

## 静圧レールを用いた機体近傍場圧力波形計測の課題

牧野好和, 野口正芳  
宇宙航空研究開発機構

牧本卓也  
株式会社 菱友システムズ

### Near-field Pressure Signature Measurement Method Using a Static Pressure Rail.

by  
Yoshikazu Makino, Masayoshi Noguchi, Takuya Makimoto

#### ABSTRACT

Near-field pressure signature measurement techniques using static pressure rails are discussed for low-boom design validation in wind-tunnel tests. Problems of measurement accuracy with the existing JAXA pressure rail are clarified in the preliminary low-boom design validation tests of the silent supersonic technology demonstrator (S3TD) at JAXA 1m x 1m supersonic wind-tunnel. In the test, the near-field pressure signatures of some basic configurations in addition to the S3TD model are measured and compared to those in NASA reports or predicted by CFD analysis. Some parameters of a pressure rail such as width and height are investigated by using a full potential aerodynamic analysis tool. The analysis results show that the rail width has considerable effects on the measured pressure signatures. Then a new pressure rail with wider width is built for measurement improvement after these considerations and is tested in the supersonic wind-tunnel test with the same wind-tunnel models. The measured near-field pressure signatures of these models with the new rail show better agreement with the NASA data and the CFD prediction. However the measured signatures still have some effects from the rail side edge expansion. Further investigations of the rail shape effects on the measured signatures are needed in comparison with other measurement techniques such as a pressure probe or a boundary layer bypass plate.

#### 1. はじめに

宇宙航空研究開発機構 航空プログラムグループ超音速機チームでは超音速機のソニックブーム低減技術の確立を第一の目的とする静粛超音速機技術の研究開発プログラムを進めており、2009 年度に低ソニックブーム設計技術の飛行実証が可能な静粛超音速研究機 (S3TD) の基本設計<sup>1)</sup> 相当作業を完了した。(本研究機の開発は、昨今の予算情勢から一旦凍結され、低ソニックブーム設計コンセプト確認のための、気球を用いた無人超音速研究機の落下試験<sup>2)</sup> の検討が進められている。)

低ソニックブーム設計技術の研究や低ブーム実証研究機の開発においては、CFD 最適設計技術を活用した低ブーム設計を実施しているが、その検証のために風洞試験で近傍場圧力波形を計測することが重要となる。JAXA では 2000 年から静圧レールを用いた近傍場圧力波形計測を実施しているが、S3TD の低ブーム設計確認のために 2009 年 7 月に実施した超音速風洞試験<sup>3)</sup> において、静圧レールによる近傍場圧力波形計測の課題が明らかとなったのでここに報告する。研究機模型以外にも軸対称模型など基本的な形状の近傍場圧力波形を計測し、NASA で実施されている静圧プローブによる計測結果と比較する。また静圧レール周りの流れ場解析を実施して静圧レール計測の問題点を明らかにした上で、改善型静圧レールを提案し、超音速風洞試験にて改善効果を確認する。

#### 2. 既存の静圧レールによる近傍場圧力波形計測

S3TD 基本設計における低ブーム確認試験には、JAXA 風洞技術開発センター1m×1m 超音速風洞を用い、風試模型は S3TD 第 3.5 次形状 (図 1) の 2.5% 模型を用いた。近傍場圧力波形には超音速風洞試験用に設計・製作された静圧レールを使用した。静圧レールは、風洞壁に発達する境界層と衝撃波との干渉を避けて近傍場圧力波形を計測するために用いられる幅 35mm、高さ 50mm (JAXA1m×1m 超音速風洞の  $M \leq 2.0$  の境界層厚から決定) の矩形の断面を持つ全長約 1.8m のステンレス製の装置である。先端部及び後端部はレール自身から発生する衝撃波を最小化する様

に尖らせている。下壁に静圧レールを設置した状態での風洞測定部の様子を図 2 に示す。レール上面には 330 点の静圧孔が設けてあり、上流側の 255 点は 4mm 間隔、下流側の 75 点は 6mm 間隔となっている。今回の計測では高速多点圧力計測装置 ZOC HyScan 2000 システムのモジュールを 5 台 (計測レンジ約  $\pm 15\text{psi}$ ) 使用して 330 点の圧力孔中下流側 312 点の計測を行った。スペックに基づく ZOC モジュールの計測精度は  $\pm 0.1\%FS$ 、圧力に換算すると  $\pm 0.03\text{psi}$  となり、 $M=1.4$  の  $C_p$  値に換算すると約  $\pm 0.003$  となる。図 3 には模型を入れない状態 (CTC: Clean Tunnel Case) での  $M=1.4$  での静圧レール計測データを示す。ZOC の計測は風洞起動後 8 秒から 0.5 秒刻みで計測を行い (計測にかかる時間は 0.32 秒)、28 秒まで 40 回データを取得した。各静圧孔における 40 回のデータのばらつきはおよそ  $\Delta C_p = \pm 0.0005$  以内に収まっている。(  $\Delta C_p$  は 40 回の平均値からの差分) なお、レール先端部の領域においてばらつきが大きくなる傾向があるが、これはモジュールの問題では無く、静圧レール上に形成される静圧分布が、静圧レール自身が生ずる圧力変動によって、先端及び後端部で図 4 に示す様に大きく変動するためである。上記に示した様な静圧レール計測の再現性に基づき、研究機模型の機体近傍場における圧力波形は、模型有りの圧力分布計測データから同じマッハ数での模型無し (CTC) 圧力分布を差し引く形で求めている。研究機の先端低ブーム特性を確認するために計測した  $H/L=2.0$  における近傍場圧力波形計測データを CFD 解析結果と比較したものを図 5 (a) に示す。波形先端スパイクのピーク圧力値は CFD 推算とほぼ一致しているものの、圧力上昇後の膨張が CFD 推算に対して風試結果の方が急膨張しており、その後方の圧力ピークも CFD 推算値よりも低くなっているのが分かる。H/L に対してこの傾向が変わるかどうかを調べるため模型高さを下げて  $H/L=1.0$  で計測した結果を図 5 (b) に示すが、やはり傾向は同様である。そこで模型サイズが圧力波形に与える影響を調べるため、基本全機超音速風洞試験で使用した 5% 圧力模型を用いて  $H/L=1.0$  での圧力波形を計測した。その計測結果も図 5 (b) に示すが、先端スパイク後の膨張は 2.5% 模型と同じ

く CFD 解析結果よりも強いものの、その後方の圧力ピークは CFD 解析結果と良く一致しているのが分かる。この結果から先端波形の不一致の原因はおそらく 2.5% 模型側にあると考えられたが、Re 数の違いによる粘性効果等による流体力学的な要因であるのか、模型の製作精度の問題であるのか、あるいは計測システムの問題であるのかはこの時点では断言できなかった。



図 1 静粛超音速研究機第 3.5 次形状

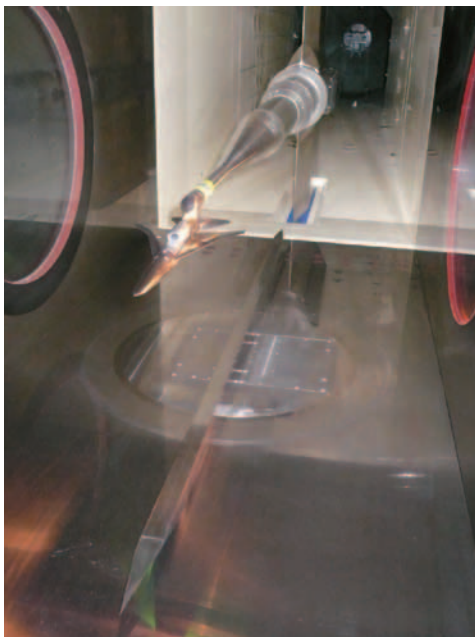


図 2 静圧レール設置状況

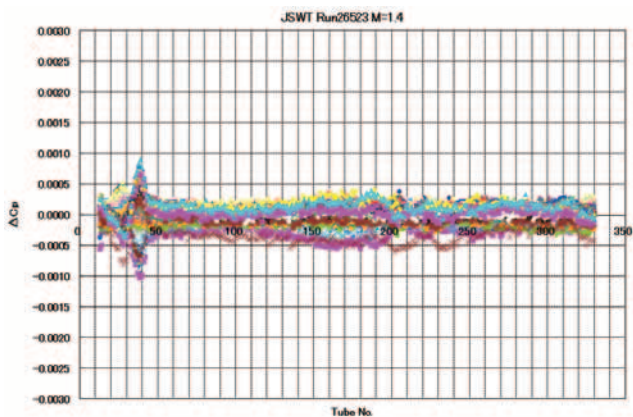


図 3 レール計測データのばらつき (CTC, M=1.4)

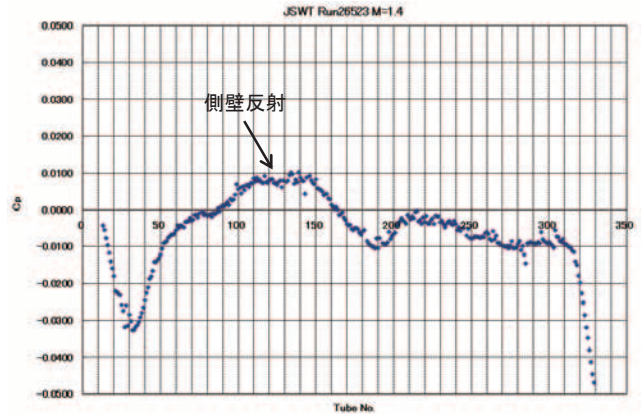
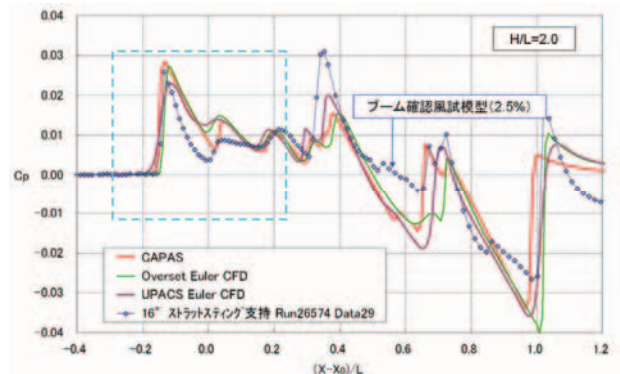
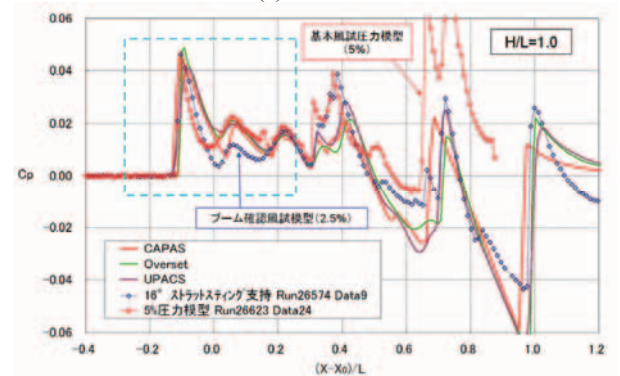


図 4 静圧レール上の圧力分布 (CTC, M=1.4)



(a) H/L=2.0



(b) H/L=1.0

図 5 模型サイズが先端波形計測に与える影響

### 3. NASA 風試データとの比較

上記静粛超音速機の低ブーム設計確認風試において、基礎的な試験として図 6 に示すシンプルな軸対称模型やデルタ翼模型の近傍場圧力波形計測も実施した。これらの模型は 2008 年に NASA が実施した Sonic Boom Prediction Workshop<sup>4)</sup> (図 7) で課題となった形状であり、NASA 風洞における静圧プローブ (図 8) での計測データ<sup>5)</sup>も存在するので比較検証用に実施したものである。図 9 に頂角 6.48° 円錐の H/L=5.0 における近傍場圧力波形の比較を示すが、JAXA 静圧レール計測結果は圧力ピーク位置において NASA プローブ計測結果よりも低い圧力値を示している。(なお、静圧レールの計測結果はレール表面での反射係数を考慮して半分の値を示している。) また図 10 に示す Parabolic 形状 ( $r \sim x^{1/2}$ ) 模型や図 11 に示す Quartic 形状 ( $r \sim x^{1/4}$ ) 模型の近傍場圧力波形比較を見ると、初期圧力上昇後の膨張部において JAXA 静圧レール計測結果は NASA プローブ計測結果に比べて強い膨張を示している。この結

果は前節で見られた研究機先端波形での傾向と類似しており、静圧レールによる計測システム自体の問題が疑われた。



図 6 近傍場圧力波形計測検証模型

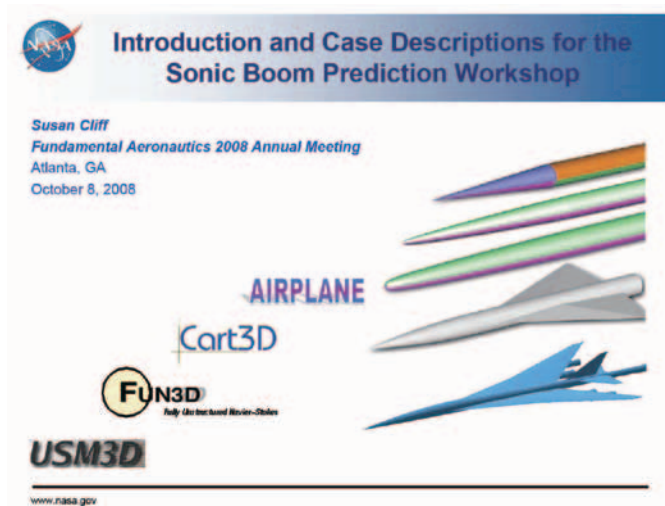


図 7 NASA Sonic Boom Prediction Workshop

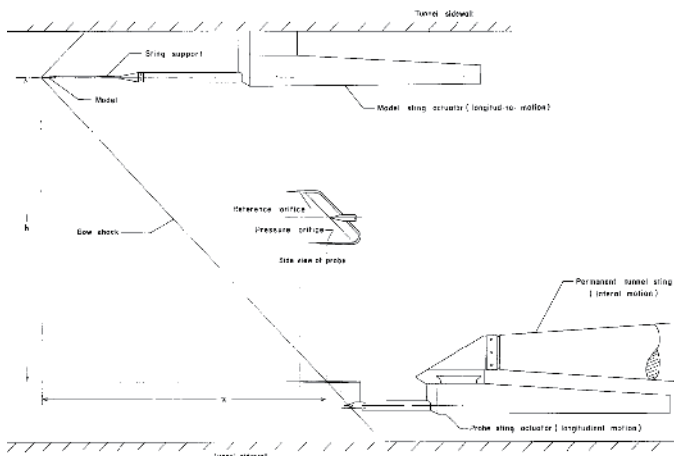


図 8 NASA 風洞における静圧プローブ試験

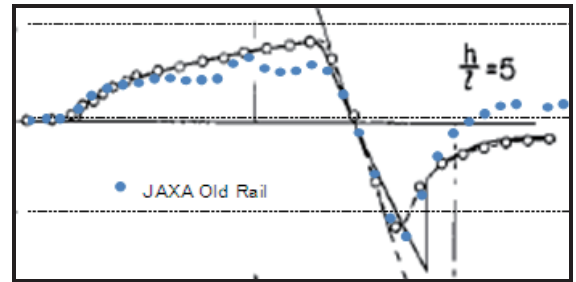
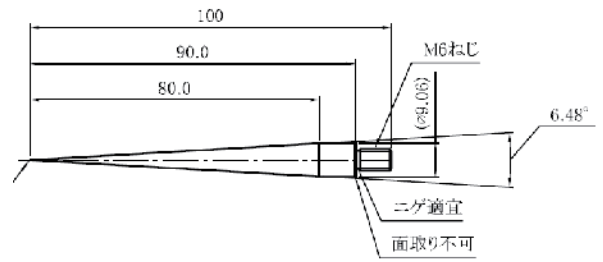


図 9 円錐模型近傍場圧力波形 (M=1.4)

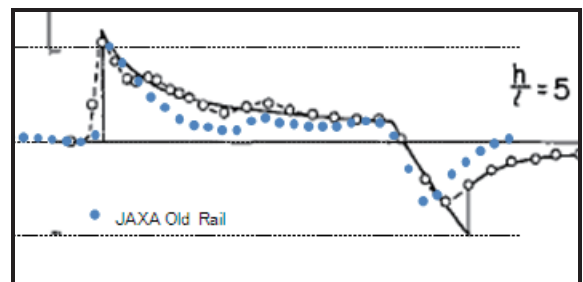
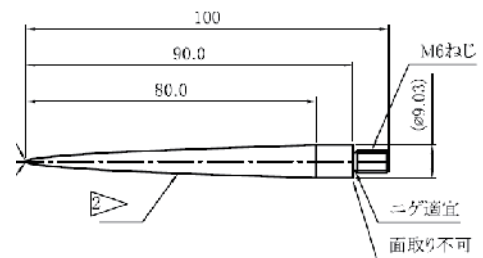


図 10 Parabolic 形状模型近傍場圧力波形 (M=1.4)

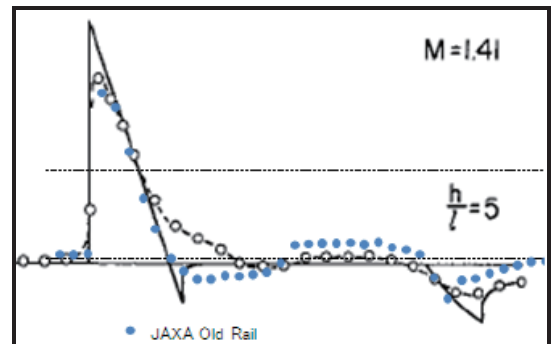
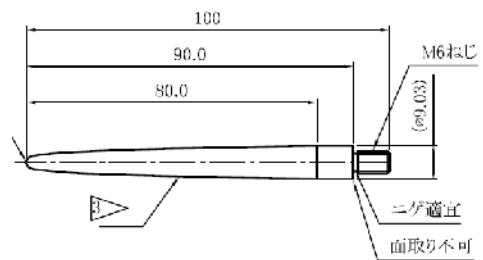


図 11 Quartic 形状模型近傍場圧力波形 (M=1.4)

4. 数値解析検討

静圧レールを用いた近傍場圧力波形計測の課題を明らかにするために数値解析による検討を実施した。流れ場解析には計算効率の観点からフルポテンシャル解析ツール Tranair<sup>6)</sup>を使用し、風試で使用した円錐模型と Quartic 形状模型を対象に、図 1 2 に示す 3 ケース（模型のみ、平板、レール）について近傍場圧力波形を推算して比較を行った。平板と静圧レールは流れ方向に形状変化の無い無限物体として取り扱う。Tranair には直交格子に解適合格子法を適用した自動空間格子生成機能があり、格子は特に物理量変化の大きな物体表面付近に集まるようにできているが、物体から離れた位置で衝撃波をシャープに捕らえる程に解適合を行うと現実的な時間では解は得られない。（マニュアルで領域を指定すればある程度の効率化は可能であるが。）そこで本検討においてはモデルをレール上面のごく近く（モデル長 80mm に対して 30mm, H/L=0.375）に配置して解析を実施した。（本解析と同じ条件での風洞試験は実施していない。）またレール高さであるが、実寸の 50mm とした場合に計算領域（と物体表面）が大きくなり解析時間が長くなったため、高さ 20mm とし解析を実施した。（レール高さが計測圧力波形に与える影響はレール幅が与える影響に比べて十分小さいことを確認しており、レール高さの修正は本検討結果に大きく影響しない。）解析条件は M=1.4, 迎角 0° である。

図 1 3 には円錐模型に対する 3 ケースの空間 Cp 分布及び近傍場圧力波形を示す。平板と模型の距離は静圧レール上面と模型の距離に等しく、モデルのみのケースでは同じ位置における圧力波形を抜き出して比較している。（平板と静圧レールの Cp 値は反射係数を考慮して半分にしてている。）モデルのみ（Only）の波形と平板上の圧力波形を半分にした波形（Plane）とは X=0.14m 付近まではほぼ一致しており、本解析の様な非粘性解析においては壁における反射の影響（反射係数  $K_R=2.0$ ）以外は圧力波形に影響を及ぼしていないことが分かる。（ただし、物体を平板に近づけ過ぎたため平板からの反射衝撃波が物体自体に当たっており、その影響が再び平板に現れる X=0.14m 付近以降には差異がみられる。）一方、静圧レールの圧力波形を半分にした波形（Rail）は圧力ピークが低く、図 9 で見られた風試結果と同じ傾向の差異が見られる。図 1 4 には、同様に Quartic 形状模型に対する Tranair 解析結果を示すが、静圧レールの波形は平板の波形に比べて模型のみの波形との一致が悪く、ずれる傾向も図 1 1 の風試結果と同傾向となっているのが分かる。

これらの結果はいずれも風試の H/L とは異なる位置での波形比較であり、あくまで定性的な傾向のみを示しているものではあるが、静圧レールによる近傍場圧力波形計測の問題点を示していることは明らかであるので、本解析で見られた差異を小さくする静圧レールの形状を求めるためレール幅とレール高さのパラメトリックスタディを実施した。図 1 5 にレール幅を現行の 35mm から 100mm に増加させたケース（図中 New Rail と表示）を示すが、円錐、Quartic 形状どちらのケースにおいても模型のみ及び平板の波形に近づいている様子が分かる。なお、レール幅を固定してレール高さを変化させた解析ケースも実施したが、波形に大きな改善は見られなかった。

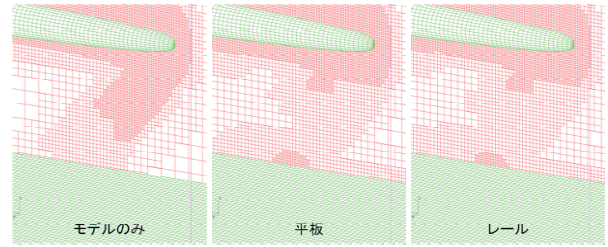
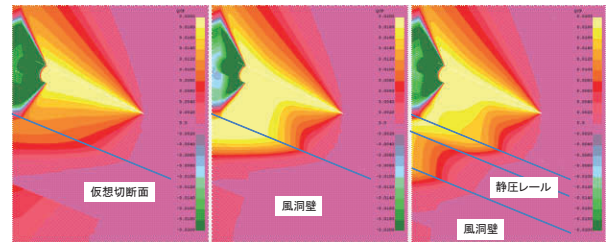
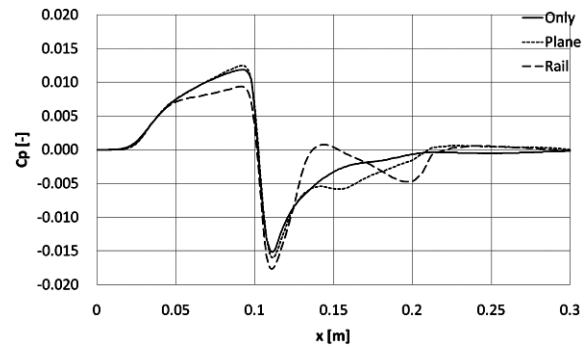


図 1 2 Tranair 空間格子

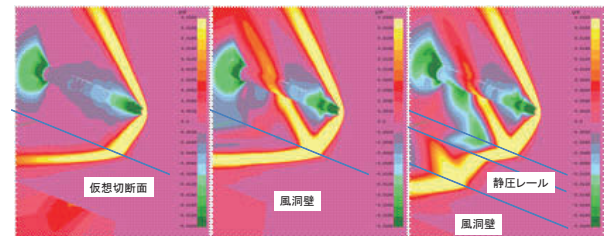


(a) Cp 分布

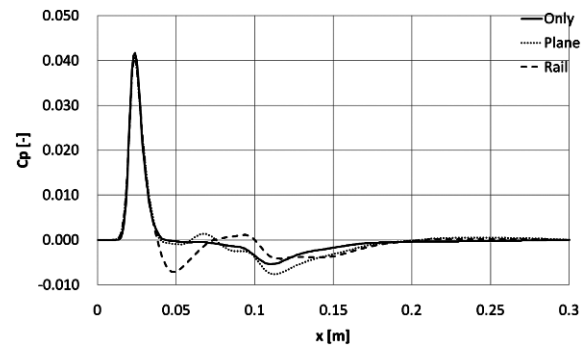


(b) 近傍場圧力波形

図 1 3 Tranair 解析結果（円錐模型）

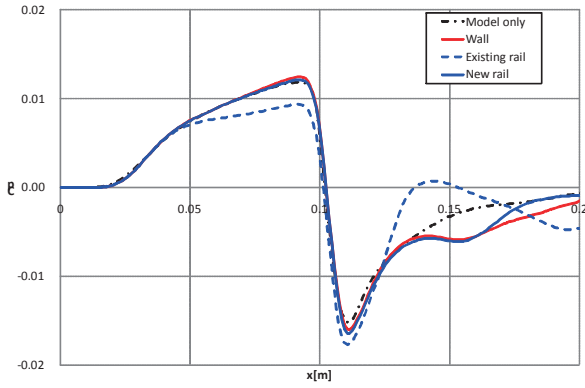


(a) Cp 分布

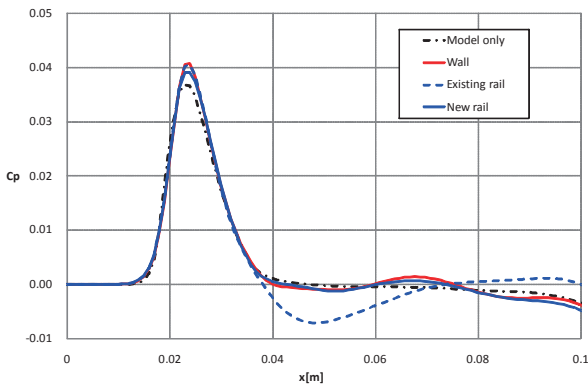


(b) 近傍場圧力波形

図 1 4 Tranair 解析結果（Quartic 形状模型）



(a) 円錐模型



(b) Quartic 形状模型

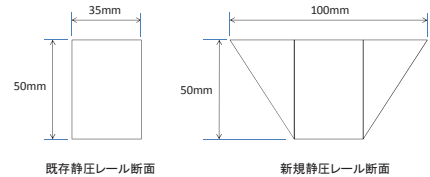
図 1 5 静圧レール幅の影響

5. 新規静圧レール

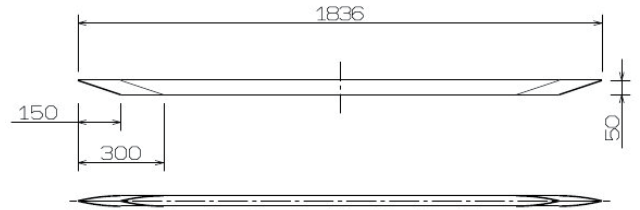
上記数値解析検討結果をもとに、レール幅を 100mm に拡大した新規静圧レールを設計・製作した。レール幅拡大に伴う断面積増加を最小限に抑えるため、レールの側面下部は三角形に切り落としている (図 1 6)。近傍場圧力波形計測改善効果が見られない場合に備えて、側面の三角部分を取り外せば現状のレール形状に戻せるように設計するとともに、先端部も取外し可能として将来の拡張性を確保している。2010 年 5 月に、本静圧レールを用いた改善効果確認超音速風洞試験を実施した。図 1 7 には模型を入れない状態 (CTC) での M=1.4 での新規静圧レール計測データのばらつきを示す。図 3 の旧レールの結果に比べて、レール先端部が大きくなったことによる先端部のばらつきが大きくなっているのが分かる。また、図 1 8 に示す静圧レール上の圧力分布に見られる、先端衝撃波が測定部の側壁で反射して戻ってくることによる圧力ピークの影響で、その部分のばらつきがやや大きくなっている。あと、静圧レール最後端で圧力が跳ね上がり、ばらつきも大きくなっているのは先端衝撃波が測定部の上壁で反射して戻ってきたことによる影響である。これらのばらつきが大きくなる領域は存在するものの、レール静圧孔の大部分のばらつきはおよそ  $\Delta C_p = \pm 0.0005$  以内に収まっており、この領域においては旧レールと同程度の計測精度を有することが示された。

新規静圧レールを用いて計測された円錐模型、Parabolic 形状模型、Quartic 形状模型の近傍場圧力波形を図 1 9～図 2 1 に示す。いずれの模型の結果も、前節の数値解析検討で予想された通り、旧レールの結果に比べて NASA 静圧プローブの計測結果に近づいており、新規静圧レールによる近傍場圧力波形計測改善効果が示されている。図 2 2 には、新規静圧レールで計測された静粛超音速研究機ブーム確認風試模型の近傍場圧力波形計測結果を、旧レールの結果と

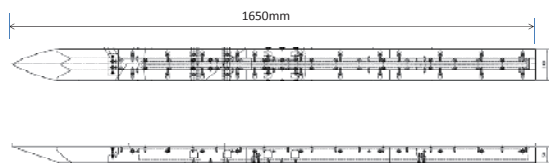
ともに示すが、特に波形先端部の圧力上昇直後の膨張部が線形的に減少する様子がとらえられ、CFD 推算結果との傾向が良く一致するようになったことが分かる。ただし、更にもその後方部の圧力波形を見ると、逆に旧レールの計測結果よりも CFD 解析結果と傾向が異なっている部分も見られ、波形全体として計測精度が向上したとは言いきれない。静圧レールのレール幅を広げることによる改善効果としては、レール側端から発生する膨張波がレール中央の静圧孔列に与える影響を後方にずらす効果、及びレール側端から静圧孔列までの距離が長くなることでその影響度合い自体を弱める効果が挙げられるが、今回の結果は、影響を後方にずらす効果は予想通りであったが、影響度合い自体を弱める効果が期待した程では無かったことを意味しているものと思われる。従って先に示した軸対称模型の様に全長が短い (100mm 以下) 模型であればレール側端の影響が届く前に波形全体を計測できるため新規静圧レールが有効であるが、それ以上の大きさの模型 (静粛超音速研究機ブーム確認風試模型は全長約 350mm) ではむしろレール側端の影響がすぐに現れる旧レールの方が (その影響が局所的に限られるという点で) 向いているとも考えられる。



(a) 断面形状比較



(b) 既存静圧レール



(c) 新規静圧レール

図 1 6 新旧静圧レール比較

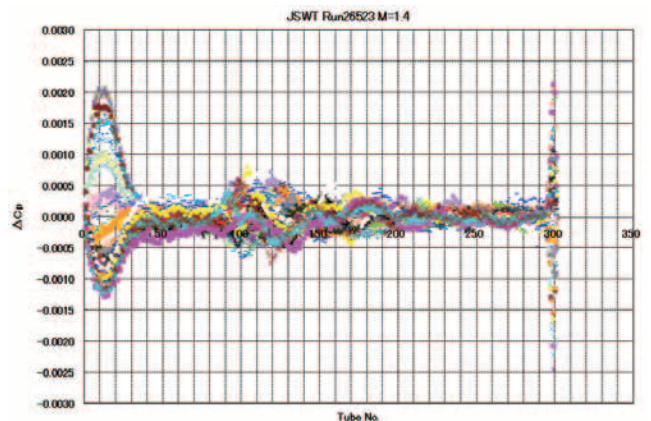


図 1 7 レール計測データのばらつき (CTC, M=1.4)

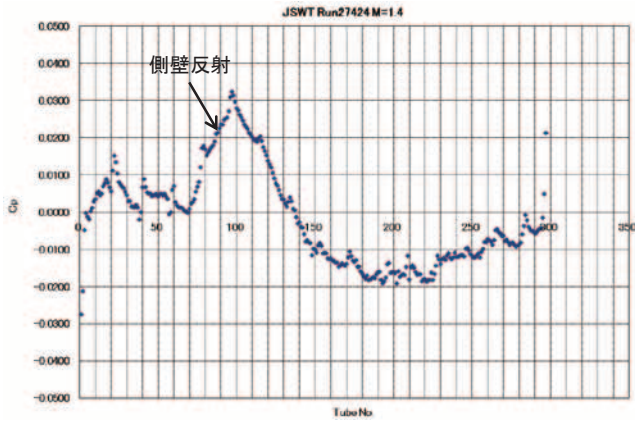


図 18 静圧レール上の圧力分布 (CTC)

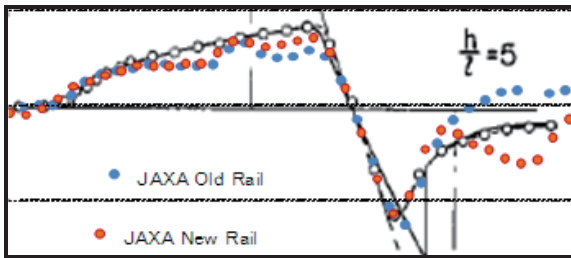


図 19 円錐模型近傍場圧力波形 (M=1.4)

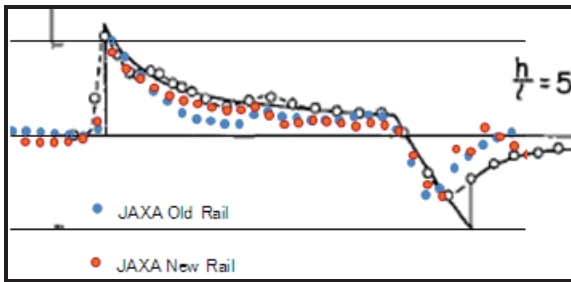


図 20 Parabolic 模型近傍場圧力波形 (M=1.4)

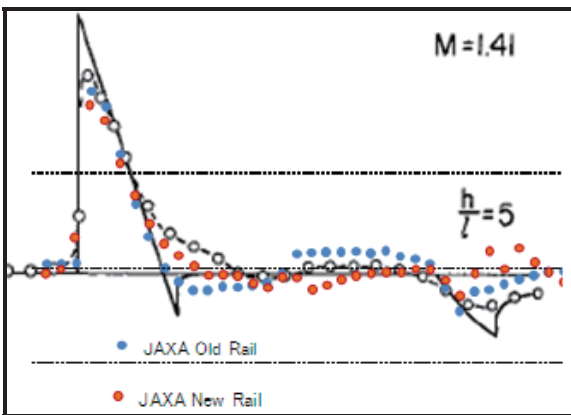
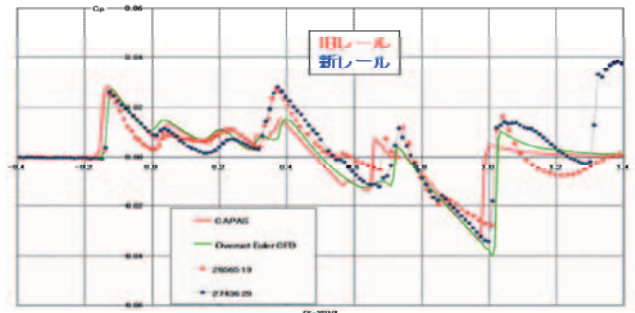
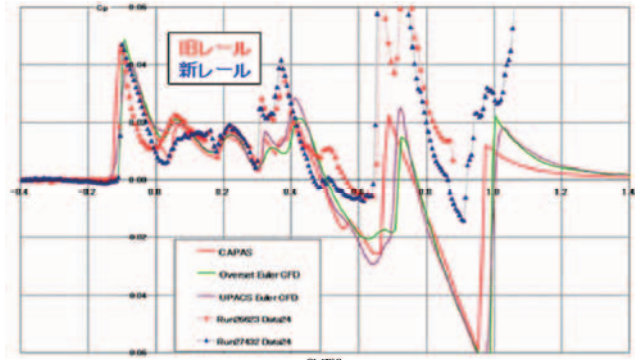


図 21 Quartic 形状模型近傍場圧力波形 (M=1.4)



(a) H/L=2.0



(b) H/L=1.0

図 22 模型サイズが先端波形計測に与える影響

6. まとめ

JAXA 航空プログラムグループ超音速機チームが進めている静粛超音速機技術の研究開発において、低ソニックブーム設計技術の風試検証手法として用いている近傍場圧力波形計測用静圧レールについて、その精度と課題について検討した。NASA で実施されている静圧プローブによる計測結果との比較、及び静圧レール周りの流れ場解析により静圧レール計測の問題点を明らかにし、改善型静圧レールの設計・製作を行った。新規静圧レールを用いた超音速風洞試験により、特に波形先端部においてその近傍場圧力波形計測改善効果が示された。波形全体の計測精度については更なる検討が必要であると考えている。

参考文献

- 1) 牧野好和, 野口正芳, 徳川直子, 高橋則之, 「静粛超音速研究機の空力設計」, 第 47 回飛行機シンポジウム, JSASS-2009-5019, 2009.
- 2) 本田雅久, 牧野好和, 富田博史, 進藤重美, 「低ソニックブーム設計コンセプト確認落下試験 (D-SEND) 計画」日本航空宇宙学会第 41 期年会講演会講演集, pp.652-655, JSASS-2010-1115, 2010.
- 3) 牧野好和, 野口正芳, 「静粛超音速研究機基本設計低ブーム確認超音速風洞試験」JAXA-RM-09-006, 2010.
- 4) S.Cliff, "Introduction and Case Descriptions for the Sonic Boom Prediction Workshop" NASA Fundamental Aeronautics 2008 Annual Meeting, 2008.
- 5) H.W.Carlson, R.J.Mack, and O.A.Morris, "A Wind-Tunnel Investigation of the Effect of Body Shape on Sonic-Boom Pressure Distributions" NASA TN D-3106, 1965.
- 6) S.S.Samant, J.E.Bussoletti, F.T.Johnson, R.H.Burkhart, B.L.Everson, R.G.Melvin, D.P.Young, L.L.Erickson, M.D.Madson and A.C.Woo, "TRANAIR: A Computer Code for Transonic Analyses of Arbitrary Configuration" AIAA 87-0034, 1987.