

超音速翼における空力性能の翼平面形依存性に関する検証

岸 祐希^{*1}, 松島 紀佐^{*2}, 牧野 好和^{*3}, 楠瀬 一洋^{*3}, 金崎 雅博^{*1}

^{*1}首都大学東京大学院, ^{*2}富山大学, ^{*3}宇宙航空研究開発機構

Investigation of Planform Dependency on Aerodynamic Performance for Supersonic Wing

by

Yuki KISHI, Kisa MATSUSHIMA, Yoshikazu MAKINO, Kazuhiro KUSUNOSE, Masahiro KANAZAKI

ABSTRACT

In wing design, as wing planforms strongly depend on the sectional airfoil design, it is obvious that optimum airfoil will be different if multi-point aerodynamic performance of wing planform differs. Thus, this paper consists of two parts. In the first part, to obtain quantitative knowledge of multi-point supersonic aerodynamic performance of various wing planforms, the linear theory is investigated using the computational fluid dynamics (CFD). For a given supersonic cruise speed, when the leading edge of the wing becomes the subsonic edge, our theoretical study says the higher swept-back wing has the lower zero-lift drag. On the other hand, when the leading edge of the wing becomes supersonic edge, the lower swept-back wing has the lower zero-lift drag. This result suggests the having a lower swept-back wing will be a reasonable choice for the aircraft which flies at a certain supersonic speed. Secondly, multi-point designs of the supersonic wing using efficient global optimization (EGO) were considered for two kinds of planform; one is cranked arrow wing which has high sweep-back leading edge, another is taper wing which has low sweep-back leading edge. According to the analysis of design results, different optimum airfoil geometries are obtained between each planform and it is also shown that the shape of the camber line of airfoil plays an important role for both the planforms in order to reduce wave drag in supersonic cruise.

1. 緒言

超音速機の設計では、造波抵抗の軽減を目的に大きな後退角を持つ平面形を採用することが一般的である。したがって、これら個々の平面形に対する音速近傍での研究例は多い。一方で、設計の基盤となる音速突破後の空力性能に関する平面形の系統的な調査は、1960年代に行われた線形理論による解析¹⁾が主たる知見である。しかしながら、線形理論に基づく予測は空間的な相互作用は考慮されておらず、厳しい要求を満たせる高性能な超音速旅客機を検討するためには、より精度の高い計算に基づいた平面形の多点空力性能に関する基礎的な知見が必要である。圧縮性流れの計算法が実用的となっている現在、計算機を用いた最適設計による設計知識構築が有望である。また、翼設計においては平面形の選択と同様に翼型設計も重要である。平面形の多点空力性能が異なればそれぞれの最適翼型も異なると予想される。

本稿では数値流体力学 (Computational Fluid Dynamics : CFD) を利用して、音速突破後における各平面形の多点空力性能に関する定量的な知見を得たうえで、最適翼型の平面形依存性に関する知見の獲得を行い、超音速主翼に関する設計知識の俯瞰的検証を目的とする。超音速巡航時の燃費低減には飛行エンベロープ全体の検討が必要となることから、翼型の多点最適空力設計を行う。

2. 多点空力性能の平面形依存性

2.1 検証手法

第1図に示す4つの平面形 (Rectangular 翼, Swept 翼, Delta 翼, Taper 翼) に対して数値計算を行った。各平面形のパラメータを第1表に示す。翼型は翼厚5%のDiamond翼型を主流方向に定義し、捩じり下げや上反角は定義せず、各平面形の面積は一定とした。本検証では圧縮性による造波抵抗の違いを調べることを目的として、誘導抵抗が0となる零揚力迎角で評価を行った。

支配方程式は圧縮性 Euler 方程式とし、計算ソルバには Tohoku University Aerodynamics. Simulation (TAS) code^{2), 3)} を用いた。時間積分は LU-SGS (Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel) 陰解法⁴⁾、流束の評価には HLLEW (Harten-Lax-Van Leer-Einfeldt-Wada) 法²⁾を用いた。

空間離散化には非構造格子法を用い、表面格子は Advancing-Front 法^{5), 6)}、空間格子は Delaunay 三角形分割法⁷⁾により離散化した。空間格子は約150万点となった。

各翼形状に対して行った零揚力状態における計算結果を第2図(a)に示す。また、文献⁸⁾による Rectangular 翼と Swept 翼の線形理論を用いた解析結果を第2図(b)に示す。

2.2 考察

2.2.1 $C_{DP} - M_{\infty}$ 曲線

第2図(a)において、 $1.0 < M_{\infty} < 1.4$ では後退角のついた Swept 翼や Delta 翼の方が低い圧力抗力係数 C_{DP} を示しているが、より高速域ではこの上下関係が逆転している。この傾向は竹内、松島らによる検討⁸⁾でも見られた。また楠瀬らによる超音速複葉機の平面形検討⁹⁾においても、零揚力状態では矩形翼が $M_{\infty} \approx 1.7$ で最も造波抵抗を低減できることが示されており、前縁後退角と抵抗との関係の観点で本検証結果と整合する。

$\Lambda = 45^\circ$ である Swept 翼, Delta 翼では $1.0/\cos \Lambda \approx 1.414$ であるから、 $M_{\infty} > 1.414$ において Swept 翼, Delta 翼の C_{DP} が $\Lambda = 0^\circ$ である Rectangular 翼の C_{DP} より大きくなること、線形理論 (第2図(b)) から予測できる。実際に、第2図(a)において、 $M_{\infty} \geq 1.4$ で、Rectangular 翼の C_{DP} が Swept 翼, Delta 翼の C_{DP} より小さく、本計算の予測が妥当であることがわかる。Taper 翼と Rectangular 翼との結果を比較すると互いに似た $C_D - M_{\infty}$ 曲線を示した。Taper 翼は $\Lambda = 20^\circ$ としたが、 C_{DP} が最大になるマッハ数は $1.0/\cos \Lambda \approx 1.064$ であり、無視できる程度であったためと考えられる。

2.2.2 C_{DP} が理論上最大になる点での流れ場

Rectangular 翼と Taper 翼で C_{DP} が大きくなった $M_{\infty} = 1.0$ における翼中央部の断面 C_p 分布を第3図に示す。Rectangular 翼と Taper 翼では、前縁と後縁での圧力差が大きい。また、前縁では広域にわたって湾曲した高圧領域が形成されている。一方で、後退角のついた Swept 翼と Delta 翼は後退角効果により亜音速前縁となるので、Rectangular 翼や Taper 翼でみられた高圧領域はみられない。Delta 翼では Swept 翼と異なり後縁で大きな膨張波が見られる。Delta 翼は後縁で後退角がないことから、Swept 翼の前縁と Rectangular 翼の後縁の特徴をそれぞれ併せ持つ C_p 分布になったと考えられる。

この傾向は竹内らによる Navier-Stokes ソルバによる検討⁸⁾でも見られ、 $M_\infty = 1.0$ における後縁後退角の影響が $M_\infty = 0.8$ のとき以上に大きくみられた。

Swept 翼と Delta 翼で C_{DP} が大きくなった $M_\infty = 1.4$ における翼中央部の断面 C_p 分布を第 4 図に示す。主流速度が完全に超音速になっているため、翼上面の C_p 分布が $M_\infty = 0.8$ や $M_\infty = 1.0$ の時と異なっている。後退角のない Rectangular 翼と Taper 翼では前縁に張り付いた斜め衝撃波、後退角のついた Swept 翼と Delta 翼では前縁から離脱している湾曲した衝撃波になっていることがわかる。Swept 翼と Delta 翼の前縁で離脱衝撃波の発生は、前縁で湾曲した正圧領域が大きくなった $M_\infty = 1.0$ における Rectangular 翼や Taper 翼の C_p 分布と似ている。Swept 翼の翼中央部から後縁にかけての張り出した負圧領域も、 $M_\infty = 1.0$ で Rectangular 翼や Taper 翼の後流で発生した負圧領域に対応している。後縁に注目すると、Delta 翼の後端では Rectangular 翼や Taper 翼に近い直線的な膨張波がみられ、後縁後退角が流れに影響を及ぼしていることがわかる。

2.2.3 超音速域での流れ場の比較

第 1 図で見られた C_{DP} の大小関係が逆転したあとのマッハ数 ($M_\infty = 1.7$) に注目し、その時の断面 C_p 分布 (50% semi-span) を第 5 図に示す。第 5 図より、Rectangular 翼や Taper 翼の前縁では強い斜め衝撃波が見られるのに対して、比較した中で最も大きな前縁後退角を持つ Swept 翼や Delta 翼では前縁に発生する衝撃波が立ち上がり (衝撃波角の増大)、より強い衝撃波となる様子がみられた。前縁後退角を持つ翼では、後退角効果により実質的なマッハ数は下がり、衝撃波通過後の圧力上昇は強まることが知られており、数値計算の結果もこうした理論と合致した。また後縁を見ると、 $M_\infty = 1.7$ ではいずれの平面形も超音速後縁となっている。

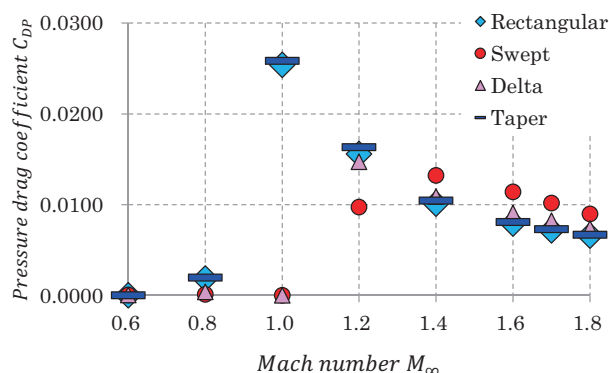


(a) Rectangular 翼 (b) Swept 翼 (c) Delta 翼 (d) Taper 翼

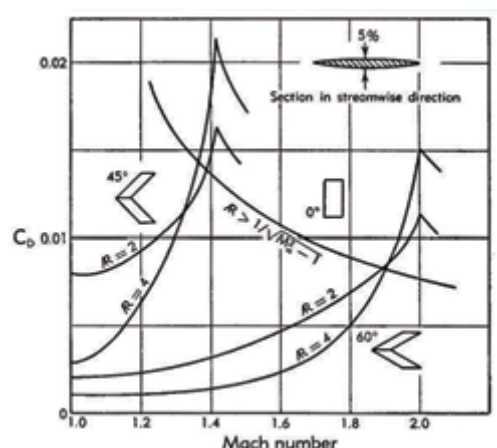
第 1 図 検証個体の検証個平面形 (面積一定)

第 1 表 検証個体の平面形パラメータ

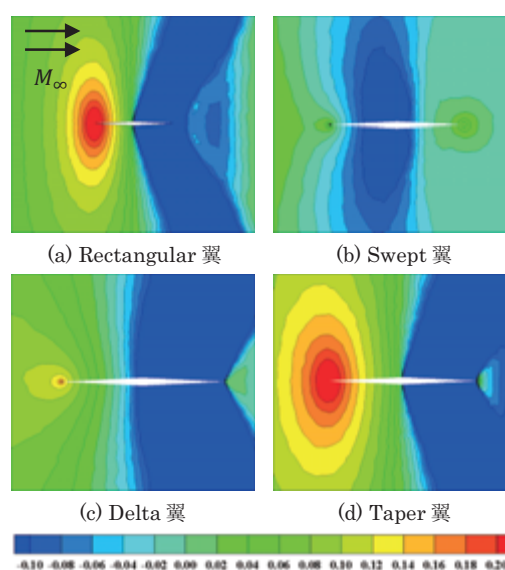
	アスペクト比	テーパ比	前縁後退角
Rectangular 翼	4.0	1.00	0°
Swept 翼	4.0	1.00	45°
Delta 翼	4.0	0.00	45°
Taper 翼*	3.4	0.31	20°



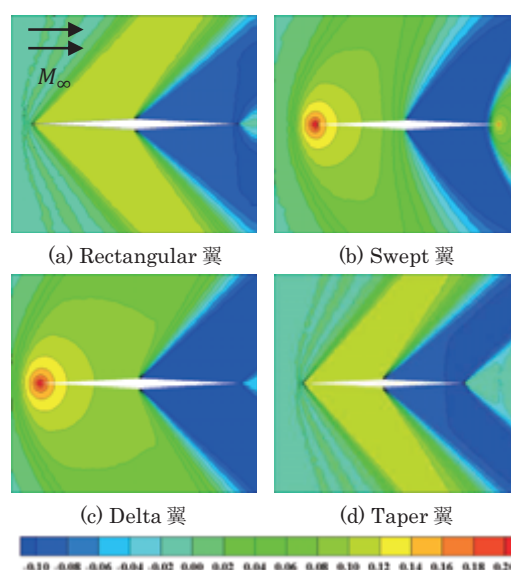
(a) CFD による計算結果



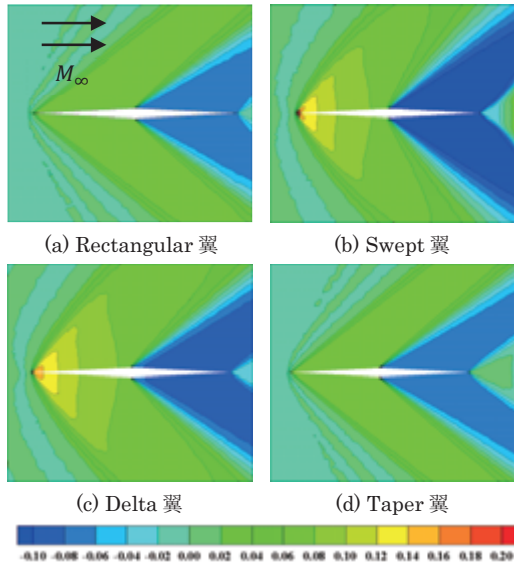
(b) 線形理論に基づく計算結果
第 2 図 $C_D - M_\infty$ 曲線 (零揚力状態)



第 3 図 $M_\infty = 1.0$ における断面 C_p 分布
(50% semi-span, 零揚力状態)



第 4 図 $M_\infty = 1.4$ における断面 C_p 分布
(50% semi-span, 零揚力状態)



第5図 $M_\infty = 1.7$ における断面 C_p 分布
(50% semi-span, 零揚力状態)

3. 超音速最適翼型の平面形依存性

3.1 設計手法

3.1.1 効率的設計探査法

効率的設計探査法 (Efficient Global Optimization : EGO)¹⁰⁾によって翼型の多点最適設計を行う。設計の流れ図を第6図に示す。初期サンプルは、実験計画法の一種であるラテン超方格法に基づき取得する。次に各サンプルの目的関数を計算し、この結果から Kriging モデル¹¹⁾による近似空間を構築する。この近似空間上で Expected Improvement (EI) 値の最大化問題を解くことで追加サンプルを取得する。追加サンプルの探索にあたっては、領域分割多目的遺伝的アルゴリズム¹²⁾ (Divided Range Multi-Objective Genetic Algorithm: DRMOGA) を用いた。追加サンプルの目的関数を計算後、近似空間の精度を上げるために Kriging モデルを再構築し、追加サンプルの情報を反映させる。精度が上がった Kriging モデル上で EI 探索を行い、次の追加サンプルを取得する。この操作を EI 値が収束するまで反復する。

3.1.2 空力計算

空力評価には JAXA 開発による CAPAS (CAD-based Automatic Panel Analysis System)¹³⁾を用いた。CAPAS では線形化された圧縮性ポテンシャル方程式を解く。

$$(M_\infty^2 - 1) \frac{\partial^2 \varphi}{\partial x^2} - \frac{\partial^2 \varphi}{\partial y^2} - \frac{\partial^2 \varphi}{\partial z^2} = 0 \quad (1)$$

第1式を線形パネル法で解き数値解を求める。これにより、全機の C_L や圧力抵抗係数 C_{DP} などが求められる。

3.1.3 データマイニング手法による評価

関数型分散解析 (Functional ANalysis Of Variance: ANOVA) と自己組織化マップ (Self-Organized Maps: SOM)¹⁴⁾を用いて考察する。ANOVA では近似解の設計変数に対する変動を数値的に見ることによって目的関数に対して設計変数の寄与度をみることができる。SOM は教師なし学習が行われる2層構造のフィードフォワード型ニューラルネットワークで、多次元データを2次元マップに非線形写像するデータ解析法である。設計個体をそれぞれベクトル化させて入力層とし、この入力層を用いて出力層の学習を進めていく。こうして学習された出力層を属性 (設計変数) で色付けし、それぞれ比較することで設計空間全体の傾向を把握できる。

3.2 設計問題

3.2.1 目的関数

飛行全体での燃費改善を実現するため、圧力抗力係数 C_{DP} の最小化を考え、2つの設計問題を解く。

Case 1

$$\text{Minimize } C_{DP} \text{ at } M_\infty = 1.60$$

Case 2

$$\text{Minimize } C_{DP} \text{ at } M_\infty = 0.80$$

$$\text{Minimize } C_{DP} \text{ at } M_\infty = 1.60$$

$M_\infty = 1.60$ は洋上飛行 (高度15000m) を、 $M_\infty = 0.80$ は陸上飛行 (高度11000m) を想定している。

3.2.2 設計変数

超音速巡航時に翼前縁が亜音速前縁となるように設計された超音速旅客機と、翼前縁が超音速前縁となるように設計された超音速旅客機の2タイプの機体に対して翼型最適設計を行う。2章の結果に基づき前者は、造波抵抗のピークを遅らせられることに注目し、JAXA 小型 SST 概念検討モデル¹⁵⁾の平面形であるクランクドアロー翼を、後者の平面形には、高速での造波抵抗軽減に注目し、米国の Aerion 社が開発中の SSBJ の平面形を参考にした単純テーパー翼を用いる。それぞれの平面形のパラメータを第2表に示す。また、各機主翼面積は一定とし、それ以外の部分は JAXA 小型 SST 概念検討モデルをベースとした。翼根、キルク (テーパー翼機ではクランクドアロー翼のキルクに相当する位置)、翼端の3断面の翼型を設計するものとし、設計変数とその変数範囲を第3表にまとめる。後退角の大きさを考慮して、クランクドアロー翼機は亜音速前縁 (NACA64A シリーズ)、テーパー翼機は超音速前縁 (レンズ翼) とする。

3.2.3 制約条件

クランクドアロー翼機に対しては、JAXA 小型 SST 概念検討モデルの設計 $C_L (= 0.143)$ をそのまま設計 C_L として採用した。単純テーパー翼機は、設計解別に翼重量の推算を行い、これを設計 C_L に反映させることとした。翼の重量推算には超音速機向けに提案された翼重量推算式¹⁶⁾を用いた (第3式)。この推算式は統計的手法をベースとしており高揚力装置、スポイラー、ブレーキを装備した翼の基本重量を求めることができる。

$$W_w = 5.63 \times 10^{-2} \times \left[\frac{W_{TO} \times n_{ult} \times b_s \times S}{t_{root}} \right]^{0.501} \quad (3)$$

第3式中の構造翼幅 b_s は、第4式のように定義される。

$$b_s = \frac{b}{\cos \Lambda} \quad (4)$$

設計個体の主翼を除いた部分は本研究でクランクドアロー翼機と同重量して検討する。テーパー翼機的全機重量は、JAXA 小型 SST 概念検討モデルの設計の運航重量から同機の翼重量を算出したものを差し引いたものとして推算、揚力に対する制約条件とした。

加えて、超音速巡航時に重心と風圧中心位置が同じ点となるように水平尾翼舵角を調整し、トリム安定を考慮した。この制約の計算においては、ふたつの尾翼舵角において設計 C_L となる迎角をそれぞれ計算し、風圧中心位置を線形的に推算する。こうして推算された尾翼舵角での巡航迎角や C_{DP} 、 C_M を再度計算することで、中立安定点に対する抵抗を求めることができる。したがって、1個体あたり12回の数値計算を行うことになる。

3.3 設計結果と考察

3.3.1 サンプル結果

初期サンプルと追加サンプルの計算結果を第7図に示す。本研究では計10回の追加サンプリングを行った。1回の追

加サンプリングで2点のサンプルを評価した。DRMOGAにおける計算世代数は64、1世代あたりの個体数は64である。

クランクドアロー翼機では追加サンプルを加えることで最適方向に解が進んでいる。一方で、テーパー翼機は追加サンプルを加えても最適方向に探索が進んでいないことがわかる。これは探索してきたEI値の高い追加個体が未探索の高抵抗な解空間にあったということであり、テーパー翼機ではさらに追加サンプリングを続ければより最適方向にある解が得られる可能性がある。

同じ設計空間にも関わらずクランクドアロー翼機の初期サンプルが放物線のように分布しているのに対し、テーパー翼機はサンプルが全体的にばらついており分布の様子も異なっている。Case1とCase2の追加サンプルの分布を比較すると、Case2の方が遷音速性能に優れる個体が多い。Case2ではCase1に比べ超音速性能の探索圧が下がり、両速度域で低抵抗な個体を多く得られた。しかしながらCase1でも少数ながら両速度域で低抵抗な個体を取得できたことから、単目的の最適化でも探索を進めれば遷音速性能に優れる個体も取得できることがわかった。最適方向に分布する個体を比べるといずれの速度域でもテーパー翼機よりクランクドアロー翼機の造波抵抗の方が低くなっている。この原因としては、テーパー翼機に比較のためにクランクドアロー翼を想定して設計された胴体や尾翼を用いたことで、エリアルールが崩れたことなどが考えられる。したがって、主翼平面形に合わせた胴体や尾翼を設計すればテーパー翼機のさらなる低抵抗化が期待できる。2章の結果や先行研究から、 $M_\infty > 1.60$ ではテーパー翼機とクランクドアロー翼機の C_{DP} の大小関係が逆転することが予想される。

3.3.2 データマイニング手法による考察

ANOVAによる分析結果を第8図、SOMによる結果（商用ソフトウェアのmodeFRONTIER®を使用）を第9図に示す。SOMの学習には目的関数を用い、設計変数と目的関数ごとに色付けした属性マップを作成した。第9図は相関の高い属性マップ同士が近接するように並べられている。まずANOVAを見ると、遷音速領域($M_\infty = 0.80$)では平面形によって抵抗低減に寄与する設計変数が異なるものとなった。クランクドアロー翼機はキンクのキャンバーに関する設計変数($dv6$ (キンクの前方キャンバー)や $dv10$ (キンクの後方キャンバー)、 $dv4$ (キンクの前方キャンバー位置)など)が大きく寄与している。原因としては、キンクの翼型は翼根方向と翼端方向双方の翼型補間が大きく影響することなどが考えられる。一方で遷音速域でのテーパー翼機は超音速域とは異なり、 $dv14$ (翼端の捩じり角)や $dv11$ (翼端の後方キャンバー高さ)など翼端に関する設計変数が高い寄与を示した。遷音速でテーパー翼の外翼側の形状の寄与が高くなった理由として、クランクドアロー翼よりテーパー翼の方が翼端付近の翼面積が大きいということが考えられる。これによって、全体の揚力のうち外翼で発生する量がクランクドアロー翼より多くなり、相対的に翼端形状が翼全体に与える影響が大きくなり、また仮に翼端の揚力係数がクランクドアロー翼と同等でも翼端で発生する揚力が多くなり翼端渦が大きくなりやすくなる。超音速領域($M_\infty = 1.60$)ではいずれの平面形でも遷音速領域と同様に $dv6$ (キンクの前方キャンバー)や $dv10$ (キンクの後方キャンバー)、 $dv4$ (キンクの前方キャンバー位置)などのキンクのキャンバーに関する変数だけで全体の寄与度の約半分を占めている。キャンバー形状が衝撃波の発生に大きく影響することが両平面形で寄与が高くなった原因と思われる。

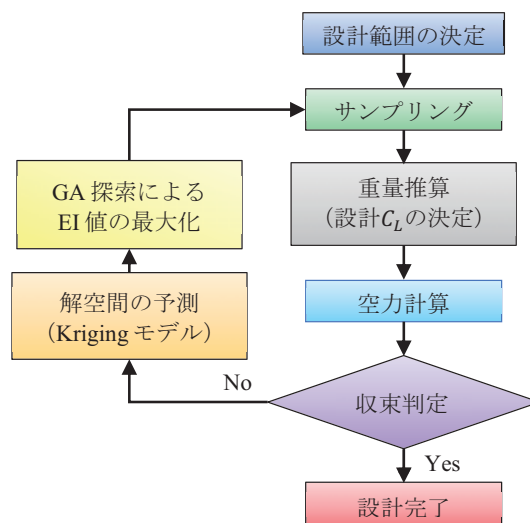
次にSOMの結果を見ると、いずれの平面形も目的関数間に弱いトレードオフがあることがわかる（第9図の黒の実

線及び点線で囲った部分を参照）。遷音速のテーパー翼機以外で寄与度の大きかった $dv6$ (キンクの前方キャンバー)をみると、超音速領域($M_\infty = 1.60$)で抵抗の大きい個体はいずれの平面形でも大きな値を取っている。また、 $dv6$ と同様に高い寄与度を示した $dv10$ (キンクの後方キャンバー)について見ると、いずれの平面形でも巡航速度によって最適値が異なっており、超音速領域の最適値の方が小さい。これらのことは、大きなキャンバーによって超音速領域で衝撃波が発生し易くなり、結果造波抵抗が増大すると説明できる。テーパー翼機の遷音速領域で高い寄与を示した $dv14$ (翼端の捩じり角)は、平面形によって特徴が異なっている。遷音速領域で低抵抗なクランクドアロー翼機は捩じり下げの大きい個体が多いのに対し、テーパー翼機では水平に近い捩じりの個体が多くなっていた。

3.3.3 代表解の形状と空力

サンプリング結果（第7図）において最適方向にあったDesign1とDesignAの表面 C_p 分布を第10図に示す。いずれの速度域でもテーパー翼機はクランクドアロー翼機に比べるとスパン全体にわたって前縁での圧縮上昇が著しい。テーパー翼機の方がクランクドアロー翼機より後退角が小さいので、遷音速以上の速度で飛行すると前縁で強い衝撃波が発生し、急激に流れが圧縮され、前縁の C_p を大きくしていると考えられる。Design1では遷音速から超音速に加速すると、音速から遠ざかることと後退角効果が相まって正圧と負圧のピークが抑えられ、全体として安定した流れとなった。一方でDesignAは後退角が小さいので音速を超えると衝撃波の影響を受けて、前縁で十分な揚力が得られず、後縁で揚力を発生させるために下面に広い正圧領域が形成されている。

それぞれの翼型の概形を第11図に示す。DesignAはどの部分でもDesign1に比べ前縁での勾配が緩くなっており流れが加速しにくいようになっている。後退角の小さいDesignAではDesign1より衝撃波が発生し易いため、これを抑制するような形状になったと思われる。また、翼端を見るとDesign1は大きな正のキャンバーを持っているのに対し、DesignAでは直線的なキャンバーになっている。これにより、第12図のようにDesignAはDesign1に比べて発生する揚力が少なくなっており、翼端部分の面積が大きいDesignAでも誘導抵抗が低減されている。



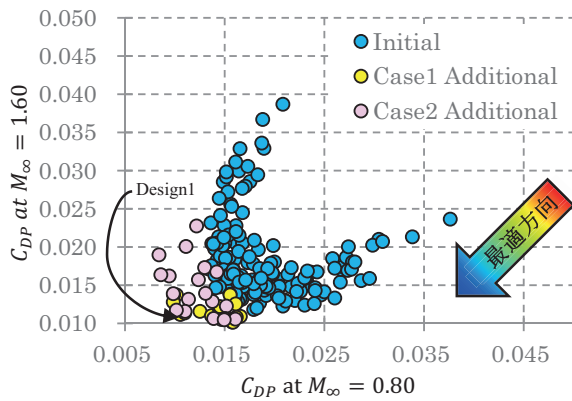
第6図 設計の流れ

第2表 設計機体の平面形パラメータ (面積一定)

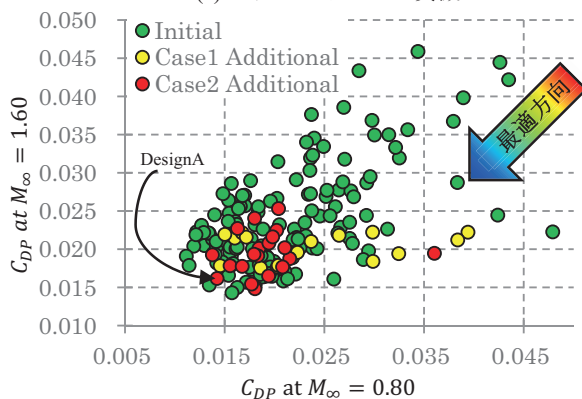
	クランクドアロー翼	テーパー翼
アスペクト比	2.5	3.4
内翼テーパー比	0.28	1.00
外翼テーパー比	0.37	0.31
内翼後退角	68°	20°
外翼後退角	52°	20°
翼面積	175m ²	
キンク定義位置	63% semi-span	

第3表 設計空間

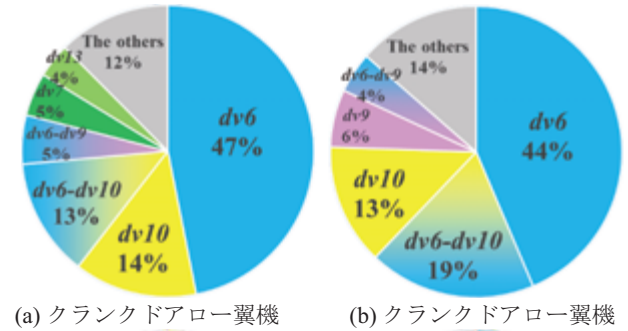
			下限値	上限値
翼厚比	root	dv1	0.03	0.06
	kink	dv2	0.03	0.05
	tip	dv3	0.02	0.05
		dv4	0.30	0.45
前方キャンバー位置	root	dv5	0.02	0.05
	kink	dv6	-0.02	0.05
	tip	dv7	-0.02	0.04
後方キャンバー位置	root	dv8	0.60	0.75
	kink	dv9	-0.03	0.02
	tip	dv10	-0.02	0.02
後方キャンバー高さ	root	dv11	-0.02	0.02
	kink	dv12	0.0°	2.0°
	tip	dv13	-2.0°	2.0°
		dv14	-4.0°	0.0°



(a) クランクドアロー翼機

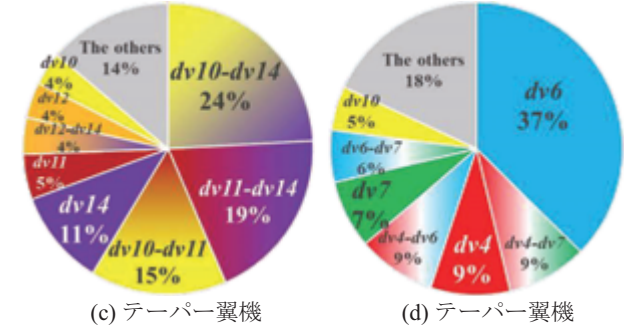


(b) テーパー翼機

第7図 サンプルング結果
(C_{DP} は圧力抵抗係数を表す)

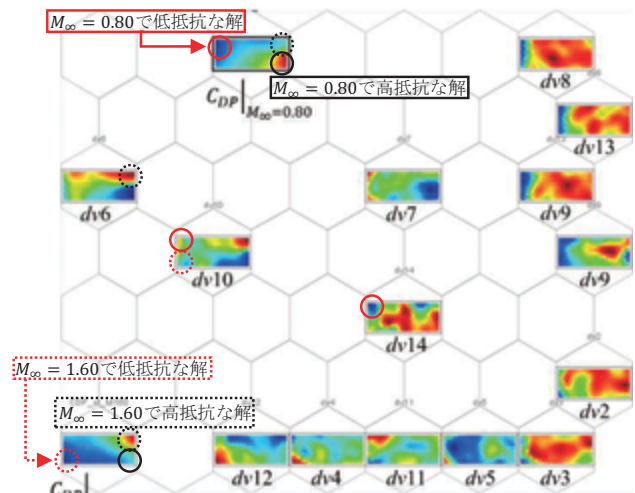
(a) クランクドアロー翼機

(b) クランクドアロー翼機

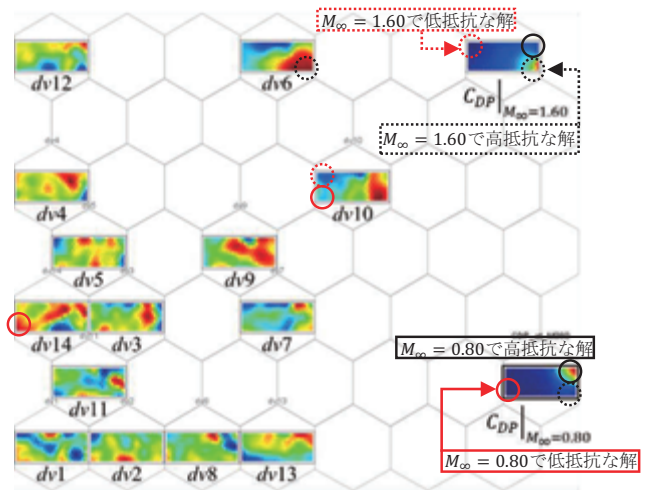


(c) テーパー翼機

(d) テーパー翼機

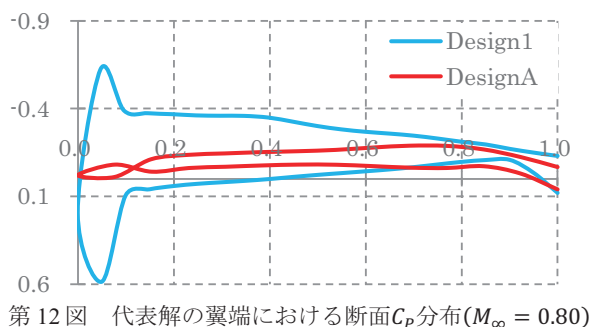
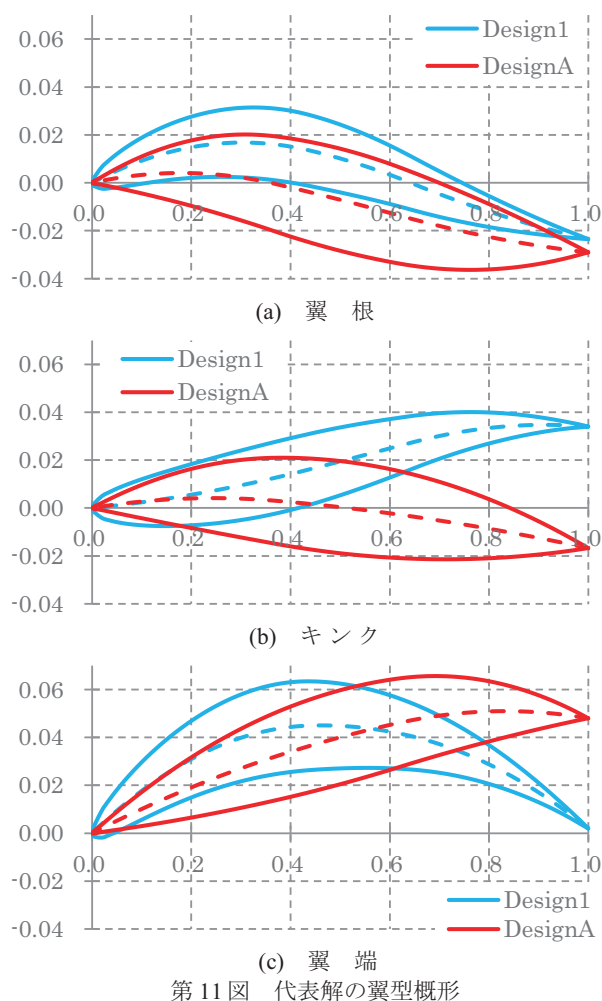
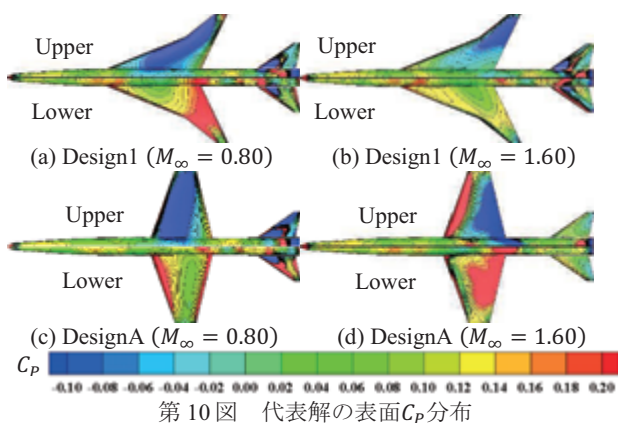
第8図 ANOVAによる C_{DP} の寄与度解析結果 (Case2)(a)(c)は $M_\infty = 0.80$, (b)(d)は $M_\infty = 1.60$ における C_{DP} の寄与度)

(a) クランクドアロー翼機



(b) テーパー翼機

第9図 自己組織化マップ (Case2)



4. 結 言

超音速機設計の基盤となる音速突破後の空力性能に関する平面形の系統的な調査を CFD と最適探索法を用いて行った。2 章では、圧縮性 Euler 計算により、2.1 節で示した線形理論に基づく定性的な予測の妥当性を零揚力状態で検証した。検証の結果、数値計算においてもマッハ数を上げると後退角がある翼とない翼との抵抗の上下関係が逆転することが確認され、予測が妥当であることがわかった。

3 章では 2 章で得られた知見を基に、さらなる超音速機の設計知識獲得を目的に、前縁後退角の異なる 2 つの平面形に対し EGO による翼設計を実施し、最適翼型の平面形依存性を検証した。超音速領域ではクランクドアロー翼とテーパー翼共に抵抗最小化にはキंक（テーパー翼では 63% semi-span に相当）のキャンバーが最も寄与するという共通点が見られる一方で、遷音速領域では平面形によって抵抗低減に寄与する設計変数が異なることがわかった。また、単目的の超音速での C_{DP} 最小化設計も計算回数を増やせば、同時に遷音速での C_{DP} 低減も見込めることがわかった。

5. 参考文献

- Robert T. Jones, Doris Cohen: High Speed Wing Theory, Princeton Univ Pr, 1960
- Sharov, D. and Nakahashi, K.: Hybrid Prismatic/Tetrahedral Grid Generation for Viscous Flow Applications, AIAA J., 36(1998), pp.157-159.
- Obayashi, S. and Guruswamy, G. P.: Convergence Acceleration of an Aeroelastic Navier-Stokes Solver, AIAA J., 33(1995), pp. 1134-1141.
- Sharov, D. and Nakahashi, K.: Reordering Hybrid Unstructured Grid for Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel Computations. AIAA Journal, 36(1998), pp. 484-486.
- Ito, Y. and Nakahashi, K.: Surface Triangulation for Polygonal Models Based on CAD Data, International Journal for Numerical Methods in Fluids, 39(2002), pp. 75-96.
- Sharov, D. and Nakahashi, K.: Hybrid Prismatic/Tetrahedral Grid Generation for Viscous Flow Applications, AIAA J., 36(1998), pp.157-159.
- Ito, Y. and Nakahashi, K.: Direct Surface Triangulation Using Stereolithography Data, AIAA J., 40(2002), pp. 490-496
- 竹内和也, 直井健悟, 松島紀佐: 超音速流における主翼前縁および後縁の後退角の空力特性への影響の CFD 解析, 第 46 回流体力学講演会 / 第 32 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 1C06, 2014
- Kusunose, K. Matsushima, K. Murayama, D: Supersonic biplane-A review, Progress in Aerospace Science, 47(2011), pp.69, Fig. 47.
- Jones, D. R., Schonlau, M., and Welch, W. J.: Efficient Global Optimization of Expensive Black-Box Function, Journal of Global Optimization, Vol. 13, pp. 455-492, 1998
- Sacks, J., Welch, W.J., Mitchell, T. J., and Wynn, H. P. : Design and Analysis of Computer Experiments, Statistical Science, vol.4(1989), No.4, pp.409-435
- 廣安知之, 三木光範, 渡邊真也: 領域分割型多目的遺伝的アルゴリズム, 情報処理学会論文誌, 数理モデル化と応用, 41 (2000), pp.79-89
- 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/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, pp.275-276, 2008
- Vesant, J. :SOM-Based Data Visualization Methods, Intelligent Data Analysis, 3(1999), pp.111-26
- 牧野好和, 牧本卓也, 石川敬樹: 低ソニックブーム実証試験(D-SEND)の空力設計, 第 48 回飛行機シンポジウム, pp.972-975, 2010
- 湯原達規, 李家賢一: 水素燃料超音速旅客機の機体成立性に関する研究, 航空宇宙技術 vol.9, pp.29-35, 2010