

ソニックブーム推算手法検証風洞試験における 主翼空力弾性変形効果

近藤賢¹, 上野篤史², 平野義鎮², 野口正芳², 牧野好和², 石川敬掲³

1 株式会社菱友システムズ, 2 宇宙航空研究開発機構 (JAXA), 3 株式会社エイ・エス・アイ総研

Aeroelastic Deformation Effects of the Main Wing in the Wind-tunnel Test for Validating Sonic-boom Prediction Methods

by

Satoshi Kondo, Atsushi Ueno, Yoshiyasu Hirano, Masayoshi Noguchi, Yoshikazu Makino and Hiroaki Ishikawa

ABSTRACT

The demand of Supersonic Transport (SST) is increasing globally. Some companies have announced their program for developing civil supersonic airplanes and the International Civil Aviation Organization (ICAO) has started developing the sonic boom standard for supersonic overland flight. Second AIAA Sonic Boom Prediction Workshop (SBPW2) has been held in January 2017 to assess the state of the art for predicting sonic boom. Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) designed a simple low boom configuration named "JAXA Wing Body (JWB)" and provided it to the workshop for one of the test cases of SBPW2. For the validation of sonic boom prediction method, the supersonic wind-tunnel test of the JWB model was carried out at JAXA's supersonic wind-tunnel. This paper reports the development of an aeroelastic deforming estimation tool of the main wing in wind tunnel test and the results of CFD analysis for prediction of near-field sonic boom signature with aeroelastic deformation effects.

1. はじめに

近年, 民間の超音速輸送機 (SST) の分野では, 小型超音速旅客機や超音速ビジネスジェット (SSBJ) の開発計画が世界的に注目されている. 一方で, 騒音問題や航空機の環境適合性への関心が高まっており, 国際民間航空機関 (ICAO) では, これらの動きに対応して民間超音速機の陸地上空超音速飛行に関するソニックブーム基準策定検討が進められている. またアメリカ航空宇宙学会 (AIAA) では, ソニックブーム予測のための最新技術を評価・議論する場として, 2017 年 1 月に第 2 回ソニックブーム推算ワークショップ (SBPW2) が開催された. 宇宙航空研究開発機構 (JAXA) で設計した低ブーム翼胴形状 JAXA Wing Body (JWB) (図 1) が課題形状として SBPW2 に採用され, SBPW2 参加者のソニックブーム推算手法の検証データ取得を目的とした超音速風洞試験を 2017 年 2 月に JAXA 超音速風洞にて実施した.

風洞試験においては, 実験データに対する様々な補正が検討される. その補正とは, 実機と風試模型とのスケールの違いに起因するレイノルズ数補正, 風洞壁面干渉補正, 模型支持干渉補正および静的空力弾性 (空弾) 変形効果補正等である. その中でも空弾変形効果は空力荷重によって模型形状が変形する効果であり, 直接的に風試データに影響するため重要な補正項目である. 実際の通風中に空弾変形量を計測することが理想であるが, 風試模型のスケールや風洞内での支持位置のために, 空弾変形の計測が困難な場合がある. そこで空弾変形効果を解析的に推定する必要がある. 従来の空力解析と構造解析の弱連成解析を行う手法を用いる事で推定可能¹⁾だが, 複数の解析コードや格子生成ソフトを使用する必要があり, 種々の機体形状に対応するために機体毎の格子や解析条件設定を手動作成する必要がある. そこで今後の種々の超音速風試を想定し, 主翼の変形を主眼として空弾変形推算を自動化し, 風試現場での空弾変形検証や風試模型の材料検討に活用することを目的とした低計算コストの推算ツールを開発することとした.

本報告では, 風洞試験模型主翼の空弾変形が機体近傍場圧力波形に与える影響について評価するための主翼

空弾変形に主眼を置いた効率的な空弾変形推算ツールの開発と, 変形形状に対する近傍場波形推算結果について報告する.

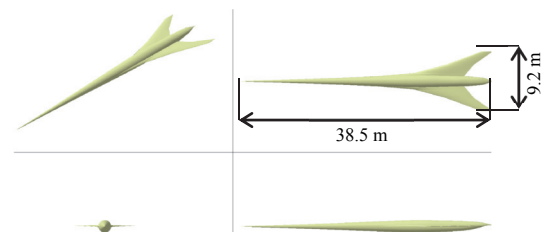


図 1. JWB 機体形状 3 面図と鳥瞰図

2. JWB 風試模型設計

ここでは JWB 機体形状の設計と JWB 風試模型支持ブレードの設計について述べる. JWB 機体形状の設計においては, 低忠実度概念設計ツールを使用した予備的設計によって初期翼胴形状が定義され, 次に高忠実度解析ツールを使用した低ブーム設計が行われた³⁾. その JWB 形状に対して, SBPW2 から検証計算のための格子が提供され, 近傍場推算が行われた. 風洞試験で機体直下の近傍場圧力波形を計測することを目的とした JWB の 0.5%スケール風試模型を支持するブレード形状の検討を行った.

2. 1 JWB 機体形状の設計³⁾

JWB 機体形状の予備的設計³⁾では, 線形パネル法を用いた超音速機低忠実度概念設計ツール CAPAS⁴⁾を適用した. CAPAS は胴体形状や主翼形状等の要素形状定義からパネル法解析に必要な機体表面パネルを作成する過程を CAD ソフトウェア CATIA v5 のマクロ機能により自動化し, パネル法解析コード PANAIR (A502)⁵⁾を用いた空力解析を実行するツールである. JWB 主翼平面形の予備的設計では, NASA が提案する低ブーム飛行実証機の形状案の一つである NASA 設計の全機形状⁶⁾を参考とした主翼平面形を CAPAS で定義した. JWB の予備的設計では, その主翼を有する翼胴形状の等価断面

積分布が、マッハ数 1.6、揚力係数 0.1 の制約条件下で NASA から SBPW2 に提供された低ブーム軸対称形状 (NASA 25D) の断面積分布に一致するように胴体断面積分布を修正して初期形状を設計した。図 2 に CAPAS 設計された JWB 初期形状をパネル法 (A502) および Euler CFD で評価した揚力分布を用いて推算した等価断面積分布を、NASA 25D の断面積分布と比較して示す。どちらの等価断面積分布も機体前半部分においては NASA25D の断面積と良く一致していることがわかる。一方で、機体後半部分においては、パネル法解析では目標断面積に一致しているものの、Euler CFD 解析ベースの等価断面積は目標からずれており、解析忠実度の違いが見られることから、CAPAS による予備的設計に続いて高忠実度解析ツールを用いた低ブーム胴体設計³⁾を行った。高忠実度の近傍場圧力波形の解析ツールとしては JAXA で開発された非構造格子対応高速圧縮性 CFD ソルバ FaSTAR⁷⁾と自動六面体計算格子生成ソフト HexaGrid⁸⁾を使用した。この CFD 解析では支配方程式に Euler 方程式を用い、対流項には SLAU、陰的時間積分には LU-SGS 法を用いている。低ブーム化設計において、主翼は初期形状で固定し、胴体形状のみを変形した。変形手法としては、胴体周辺の空間に変形のための制御点を配置し任意の形状に変形させる Free Form Deformation (FFD)⁹⁾を用いた。目標の等価断面積に近づけるためにそれらの制御点座標を調節する手法として Genetic Algorithm (GA)をベースとした最適化手法を適用した。ブーム推算ツールとしては Multipole 解析¹⁰⁾により周方向の圧力伝播を考慮して修正する MPnoise と Burgers 方程式に基づく遠方場への伝播解析¹¹⁾により地上波形を推算する Xnoise を組み合わせて使用した。高忠実度解析ベースの設計においては近傍場において低ブーム圧力波形を実現する近傍場逆問題設計に相当する逆等価断面積設計手法を適用し、MPnoise により修正された機体直下の近傍場波形を逆等価断面積分布の計算に用いた。地上ブーム強度を評価する際の地面の反射係数は、理論的には 2.0 となるが、地面の状態によって 1.8 から 2.0 の値をとるため、ここでは 1.9 とした。図 3 に最終的に得られた胴体形状を初期形状と比較して示すが、機体後端において胴体が上下非対称に設計されているのが分かる。図 4 に JWB 初期形状および最適形状の逆等価断面積分布を、また図 5 にはそれぞれの形状から推算された地上ソニックブーム波形を、NASA 25D の断面積および地上波形と比較して示す。飛行条件はマッハ数 1.6、飛行高度 15760[m]である。JWB 初期形状は NASA 25D の断面積分布と等価断面積分布は同等であるものの、近傍場波形から逆算された逆等価断面積分布が異なり、その結果として地上波形が NASA 25D と大きく異なることが見てとれる。一方、最適形状の逆等価断面積分布を見ると初期形状に比べ、特に胴体後端において NASA 25D により近づいていることがわかる。また、機体直下の地上ブーム波形を見ても、最適形状では修正された胴体後端により波形後半においても NASA 25D の低ブームに近づき、地上波形の低ブーム化が実現されていることがわかる。以降本報告では、この最適形状を JWB 形状とし、JWB 風試模型形状はこの形状の寸法を 0.5%に縮小したものとする。

2. 2 翼胴形状の近傍場波形推算

風試の検証対象として、SBPW 2 が提供した計算格子を用いた Euler CFD 解析を実施した。計算格子 (図 6)

は SBPW2 から提供されたものであり、圧力波の伝播を考慮して機体近傍から $H/L=2.55$ 以降までマッハコーンに沿って円錐状に高密度の非構造格子が並べられている。ここで L は機体長であり、 H は機軸からの距離である。CFD 解析ツールとしては、その実績から TAS¹²⁾をもとに JAXA で開発された計算コード JTAS を使用した。対流項は HLEW を用いた。陰的時間積分は LU-SGS 法を用いた。図 7 a) に CFD 解析結果の圧力分布を、図 7 b) にその $H/L=2.55$ における機体直下の近傍場波形をそれぞれ示す。機体から発生した衝撃波は背景格子に沿って伝搬しており、 $H/L=2.55$ までの近傍場波形を取得できることを確認した。

2. 3 風試模型ブレード形状検討

近傍場波形取得を目的とした超音速検証風洞試験においては 2. 1 項で述べた低ブーム設計の検証が可能な支持形状が必要である。このため、一般的な機体後方支持のスティング形状に比べて機体直下の近傍場波形への影響が少ない上方支持のブレード形状を選択した。さらに風試模型の近傍場に影響が少ない支持ブレード形状を検討するため、CFD 解析を用いて設計変数のパラメトリックスタディを実施した。図 8 に JWB 風試模型と支持ブレードの全体図を示す。支持ブレードの初期形状は、JAXA の小型超音速旅客機の風洞試験で使用された支持ブレード¹³⁾を参考としている。風洞試験模型は実機の 0.5%スケールで、胴体長が 193.5 [mm] である。本模型は胴体後部において上方支持される。この支持ブレード初期形状のブレード前縁と胴体との結合点は機首から機軸方向に $0.72L$ の位置にある。また、その前縁と機軸がなす角は $25.0[\text{deg}]$ である。ブレード断面形状はブレードと胴体との接合部分で biconvex であり、後方のスティングに向かって平板状に変化している。ここで支持ブレード初期形状の風試模型近傍場圧力への影響を調査するため JWB 高忠実度設計と同様の FaSTAR と HexaGrid を使用した CFD 解析を行った。その計算格子を図 9 に示す。機体表面から近傍場への圧力波伝搬を精度良く解くため、機軸から $H/L=0.31$ までの空間格子サイズは $0.2\%L$ とした。その結果の表面圧力分布を図 10 a) に示す。風試模型とブレードの接合部分前縁から主翼上面にかけて高圧部分が見える。これはブレード前縁から発生した圧縮波であり、支持ブレードの初期形状ではこの圧縮波が風試模型主翼前縁において機体直下に漏れ、機体直下の近傍場圧力波形に影響することが予測された。このため、さらに支持ブレード形状の影響を低減するために設計変数を検討するためのパラメトリックスタディを実施した。図 11 に支持ブレード形状検討の設計変数を示す。ブレード前縁位置は機首から機軸方向に $0.72L$ の位置を基準とし、その位置から風試模型機軸方向に沿って移動する距離を X_{BLE} [mm] とする。また、ブレード前縁と機軸がなす角を $\theta[\text{deg}]$ とする。パラメトリックスタディでは X_{BLE} と θ を変更した形状を複数作成した。 X_{BLE} の範囲は $0[\text{mm}]$ から $15[\text{mm}]$ とし、 θ の範囲は $22.5[\text{deg}]$ から $25.0[\text{deg}]$ とした。CFD 解析は初期形状と同様に行った。その結果、最も機体直下の近傍場波形への影響が少なかった修正支持ブレード形状は $X_{BLE}=8$ [mm]、 $\theta=22.5[\text{deg}]$ の組み合わせであった。図 10 b) に修正形状の表面圧力分布を示す。支持ブレード前縁で発生した圧縮波は主翼前縁から漏れておらず、近傍場への影響が小さいと想像される。また、支持ブレード検討 CFD 解析結果の近傍場圧力波形を図 12 に示す。

縦軸は一様流圧力に対する変動，横軸は $H/L = 0.3$ 機体直下の圧力近傍場における流れ方向の長さである．初期ブレードの近傍場波形は $X_s = 150[\text{mm}]$ 付近の主翼前縁付近でブレード前縁から発生したものと推測されるのに対し，検討後の支持ブレードはその影響が無く，全体的にもブレードの影響が縮小している．

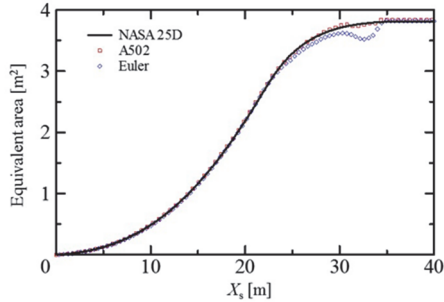


図 2. 等価断面積の比較³⁾

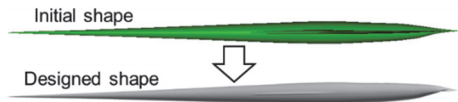


図 3. 胴体形状の修正³⁾

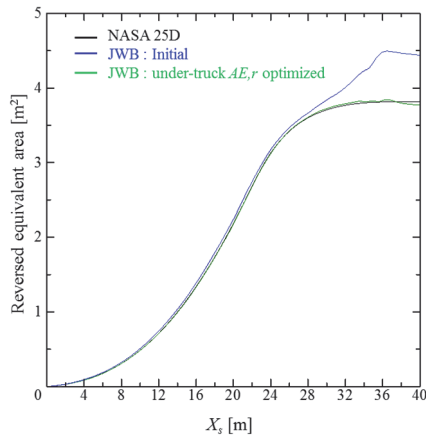


図 4. 逆等価断面積の比較³⁾

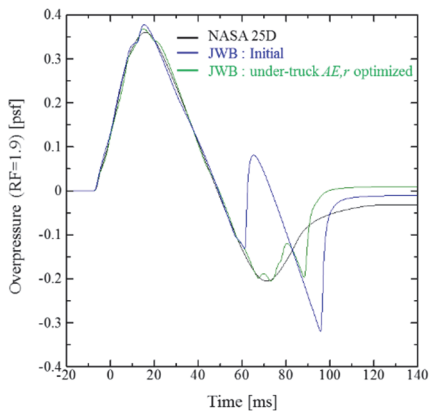


図 5. 地上ソニックブーム波形の比較³⁾

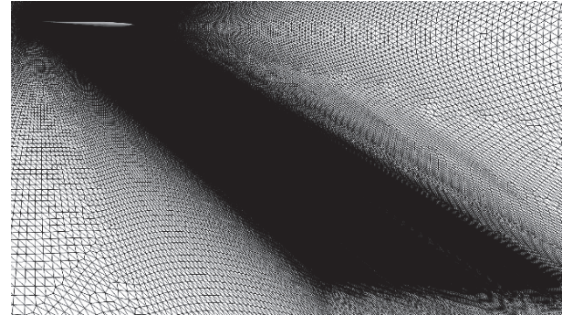
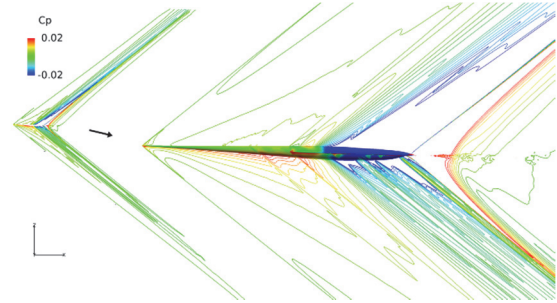
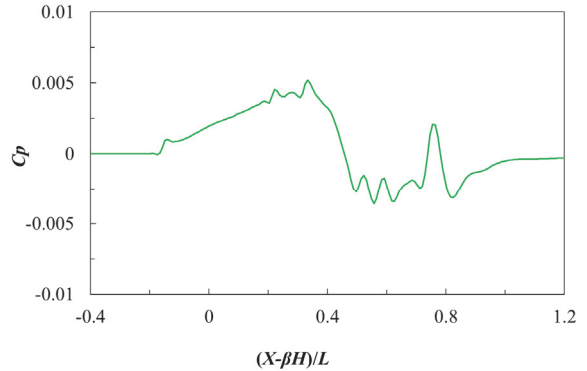


図 6. SBPW2 提供の JWB 非構造計算格子 (背景)



a) 近傍場圧力分布
(左: 全体図 右: 機体周辺)



b) 近傍場圧力波形 ($H/L = 2.25$, 機体直下)

図 7. JWB 翼胴形状 Euler CFD 解析結果

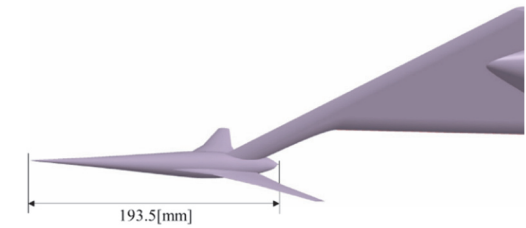


図 8. JWB 風試模型と支持ブレードの全体図

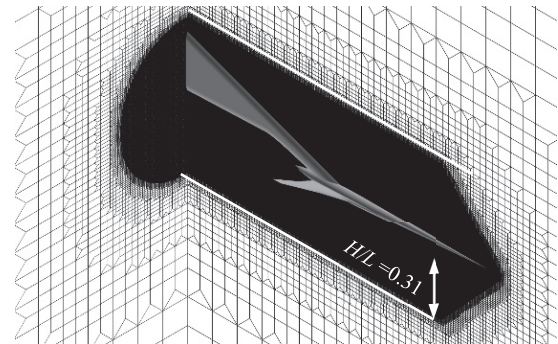


図 9. 支持ブレード検討解析の計算格子

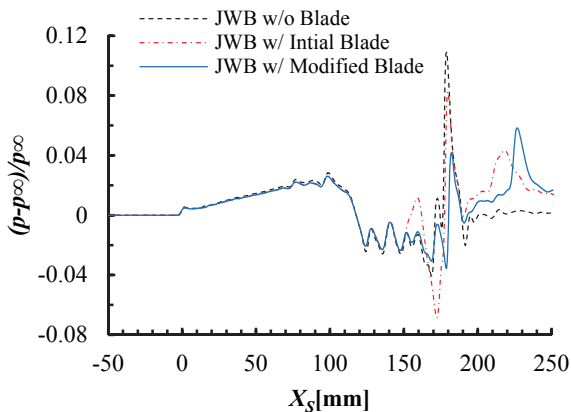
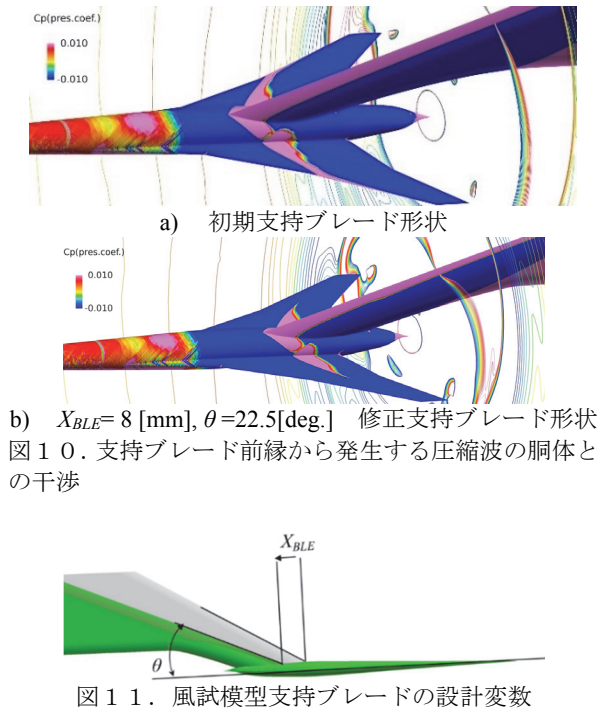


図 1 2. 近傍場波形の比較 ($H/L = 0.3$, 機体直下)

3. 検証風洞試験

ここでは JAXA 超音速風洞を用いた JWB 近傍場圧力波形推算手法の検証データ取得風試について述べる。

検証風洞試験には JAXA 所有の $1\text{m} \times 1\text{m}$ 超音速風洞を使用した。試験条件は通風マッハ数 1.6, 単位レイノルズ数 27×10^6 [1/m], 迎角 2.31 [deg.], 動圧 72.2 [kPa] である。計測項目は模型の六分力及び風洞下壁の静圧計測孔による近傍場圧力波形である。静圧孔は風洞下壁の風試模型直下に沿って並んでおり, 4mm 間隔の静圧孔が 111 点設けられている (計測範囲 440mm)。JWB 風試模型は前章で述べた支持ブレードによって支持される (図 1 3)。本風試において, 近傍場圧力波形は機体直下 $H/L = 2.55$ の位置で計測された。図 1 4 に風洞試験結果と前述した修正ブレード支持形態の CFD 解析とを比較した近傍場波形を示す。縦軸は圧力係数, 横軸は機体長 L で無次元化された流れ方向の位置である。波形の開始位置は βH の項によってそろえられている。波形を先頭から後方に向かって見ていくと, $(X - \beta H)/L = 0.4$ までは前胴部の影響が支配的な部分であり良く一致している。

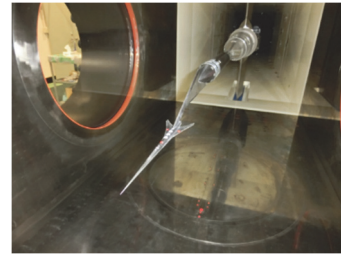


図 1 3. 超音速風洞試験の様子

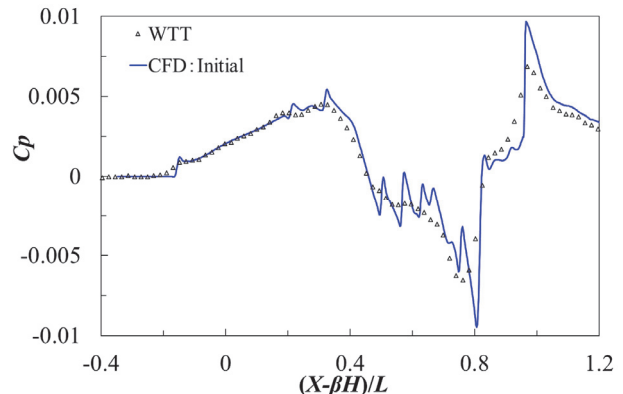


図 1 4. 計測された近傍場波形と CFD 解析の近傍場波形 ($H/L = 2.25$, 機体直下)

4. 空弾変形推算手法開発

ここでは CAPAS と CATIA Analysis を用いた空弾変形推算手法開発について述べる。CATIA Analysis は CATIA v5 の構造解析機能であり, CAPAS と同様にマクロによるバッチ実行が可能である。本手法ではその機能を利用して自動格子生成・FEM 線形静解析を行い, 連成解析における次のステップへの変位量伝達を行った。

空弾変形推算手法は従来の手法として, 高忠実度の CFD と CSD の弱連成解析を行うものがある。^{1) 2)} 一方で, 風試模型設計や模型材料検討および風洞試験現場で静的空力弾性変形の確認が必要となる場合を想定すると, 一連の解析処理を自動化してまとめたツールが望まれる。そこで本手法では, 特に変形量が多く空力特性や近傍場波形への影響が強い主翼の空弾変形に主眼を置き, パネル法空力解析と自動生成可能な 4 面体 2 次要素で構成される格子の FEM 構造解析の連成解析を行うツールを開発した。パネル法空力解析と自動 CAD 形状製作のコンポーネントとして 2 章で説明した CAPAS を使用し, 4 面体 2 次要素の自動生成と FEM 線形静解析のコンポーネントとして CATIA Analysis を使用した。本手法の一連の処理はバッチ処理であり, コマンドにまとめることができる。入力データは初期主翼形状の翼幅方向に並んだ任意の数の翼断面点列座標データ, 風洞試験条件, 材料物性およびパネル法格子と FEM 解析 4 面体要素のサイズ指定であり, これらはテキストファイルにまとめられる。そのため, 連成解析開始以降は格子生成から空弾変形後の CAD 形状データ出力まで自動実行される。空弾推定のための空力構造解析手法の流れを図 1 5 に示す。具体的な処理の流れは次のように行われる。①CAPAS が主翼各断面を定義する点列座標データから CAD 主翼サーフェスデータを作成し, それを中実のソリッドデータに変換する。②主翼内部を充填する 4 面体 2 次要素を自動生成する。③CAPAS によって主翼表面の圧力分布がパネル法で解かれ, その圧力分布が CATIA Analysis の機能で構造解析側の主翼表面各格子

点に内挿される。④FEM 解析によって静的空力弾性効果による変位量が推算される。図 1 5 左に CATIA Analysis を用いた自動構造解析の詳細を示す。主翼対称面を回転と併進に対する固定端とし、主翼表面の 4 面体格子点に空力荷重が受け渡される。この構造解析用格子とパネル法解析格子では格子点の位置が異なるため、表面圧力分布はパネル法解析の結果を CATIA Analysis の機能で内挿した後、空力荷重として伝達される。⑤変位量は翼断面点列座標データに加算される。この変位量を加算された点列データは再び CAPAS の形状入力データとして使用され、変形後の主翼表面の圧力分布が更新される。

上記の連成解析を繰り返すことで空弾変形の定常解として形状データが得られる。また、連成解析の各ステップで出力される CAD サーフェスデータは、若干の修正を加えることで高忠実度 CFD 解析での機体表面格子生成に利用可能である。

上記の手法に基づいて空力弾性推定ツールを開発し、JWB 風試模型の空力弾性推定に使用した。空力モデルの一樣流と迎角の条件は 3 章の風洞試験条件を適用し、構造モデルは JWB 風試模型を金属の一体構造として SUS303 の材料物性を適用した。1 ステップあたりの解析時間に関しては、PC (Intel Xeon x5680 3.33GHz, 12GB Memory) を使用して CAPAS でのパネル法空力解析は 10 秒以下、CATIA Analysis での構造解析は 30 秒以下であった。連成解析は 40 回で終了し、5 回で空弾変形の収束が確認された。図 1 6 a) にその翼端のねじり角変化の履歴、図 1 6 b) に上下方向最大変形量の履歴を示す。これらから連成解析における空弾変形は 5 回で収束しており、その収束後の解の振幅は変形量に対して十分小さいことがわかる。続いて図 1 7 に変形前後の主翼全体図を示す。翼根部分では変化せず、翼根から翼端に向かって変形量が増加しており一般的な風試模型の空弾変形を示している。

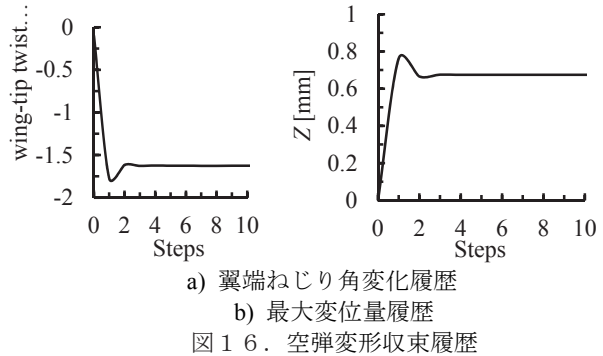
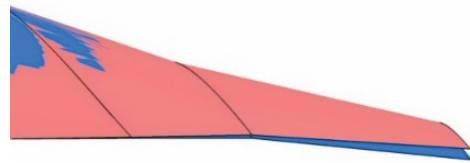


図 1 6. 空弾変形収束履歴



青：剛体形状 赤：変形状
図 1 7. 変形前後の JWB 風試模型主翼 3 次元形状

5. 風洞試験空弾変形推定形状の近傍場波形推算

ここでは、JWB 風試模型空弾変形推定の検討とその変形状を用いた CFD 解析による近傍場波形推算について述べる。

近傍場波形推算を行う前に剛体形状と前章で推定した変形状を比較することで空弾効果を確認し、空弾変形推定形状での近傍場波形推算の必要性を検討する。ここで図 1 8 a) の 25%翼弦長における上下方向変位量分布を見ると、翼端部での変位量は 0.5[mm]である。一方、JWB 風試模型の翼端の最大翼厚は 0.26[mm]の薄さであることを考えるとその変形量は無視できず、空力特性や近傍場波形に空弾効果が見られることが予測される。また、図 1 8 b) に示すねじり角分布を見ると初期形状の翼端ねじり角は-0.1[deg.]であるのに対し、変形状では -1.53[deg.]となっており、揚力分布の変化とその変化が機体から離れた近傍場波形に影響することが予測できる。これらの空弾変形推定結果から、変形状を用いた CFD 解析による近傍場波形推算と空弾効果の検証が必要とされた。

空弾変形推定形状と支持ブレードの $H/L=2.25$ 位置の近傍場波形推算には、複雑形状への適用に優れた非構造格子法と、衝撃波捕獲特性に優れた構造格子法を組み合わせ、構造／非構造重合格子法 CFD 解析手法を適用した。¹⁴⁾その重合計算格子を図 1 9 に示す。非構造格子側では模型の近傍を取り囲む領域に高解像度格子を作成し、外側の遠方空間は格子数節約の観点から低解像度の格子で作成するという 2 段階で空間格子を作成する。一方、その外側では精度良く近傍場波形の伝搬を計算するため均質な構造格子で囲む。本手法では非構造格子部分のソルバに JTAS を使い、構造格子部分のソルバに JAXA で開発されたマルチブロック構造格子法 Unified Platform for Aerospace Computational Simulation (UPACS)¹⁵⁾を用いている。本手法では、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 での解析を行う。計算条件として、支配方程式は非構造格子部分では RANS を使い、構造格子部分では機体から十分に離れていることから NS を用いている。また、対流項としては非構造格子部分では HLEW を使い、構造

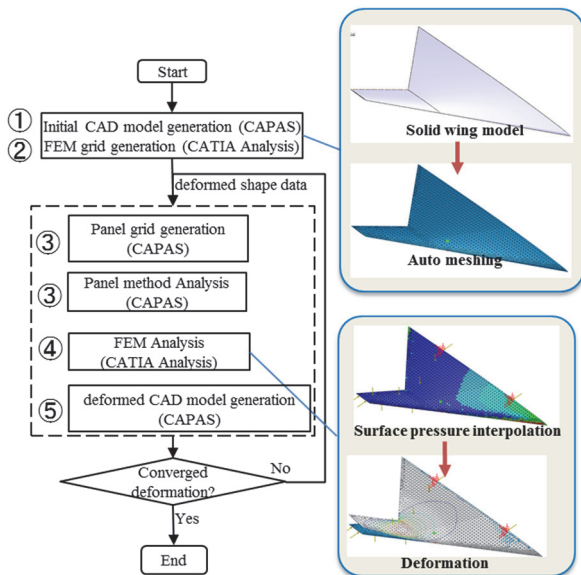


図 1 5. 空弾推定の連成解析手法の処理の流れ

格子部分では AUSMDV を用いている。

図 20 に近傍場波形推算結果から得られた剛体形状 (図 20 a) および変形形状 (図 20 b) での近傍場圧力分布を示す。剛体形状と変形形状の圧力分布を比較すると、主翼付近の圧力変化に起因すると見られる圧力分布の差がある。これより空弾変形による主翼近傍の圧力分布に変化が起き、機体直下の近傍場圧力まで伝搬していると想像できる。図 21 に CFD 解析結果の揚力分布を示す。変形形状の揚力分布を見ると、前述したように空弾効果によって主翼上の圧力分布が変化することで、揚力が翼端にかけて減少していることが確認できる。図 22 に剛体形状と変形形状の CFD 解析結果および風試結果の近傍場圧力波形を示す。剛体形状と変形形状の近傍場圧力波形とを比較すると、主翼の影響が支配的であると考えられる部分 ($(X-\beta H)/L=0.5\sim 0.8$ 区間) で波形に変化が見られ、主翼空弾効果によって機体直下の近傍場波形に違いが生ずることが確認できた。一方、風洞試験結果と変形形状の波形とを比較すると、風洞静圧孔付近の衝撃波反射や風洞壁面境界層によると考えられる全体的な波形の差が見られ、先述した主翼空弾効果と見られるものより大きいことが確認できる。このことから、JWB 風試における空弾効果の正確な模擬を議論するためには風洞試験における風洞下壁の静圧孔や境界層等の干渉を低減する必要があると考えられる。

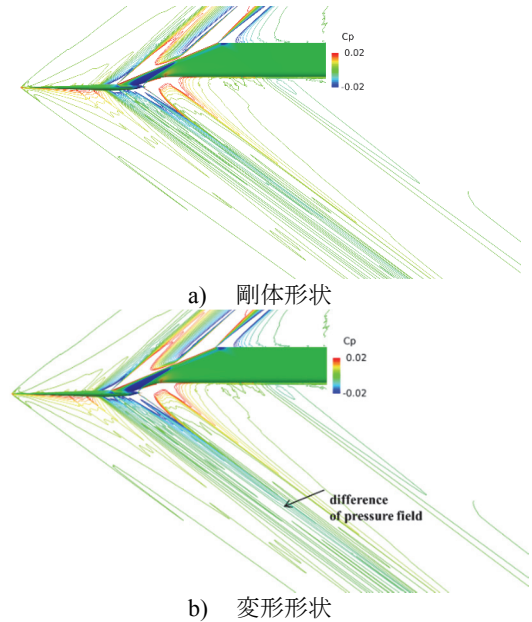
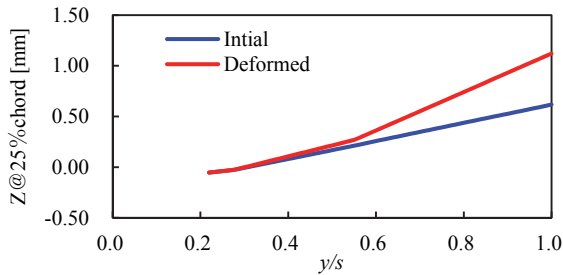
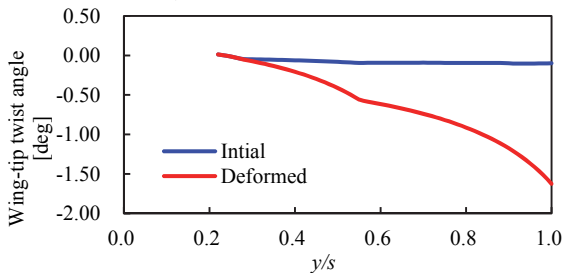


図 20. 剛体形状および変形形状での近傍場圧力分布



a) 上下方向変形量分布



b) ねじり角分布

図 18. 変形量およびねじり角の翼幅方向分布

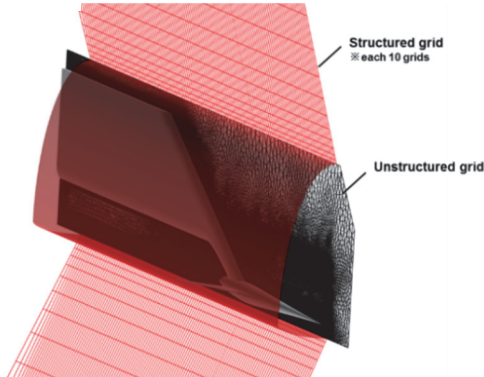


図 19. 構造/非構造重合格子

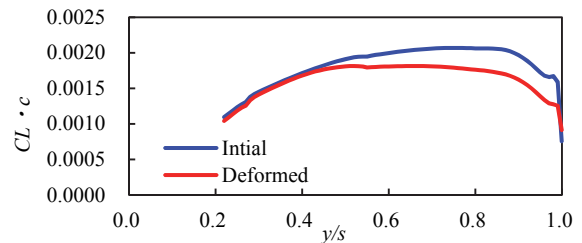


図 21. 揚力分布

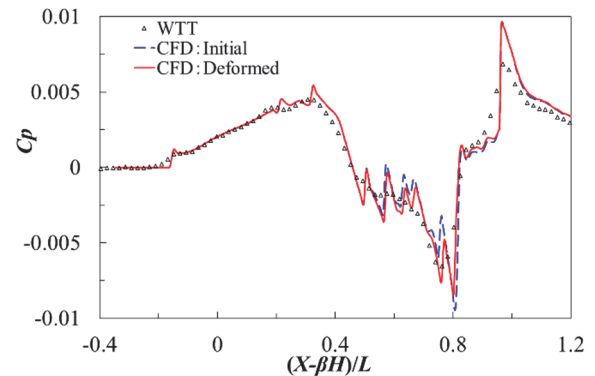


図 22. 剛体形状、変形形状および風試結果の近傍場圧力波形の比較 ($H/L = 2.25$, 機体直下)

6. 静圧計測ブレードを用いた近傍場波形計測

前章で述べたように風洞下壁の干渉が考えられるため、JAXA が所有する風洞下壁の干渉を低減可能な静圧計測ブレードを用いた近傍場波形計測が行われた。その $H/L = 1.25$ で取得した近傍場波形を、ブレード不使用の風試の結果および剛体形状と変形形状の CFD 結果とあわせて図 23 に示す。静圧計測ブレードを使用した風試の波形は不使用の風試の波形よりも CFD 結果とよく一致している。また、初期形状と変形形状の CFD 結果の差は静圧計測ブレード使用の有無の差よりも定性的に小さく見える。これらのことから、空弾効果よりも風洞下壁の干渉が大きく、推算された空弾効果の模擬はその範囲内で妥当であることがわかった。

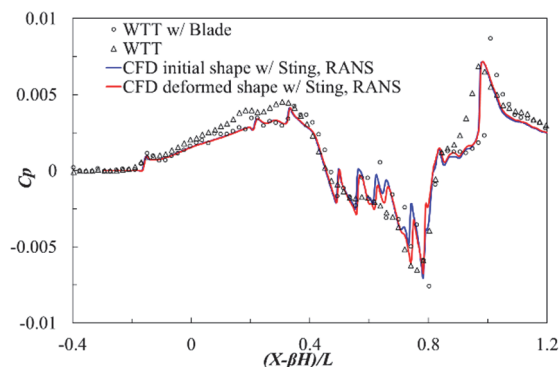


図 2.3. 静圧計測ブレード使用, 不使用風試結果および剛体形状と変形形状での CFD 解析結果の近傍場波形の比較 ($H/L = 1.25$, 機体直下)

7. まとめ

JAXA が設計した低ブーム翼胴形状 JWB は SBPW2 に採用され, SBPW2 参加者による CFD 解析を用いた近傍場圧力波形推算が行われた. JWB 風試模型と近傍場への影響を低減した支持ブレードを設計し, その近傍場圧力波形取得を目的とする超音速検証風洞試験を JAXA で実施した. この検証風試で取得した近傍場波形と CFD 推算結果の近傍場波形を比較すると, $(X-BH)/L = 0.4$ までは前胴部の影響が支配的な部分であり良く一致している. 一方, それより後方の部分では波形に差が見られた. この要因としては主翼空弾効果および壁面静圧孔の干渉が想定された. 今後の種々の超音速風試を想定し, 主翼の空弾変形推算を効率的に行うための低忠実度解析を組み合わせた弱連成解析を用いる手法とその手法に基づいた自動空弾推定ツールを開発した. そのツールを適用した JWB 風試における空弾推定を行い, 収束を確認した. JWB の翼端翼厚は $0.26[\text{mm}]$ の薄さであるのに対して翼端の変形量は $0.5[\text{mm}]$ と大きく, 空弾効果は近傍場波形においても無視できないことが推測され, 変形形状を用いた CFD 解析による近傍場波形推算の必要性が生じた. 自動空弾推定ツールの出力には高忠実度解析に使用可能な CAD 形状データが含まれており, 構造 / 非構造重合格子法 CFD 解析手法¹⁴⁾を適用して近傍場波圧力波形を推算した. その結果から, 空弾効果によって波形に差が生ずることを確認した. しかしながら, JWB 風洞試結果と比較すると他の干渉がより大きく, 空弾効果の正確な模擬については議論が困難であった. そこで JAXA 所有の静圧計測ブレードを用いた近傍場波形計測を行った. それにより, 波形後半において静圧計測ブレードを使用した風試結果が CFD 解析結果により一致すること, 初期形状と変形形状の CFD 解析結果の差が定性的に静圧ブレード使用不使用による差よりも定性的に小さいことを確認した. これらのことから, 空弾効果よりも風洞下壁の干渉が大きく, 推算された空弾効果の模擬はその範囲内で妥当であることがわかった.

参考文献

1) Tzong, G., Chen, H., Chang, K., Wu, T., and Cebeci, T., "A general method for calculating aero-structure interaction on aircraft configurations", AIAA Meeting Papers on Disc, 1996, pp. 14-24, A9638704, NAS2-14091, AIAA Paper 96-3982

2) 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, Vol.59, No.687, pp.83-89, 2011

3) Ueno, A., Kanamori, M., and Makino, Y., "Multi-fidelity Low-boom Design Based on Near-field Pressure Signature", 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA SciTech Forum, AIAA paper 2016-2033

4) 牧野好和, 牧本卓也: 超音速機概念設計ツール CAPAS の開発, 第 40 回流体力学講演会 / 第 26 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 1E15, 仙台, 2008

5) Carmichael, R.I. and Erickson, L.I.: PANAIR – A Higher Order Panel Method for Predicting Subsonic or Supersonic Linear Potential Flows about Arbitrary Configurations, AIAA Paper 81-1255, 1981.

6) Ordaz, I., Geiselhart, K. A., and Fenbert, J. W., "Conceptual Design of Low-Boom Aircraft with FlightTrim Requirement," Journal of Aircraft, Vol. 52, No. 3, 2015, pp. 932–939. doi:10.2514/1.C033160

7) Hashimoto, A., Murakami, K., Aoyama, T., Ishiko, K., Hishida, M., Sakashita, M., and Lahur, P. R.: Toward the Fastest Unstructured CFD Code 'FaSTAR', 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, AIAA Paper 2012-1075, 2012.

8) Hashimoto, A., Murakami, K., Aoyama, T., and Lahur, P., "Lift and Drag Prediction Using Automatic Hexahedra Grid Generation Method", 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA Paper 2009-1365, 2009.

9) Sederberg, T., and Parry, S., "Free-Form Deformation of Solid Geometric Models," Computer Graphics, Vol. 20, No. 4, 1986, pp. 151–160.

10) 金森正史, 橋本敦, 青山剛史, 牧野好和, 石川敬掲, 山本雅史, 飯村拓哉: Multipole Analysis による超音速飛翔体の近傍場波形の改善, 宇宙航空研究開発機構特別資料:第 45 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 2013 論文集, JAXA-SP-13-011, 2014.

11) Yamamoto, M., Hashimoto, A., Takahashi, T., Kamamura, T., and Sakai, T., "Long-range Sonic Boom Prediction Considering Atmospheric Effects", Inter-noise 2011, 2011.

12) 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.

13) 上野篤史, 野口正芳, 牧野好和: 小型超音速旅客機の後端低ブーム設計と風洞試験による検証, 第 34 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム論文

14) 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.

15) 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.