

Euler 方程式と拡張 Burgers 方程式に基づく 前進翼平面形におけるソニックブーム強度の数値的調査

岸 祐希^{*1}, 金崎 雅博^{*1}, 牧野 好和^{*2}
^{*1} 首都大学東京大学院, ^{*2} 宇宙航空研究開発機構

Numerical Investigation of Sonic Boom Strength for Forward-Swept Wing Based on Euler Equation and Augmented Burgers Equation

by
Yuki KISHI, Masahiro KANAZAKI, Yoshikazu MAKINO

ABSTRACT

The study involved investigating the aerodynamic performance of several wings with different leading edge angles to validate the usefulness of a forward-swept wing in significantly reducing sonic boom at supersonic cruise. A total of 13 wing-body-engine nacelle configurations for supersonic business jet model were defined with varying wing planforms; the associated aerodynamic drag was evaluated using the three-dimensional compressive Euler equation, and the augmented Burgers equation was used to evaluate the acoustic level of the sonic boom. The calculated results for supersonic cruise conditions indicated that the maximum acoustic level of the sonic boom of a forward-swept wing was approximately 4.8 PLdB lower than that of the original backward-swept wing. Furthermore, a forward-swept wing reduced the aerodynamic drag as effectively as a backward-swept wing in supersonic cruise. The sonic boom signature on the ground level indicated that forward-sweeping of the wing led to multi-peaks signature on the bottom peak of the trailing sonic boom, and thus, the forward-swept wing could reduce the intensity of trailing sonic boom.

1. 序論

超音速旅客機の実用化にあたっては巡航時のソニックブーム強度と空力抵抗の同時低減が重要課題であり、日本でも抵抗低減やソニックブーム強度低減に向けた多くの検討¹⁻⁵⁾が行われてきた。しかしながら、宇宙航空研究開発機構 (Japan Aerospace Exploration Agency : JAXA) の研究開発事業において静粛超音速機実現に向けて掲げた技術目標⁶⁾ (「ソニックブーム 85PLdB 以下」, 「巡航揚抗比 8.0 以上」, 「離着陸騒音 ICAO ch.14 適合」, 「構造重量 15%削減」) の同時達成には既存のコンセプトにはない革新的な設計も必要になると考えられる。抵抗低減の観点から超音速機に有望とされてきたデルタ翼やクランクドアロー翼では、主に機体後方で揚力を受け持つことになるため、理想的にソニックブーム強度を低減させる Darden の分布⁷⁾ (揚力分布から求められる等価断面面積分布と機体断面面積分布の和) を満たすような揚力分布を得ることは限界がある^{3,5)}。したがって、抵抗低減とソニックブーム強度低減が両立できる、従来にはない新しいコンセプトの検討が求められる。

そうしたコンセプトのひとつとして、堀之内により提案された可変前進翼を採用した概念が挙げられる⁸⁾。この文献内において、パネル法に基づくポテンシャル計算と風洞試験によって、前進翼がデルタ翼やクランクドアロー翼などの後退翼に比べて後端ブームを小さくできる可能性が示された。これは、前進した翼端から生じるマッハコーンに沿った圧力伝播が、機首先端から生じるマッハコーンより先行すれば、揚力等価断面面積が前方にシフトし、実際の機体断面面積を増加させることなく、等価断面面積分布の最適化による低ブーム化が達成できることを示している。空力性能向上とソニックブーム強度の同時低減という観点から、前進翼が後退翼よりも優れており、現在の技術目標に近い解であると言える十分な検証がなされれば、前進翼コンセプトは将来の超音速旅客機の翼平面形として期待できる。

しかしながら、超音速前進翼機による低ブーム化の詳細な検討例は少ない。文献⁸⁾による検討でも単一の翼形状の評価に留まっていることに加え、数値計算で用いられた線形ポテンシャル計算は、機体近傍場での 3 次元圧力伝播が直接計算できていないことから、ソニックブーム強度

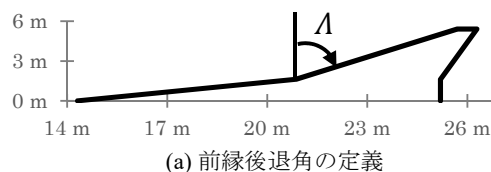
推算の精度が十分とは言えない。そこで本研究では、超音速巡航時における前進翼のソニックブーム強度を主翼の前縁前角ごとに数値計算により求め、クランクドアロー翼と比較を行う。ソニックブーム強度を求めるための数値計算には、空間の圧力伝播も考慮できる Euler 方程式に基づく数値流体力学 (Computational Fluid Dynamics : CFD) と拡張 Burgers 方程式を用いた。これらの考察を通して前進翼機についての基礎的な空力的な知見の獲得を行った。

2. 検討対象とする機体緒元

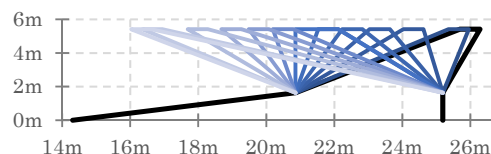
本研究は JAXA で現在検討が進められている超音速ビジネスジェット機 (Supersonic business jet : SSBJ) のコンセプトモデル (第 1 図) をベースライン形状と定義し、全機形態 (主翼・胴体・尾翼・エンジンインテーク統合形態) での空力計算を実施する。主翼平面形による空力性能の変化に注目し、第 2 図(a)のとおり定義する主翼外翼の後退角を第 2 図(b)のように変化させる。翼型分布は第 3 図に示すベースライン形状と同様とする。主翼以外のコンポーネントはベースライン形状と同形状とする。検討する平面形の諸元を第 1 表に示す。



第 1 図 JAXA が検討している低ブーム SSBJ のコンセプト

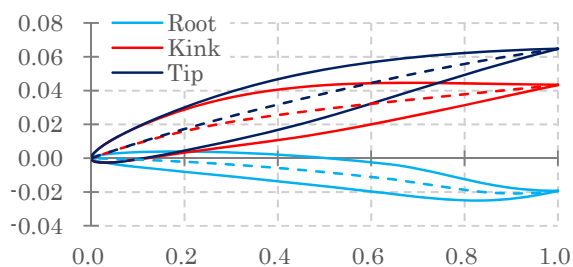


(a) 前縁後退角の定義



(b) 比較する平面形

第 2 図 主翼平面形の概形



第3図 ベースライン形状の翼型

第1表 平面形の諸元

| | | |
|--------|---------------------|--------------------------------|
| 翼面積 | 45.3 m ² | |
| アスペクト比 | 2.6 | |
| 前縁後退角 | 内翼 | 76° |
| | 外翼 | 52°, 50°, 40°, ..., -50°, -52° |
| テーパー比 | 内翼 | 0.40 |
| | 外翼 | 0.14 |

3. 空力評価手法

3. 1 評価の流れ

機体重量と揚力が釣り合うこと ($L = W$) と、トリム安定が取れること ($X_{CP} = X_{CG}$) を考慮する。水平飛行で巡航 (飛行高度 $h = 45,000$ ft, 巡航マッハ数 $M_\infty = 1.4$) している状態を考える。重心と風圧中心位置が同じ点となるよう水平尾翼舵角を決定することによって、トリム安定となるものとする。これらの制約下における空力係数の評価手順を第4図に示す。まず、トリム安定となる尾翼舵角を求めるために、ポテンシャル方程式に基づく数値計算によってふたつの尾翼舵角での風圧中心位置を計算する。主流に対して尾翼の迎角が小さいとき、尾翼舵角と風圧中心位置が1次関数の関係にあると仮定し、重心と風圧中心位置が一致するトリム舵角を推算する。最後にトリム舵角で揚力と重力が釣り合う巡航迎角を求め、Euler方程式に基づく数値計算で得られた空力評価値を検証に用いる。

3. 2 空力とソニックブーム強度の評価方法

3. 2. 1 空力の評価

トリム安定点を求める際の計算には、JAXAで開発されたポテンシャル方程式のソルバであるCAD-based Automatic Panel Analysis System (CAPAS)⁹⁾を用いる。揚力制約を満たすトリム安定点での空力評価には、第1式に示す3次元圧縮性Euler方程式を解く。

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V q dV + \int_S \mathbf{H} \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (1)$$

時間積分はLower-Upper Symmetric Gauss-Seidel (LU-SGS) 陰解法¹⁰⁾、非粘性流束の評価は近似リーマン解法のHarten-Lax-van Leer-Einfeldt-Wada (HLLW) 法¹¹⁾を用いる。計算格子は六面体、四面体、ピラミッド、プリズムからなるハイブリッド非構造格子とする。Euler計算と格子生成には、JAXAで開発された高速非構造流体ソルバFAST Aerodynamic Routines (FaSTAR)¹²⁾と、自動格子生成ソフトHexaGrid¹³⁾をそれぞれ用いた。FaSTARの実行にあたっては、JAXA Supercomputer System 2 (JSS2) を利用した。

3. 2. 2 ソニックブーム強度の算出方法

ソニックブーム強度の評価には、Euler計算により得られた近傍場圧力波形を、近傍場・中間場マッチング手法であ

るMultipole Analysis¹⁴⁾で修正する。Multipole Analysisは第5図に示すように、圧力分布を各極の分布に分けて減衰量をそれぞれ推算することによって非軸対称成分の減衰を適切に扱うことができ、近傍場の情報を用いて本来遠方で起こる周方向の減衰を計算することができる。そのためMultipole Analysisを用いて近傍場波形を修正することで、一次元的な波形伝搬を求めることができる。

修正した機体近傍場圧力波形から第2式に示す拡張Burgers方程式によって衝撃波の厚みが有限である地上のソニックブーム強度を取得する¹⁵⁾。拡張Burgers方程式は、波線に沿った圧力差の勾配を第2式第1項の有限振幅音波の非線形性と、第2式第2項の大気熱粘性による減衰効果の和で表したBurgers方程式に、第3式の通り表される大気の成層化効果、第4式に示すマッハ円錐の幾何拡張効果、第5式に示す大気中の分子の振動緩和による減衰効果を加えた式である。

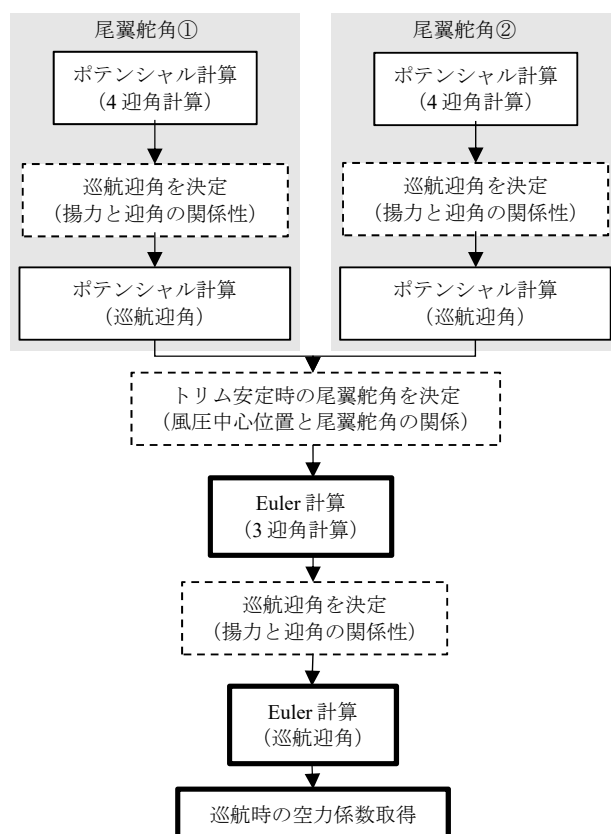
$$\frac{\partial p}{\partial s} = \frac{\gamma + 1}{2} \frac{1}{2\rho_0 c_0^3} \frac{\partial p^2}{\partial \tau} - \frac{1}{2A} \frac{\partial A}{\partial s} p + a + b + c \quad (2)$$

$$a = \frac{1}{2\rho_0 c_0} \frac{\partial(\rho_0 c_0)}{\partial s} \quad (3)$$

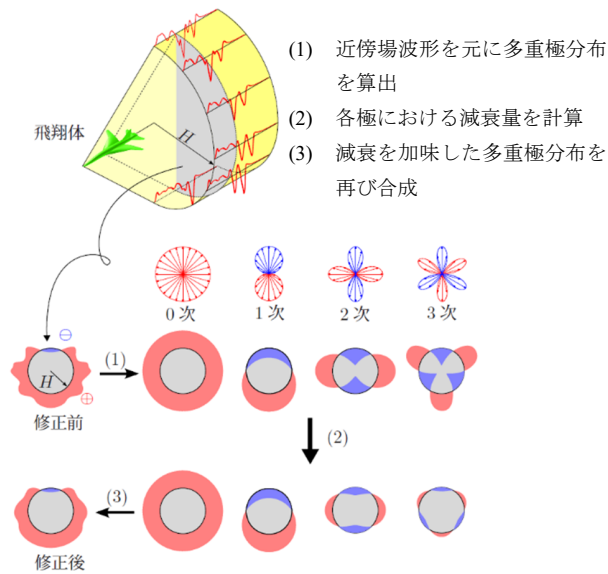
$$b = \frac{\delta}{2c_0^3} \frac{\partial^2 p}{\partial \tau^3} \quad (4)$$

$$c = \sum_v \frac{(\Delta c)_v \tau_v}{c_0^2} \left(1 + \tau_v \frac{\partial}{\partial \tau}\right)^{-1} \frac{\partial^2 p}{\partial \tau^2} \quad (5)$$

本研究では拡張Burgers方程式より推算された地上波形からソニックブーム強度評価手法であるBoomMeter¹⁶⁾を用いた周波数解析により知覚騒音レベル (Perceived level: PL)¹⁷⁾を求め、ソニックブーム強度の大小を考察する。



第4図 空力係数取得の手順



第 5 図 Multipole Analysis の概念図

4. 結果と考察

4. 1 前進・後退角による解の傾向

圧力抗力係数 C_{DP} を横軸，ソニックブームの知覚騒音レベルPLを縦軸として巡航状態における各前進・後退角ごとの計算値のプロットを第 6 図に示す。灰色の矢印の方向が低抵抗・低ブームの方向である。各プロットの色は外翼の Λ 値を表しており，赤に近いほど Λ 値が大きく（後退角が大きい），青に近いほど Λ 値が小さい（前進角が大きい）。第 6 図より，概ね前進・後退角で色付けをした矢印の方向に後退・前進スイープの計算結果が求められた。すなわち， Λ 値を小さくしていくと， C_{DP} と PL 値はある Λ 値まで上がり，その後には下がる傾向となった。このことから超音速巡航時の空力抵抗とソニックブーム強度の同時最小化を考えると，前進翼の採用は有効な選択肢であると言える。前進角をもつ翼は後退角のついた翼よりも低い PL 値を示し，その低減幅は最大で約 4.8PLdB であった。

4. 2 空力計算結果に基づく考察

後退翼であるベースライン形状（ $\Lambda = 52^\circ$ 形状）と， Λ を反転させた前進翼の $\Lambda = -52^\circ$ 形状の機体近傍場，および地上圧力波形（地上圧力波形）を第 7 図に，機体表面 C_p 分布を第 8 図に示す。近傍場波形の約 40 ms までの圧力変動は機首部分の圧力変動である。

一般的に物体が超音速で飛行すると，その地上圧力波形は N 字型になることが知られている。このとき，最初にみられる圧力上昇で生じるピークをトップピーク，トップピークを過ぎた後の圧力低下で生じるピークをボトムピークと呼ぶ。第 7 図(b)に示す通り，トップピークは第 7 図(a)に示す近傍場第 1 番目のピークは対応しており， $\Lambda = -52^\circ$ 形状のそれは $\Lambda = 52^\circ$ 形状のものより時間的に先行している。近傍場第 1 番目のピーク以降のピークは地上に伝播する際に統合されて，地上では N 型に近い波形になっている。 $\Lambda = -52^\circ$ 形状の PL 値が $\Lambda = 52^\circ$ 形状の PL 値より低い要因のひとつとして， $\Lambda = 52^\circ$ 形状の後端波形が N 型波形部分のボトムピークになっているのに対して， $\Lambda = -52^\circ$ 形状のボトムピークが階段状になっていることが挙げられる。

第 7 図(a)より，近傍場第 2 番目のピークは $\Lambda = 52^\circ$ 形状と $\Lambda = -52^\circ$ 形状で同時刻に見られるが，ピーク値は $\Lambda = -52^\circ$ 形状の方が大きくなっている。

近傍場第 3 番目のピークは，翼上面とエンジンナセルの間で生じた圧縮領域が原因だと思われる。第 9 図に機体後

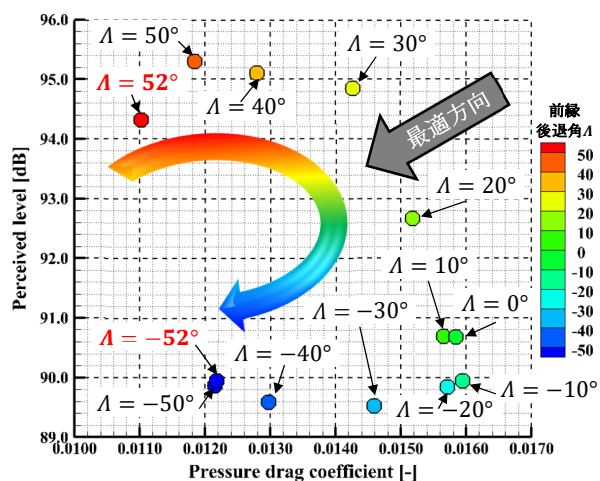
方の表面 C_p 分布と機軸の断面 C_p 分布を示す。第 9 図にみられるこの圧縮は $\Lambda = 52^\circ$ 形状より $\Lambda = -52^\circ$ 形状の方が強くなっている。

近傍場第 4 番目のピークは，頂点にさらにふたつのピークを示しており，これらはそれぞれ胴体後端と水平尾翼から生じたものと思われる。ふたつ目のピークは $\Lambda = -52^\circ$ 形状の方が高い。このことを考察するために，第 2 表にそれぞれの尾翼迎角（巡航迎角と尾翼舵角を足し合わせたもの）を示す。この表より， $\Lambda = -52^\circ$ 形状は $\Lambda = 52^\circ$ 形状より尾翼迎角が約 3° 大きい。これは翼を前進させたことで前方にシフトした主翼の揚力分布に対してトリムを取るために，より大きな尾翼揚力が必要となったためである。これにより水平尾翼後部で生じる衝撃波を伴う圧力上昇が第 9 図に示す通り $\Lambda = 52^\circ$ 形状より $\Lambda = -52^\circ$ 形状の方が大きくなっており，これが近傍場波形に表れたと考えられる。

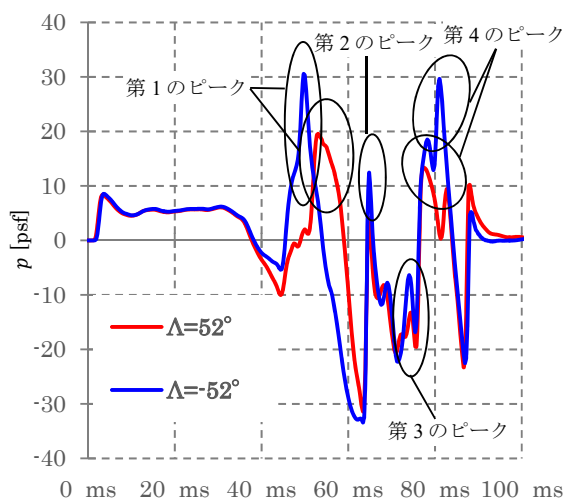
第 7 図(a)において，機首部の圧力変動の後に見られる近傍場第 1 番目のピークは， $\Lambda = 52^\circ$ 形状より $\Lambda = -52^\circ$ 形状の方が先行している。これは $\Lambda = -52^\circ$ 形状の翼端が翼根の前縁より前に位置するためである。第 8 図(c)に示す通り，翼上面において $\Lambda = -52^\circ$ 形状では上面においてキंक前縁から内翼後縁に向けて圧縮領域が見られ，ピーク値は $\Lambda = -52^\circ$ 形状の方が高い値を示した。第 8 図(b)に示す通り，この圧縮領域は $\Lambda = 0^\circ$ 形状でも見られるが， $\Lambda = -52^\circ$ 形状程顕著ではなく，さらに第 8 図(a)に示す通り後退翼である $\Lambda = 52^\circ$ 形状では見られない。この圧縮領域は抵抗増加につながるため，内翼を含めた設計を実施する際にはキंक付近での内翼と外翼の前縁後退角の変化を滑らかにするような平面形とすることが必要である。

4. 3 $\Lambda = 30^\circ, 20^\circ, 10^\circ$ の翼における計算結果

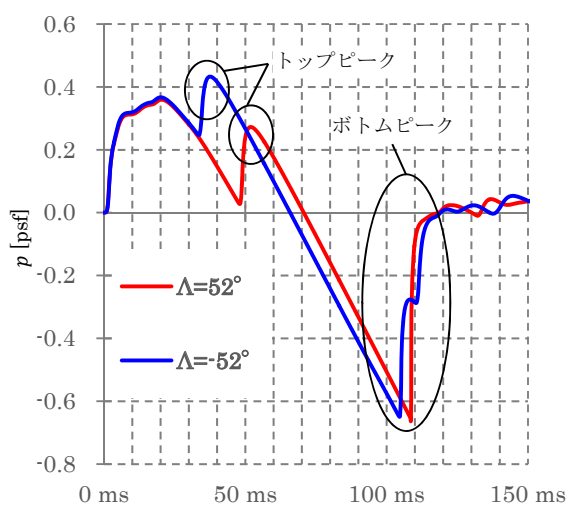
第 6 図に示す通り， $30^\circ \leq \Lambda \leq 10^\circ$ では PL 値の減少幅が大きい。これらの地上圧力波形を第 10 図に示す。第 10 図(a)より，それぞれ機首部の波形や 40 ms 付近にみられる正圧のピークの大きさに違いは見られず，そのため PL 値への影響は小さくなったものと思われる。110 ms 付近のボトムピークの拡大図を第 10 図(b)に示す。第 10 図(b)の実線は圧力波形を表し，点線は圧力波形の特徴の詳細をその形状から精査するために求めた圧力を時間で 2 階微分した値である。 $\Lambda = 30^\circ$ 形状や $\Lambda = 20^\circ$ 形状では，負のピークから波形が回復した後に，回復が緩やかに 0 へ近づいていく。また， $\Lambda = 10^\circ$ 形状と $\Lambda = 20^\circ$ 形状では，107.6 ms 付近の負のピークから圧力波形が立ち上がり徐々に緩やかになる点では共通しているが，以降の時刻では， $\Lambda = 10^\circ$ 形状において 109 ms 付近で圧力変化が一度大きくなり，再度緩やかになっている。このとき 2 階微分値は第 10 図(b)の黒丸で囲った箇所に示す通り，107.8 ms の時と同じように正を示し，その後負に転じている。このような 2 階微分値の変化は， $\Lambda = 30^\circ$ 形状や $\Lambda = 20^\circ$ 形状では見られない。一般に，2 階の微分値が負，正，負と変わることは第 11 図に示すような曲線になることを意味しており， $\Lambda = 10^\circ$ 形状の波形はボトムピークが階段状になる予兆があると言える。ここで，第 12 図に示す $\Lambda \leq 10^\circ$ の後端部分の地上圧力波形を見ると， $\Lambda = 10^\circ$ 形状以降 Λ が小さいときに後端のブーム波形が 2 段階に変化することがわかるが，2 階微分値の変化の違いはこの点に表れている。 $\Lambda = 10^\circ$ 形状はベースライン形状より外翼が前進していることから，主翼で生じる衝撃波と機体尾部で生じる衝撃波との距離が延びたため，これらが地上まで伝播しても完全に統合しなかったと考えられる。こうした後端ブームの“2 段化”によって PL 値が $\Lambda = 20^\circ$ 形状から大きく減少したものと考えられる。これらの結果から PL 値を減少させる後端ブームの“多段化”には前進翼の採用が有効であると考えられる。



第6図 各翼平面形の圧力抗力係数と知覚騒音レベル

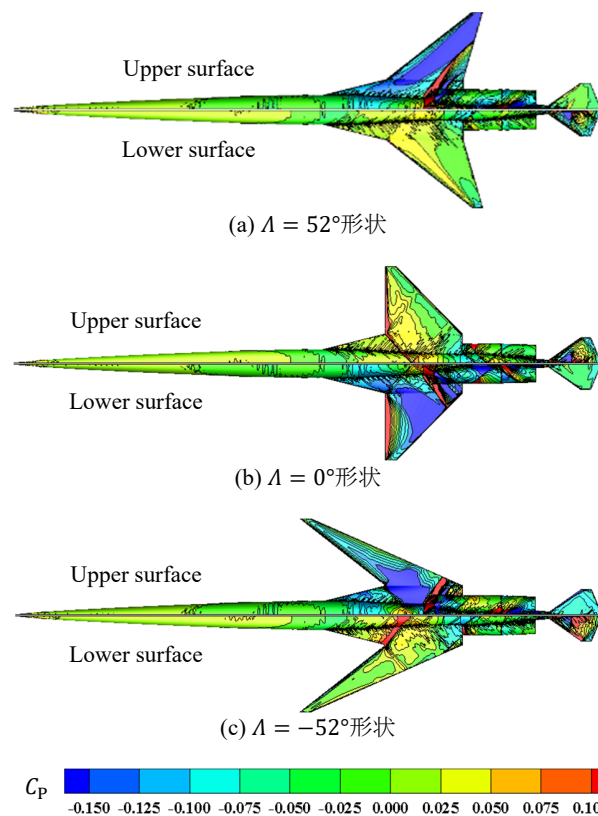


(a) 機体近傍場圧力波形

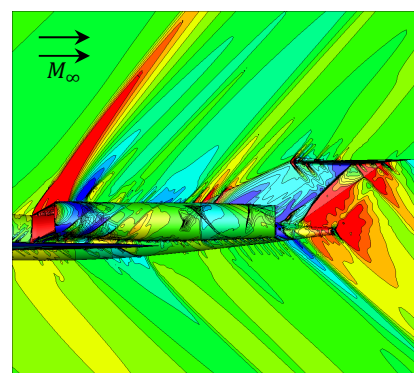
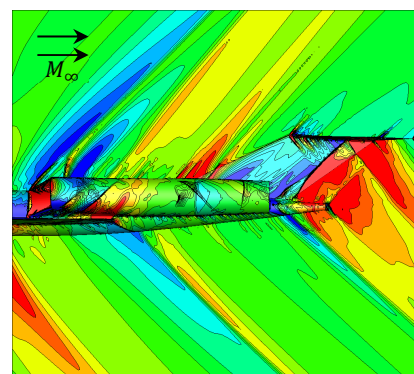


(b) 地上圧力波形

第7図 前進翼と後退翼の圧力波形比較



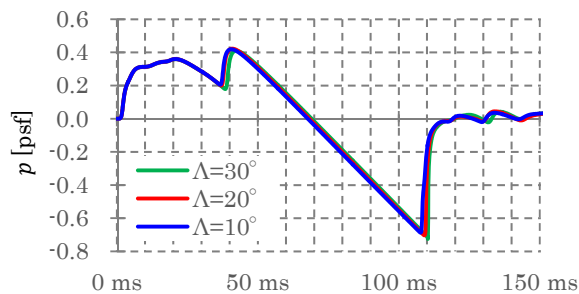
第8図 機体表面Cp分布

(a) $\Lambda = 52^\circ$ 形状(b) $\Lambda = -52^\circ$ 形状

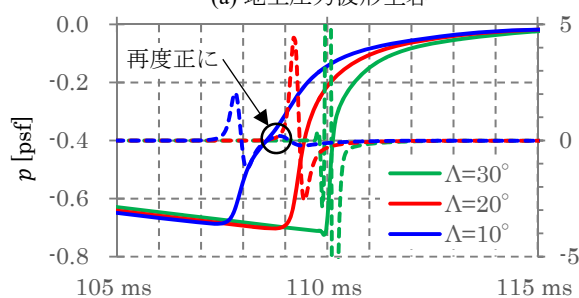
第9図 機体後部の表面Cp分布と機軸断面Cp分布

第 2 表 代表ケースの巡航迎角と尾翼舵角

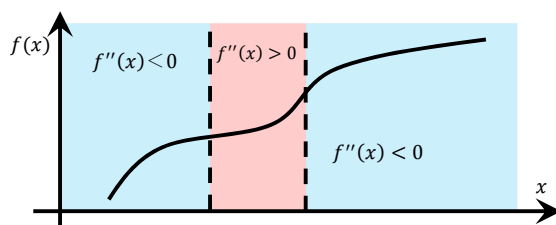
| Λ | 巡航迎角 | 尾翼舵角 | 尾翼迎角 |
|-------------|--------------|---------------|--------------|
| 52° | 3.07° | -1.28° | 1.79° |
| -52° | 3.40° | 1.43° | 4.83° |



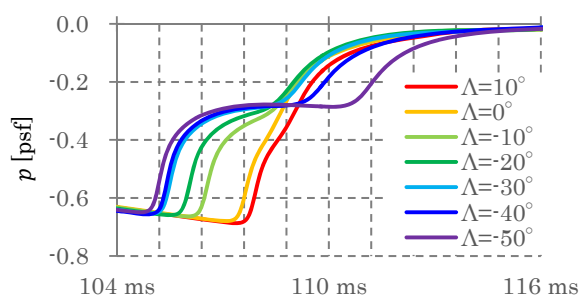
(a) 地上圧力波形全容



(b) 後端圧力波形拡大図（点線が 2 階微分値）

第 10 図 $\Lambda = 30^\circ, 20^\circ, 10^\circ$ の地上圧力波形

第 11 図 2 階の微分係数が負, 正, 負と変わる曲線



第 12 図 後端圧力波形が 2 段化する様子

5. 結 論

デルタ翼やクランクドアロー翼では限界があった後端ソニックブームのさらなる低減を目的として、検討例の少ない超音速前進翼について 3 次元圧縮性 Euler 方程式と拡張 Burgers 方程式を併用したソニックブーム強度の数値計算に基づき、前進翼のソニックブーム強度低減における優位性の検証を行った。検証にあたっては、JAXA で検討中の SSBJ のコンセプトモデル（クランクドアロー翼）をベース

機として外翼の後退・前進角を変化させた 13 の機体形状を用意し、形状間の比較を行った。

計算の結果、外翼の前進化のみでクランクドアロー翼のベース機よりもソニックブーム強度を最大で約 4.8 PLdB 低減することができた。一方で空力抵抗は約 10 カウントの増加に留まっており、翼型や尾翼などの再設計によってさらなるソニックブーム強度と空力抵抗の同時低減が期待できる。地上圧力波形の観察により、後端ブームの多段化が翼の前進化によって達成できることを数値計算で示すことができた。翼の前進化による PL 値の低減は、この後端ブームの多段化の達成が大きな要因となっていると思われる。そのため、多段化が実現した後に、さらに翼を前進させても PL 値はあまり変化しなかった。

今後は本研究で得た知見を踏まえて、静粛超音速機実現の技術目標である「ソニックブーム 85PLdB 以下」、「巡航揚抗比 8.0 以上」の達成に向けて、最適翼型の調査を行う予定である。

参考文献

- Horinouchi, S.: Conceptual Design of a Low Boom SSBJ, 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Aerospace Sciences Meetings, AIAA-2005-1018, 2005.
- Yoshida, K.: Supersonic drag reduction technology in the scaled supersonic experimental airplane project by JAXA, Progress in Aerospace, Vol. 45, issue 4-5(2009), pp.124-146.
- 瀬戸直人, 牧野好和, 高戸谷健, 金崎雅博: 高効率手法を適用した静粛超音速航空機の多分野融合最適設計, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.59, No.686 (2011 年), pp. 61-69.
- 新井翔, 金崎雅博, 牧野好和: Multi-Fidelity 設計法に基づく超音速輸送機エンジン統合設計の効率化, 第 52 回飛行機シンポジウム, 3C06, 2014 年
- 北崎慎哉, 岸祐希, 牧野好和, 金崎雅博: 近似関数法を用いた Multi-fidelity アプローチのためのソニックブーム強度のサンプリング指針, 第 50 回流体力学講演会／第 36 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 3B14, 宮崎, 2018 年
- 宇宙航空研究開発機構: 静粛超音速機統合設計技術の研究開発 (S4) 事業, JAXA 航空技術部門公募型研究テーマ概要書, 2016, 整理番号 2.
- Darden, C. M., "Sonic-Boom Minimization with Nose-Bluntness Relaxation." NASATP-1348, 1979.
- 堀之内茂: 低ブーム SSBJ の概念設計について, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-05-045 (2006 年), pp.1-38.
- 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 年
- John, V., Mark, D., Melissa, R., and Richard, W.: Development of a Common Research Model for applied CFD Validation Studies, 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA 2008-6919 Hawaii, 2008.
- Prithesh, C., Sato, S., Hall, D., Blanco, E. and Hileman, J.: Conceptual Design of an N+3 Hybrid Wing Body Subsonic Transport, 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA 2010-4812, Illinois, 2010.
- 橋本敦, 村上桂一, 青山剛史, 菱田学, 大野真司, 坂下雅秀, Paulus, L., 佐藤幸雄: 高速流体ソルバ FaSTAR の開発, 第 42 回流体力学講演会／第 27 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 1C9, 鳥取, 2010 年
- Hashimoto A., Murakami K., Aoyama T., Ishiko K., Hishida

- M. and Sakashita M.: Toward the Fastest Unstructured CFD code “FaSTAR”, 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, AIAA 2012-1075, Tennessee, 2012.
- 14) Page, J. A. and Plotkin, K. J.: An Efficient Method for Incorporating Computational Fluid Dynamics into Sonic Boom Prediction, 9th Applied Aerodynamics Conference, Fluid Dynamics and Co-located Conferences, AIAA Paper 91-3275, Maryland, 1991.
- 15) Yamamoto, M., Hashimoto, A., Takahashi, T., Kamakura, T. and Sakai, T.: Long-range Sonic Boom Prediction Considering Atmospheric Effects, Proc. Inter-Noise 2011, 2011.
- 16) 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 (<特集>先進的空力技術 第2部; 流れの制御と実験・計測 第20回), 日本航空宇宙学会誌, 第61巻, 第7号(2013年), pp. 237-242.
- 17) Stevens, S. S.: Perceived Level of Noise by Mark VII and Decibels (E), The Journal of the Acoustical Society of America, Vol. 51, No. 575 (1972), pp. 575-601.