

等価断面積設計法を用いた先尾翼前進翼機の低ブーム設計

八代 理聖, 岸 祐希, 金崎 雅博 (東京都立大学大学院)

Low-Boom Design for Supersonic Transport with Canard and Forward-Swept Wings Using Equivalent Area Design Method

YASHIRO Risato, KISHI Yuki and KANAZAKI Masahiro (Tokyo Metropolitan University)

ABSTRACT

In this paper, the equivalent area distribution of a ten-seater supersonic forward-swept wing aircraft with canard was designed to obtain design knowledge toward the leading boom reduction. The equivalent area distribution of the aircraft was calculated by solving the compressible Euler equation, and a feasible target equivalent area distribution was generated based on Darden's method and compared with the equivalent area distribution. To acquire closer lift and geometry to the target, the main wing planform and the position of the main wing along the body axis and the vertical axis were modified, and the low boom performances were evaluated using the extended Burgers equation. The design results suggested that the forward-swept wing configuration with canard can divide the single peak of the leading boom into two peaks; thus, the sonic boom loudness of canard configuration was 2.5 PLdB lower than without-canard configuration.

1. 緒 論

抵抗とブームの同時低減が見込まれる翼平面形コンセプトとしては、前進翼形態がある。前進翼形態では超音速飛行時に空力中心が前方へ移動するため、水平尾翼は正のトリム揚力を必要とし、トリム問題解決の可能性¹⁾が示唆されている。また後退翼SSBJの主翼外翼の後退角を前進化する数値的調査²⁾では、前進翼は後退翼と比べ抵抗を同程度に保ったまま後端ブーム強度が低減し、超音速航空機の抵抗とソニックブームの同時改善において有望であることが示された。さらに前進翼超音速機の主翼に対しては、進化的アルゴリズムを用いた多目的最適設計³⁾が行われ、既存のクランクドアロー翼機より低ブームな解が示された。一方で、前進翼機はクランクドアロー翼機よりも強い先端ブームが生じることが課題となった。したがって、主翼のみを対象とした最適設

計では抵抗・ブーム同時低減に限界があり、その打破のためには胴体や尾翼含めた機体全体の設計によって、前進翼の後端ブームをさらに低減するか、後退翼よりも増大する先端ブームを低減することが必要といえる。

前進翼機で課題となった先端ブームの低減策のひとつに先尾翼（カナード翼）の採用が考えられる。先尾翼によって機体前方で揚力を発生させることで、揚力分布の設計範囲が機軸前方に広がって、先端ブームの低減やトリム抵抗の低減が期待できる。

先尾翼に関する研究は、これまでもいくつか報告例がある⁴⁻⁶⁾。文献(4)は、主翼・胴体・先尾翼の統合設計手法を紹介している。提案手法を用いれば、領域適応型多目的遺伝的アルゴリズム (Adaptive Range Multi Objective GA : ARMOGA) によって、超音速巡航時の抵抗と理想の等価断面

積分分布との差分値の同時最小化が可能となる。この設計手法は大域的な設計が可能である。一方で機体全体のソニックブーム強度を目的関数としているため、機体の圧力波形でみられる特定のピークを制御してきめ細やかに低ブーム設計することは難しい。

文献(5)では、アロー翼をもつ超音速ビジネスジェットに対して先尾翼を取り付けることで、超音速巡航時の揚抗比とソニックブーム強度が同時に改善できることが示された。さらに、同形状に対し、先尾翼の取付位置（機軸位置と高さ）と取付角、上反角を設計変数として巡航時の揚抗比の最大化問題とソニックブーム強度の最小化問題を進化的アルゴリズムによって解いている。設計の結果、ベース形状よりも揚抗比とソニックブーム強度共に優れた解を獲得でき、設計変数の中で先尾翼の取付角が最もソニックブーム強度に大きく影響することを明らかにした。

文献(6)では、先尾翼単体を設計して構造、熱、空力弾性の3分野の評価を行い、それぞれ各分野の性能を点数化して考察が行われている。構造面では翼根厚さの方が翼端厚さより応力を負担するためスコアへの依存度が高い。空力弾性面では厚みを増して先尾翼全体の剛性を上げると、フラッター応答性が改善することから翼根厚さと翼端厚さと共に大きくスコアに影響した。熱分野のスコアは前縁形状に大きく依存し、翼厚の影響は小さいことがわかった。これらの知見は先尾翼の基礎的な設計知見として有用であるが、超音速前進翼機に先尾翼を取り付けたときの空力を扱った研究例は少ない。

そこで本研究では、超音速前進翼機の先端ブームの低減に向けた設計知見の獲得を目的に、先尾翼を取り付けた後に等価断面積分布の改善を行う。等価断面積分布の改善は、数値流体力学による空力計算によって得られる揚力分布と機体体積分布を Seebass-George-Darden (SGD) 理論⁷⁾に基づいた理想等価断面積分布形と比較することで行う。

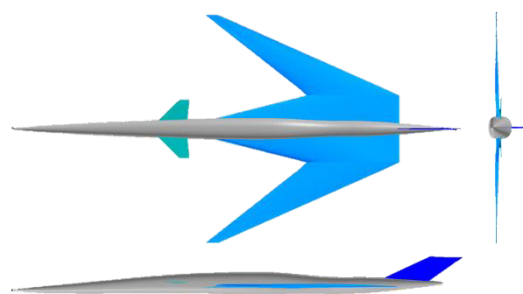
2. 設計対象

2.1. 設計対象

本研究では文献(3)で設計された前進翼超音速ビジネスジェット機からエンジンナセルを外し、揚力等価断面積の大部分に影響する主翼の設置位置と平面形をそれぞれ変更した機体形状を **Baseline**（10 人乗りクラス）として設計を行う。具体的には下記のように **Baseline** を設計した。

- ① 揚力分布の設計範囲を機軸方向に広げるため、機体後方の水平尾翼を排して先尾翼を付加した。先尾翼の形状と位置は文献(5)を参考とした。先尾翼の翼型は文献(3)の水平尾翼と同様にレンズ翼型を用いた。先尾翼の取付角は簡単のため 2.0° と固定した。
- ② 胴体径を維持し、主翼より後方を低ブーム化するには揚力の総量を倍増させる必要があることから、アスペクト比一定のまま主翼面積を拡大した。翼面積は同程度の機体規模の先尾翼付き SSBJ の機体諸元⁸⁾を参考に決定した。
- ③ 主翼後縁より後方の低ブーム目標と等価断面積との断面積の差を **Baseline** の段階で小さくするために主翼取付位置を機軸に沿って後方に約 1.54 m 移動した（全長 30.77m の 5%に相当）。
- ④ 主翼上反角の効果による意図しないブーム波形の変化が起こることを避けるために、上反角を 0° とした。

Baseline の概形を第 1 図に、主翼と先尾翼の諸元を第 1 表と第 2 表にそれぞれ示す。



第 1 図 **Baseline** の概形

第1表 主翼の諸元 (Baseline)

主翼面積 [m ²]		97.75
アスペクト比		2.58
前縁後退角	内翼	76°
	外翼	-30°
後縁後退角	内翼	0°
	外翼	-65°

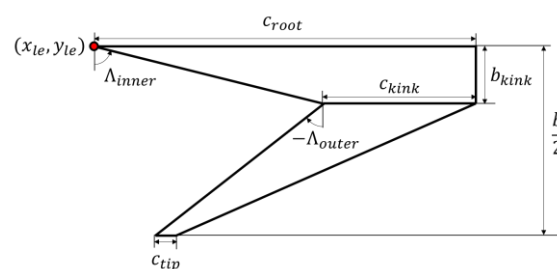
第2表 先尾翼の諸元

先尾翼面積 [m ²]	6.4
アスペクト比	2.5
前縁後退角	45°
後縁後退角	5.3°
取付角	2.0°

2.2. 機体の形状定義手法

設計対象の主翼および先尾翼の平面形状設計は、揚力等価断面積の機体後端での値を変化させないような条件のもとで行う。つまり、機体から生じる揚力の総量を変化させないようにするため、翼面積一定として形状修正を実施する。また、設計の過程で翼端が機軸から遠ざかるような形状変形により等価断面積に基づくソニックブーム評価の精度が設計前後で変化してしまう恐れがある。そのため翼面積と共にアスペクト比を一定値とすることで主翼スパン長を固定する。

主翼は、内翼が後退角のついたストレーク、外翼が前進角のついた前進翼とした2段テーパ翼である。主翼平面形は、第2図に示す9つの設計変数により定義される。このうち翼スパン長は上で述べたとおりアスペクト比と主翼面積を指定することにより一意に決める。



第2図 主翼平面形の設計変数

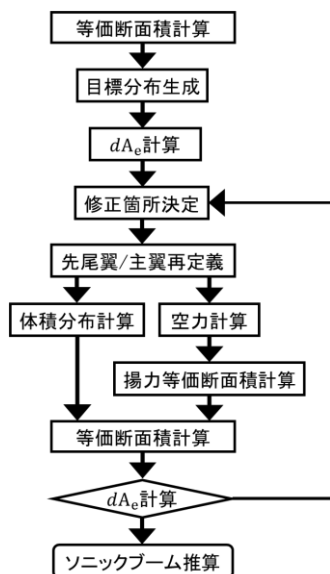
3. 等価断面積分布設計法

3.1. 全体の流れ

目標とする Darden の理想断面積分布と Baseline の等価断面積との差 dA_e を計算し、 dA_e を最小化するように形状を再設計する。設計の流れ図を第3図に示す。はじめに、Baseline に対して空力計算を行って揚力等価断面積分布を得る。これにマッハ断面積分布を足し合わせることで Baseline の等価断面積を計算する。Darden の方法により、主翼後端位置における等価断面積の値を入力値に反映させて低ブーム目標断面積分布を数値計算し、設計対象の等価断面積分布と低ブーム目標分布の等価断面積の差 dA_e を計算する。本研究では先尾翼と主翼の平面形を変化させることで揚力等価断面積を変化させ、 dA_e を小さくする低ブーム設計を行う。形状定義後には再度空力計算を行って揚力等価断面積を計算する。マッハ断面積分布についても再度計算し、それらを足し合わせることで形状定義後の等価断面積を計算し、等価断面積との目標分布との差異 dA_e を評価する。この過程を dA_e が十分に小さくなるまで繰り返すことにより主翼と先尾翼を設計し、低ブーム目標等価断面積分布に近い等価断面積をもつ機体形状を得る。最後に、設計後形状と Baseline の等価断面積分布とソニックブーム波形を評価する。

ところで、揚力等価断面積は揚力分布の機軸方向積分値であることから、揚力分布を制御して理想分布に近づく際には前方の差異から順番に改善していくことで低ブーム設計時の手戻りを

無くすることが出来る。例えば、主翼位置の等価断面積をぴったり目標分布に沿わせるように主翼形状を変更した後で、先尾翼位置の等価断面積を目標分布に近づける設計を行うと、先尾翼の揚力分布の変化によっては主翼位置の等価断面積が目標分布から外れてしまい再度主翼を設計する必要がある。そこで、 dA_e を小さくするために、翼の一箇所だけでなく主翼の内翼や外翼の平面形、先尾翼の取付位置を同時にそれぞれ再定義する必要がある場合には、より機首に近い位置の dA_e を改善できるように形状修正箇所を決定することにする。



第3図 設計の流れ

3.2. 空力計算手法

3.2.1. 数値流体力学

揚力等価断面積の計算及び高精度ソニックブーム推算に用いる空力データを取得するために、第1式に示される3次元圧縮性 Euler 方程式を支配方程式とした非粘性の定常流計算を行う。

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

空間離散化にはセル中心有限体積法を、時間積分は Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel (LU-SGS) 陰解法⁹⁾を用いる。非粘性流束の評価には Simple Low-dissipation Advection Upstream Splitting Method (SLAU) スキーム¹⁰⁾を用いる。流体ソルバには、JAXA が開発した非構格子に

対応する FaST Aerodynamics Routine (FaSTAR)¹¹⁾ の ver.6.0.4 を用いた。

3.2.2. 計算格子

本研究では、六面体要素に基づいた非構格子を作成した。空間には直交格子が生成され、物体に近づくにつれ細分割される。格子レベルが切り替わる場所では、ピラミッドや四面体の格子となり計算対象物近傍では物体適合の六面体レイヤー格子が生成される。総格子点数は約 6800 万点となった。格子生成には JAXA で開発された自動格子生成ソフト HexaGrid^{12,13)}の ver.1.1.0 を用いた。

3.2.3. ソニックブームの評価手法

ソニックブームラウドネスの評価には、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、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波形を取得する¹⁵⁾。拡張 Burgers 方程式は、波線に沿った圧力差の勾配を第3式第1項の有限振幅音波の非線形性と、第2式第2項の大気の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。

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

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

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

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

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 BoomMetre¹⁶⁾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、ソニックブームラウドネスの大小を考察する。

3.3. 等価断面積分布の計算手法

3.3.1. マッハ断面積の計算手法

マッハ断面積 $A_V(x)$ の取得過程を第4図に示す。今、設計対象機体の機体軸を通る水平面と鉛直下向きにマッハ角 μ_∞ をなす平面を考え、この平面は機軸上のある位置 x を通っているものとする。この平面で機体を切った断面積を取得した後に、その平面上の断面積を機軸に垂直な平面に投影した断面積を計算し、これをある位置 x のマッハ断面積とする。このマッハ断面積を機軸方向に一定の刻み幅ごとに取得し、マッハ断面積の機軸方向分布、すなわちマッハ断面積分布を取得する。

3.3.2. 揚力等価断面積の計算手法

揚力等価断面積分布 $A_L(x)$ の計算では、水平飛行を模擬するため、揚力と重力が釣り合う巡航迎角における CFD による機体まわりの空力計算の結果を用いる。本研究では先尾翼の取付角を固定しているため、トリムについては考慮していない。まず、空力計算データのうち計算対象機体を機軸方向 x に微小長の検査区間で区切り、各検査区間の機体表面 S 上で空力計算結果から取得した圧力 p を次の第6式で面積分することで三次元方向成分を持った空気力ベクトル \vec{N} を計算する。

$$\vec{N} = \iint_S p \cdot \vec{n} dS \quad (6)$$

次に、検査区間ごとに計算した \vec{N} のうち鉛直上向

きの成分の有次元化を行い、検査体積の単位刻み幅あたりに生じる局所揚力 $L(x)$ を計算する。有次元の $L(x)$ [N/m]の機軸方向分布を以下の式に代入することで揚力等価断面積分布の一階微分値である $A_L'(x)$ を算出する。

$$A_L'(x) = \frac{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}{\rho_\infty U^2} L(x) \quad (7)$$

最後に $A_L'(x)$ を第8式により機体の先端から後端まで積分することで揚力等価断面積分布 $A_L(x)$ を算出する。

$$A_L(x) = \frac{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}{\rho_\infty U^2} \int_0^x L(x) dx \quad (8)$$

3.3.3. 低ブーム目標断面積の計算手法

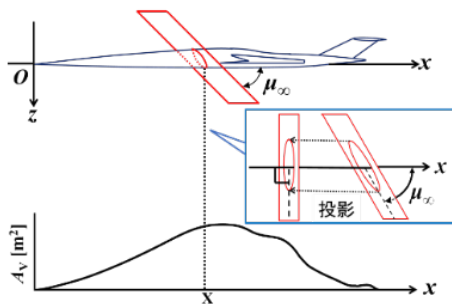
目標断面積分布は、Seebass, George および Darden による大気の大気非一様性と機体の鈍頭化を考慮したブーム最小化理論^{7,18)}に基づいて計算する。Darden の方法では、理想の低ブーム波形を等価断面積分布に変換するための関数 (Whitham の F 関数) として分布形を設定する。この F 関数の分布は第9式で表される。この F 関数の形を決める7つの変数 $(y_f, H, C, B, \lambda, D, y_r)$ のうち、 B と y_f は第9式の範囲で任意に定めることができるパラメータである。 H, λ, y_r は C 及び D の関数として表せる。そして残りの2変数 C, D に関する条件式を2本の積分方程式とみなしてニュートン法の数値的な反復計算により解けば、F 関数を規定する全てのパラメータが入力した条件に対して一意に決まる。最後に第10式により目標断面積分布に変換することで、目標等価断面積を得る。入力する条件は、重量や有効長さ、飛行速度、飛行高度と、それに対応した密度や気温といった大気条件、任意に定めるパラメータ B と y_f 、先端および後端衝撃波のブーム強度比や数値計算の際の分割数等である。

$$F(y) = \begin{cases} \frac{2y}{y_f} \cdot H & , (0 \leq y \leq \frac{y_f}{2}) \\ c \left(\frac{2y}{y_f} - 1 \right) - H \left(\frac{2y}{y_f} - 2 \right) & , (\frac{y_f}{2} \leq y \leq y_f) \\ B(y - y_f) + C & , (y_f \leq y \leq \lambda) \\ B(y - y_f) - D & , (\lambda \leq y \leq l) \end{cases} \quad (9)$$

ただし, $0 \leq y_f \leq \lambda$, $0 \leq B \leq S$

$$A_e(x) = 4 \int_0^x F(y) \cdot \sqrt{x-y} dy \quad (10)$$

Darden の分布は理想的な低ブーム波形を等価断面面積に変換したものであり, これを実現する低ブーム波形の種類や入力条件は複数考えられるため, 設計者が設計方針に合わせて任意に設定することができる. 本研究では, 先尾翼と主翼の形状を設計することから, **Baseline** の主翼後縁位置とその位置の等価断面面積の値に合わせて有効長さとして設定重量を調整し, **Darden** の F 関数を数値計算することにより目標断面面積分布を獲得する. **Baseline** 形状の等価断面面積は主翼後縁位置より前方で最大値となりその後減少するため, 「等価断面面積最大位置に対する目標分布」と「主翼後縁位置に対する目標分布」は異なる分布形となる. 本研究では主翼平面形や, 先尾翼と主翼との揚力負担割合の変化により等価断面面積の最大値を減らすことが可能であり, さらに主翼の後縁位置までの揚力分布を設計可能であることから, 主翼後縁位置を有効長さとしその位置の等価断面面積を反映した設定重量とすることで目標分布を決める. これにより, 設計過程で等価断面面積の最大値を減じる形状が得られた際には「目標分布との差が小さい形状」として評価することが可能である.



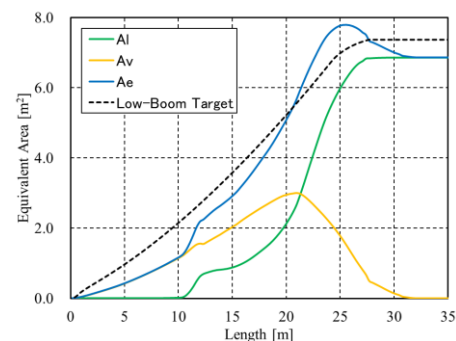
第4図 マッハ断面面積分布計算のイメージ図

4. 結果と考察

4.1. Baseline の等価断面面積と目標分布

Baseline の揚力等価断面面積分布 A_l とマッハ断面面積分布 A_v , それらの和である等価断面面積分布 A_e を第5図に示す. 等価断面面積は機首から 10m 付近までマッハ断面面積分布の影響で単調に増加するが, 機首から 10m から 12m 付近で増加率が大きくなる. これは機首から 10m 付近にある先尾翼が上向き揚力を発生させてそこから揚力等価断面面積が増えるためである. 先尾翼後方で等価断面面積の勾配は再度緩やかになり単調増加する.

主翼前縁の位置する 15m からは, 機首から単調増加してきたマッハ断面面積分布に主翼の揚力等価断面面積分布が加わるために等価断面面積分布の勾配が大きくなる. 機首から 21m 位置からはマッハ断面面積分布が減少に転じ, 揚力等価断面面積の勾配はキンク前縁を越えて一層大きくなるが, 等価断面面積はマッハ断面面積分布の減少分と揚力等価断面面積の増加分が相殺しあって 21m 位置で増加率はほぼ変化しない. 揚力等価断面面積の勾配は 24m 付近でやや緩やかになり, マッハ断面面積分布の減少分が卓越して等価断面面積は機首から約 25m 位置で最大となる. その後, 主翼後端位置にあたる 28m 付近までは揚力と体積の相殺が続くことで等価断面面積は緩やかに減少する. 機首から 28m 以降は水平尾翼が無いために揚力等価断面面積は一定値となるため, 等価断面面積はマッハ断面面積分布の減少に伴って線形的に減少していき, 体積がゼロとなる機体全長 30.77m 以降は揚力等価断面面積の後端値に等しい一定値となる.



第5図 Baseline の各種断面面積分布

4.2. 目標分布と形状修正方針

Baseline の等価断面積分布 A_e と主翼後縁位置にあたる 27.9m を有効長さとして SGD 法の数値計算により求めた低ブーム目標断面積分布, 両者の差で定義される断面積差 dA_e の機軸方向分布を第 6 図に示す. 図より Baseline の等価断面積分布と目標分布を比較すると機首から機体最後方まで差があり, その差 dA_e の分布は大まかに機首から 0~9m 位置の領域 A, 9~20m 位置の領域 B, 20~28m 位置の領域 C, 28m より後方の領域 D に分類することができる. これらの領域において dA_e と横軸で囲まれる面積を小さくするように機体形状を再設計することで, ソニックブームの低減を目指す. ただし領域 D の dA_e は総揚力, つまり機体重量と目標分布の再設定を行わないと減じることができないため, 本研究では領域 A, B, C の dA_e のみを小さくする方法を考える.

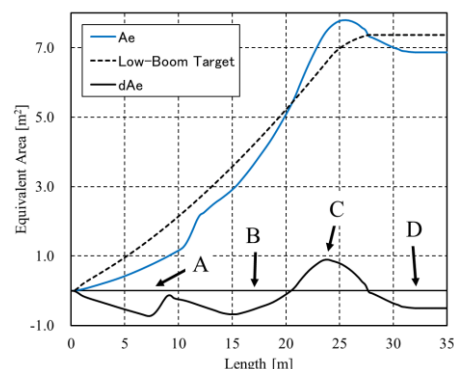
領域 A は機首から先尾翼前縁付近までに該当するので, 先尾翼の揚力等価断面積を前方に移動することで目標分布との差を小さくできると考えられる. 領域 B は先尾翼後方から主翼のキンク前縁位置までに該当しており, ここでは等価断面積が目標分布を下回っているため主翼の前半部で揚力等価断面積を増加させることで改善できると思われる. 領域 C は主翼のキンク前縁位置から主翼後縁位置までに該当しており, ここでは等価断面積が目標分布を上回っていることから, 等価断面積の最大値を減じるように形状修正することで目標分布に近づけられる.

したがって, 機首から近い領域 A, B, C の順にそれぞれ減じるための具体的な形状変更方針はそれぞれ以下のように考えられる.

- ① 先尾翼を Baseline よりも前方に移動し, 先尾翼の揚力等価断面積を前方に移動する.
- ② 翼幅一定のまま主翼の内翼と外翼の接合面であるキンクを翼根側に移動する. すなわち翼面積のうち, 前進角のついた外翼の翼面積の割合を増やすことで揚力等価断

面積を前方に移動する. キンクの翼弦長が伸びる分, 翼面積が増加するため翼根の翼弦長を調整し面積は変化させない.

- ③ キンクの翼弦長をさらに伸ばして前進翼部分の翼面積を広げることで機軸前後方向に広く揚力を分担させ, 揚力等価断面積の増加率を緩やかにし, 等価断面積の最大値の減少を図る. 同時に揚力分布を前方でより多く負担させ方針②の効果を補強する. キンク断面の翼弦長の増加と同時に内翼前縁の後退角と翼根翼弦長を小さくすることにより内翼の翼面積を減らすことで, 外翼面積の増加分を相殺する. さらに翼取付位置を後方移動することで主翼揚力分布全体を後方に移動して等価断面積の最大値を減らす.



第 6 図 目標分布との断面積差 dA_e の機軸方向分布

4.3. 再設計形状の等価断面積

目標との差異 dA_e の大きい 3 領域 A, B, C をそれぞれ改善するための 4.2 節の方針①, ②, ③に基づいて先尾翼と主翼に対して 3 回の形状設計を行った. 以降では, これらの方針で設計した形状をそれぞれ desC1, desW1, desW2 と呼称する. また, Baseline から先尾翼を除いた形状を w/o canard とする.

w/o canard, Baseline, desC1, desW1, desW2 の半裁モデルの上面図を第 7 図に示す. w/o canard は前進翼と胴体, 垂直尾翼から成っており, Baseline はこれに先尾翼が追加され, desC1 では先尾翼が前方に移動している. desW1 では desC1 よりもキ

ンクが翼根側に移動しつつ翼根翼弦長を短くし、desW2 では desW1 よりもキンクの翼弦長が伸び、翼根翼弦長と内翼前縁後退角を小さくすることで、主翼取付位置が後方に移動している。

各設計過程でのマッハ断面積分布を第 8 図に示す。図より翼面積を一定として変形しているため設計前後で体積の変化が小さいことが分かる。詳しく観察すると、先尾翼を移動させる前とそれ以降で先尾翼の位置が変わっており、翼厚の大きい翼根部の面積を減らした desW1 以降では主翼の体積が小さい。

機軸上のどの位置に揚力が分布しており、再設計により局所揚力の分布がどう変化したかを考察するため、設計過程ごとの局所揚力の機軸方向分布を第 9 図に示す。Baseline の $x=10\text{m}$ 、desC1、desW1、および desW2 の $x=7\text{m}$ で最初に立ち上がる揚力分布が先尾翼の揚力分布で、desC1 以降の設計形状では先尾翼が Baseline より前方に移動したことにより揚力分布も前方に移動している。本研究では翼面積一定で先尾翼の平面形状・翼型も変更しないため、揚力分布形は Baseline、desC1、desW1、desW2 でほぼ等しい。全機で生じる揚力を一定とする制約を付けているため、主翼形状を変更した desW1、W2 は Baseline、desC1 に比べて先尾翼揚力の最大値が減少した。なお、w/o canard は先尾翼が無いためにこの位置で揚力増加はないが、上下非対称な胴体形状により $x=10\text{m}$ 付近から揚力を生じている。

dA_e の領域 B に関与する $x=9\sim 21\text{m}$ の揚力分布を観察すると、主翼の平面形を変更した desW1、desW2 の揚力分布の概形が w/o canard、Baseline、および desC1 と異なることがわかる。desW1 は desC1 から キンクを翼根側に移動して翼面積に占める外翼の割合を増やしたことで主翼翼端が前進し、揚力の増加し始める位置が $x=14\text{m}$ から $x=13\text{m}$ に移動して、担う揚力の量も増加している。desC1 から desW1、desW1 から desW2 への設計ではどちらも主翼形状を変形しているが、 $x=18\text{m}$ 前後の位置における desW2 には desW1 で見られ

なかった部分的な揚力の減少が見られた。desW2 は desW1 から内翼の翼弦長と前縁後退角を減らした形状であるため、desW2 のこの揚力減少の要因は内翼前縁部分の翼面積減少にあると考えられる。また、 $x=14\sim 17\text{m}$ の desC1 と Baseline の揚力分布を比較すると、desC1 の方が Baseline よりも揚力が大きくなった。Baseline と desC1 とで主翼形状は同一であり形状の差異は先尾翼の取付位置のみであることから、この揚力分布の変化は desC1 の先尾翼と主翼の距離が Baseline よりも遠ざかって、先尾翼後流が前進翼主翼に与える効果が弱まったことによるものと思われる。

dA_e の領域 C において、desW2 形状はそれ以外の形状に比べて揚力分布の最大値が小さく、特に揚力分布最大の位置から $x=25\text{m}$ までどの形状よりも揚力が小さくなっている。 $x=25\text{m}$ は Baseline の等価断面積分布が最大値をとる位置であることを考えると、desW2 形状は等価断面積分布の最大値低減に寄与することが期待される。主翼取付位置を後方に移動したため、desW2 形状の揚力は $x=25\sim 28\text{m}$ 近傍で他の形状よりも大きい。前進角のついた外翼の翼面積を増加しつつ主翼を後方移動することで、desW2 は他の形状よりも $x=13\sim 17\text{m}$ 、 $25\sim 28\text{m}$ の位置でより多く揚力を獲得し、機軸前後方向により広い揚力分布形となることで揚力分布の最大値を低減した。

設計過程ごとの揚力等価断面積の機軸方向分布を第 10 図に示す。図より揚力分布変化に伴って揚力等価断面積の概形が変化したことが読み取れる。領域 A に対応する機首から 9m 付近までの揚力等価断面積を見ると、Baseline では機首から 10m より前方で揚力等価断面積がゼロであったために等価断面積がマッハ断面積のみに因ってしまい、目標断面積と差異を生じてしまっていたが、desC1 以降の形状では先尾翼とともに揚力分布が前方に移動したことで $x=7\sim 11\text{m}$ 付近の揚力等価断面積が付加され、先尾翼の前方移動によって揚力等価断面積の設計可能範囲を広げることができた。領域 B に対応する $x=13\sim 21\text{m}$ の揚力

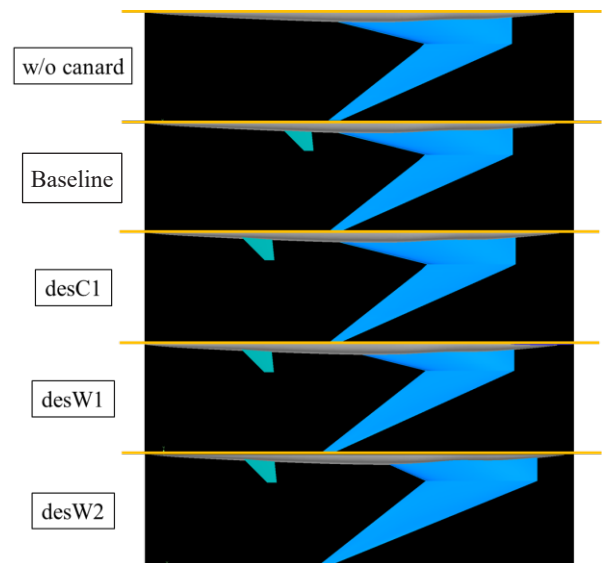
等価断面積を比べると、前進角のついた主翼外翼の翼面積を増やす平面形変形を行った **desW1** と **desW2** がそれ以外の形状よりも揚力等価断面積が大きい。**desW2** は **desW1** よりもさらに主翼外翼の面積を増やしたため、同様の位置で **desW1** よりも揚力等価断面積が増加した。領域 C にあたる機首から 21~28m の揚力等価断面積を見ると、設計過程形状間の局所揚力分布で見られたほどの顕著な差は生じていない。しかし **desW2** では、 $x=23\sim 27\text{m}$ 付近でどのケースよりも揚力等価断面積が小さい。

設計過程ごとの等価断面積分布を第 11 図に示す。まず **Baseline** と **desW2** を比較すると、 $x=7\sim 28\text{m}$ のほとんど全域で等価断面積分布が目標分布に近づいたことが分かる。先尾翼の有無に差がある **w/o canard** と **Baseline** とを比べると、 $x=11\sim 22\text{m}$ 辺りで **Baseline** の方が目標分布に近づいている。すなわち、**Baseline** に対しては等価断面積を得るために先尾翼の効果が無視できないことが分かった。4.2 節で述べた **Baseline** の dA_e における領域 A を小さくすることを目的として先尾翼を前方に動かした **desC1** を **Baseline** と比べると、 $x=7\sim 12\text{m}$ の位置で先尾翼の移動に伴って揚力等価断面積が増加した分だけ目標分布に近づいている。領域 B を小さくすることを目的としてリンクの位置を翼幅方向に翼根側に移動した **desW1** と **desC1** を比較すると、 $x=13\sim 21\text{m}$ の位置で揚力等価断面積の増加に伴って等価断面積が目標分布に近づいたことが読み取れる。しかし、この等価断面積の変化量は **w/o canard** から **Baseline**、**Baseline** から **desC1**、**desW1** から **desW2** への等価断面積変化よりは小さい。

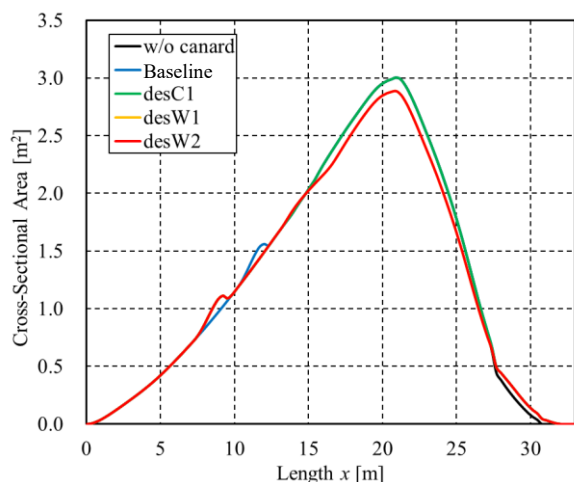
最後に領域 C の dA_e 低減を狙った外翼面積の増加と内翼面積の縮小、主翼の後退を実施した **desW2** の等価断面積を **desW1** と比較する。まず先尾翼の揚力が増加したことによって $x=9\text{m}$ 以降で目標分布に近づいていることが読み取れる。 $x=14\sim 18\text{m}$ 付近においては、**desW2** が **desW1** より

等価断面積が大きくなって目標分布に近づいている。これは揚力分布・揚力等価断面積の考察でも触れたが、**desW2** は **desW1** よりも外翼面積を増加したことによる変化である。そして $x=22\sim 27\text{m}$ 付近では、機軸前後方向に揚力分布を広げるような主翼形状修正により、等価断面積の最大値が減り、 dA_e が小さくなった。

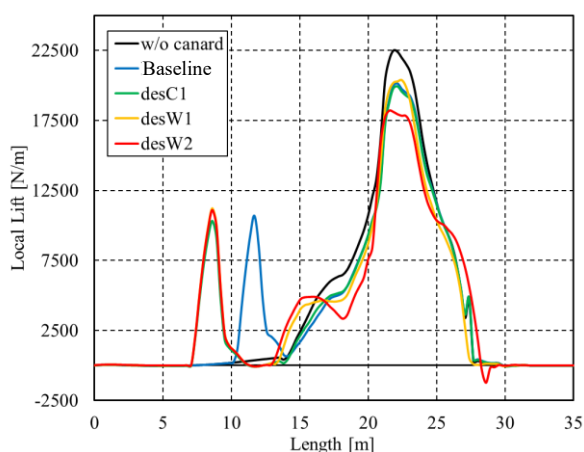
設計過程形状それぞれの等価断面積と目標分布との差異 dA_e を計算した結果を第 12 図に示す。第 12 図から、**w/o canard** から先尾翼をつけた **Baseline**、先尾翼を移動した **desC1**、主翼平面形を変えた **desW1**、**desW2** と形状変更するごとに 4.2 節で述べた領域 A、B、C が減少しており、等価断面積が目標分布に近づいている。機体全体の等価断面積が目標分布に近づいたことを定量的に評価するために設計過程の形状ごとの dA_e 分布の機軸方向積分値を計算した結果を第 3 表に示す。 dA_e の機軸方向積分値は設計を経るごとに減少し、主翼・先尾翼形状再定義による揚力等価断面積の変化により目標分布との差が減ったことを定量的に判断できる。 dA_e の機軸方向積分値は、例えば進化計算法による最適設計法における目的関数に用いることで、等価断面積を用いた低ブーム設計を定量的に評価しながら最適形状を探索することに活用できる。



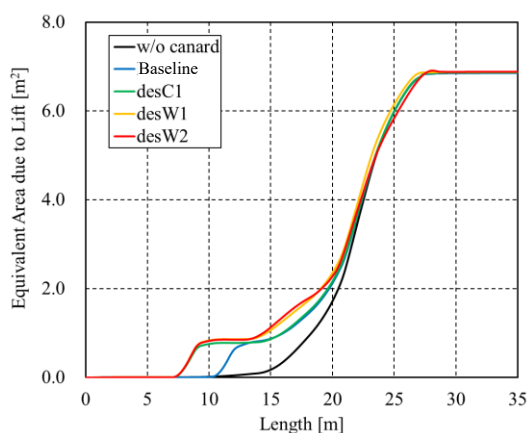
第 7 図 各形状半裁モデルの上面図



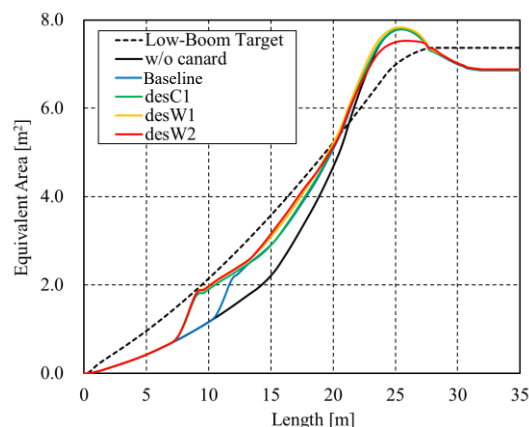
第 8 図 各形状のマッハ断面積分布



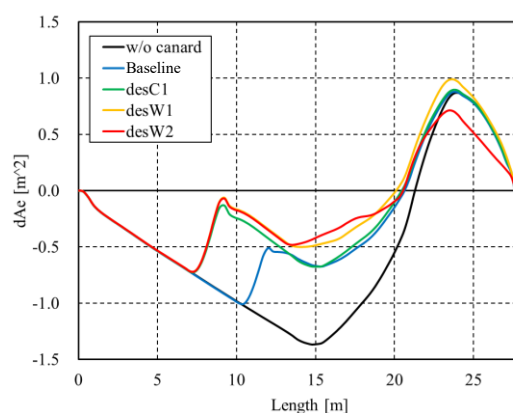
第 9 図 機軸方向の局所揚力分布



第 10 図 各形状における揚力等価断面積



第 11 図 各形状の等価断面積分布

第 12 図 各形状の等価断面積と目標分布の差 dA_e 第 3 表 dA_e の機軸方向積分値

設計ケース名	dA_e 積分値 [m^3]
w/o canard	20.454
Baseline	15.098
desC1	12.675
desW1	11.760
desW2	10.044

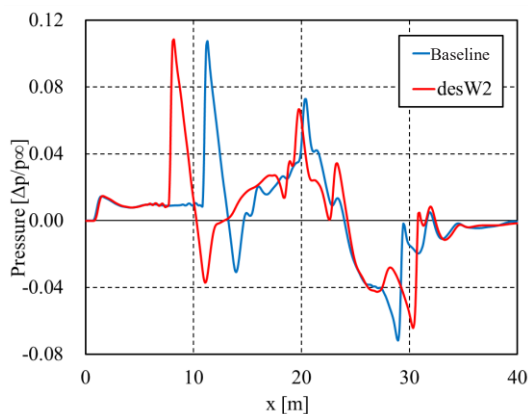
4.4. 代表形状の機体近傍場波形

Baseline と最終形状である desW2 の近傍場圧力波形を第 13 図に示す。いずれも機首先端で同程度の圧力上昇があり、その後それぞれの先尾翼の位置で急激な圧力跳躍がみられた。

先尾翼に起因する圧力跳躍の後方から $x=20m$ 付近までの位置では, Baseline は $x=16m$ 付近で機首の圧力上昇量と同程度の圧力上昇があり, desW2 ではこの圧力上昇は $x=18m$ の位置に移動している。これは翼根部の前縁から生じた衝撃波

による圧力上昇であり, desW2 では翼根部前縁後退角を減少させ翼根翼弦長を減らした影響から後方に移動している。

その後, $x=20\text{m}$ 付近で Baseline と desW2 とともに主翼翼端衝撃波が空間を伝播して生じた圧力ピークを迎えている。desW2 では主翼翼端が前方に移動しているため, このピークが僅かに前方に移動している。主翼翼端衝撃波による圧力ピークの上昇量は, Baseline よりも desW2 の方が弱い, この要因は両者翼幅と翼端形状が同一であるためそれより前方の圧力波形にあると考えられる。 $x=23\text{m}$ の位置で Baseline と desW2 の双方に見られる圧力上昇はキンクから生じた圧縮波であり, desW2 の方が Baseline よりも圧力上昇量が大きい。これについても翼端の衝撃波ピークの考察と同様に, desW2 の主翼翼端衝撃波が Baseline よりも弱められて前方に移動したことで, desW2 の Kink の衝撃波の方が強くなったと考えられる。 $x=26\sim 31\text{m}$ の位置では, 胴体に起因する圧力上昇に対して両者の主翼後縁位置の違いによって, 異なる波形となった。Baseline では胴体下面の圧力上昇と主翼後縁の後端衝撃波がほとんど同じ位置にあるために $x=26$ 付近で一度圧力降下が緩やかになった後, $x=29\text{m}$ で圧力跳躍している。desW2 では主翼後縁が後方に移動しているために胴体下面の効果が先に現れ, $x=27\text{m}$ で一度圧力上昇したのち, $x=31\text{m}$ で主翼後縁による圧力跳躍が起こっている。



第 13 図 近傍場圧力波形

4.5. 地上圧力波形と騒音レベル

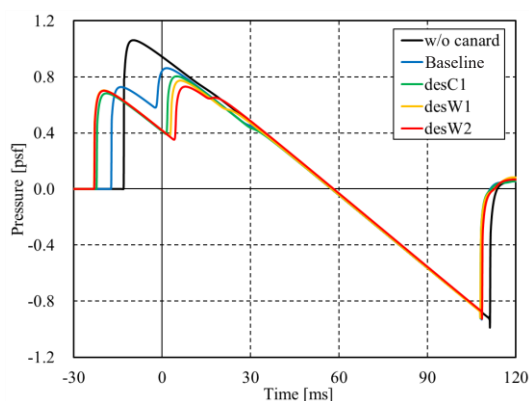
設計の過程で得られた各形状の地上圧力波形を第 14 図に示す。w/o canard のみ一般的な翼胴形状のソニックブーム波形として知られる N 波と呼ばれる前後 2 段の圧力跳躍¹⁹⁾となっている。先尾翼のついた Baseline, desC1, desW1, desW2 は前方の圧力上昇である先端ブームが 2 段の波形となっていて, w/o canard よりも圧力跳躍のトップピークが小さい。w/o canard と Baseline および desC1 との機体形状の違いが先尾翼の有無のみであることから, 翼胴形状に先尾翼を付加することにより胴体と前進翼翼端の圧力擾乱から成る先端ブームを 2 段化し, かつトップピークを小さくできることが分かった。

先尾翼を前方に移動した desC1 は Baseline と比べて先端ブーム 1 段目が前方に移動しながら圧力上昇量が減り, 先端ブーム 2 段目は後方に移動しながら圧力上昇量が小さくなった。主翼形状を再定義した desW1, desW2 では, 先端ブーム 1 段目は位置・圧力上昇量ともにほとんど変化がないものの, desC1 より desW1, desW1 より desW2 の方が先端ブーム 2 段目の位置が後方へ移動し, 圧力上昇量が小さくなった。先尾翼・主翼の配置・平面形設計により, 先端ブーム 2 段目の位置と圧力上昇量を改善できることが分かった。

後端ブームについては全ての形状が 1 段の強い圧力跳躍となっており, その圧力上昇量もほとんど差が無かった。しかし, w/o canard では圧力跳躍位置が後方にずれたことで, より低い圧力からの上昇となった。Baseline と desW2 の機体近傍場圧力波形では第 13 図のように, 圧力跳躍は多段でその位置や圧力上昇量も異なっていたが, 地上まで伝播する間に 1 段の後端ブームに整理統合され, 地上では後端ブームの圧力上昇に違いが見られなくなった。主翼後縁位置をさらに変化させたり, 水平尾翼を設けてトリム安定を考慮した検討を行ったりして機体後方の近傍場波形をさらに変化させれば, 後端ブームを多段化させて更

に低ブーム化できる可能性がある。

設計した各形状のソニックブームラウドネスを第4表に示す。設計を進めて dA_e が減っていくと、PLdB 値もほとんどのケースで減っていく。w/o canard から Baseline にすると、先尾翼がもたらす先端ブームの多段化効果により PLdB 値が 2.41dB 減少した。この低減量は全てのケース間で最も大きい。前進翼の強力な先端ブームを多段化することが低ブーム設計においては重要であり、先端ブーム多段化のための方法として先尾翼が有効であることが分かった。Baseline から desW2 まででは PLdB 値が計 0.16dB 減少した。しかし desC1 から desW1 への設計過程では dA_e が減っているにも関わらず PLdB 値は減少していない。desC1 から desW1 への設計過程は他の設計過程に比べて等価断面積の変化が小さく、地上圧力波形においても先端ブーム 1 段目に違いは観察されず 2 段目の違いも他の設計過程と比べると小さかったことを鑑みると、PLdB 値の変化に反映されないほど主翼平面形の変形が小さかった可能性がある。本研究では固定していた先尾翼の取付舵角を設計変数に加えると、先尾翼の揚力等価断面積の大きさや先尾翼の流れ場が前進翼主翼に与える影響が変化するために dA_e と PLdB 値の関係性が変化する可能性がある。そのため先尾翼舵角を変化させ、トリム安定を考慮した検討も必要である。



第14図 各形状の地上圧力波形

第4表 各設計過程形状の PLdB 値

設計ケース名	Perceived Level [dB]
w/o canard	102.79
Baseline	100.38
desC1	100.30
desW1	100.30
desW2	100.22

5. 結 論

本研究では数値流体力学による空力計算によって得られる揚力分布と機体体積分布を SGD 理論に基づいた理想等価断面積分布形と比較することで、先尾翼のついた超音速前進翼機の等価断面積分布を改善した。改善の結果、次のような設計知見を獲得することができた。

- 前進翼主翼の先端ブームを先尾翼により多段化することが可能である。
- 先尾翼の取付位置を見直すことで2段化した先端ブームの圧力跳躍位置を変更し、圧力上昇量を減らすことができる。
- 前進翼主翼の平面形の見直しにより、等価断面積分布の形状と等価断面積の最大値を減じることが可能で、これにより地上圧力波形における先端ブーム2段目の位置や圧力上昇量を減じることができる。
- dA_e を減らすように揚力分布を再設計すると、設計する度に PLdB 値は概ね減少したが、最も dA_e を減少させられた形状では PLdB 値を飛躍的に低減させることができなかった。

本研究では簡単のため先尾翼の取付角は固定して検討を行ったが、今後は先尾翼の舵角調整によってトリムが取れた条件下で検討をする必要がある。また先尾翼付き前進翼機の更なるブーム低減のため、胴体と翼の形状を同時に制御することによって、先端ブームと後端ブームを同時に低減できる等価断面積設計法の構築が期待される。

参考文献

- (1) 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.
- (2) 岸祐希, 牧野好和, 金崎雅博, 「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」, 航空宇宙技術, 第 19 巻 (2020 年), pp.1-9.
- (3) Kishi, Y., Kanazaki, M. and Makino, Y., “Supersonic Forward-Swept Wing Design Using Multifidelity Efficient Global Optimization”, Journal of Aircraft, Vol.59, No.4 (2022), pp.1027-1040.
- (4) Sasaki, D. and Obayashi, S., “Low-Boom Design Optimization for SST Canard-Wing-Fuselage Configuration”, AIAA Paper 2003-3432 (2003).
- (5) Yoshimoto, M. and Uchiyama, N., “Optimization of Canard Surface Positioning of Supersonic Business Jet for Low Boom and Low Drag Design”, AIAA Paper 2003-3576, 2003.
- (6) Yetgin, A. and Acar, B., “Multidisciplinary Design of Canard”, AIAA Paper 2018-4145, 2018.
- (7) Darden, C.M., “Sonic Boom Theory: Its Status in Prediction and Minimization”, Journal of Aircraft, Vol.14, No.6, p.569-576, 1977.
- (8) 吉本稔, 内山直樹: 低ブーム低抵抗超音速ビジネスジェット機の形状最適設計, 航空宇宙技術研究所特別資料, 第 57 巻, 2003 年, pp.214-219.
- (9) Menshov, O. S. and Nakamura Y., “Implementation of the LU-SGS Method for an Arbitrary Finite Volume Discretization”, 第 9 回数値流体シンポジウム講演論文集, 1995, pp. 123-124.
- (10) Shima, E., Kitamura, K., “Parameter-Free Simple Low-Dissipation AUSM-Family Scheme for All Speeds”, AIAA Journal, Vol. 49, No. 8, 2011, pp. 1693-1709.
- (11) 橋本敦, 村上桂一, 青山剛史, 菱田学, 大野真司, 坂下雅秀, ラフル・パウルス, 佐藤幸男: 高速流体ソルバ FaSTAR の開発, 第 42 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 2010, 1C9, 2010.
- (12) Lahur, P., Hashimoto, A., Murakami, K. and Aoyama, T., “Automatic Grid Generation for Accurate Navier-Stokes Simulations,” 27th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2010.
- (13) Hashimoto, A., Murakami, K. and Aoyama, T., “Lift and Drag Prediction Using Automatic Hexahedra Grid Generation Method,” AIAA Paper 2009-1365, 2009.
- (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, 61 巻, 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.
- (18) Darden, C. M., “Sonic-Boom Minimization with Nose-Bluntness Relaxation”, NASA Technical Paper 1348, 1979.
- (19) 牧野光雄: ソニックブーム—その現象と理論—, 産業図書, 2000 年.