

JAXA 極超音速風洞における空力加熱による 模型 / スティング変形について

藤井 啓介、平林 則明、小山 忠勇、津田 尚一 (JAXA)
中村 晃祥 (JAST)、渡利 實 (LBM 流体力学研究所)、
田口 秀之 (JAXA)

Deformation of wind tunnel models and support stings at JAXA hypersonic wind tunnels

Keisuke Fujii, Noriaki Hirabayashi, Tadao Koyama, Shoichi Tsuda (JAXA)
Akihiro Nakamura (JAST), Minoru Watari (LBM Lab.)
and Hideyuki Taguchi (JAXA)

概 要

近年の極超音速領域の対象として注目されている極超音速機をはじめとする細長形状・低迎角極超音速飛行体に関する風洞試験において、これまでの鈍頭・大迎角試験とくらべ、空力加熱による模型・スティング熱変形による影響がより強く現れることが分かった。そこで JAXA 極超音速風洞として基礎データ取得の目的で風洞試験とともに一連の影響評価を行ったので、風洞利用時における注意喚起をかねて、事象の経緯・影響の程度・対策について紹介する。

1. はじめに

極超音速領域における空力特性予測のための風洞試験は、過去においては主に再使用型宇宙往還機などの再突入機に事実上限定されており、そのため極超音速風洞における評価試験・標準模型試験においても必然的に鈍頭形状あるいは大迎角形態に注目して行われてきていた^(1,2)。しかしながら近年、再突入形態より寧ろ極超音速機などに代表される低迎角・細長形状に関する研究⁽³⁾が活発にされるようになってきており、それに伴い、空力特性に及ぼす迎角効果をより精度よく計測する必要性が生じている⁽⁴⁾。このような試験を通じて JAXA 極超音速風洞においてこれまで重要視していなかったために看過してきたスティング・模型の空力加熱による変形効果が顕著に現れるケースが存在することが明らかになった。そのためここでは極超音速風洞試験における模型・試験設計における注意喚起をかねて、経緯・効果の程度・対策についてまとめる。

スティング変形効果について初めて認識にいたったのは、2006 年度のユーザ試験において、低迎角・細長形状模型を長時間気流中に曝した際、ラン中における空力係数の再現性が良好でないことが判明し、更にシュリーレン画像から加熱前後における姿勢角の不一致が確認された。それを受け、2007 年度に AGARD-B, HB2 標準模型試験において現象再現の確認・変形対策効果の確認等を行った。ここでは上記 2 試験に加え、JAXA 内ユーザ試験においてみられた事象などの紹介も行う。

2. 実験

実験はいずれも JAXA 極超音速風洞 (HWT1: ノズル出口径 $\phi 500\text{mm}$ および HWT2: ノズル出口径 $\phi 1270\text{mm}$) において行い、試験条件は HWT1 では $M=7.1$, HWT2 においては $M=10$ で行った。細長形状の標準模型である AGARD-B による試験 (HWT1), 比較的鈍頭形状である HB2 試験 (HWT1, 2), また JAXA 極超音速実験機形状

の試験 (HWT1) である。

2.1. AGARD-B 風試⁽⁴⁾

模型は胴体直径 $D=48\text{mm}$ の AGARD-B 模型 (図1) であり, 内挿6分力天秤による空力計測を迎角 -10deg から $+10\text{deg}$ の範囲で実施した。気流条件は $M=7.1$, 澱み圧 $p_0=4\text{MPa}$, 澱み温度 $T_0\sim 650\text{degC}$ であり, ここではスティング変形効果を見るために, 気流静定後模型を投入した直後に迎角 $+10\text{deg}$ に変角し, そのまま20秒間同一姿勢を保持した。

計測中もっとも顕著な時間変化をした垂直力成分の時間履歴を図2に有次元のまま示す (黒実線)。迎角 10deg 設定中の約20秒間においておよそ 5N 程度単調に増加していることが分かるが, これは, Pitch & Pause による1run中における繰り返し誤差が $\sigma=0.25\text{N}$ であることを考えると有意差であることが分かる。迎角 10deg における 5N の差は揚力曲線から迎角に換算するとおよそ 0.5deg 相当である。一方, 投入直後と, 退避直前に取得したシュリーレン画像を重ねると (図3) 模型先端で 6mm , 後端で 1.7mm それぞれ上方へ移動し, 迎角 0.6deg 程度増加していることが分かり, 垂直力変化相当分に対応している。

図4に見られるように HWT1 では模型・支持系によるブロッケージ効果により測定室圧力が静圧以上となり, ノズル出口より比較的強い斜め衝撃波が発生する。これにより空力加熱による熱変形はより強くなると考えられるので, その影響を評価するため模型投入前と迎角をとったときの測定室圧力 (それぞれ 750Pa , 2kPa) から衝撃波後の気流条件を求め空力加熱率, スティング表面上昇温度, たわみ量を推定した。空力加熱率推定に関しては表面流線拡がり を考慮した等価円柱半径近似を斜め円柱付着線乱流加熱率理論値により求め, その値から半無限一次元熱伝導により温度上昇量を, スティング下面のみが最大温度上昇を受けたとしてスティング変形量をそれぞれ予測した (図5)。その結果ノズル出口からの斜め衝撃波の一部あたるスティングテーパー部において 0.25deg 程度, スティングポッドストレート部で 0.15deg 程度の変形が予想されたため, 推定が妥当であるとともにスティングテーパー部での変形が大きいことが予測できた。

このスティング熱変形対策としてはテフロン製ガスケット (ハイパーシート®, 2mm 厚) を二重に巻いて (図6) 同様の試験を行ったところ, 図2の赤実線に示すように力データにはほとんど時間変化が見られず, ま

た迎角変化も見られないことを確認した。この場合断熱層のフーリエ数は $\frac{\alpha t}{x^2} \approx 0.09$ と小さく, 熱的にスティング本体まで熱の影響が伝わらないことと一致する。ただしこの方法は作業効率が悪いこと, 再現性が必ずしも確保できないことなどの点で今後改善していく必要がある。

2.2. HB2 風試 (HWT1)

AGARD-B 標準模型試験に引き続き HWT1 で実施した HB2 標準模型試験 (図7) においてもスティング熱変形に対する断熱対策効果を確認する目的で迎角 12deg を20秒間保持するケースの試験を実施した。気流条件は一様流マッハ数 $M=7.1$, 澱み圧 $p_0=4\text{MPa}$, 澱み温度 $T_0=550\text{degC}$ とし, 模型は基準胴体直径 48mm の HB2 を用いた。スティング熱変形対策として前述のテフロン製ガスケットによる断熱を施したところ, 図8に示されるように垂直力時間変化においても, シュリーレン画像を基に得られる迎角時間変化においても有意な変化はなく, 断熱対策が有効であることが確認できた。

2.3. HB2 風試 (HWT2)

空力加熱によるスティング熱変形の影響が HWT2 においても現れるかの確認をする目的で, 風洞保守終了に伴い実施する確認通風にあわせて HB2 標準模型 (基準胴体直径 $D=100\text{mm}$, 図9) を用いて6分力計測試験を実施した。気流条件は一様流マッハ数 $M=10$, 澱み圧 $p_0=6\text{MPa}$, 澱み温度 $T_0=750\text{degC}$ とし, 模型投入後迎角 $\alpha=20\text{deg}$ で13秒間保持し, シュリーレン画像および垂直力係数における時間変化の有無について調べた。ここではスティングへの断熱対策は特に施していない。

図10に軸力・垂直力の時間変化をピッチ角エンコーダ出力とともに示す。模型は $t=11\text{s}$ に $\alpha=20\text{deg}$ への変角開始, $t=24\text{s}$ に $\alpha=0\text{deg}$ にもどっているが, $\alpha=20\text{deg}$ で一定の間において軸力・垂直力ともわずかながら増加傾向が見られたが, より顕著な垂直力においてもその増加量は 2% 以下であった。迎角にすると 0.2deg 相当以下であった。一方, シュリーレン画像からは明確な迎角変化は見られず, 最大に見込んでも 0.1deg 程度であることが分かった。そのためスティング熱変形の影響は明確には認められなかった。しかしながら HWT1 と同様の手法で空力加熱によるスティング熱変形量を推定してみる (一様流中にスティングのみが存在し, 付着線境界層は層流と仮定, 図11) と, 10秒間のみであっても 0.3deg 程度の熱変形が見込まれる結果となり, 実測 0.1deg 以下

と比べ過大評価となった。比較的鈍頭形状のHB2 模型によるバウショックによる影響などが考えられる。

2.4. JAXA 極超音速実験機風試

最後に細長形状低迎角試験の際に発生した模型変形について紹介する。現在 JAXA において検討を進めている極超音速実験機形態の模型（図 12, 13, フロースルーナセルあり/なし形態）における表面圧力を HWT1 M=7.1, $p_o=2.5\text{MPa}$, $T_o=600\text{degC}$ の気流条件で計測した試験である。迎角範囲 0deg ~ 6deg の結果を図 14 に示す。図中スティングポッドピッチ角エンコーダ出力および測定室内圧力とともに、模型変角開始やシュリーレン画像比較のタイミングを示す。本試験は細長低迎角圧力試験であるため長い圧力静定時間のため比較的長時間気流中に曝されていたことが分かる（各ステップ 5 秒）。まず胴体下部にフロースルーナセルのないケースに関して、変角開始直前および終了直後におけるシュリーレン画像を重ねたものを図 15 に示すが、模型上下面ほぼ均等に加熱されているためか通風による模型変形はほとんど見られなかった。しかしフロースルーナセルあり形態の同様の試験では、図 16 に示されるように、変角開始直前と終了直後とでは模型ノーズ先端が約 3.5mm 程度上方に反りあがっていることが確認できる。フロースルーナセル内部における圧力がナセルなし形態における値と比べ上昇しており、ナセル内部の空力加熱により模型が強く変形してしまったことが推測される。この件に関する予測手法、具体的対策に関しては未だ風洞として確立できていないが、今後検討していく必要がある。

3. まとめ

模型・スティングの熱変形に関する一連の試験・考察から、以下のことが分かった：

- HWT1（ $\phi 500\text{mm}$ ）M7 においてスティング・スティングポッドの熱変形が確認され、条件によっては空力係数へ無視できない影響を及ぼす。
- スティング熱変形は適当な断熱対策により回避可能。但し作業性・再現性の観点から改良が必要。
- HWT2（ $\phi 1270\text{mm}$ ）において通風結果からは顕著なスティング変形は認められなかったが、実運用で問題になるケースがないか更に検討が必要。
- スティング変形のみでなく、薄型模型の場合は特に模型の熱変形についても留意すべき。

参考文献

- (1) 平林 他, “JAXA 極超音速風洞（M5）HB-2 標準模型試験” 第 77 回風洞研究会議論文集 JAXA-SP-06-026, pp.37-46, 2007
- (2) Kuchiishi, 他 “Comparative force/heat flux measurements between JAXA hypersonic test facilities using standard model HB-2,” JAXA-RR-04-035E, 2005
- (3) 極超音速機研究委員会, 「極超音速機の研究開発構想」, JAXA-SP-06-025, 2007 年 3 月
- (4) 津田 他, “JAXA 0.5m 極超音速風洞におけるマッハ 5 及び 7 AGARD-B 標準模型試験,” 第 45 回飛行機シンポジウム 1F4, 2007



図 1. AGARD-B 標準模型 (HWT1)



図 4. $\alpha=10\text{deg}$ において発生しているノズル出口からの斜め衝撃波

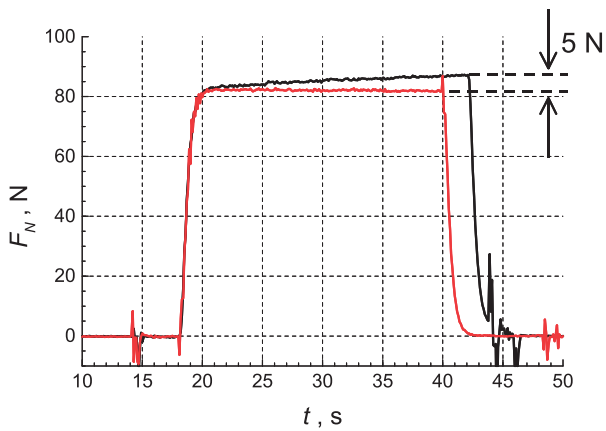


図 2. スティング断熱処置あり(赤)/なし(黒)における垂直力計測値の時間変化

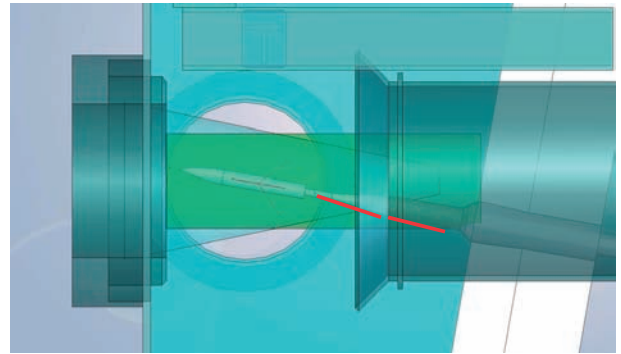


図 5. AGARD-B 試験における一様流コア、ノズル出口からの斜め衝撃波、模型、スティングの位置関係

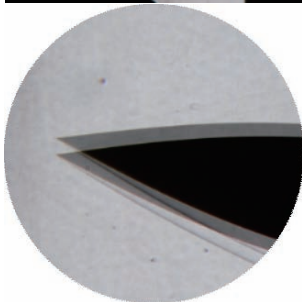


図 3. 迎角 10deg 保持通風中における模型姿勢角の変化。模型先端部で約 6mm 程度反り上がっている。



図 6. スティング・スティングポッドにおける断熱処置

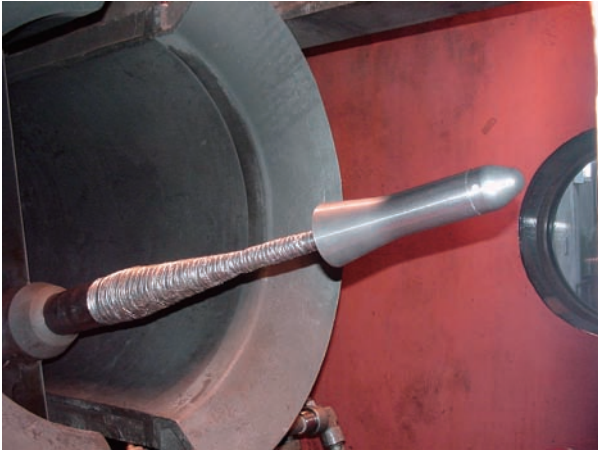


図7. HWT1 風試における HB2 標準模型 (スティングは断熱処置を施している)

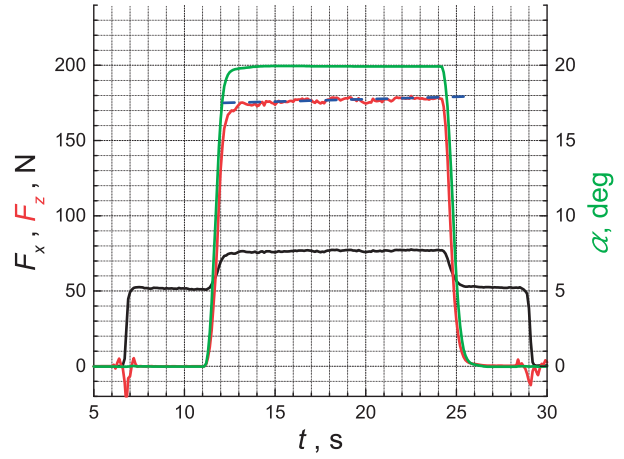


図10. HB2 試験 (HWT2) における軸力・垂直力の時間変化およびピッチ角エンコーダ出力

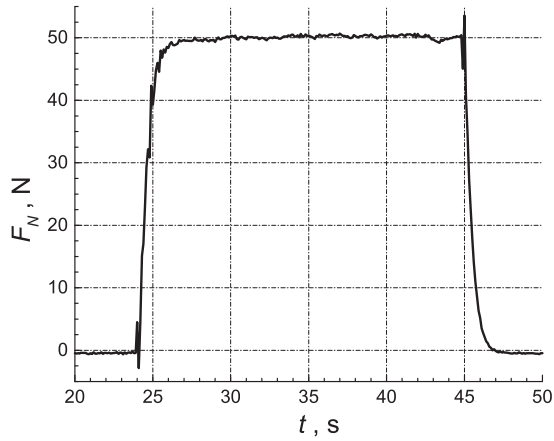


図8. HB2 試験 (HWT1) で得られた垂直力時間変化

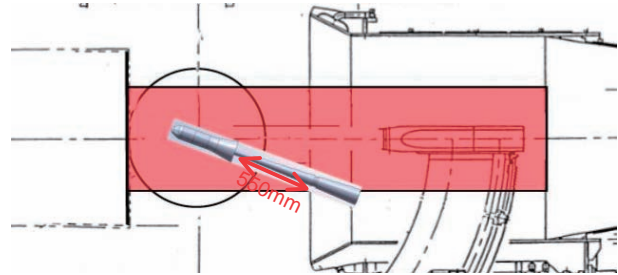


図11. HB2 試験 (HWT2) における一様流コア・模型・スティングの位置関係

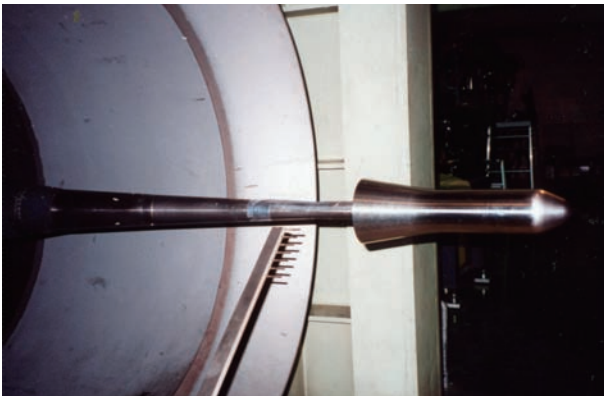


図9. HWT2 風試における HB2 標準模型 (スティングは断熱処置は行っていない)

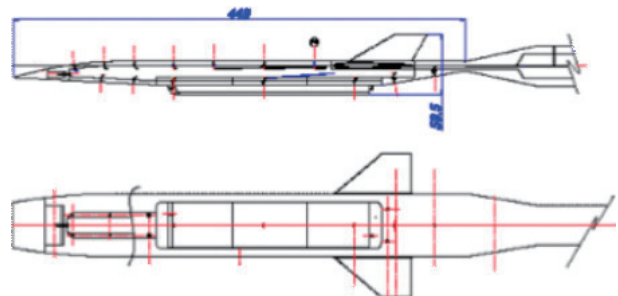


図12. 極超音速機模型



図 13. 極超音速機 M=7 風試状況



図 16. フロースルーナセル形態における模型変形の有無（迎角変角開始直前および終了直後に取得した画像を重ねている）。模型先端部において約 3.5mm 程度反り上がっていることが分かる。

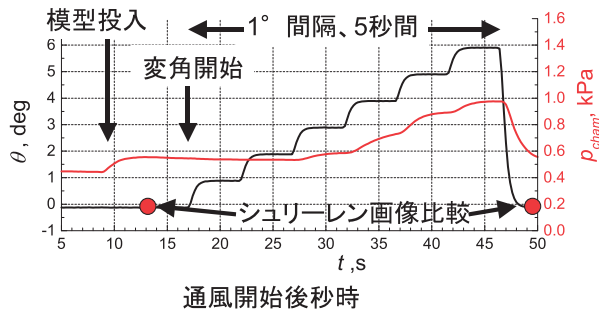


図 14. 極超音速機 HWT1 風試におけるピッチ角変化及び測定室圧力変化

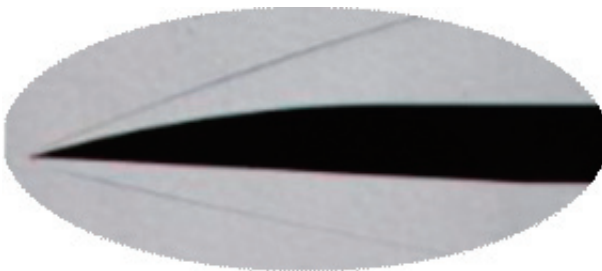


図 15. フロースルーナセルなしのクリーン形態における模型変形の有無（迎角変角開始直前および終了直後に取得した画像を重ねている）