

# 突起を用いた起動停止荷重低減法の検討について

飯島秀俊, 永井伸治 (JAXA)

西島寛典, 木村毅 (㈱ I H I エアロスペースエンジニアリング)

## Investigation of starting loads reduction technique using a protuberance

Hidetoshi IJIMA, Shinji NAGAI ( JAXA )

Hironori NISHIJIMA and Takeshi KIMURA ( ISE )

### Abstract

Starting loads reduction technique using a protuberance was investigated in the JAXA 1m by 1m supersonic wind tunnel. A protuberance was set upstream from the model on the upper and lower nozzle wall. As a result, it was found that the shock wave by the protuberance induced a decelerated area around the model and reduced more than 20% of the starting load of normal force at a Mach number of 3.0. This deceleration by the shock wave from the protuberance was confirmed by pressure of the model surface. Furthermore, shock wave strength passing through the model was weakened in this decelerated area.

### 1. はじめに

間欠吹出式の超音速風洞では、風洞が起動及び停止する際に、供試体に大きな衝撃荷重(起動停止荷重)が加わる。この起動停止荷重によって、供試体や天秤の破損、あるいは供試体の飛散による風洞本体の破損を招く可能性もある。起動停止荷重は、定常時の実荷重の5倍から10倍程度に及ぶこともある。そのため、供試体を強固なものにする必要があり、薄翼等の形状や強度の弱い構造、材料の供試体を使用した試験は不可能となる場合がある。また、大きな衝撃荷重に耐えうる容量の大きな天秤を使用する必要があり、計測精度で不利となる。

この起動停止荷重を低減するために、供試体を風洞壁の下に格納する供試体格納方式<sup>[1]</sup>、供試体周りに平板を近接させる平板近接方式<sup>[2]</sup>、風洞起動時に供試体とスティングの間にブロックを挟むストッパーブロック方式等の方法が考案されている。供試体格納方式は、超音速ノズルに格納空間を設

ける大改修が必要である。平板近接方式は、費用がかかる割に効果が少ない。ストッパーブロック方式は、スティングに依存するシステムなので汎用性に乏しい。また、衝撃荷重の各部荷重分配は、正確な予測が難しいため、天秤保護の保証が困難である。

本稿では、改修規模、改修費用が少なく済み、全ての供試体に対して汎用的に使用できるデバイスとして突起を考案し、その効果について調べた。供試体より風洞上流側の上下壁面に、様々な突起を設置し、垂直力方向の起動停止荷重を測定した。また、風洞起動時の供試体周りの流れを把握するため、高速度ビデオカメラを用いてシュリーレン映像を取得すると共に、供試体表面の非定常圧力を計測した。

以上の結果から、起動停止荷重低減に対する突起の有効性と低減のメカニズムについて考察する。

### 2. JAXA 超音速風洞

第1図に、JAXA1m×1m 超音速風洞（以下 JSWT）の概略図を示す。JSWT は、2次元ノズルを有する間欠吹出式風洞である。上下可とう板を各21本の電動ジャッキにより上下方向に変形させ、マッハ数を1.4から4.0の範囲で設定することが可能である。

高マッハ数領域においては、供試体の垂直力方向に大きな衝撃荷重を生じる。JSWT では、AGARD-B 類似供試体を用い、起動停止荷重の計測を行なった。その結果、Maydew の実験値<sup>[3]</sup>と比較して妥当であった<sup>[4]</sup>。また、垂直力方向の起動停止荷重については、ノズル対称面に対し、供試体のロール角を90°回転させることにより、起動停止荷重が低減されることを確認している<sup>[4]</sup>。

### 3. 試験方法

#### 3.1 供試体

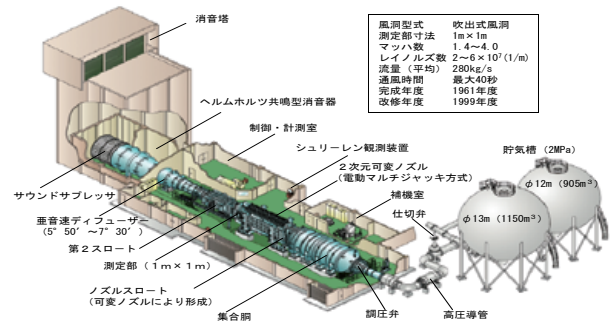
第2図に、本研究で使用された供試体を示す。胴体直径70mm、胴体長450mmである。垂直力方向の衝撃荷重の計測には、モーメントタイプの6分力天秤(1.5インチ径、LMC-6522/Z500)を使用した。供試体の圧力計測のために、非常圧力センサがノーズ先端部、前胴部上下面、右翼上下面、左翼上面の計6つ取り付けられている。

#### 3.2 試験条件

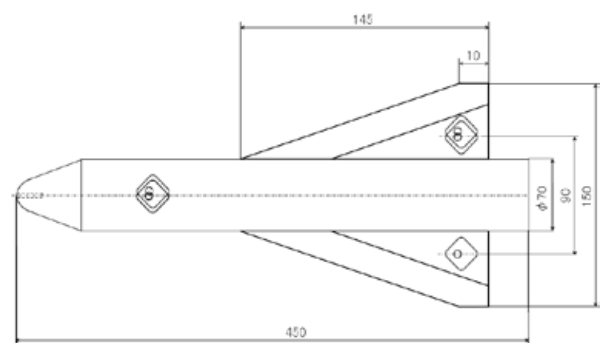
マッハ数は、1.4から4.0の範囲で試験を行なった。供試体のピッチ角 $\theta$ 、ロール角 $\phi$ は、常に0°に設定した。サンプリング周波数は1280Hzとし、ローパスフィルタの周波数は1kHzとした。垂直方向の天秤出力でみられた固有振動数に対して、サンプリング周波数、ローパスフィルタの設定値は十分大きい。

#### 3.3 突起による効果について

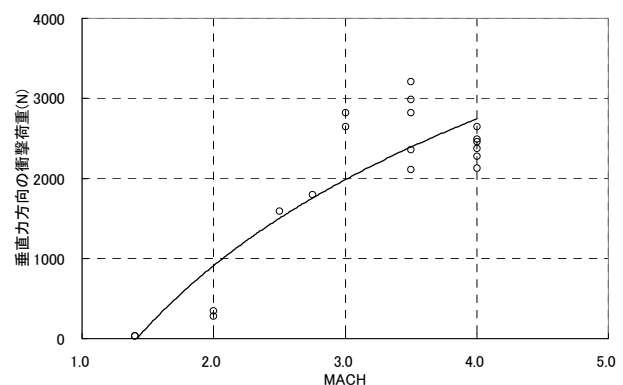
第3図に、第2図の供試体で測定したマッハ数と垂直力方向の衝撃荷重の関係を示す。マッハ数が高いほど、起動時の衝撃荷重は大きくなる。これは、高マッハ数域では、測定部上流の上下2次



第1図 JSWT 概略図



第2図 供試体



第3図 マッハ数と垂直力方向の衝撃荷重

元ノズルにより、起動時の衝撃波（起動衝撃波）が上下非対称となるためである。また、垂直力方向の衝撃荷重は、停止時に比べ、起動時の方が大きい。よって、起動時の衝撃荷重を低減させることが重要である。

第4図に、高マッハ数における突起がある場合の風洞起動時の模式図を示す。高マッハ数では、起動衝撃波は上下非対称のX型の衝撃波となる。ここで、突起による衝撃波（突起衝撃波）は、供試体周りの流れを減速させる。この減速領域では、局所マッハ数が小さくなるため、衝撃荷重を小さくすることができると考えられる。

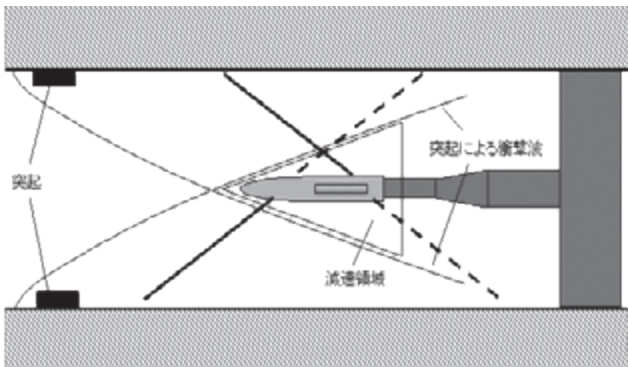
3. 4 試験で用いた突起

供試体上流部に設置される突起は、「くさび型」、「円柱型」、「平板型」の3種類とした。第5図に突起の設置状況を示す。高さは、全ての種類で30mmとした。「くさび型」と「平板型」は、横方向に間隔無く設置した。「円柱型」については、突起の3次元性の効果を確認するために、ある程度の間隔をおいて設置した。設置位置は、シュリーレン窓中心から800mm、1200mm上流側とした。突起の材質は硬質ゴムであり、市販の両面テープ、薄型強力テープを用いて壁面に貼付した。

4. 突起効果試験の結果

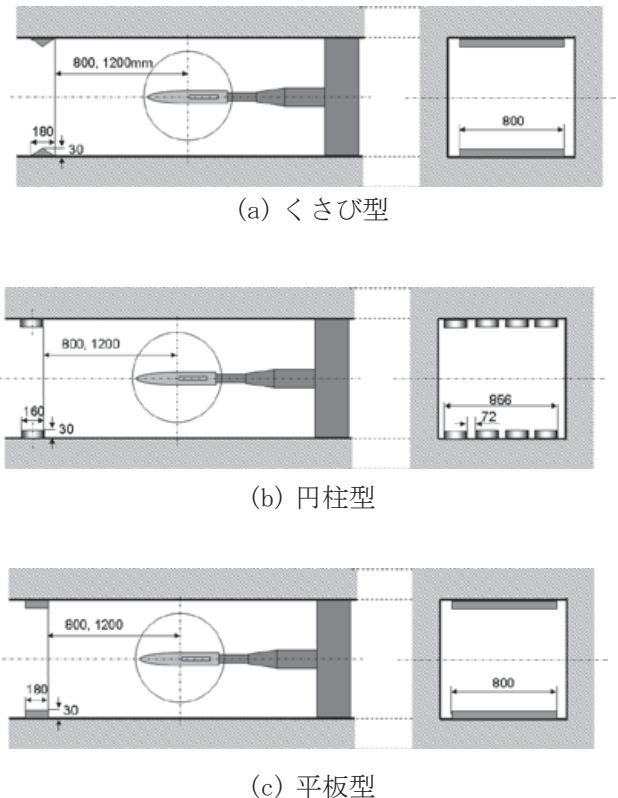
4. 1 突起形状、設置位置による効果

突起形状、設置位置を変えて、垂直力方向の衝撃荷重への効果を調べた。図は、横軸にマッハ数、縦軸に $C_{NS}$ を取った。垂直力方向の衝撃荷重は、垂直力のピークの絶対値 $FN_{max}$ を、集合胴総圧 $P0$ と水平投影面積（翼+胴体） $S$ で除した無次元数 $C_{NS}$ で整理した<sup>[2]</sup>。

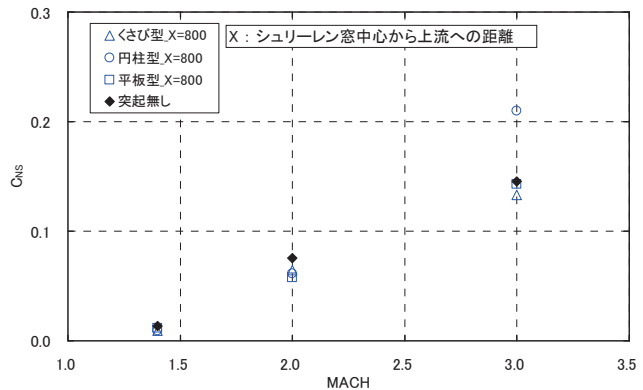


第4図 突起設置時の風洞起動時の模式図

突起形状の効果については、第6図に結果を示す。突起形状は、「くさび型」、「円柱型」、「平板型」の3種類である。突起位置は、シュリーレン窓中心から800mmの位置に設置した。マッハ数1.4については、突起の効果はあまり見られなかった。マッハ数2.0については、どの形状に対しても若干の効果がみられた。マッハ数3.0については、「くさび型」、「平板型」で、突起の効果はあまり見られなかった。このときのシュリーレン画像



第5図 突起の設置状況



第6図 突起形状の効果

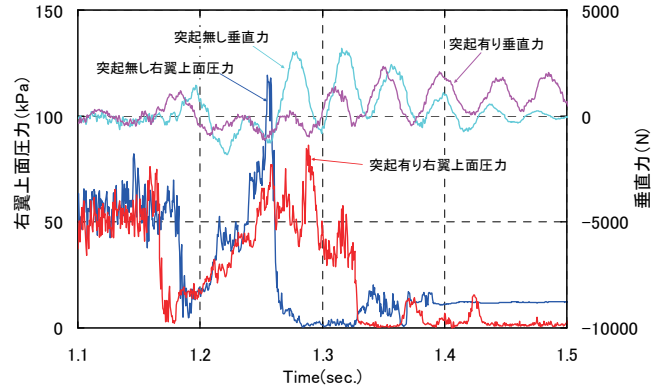
では、突起衝撃波は供試体後部に差し掛かっており、減速効果が得られなかったと推測される。「円柱型」については、突起により、CNSの増加がみられた。3次元形状のため、別の擾乱を生じたものと考えられる。

突起位置の効果について、第7図に結果を示す。「円柱型」と「平板型」について、突起設置位置をシュリーレン窓中心から1200mmに変化させたときの効果を調べた。マッハ数3.0では、「円柱型」と「平板型」共に、突起によってCNSが20%以上低減された。マッハ数1.4, 2.0では、突起の効果がみられなかった。この違いは、突起衝撃波の位置が設置位置やマッハ数により異なるためと推測される。

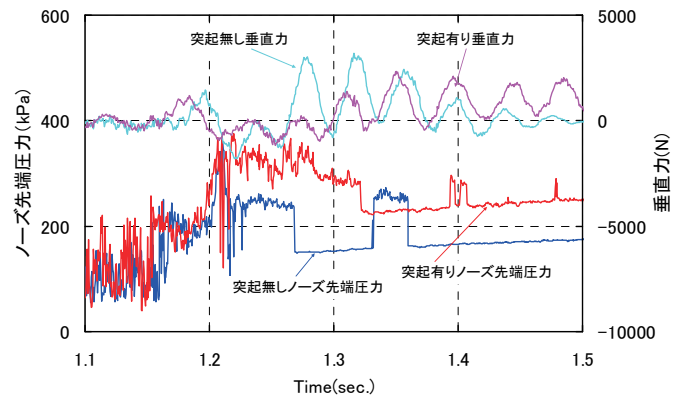
4. 2 供試体表面圧力計測結果

突起衝撃波による供試体周りの流れを確認するために、供試体のノーズ先端圧力、翼上面（右翼）の圧力の時間履歴を調べた。時刻は、風洞起動（調圧弁開）時をゼロとする。突起は、第7図で最も効果のあったマッハ数3.0で、「平板型」を窓中心から1200mm上流へ設置する形態を選択した。また、突起無しの場合のデータ、同時刻の垂直力方向の天秤出力の時間履歴も合わせて示す。

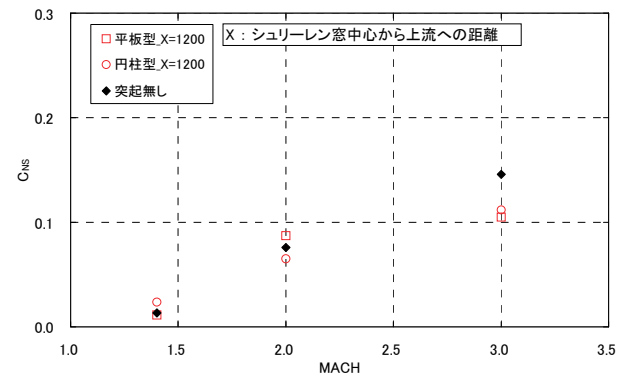
ノーズ先端圧力の結果を第8図に示す。ノーズ先端圧力は、局所ピトー圧と考えられる。突起の効果により、最終的な圧力が増加、すなわち、局所マッハ数が減少した減速領域を生じていることがわかる。突起が無い場合、ノーズ先端圧力は1.27[sec.]で、90[kPa]程度の急激な圧力降下が見られる。垂直力は起動時の衝撃荷重による出力振動が見られ、1.31[sec.]でピークとなる。突起がある場合、ノーズ先端圧力は1.32[sec.]で、50[kPa]程度の急激な圧力降下が見られ、垂直力は1.35[sec.]でのピークとなる。突起の効果により、垂直力のピークを生じる付近で、ノーズ先端圧力の低下量が減少している。そして、垂直力のピーク値は20%以上減少している。



第7図 突起位置の効果



第8図 ノーズ先端圧力



第9図 翼上面（右翼）圧力

翼上面（右翼）圧力の結果を第9図に示す。突起が無い場合、1.26[sec.]付近で110[kPa]程度の急激な圧力降下を示す。突起がある場合、1.32[sec.]付近で55[kPa]程度の圧力降下を示し、突起無

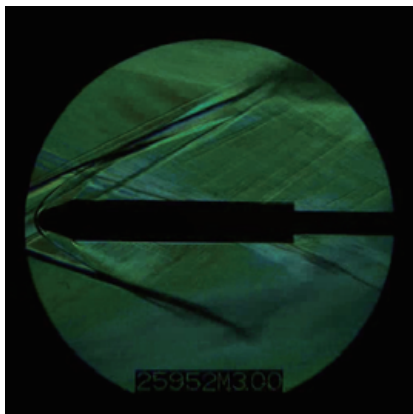
しの場合と比べて降下量は大きく減少している。これらの降下量と時刻、垂直力の履歴に関してはノーズ先端圧力と同様な関係がみられる。

起動衝撃波の通過によって、圧力孔位置において急激な圧力変化が生じる。この圧力の変化量は、衝撃波前後の差圧、すなわち衝撃波強度である。この衝撃波強度が大きい時、翼、胴体の上下面で生じる差圧が大きくなり、大きな衝撃荷重を生じる。

第8図、第9図からは、衝撃波強度が低下していることが確認できる。これは、供試体周りの流れが減速した結果であると考えられる。これより、突起により、垂直力の衝撃荷重を低減できることがわかった。

#### 4. 3 シュリーレン画像

第10図に、風洞起動時のマッハ数 3.0 における「突起有り」のシュリーレン連続画像の一部を示す。突起形状は「平板型」で、窓中心から 1200 mm 上流へ設置した。突起衝撃波による減速領域ができた後、起動衝撃波が通過していることを確認した。



第10図 風洞起動時のシュリーレン画像

#### 5. 結論

JAXA1m×1m 超音速風洞において、供試体より上流側に突起を設置し、起動停止荷重の低減効果を調べた。その結果、マッハ数 3.0 の垂直力については、突起を適切な位置に設置することで、突起

が無い場合と比べ、20%以上の低減効果が得られることがわかった。供試体表面圧力計測結果からは、供試体周りの流れの減速と、起動衝撃波の強度低下が確認された。シュリーレン画像からは、突起衝撃波による減速領域を起動衝撃波が通過していることがわかった。

今後は、起動衝撃波通過後の突起収納機構の開発や、マッハ数毎に突起形状、設置位置を最適化することが求められる。

#### 参考文献

- [1] 石原久蔵, 斉藤秀夫, 外立政隆, 榎原盛三, 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
- [2] A. Pope, K.L. Goin, “High-Speed Wind Tunnel Testing”, Wiley & Sons, Inc., 1965
- [3] R.C. Maydew, “Complication and Correlation of Model Starting Loads from Several Supersonic Tunnels”, SC-4691, 1962
- [4] 飯島, 渡辺, 神田, 佐藤, 永井, 鈴木 “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”, JAXA-RR05-048, 2005