

# 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

上野篤史, 野口正芳, 牧野好和  
宇宙航空研究開発機構

## Aft-Boom Shaping for Small Supersonic Transport and Validation by Wind Tunnel Test

by  
Atsushi Ueno, Masayoshi Noguchi, and Yoshikazu Makino

### ABSTRACT

The aft-boom shaping for a small supersonic transport is performed and is validated by the wind tunnel test. First, the parametric study of horizontal stabilizer shape using the low-fidelity design tool is conducted in order to fragment the aft boom into two shock waves. Though the nacelle is not modeled in this design, the negative effect of nacelle pressure waves on the aft-boom is considered, and pressure waves caused by the horizontal stabilizer is strengthened to realize the fragmentation. Results show the importance of inverse camber and extended root chord length in order to realize both low-drag and low-boom. Then, wind tunnel test and high-fidelity CFD (FaSTAR) analysis for the designed shape without nacelle are performed. Near-field pressure signatures obtained by wind tunnel test and FaSTAR analysis agree well. Finally, FaSTAR analysis is performed for the designed shape with nacelle and shows that the aft-boom is successfully fragmented into two shock waves even though the coalescence of these two shock waves is advanced by the nacelle expansion wave.

### 1. はじめに

環境適合性に優れた次世代超音速旅客機の実現に向けて、ソニックブームの最小化は重要な課題の1つである。これまでにアメリカ航空宇宙局 (NASA) がノーズ形状設計に Seebass, Geroge, Darden らによる低ブーム設計理論<sup>1)</sup>を適用し、先端ブームの低減が可能であることを飛行実証した<sup>2)</sup>。後端ブームは主翼、ナセル、水平・垂直尾翼で発生する圧力波が複雑に干渉し、先端ブームよりも低減が困難と考えられる。宇宙航空研究開発機構 (JAXA) は推進系非搭載のグライダー形状について、後胴に揚力面を設けること、また、水平尾翼に逆キャンバを与えることで後端低ブーム化が可能であることを飛行実証した<sup>3,4)</sup>。次のステップとして推進系の影響を考慮した後端低ブーム設計が挙げられる。推進系の影響としてはエンジン排気の影響とナセルが発生する圧力波の影響に分けられ、ここでは後者を対象とする。後端低ブーム設計に対しては上述の JAXA コンセプトのほか、水平尾翼が発生する圧力波の制御が有効である<sup>5,6)</sup>。また、胴体後部形状をステージ化することで後端低ブーム化が可能であることが示されている<sup>7)</sup>。ここでは縦トリム抵抗低減と後端低ブーム性に重要な水平尾翼を対象とした後端低ブーム設計を行い、これを風洞試験により検証する。

本研究で対象とする機体は JAXA の小型超音速旅客機であり、全長が 53 m で最大 50 人の乗客数を想定している。図 1 に示すように水平尾翼はエンジン排気干渉を避けるために T 尾翼形態となっている。本研究ではまず低忠実度解析ツールを用いて水平尾翼形状に対するパラメトリックスタディを行い、最も低抵抗・低ブームに寄与するパラメータを抽出して水平尾翼形状を決定した後に、主翼 Warp を最適設計することで後端ブーム圧力上昇の 2 段化を実現する (第 2 章)。つぎに、設計された形状に対して風洞試験と高忠実度数値解析を実施し、後端 2 段化設計の検証を行う (第 3 章)。最後に結論をまとめる (第 4 章)。



図 1. JAXA 小型超音速旅客機概念図

### 2. 水平尾翼を利用した後端ブーム 2 段化設計

ここでは CAPAS による低忠実度解析ツールを用いた水平尾翼設計と主翼 Warp 最適設計について述べる。CAPAS とは、市販 CAD ソフトウェア CATIA V5 のマクロ機能を利用して自動的に形状定義を行うとともに、市販パネル法解析ツール PANAIR (A502)<sup>8)</sup>用のパネル作成も自動で行う解析ツールであり、パネル法で得られる近傍場圧力波形に JAXA で開発したソニックブーム推算手法<sup>9)</sup>と組み合わせることでソニックブーム推算が可能である。CAPAS は低忠実度解析を用いることから計算リソースと計算時間が少なく済み、また解析過程が自動化されていることから最適化ツールにも組み込み易くなっている反面、低忠実度解析ベースであるため設計結果を高忠実度解析で検証する必要がある上、現状では超音速機用エンジンナセルを考慮することができず、形状忠実度の点においても高忠実度解析とのギャップが生じやすい欠点も有する。実際に JAXA ではこれまでにも小型超音速旅客機の低ブーム設計を CAPAS ベースで実施してきたが、CAPAS 設計時点ではよく低ブーム化されている機体でもエンジンナセルを付けた高忠実度解析では低ブーム性が損なわれているケースがあった。

今回 CAPAS 設計の初期形状とした形状は、図 2 上部に示す「第 3.2 次」形状であり、この形状は高忠実度解析結果で後端ソニックブーム波形が N 型波形に近く低ブーム性が失われていることが問題となっていた。そこで本研究ではまず水平尾翼の設計により後端低ブーム化を図ることとし CAPAS 設計を実施した。(なお図中に示している通り主翼前縁延長部拡大の設計変更も実施しているが、こちらは主として先端低ブーム特性改善のためである。) CAPAS による水平尾翼設計に際しては、設計後にエンジンナセルを取り付けて高忠実度解析する (次章参照) 際に、極力後端低ブーム特性が失われない様にロバストな後端低ブーム波形 (具体的には主翼+ナセルの後縁衝撃波と水平尾翼による衝撃波の 2 段の圧力上昇の距離を確保することにより N 型波形に統合しにくい波形) を目指して検討を実施した。

CAPAS 設計では、まず水平尾翼のパラメトリックスタディを実施して水平尾翼形状を定義した。パラメトリック設計では、各形状パラメータの感度を見るのが目的であるため、トリム条件は課すことなく設計揚力条件のみ合わせてソニックブーム波形の変化と抵抗の増減、風圧中心位置

の変化を確認した。水平尾翼の形状パラメータとしては、①翼厚比、②キャンバ、③舵角、④前縁後退角、⑤翼根コード長の5つを選択した。パラメトリックスタディの結果、①翼厚比については翼厚を増加すると水平尾翼の圧力波が強くなり後端低ブーム性は確保し易くなる一方、造波抵抗が増加するトレードオフ関係が確認された。また風圧中心の移動はほとんど見られなかった。②キャンバについては逆キャンバを付けることにより、下面方向には翼厚比を増したのと同じ効果となり後端低ブーム性が改善した。また逆キャンバにより下向き揚力が発生することから頭上げが強まり風圧中心が前方に移動するとともに抵抗も増加する傾向が見られた。③舵角についてはプラス方向（後縁下げ方向）に舵角を増やすと機体下方に強い圧力波を出すため逆キャンバ同様に後端低ブーム性が改善した。一方逆キャンバと異なり上向き揚力を発生することから頭下げが強まり風圧中心が後方に移動するとともに抵抗も増加する傾向が見られた。④前縁後退角を浅くすると翼厚比増加効果と同じ傾向（後端低ブーム性改善、抵抗増加、風圧中心不変）が見られた。⑤翼根コード長についてはコード長を増加することにより同じ翼厚比でも実寸としての翼厚が増加するため翼厚比増加と同じ後端低ブーム性改善効果が見られる一方、翼厚比自体は変わらないため造波抵抗の増加はさほど見られなかった。また風圧中心の移動量もわずかであった。以上のパラメトリックスタディ結果から、トリム特性と抵抗に影響が少なく後端低ブーム性を改善できるパラメータとして②逆キャンバと⑤翼根コード長増加を選択して図2下図に示す水平尾翼平面形を設定した。

上述の通り設定された水平尾翼に対して、主翼 Warp（捻りとキャンバ分布）設計の最適化を実施した。最適化の目的関数としては設計揚力条件での抵抗とソニックブーム強度を選び、トリム条件としては風圧中心を固定する様に水平尾翼舵角を設定した。結果として得られた翼胴尾翼形状をCAPAS形状として高忠実度解析に提供した。

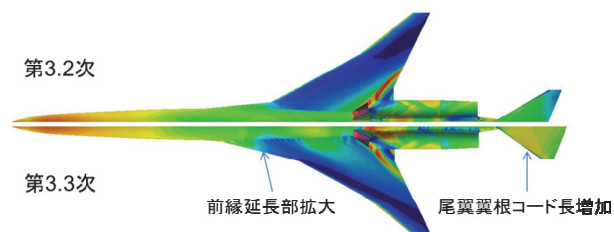


図2. 水平尾翼最適設計結果

### 3. 後端ブーム2段化設計の検証

風洞試験と高忠実度解析ツールにより後端2段化設計の検証を行う。ここでは以下の3形状が対象となる。1つ目は第2章でCAPASにより設計された形状であり、CAPAS形状と呼ぶ。これに対して低ブーム性に及ぼす影響が小さいと考えられる中胴部にエリアルール設計を適用した形状が2つ目の形状である。ここでは客席配置を考慮しつつ全機の最大等価断面積を低減するように胴体の等価断面積を低減することで低抵抗化が図られている。本形状を用いて風洞試験が行われていることから、これを風試形状と呼ぶ。風試形状にナセルを統合したものが3つ目の形状であり、これをPAI (Propulsion Airframe Integration) 形状と呼ぶ。PAI形状ではナセルによる等価断面積の増加を相殺するように風試形状の胴体等価断面積を減少させている。また、ナセルの統合位置は文献10)を基に設定している。具体的には、ナセルを後部胴体側面に統合してインテークで発生する衝撃波を主翼上面の後縁近傍に作用させ、機体下方への伝播を妨げることで低ブーム性を確保しつつ、後縁近傍

の圧力上昇により低抵抗性ととの両立を図った統合位置である(図3)。

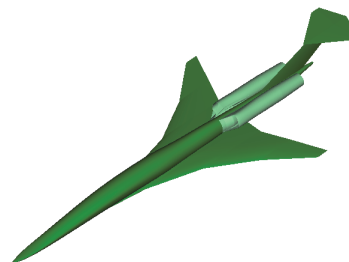


図3. PAI形状

風試形状には前述のようにナセルが統合されていない。風洞試験では実機の0.8%スケールの模型が使用される。この場合、ナセルの厚みが1mm程度となり製作が困難となる。仮に製作が容易となるようにナセル外側形状を維持しつつ内側に厚みを増した場合、インテーク断面積が小さくなり、インテークの不始動、もしくは、スปีレージ流量増加の影響により流れ場が実際とは異なるものになる。このため風洞試験ではナセルが統合されない形状に対して近傍場波形の検証を行うとともに、高忠実度解析ツールによる近傍場解析の検証を合わせて行う。これにより検証された高忠実度解析ツールによりPAI形状の低ブーム性が示される。

#### 3. 1 高忠実度解析ツールによる近傍場解析

ここではFaSTAR<sup>11)</sup>を利用した近傍場解析について示す。解析では移流項にSLAUスキームを適用し、LU-SGS法による陰的時間積分を用いている。計算格子は商用ソフトウェアであるPointwiseで作成したもの(PW格子)とHexaGrid<sup>12)</sup>で作成したもの(HG格子)に分けられる。PW格子は風洞試験との対比で用いられるものであり、風試形状と風洞試験での模型支持部が模擬される。また、風洞試験では風洞壁面での圧力波の反射の影響を受けないよう、近傍場波形は機体から胴体長(L)の0.7倍から1.0倍離れた位置で取得されるため、これを包含するように格子が作成される。具体的には、機体の表面には境界層を捉えるために30層のレイヤーが設定される。1層目の高さは $5 \times 10^{-6} L$ である。その外側では4面体の非構造格子が作成される。さらに外側の領域では6面体の構造格子となる。構造格子部では機体からの位置をHとすると、 $H/L=1.2$ まで密な格子となっている。また、構造格子部では格子を傾けることで衝撃波面と格子を極力直交させ、数値解析上の鈍りを抑制している。これにより風洞試験に対応した計算領域の確保とセル数(約5千万)の抑制を両立している(図4)。一方、本格子作成は手作業に大きく依存しており、繰り返し計算が必要な低ブーム設計(特にナセルを統合した複雑形状を対象とする場合)には不向きである。このため、PAI形状の数値解析による低ブーム性の検証では六面体自動格子生成ツールであるHexaGridを用いる。HexaGridでは機体をピッチ角方向にマッハ角だけ傾けることで機体直下方向のみ衝撃波面と格子を直交させることができる<sup>9)</sup>。しかし、機体直下以外ではこの直交性を確保できない。ここでは衝撃波面との直交性は考慮せず、格子密度を大きくすることで数値的な鈍りを抑制することとした。具体的には、 $H/L=0.31$ まで密な格子を作成しており、セル数は約5千万である(図5)。なお、HG格子による解析では実機条件を想定しており、近傍場波形に及ぼす粘性の影響は小さいと考えてEuler解析を行う。このため、機体表面第1層の高さはPW格子よりも荒い $1 \times 10^{-4} L$ とした。このように、低ブーム設計用のHG格子では計算領域が狭いため直接的に風洞試験結果と対比することができない。このため、



まず PW 格子を用いて FaSTAR 解析を風洞試験により検証する．その後、PW 格子と HG 格子で同じ位置 ( $H/L=0.3$ ) の近傍場波形を比較することで HexaGrid と FaSTAR の組み合わせによる近傍場解析を検証する．

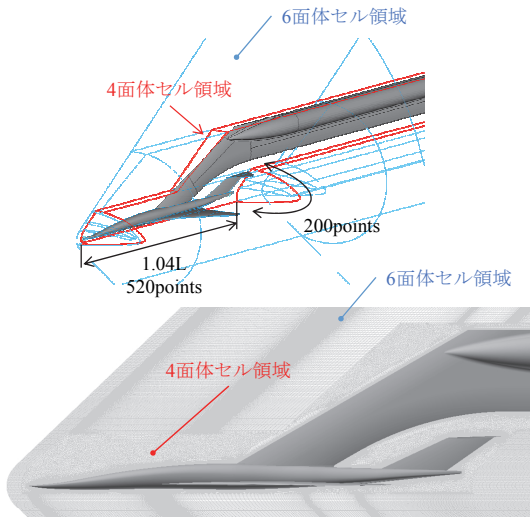


図4．Pointwiseによる計算格子

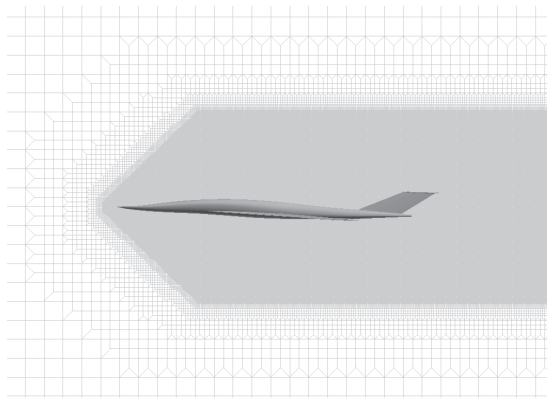


図5．HexaGridによる計算格子

### 3. 2 風洞試験による近傍場解析の検証

風洞試験は JAXA の  $1\text{m} \times 1\text{m}$  超音速風洞で実施した．マッハ数は 1.6, 単位レイノルズ数は  $25.5 \times 10^6$  [1/m] である．風洞試験模型は実機の 0.8% スケールで、全長が 424 mm である．本模型は図4の計算格子で示したように中胴部において上方支持される (図6)．計測項目は風洞下壁に設置した静圧レールによる近傍場圧力波形計測である．静圧レールは幅 20 mm で長さが 450 mm あり、その上面には 4 mm 間隔の静圧孔が 111 点設けられている (計測範囲 440 mm)．静圧レールの高さは離散的に 5 段階に調整可能であるが、今回の試験では 22 mm を選択した．



図6．上方支持された風洞試験模型

風洞試験で得られた近傍場波形 ( $H/L=1.0$  における機体直下) を図7に示す．ここで  $p$  は静圧,  $p_\infty$  は一様流静圧である．図7には PW 格子を用いた FaSTAR 解析結果を合わせて示している．ここでは図4で示した格子に加え、図4と同じ設定で作成された模型支持部を模擬しない格子も利用している．FaSTAR 解析は風試一様流条件に合わせた層流解析である．風洞試験で得られる圧力波形は静圧レールでの反射の影響が含まれるため、ここではその反射係数が 1.9 であると仮定して FaSTAR 解析で得られる圧力波形を補正している．FaSTAR 解析によると、模型支持部の影響は  $x=300$  mm 付近と  $x=400$  mm より後方で現れることがわかる． $x=300$  mm では模型支持部有りの場合で圧力が低下しているが、これは模型支持部側面で発生する膨張波が主翼上面で遮蔽されず機体下方に伝播するためと考えられる (図8)． $x=400$  mm より後方では先頭が円錐状である模型支持部で発生する衝撃波の影響により圧力が高まると考えられる (図8)．模型支持部を模擬した FaSTAR 解析結果は風洞試験結果と良く一致しており、FaSTAR 解析による近傍場解析が検証されたと考える．

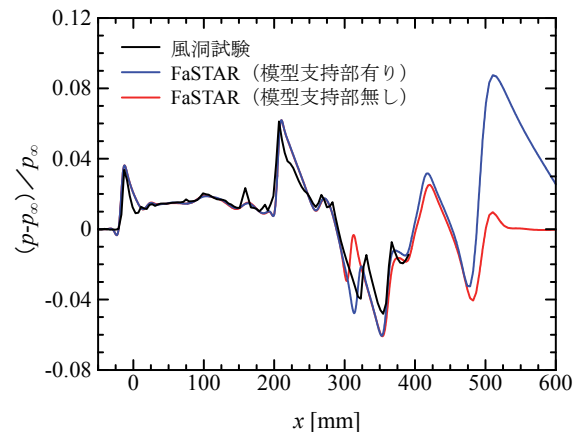


図7．近傍場波形の比較 (風洞試験と FaSTAR 解析)

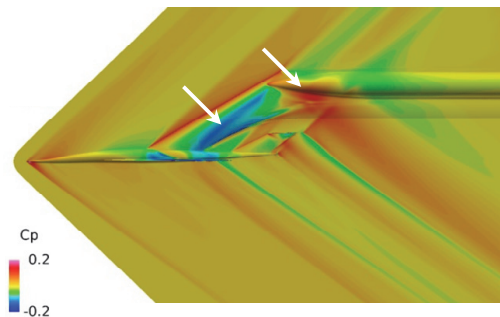


図8．対称面における圧力分布 (FaSTAR 解析)

つぎに、HexaGrid と FaSTAR の組み合わせによる近傍場解析を検証する．図9は模型支持部を模擬しない風試形状に対する FaSTAR 解析結果であり、 $H/L=0.3$  における機体直下の圧力波形が示されている．図中の PW 格子は図7で示した結果と同じ解析であり、近傍場波形取得位置を  $H/L=0.3$  としている．一方、HG 格子を用いた解析では一様流条件は PW 格子での解析と同じであるが、Euler 解析が行われている．このような相違はあるものの、近傍場波形は良く一致している．このため、風洞試験との直接的な対比はできないものの、HexaGrid と FaSTAR の組み合わせによる近傍場解析が検証されたと考える．

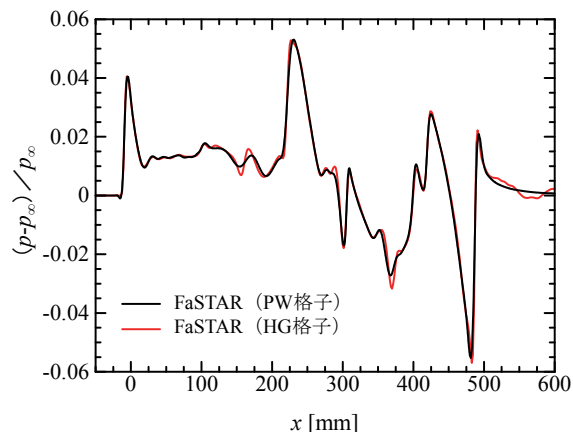


図 9. 近傍場波形の比較 (PW 格子と HG 格子)

### 3. 3 高忠実度解析による後端低ブーム性の検証

ここでは HexaGrid と FaSTAR の組み合わせによる近傍場解析を行い、さらに地上ブーム波形を推算することで後端低ブーム性の検証を行う。計算条件はマッハ数が 1.6、迎角が 3.6 度、高度が 14.6 km である。なお、PAI 形状ではフロースルーナセルとする。Euler 解析により得られる近傍場波形を図 10 に示す ( $H/L=0.3$  における機体直下)。

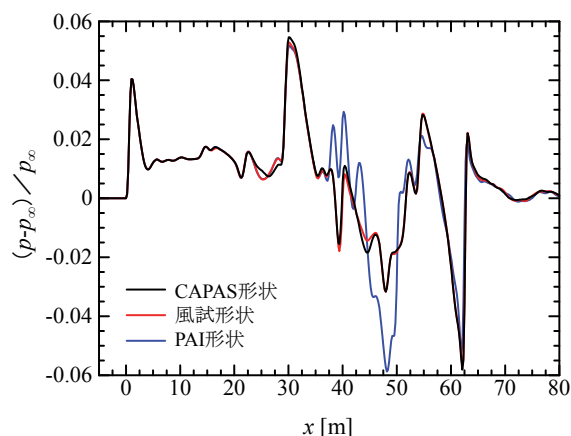


図 10. 近傍場波形の比較 (CAPAS/風試/PAI 形状)

風試形状は CAPAS 形状に対して中胴部の胴体等価断面積を減少させたが、これは近傍場波形にはほとんど影響を与えていない。一方、ナセルを統合した PAI 形状では近傍場波形が大きく異なる。インテークで発生する衝撃波は主翼上面でほぼ遮蔽されるため、機体直下の圧力波形に及ぼす影響は小さい (図 11)。 $x=38$  m から 44 m にかけて圧力が CAPAS 形状より大きくなるのは主翼後縁衝撃波がナセル下面で反射し、機体下方に伝播するためである (図 12)。ナセル後方部ではエンジン後方部からノズル出口部にかけて断面積が減少する形状となっており、この部位で膨張波が発生する。このために  $x=44$  m より後方では圧力が低下する。この膨張波は水平尾翼に作用し水平尾翼前縁で発生する衝撃波を弱める。ナセルが統合されない形状では水平尾翼前縁の衝撃波により  $x=55$  m 付近で圧力が極大となる。PAI 形状では弱められた水平尾翼前縁の衝撃波のため、極大値が小さくなる。

つぎに、得られた近傍場波形を基に地上ブーム波形を推算する。まず、 $H/L=0.3$  の円筒面上で周方向 1 度刻みの圧力波形を抽出し、MPnoise による multipole 解析<sup>13)</sup>で周方向

の圧力伝播を考慮して圧力波形を修正する。修正された圧力波形を用いて Xnoise による拡張 Burgers 方程式に基づく遠方場伝播解析<sup>14)</sup>を行い地上ブーム波形が得られる (図 13)。ここでは地面での反射係数を 1.9 としている。CAPAS 形状と風試形状では近傍場波形の顕著な差異が見られず、これは地上ブーム波形でも同様である。ブーム強度を Stevens Perceived Level Mark VII (PL) で評価した場合、両形状ともに 96.0 dB である。後端ブーム 2 段化の鍵となるのは水平尾翼の圧力波である。近傍場波形で議論したように、水平尾翼前縁の衝撃波により圧力が極大となる。この圧力波は地面への伝播の過程で前進し、機体最後端の圧力回復で発生する衝撃波との統合が回避され、後端ブーム 2 段化が実現する。PAI 形状ではナセルが機体後方部に統合されており、先端ブームはナセルが統合されない形状とほぼ同じ波形となる。後端ブームはナセルが統合されない形状とは波形がやや異なるものの、2 段化が実現されている。PL 値は 95.2 dB である。ナセルが後端ブームに及ぼす影響は主としてナセル後方部の膨張波によるものである。ナセルが統合されない形状では近傍場波形における  $x=48$  m から 55 m にかけての圧力上昇が機体最後端衝撃波との統合を防いでいたが、PAI 形状ではこの部位の圧力がナセル膨張波のために低下し、後端第 1 段目の伝播が遅れる。この結果、後端第 2 段目との時間差が短くなる。このようにナセルの統合は後端ブームの 2 段化をより困難なものとするが、第 2 章の CAPAS 設計ではこれを見越して頑強な (1 段目と 2 段目の時間差を大きくする) 低ブーム設計を行った結果、PAI 形状でも後端ブーム 2 段化が実現された。この頑強な低ブーム設計のためにナセルが統合されない形状の PL 値が PAI 形状よりも大きい結果となった。

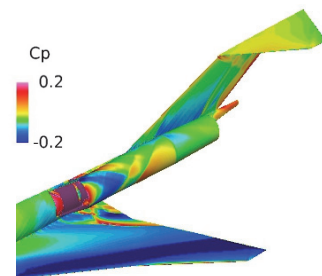


図 11. PAI 形状の機体表面圧力分布

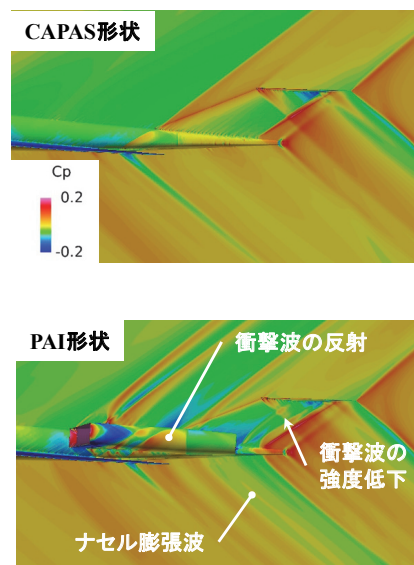


図 12. 対称面における圧力分布 (CAPAS/PAI 形状)

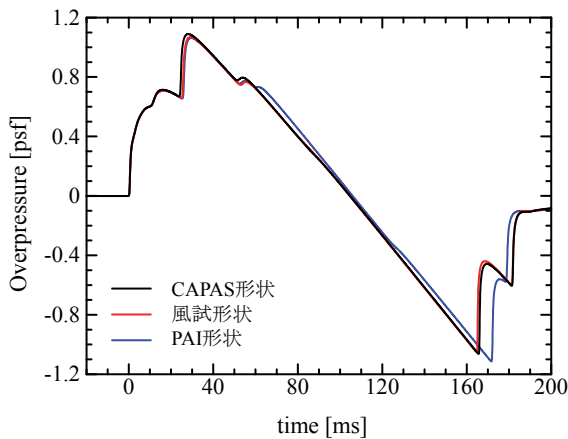


図 1.3. 地上ブーム波形

#### 4. まとめ

小型超音速旅客機を対象とした後端低ブーム設計とその検証を行った。低忠実度解析ツールではナセルを模擬することができないため、後端ブーム 2 段化設計ではこれを搭載しないグライダー形状の水平尾翼を対象とした。ここではナセル統合による後端低ブーム性への悪影響、つまり、ナセル後方部で発生する膨張波により負圧が強まる点を考慮し、このような状況でも後端ブームが 2 段化されるように、水平尾翼が発生する圧力波を強める設計を行った。この結果、低抵抗化との両立のために逆キャンバを与えることが示された。これを基に設計されたグライダー形状に対して風洞試験を実施した。ここでは風試形状に対する高忠実度 CFD (FaSTAR) 解析を合わせて実施しており、この結果、風洞試験と FaSTAR 解析で得られる近傍場波形は良く一致することがわかった。ここで検証された FaSTAR 解析によりナセルを統合した形状に対する解析を行った結果、低忠実度解析ツールでの頑強な後端低ブーム設計が有効であり、ナセルが発生する膨張波の悪影響にもかかわらず後端ブームの 2 段化が実現されることを示した。

#### 謝辞

Pointwise と FaSTAR の組み合わせによる近傍場解析は株式会社菱友システムズの牧本卓也氏に担当頂いた。ここに感謝の意を表する。

#### 参考文献

- 1) Darden, C. M.: Sonic Boom Theory – Its Status in Prediction and Minimization, Journal of Aircraft, Vol.14, No.6, 1977, pp. 569-576.
- 2) Plotkin, K. J., Haering, E. A., Jr., Murray, J. E., Maglieri, D. J., Salamone, J., Sullivan, B. M., and Schein, D.: Ground

Data Collection of Shaped Sonic Boom Experiment Aircraft Pressure Signatures, 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA Paper 2005-010, 2005.

- 3) 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, 2012, pp. 313-318.
- 4) 牧野好和, 金森正史, 石川敬掲: D-SNED#2 低ブーム設計コンセプト検証, 日本航空宇宙学会第 47 期年会講演会, JSASS-2016-1085, 2016.
- 5) Ordaz, I. and Li, W.: Adaptive Aft Signature Shaping of a Low-Boom Supersonic Aircraft Using Off-Body Pressures, 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, AIAA Paper 2012-0020, 2012.
- 6) Ueno, A., Watanabe, Y., Salah El Din, I., Grenon, R., and Carrier, G.: Low Boom/Low Drag Small Size Supersonic Aircraft Design, ECCOMAS Congress 2016, 2016.
- 7) Toyoda, A., Suzuki, K., Imaizumi, T., and Sasoh, A.: Staged Aft Body for Alleviation of Tail Boom, AIAA Journal, Vol. 52, No. 12, 2014, pp. 2899-2901.
- 8) 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.
- 9) 牧野好和, 中右介, 橋本敦, 金森正史, 村上桂一, 青山剛史: JAXA におけるソニックブーム推算技術の現状, 日本航空宇宙学会誌, Vol. 61, No. 7, 2013, pp.237-242.
- 10) 上野篤史, 渡辺安: 超音速旅客機のエンジン配置に関する多分野統合最適設計, 航空宇宙技術, Vol. 14, 2015, pp. 67-76.
- 11) 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.
- 12) 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.
- 13) 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.
- 14) Yamamoto, M., Hashimoto, A., Takahashi, T., Kamamura, T., and Sakai, T.: Long-range Sonic Boom Prediction Considering Atmospheric Effects, Inter-noise 2011, 2011.