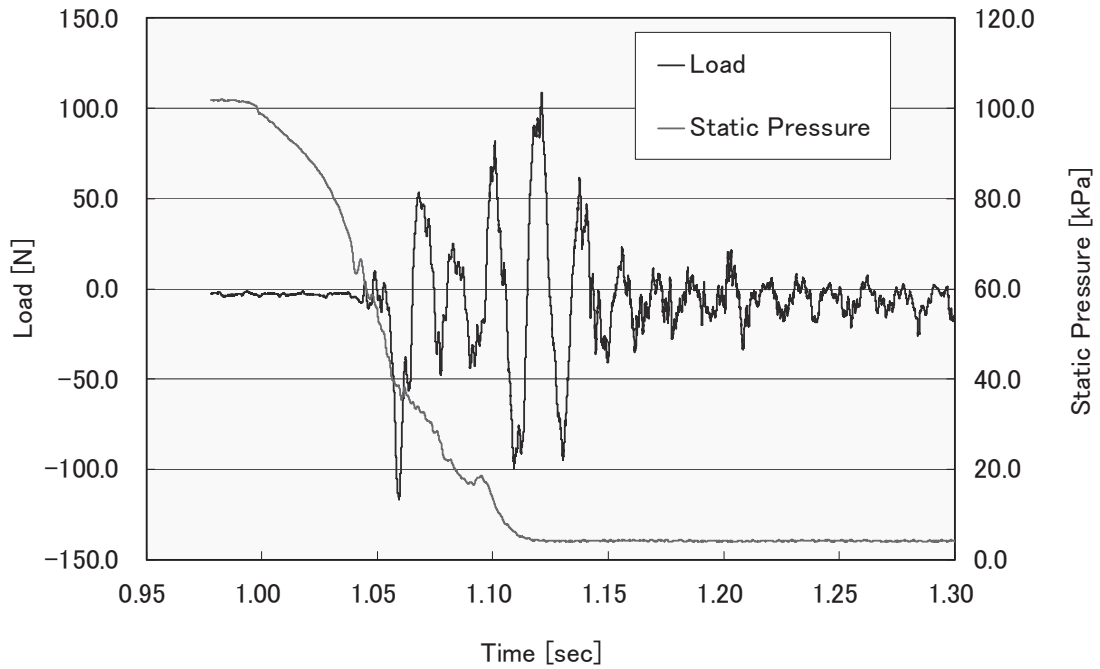


Fig.1 マッハ 3 の時のスターティングロードと壁面静圧の時間履歴

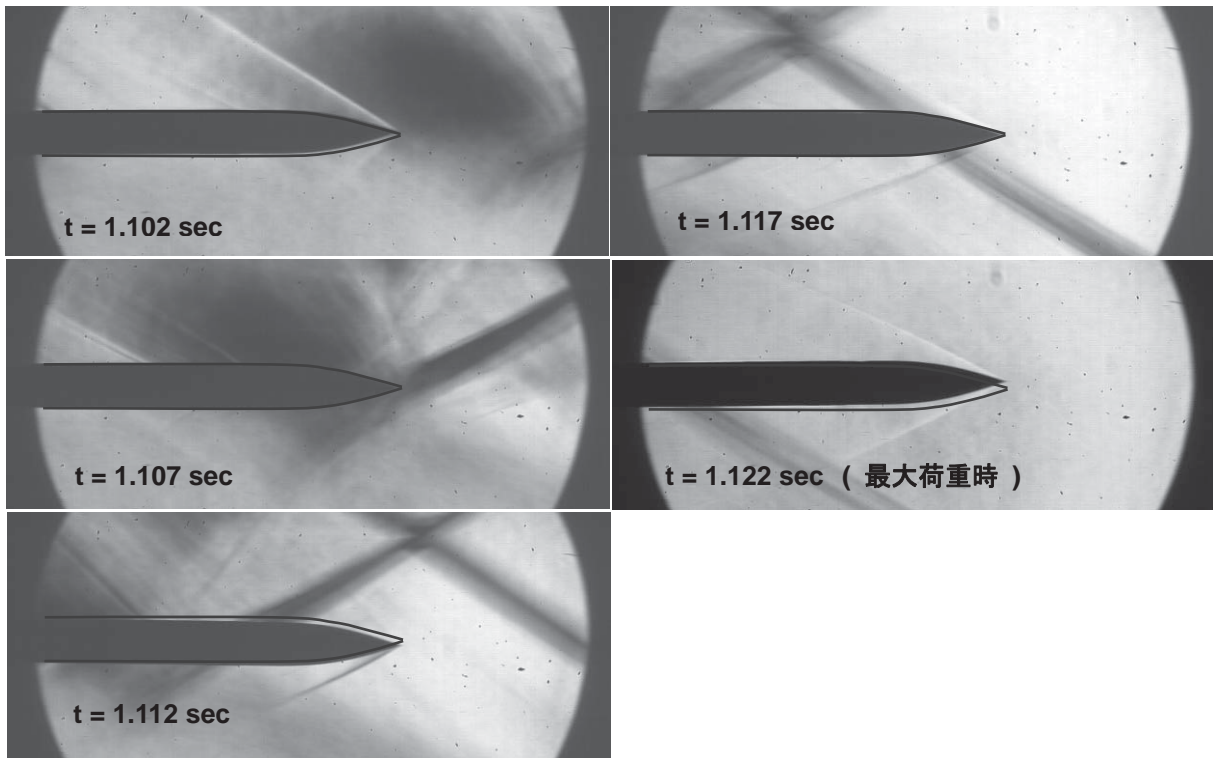


Fig.2 マッハ 3 の時の供試体の挙動