

超音速機主翼の大域的な多分野融合最適設計

瀬戸 直人
首都大学東京大学院

牧野 好和
宇宙航空研究開発機構

鄭 信圭
東北大流体研

金崎 雅博
首都大学東京

Global Multidisciplinary Design Optimization for a Supersonic Wing

by

Naoto Seto (TMU), Yoshikazu Makino (JAXA), Jeong Shinkyu (IFS/Tohoku Univ.), and Masahiro Kanazaki (TMU)

Abstract

Multidisciplinary design optimization for supersonic wing geometry is carried out. The objective functions are to maximize lift to drag ratio and to minimize sonic boom intensity at supersonic cruise respectively, and to minimize wing weight. Multi-Objective genetic algorithm (MOGA) is applied as an optimizer, which Kriging model is used to reduce computational cost. For Kriging model construction, 75 sample points are evaluated. To obtain the information of the design space, functional Analysis of Variance (ANOVA) which is one of the knowledge discovery techniques is applied. According to their results, there is trade-off relationship among 3 objective functions. ANOVA results say that the cambers of the wing section at root and kink are effective in lift to drag ratio, the inner wing sweep back angle is in sonic boom intensity, camber of wing section at kink and aspect ratio are in wing weight. Considering the calculation cost of objective functions, time-wise effective MDO tool has been constructed.

1. 序論

近年の航空機開発においては、環境適合性を含めた多様な性能要求を満たす航空機の効率的な開発が求められており、高度な計算機支援による手法が期待されている。特に、ソニックブームの問題が解決されていない超音速旅客機など、未解決な事柄が多い機体形状開発にはそうした技術の適用が効果的であり、世界的にも研究が盛んである。文献 1 では、超音速ビジネスジェットを対象に応答曲面法を用いた Multi-fidelity 最適手法が適用され、ソニックブームを含む多分野融合最適化(Multi-Disciplinary Optimization: MDO)問題の解決が試みられた。我が国の超音速航空機 (Super Sonic Transporter: SST) 関連研究においても宇宙航空研究開発機構 (JAXA) で計算機支援による手法が検討され、1990 年代から無推力実験機 NEXST-1 開発等に適用されている[2]。それに続いて、ソニックブームの低減を実証するための静粛超音速実験機 (Silent Super Sonic Technology Demonstrator: S³TD)の開発 (図 1) が 2000 年台から行われており、それに伴って超音速概念設計ツールの開発[3] とそれに基づく MDO[4]も行われている。

文献 4 では Euler 方程式などのフィデリティの高い支配方程式を用いて流れ場を計算しており、こうした研究では、実設計に適用できる有用な設計データを取得することが出来、詳細設計に適している。一方で、この実験機の技術を継承する次世代ビジネスジェットなどの初期概念設計を短期間で行うには計算コストの負荷が問題となる。

そこで本研究では次世代超音速旅客機の初期概念検討を効率的に行うため、多目的遺伝的アルゴリズム (Multi-Objective Genetic Algorithm; MOGA)と Kriging 法、データマイニング法などを主体とした多目的設計探索[5]の着想を取り入れ、効率的に MDO を行うことができるツールの構築及び、汎用化を試みる。また、このツールを試験的に JAXA の静粛超音速研究機主翼の多分野融合設計に適用し、使用感を確認する。

最適設計では SST で重要な要素である空力・ソニックブーム・翼重量の低減を目的関数とした。空力評価は線形ポテンシャル方程式を解くことにより行う。また、設計効率の高さを生かし、制約条件として水平尾翼の舵角をトリム安定が取れるようにし、現実の問題に即したものとした。

最適設計では SST で重要な要素である空力・ソニックブーム・翼重量の低減を目的関数とした。空力評価は線形ポテンシャル方程式を解くことにより行う。また、設計効率の高さを生かし、制約条件として水平尾翼の舵角をトリム安定が取れるようにし、現実の問題に即したものとした。



図 1 静粛超音速実験機モデル

2. 適用する最適設計法

2. 1 多目的設計の効率化

最適化問題を解く際には様々な手法が提案されているが、本研究では低計算コストで MDO ツールを構築するために下記に記した計算方法を用いてツール構築を行った。

2. 1. 1 Kriging 法

低計算コストな MDO ツール構築を目指し、計算コスト削減のために近似手法を取り入れた。複数の目的関数を同時に評価する本研究では大域的な解情報を得るために MOGA を適用するが、MOGA は多点同時探索を行うので

解が収束するまでの計算コストが高く、解空間の傾向をつかむまでに時間がかかる。そこで、計算コスト削減のために解空間を近似する手法の一つである Kriging 法[6]を取り入れた。Kriging 法は数点のサンプル点同士の相関を考慮した近似手法であり多峰性が予想される問題においても高い精度で近似解を構築することができることが知られている。Kriging 法による任意の設計点 x^i での近似解 $y(x^i)$ は次式で与えられる。

$$y(x^i) = \mu + \varepsilon(x^i) \quad (i=1, \dots, N) \quad (1)$$

N は設計変数の数、 μ は解空間全体の平均値、 $\varepsilon(x_i)$ は μ からの偏差である。本研究における初期のサンプル点は 75 点とし、実験計画法の一つであるラテン超方格法[6]により取得した。

2. 1. 2 多目的遺伝的アルゴリズム

Kriging 法による近似解上での非劣解探索には、大域性に優れた領域分散遺伝的アルゴリズム(Divided Range MOGA; DRMOGA)[7]を適用した。GA は生物界における進化過程を模した計算アルゴリズム(図 2)で、多点同時探索により大域的な解を得られることが知られている。優れた個体を選択し、交差や突然変異といった遺伝的操作を行うことにより、次の世代を形成し最適解を探索するというのが基本的な概念である。DRMOGA は得られている解を着目する目的関数値順にソートを行い、サブ集団を形成する。そのサブ集団内で MOGA を行う手法である。

本研究では集団サイズ 24、分割数 4、移住間隔 8、640 世代の探索を行った。

2. 1. 3 分散解析

設定した目的関数に対する設計変数の寄与率を調べるために多変量解析の一種である分散解析を行った。近似解上での設計変数の主効果や相互作用を分解して推算する。設計変数 x_i に対する主効果は次式で定義される。

$$\mu_i(x_i) \equiv \int \dots \int y(x_1, \dots, x_n) dx_1, \dots, dx_{i-1}, dx_{i+1}, \dots, dx_n - \mu \quad (2)$$

また、設計変数 x_i と x_j に対する相互作用は次式で定義される。

$$\mu_{i,j}(x_{i,j}) \equiv \int \dots \int (x_1, \dots, x_n) dx_1, \dots, dx_{i-1}, dx_{i+1}, \dots, dx_{j-1}, dx_{j+1}, \dots, dx_n - \mu_i(x_i) - \mu_j(x_j) - \mu \quad (3)$$

ここで μ は近似解空間上全体を積分した値である。各設計変数に対する目的関数の変動分 ε_{main} は次式で定義される。

$$\varepsilon_{main} = \int [\mu_i(x_i)]^2 dx_i \quad (4)$$

設計変数による 1 目的関数への寄与率 P_{main} は

$$P_{main} \equiv \frac{\varepsilon_{main}}{\int \dots \int [y(x_1, \dots, x_n) - \mu]^2 dx_1, \dots, dx_n} \quad (5)$$

で定義される。また 2 つの設計変数の相互作用に対する目的関数への変動分 ε_{inter} は

$$\varepsilon_{inter} = \int [\mu_{i,j}(x_{i,j})]^2 dx_i dx_j \quad (6)$$

であり、2 つの目的関数に対する相互作用に対する寄与率 P_{inter} は

$$P_{inter} \equiv \frac{\varepsilon_{inter}}{\int \dots \int [y(x_1, \dots, x_n) - \mu]^2 dx_1, \dots, dx_n} \quad (7)$$

で定義される。

2. 2 目的関数の計算手法

2. 2. 1 空力計算

空力評価には JAXA 開発による CAD-based Automatic Panel Analysis System(CAPAS)[3]を用いた。CAPAS では下記の線形化されたポテンシャル方程式 (8) を市販の線形パネル法コード Panair を用いて解いている。

$$(M_\infty^2 - 1)\phi_{xx} - \phi_{yy} - \phi_{zz} = 0 \quad (8)$$

但し、 Φ は速度ポテンシャル、 a は音速、 M_∞ は主流マッハ数である。式 8 の一般解はラプラス方程式に従い、CAPAS では線形パネル法により数値解を求める。図 4 に表面圧力分布の解析結果例を示す。

式 8 により機体直下の近傍場圧力波形が推算されるが、ポテンシャル方程式を解くだけでは衝撃波本来の非線形的な伝播が考慮されない。衝撃波の伝播を考慮するために Whitham の理論に基づいた非線形修正を施している[8]。この推算では機体表面の圧力分布より式 9 で Whitham の F 関数を求めており、式 10 で推算される波形の歪み Δx を求めて近傍場圧力波形を修正する。擾乱の伝搬速度の違いから結果として 2 値以上の値を有してしまった波形を等面積則[9]に従い補正を施し衝撃波による不連続圧力上昇を模擬している。

$$F(x) = \sqrt{\frac{\beta\gamma}{2}} C_P \quad (9)$$

$$\Delta x = -\frac{(\gamma+1)}{\sqrt{2\beta^3}} \sqrt{r} F(x) \quad (10)$$

$$(\beta = \sqrt{M^2 - 1}, \quad r: \text{伝搬距離(m)}, \quad \gamma: \text{比熱比})$$

M はマッハ数であり、上記で修正した圧力波形に基づいて Thomas の波形パラメータ法[10]により大気の影響を含めた地上におけるソニックブーム圧力波形が推算される。

2. 2. 2 主翼重量推算

主翼重量については、主翼にかかる想定荷重を (空力荷重) \times (荷重倍数) \times (安全率) と定義した[4]。荷重倍数は無人機を想定しているため 6G、安全率は 1.25 と設定した。内翼の強度要求を満たすようにスキン材とフレーム材を任意に設定し、また外翼の強度要求に対しても複合材の繊維方向と積層数を設定した。この解析においては、汎用の有限要素コードである MSC/NASTRAN 2005R3 を用いて行った。

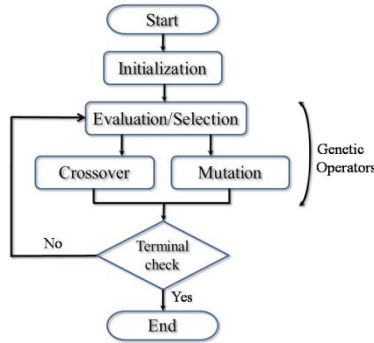


図 2 Genetic Algorithm

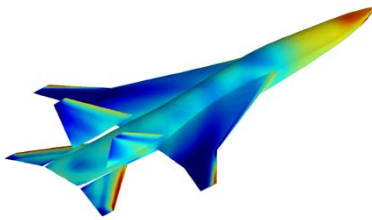


図 3 解析結果

3. 問題設定

3.1 設定対象

対象機体は JAXA 静粛超音速研究機 2.5 次形状であり、胴体長 13.8m、全幅 7.2m、離陸総重量 4000kg である。主翼の内翼は NACA64 シリーズ、外翼はレンズ翼として構成される。飛行条件はマッハ数 $M=1.6$ 、巡航高度は 14.0km である。

設計は主翼を対象とし、内翼・外翼それぞれの後退角と翼根・キंक・翼端 3 断面での断面形状を定義することによって行う。それぞれの設計変数とその設計範囲を表 1 にまとめる。内翼は亜音速前縁、外翼は超音速前縁となるようにした。

3.2 主翼構造モデル

主翼構造に関しては機体製作や検証試験やコストを考慮し、内翼をアルミ材、外翼を複合材とする。内翼は翼厚が十分にあるとみなし外板と桁骨を有する板骨構造である。外板と桁骨の接合は剛結合とし、後方の主要な荷重を受け持つ桁は NEXST-1 の構造に準じて、5 本桁とした。図 4 に解析モデルの平面形と構造様式を示す。

外翼はフルデプス・ハニカム・サンドイッチ構造を想定し、板厚方向に分割しないシェル要素とした。図 4 にハニカム・サンドイッチ構造の模式図を示した。各節点での翼厚から表面と裏面のスキン材の板厚を差し引いた厚みをコア材としてある。前縁・後縁と翼端では翼厚が薄いためコア材の厚みをゼロとしたが、スキン材厚は減ることなく厚みを保持した。なお、内翼と外翼の接合は十分な剛性を持つビーム要素で結合されている。

本研究では静荷重のみを考慮し、内翼の強度要求は全要素で Mises 応力が 200Mpa 未満、外翼複合材の破壊判定は複合材では広く用いられている Tsai-Wu クライテリアの初期破損を採用した[11]。

3.3 目的関数

空力性能向上・ソニックブーム低減・主翼重量の低減についての多分野融合最適化を行う。多目的設計問題におけ

る目的関数は式 11 で定義され、揚抗比 (L/D) の最大化と図 6 におけるブームカーペットにおける圧力変化 ΔP の最小化、及び主翼重量の最小化 (設計揚力係数: $C_L=0.105$) である。

$$\begin{cases} \text{maximize} & L/D \\ \text{minimize} & \Delta P \\ \text{minimize} & \text{wing weight} \end{cases} \quad (11)$$

3.4 制約条件

所定の C_L に対してトリム安定を取るために、重心と風圧中心が同じ点に来るよう舵角を設定した。トリム安定を取る舵角設定のために、2 つ舵角での CFD 評価により風圧中心位置を求め、得られた風圧中心位置から補間して重心と一致する舵角についての空力性能を再度評価した。この制約を満たすために 1 サンプルにつき 3 度の評価を要する。

また、モーメント基準点を固定するため、平均空力翼弦長の機軸方向の 25% 位置を固定し従属的に翼胴の接合位置を変化させた。これらを制約条件として与えることで、より実機を意識した現実的な解が期待できる。

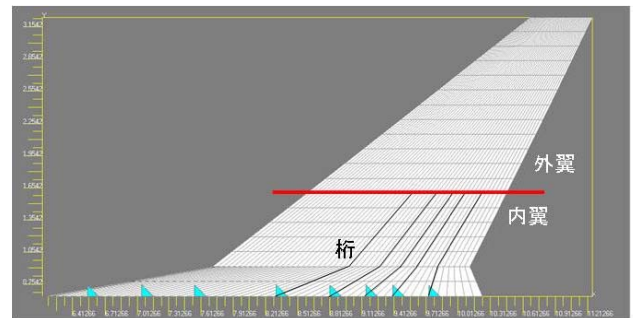


図 4 解析モデルの平面図と構造様式[11]

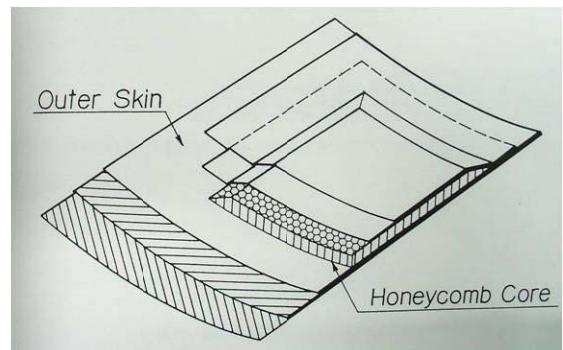


図 5 ハニカム・サンドイッチ構造[11]

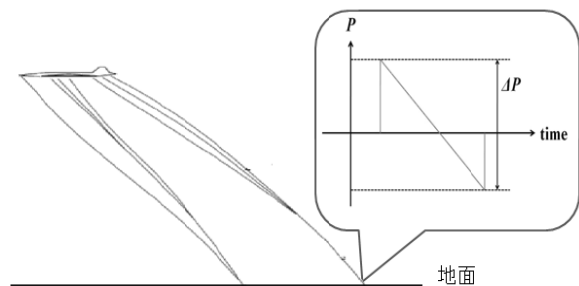


図 6 ΔP の定義

表 1 設計変数とその範囲

設計番号	設計変数	設計範囲
dv1	内翼後退角	57~69(度)
dv2	外翼後退角	40~50(度)
dv3	ねじり(翼根)	0~2(度)
dv4	ねじり(キंक)	-1~0(度)
dv5	ねじり(翼端)	-2~-1(度)
dv6	最大翼厚(翼根)	3~5(%)
dv7	最大翼厚(キंक)	3~5(%)
dv8	最大翼厚(翼端)	3~5(%)
dv9	アスペクト比	2~3
dv10	内翼キャンバー(25%コード長)	-1~2(%)
dv11	内翼キャンバー(75%コード長)	-2~1(%)
dv12	外翼キャンバー(25%コード長)	-1~2(%)
dv13	外翼キャンバー(25%コード長)	-2~1(%)
dv14	翼端キャンバー(25%コード長)	-1~2(%)

4. 結果

4. 1 構築された近似解空間

75 点のサンプル点計算により近似解を構築した。この近似解空間の精度を見積もるために交叉検定を行った。交叉検定とは、サンプル点のある点の計算値 F と、その点を除いて構築された近似解の点での近似値 f を評価するものである。図 7(a), (b), (c) は空力性能・ソニックブーム・重量それぞれの交叉検定の結果である。グラフに示されている直線は計算値と近似値が等しい値であることを示しており、この直線付近に点が集合していることが望ましい。何れの結果も解空間の傾向を概ね示している。しかしながら、低ブーム・低重量領域で有意な誤差が見られる傾向にもあり、次節以降の考察には注意を要する。

4. 2 近似解空間上でのパレート解

4-1 節による近似解空間上で MOGA による非劣解集合を探索した。640 世代までの各目的関数間の探索結果を図 8 に示す。図に示される点は 3 目的間の非劣解集合を L/D と ΔP を軸とした散布図として示す。また、各個体の重量により色付けをしてある。図中の矢印が最適方向、星印が文献 4 により設計された 2.5 次形状の値である。 L/D を増加する場合、 ΔP も増加してしまうことから L/D と ΔP のトレードオフを確認できる。また 2.5 次形状から、さらに L/D を増加させようとすると ΔP の悪化分がより増加する傾向があることが確認できる。

また、 ΔP が小さい領域では翼重量が増加することから ΔP と翼重量でもトレードオフがある。

4. 3 分散解析

各目的関数に対して分散解析を行った。結果を図 9(a), (b), (c) に示す。図 9(a) から翼根、キंकキャンバーが L/D を決定する大きな要因となっていることがわかる。これは超音速巡航では内翼でのキャンバーを取ることで揚力を積極的に得ているためと思われる。また、図 9(b) からは内翼後退角が ΔP に対して大きく寄与していることも示されている。これは後退角により衝撃波の発生位置を遅らせ衝撃波同士が整理統合するのを防ぐためと思われる。さらに、図 9(c) から、主翼重量に寄与しているのはキंक

キャンバー、アスペクト比、翼根最大翼厚であることが分かった。空力荷重により翼重量が推算されるので、キंकキャンバーが負の値をとることにより空力荷重を減らし、また、アスペクト比を小さくすることにより構造負荷を減らしたと思われる。

どの目的関数間でも内翼形状を決定する設計変数の寄与が大きい。これは内翼の前縁が亜音速前縁であることに起因すると考えられる。

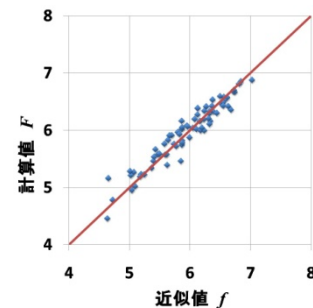
4. 4 形状から見る目的関数への影響

図 10 は 75 サンプルの中で、各目的関数評価が最も良かった設計の平面形と翼根・キंक・翼端の各断面、表面圧力分布を示している。また表 2 では目的関数値と水平尾翼の舵角をそれぞれ個体について示している。

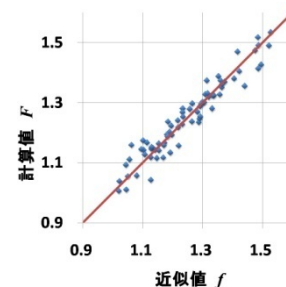
図 10(a) に示すように L/D 最大の個体は翼根・キंकにおける翼断面が薄い。超音速飛行では翼厚を薄くすることで特に内翼での造波抵抗を軽減できたと思われる。

また図 10(b) から、 ΔP 最小の個体は内翼が高後退角であり衝撃波の発生を遅らせたと思われる。分散解析の結果から、内翼後退角が ΔP に高い寄与を示しており、内翼後退角が重要なパラメータであると確認できる。

図 10(c) に示す翼重量最小の個体については、翼根・キंकにおいて逆キャンバーになっている。本来主翼で重量を支えるのに十分な揚力を発生させなければならないが、この個体については主翼とともに水平尾翼で揚力を発生しているため、主翼で発生する空力荷重が少なくなり、必要な構造重量の減少につながったと考えられる。これは制約条件を満たすようトリム安定を取るための計算を行ったためであり、高効率な手法の導入によって初めて得られた知見と言える。



(a)



(b)

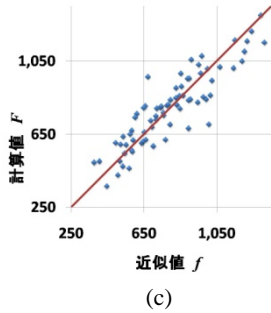


図 7 交叉検定 (a)L/D (b)ΔP (c)wing weight

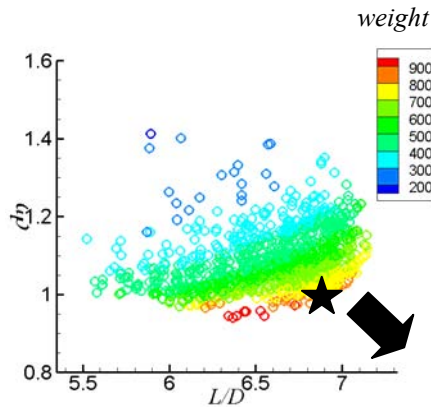


図 8 パレート解の分布

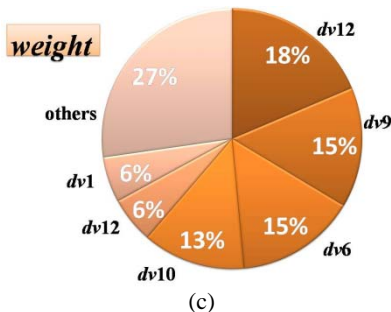
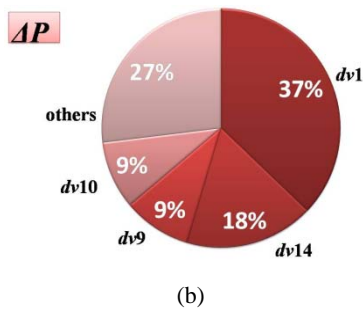
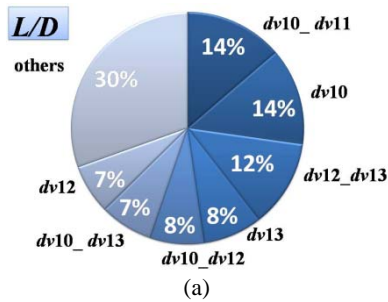
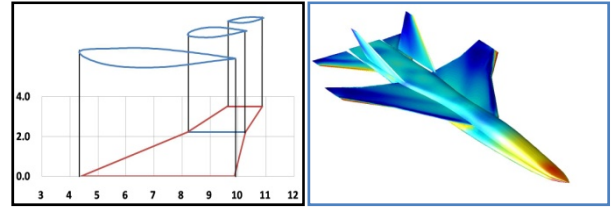
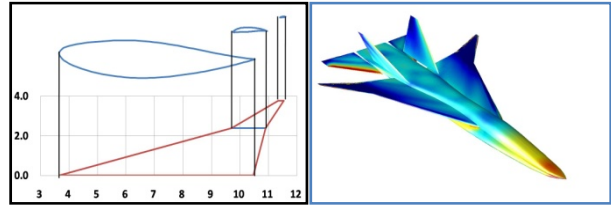


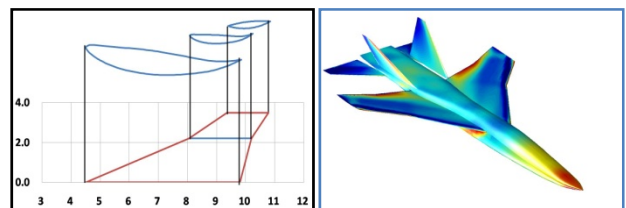
図 9 寄与度解析結果 (a)L/D (b)ΔP (c)wing weight



(a)



(b)



(c)

図 10 極限解 (a)L/D (b)ΔP (c)wing weight

表 2 極限解の各目的関数値

	L/D	ΔP(psf)	weight(kg)	舵角(度)
L/D max	7.03	1.20	612.31	-2.20
ΔP min	6.13	1.02	910.67	-5.63
weight min	3.70	1.53	377.64	4.17

5. まとめ

本研究では高効率で汎用性の高い超音速航空機 MDO ツールの構築とその適用を試みた。その設計プロセスに Kriging 法を用いることで、効率の高さを実現し、MOGA による大域的な探索を利用して汎用的な設計情報構築ツールとした。また、空力評価を CAPAS で行うことで、計算コストの低減を図った。

本ツールに対して、JAXA 静粛超音速研究機の主翼形状を対象に設計を行った。目的関数は揚抗比の最大化とブーム強度の最小化、主翼重量の最小化の最適化問題である。また、効率的な設計手法を用いることで、舵角の変化による計算量増加に伴うトリム安定の確保を制約条件として付与することが出来た。

MOGA による探索結果から各目的関数間の解空間を把握することができ、3 目的関数間におけるトレードオフ情報を取得した。また、分散解析により目的関数への設計変数寄与率を調査した結果では、翼根とキンクキャンパーが揚抗比に、内翼後退がブーム強度に、主翼重量はキンクキャンパーとアスペクト比が大きく関わっていることが確認できた。

今後は、さらに高精度な解空間把握のため低重量・低ブーム領域での追加計算を行い、再度多目的探索を行う予定である。また本研究での翼重量推算是静荷重のみを考慮したものであり、フラッター要求を満たした MDO ツールの構築を行いたい。

謝辞

構造計算に関しては、宇宙航空研究開発機構研究開発本部機体構造グループ 高戸谷 健 博士にご助言をいただきました。この場をかりてお礼申し上げます。

参考文献

- [1] Choi, S., Juan, J, Alonso, J, Iian, M, Kroo., : Multi-Fidelity Design Optimization of Low-Boom Supersonic Business Jet, AIAA2004-4371, 2004.
- [2] Horinouchi, S., Onuki, T. and Yoshida, K., : Results of the Supersonic Experimental Airplane NEXST-1 Basic Design, JAXA-RR-05-044, pp. 1-162, 2006
- [3] 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.
- [4] Chiba, K., et al.: Multidisciplinary Design Exploration of Wing Shape for Supersonic Technology Demonstrator, AIAA Paper2007-4167, 2007.
- [5] Jeong, S., and Obayashi, S.: Multi-objective Optimization Using Kriging Model and Data Mining, *Korea Society International Journal*, pp.1-12, 2007.
- [6] 鄭信圭, 金崎雅博, 村山光宏: Kriging 法を用いた高揚力装置の最適設計, 宇宙航空研究開発機構特別資料, JAXA-SP-04-012, pp.151-154, 2005.
- [7] 廣安知之, 三木光範, 渡邊真也: 領域分散型多目的遺伝的アルゴリズム, 情報処理学会論文誌 tom3 号, pp. 79-89, 2000.
- [8] G.B. Whitham: The Flow Pattern of a Supersonic Projectile. Communication in Pure and Applied Mathematics, pp. 301-348, 1952
- [9] 牧野光雄: ソニックブーム—その理論と現象, 産業図書, 2000.
- [10] Thomas, C. L.: Exploration of Supersonic Boom Pressure Signatures by the Waveform Parameter Method, NASA TN D-6832, 1972.
- [11] 高戸谷 健, 他 : 静粛超音速機の多目的最適形状設計 (構造関連), 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 2008 論文集, pp.279-282, 2008.