

エンジンインテーク統合時における超音速最適翼型の平面形依存性に関する調査

岸 祐希^{*1}, 北崎 慎哉^{*1}, Atthaphone ARIYARIT^{*1}, 牧野 好和^{*2}, 金崎 雅博^{*1}

^{*1} 首都大学東京大学院, ^{*2} 宇宙航空研究開発機構

Investigation of Planform Dependency of Optimum Supersonic Airfoil with Integrated Engine Intake

by

Yuki KISHI, Shinya KITAZAKI, Atthaphon ARIYARIT, Yoshikazu MAKINO, Masahiro KANAZAKI

ABSTRACT

In this research, the supersonic wing design problem for SST with integrated engine intake and nacelle is discussed to obtain design knowledge of the supersonic airfoil in view of wing planform dependency in realistic configuration. Two planforms were considered — a quadruple tapered wing with a high sweep-back angle and a single tapered wing with a low sweep-back angle. To reduce the computational time, the design problems were solved by a multi-fidelity design method, which is the evolutionary computation based exploration using the hybrid surrogate models based on two different physical fidelity results. The hybrid surrogate model which was combined Kriging model with radial basis function (RBF) makes optimizations more efficiently than Kriging model. To evaluate the aerodynamic performance, the compressive Euler equation and the linearized compressive potential equation were employed as two different fidelity solvers. Through optimum designs, two kinds of design knowledge are obtained. Firstly, in airfoil design, the shape of the forward camber and twisted angle have the largest effect on drag reduction. In case of low sweep-back wing, an airfoil which has small positive camber and small twisted down angle has found to be optimum. On the other hands, In case of low sweep-back wing, an airfoil which has a negative camber at the leading edge or higher twisted down angle compared to low swept-back wing's one has shown to be optimum. Secondly, the way of aerodynamic interference between wing, engine, and fuselage depends on planforms.

1. 緒言

数値流体力学 (Computational Fluid Dynamics : CFD) や風洞実験に基づく近年の研究^{1, 2, 3)}において, 翼前縁が超音速前縁 (Supersonic leading edge) になる超音速域では, 後退角が小さい翼の方が低抵抗となることが報告されている. この結果は, 速度に関する多点最適性を考えたとき, 航続距離などミッションによっては, 従来から考えられていた後退角の大きい平面形に限らず, さまざまな平面形が採用されうることを示しており, それぞれに最適な翼型があると考えられる. したがって, 翼型の影響まで考慮された平面形の空力特性に関する知見が望まれる. こういった背景に基づき, 著者らによって後退角の大きいクランクドアロー翼や, 後退角の小さいテーパー翼のふたつの平面形について超音速巡航を想定した最適翼型設計が行われた^{4, 5)}. 同じ設計要求でも平面形が異なれば最適な翼型が異なることや, 具体的にはテーパー翼はクランクドアロー翼より前縁キャンバーが小さい翼型が低抵抗になるということなどを明らかにした. しかしながらエンジンインテークとの衝撃波干渉などについては考慮されていない.

そこで, 本研究では従来の翼胴・尾翼形態に加えて, 新たにエンジンインテークとナセルの取付けを考慮して, ふたつの平面形 (後退角の大きい 4 段テーパー翼と, 後退角の小さい単純テーパー翼) に対して翼型の最適空力設計を行う. エンジンインテークとの衝撃波干渉を考慮することで, より実機の設計に役立つ設計知識の獲得を目指す.

エンジンインテークと主翼との干渉を考えるためには空間全体を解析する必要があるが, こういった手法は先行研究^{4, 5)}で用いた機体表面のみの解析に比べて遥かに計算時間がかかる. したがって本研究では, 設計の効率化のため, High-Fidelity 計算と Low-Fidelity 計算を組み合わせることで設計コストの低減を図った Multi-Fidelity 設計法^{6, 7, 8)}を用いることとした.

2. 最適設計手法

2.1 設計の概要

本研究では第 1 図に示される Multi-Fidelity 設計法によって最適設計を行う. まず, High-Fidelity 計算用の初期サンプルと Low-Fidelity 計算用の補助サンプルをラテン超方格

法⁹⁾によって取得する. High-Fidelity 計算には時間を要することから初期サンプルの数は必要最低限, 短時間で評価できる Low-Fidelity 計算を行う補助サンプルは十分な数だけそれぞれ用意する. これらを各計算で評価した後, 結果から Hybrid 近似モデルを構築する. 構築した近似モデルを利用して, 遺伝的アルゴリズムによる最適探索を行い, 追加サンプルを取得する. 取得サンプルは High-Fidelity モデルによって評価し, この結果を用いて, 近似モデルの精度を逐次的に上げていく. 更新した近似モデルを用いて最適探索を行い, さらに追加サンプルを取得する. この操作を解が収束するまで反復する.

2.2 サンプリング手法

初期サンプルと補助サンプルの取得にあたっては実験計画法のラテン超方格法⁹⁾を用いる. ラテン超方格法では, 要因計画法より少ない実験回数で目的関数に影響を及ぼす設計因子やその効果を定量化できる. 目的関数が設計変数の 2 次式で近似されると仮定すると, 最低限必要なサンプル数 S は, 設計変数の数を n として第 1 式のように表せる¹⁰⁾.

$$S = \frac{(n+1)(n+2)}{2} \quad (1)$$

2.3 近似モデルの構築

遺伝的アルゴリズムは大解域の探索において有利であるが, 各世代ひとつひとつの個体の評価値を支配方程式に基づく数値計算で取得すれば, 解が収束するまでの計算工数の多さが問題となる. そこで本研究では解空間の把握に近似手法を導入する. よって, 限られたサンプル点から解空間全体を補間できる近似モデルを構築し, 新たな点での評価値としてそのモデルの近似解を用いれば, 効率的に最適探索を行うことができる.

2.3.1 Kriging モデル

Kriging 法¹¹⁾は空間現象を連続空間確率場でモデル化し, 観測されたデータから任意の位置での確率場の値を予測するものである. 設計空間の任意の点 \mathbf{x} における Kriging 法の近似解 $\hat{y}(\mathbf{x})$ は第 2 式で表される.

$$\hat{y}(\mathbf{x}) = \mu + \mathbf{r}(\mathbf{x})^T \mathbf{R}^{-1} (\mathbf{f} - \mathbf{1}\mu) \quad (2)$$

ここで μ は大域定数モデルで全サンプルの平均に相当し、与えられたサンプルによって一意に定められる。 $\mathbf{r}(\mathbf{x})$ は任意の点 \mathbf{x} とサンプル点間の相関で表されたベクトル、 \mathbf{R} はサンプル点同士の相関で表される行列、 \mathbf{f} はサンプルの評価値で構成されるベクトルである。右辺第2項は μ からの偏差を表す。また、右辺第2項の $\mathbf{1}$ は単位行列を表す。

2.3.2 Hybrid 近似モデル

複雑な解空間を Kriging モデルで近似する際、大域定数モデル μ が定数であるため、局所的モデルを詳細に把握しないと解空間を再現し切れない。そこで Kriging モデルに放射基底関数 (Radial Based Function : RBF) ¹²⁾ の概念を組み込んで Multi-Fidelity 設計用に拡張したものが Hybrid 近似モデルである。設計空間の任意の点 \mathbf{x} における Kriging 法の近似解 $\hat{y}(\mathbf{x})$ は第3式で表される。

$$\hat{y}(\mathbf{x}) = \mu + \mathbf{f}_{\text{RBF}}(\mathbf{x}) + \mathbf{r}(\mathbf{x})^T \mathbf{R}^{-1} (\mathbf{f} - \mathbf{1}\mu - \mathbf{1}\mathbf{f}_{\text{RBF}}(\mathbf{x})) \quad (3)$$

$\mathbf{f}_{\text{RBF}}(\mathbf{x})$ は放射基底関数で、Low-Fidelity 計算のみ行われる補助サンプルで構成され、第4式のように表される。

$$\mathbf{f}_{\text{RBF}}(\mathbf{x}) = \sum_{i=1}^N w_i \cdot \exp(-\beta|\mathbf{x} - \mathbf{x}_i|) \quad (4)$$

w_i は重み係数、 β は正の定数である。

2.4 EI 値に基づく近似モデルの更新

近似モデルには不確かさが残るため、最適さと不確かさの大きさを同時に示す Expected Improvement (EI) ¹³⁾ 値探索を行う。EI は現在得られている標本の最小値に対して、サンプリングを行った場合に改善できる度合い、つまり標本点が新しい最小値となり得る期待値を表している。この期待値は Kriging 法により予測の不確かさの大きさを考慮しているため、局所探索のみにならない。

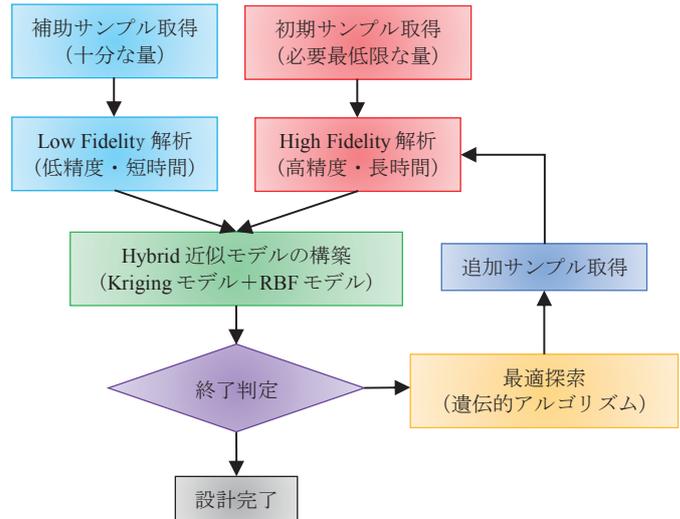
2.5 遺伝的アルゴリズム

本研究では EI 値の最大化問題を解くにあたって、遺伝的アルゴリズム (GA : Genetic Algorithm) ¹⁴⁾ を用いることとした。GA は生物の環境適応進化からヒントを得た手法である。遺伝的操作では、選択にパレートランキング方式 ¹⁴⁾ とルーレット方式 ¹⁴⁾、交叉に Blended Crossover (BLX)-0.5¹⁵⁾、突然変異には一様突然変異 (突然変異率は 0.1) ¹⁴⁾ を用いた。

2.6 設計結果の評価手法

本研究では多変量解析手法である分散解析 (Functional ANalysis Of Variance : ANOVA) とデータマイニング法のひとつである平行座標表示 (Parallel Coordinate Plot : PCP) を用いて設計結果の分析を行う。ANOVA は設計変数に対する変動を数値的に見ること、目的関数に対する設計変数の分散量をみることが出来る。分散量からは、設計変数の傾向を得られるだけでなく、目的関数に対する設計変数の寄与度を定量的に計算できる。本研究では、Kriging モデルに基づく ANOVA を実施した。

PCP では各設計変数や目的関数等の変量とその変動幅で規格化し、すべての変量の軸を平行にならべ直線をつないで可視化する。ANOVA では定性的な情報取得することを目的としているが、PCP では着目するデータに関して定量的な情報獲得を目的としている。PCP の作成にあたっては ESTECO 社の modeFRONTIER® を使用した。



第1図 Multi-Fidelity 設計法のフロー

3. 設計問題

3.1 設計・解析対象

本研究では翼面積が同一としたふたつの平面形に対して翼型設計を行い、最適翼型の平面形依存性を調査する。ひとつは JAXA で検討されている静粛超音速機 (Quiet Supersonic Transport : QSST) の高後退角な平面形 (Case1) を、もうひとつは米国 Aerion 社が開発中の超音速ビジネスジェット (Supersonic Business Jet : SSBJ) の平面形を参考にした低後退角である単純テーパー翼 (Case2) とする。それぞれの平面形を第2図に示す。

3.1.1 翼型定義手法

翼型定義手法には、超音速機の翼型設計に適用された実績があり、かつ進化的計算やデータマイニングとも親和性の高い修正 PARSEC (PARAMetric SECTION) 法 ¹⁷⁾ を用いる。修正 PARSEC 法では翼型を翼厚分布とキャンパーに分けて定義する。このことにより、前縁半径の中心がキャンパー上に設定でき、スーパークリティカル翼型だけでなく薄い翼型や前縁キャンパーの大きい翼型も表現できる。厚翼分布は前縁半径、最大翼厚位置での x , z 座標、及び曲率、後縁角から PARSEC 法によって定義される対称翼を用い、キャンパーは x の5.5次関数で表現する。

3.2 設計空間

第2図で示される三断面の翼型を修正 PARSEC 法で設計し、これに振り下げを与える。これらをスパン方向にスプライン補間することで三次元の主翼を設計する。修正 PARSEC 法のパラメータは11あるが、3断面全てのパラメータを設計変数とすると、設計空間が膨大な広さとなって効率的に設計できない。そこで先行研究 ⁴⁾ から抵抗低減に敏感な変数を5つ抽出し (第1表参照)、それ以外のパラメータは JAXA の QSST と同様の値とした。設計変数の定義域を第1表のように定め、設計空間を定義した。振り下げである α_5 は迎角が小さくする向きを正とした。

3.3 目的関数

超音速巡航時の抵抗軽減に重きを置くため、目的関数を $M_\infty = 1.6$ における圧力抗力係数とし、最小化を考える。

3.4 空力評価手法

3.4.1 High-Fidelity 計算

High-Fidelity 計算による空力評価では、JAXA 開発の高速非構造流体ソルバ FAST Aerodynamic Routines (FaSTAR) ¹⁸⁾

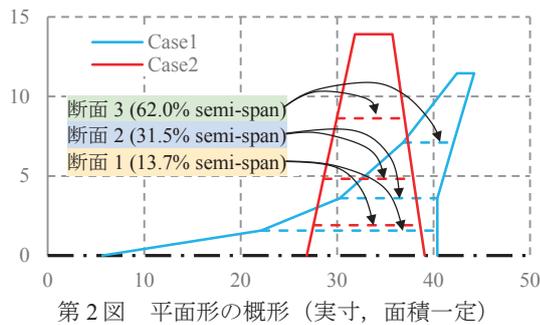
を用いた。支配方程式は圧縮性 Euler 方程式で、時間積分は LU-SGS(Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel)解法¹⁹⁾、非粘性流束の評価は近似リーマン解法の HLLW(Harten-Lax-van Leer-Einfeldt-Wada)法²⁰⁾を用いた。計算格子は六面体、四面体、ピラミッド、プリズムからなるハイブリッド格子とし、その生成には JAXA 開発の自動格子生成ソフト HexaGrid²¹⁾を用いた。High-Fidelity 計算は、エンジン統合形態（フロースルーナセル）に対して行うものとする。

3.4.2 Low-Fidelity 計算

Low-Fidelity 計算による空力評価では、JAXA 開発による CAD-based Automatic Panel Analysis System(CAPAS)²²⁾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線形パネル法で解く。Low-Fidelity 計算はエンジンのないクリーン形態に対して行うものとする。

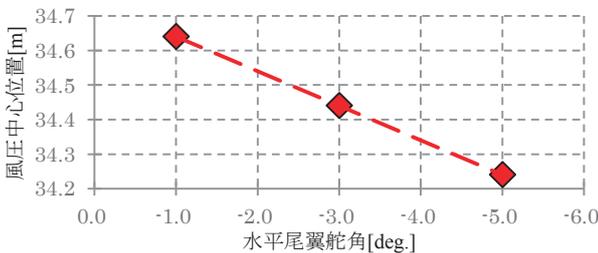
3.5 制約条件

巡航時（水平飛行）の空力評価を行うため、揚力と重量の釣り合いを機体迎角にて、トリム中立安定（風圧中心と重心の一致）を水平尾翼舵角によって調整する。水平尾翼の舵角を決める際には水平尾翼舵角と風圧中心位置にはそれぞれ線形性があること（第3図）を利用する。



第1表 設計空間

			下限値	上限値
キャンパー前縁半径 r_c	断面2	$dv1$	-0.00025	0.00025
	断面3	$dv2$	-0.00025	0.00025
キャンパー定義位置 x_c	断面1	$dv3$	0.35	0.55
キャンパー高さ z_c	断面2	$dv4$	-0.0050	0.0015
振り下げ角 t_x	断面2	$dv5$	-1.0°	2.0°



第3図 尾翼舵角と風圧中心位置の関係

4. 結果と考察

4.1 形状 Fidelity の妥当性の検証

本研究で行う Multi-Fidelity 設計では、ソルバによる Fidelity の違いに加え、エンジンナセル統合・非統合形態の2モデルを形状 Fidelity として考慮している。形状 Fidelity の概念の妥当性を確認するために、初期サンプルの空力性能を第4図に示す。初期サンプルは Case1, Case2 共に同じ設計変数の組み合わせを使用しており（スパン方向の翼型分布は共通）、違いは平面形のみである。また、初期サン

ルの数は15とした。第4図をみると、エンジンを考慮することで Case1 では15~20カウント、Case2 では30~45カウント程度抵抗が増えていることがわかる。しかしながら各サンプル同士の相対的な大小関係についてはエンジン統合形態とクリーン形態の間に大きな違いが見られない。これらの結果から本研究では、ソルバの物理モデルの違いによる計算 Fidelity に加えてエンジンの統合・非統合形態を形状 Fidelity として Multi-Fidelity 設計を行うこととした。

4.2 追加サンプリング結果

Low-Fidelity 計算のみ行う補助サンプルは、関数の多峰性などを考慮して第1式で示される最低サンプル数の約2倍となる40とした。目的関数が単一であることから、1回の追加サンプリングでひとつの追加サンプルを取得するものとし、High-Fidelity 計算に基づく初期サンプルの抵抗値を下回る追加サンプルが出るまで探索を行った。最終的に Case1 では10、Case2 では15の追加サンプルを取得した。第5図に各 Case の抵抗値を示す。Case1 の場合、4回目の追加サンプリングで初期サンプルより低抵抗な設計解が出現した。Case2 の場合、15回目の追加サンプリングで初期サンプルより低抵抗な設計解が得られた。Case2 の方が低抵抗な解の発見に必要な反復回数が多かった。これは、Case2 が Case1 に比べると極値が複数ある複雑な解空間をしており、解空間に近い近似モデルの構築により多くのサンプルが必要だったためだと考えられる。

4.3 解空間の傾向

4.3.1 設計変数の寄与度に関する考察

第6図に各 Case における ANOVA の結果を示す。いずれの平面形も、内翼側のパラメータである $dv3$ （断面1でのキャンパー定義位置）や $dv5$ （断面2での振り下げ角）に関わるパラメータが寄与度の9割以上を占めている。両平面形共に外翼にいくほどコード長が短くなることから、内翼側で発生する揚力や抗力も相対的に大きくなる。これによって、一番外翼側にある断面3の設計変数の寄与度が小さくなったと考えられる。Case1 と Case2 にこういった共通点がある一方で、ANOVA に現れた設計変数の寄与度の大きさは平面形ごとに異なっており、Case2 は Case1 より $dv3$ （断面1でのキャンパー定義位置）の影響が大きい。

4.3.2 PCP による考察

初期サンプルと追加サンプルの PCP を第7図に示す。青い線は抵抗の小さい設計解、赤い線は大きい設計解を表している。まず、Case1, Case2 共に低抵抗となった設計解（青い線の設計解）はひとつのクラスタを形成しており、これらの設計解の取る設計変数値の近傍に設計変数の最適値が存在すると考えられる。

寄与度の高かった $dv3$ （断面1でのキャンパー定義位置）をみると、Case1 では0.44付近に低抵抗な設計解が集中しているのに対し、Case2 では0.42付近に集中している。これは、Case1 より Case2 の方が前方のキャンパー高さに抵抗値感度が大きいことを表している。

$dv5$ （断面2での振り下げ角）をみると、Case1 では1.1付近に低抵抗な設計解が集中しているのに対し、Case2 では1.4付近に集中している。Case1 の低抵抗な設計解の巡航角度はどれも約3.8°、Case2 は約3°である。したがって、それぞれの低抵抗解における断面2近傍の主流に対する実質的な迎角は、Case1 で約2.7°、Case2 で約1.6°である。このことから Case1 より Case2 より断面2の最適な迎角が小さいことがわかる。Case2 は Case1 より後退角が小さいことから造波抵抗が大きくなりがちである。Case2 で低抵抗な解を得るためには、多くの揚力が発生する翼根から翼中央

部において、衝撃波の発生する前縁で流れが極力加速しにくくなるようにする必要がある。よって、Case2ではCase1より $dv3$ （断面1でのキャンバ一定義位置）を小さくして前縁形状の自由度を大きくし、 $dv5$ （断面2での捩じり下げ角）が大きくなって、捩じり下げが大きくなるように設計が進んだと思われる。

4.4 代表解の形状と空力

第5図において最も低抵抗となった各Caseの設計解をそれぞれDesign1-1とDesign2-2、第4図において同じ翼型にもかかわらずCase1とCase2で抵抗の大きさが大小わかれた設計解をDesign1-2、Design2-2とする。それぞれの設計解を上向き及び下向きから見たHigh-Fidelity計算に基づく表面 C_p （圧力係数）分布図を第8図、Design1-1とDesign2-1のクリーン形態での表面 C_p （圧力係数）分布を第9図に示す。また、寄与度の高かった設計変数を含む断面2での翼型概形を第10図に示す。

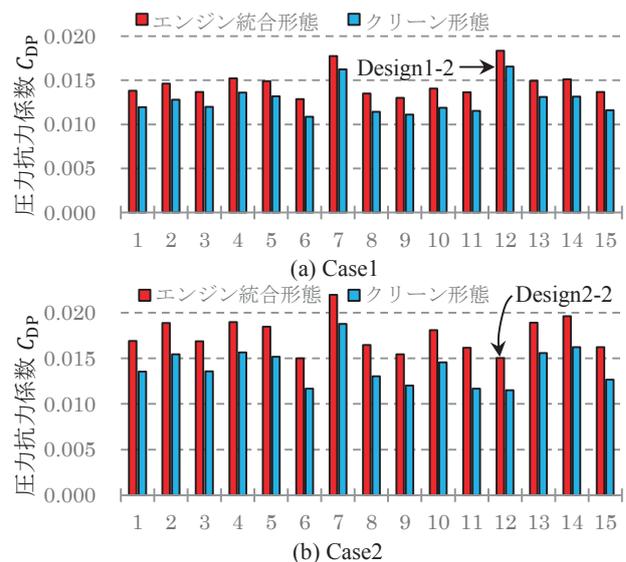
4.4.1 低抵抗な設計解

第8図において、Design2-1ではDesign1-1より前縁や翼上面での圧力が高い。また、断面2における空間 C_p 分布（第11図）ではDesign2-1の下面前縁側で強い衝撃波がみられた。これは平面形の後退角の違いによって、前縁での衝撃波の緩和度合いが変わったためである。エンジンと主翼との干渉を観察するために第8図と第9図を比較する。Design1-1のクリーン形態はエンジン統合形態に比べ、翼上面の翼根から翼中央にかけて低 C_p を示している。Design2-1においてはDesign1-1ほど顕著な違いはみられないものの、エンジン統合形態は翼上面の翼根後端部分でクリーン形態より高い C_p となった。これらの C_p 分布の違いは、インテークで発生した衝撃波が翼上面の流れに干渉したことに起因していると思われる。このエンジンの干渉を受ける翼上面の翼根後部の面積はDesign1-1の方が広がっている。エンジンからやや離れた断面2における空間 C_p 分布（第11図）においても、Design1-1では後端で衝撃波が見られるのに対して、Design2-1の後縁では衝撃波が見られない。これはCase1の後端部分の翼が後退しており、より後流に晒されるためである。また、インテークから発生する衝撃波が直接届かない翼下面ではDesign1-1もDesign2-1も、エンジンの有無で C_p 分布に大きな違いはみられない。

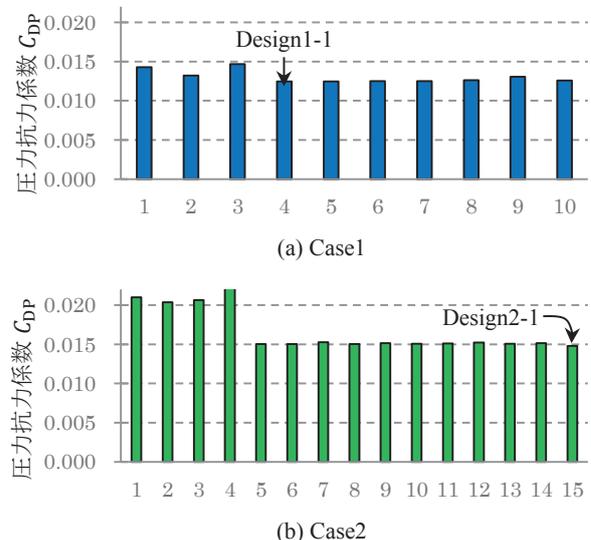
インテーク付近を横から見た表面 C_p 分布を第12図に、第12図中のスパン方向に切った空間 C_p 分布を第13図に示す。インテークで発生した衝撃波は、Design2-1では胴体表面から主翼へ干渉しているが、Design1-1ではそうした干渉は顕著ではない。この違いはDesign2-1よりDesign1-1の方が高抵抗となった原因のひとつと思われる。また、ナセル表面も、Design1-1よりDesign2-1の方が低圧になっている。これは、Design2-1の主翼・エンジン間を通る流れがインテーク入口の衝撃波で減速した後、主翼に沿って加速・減圧する影響が依然として強いためである。よって、本研究で変化させる程度の翼設計ではインテーク性能を大きく損なうことはないことが予想できる。第13図より、Design2-1がDesign1-1よりインテークによって発生する正圧が空間的に伝播し、これが局所的に強く主翼と干渉していることがわかる。主翼の取り付け高さ、エンジンの取り付け位置がCase1とCase2で変わらないことを考えると、翼平面形に依らず主翼や胴体はエンジンからの空力干渉を受けるが、その干渉の受け方は平面形によって異なることがわかった。このような場合、主翼とエンジン間に十分なクリアランスを設けることで空力干渉の低減を期待できる。

4.4.2 平面形によって抵抗が大きく異なる設計解

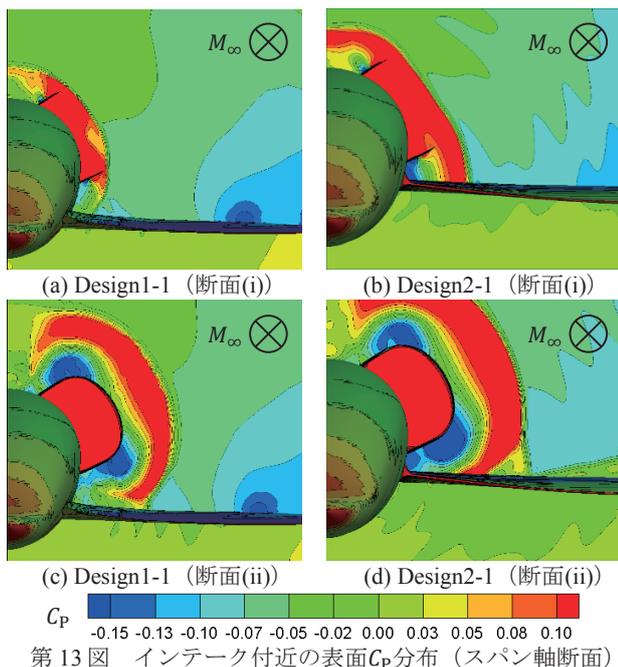
同じ翼型の組み合わせにもかかわらず、Design1-2では高抵抗、Design2-2は低抵抗となった。翼以外の部分は共通していることから、この違いは平面形の特長によるものと思われる。第10図で各Caseにおける低抵抗設計解の翼型と比べると、これらは全く形状が異なっている。特に前縁が上向きに尖った、つまり前縁で下に凸のキャンバになっているのが特徴である。断面1や断面3はこのような前縁ではない（第10図(b)）。Design2-2の表面 C_p 分布において（第8図(d)）、断面2の上面周辺は翼根側や翼端側の前縁より高圧となり、この形状によって前縁の負圧が抑えられていることがわかる。後退角が浅いCase2では前縁で衝撃波が発生して造波抵抗が大きくなりやすいため、前縁における流れの加速を抑えるこの形状は抵抗軽減に有効となる。一方、後退角の大きなCase1では負圧を抑えなくても平面形の特長上衝撃波が発生しにくい。よって、この形状だと上面で十分な負圧を得ることができず効率的に揚力を得られない。これはDesign1-2の上面（断面2近傍）がDesign1-1の上面（断面2近傍）より低圧になっていることからわかる。結果としてDesign1-2の形状はCase1にとって有効な翼型になり得なかったものと思われる。



第4図 初期サンプルの圧力抗力係数



第5図 追加サンプルの圧力抵抗係数



第 13 図 インテーク付近の表面 C_p 分布 (スパン軸断面)

5. 結 言

最適翼型まで考慮された平面形に関する知見の獲得を目的に、高後退角の翼と低後退角の翼に対して Multi-Fidelity 設計法による最適翼型設計を実施した。設計の際は、エンジンインテーク及びナセルが主翼と空力的に干渉することを想定し、全機統合形態にて検討した。

設計の結果、以下の設計知識を獲得することができた。

- 後退角の大きさによらず、前縁キャンバーの形状と振り下げ角が超音速巡航時の抵抗増減に最も影響する。
- 後退角の大きな平面形ではやや振り下げがある正のキャンバーを持つ翼型が抵抗軽減に有効。
- 後退翼の小さな平面形では前縁での衝撃波発生を抑制するため、振り下げの強い、または前縁で負のキャンバーをもつ翼型が抵抗軽減に有効。
- インテーク・ナセル取り付けによる翼・胴体への空力干渉の様子は平面形によって異なる。低後退角な平面形の方が高後退角な平面形より局所的に強いエンジン空力干渉を受ける。一方翼面の干渉面積は、高後退角な平面形より低後退角な平面形の方が大きい。このような場合、主翼とエンジンの間に十分なクリアランスを設けることで空力干渉の低減を期待できる。

6. 参考文献

- 1) 岸祐希：超音速主翼における多点空力性能の平面形依存性, 第 51 回飛行機シンポジウム, 1B08, 高松, 2013
- 2) 榎谷賢士, 楠瀬一洋, 山田裕, 仲尾晋一郎：超音速流中における後退翼の影響に関する予備実験, 第 52 回飛行機シンポジウム, 1F11, 長崎, 2014
- 3) 竹内和也, 松島紀佐, 金崎雅博, 楠瀬一洋：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, 日本機械学会論文集, 81, 827(2015)
- 4) 新井翔, 金崎雅博, 牧野好和, 松島紀佐：超音速機主翼の多目的設計のための設計情報の構築, 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, 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, 1C08, 弘前, 2014
- 5) 岸祐希, 松島紀佐, 牧野好和, 楠瀬一洋, 金崎雅博：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, 第 47 回流体力学講演会/第 33 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2B13, 東京, 2015
- 6) Ariyarat, A., Sugiura, M., Tanabe, Y., Kanazaki, M.: Hybrid Surrogate Model based on Multi-fidelity Efficiency Global Optimization Applied to Helicopter Blade Design, 14th Copper Mountain Conference on Iterative Methods, Colorado USA, 2016
 - 7) Seongim, C., Juan, J. A. and Illan, K., M.: Multi-Fidelity Design Optimization of Low-Boom Supersonic Business Jet, Journal of Aircraft, 45, 1 (2008), pp.106-118.
 - 8) Dev, D., Alex, H., and Ilan, K.: A Multifidelity Gradient-Free Optimization Method and Application to Aerodynamic Design, 12th AIAA/ISSMO Multi-disciplinary Analysis and Optimization Conference, AIAA 2008-6020, British Columbia Canada (2008).
 - 9) Ye, K.: Orthogonal Column Latin Hypercubes and Their Application in Computer Experiments, Journal of American Statistical Association, 93, 444 (1998), pp. 1430-1439
 - 10) 川面恵司, 横山正明, 長谷川浩志：最適化理論の基礎と応用 - GA および MDO を中心にして -, コロナ社, 2000
 - 11) Sacks, J., Welch, W.J., Mitchell, T.J. and Wynn, H.P.: Design and Analysis of Computer Experiments. Statistical Science, 4, 4(1989), pp. 409-435
 - 12) Buhmann, M. D. : Radial Basis Functions: Theory and Implementations (Cambridge Monographs on Applied and Computational Mathematics), Cambridge University Press, 2003
 - 13) Jones, D.R., Schonlau, M. and Welch, W.J.: Efficient Global Optimization of Expensive Black-Box Function. Journal of Global Optimization, 13, 4(1999), pp. 455-492
 - 14) 北野宏明：遺伝的アルゴリズム, 産業図書, 1993
 - 15) Eshelman, L. J., Schaffer, J. D.: Real-coded genetic algorithms and intrval schemata, Foundations of Genetic Algorithms2, Morgan Kaufmann Publishers, Inc., San Mateo, 1993
 - 16) 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, 長崎, 2014
 - 17) 金崎雅博, 四谷智義, 奈良拓矢, 松島紀佐：PARSEC 翼型表現法の修正手法と表現性能検証, 日本航空宇宙学会論文集, 59, 684(2011), pp. 24-26
 - 18) 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
 - 19) 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.
 - 20) Pritesh, 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.
 - 21) 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.
 - 22) 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