

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

石川敬掲¹, 牧本卓也², 大平啓介², 牧野好和³, 橋本敦³

¹三向ソフトウェア開発株式会社, ²株式会社 菱友システムズ, ³宇宙航空研究開発機構

Sonic-boom prediction of D-SEND#1 drop models

by

Hiroaki Ishikawa, Takuya Makimoto, Keisuke Ohira, Yoshikazu Makino and Atsushi Hashimoto

ABSTRACT

JAXA is promoting a new supersonic flight test project named D-SEND(Drop test for Simplified Evaluation of Non-symmetrically Distributed sonic boom) in order to verify the aerodynamic design technology for low sonic-boom airplane. D-SEND comprises two series of balloon drop tests(D-SEND#1 and D-SEND#2). In D-SEND#1, two axisymmetrical bodies(N-wave model and low boom model) are dropped from a balloon at an altitude of 20-30km. The sonic-booms of these bodies are measured with microphones above the ground up to an altitude of 1km. In this paper, the sonic-booms of the D-SEND#1 models are predicted by numerical simulations. The near-field pressure signatures obtained by using the unstructured/structured overset grids CFD method are extrapolated to the measurement position by the propagation tool based on Burgers equation.

1. はじめに

次世代の超音速旅客機の実現に向けて最も重要な課題のひとつが超音速飛行時に発生するソニックブームの低減である。宇宙航空研究開発機構（JAXA：Japan Aerospace Exploration Agency）では、このソニックブームを低減する超音速機の設計手法の確立と実証を目的とした「低ソニックブーム設計概念実証（D-SEND：Drop test for Simplified Evaluation of Non-symmetrically Distributed sonic boom）」プロジェクト¹が進められている。このD-SENDプロジェクトはソニックブームを低減するように設計された供試体を成層圏気球を用いて高度20～30kmの上空から落下させることで超音速まで加速させ、供試体から発生したソニックブームを計測し、その効果を実証するものである。D-SENDプロジェクトは単純な軸対称の供試体を落下させる第1フェーズ(D-SEND#1)と、航空機形態の供試体をブーム計測システムの上空まで誘導・制御する第2フェーズ(D-SEND#2)からなる。本研究では、D-SEND#1のソニックブームを数値解析により推算しD-SEND#1試験の成立性を検討することを目的とし、その予測結果と成立性について報告する。

2. D-SEND#1 試験の概要

D-SEND#1 試験は

- ①空中ブーム計測技術の確立
- ②低ブーム波形計測可能性の確認(N波形と低ブーム波形の比較)

を目的として、軸対称の供試体を2種類作り、気球で供試体を上空まで運び、連続して落下させ発生したソニックブームを計測するものである。試験の概要を図2-1に示す。2つの供試体のうち、一方は低ソニックブーム設計を適用しないN型の圧力波形を発生する供試体(NWM: N Wave Model), もう一方は低ソニックブーム設計技術を用いてソニックブームを低減する様に設計した供試体(LBM: Low Boom Model)である(図2-2)。NWMは全長5.6m,重量700kgで、LBMは全長8.0m,重量630kgであり、両者ともに4つのフィンで方向安定をとり、フィンを含まない最大径は共に0.613mである。2つの供試体は、ほぼ同一のマッハ数履歴をたどり、斜め前方に発生したソニックブームは地上および空中のブーム計測システムにより計測される。落下中の供試体は、搭載したGPSにより位置、速度データが計測される。

発生したソニックブームは、試験場内の4箇所の計測点に設置するブーム計測システム（BMS: Boom Measurement System）により計測される。D-SEND#1 供試体を吊り下げた気球の軌道は試験日の風に依存するため、試験場内4箇所に計測点を設け、落下地点から一番近い1箇所を計測点とする。

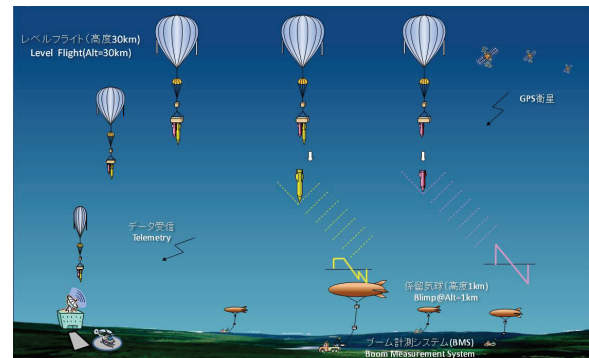


図 2-1. 試験概要

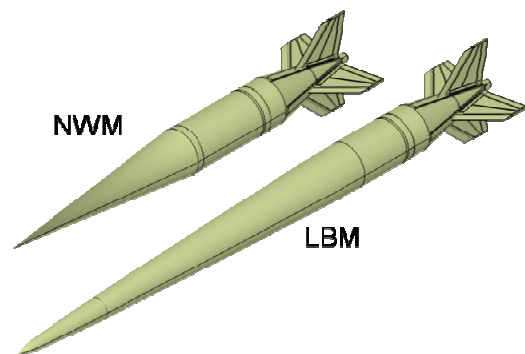


図 2-2. D-SEND#1 供試体の概要

3. 結果および考察

3-1. 推算手法の概要

ソニックブームの推算はパネル法やCFD解析等から機体全長の数倍程度離れた近傍場での圧力波形を求め、地上などの遠方で伝播解析を行う手法がよく用いられている。本研究でもこの方法を用いており、近傍場圧力波形の計算には“非構造／構造重合格子法”^{2,3)}を適用した Euler CFD

解析を行い、遠方場のソニックブームは“拡張 Burgers 式”⁴⁾を利用した伝播解析手法を適用し推算した。この2つの手法について以下に詳しく説明する。

3-2. 非構造／構造重合格子法

地上のソニックブーム推算精度は機体近傍場の圧力分布の推算精度に依存しているが、この圧力分布はマッハ波に沿った構造的な格子を形成することで高精度な推算が期待できる。しかしながら尾翼やエンジンなどを有する航空機のような複雑形状まわりに構造的な格子を形成することは多大な労力と時間を要する。JAXA で計画されている静粛超音速研究機⁵⁾の空力設計を例に挙げると、基本設計フェーズで実施した構造格子を用いた高精度な地上ソニックブームの推算には格子生成を含めて1カ月を要した。航空機の空力設計では極力短い設計期間が要求されるため、1カ月の解析期間を設計フェーズに組み込むことは大きな制約となり現実的には困難である。このような複雑形状まわりの空気力特性を算出する場合は高効率に格子生成を可能とする非構造格子を用いた解析が多く行われており、最近ではこの非構造格子を用いた航空機の空力特性の推算には構造格子と同程度の精度であることが知られている⁶⁾。また格子生成期間は実機形態でも数日以内と短期間である。しかし非構造格子は空間格子を自動的に生成可能である半面、機体から離れた空間格子の制御が困難であり、ソニックブーム推算を目的とした近傍場圧力分布の算出には課題を有する。

そこで、本研究では構造格子および非構造格子の両者の利点を取り入れ、構造／非構造重合格子法を適用した。これは機体のごく近傍は非構造格子による CFD 解析を行い、機体から離れた空間では構造格子により CFD 解析するという2種類の CFD 解析を重合して行う手法である。本研究は高効率かつ高精度な地上ソニックブーム推算技術を確立することを目的とし、この構造／非構造重合格子法は複雑形状まわりを非構造格子で解くことで格子生成コストを大幅に削減し、ソニックブーム伝播を構造格子で解くことで高精度化を図っている。

このソニックブームの伝播には粘性の影響が少ないと考え、支配方程式は両者ともに Euler 方程式を用いている。構造／非構造重合格子法の概要を以下に記す。

非構造格子 CFD 解析は東北大学で開発され JAXA で改良された JTAS (JAXA-Tohoku university Aerodynamic Simulation)^{7,8)}を用いた。JTAS は、非構造格子を用いセル節点有限体積法で空間離散化しており、流束の評価には近似リーマン解法を用いたスキームである HLLEW (Harten-Lax-Van Leer-Einfeldt-Wada)法を用いている。時間積分には LU-SGS (Lower- Upper Symmetric Gauss Seidel)陰解法を適用している。

次に非構造格子で計算された流れ場情報を構造格子の機体に近い側の境界面に受け渡し、その境界面の物理量を固定した状態で CFD 解析を行う。本研究において、非構造格子から構造格子への数値補間には市販の可視化ソフトウェアである“Tecplot360”の付属補間マクロを使用した。

構造格子の CFD 解析には JAXA で開発された UPACS (Unified Platform for Aerospace Computational Simulation)^{9,10)}を用いた。UPACS はマルチブロック構造格子の CFD 解析ソルバで空間をセル中心有限体積法で離散化している流束の評価には AUSMDV スキームを用い MUSCL の2次精度中心差分で高次精度化を行い、計算の安定化のため minmod 制限関数を適用している。時間積分は MFGS (Matrix Free Gauss-Seidel)陰解法を用い、CFL=100 で 10,000 回の計算回数で十分収束することがわかっている。構造格子による CFD 解析の計算領域には機体表面が含まれ

ていないため複雑な形状まわりに計算格子を生成する必要がなく、格子生成および空間の流れ場解析に要する計算時間を大幅に削減することができる。

図 3-1、3-2、3-3 に構造／非構造重合格子法によるソニックブーム解析の過程を示す。図 3-1 は超音速流中におかれた物体まわり流れ場を非構造格子で CFD 解析した結果の C_p (圧力係数) 分布を示している。先端からは強い衝撃波が発生し物体後方からは膨張波が発生し空間へ伝播している様子がわかる。また空間解像度は物体表面から離れるにつれて粗くなる。そこで物体表面からわずかに離れた空間に構造的に形成された格子面 (構造格子境界面) を配置し、その構造格子境界面に非構造格子の CFD 解析で得られた物理量を補間する。補間された格子面を図 3-2 に示す。この構造格子境界面は後に行う構造格子 CFD 解析の境界に相当し、物体表面に接触しないように生成されるため、円筒のような非常に単純な形状とすることが可能である。次に図 3-3 に示すような上記の構造格子境界面を境界としソニックブーム推算のための近傍場圧力分布を数値解析するための空間格子を生成する。近傍場圧力分布の推算精度を上げるために計算格子はソニックブームに沿うように配置される。ここで、構造格子 CFD 解析は非構造 CFD 解析から補間された構造格子境界面の物理量を固定する固定境界条件として計算される。ここで生成される構造格子は非常に単純な形状および構造であるため格子生成は容易で、かつ空間の制御自由度が高いためソニックブーム推算精度を向上するための格子修正も容易である。

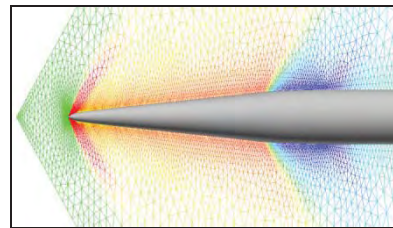


図 3-1. 非構造格子による CFD 解析例(C_p 分布)

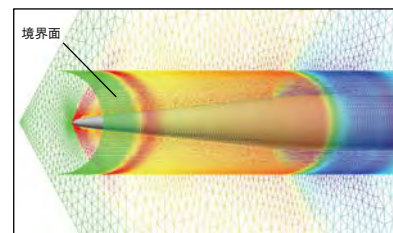


図 3-2. 構造格子境界面へ補間例

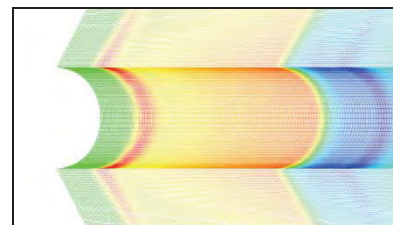


図 3-3. 構造格子による CFD 解析例(C_p 分布)

3-3. 拡張 Burgers 式による伝播解析

地上などの遠方場のソニックブームの推算する手法には Thomas による波形パラメータ法¹¹⁾がよく知られている。波形パラメータ法は、幾何音響理論に等エントロピー仮定による波形の歪み効果を考慮して地上などの遠方場まで伝播させる手法である。非線形効果、幾何学的減衰効果、伝播中の環境の変化などを考慮できるが、熱粘性や分子振動緩和による減衰などは取り込まれていない。また波形パラ

メータ法において衝撃波は不連続面として取り扱われるため、現実的なソニックブームの立ち上がり時間を評価できない。本研究ではこの立ち上がり時間に関与すると思われる熱粘性減衰および分子振動緩和効果を取り扱える拡張 Burgers 式^{12,13)}を利用した伝播解析手法を遠方場のソニックブーム推算に適用した。この Burgers 式による伝播解析は熱粘性および分子振動緩和の効果が無視した場合には波形パラメータ法の結果と一致することが確認されている^{14,15)}。

4. 数値解析結果

4-1. 空気力 (縦3分力)

D-SEND#1 試験では、分離 (速度ゼロ) からマッハ数 2.0 近くまでの広範囲の速度域を落下するため、 $M=0.2\sim 2.0$ の範囲で Euler CFD 解析を実施した。図 4-1 にマッハ数と圧力抵抗係数 $C_{D,p}$ の関係を示す。迎角 α は全て 0deg である。また圧力抵抗係数を算出する際に使用した基準面積は両供試体ともに最大断面積 0.3m^2 を用いた。亜音速域においては両供試体に大きな差がみられないものの、遷音速域では LBM は NWM に比べて最大約 20% 圧力抵抗が低く ($M=1.05$), $M=1.1$ 以上の超音速域では約 17% 低いことがわかる。

次に部位毎に分解した圧力抵抗について述べる。分解した部位を図 4-2 に示す。ここでは特に複雑な形状で形成されるフィンまわりをいくつかの部位に分解した。フィン後縁は端面を有する形状であることから、ここではフィン部の端面を除いた部分を“フィン翼面”と名付けフィン後縁部の端面を“フィン端面”と名付け分離した。“フィン翼面”にはフィンの両面および翼端を含んでいる。またフィンは L 字の金具によって固定されており、全 8 個の“L 字金具”が存在するためその影響は少なくないと考え“L 字金具”部も分解対象とした。胴体後方は 1 点に閉じた形状ではなく端面を有するが、その面積は小さく影響も無視できる程度であることが確認済みであることから、胴体後方の端面も含めて上記フィン関連以外の部分を“胴体”と定義する。一例として、 $M=1.8$ について圧力抵抗値の部位分解を行った結果を図 4-3 に示す。NWM 形態は円錐部全域に渡って圧縮領域が分布するため LBM 形態に比べて“胴体”の圧力抵抗値が高い。“胴体”を除く“フィン”、“フィン端面”、“L 字金具”においては両供試体ともに同等の圧力抵抗値である。ここで“フィン端面”に注目して見てみると全体の抵抗値の 20~30% と非常に大きな割合を占めていることがわかる。また“胴体”以外の“フィン”、“フィン端面”、“L 字金具”の抵抗値は全抵抗の 30~40% を占めている。

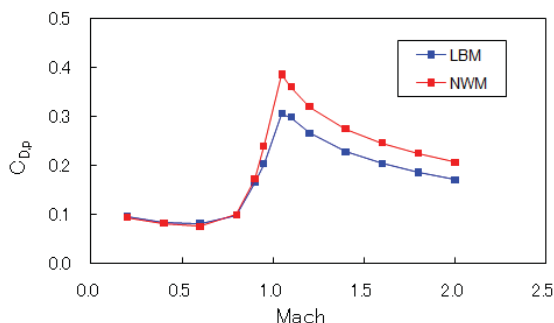


図 4-1. マッハ数と圧力抵抗の関係

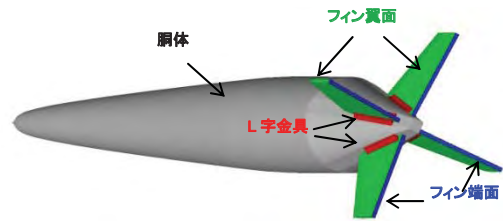


図 4-2. 部位分解図

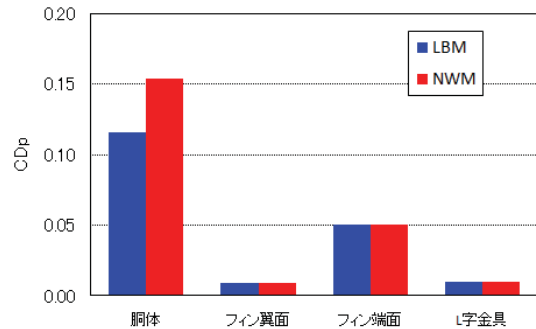


図 4-3. 圧力抵抗の部位分解

4-2. 近傍場圧力分布

次に非構造/構造重合格子法により $M=1.8$ での近傍場圧力分布を推算した。非構造/構造重合格子法を LBM に適用した概略図を図 4-4 に、NWM に適用した概略図を図 4-5 に圧力分布とともに示す。機体壁面の圧力分布は非構造格子による CFD 解析結果で、機体を筒状に取り囲んでいるメッシュ状の圧力分布が非構造格子から構造格子へ情報伝達を行う構造格子のデータ転送面であり、その外側の対称面上の圧力分布が構造格子 CFD 解析の結果である。供試体の壁面に構造格子のデータ転送境界面を極力近づける、つまり図中でメッシュ状のデータ転送面を機体壁面に近づけることで、非構造格子が密に存在する CFD 解析結果を取り込み、近傍場圧力分布の推算精度向上を図った。LBM の非構造格子は表面格子が 21 万点、空間格子を含めると 235 万点で、NWM は表面格子が 19 万点、空間格子が 170 万点で、格子作成に要した日数は約 2 日である。近傍場圧力分布を推算する構造格子は両者ともに 2,765 万点で、格子作成に要した時間は約 2 時間である。このようにソニックブームの推算では空間の衝撃波解像度が重要な要素であるため非構造・構造ともに通常の Euler 計算用の格子としては格子点数が多めである。格子密度および格子点数は“非構造/構造重合格子法”を適用した例^{2,3)}を参考に決定した。具体的には、計算領域はマッハ円錐よりも少し広めにとることで無駄な格子点を排除し、機体後方については全長以上の計算領域を確保しつつ全長の 3 倍離れた位置の近傍場圧力分布が取得可能となっている。流れ方向には 1,200 点の格子点を等間隔に、周方向には半裁 (180deg) の空間を 110 点で分解している。周方向の格子密度は近傍場圧力分布を評価しない位置では 4.2deg 毎に格子線を配置したのに対して近傍場圧力分布を評価する位置では格子を密にして推算精度を上げるため 0.2deg 毎に格子線を配置した。高さ方向には全長の 3 倍までの範囲を 400 点で解像している。

以上のように非構造/構造重合格子法を適用し得られた対称面における近傍場圧力分布を図 4-6 (LBM) 及び図 4-7 (NWM) に示す。LBM 形態の先端からは強い衝撃波が発生しているが機体から離れるのに従って減衰している様子がわかる。一方、NWM は円錐部分の表面は圧力一定の錐状流の特徴を示しているが、近傍場では流れ方向に圧力上昇がみられる。ソニックブームの推算は機体全長 L の 2 倍

($H/L=2.0$)離れた位置での近傍場圧力分布より推算する。図4-8は近傍場圧力分布を取得する位置の高さ H (供試体からの距離)と供試体全長と迎角 α の定義を図示したものである。近傍場圧力分布を取得する線は一様流方向に平行(迎角 $\alpha=0\text{deg}$ のときは機軸にも平行)とする。次に周方向角度 ϕ の定義を図4-9に示す。図に示すようにある一つのフィンの翼根から翼端方向の直下を $\phi=0\text{deg}$ とし、前方から見た場合に反時計周りを正と定義する。本研究においては $\phi=0\text{deg}$ を基準として、 $\phi=45\text{deg}$ 方向についても検討した。詳細は後述する。以上のような定義のもと $M=1.8$,迎角 $\alpha=0\text{deg}$ における周方向角度 $\phi=0\text{deg}$,機体全長 L の2倍($H/L=2.0$)離れた機軸に平行な位置での近傍場圧力分布を図4-10に示す。後端の圧力波形に有意な差が見られないものの先端の圧力波形は圧力上昇値・波形ともに大きな差がみられLBMの衝撃波がNWMに比べて小さいことがわかり、その最大圧力上昇量はNWMのそれの1/2以下である。LBMは先端に比較的強い衝撃波が発生するものの直後に減少がみられるのに対して、NWMは先端からの圧力上昇量は緩やかであるが、円錐形状部分まで上昇が継続され結果としてLBMの倍以上の圧力上昇値となることがわかる。

実際の落下試験においては供試体のロール角は制御できないため、ソニックブームがロール角に依存して変化しないかを確認するために異なる周方向での近傍場圧力分布を算出した。図4-4および4-5のデータ転送面の圧力分布からもわかるように機体のごく近傍ではフィン近くの周方向に圧力変化が確認できる。そこで、上述の $\phi=0\text{deg}$ の圧力分布に比べて最も大きな変化が確認できる $\phi=45\text{deg}$ を比較対象とした。図4-11に周方向角度 $\phi=0\text{deg}$ および 45deg の近傍場圧力分布を示す。後端部に微小な差があるものの、近傍場圧力分布はLBM,NWMともに $\phi=0\text{deg}$ と 45deg で有意な差は見られず、落下試験中の供試体の計測地点に対するロール角はソニックブームの計測という観点からは無視し得るものであると考えられる。

次に落下試験中に突風などなんらかの要因により迎角を有した場合についても検討を行った。はじめにマッハ数、迎角と圧力抵抗係数 C_{Dp} との関係を図4-12に示す。ここで迎角は図4-8の定義に従うものとする。迎角が 2deg に増加した場合は、 0deg のそれと大きな差異が現れないが、 4deg の場合では抵抗の増加が大きいことがわかる。この結果からではこの迎角による差がソニックブームに与える影響を定量的に推測することは難しいが、迎角により何らかの影響を与える可能性は否定できない。そこで、落下試験前の事前検討では最大で 5deg のピッチ角が生じる可能性が指摘されたため、 $\alpha=-5,-2,0,2,5\text{deg}$ の解析を行った。迎角 $\alpha=-5,-2,0,2,5\text{deg}$ の近傍場圧力分布($H/L=2.0$)を図4-13

(LBM)及び図4-14(NWM)に示す。LBMでは迎角の変化による先端衝撃波の圧力上昇値はほぼ一定であるが、その後の圧力値は迎角が大きいくほど高いことがわかる。NWMでは迎角が大きくなるにつれて最大圧力値は大きく変化している。

以上の結果から本D-SEND#1モデルの近傍場圧力波形($H/L=2.0$)はロール角の変化による影響は少ないものの迎角の変化による影響は大きいことがわかった。これらが地上もしくは空中計測システムで観測されるソニックブームへ与える影響について定量的に検討を要することがわかる。迎角がソニックブームに与える影響については次節で述べる。

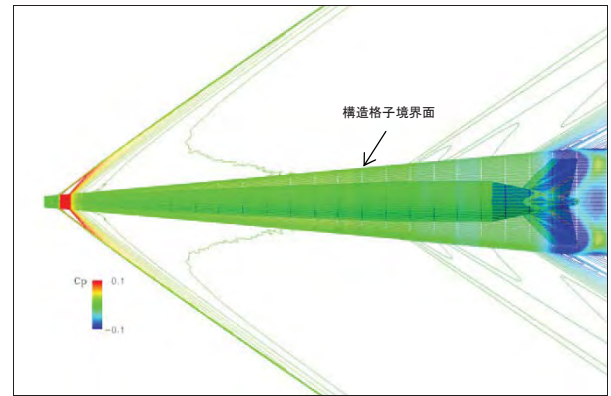


図4-4. 非構造/構造重合格子法のLBMへの適用

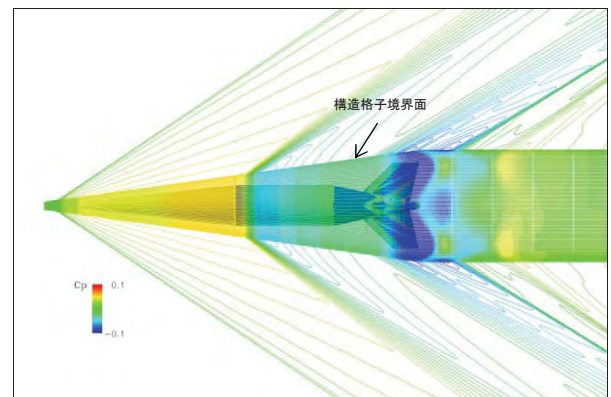


図4-5. 非構造/構造重合格子法のNWMへの適用

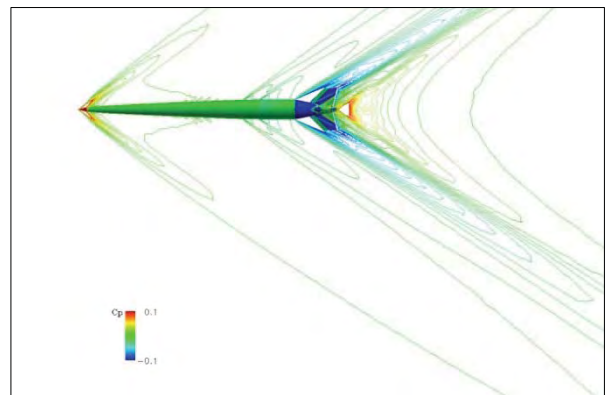


図4-6. LBM近傍場圧力分布

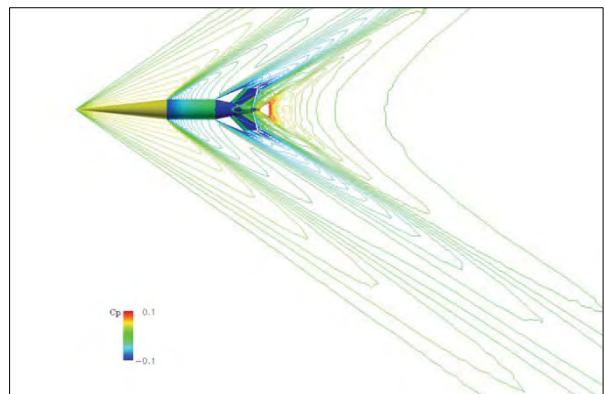


図4-7. NWM近傍場圧力分布

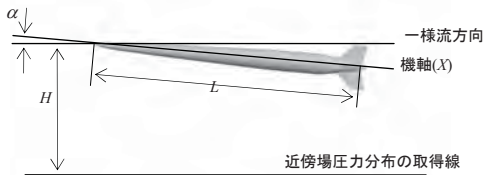


図 4-8. 高さ H , 基準長 L , 迎角 α の定義

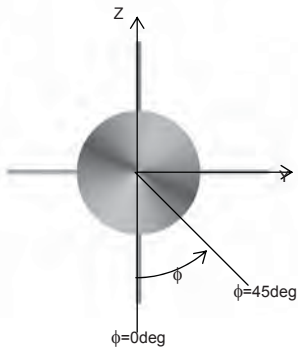


図 4-9. 周方向角度 ϕ の定義 (Front view)

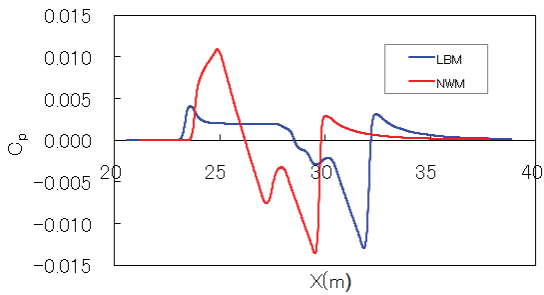


図 4-10. 近傍場圧力分布 ($M=1.8, \alpha=0\text{deg}, H/L=2.0$)

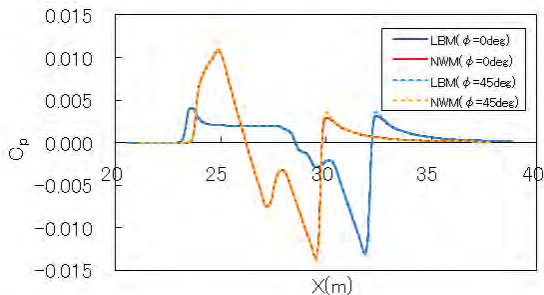


図 4-11. ロール角と近傍場圧力分布 ($H/L=2.0$)

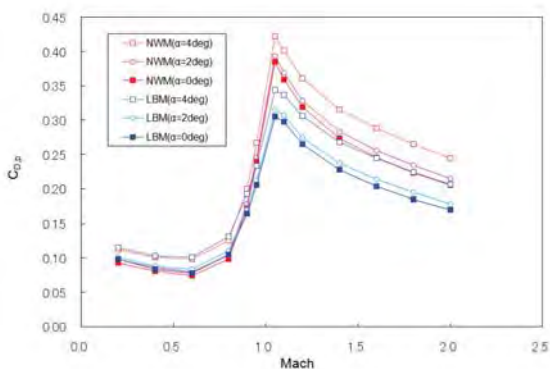


図 4-12. マッハ数, 迎角と C_{Dp} の関係

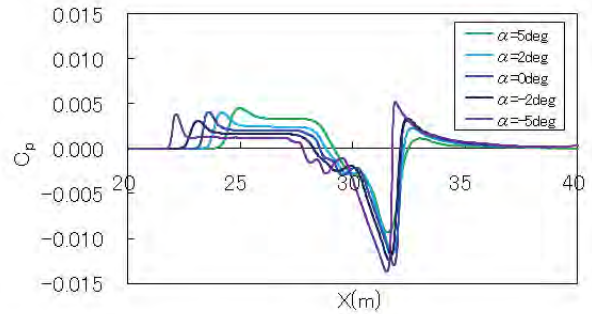


図 4-13. LBM 近傍場圧力分布の迎角効果

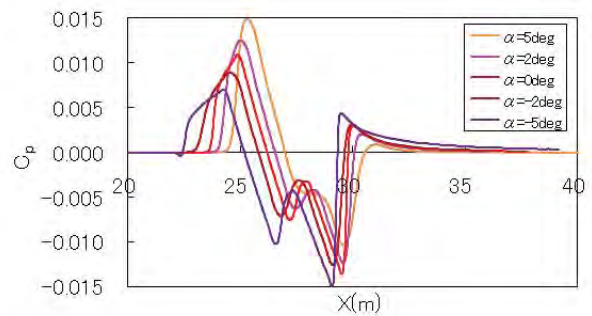


図 4-14. NWM 近傍場圧力分布の迎角効果

4-3. 計測地点におけるソニックブーム波形

計測地点におけるソニックブーム波形を拡張 Burgers 式によるソニックブーム伝播解析により推算した。大気条件は実験条件を模擬するためにスウェーデンのキルナ 4 月の平均大気条件を適用した。図 4-15 は海拔高度 5.16km, $M=1.8$ 迎角 $\alpha=0\text{deg}$, ロール角 $\phi=0\text{deg}$ で発生したソニックブームが海拔高度 1.45km (地上から 1km) の空中で計測される空中波形と海拔 0.45km の地上で計測される地上波形の推算結果である。反射係数は地上を 2.0, 空中を 1.0 とした。また供試体は鉛直落下, つまり供試体の落下方向と地上水平面とのなす角度は 90deg として推算している。

NWM の波形は地上波形・空中波形ともに N 型の波形であるのに対して, 低ブーム設計された LBM は先端ブーム波形が平らになっており設計コンセプト通りの波形が計測されると推定された。またその強度も NWM の地上における先端ソニックブームは $\Delta P=40\text{Pa}$ (0.8psf) であるのに対して LBM のそれは $\Delta P=26\text{Pa}$ と大幅に低減されていることが確認できた。空中波形においても先端ブーム強度が NWM の $\Delta P=24\text{Pa}$ から LBM では $\Delta P=14\text{Pa}$ に低減されていることがわかる。

次に前節で懸念されていた迎角を有する場合の空中でのソニックブーム波形を図 4-16(LBM)および図 4-17(NWM)に示す。LBM 形態で迎角が変化した場合, $\alpha=-5\sim 2\text{deg}$ までは Low-boom 波形を維持しているが 5deg ではブーム波形は N 型波形に近くなっている。つまり迎角が 5deg 以上を有する試験環境では本落下試験の目的である低ブーム性が確認できない可能性を示唆する結果が得られた。しかし, 本供試体は横風を受けてピッチ角が 5deg 変化したとしてもフィンの効果で実際の迎角は 0deg に近くなると考えられる。ただし, 落下中に強い回転が発生しジャイロ効果により横風を受けても現状の姿勢を維持しようとする力が過大に働く場合は迎角を有する可能性があるため過大なスピンを避けるようフィンを取り付ける必要がある。また NWM 形態に関しては迎角が変化しても波形が維持されることが図 4-17

からわかる。また図 4-18 から地上におけるブームも空中ブームと同様の傾向であることが確認できる。

以上のことから本落下試験において、2種類の供試体から発生するソニックブームの差異は十分に観測可能であると考えられる。

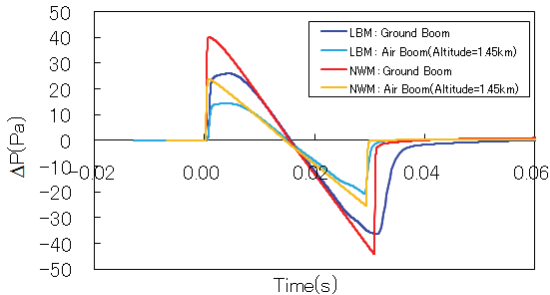


図 4-15. ソニックブーム強度推算

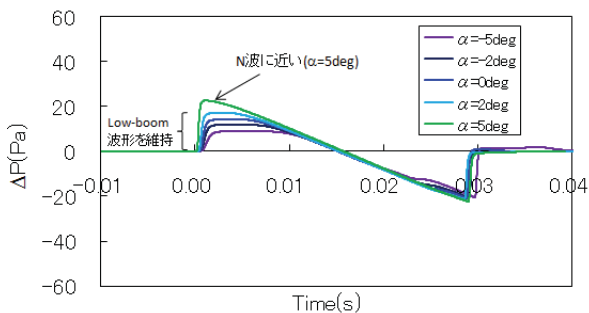


図 4-16. 迎角とブーム強度の関係(LBM, 空中: $H=4710\text{m}$)

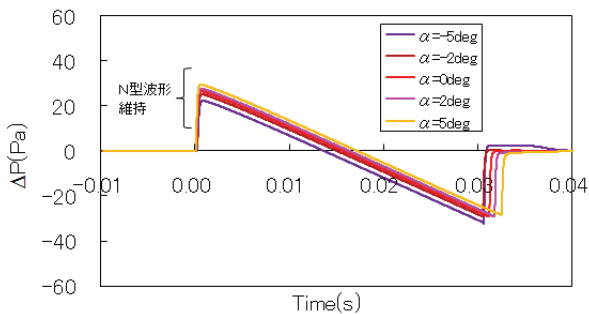


図 4-17. 迎角とブーム強度の関係(NWM, 空中: $H=4710\text{m}$)

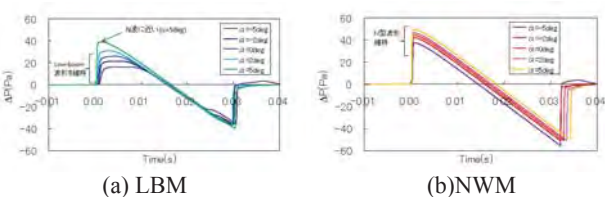


図 4-18. 迎角とブーム強度の関係(地上: $H=5710\text{m}$)

5. まとめ

D-SEND#1 落下試験のソニックブームを数値計算により推算した。ソニックブームの推算に必要な近傍場圧力分布の取得には非構造/構造重合格子法を適用し、地上および空中の計測位置におけるソニックブームは拡張 Burgers 式を用いた伝播解析により取得した。近傍場圧力分布においては実際の落下試験で供試体がロールすることや迎角を有することを想定した解析を行い、ロールの影響はほぼないことを確認し、また迎角の影響はあるものの2つの供試体(LBM, NWM)の特性を著しく損なうほどではないことを示した。また地上および空中の計測位置でのソニックブームの伝播解析より低ブーム設計された LBM, N 型のブーム

波形を有する NWM の違いが明確に現れ本落下試験の目的は十分に達成されることが確認できた。

なお、2011年5月に D-SEND#1 落下試験が行われソニックブームの計測に成功した。今後は実際の落下試験と同一の条件で数値解析を行い計測されたソニックブームとの比較・検討を行う予定である。

参考文献

- 1) 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, D25, 2010
- 2) Ishikawa, H., Tanaka, K., Makino, Y., and Yamamoto, K., “Sonic-boom Prediction using Euler CFD Codes with Structured/Unstructured Overset Method,” Proc. 27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Nice, France, 2010, ICAS 2010-2.4.1.
- 3) 石川敬掲, 牧野好和, 吉田憲司, 大平啓介, “構造/非構造重合格子法を用いたコンコルド模擬形状のソニックブーム解析”, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2010 (ANSS2010), 2B9, JSAS-2010-2096-F/A, 2010
- 4) 山本雅史, 橋本敦, 村上桂一, 青山剛史, 酒井武治, “Burgers 式を用いたソニックブーム伝播計算における熱粘性減衰および分子緩和効果”, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2010 (ANSS2010), 2B11, JSAS-2010-2098-F/A, 2010
- 5) Ishikawa, H., Makino, Y., Ito, T., and Kuroda, F., “Sonic Boom Prediction Using Multi-Block Structured Grids CFD Code Considering Jet-On Effects,” 27th AIAA Applied Aerodynamics Conference, San Antonio, Jun. 22-25, 2009, AIAA-2009-3508, 2009
- 6) Ishikawa, H., Kwak, D.-Y., and Yoshida, K., “Numerical Analysis on Flight-Test Results of Supersonic Experimental Airplane NEXST-1,” AIAA Journal of Aircraft, Vol.45, No.5, 2008, pp. 1505, 1513
- 7) Ito, Y., and Nakahashi, K., “Surface Triangulation for Polygonal Models Based on CAD Data,” International Journal for Numerical Methods in Fluids, Vol.39, Issue 1, May 2002, pp.75-99.
- 8) 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.
- 9) Takaki, R., Yamamoto, K., Yamane, T., Enomoto, S. and Mukai, J., “The Development of the UPACS CFD Environment,” High Performance Computing, Proc. of ISHPC 2003, Springer, pp.307-319, 2003.
- 10) 山本一臣, 他, CFD 共通基盤プログラム UPACS の開発, 第 14 回数値流体力学シンポジウム講演論文集, 2000.12
- 11) Thomas, C. L., “Extrapolation of Sonic Boom Pressure Signatures by the Waveform Parameter Method”, NASA TN D-6832, 1972.
- 12) Cleveland, R.O., Hamilton, M.F., Blackstock, D.T., “Time-domain modeling of finite-amplitude sound in relaxing fluids,” J.Acoust.Soc.Am. 99, 3312-3318, 1996
- 13) Cleveland, R.O., Blackstock, D.T., “Waveform freezing of sonic booms revisited,” NASA CP-3335, 20-40, 1996
- 14) 橋本敦, 山本雅史, 村上桂一, 青山剛史, 牧野好和, “Burgers 方程式を適用したソニックブームの遠方場解析”, 第 47 回飛行機シンポジウム講演論文集 (CD-ROM), 2H3, JSASS-2009-5087, 2009
- 15) 山本雅史, 橋本敦, 村上桂一, 青山剛史, 石川敬掲, 牧野好和, “自動格子生成と Burgers 方程式を用いたソニックブーム解析”, 第 23 回数値流体力学シンポジウム講演論文集 (CD-ROM), B6-2, 2009