

# 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

石川敬掲<sup>1</sup>, 牧野好和<sup>2</sup>, 吉田憲司<sup>2</sup>, 大平啓介<sup>3</sup>

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

## Sonic-boom analysis of a Concorde type airplane using the structured/unstructured overset grids method

by

Hiroaki Ishikawa, Yoshikazu Makino, Kenji Yoshida and Keisuke Ohira

### ABSTRACT

Sonic-boom due to a supersonic airplane is the one of the most serious problems to be solved for supersonic overland flight. Prediction of the sonic-boom on the ground is important to design a low-boom supersonic airplane. Structured/unstructured overset grids method is developed to estimate the ground the sonic-boom and evaluate the effects of the low-boom design concepts. The unstructured mesh CFD analysis solves only around the airplane. Then the structured mesh CFD analysis solves the near field pressure field using the results of unstructured mesh CFD analysis. The purpose of this overset grids method is to predict the near-field pressure signatures accurately and efficiently which are used to estimate the sonic-boom on the ground. In this paper, the structured/unstructured overset grids method is applied to the Darden's low-boom axisymmetric shape and Concorde type airplane.

### 1. はじめに

次世代の超音速旅客機の空力設計において重要課題のひとつである低ブーム設計には高精度なソニックブーム強度の推算が要求される。一般的に超音速機の地上におけるソニックブーム強度は、CFD (Computational Fluid Dynamics) 解析より得られた機体の数倍程度下方の近傍場圧力分布をなんらかの手法により外挿して推算されるため、近傍場圧力分布の推算精度は超音速機の空力設計において重要課題となる。そこで超音速航空機直下の近傍場圧力分布を高効率かつ高精度に推算できる手法として構造／非構造重合格子法を開発した。本手法は構造格子では格子生成に多大な時間を要する機体まわりの流れ場は格子生成が容易な非構造格子 CFD で解析することで解析効率の向上を、また機体から離れた空間は衝撃波を捉えやすい構造格子で CFD 解析することで解析精度の向上を目指している。本研究では、まず簡易な形状である Darden の低ブーム軸対称物体で本手法の検証をおこないその有用性と格子依存性を明らかにした。次に第一世代 SST(Super Sonic Transport)の代表であるコンコルドを模擬した形状について、本手法を適用しその空力特性およびソニックブーム強度を推算した。本発表では構造／非構造格子法の手法および本手法で適用したコンコルド模擬形状のソニックブーム伝播について数値解析結果を通して報告する。

### 2. 背景と目的

前述の通り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(Japan Aerospace Exploration Agency)で計画されている静粛超音速研究機<sup>1)</sup>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<sup>2,3)</sup>。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開発した。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。

### 3. 構造／非構造重合格子法

本研究において地上ソニックブームを高精度・高効率に推算する手法として開発した構造／非構造重合格子法は、まず機体のごく近傍を非構造格子で解き、近傍から機体全長の 2～3 倍離れた空間を構造格子で解く手法である。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。ここで、非構造格子 CFD 解析は東北大学で開発され JAXA (宇宙航空研究開発機構) で改良された JTAS(JAXA-Tohoku university Aerodynamic Simulation)を用いた。JTAS<sup>4,5)</sup>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。Tecplot360 は多くの CFD 解析ソルバの結果の可視化に使用

されており、CFD 解析ソフトへの互換性も良いため本手法の適用範囲は広いと言える。

構造格子の CFD 解析には JAXA で開発された“UPACS”<sup>6,7)</sup>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旅客機のようなエンジン等を有する複雑な形状まわりに計算格子を生成する必要がなく、空間の流れ場のみを計算するため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のための格子修正も容易である。

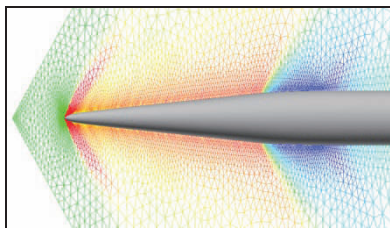


図 3-1. 非構造格子による CFD 解析( $C_p$  分布)

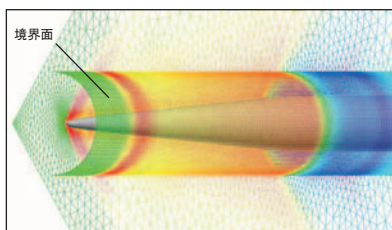


図 3-2. 構造格子境界面へ補間

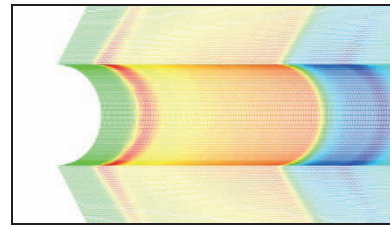


図 3-3. 構造格子による CFD 解析( $C_p$  分布)

#### 4. Darden の低ブーム軸対称形状

本研究における構造／非構造重合格子法の開発および検証にはまず簡易な形状である Darden の低ブーム軸対称形状<sup>8)</sup>を使用した。図 4-1 は本研究において使用した Darden の軸対称形状である。全長 45m に対して最大半径 2.42m の軸対称形状である。図 4-2 に本研究で使用した非構造格子および構造格子の対称面の格子図を示す。構造格子は格子密度が細かいことから全てを表示すると格子線が消えてしまうため図 4-2 では構造格子のみ 5 格子線ごとに表示している。非構造格子では先端衝撃波や物体後方からの膨張波を包含する領域として頂点座標 $(x,y)=(-0.1,0)$ 、半径  $R$  が最大となる位置を全長  $L$  としたときの高さ  $2.3L$  の円錐形を計算領域とした。ここで  $x$  は機軸流れ方向、 $y$  は  $x$  軸に垂直方向である。特に形状を含む非構造格子は表面付近から構造格子に受け渡すまでの空間に細かい計算格子が入るように制御している。一方、構造格子の境界面は Darden の軸対称形状の最大半径  $R_{max}$  の 1.1 倍の円筒形とした。この円筒半径は、非構造格子 CFD 解析結果を精度良く捉えるために、なるべく表面に近い位置に置くことを目的として決定した。流れ方向には形状後方からの膨張波の伝播を考慮した全長の 2 倍までを含めた境界面を作成し、流れ方向の格子分布は本研究において格子依存性を明確にするために等間隔としその格子点数を変化させて影響を調べた。次にマッハ角を考慮した後退角をもつ平行四辺形の計算領域の格子をまず対称面( $y=0$ )に作成した後に上面から下面へ回転させた格子を作成した。つまり、図 4-2 の Structured Grid の機体上方の格子を対称面上に作成し  $x$  軸まわりに回転することで構造格子を作成している。

構造／非構造重合格子法を適用した代表的な計算格子（以後、標準格子とよぶ）による CFD 解析結果の圧力係数分布( $C_p$  分布)を図 4-3 に示す。図 4-3 は対称面における近傍場圧力分布を示している。計算条件はマッハ数  $M=1.6$ 、迎角  $\alpha=0\text{deg}$  である。図 4-3 より先端から強い衝撃波が発生し物体の後方からは膨張波が発生している様子がわかり、これらの圧力変動が境界面で不連続に変化することなく構造格子に受け渡されていることがわかる。このことから、構造／非構造重合格子法が機能していることが確認できる。本研究では特に物体から全長の 2 倍( $h/L=2.0$ )の位置における近傍場圧力分布を議論していくのだが、構造格子の CFD 結果が物体表面の流れ場を直接的に解析していないにも関わらず圧縮波や膨張波の伝播が  $h/L=2.0$  まで捉えられていることがわかる。

さらに、非構造および構造格子の格子依存性を比較するために両者ともに 4 種類の計算格子を作成した。格子数の少ないつまり粗い格子から順に“Coarse”，“Medium”，“Fine”，“Extra-Fine”と呼ぶ。これらの計算格子の主な概要を表 4-1、4-2 に示す。非構造格子については“Coarse”格子の表面の格子密度が 2 倍、4 倍、8 倍となるように作成した 4 種類である(表 4-1)。構造格子については流れ方向の格子数を“Coarse”を基準に 2 倍、4 倍、8 倍となる 4 種類とした(表 4-2)。表 4-2 中の“ $C_p$  peak の解像度@ $h/L=2$ ”は  $h/L=2.0$  における先端の衝撃波により  $C_p$  分布が立ち上が



り極値にいたるまでの格子数を意味する。また，“ $\Delta x$  @  $h/L=2$ ”は  $h/L=2.0$  における流れ方向の格子幅を全長基準で表記したものである。先にも述べたように流れ方向の格子分布は等間隔であるため  $h/L=2.0$  における流れ方向の格子幅は全て  $\Delta x$  に等しい。

はじめに非構造格子の格子依存性について注目する。図 4-5 は表 4-1 に示す 4 種類の非構造格子に対して CFD 解析を行い  $h/L=2.0$  の位置の近傍場圧力分布をパネル法の解析結果と比較したものである。ここで構造格子は表 4-2 の“Fine”を用いた。パネル法の結果と比べて初めの圧力上昇の位置やその後の緩やかな圧力上昇など定性的によく一致している様子がわかる。パネル法の計算はそのパネル解像度の粗さから緩やかな圧力上昇部で振動している。構造／非構造重合格子の結果でも粗い格子では振動が確認できるが、格子が細くなるにつれてその振動は抑制される傾向がある。これは粗い格子では実際には滑らかな形状が計算上では凹凸のある形状と捉えられ、その凹凸部から圧縮波や膨張波が発生することに起因する。一方で初めの急激な圧力上昇のピーク値は格子解像度によらず一定であることがわかる。いづれにしても“Fine”と“Extra-Fine”では緩やかな圧力上昇部での振動は抑制され、値が一致しているためここでは“Fine”格子を標準格子とした。

図 4-4 は非構造格子を“Fine”に固定し、構造格子の解像度を変化した場合の  $h/L=2.0$  における近傍場圧力分布の比較を示す。構造格子の解像度のみを変化させた場合は非構造格子のみの解像度を変化した場合と傾向が異なり、最初の圧力上昇値に違いがあるものの他の領域では変化がないことがわかる。最初の圧力上昇の値は格子解像度が上がるにつれてその  $C_p$  値も上昇し、格子解像度との間に相関があることが確認できる。つまり物体表面から離れた構造格子の解像度は圧力変動の大きい場所への影響が大きいとは言え、衝撃波のような急激な圧力上昇を捉えるためには  $C_p$  分布の立ち上がり開始点から極値までを 30 点以上の計算格子で解像する必要があることがわかる。一方で圧力変化の緩やかな部分では“Coarse”と同等の格子で十分に近傍場圧力分布を捉えることが可能であることがわかる。このことは圧力変更に応じて格子密度を最適化することで精度の向上を図りつつ解析負荷の大幅な削減が可能であることを示唆しており、構造／非構造重合格子法ではこのような解適合格子への展開が容易であることからさらなる高精度化・高効率化についても期待できる。ここでも“Fine”と“Extra-Fine”はほぼ同値であるため計算負荷の低減を考慮し“Fine”格子を標準格子とした。



図 4-1. Darden の低ブーム軸対称形状

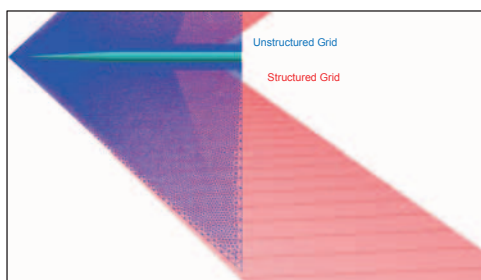


図 4-2. 構造格子と非構造格子（標準格子）

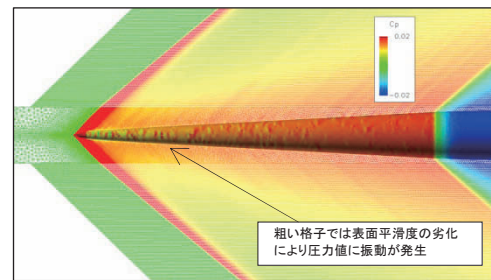


図 4-3. 機体周りの格子および  $C_p$  分布

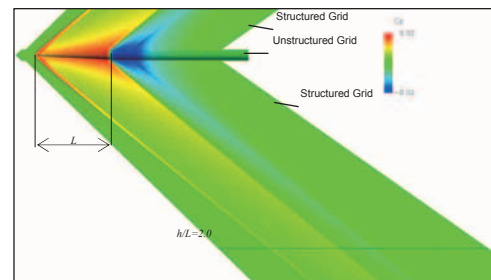


図 4-4. 近傍場  $C_p$  分布

表 4-1. 非構造格子の概要

	Coarse	Medium	Fine	Extra-Fine
周方向(半裁)	10	20	40	80
流れ方向( $x=0 \sim L$ )	100	200	400	800
表面総格子点数( $\sim 2L$ )	8,300	26,000	100,000	400,000
空間総格子点数( $\sim 2L$ )	31,000	150,000	580,000	3,600,000

表 4-2. 構造格子概要

	Coarse	Medium	Fine	Extra-Fine
周方向(半裁)	110	110	110	110
流れ方向( $x=0 \sim 2.0L$ )	300	600	1200	2400
境界面格子点数	3,300	66,000	132,000	264,000
空間総格子点数	6,900,000	13,800,000	27,600,000	55,200,000
$C_p$ peak の解像度@ $h/L=2$	18	22	35	63
$\Delta x$ @ $h/L=2$	0.01L	0.0005L	0.002L	0.001L

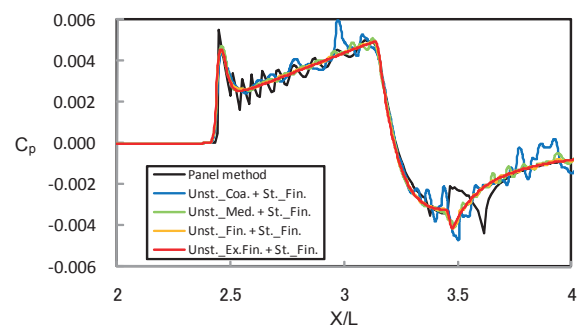


図 4-5. 非構造格子の格子依存性

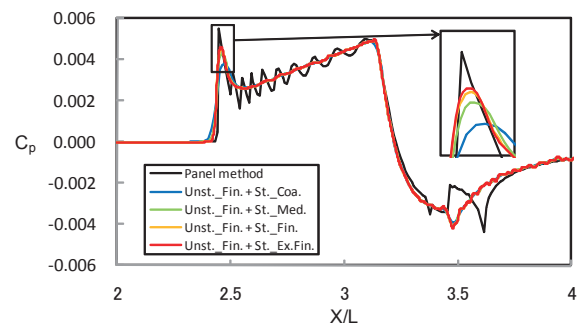


図 4-6. 構造格子の格子依存性

## 5. コンコルド模擬形状

### 5-1. コンコルド模擬形状について

本研究では構造／非構造重合格子法による地上ソニックブーム強度の推算対象を第1世代 SST の代表であるコンコルドを模擬したコンコルド模擬形状とした。ただしコンコルドの詳細な形状データは非公開であるため、関連する文献<sup>9)</sup>の技術的内容を基にコンコルドに近い形状を独自に設計したため“コンコルド模擬形状”と呼ぶ。このコンコルド模擬形状の主な諸元を表 5-1 に示す。全長は 62m、翼幅 25.56m、アスペクト比 1.6 の機体で巡航マッハ数は 2.0 である。以下にコンコルド模擬形状の設計の詳細を述べる。

#### 《平面形》

コンコルドの平面形は Ogee 翼と呼ばれ、初期の Delta 翼と Canard の組み合わせ形態の発展形として見出されたものである。これはまた Double Delta 翼の類似系ともみなされ、Delta 翼の低速高迎角特性の改善、翼根部の局所翼弦長の延長による翼内容積の増加、低速からの超音速にかけての空力中心移動量の低減等の利点を有すると言われる。平面形を考える上で、最も重要な要素はアスペクト比と前縁後退角である。コンコルドのアスペクト比は約 1.6 で非常に小さく、当時の構造設計上の拘束力の大きさを示す。本研究におけるコンコルド模擬形状の平面形は公開された文献<sup>9)</sup>の三面図から読み取り作成した。

#### 《Warp 翼》

コンコルドの camber 分布と twist 分布は初期の解析的研究成果に構造、飛行性等の制限を考慮して局所的に修正を加えたもので、その分布形を正確に再現することは困難である。そこで本検討では、与えられた平面形に対して超音速揚力面理論を用いて camber と twist 分布を推定した。具体的には初期の解析的研究で有名な Conical Camber 型の設計荷重分布形<sup>10)</sup>を適用した。この揚力面理論による Warp 翼設計では camber と twist 分布のみが求まるため、実際の翼を設計するには翼厚分布を設定する必要がある。コンコルド模擬形状では NACA64A 系列の翼型の厚み比( $t/c$ )分布と文献<sup>9)</sup>の翼幅方向の最大厚み比( $t/c$ )<sub>max</sub> 分布を適用した。

#### 《胴体、その他》

胴体の Area-rule 化は構造設計上好ましくないとされコンコルドには適用されていないため、コンコルド模擬形状もストレート胴体とし、テール部の跳ね上がりのみ考慮した。また垂直尾翼は厚み比 3% の円弧翼を仮定した。さらにこの線形理論による設計形状の主翼および胴体曲面部のうねりを CATIA を用いて修正し最終形状とした。エンジンナセルはエンジン内に流入する流れの境界層を排除するために設けられたダイバータを含む外観のみを模擬したフロースルー形態とした。以上のように設計されたコンコルド模擬形状を図 5-1 に示す。

表 5-1. コンコルド模擬形状の諸元

全長	62m
翼幅	25.56m
アスペクト比	1.6
巡航マッハ数	2.0
巡航開始高度	15.3km
巡航終了高度	17.0km



図 5-1. コンコルド模擬形状

### 5-2. 構造格子と非構造格子の比較

まずマッハ数 2.0 での機体まわりの流れ場を 4 章で得られた知見をもとに非構造格子法で解いた。その際エンジンの詳細情報が得られなかったためエンジンダクト内部はフロースルーで計算し、縦 3 分力( $C_L, C_D, C_m$ )の算出にはダクト内部を除外した。ここでは非構造格子法による CFD 解析結果の精度を定性的・定量的に把握するために、構造格子 CFD 解析結果<sup>3,11)</sup>と比較を行った。構造格子の Navier-Stokes 方程式によるコンコルド模擬形状の CFD 解析は既に筆者らによって行われており、NEXST-DB<sup>12,13)</sup>として日本国内の研究者や教育機関向けに公開されている。本研究ではその NS 計算の縦 3 分力の粘性寄与分を差し引いた圧力寄与分のみを本研究の Euler 非構造格子 CFD 解析と比較した。構造格子の作成には約 1 カ月以上を要したのに対して非構造格子は約 3 日間と短い期間で格子が生成された。図 5-2 は構造格子および非構造格子の CFD 解析結果から縦 3 分力を算出した結果である。両者はほぼ同じ値を算出しており構造格子および非構造格子ともに同等の解析精度であることがわかる。また、構造格子 CFD 解析に関しては風洞試験結果とも良い一致を示すことがわかっている<sup>11)</sup>ことから、構造格子 CFD および非構造格子 CFD とともに機体まわりの流れ場解析の精度に問題がないと言える。ここで、設計  $C_L=0.1$  とすると設計迎角は 3.46deg となり、以後のソニックブーム推算はこの設計点について解析を行った。

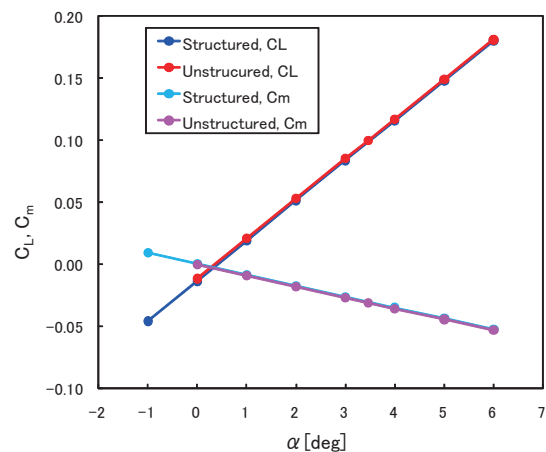


図 5-2. コンコルド模擬形状の  $C_L, C_m$  特性

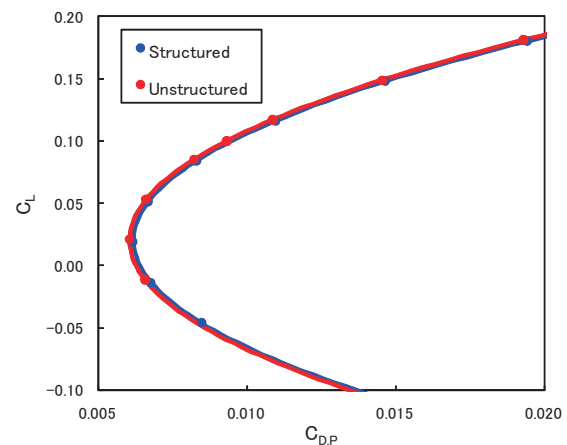


図 5-3. コンコルド模擬形状の Drag Polar(圧力抵抗)

### 5-3. 近傍場圧力分布

前節より非構造格子による CFD 解析の縦 3 分力の値が構造格子 CFD 解析とほぼ一致することが確認できたので、この非構造格子 CFD 解析と重合した構造格子 CFD 解析よりコンコルド模擬形状の近傍場圧力分布を算出した。計算条件は Mach 数  $M=2.0$  で迎角は設計  $C_L=0.1$  となる  $\alpha=3.46\text{deg}$  である。なお計算格子は非構造および構造ともに前章において“Fine”と定義された格子と同等の格子解像度で作成した。ここで非構造格子の生成には約 3 日間、構造格子の生成には約 1~2 時間で、1 カ月以上を機体まわりの格子生成に費やした構造格子と比べ飛躍的に短縮された。はじめに本章における座標軸について説明する。図 5-4 に示すとおり、 $x$  は機軸に沿った流れ方向を正とした軸で  $z$  は  $x$  軸の鉛直上方とした。原点は機首先端である。地上におけるソニックブーム強度を評価する場合は地上座標系を基準にするほうが議論しやすいため、地上座標系すなわち一様流に平行な軸を考え原点より延長下方に  $h$  軸をとった。 $x$  軸と  $h$  軸のなす角は迎角  $\alpha$  により決定されている。以後の文中で表示される  $h/L$  はこの  $h$  軸の値に全長  $L$  で正規化した値である。図 5-5 に機体下面の圧力分布を示す。圧力が高い領域は機首先端(nose)のほかに主翼の前縁付近(wing)およびエンジン・インテークからの衝撃波(engine-intake)である。特にエンジン・インテークからの衝撃波は胴体でお互い干渉している様子がわかる。圧力の低い領域は主に胴体後方のテールコーンの跳ね上がり(tail cone)付近である。図 5-6 に構造／非構造重合格子法による CFD 解析の表面および  $y=0$  の対称面における  $C_p$  分布を示す。図 5-6 から非構造格子の物理量が構造格子へスムーズに補間されている様子がわかる。図 5-7 は  $x$  =一定断面の  $C_p$  分布である。ここで、 $x$  は流れ方向の機体軸をとり、 $y$  は翼幅方向、 $z$  は機体上下方向である。図 5-8 は近傍場圧力分布を示し、位置は図 5-7 の実線上の機体直下  $h/L=0.2\sim 2.0$  である。圧力分布の前半には 2 つの圧力上昇があり、1 番目の圧力上昇は機首先端から発生する衝撃波で 2 番目は主翼やエンジンナセルから発生する衝撃波である。コンコルドの機首は巡航時の抵抗を低減するため尖った形状となっており、1 番目の衝撃波は 2 番目の衝撃波に比べて弱い圧力上昇となっている。2 番目の圧力上昇は機体のごく近傍( $h/L=0.2, 0.5$ )では、2 種類に分けることができる。始めは比較的緩やかに圧力が上昇し、次に急激な圧力上昇が捉えられている(図 5-8)。図 5-6, 5-7 からわかるように最初の緩やかな圧力上昇は主に主翼からの圧縮波で次の急激な圧力上昇は双発のエンジン・インテーク付近からの衝撃波とそれらが干渉して発達した圧力上昇であることがわかる。この 2 種類の圧力上昇は  $h/L=1.0$  より下方で 1 つの圧縮波に統合されている。これは図 5-6~5-8 からわかるように、主翼からの圧縮波とエンジン・インテークからの圧縮波と、それぞれのエンジン・インテークから発生した圧縮波が胴体下面の対称面で相互に干渉した圧縮波が機体直下で重なり強い圧縮波へと発達したためである。さらにこの 2 番目の圧縮波は 1 番目の機首からの衝撃波に近づいている様子が図 5-6 からわかる。この 2 番目の圧力上昇が 1 番目の圧力上昇へ近づいている様子をさらに明確に捉えるために図 5-8 の近傍場圧力分布の横軸  $x$  のスケールはそのままに 1 番目の圧力上昇のピーク位置( $x_1$ )が一致するようにそれぞれの  $C_p$  分布を平行移動( $x - x_1$ )し、 $C_p$  値をそれぞれ位置の  $C_p$  の最大値( $C_{p,max}$ )で正規化( $C_p / C_{p,max}$ )したものを図 5-9 に示す。2 番目の衝撃波は下方へ伝播するに従い 1 番目の衝撃波へ近づく傾向があり、地上に到達するまでには 2 つの衝撃波は統合され強い圧縮波へと成長することが容易に想像できる。一方で圧力分布の後方には強い膨張領域が確認できる。これは主翼後縁で発生する膨

張波に起因するもので、下方へ伝播するのに従い後方へ移動している。以上のことからコンコルド模擬形状から発生する圧縮波・膨張波はそれぞれ地上へ伝播するまで N 型波形へ統合されることが容易に想像できる。

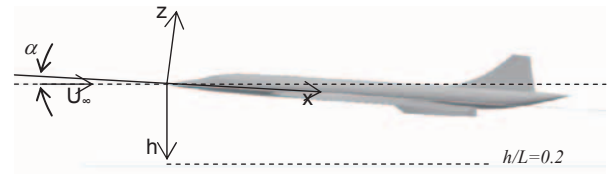


図 5-4. 座標軸の定義

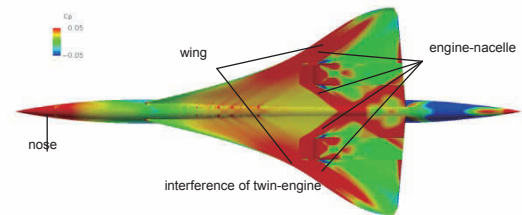


図 5-5. 下面  $C_p$  分布

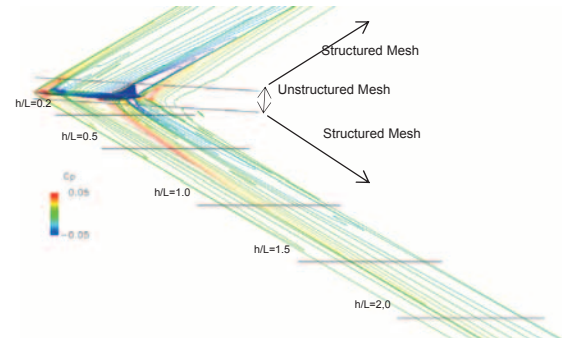


図 5-6. 対称面( $y=0$ )の  $C_p$  分布

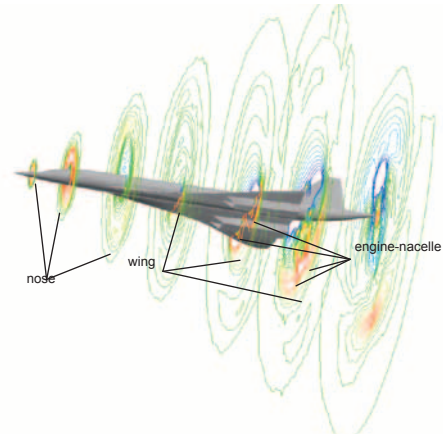


図 5-7.  $x$ =一定断面の  $C_p$  分布

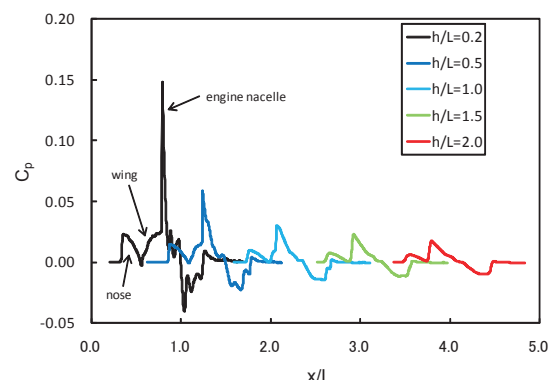


図 5-8. 近傍場圧力分布



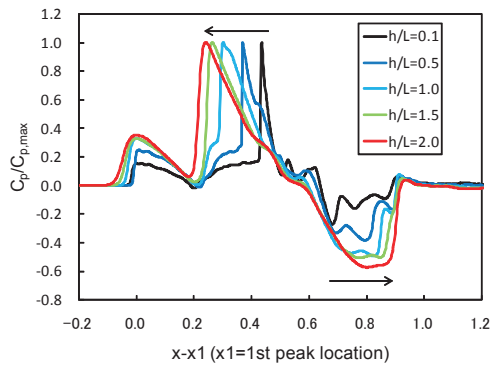


図 5-9. 正規化した近傍場圧力分布

#### 5-4. 地上ソニックブーム強度

図 5-10 は  $h/L=2.0$  の近傍場圧力分布を示したもので、この  $C_p$  分布を入力とし地上におけるソニックブーム強度を推算した。地上ソニックブームの推算は Thomas による波形パラメータ法<sup>14)</sup>を用いて巡航開始高度の 15.3km (50,200ft) と巡航終了高度の 17.0km (56,000ft) について推算した。図 5-11 は Thomas の波形パラメータ法により推算した地上におけるソニックブーム強度を示す。図 5-10 の近傍場圧力分布は地上においては N 型波形に統合されていることがわかる。またその強度は最初のピーク値で巡航終了高度(17km)では 1.69psf であるのに対して巡航開始高度(15.3km)では 2.06psf であると推測された。これは一般的に言われるコンコルドのソニックブーム強度 2.0psf に一致しており、本手法によりコンコルドの地上におけるソニックブームが再現できたと言える。

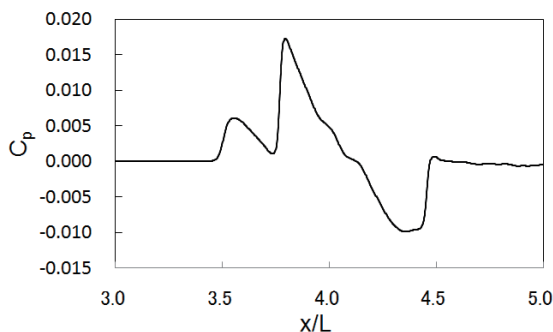
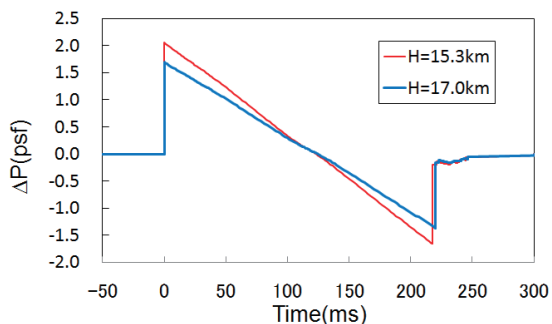
図 5-10. 近傍場圧力分布( $h/L=2.0$ )

図 5-11. 地上におけるソニックブーム強度

#### 6. まとめ

超音速旅客機のような複雑形状の超音速機から発生するソニックブーム強度を高効率かつ高精度に推算する手法として、構造／非構造重合格子法を開発し、第 1 世代 SST の代表であるコンコルドを模擬した機体に適用した。本手法により従来の構造格子のみによる CFD 解析では格子生成

に約 1 カ月を要していた格子生成期間は約 3 日に短縮された。また、流れ場を高精度に解析することにより縦 3 分力などの空力特性の取得に留まらず、コンコルド模擬形状から発生する圧縮波・膨張波の伝播の様子が詳細に明らかになり、地上におけるソニックブーム強度が推算できた。具体的には主翼やエンジンから発生した衝撃波がまず統合され、その後前方の機首から発生した衝撃波に統合される様子を捉え、さらに一般的に言われる地上ソニックブーム強度 2.0psf を再現することができた。本手法では地上ソニックブーム強度の推算に必要な近傍場圧力分布を構造格子で推算しているため、様々な航空機形態への汎用性は高く、また格子修正が容易であるためさらなる高精度化が期待できる。

#### 参考文献

- 1) Murakami, A., "Silent Supersonic Technology Demonstration Program," Proc. 25th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Hamburg, Germany, 2006, ICAS 2006-1.4.2.
- 2) "Proceedings of International Workshops on Numerical Simulation Technology for Design of Next Generation Supersonic Civil Transport (SST-CFD Workshop)", JAXA-SP-06-029E, March 2007
- 3) 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
- 4) 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.
- 5) 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.
- 6) 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.
- 7) 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
- 8) Darden, Christine M., "Sonic-Boom Minimization With Nose-Bluntness Relaxation," NASA TP-1348, 1979.
- 9) Rech, J. & Leyman, C., A Case Study by Aerospatiale and British Aerospace on the Concorde, AIAA Professional Study Series
- 10) Smith, J.H.B & Beasley, J.A., A.R.C. R&M No.3471, 1967
- 11) 石川敬掲, 吉田憲司, 郭東潤, 野口正芳, 黒田文武, "小型超音速実験機における空力設計コンセプトの実機適用効果の考察", 第 44 回飛行機シンポジウム, 3A5, 2006
- 12) 郭東潤, 黒田文武, 伊藤健, 吉田憲司, "小型超音速ロケット実験機(NEXST-1)空力データベースについて", 日本航空宇宙学会 第 39 期年会講演, 2A9, 2000
- 13) <http://nexstdb.chofu.jaxa.jp/SPRESSO/index.jsp>
- 14) Thomas, C. L., "Extrapolation of Sonic Boom Pressure Signatures by the Waveform Parameter Method", NASA TN D-6832, 1972.