

低ソニックブーム設計概念実証 (D-SEND) プロジェクトにおける開発風試

牧野 好和*, 野口 正芳*, 郭 東潤*

Wind-tunnel tests for developing the low-boom design concept demonstrator(D-SEND)

Yoshikazu MAKINO, Masayoshi NOGUCHI and Dongyoun KWAK

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構では低ソニックブーム設計概念実証プロジェクト D-SEND (Drop test for Simplified Evaluation of Non-symmetrically Distributed sonic boom) を進めており、その第1フェーズとして低ソニックブーム設計概念実証技術の確立を目的とした落下試験 (D-SEND#1) を2011年5月にスウェーデンのキルナ近郊のエスレンジ宇宙センターで実施し、スケール機による低ブーム設計コンセプト実証の可能性を確認するとともに、ソニックブーム計測手法を確立した¹⁾。現在はD-SEND#1に続いて計画されている、3次元揚力体による低ソニックブーム設計概念実証試験 (D-SEND#2) の供試体 S3CM (Silent Super Sonic Concept Model) を開発し、その飛行試験準備を進めている。本論文ではS3CM開発において実施した風洞試験と、そこで活用した風洞試験技術について紹介する。

2. D-SEND#2 試験概要

D-SEND#2 試験は、Fig.1(a)に示す3次元機体形状供試体 S3CM を Fig.1(b)に示す様に成層圏気球から落下させ、自律制御飛行により計測地点上空まで誘導した上で、供試体が発生するソニックブームを空中ブーム計測 (ABBA: Airborne Blimp Boom Acquisition) システムを含むブーム計測システム (BMS: Boom Measurement System) により観測する試験である。S3CM は全長約8m、重量約1tonの無人滑空機であり、JAXA が研究開発している低ソニックブーム設計コンセプト²⁾を適用して設計しており、その適用効果を実証することがD-SEND#2試験の目的である。そのためS3CMには分離直後の低速飛行から計測地点上空での超音速ダイブ飛行まで、幅広い飛行速度域での安定性・制御性が求められる。

S3CM(S-cube Concept Model)
●W=1000kg
●LxDia.xSpan=7.7m×0.48m×3.5m
●Span=3.5m
●CL=0.12 (M=1.3, H=8km)
●Swing=4.92m ²
●EGI(INS+GPS)



(a) Flight test model (S3CM).



(b) Flight test image.

Fig.1 Flight test of D-SEND#2.

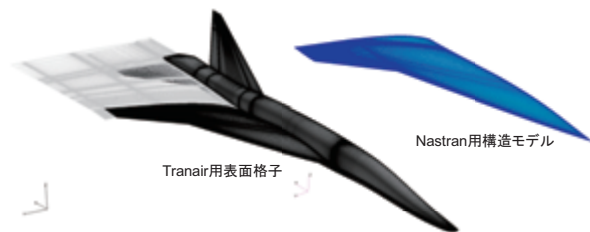
3. 空力特性取得のための全機風洞試験

3.1 全機風洞試験模型設計

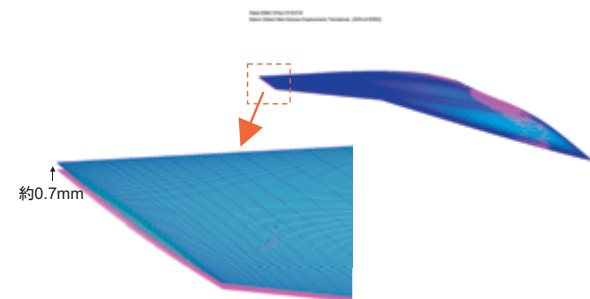
S3CMの低速から超音速に至る空力特性モデルを構築するために、低速/遷音速/超音速の3風洞を用いた全機風洞試験を実施した。なお、D-SEND#2基本設計フェーズにおいてはCFDベースの空力モデルを用いて設計を行っており、基本縦特性は非構造格子CFD解析 (TAS-Code: Tohoku Univ. Aerodynamic Simulation Code³⁾) によるNS解析結果から作成し、基本横特性及び舵効き特性はフルポテンシャル解析ツール Tranair++⁴⁾により作成した。風試模型は3風洞共通として計画したため、模型サイズは研究機実機 (全長7.68m) の10%模型とした。詳細設計フェーズで実施した今回の全機風洞試験は、主として舵効き特性を更新するために

* 宇宙航空研究開発機構 航空本部 機体システム研究グループ 超音速機セクション(〒181-0015 東京都三鷹市大沢 6-13-1, E-mail: makino.yoshikazu@jaxa.jp)

計画したものであり、スタビレータ左右 6 組 (0° , $\pm 10^\circ$, $\pm 20^\circ$, $\pm 30^\circ$) とラダー 4 枚 (0° , 10° , 20° , 30°) の部品を製作した。また、静粛超音速研究機 (S3TD: Silent Super Sonic Technology Demonstrator) の全機風洞試験において問題となった空力弾性変形効果による影響⁵⁾を最小化することを目的として、風洞模型の治具形状を設計した。治具形状は、JAXA 2m×2m 遷音速風洞 ($P_0=80\text{kPa}$) において設計点である $M=1.3$, $CL=0.12$ の空力荷重をかけて模型変形量を推算し、その変形量を空力形状から差し引くことで定義した。治具形状設計における空弾解析結果を Fig.2 に示すが、今回の S3CM は S3TD の時の様に主翼後縁にフラップロンによる切り欠き部はないため主翼は無垢の金属で製作可能であり、またその金属も空弾変形の影響を極力避けるために剛性の高い鋼材 (HPM38: 0.2%耐力 850N/mm²、ヤング率 200GPa) を用いたことから治具形状と空力形状の差は翼端で 0.7mm、捻り角変化量も 0.2° 程度に抑えることができた。



(a) Aerodynamic analysis and structure analysis models.



(b) Aeroelastic analysis result.

Fig.2 Jig shape design of aerodynamic wind-tunnel model.

3.2 低速風洞試験

低速風洞試験はJAXA 航空本部風洞技術開発センター (WINTec) 2m×2m 低速風洞で実施した。気流条件は 40m/s で単位レイノルズ数は約 2.5million である。天秤は後述する遷音速/超音速風洞試験で用いた外径 28mm のものは天秤容量が大きく、低速風試では計測誤差が大きいことが予想されたため天秤容量が約 1/3 の低速風洞所有天秤を使用した。ただし、その天秤は外径 38mm ($\phi 38$) であり内挿できなかったため、アダプタを介して模型後方に天秤を配置する外挿式として試験を実施した。模型のセットアップの写真を Fig.3 に示す。写真には模型後方に $\phi 38$ 天秤をカバーする直径 77mm、長さ 300mm の天秤カバー (模型と結合) が写っているが、

試験の結果模型が誘起する流れ場と天秤カバーの干渉が (特に C_m と C_n) に見られたため、カバー部を小さくした直径 67mm、長さ 215mm の小天秤カバー (模型と結合) に変更した。ただ、それでも干渉の影響は除去できていないと判断されたため、最終的には小天秤カバーを直径 80mm の風防 (天秤後方のスティングと結合) で後方から覆うことで気流に曝すのを防ぐこととした。データ取得は模型を静止させるピッチ&ポーズで行い、 2° 刻みで迎角 $\alpha=-10^\circ\sim 20^\circ$ のデータを取得するのに約 15 分を要した。模型支持はロボットアームを用い、横特性取得時には β をとった状態で α 変角を行う。(従ってデータ取得時間は $\beta=0^\circ$ と同じである。)

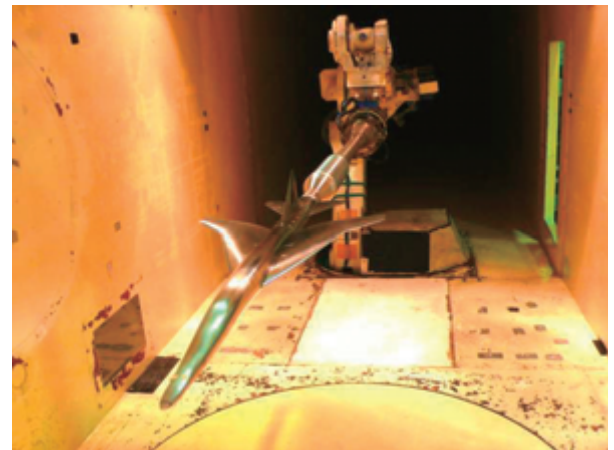


Fig.3 JAXA 2mx2m low speed wind-tunnel.

3.3 遷音速風洞試験

遷音速風洞試験はJAXA WINTec 2m×2m 遷音速風洞で実施した。使用カートは第 4 カート、風洞総圧は $P_0=80\text{kPa}$ で一定とした。 $M=0.2\sim 1.4$ における単位レイノルズ数は約 3.2~10.5million である。模型の設置状況を Fig.4 に示す。データ取得はピッチ&ポーズで行い、 2° 刻みで迎角 $\alpha=-10^\circ\sim 20^\circ$ のデータを取得するのに約 10 分を要した。模型支持はストラット式のスティングポッドであり、横特性取得はピッチ角 (θ) とロール角 (ϕ) の組み合わせで行う。(ロール変角が入る分、縦特性取得に比べてやや時間がかかる。) 現在 WINTec においてスweepモードでのデータ取得技術の開発が進められており、実用化によるデータ生産性の向上が期待される。天秤は $\phi 28$ 天秤を内挿式で用いた。遷音速風洞においては通風中に気流が過熱されることによる天秤ドリフトが問題となるが、1Run を通して統一のマッハ数、姿勢角でのデータをチェックポイントとして定義し、通風中に数点取得することにより温度ドリフト補正を行った。温度ドリフト補正の精度向上のためにはデータ取得開始前の予備加熱が重要であることが分かっているが、今回の開発風試ではケース数が多いこと、及び舵効き特性データ取得を主眼としていたことから予備加熱時間は最小限にとどめることとした。現在 WINTec で進められている温度変化にロバストな天秤の開発によるデータ精度向上が期待されることである。

なお、本遷音速風洞試験には、JAXA 航空本部 空力技術研究グループ／数値解析技術研究グループ／風洞技術開発センターが開発したハイブリッド風洞（DAHWIN）を適用した。通風中に取得データ（温度補正前）をリアルタイムにモニタリング（Fig.5）でき、事前に実施した CFD 解析結果との比較も可能な本システムの実用化により、試験の効率化が期待される。

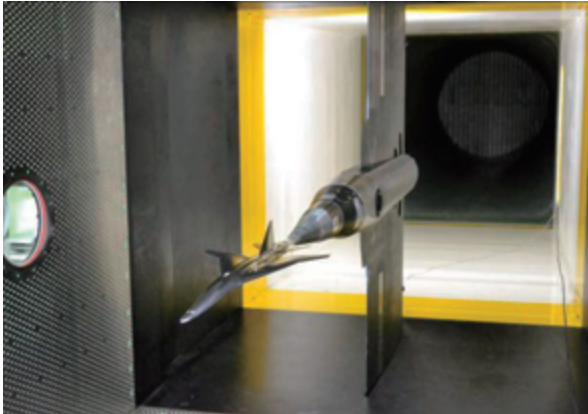


Fig.4 JAXA 2mx2m transonic wind-tunnel.

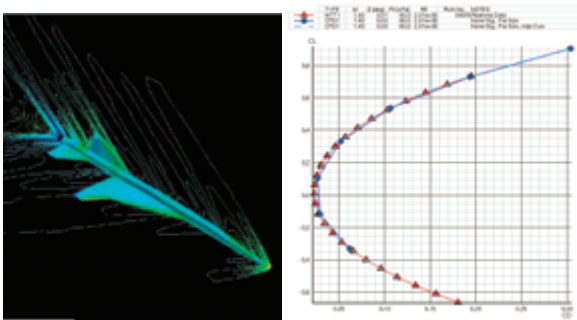


Fig.5 JAXA hybrid wind-tunnel(DAHWIN).

3.4 超音速風洞試験

超音速風洞試験は JAXA WINTEC 1m×1m 超音速風洞で実施した。マッハ数は $M=1.4, 1.6$ で、それぞれの単位レイノルズ数は約 23, 25million である。模型の設置状況を Fig.6 に示す。データ取得はスイープモードで行い、データ再現性を確認した上で変角速度を毎秒 2° に設定した。縦特性取得にかかる時間は約 20 秒（通風時間約 30 秒）であり、模型形態変更やシーケンス変更が無ければ通風間隔は 15~20 分程度である。模型支持は遷音速風洞と同じくストラット式のスティングポッドであり、横特性取得はピッチ角 (θ) とロール角 (ϕ) の組み合わせで行うが、 β 一定でのスイープモード計測が可能であり、通風時間は 40 秒程度とやや長くなるものの、効率的なデータ取得ができる。天秤は遷音速風洞と同じく $\phi 28$ 天秤を内挿式で用いた。なお、本遷音速及び超音速風洞試験においては、単荷重天秤検定された天秤較正係数を用いて処理を行ったが、その後 WINTEC が新設した天秤較正装置を用いて複合荷重検定を実施してデータの再処理を行い、データ精度の確認を実施している。

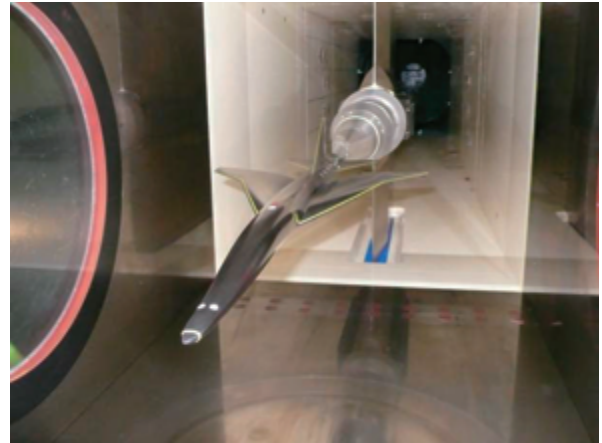


Fig.6 JAXA 1mx1m supersonic wind-tunnel.

4. ソニックブーム特性確認のための風洞試験

4.1 ブーム特性確認風洞試験模型設計

S3CM のブーム特性を確認するために、遷音速／超音速の 2 風洞においてブーム特性確認風洞試験を実施した。なお、D-SEND#2 供試体低ブーム設計においては、パネル法⁹⁾の他、シングルブロック構造格子や構造／非構造重合格子¹⁰⁾、及びハイブリッド格子を用いた Euler CFD 解析により、機体近傍場での圧力波形を推算して設計を実施してきた。開発風試としてのブーム特性確認風洞試験では、これら設計時の推算結果を検証するために、機体近傍場における圧力波形を取得することを目的とした。風試模型は 2 風洞共通として計画し、模型サイズは研究機実機（全長 7.68m）の 5%とした。模型が小さいため、天秤（ $\phi 28$ ）は模型後方に配置する外挿式とし、模型支持系による計測圧力波形への影響を除去する目的で Fig.7(a)~(c)に示す 3 形態の支持部を製作した。線形的な重ね合わせが可能な影響であれば、これら 3 形態の結果の差し引きにより、Fig.7(d)に示す仮想的な支持無し形態での圧力波形が得られるものと考えられる。

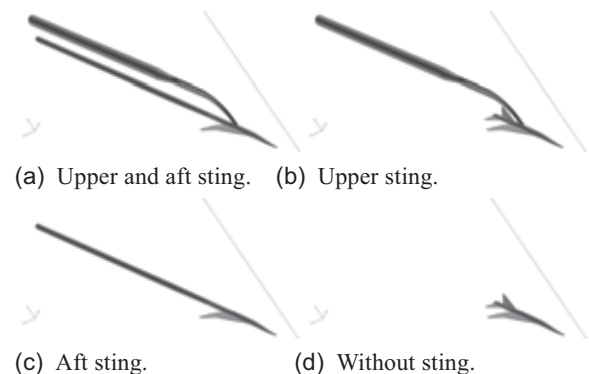


Fig.7 S3CM low-boom design validation model.

4.2 超音速風洞試験

超音速風洞試験は JAXA WINTEC 1m×1m 超音速風洞で実施した。マッハ数は $M=1.7$ で、単位レイノルズ数は約 25.5million である。模型の設置状況を Fig.8 に示す。本超音速風洞試験では力計測は実施せず、近傍場圧

力波形計測のみを風洞下壁に設置した静圧レールを用いて行った。(従って模型迎角はスティング及び模型たわみ分を無視してスティングポッド角に等しいと仮定している。)近傍場波形計測に用いた静圧レールは幅 20mm、長さ 650mm で、高さは 0,12,22,32,52mm に段階的に変えられるようになっており、上面に一系列に 111 点の静圧孔が 4mm 間隔で設けられている(計測区間 440mm)。Fig.9 に静圧レール高さ 0mm (風洞壁面) で計測された 3 種類の支持形態の、 $H/L=1.25$ における近傍場圧力波形と、それらから支持干渉補正された波形を、スティングポッド角 $\theta=4.2^\circ$ のケースについて示す。波形の前半部に関しては、どの支持形態でもほぼ同じ波形をしており、本風洞試験の再現性の良さを示している。(当然支持干渉補正をしても何も変わらない。)一方、波形後部においては、3 種類の支持法の違いが見られ、支持干渉補正の効果が現れている。波形の特徴としては、波形後部における負圧ピークの前に本研究機の後端低ブーム波形の特徴である再圧縮部が見られる。本試験ケースは設計マッハ数とは異なるが、同条件での CFD 解析を実施して比較した結果、波形の特徴は良く一致しており、オフデザインポイントにおける低ブーム設計効果の確認ができた。

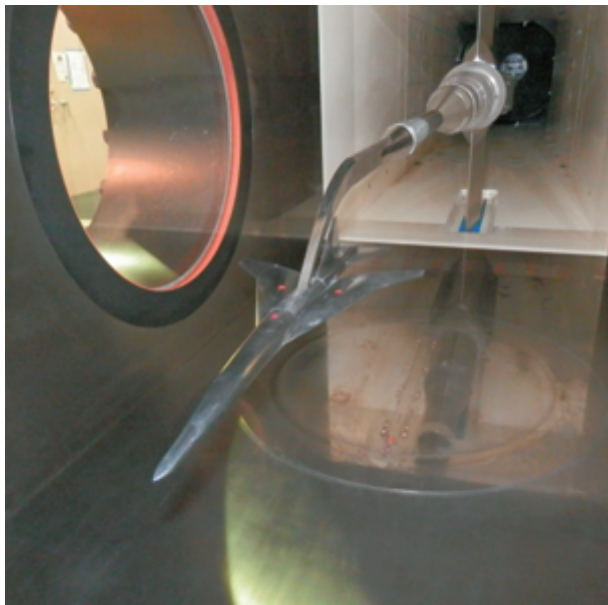


Fig.8 Supersonic wind-tunnel test.

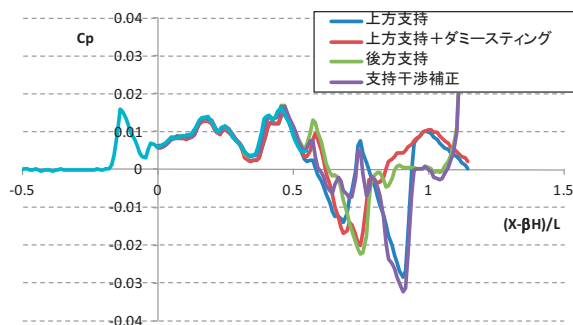


Fig.9 Measured near-field pressure signatures.
($M=1.7$, $H/L=1.25$, $\theta=4.26^\circ$)

4.3 遷音速風洞試験

遷音速風洞試験は JAXA WINTEC 2m×2m 遷音速風洞で実施した。使用カートは第 3 カート、風洞総圧は $P_0=80\text{kPa}$ で一定とした。マッハ数は $M=1.3$ (S3CM 設計マッハ数) 及び $M=1.4$ で実施した。単位レイノルズ数は約 10.5million である。模型の設置状況を Fig.10 に示す。遷音速風洞試験では、近傍場圧力波形計測と同時に、 $\phi 28$ 天秤を模型後方に配置する外挿式での力計測も行い、天秤及び模型たわみ角補正を行っている。近傍場波形計測に用いた静圧レールは幅 50mm、長さ 1600mm で、高さは 12,22,32,42mm に段階的に変えられるようになっており、上面に一系列に 301 点の静圧孔が 4mm 間隔で設けられている(計測区間 1200mm)。Fig.11 に $M=1.4$, $H/L=2.0$ における迎角 $\alpha=4.3^\circ$ の支持干渉補正結果を示す。波形中央部に圧力変動の少ない平らな部分が確認でき、また波形後端の負圧ピークの前方に圧力再圧縮部が確認できる。

なお、本遷音速風洞試験においても全機風試同様に、DAHWIN を適用した。通風中に取得データ(静圧レールデータ)をリアルタイムにモニタリングでき、事前に実施した CFD 解析結果との比較が可能となった。また、今回の DAHWIN 適用においては、支持干渉補正法の妥当性検証のため、3 種類の支持形態と仮想的な支持形態無しの解析を、Hexagrid/FaSTARTMを用いて実施し、CFD 推算波形に対して実施した支持干渉補正後波形を、支持無し CFD 解析結果と比較した。各支持形態での CFD 解析結果を Fig.12 に、支持干渉補正法の妥当性確認結果を Fig.13 に示す。Fig.13(b)の結果を見ると、支持干渉補正後の波形は概ね支持無し解析結果と一致しており、本支持干渉補正法の妥当性がある程度確認できたものと考えられる。



Fig.10 Transonic wind-tunnel test.

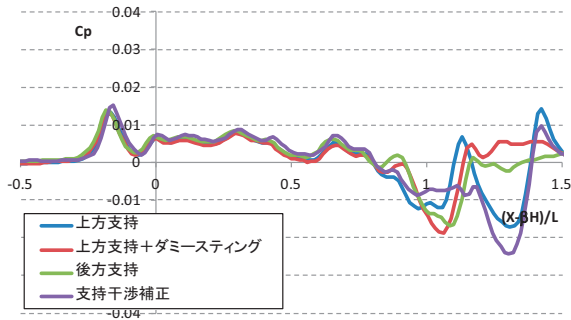
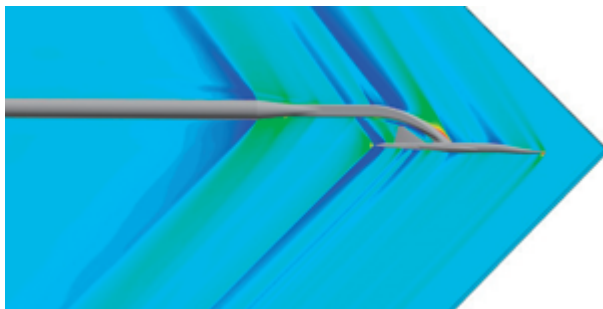


Fig.11 Measured near-field pressure signatures.
($M=1.4$, $H/L=2.0$, $\alpha=4.3^\circ$)



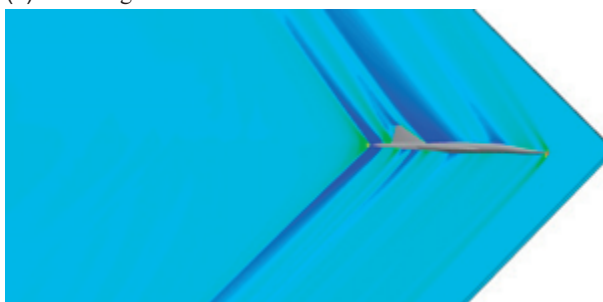
(a) Upper and aft sting.



(b) Upper sting.



(c) Aft sting.



(d) Without sting.

Fig.12 Model support system correction validation.

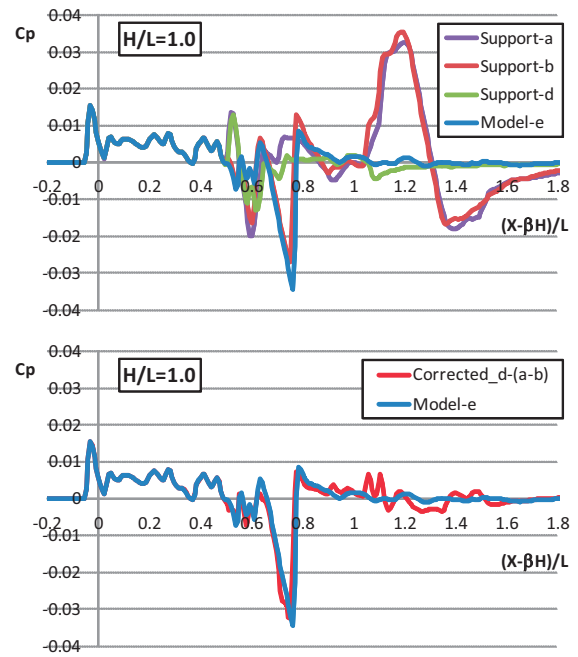


Fig.13 Hexagrid/FaSTAR analysis.

5. ADS ポジションエラー確認のための風洞試験

D-SEND#2 システムの開発においては、飛行制御に必要な機体の飛行マッハ数および気流角（迎角、横滑り角）を計測するために機体先端に取り付ける ADS (Air Data Sensor) ピトー管の取り付け位置において、機体の影響によって生じるポジションエラーを設定する必要があるため、研究機に使用するピトー管の実物を用いた風洞試験を実施した。Fig.14 に遷音速風洞試験時の模型セットアップの様子を、Fig.15 には超音速風洞試験時の模型セットアップの様子を示す。ADS の計測精度向上のため、ピトー管取り付け誤差も最小化する必要があり、本風洞試験では、ピトー管実物の他、それを取り付ける研究機機首先端部についても実際の研究機を用いることとした。Fig.15 でステイング先端についているのが実機の機首部とピトー管である。Fig.14 の遷音速風試ではその後方にアルミ製の機首後半部（実機ではなく風試模型用に製作した部品）もつけているが、これは亜音速～遷音速域においてはピトー管後方の胴体の影響がポジションエラーとして ADS 計測精度に影響するため、風洞のブロックage比との兼ね合いで可能な限り後方まで実機形状を模擬しようとしたためである。（事前の CFD 解析により、これより後方の機体形状がピトー管付近の流れ場に与える影響はわずかであることを確認している。）ADS ポジションエラーでは、風洞気流のマッハ数と気流角を正しいとして補正マップを定義するため、風洞測定部内のマッハ数分布や主流の偏流角などがあると ADS 計測精度が低下してしまう。そのため本ポジションエラー風試においては、ピトー管先端での局所マッハ数を推定するためにピトー管先端の総圧を用いて主流マッハ数推定を行ったり、模型を反転させて気流の偏流角を求めるなどの工夫を行った。

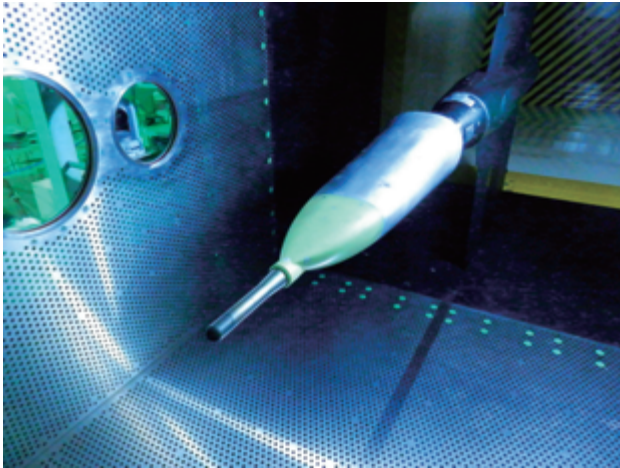


Fig.14 JAXA 2mx2m transonic wind-tunnel test for ADS map ($M=0.2\sim1.2$).

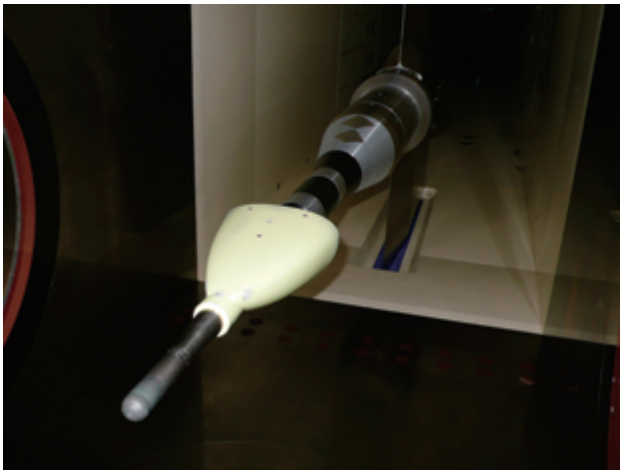


Fig.15 JAXA 1mx1m supersonic wind-tunnel test for ADS map ($M=1.4\sim1.7$).

6. まとめ

D-SEND#2（低ソニックブーム設計概念実証）試験における供試体である S3CM 開発において実施した各種風洞試験について紹介した。空力特性取得全機風洞試験においては、限られた期間の中で効率的に風試ケースを実施することで、全速度域における舵効き特性データを更新することができた。低ソニックブーム設計検証風洞試験においては、3 種類の支持法を用いることで支持干渉補正を行い、CFD 解析結果と比較すべき検証データが得られた。またハイブリッド風洞適用により、支持干渉補正法の妥当性も確認することができた。また、ADS ポジションエラー風洞試験においては、実機用のピトー管と機首先端部を用いることで、極力実飛行に近い状態で風洞試験を実施することができ、精度の高い ADS マップを作成することができた。

なお、JAXA は 2013 年 8 月 16 日に、スウェーデンエスレンジ実験場において、D-SEND#2 の第 1 回飛行試験を実施したが、試験機が気球から分離後、計測地点の約 12km 手前で想定飛行経路から外れ、約 8km 手前で着地したことを確認した。ブーム計測システム（BMS）はソ

ニックブーム波形を計測したが、想定していた飛行状態のデータではないことが確認されている。現在、想定飛行経路から外れた原因の究明を進めており、ここで紹介した開発風試結果も含めてデータの見直しを実施しているところである。

謝辞

全機風洞試験を実施するにあたり、JAXA 航空本部風洞技術開発センターには社内研究協力体制の下、全面的に試験支援頂いた。また、ハイブリッド風洞適用においては空力技術研究グループ、数値解析技術研究グループ、および株式会社 菱友システムズに御協力頂いた。ADS ポジションエラー風洞試験は D-SEND#2 システム開発のプライムカンパニーである富士重工株式会社を実施して頂いた。この場を借りて御礼申し上げます。

参考文献

- 1) 本田雅久、他、「D-SEND#1 落下試験概要」日本航空宇宙学会誌, Vol. 60, No. 9, pp. 331-337, 2012.
- 2) 牧野好和、「D-SEND プロジェクトにおける低ソニックブーム設計概念」日本航空宇宙学会誌, Vol. 60, No. 8, pp. 313-318, 2012.
- 3) Nakahashi, K., Ito, Y. and Togashi, F., "Some Challenge of Realistic Flow Simulations by Unstructured Grid CFD," International Journal for Numerical Methods in Fluids, Vol. 43, 2003, pp. 769-783.
- 4) S. S. Samant, J. E. Bussoletti, F. T. Johnson, R. H. Burkhart, B. L. Everson, R. G. Melvin, and D. P. Young, "TRANAIR: A Computer Code for Transonic Analyses of Arbitrary Configurations", AIAA 87-0034, 1987.
- 5) 牧野好和、大平啓介、牧本卓也、三友俊輝、「風洞試験模型静的空力弾性変形評価における簡易空力モデル構築」日本航空宇宙学会論文集、第 59 巻、第 687 号、pp. 83-89、2011.
- 6) 石川敬掲、他「低ソニックブーム設計概念実証落下試験（D-SEND#1）のソニックブーム推算」第 43 回流体力学講演会／航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2011 講演集、2011.
- 7) 橋本敦、他「高速流体ソルバ FaSTAR の開発」第 42 回流体力学講演会／航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2010 講演集、2010.