

# 設計探査・データ探査利用の試み –2次元遷音速翼型を例として

○藤井孝藏, 大山聖 (JAXA宇宙研), Paul Verburg (U. Twente, JAXA宇宙研), 石川義泰 (東大院)

## 1. はじめに

多目的設計最適化では、1つの最適な解ではなく、設定された複数の目的関数に対するそれぞれのトレードオフ情報を含んだ最適解の集合(パレート最適解)を得ることができる。当然、パレート最適解集合の1つ1つには複数の目的関数値と対応する設計変数の値が存在することから、得られたパレート最適解の集合に対してデータマイニング手法を適用することによってさまざまな設計情報を得ることができる。多目的設計探査[1]と呼ばれるこのようなアプローチは、優れた設計指針を得ることに有用で、航空機設計[2,3]や宇宙往還機に関する研究[4]、はばたき運動の空力に関する研究[5]、ロケットエンジンに関する研究[6]などさまざまな利用が進んできた。

既存の問題に設計探査手法を適用して得られる設計上の知見は、これまで積み重ねられてきた設計指針と一致していることも多く、過去に言われてきた半経験的理論とか法則とかいった事実を設計探査という手法で実証することにもなっている。未知の設計問題に適用した場合、設計探査はこれまで見えていなかった情報を私たちに与えてくれる。今回の発表では触れないが、同種の手法を流体データに適用することで、流体现象に関しても発見につながる新たな情報を引き出す(データ探査)可能性が広がる。すなわち、設計探査やデータ探査といったデータマイニング手法は、ある意図に従った処理によって行う解析的なアプローチと異なり、探査的に現象を表面化させ、その結果、私たちでも新たな理論や法則を導き出すことを可能にする優れた道具に成長すると期待される。

本稿は、そこに至る第一歩として、2次元遷音速翼型設計を例にとり、設計探査を適用することによって過去の設計指針を確認すると同時に、設計につながるより優れた形状定義方法や設計指針を見いだすことを目的とした研究報告その1である。

## 2. 2次元遷音速翼型を対象とした多目的最適化

多目的最適化の詳細については文献[5]に譲り、ここでは設計条件と結果のみを記す。多目的最適化は下記の定式化のもと行った。

- 目的: 揚力係数( $C_l$ )の最大化  
抗力係数( $C_d$ )の最小化
- 制約条件: 最大翼厚が12%翼弦長よりも大きいこと  
揚力係数は正であること
- 流れ条件: マッハ数 0.8  
レイノルズ数  $1 \times 10^6$  (翼弦長基準)  
迎角 2度

図1に示すように、翼型形状は制御点からなるBスプライン曲線により定義する。固定される前縁および後縁の制御点を除く6つの制御点のx座標およびy座標の12個が設計変数となる。空力計算には、通常のレイノルズ

平均圧縮性ナビエ・ストークス方程式を用い、差分的な離散化による計算プログラム[8]を用いた。詳細な精度の議論が目的ではないので、計算格子は  $201 \times 49$  点のC型格子としている。最適化には多目的進化アルゴリズム[8]を用い、集団サイズ64、世代数60として計算を行った。得られた最適解の分布を図2に示す。この計算により実行可能解2587個およびパレート最適解85個のデータが得られている。ここでは、このパレート最適解である翼型をパレート最適翼型と呼ぶ。

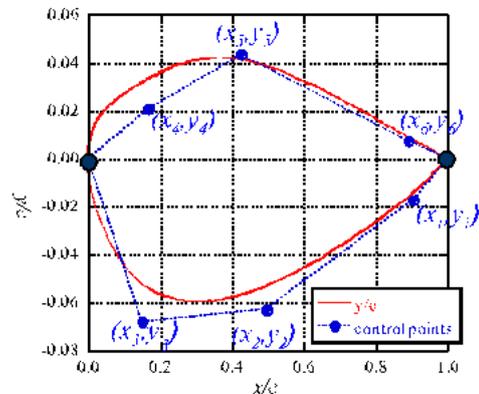


図1 2次元翼多目的最適化のための翼型形状定義制御点 (B-spline)

図2には、パレート最適翼型のうちから、最大揚坑比を実現する翼型、最低抗力係数を実現する翼型、最大揚力係数を実現する翼型の3つの特徴的な最適解の流れ場をあわせて示している。抗力係数が小さい翼型は強い衝撃波を作らず抗力を小さく抑えており、揚力係数が高い翼型は衝撃波を伴うものの上面に強い負圧領域を発生させ、揚力を稼いでいる。最大揚坑比を実現する翼型はいわゆるスーパークリティカル翼と呼ばれる形状を実現しており、過去の設計指針が間違っていなかったことを示唆している。得られた解は厳密なパレート最適翼

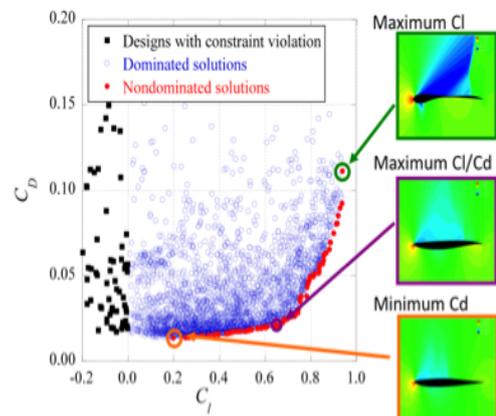


図2 最適化の結果とパレート最適解

型のよい近似解になっていることが確認できる。

パレート面は完全にスムーズな分布をしておらず、最大揚抗比の点を境に、(1)高い揚力、高い抗力側と(2)低い揚力、低い抗力側とに分かれているようにも見える。すなわち、最大揚抗比を実現する翼型は、少しばかり抗力を減らそうとすると揚力が急激に減少し、かつ少しばかり揚力を増やそうとすると急激に抗力が増大する微妙なところに位置している。

### 3. SPMによる設計探索

パレート最適翼型の特徴を見るため、散布図行列：SPM (Scattered Plot Matrix)という手法を利用した結果を図3に示す。

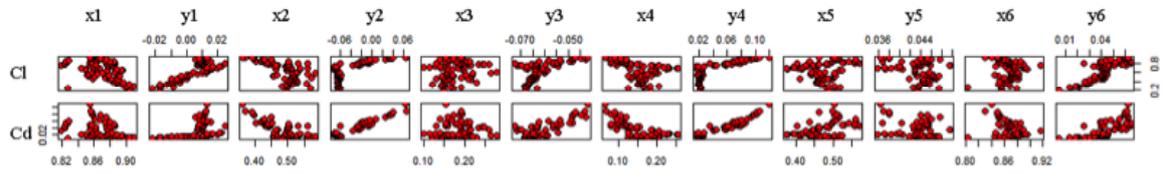


図 3 パレート最適解に対する散布図行列 (B-spline 変数)

相関を見やすくするために一部の領域のパレート最適解を除外してプロットしている。SPMは目的関数と各設計変数の関係を示すもので、傾き正の直線的な分布があれば強い正の相関が、傾き負の直線的な分布があれば強い負の相関があることを意味する。図3からはあまり明確な相関関係は見えてこないが、y1やy6とClに正の相関が見える。これは後縁付近でキャンバーを増やすことでClの増加につなげるというスーパークリティカル翼の特

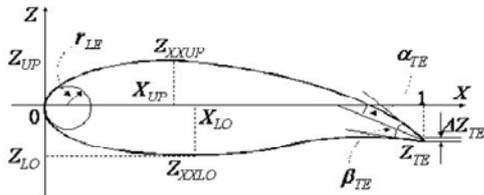


図 4 PARSEC 設計パラメータ

徴を表したものである。また、x2やx4とClに負の相関が、またy2やy4とCdに正の相関があり、抗力を押さえるための形状の工夫が示されていると考えられる。

残念ながら、座標位置という設計変数とClやCdという目的関数との関係からは、はっきりした情報が得られない。そこで、「前縁半径」や「後縁付近のキャンバー」といった設計という観点で広く用いられる変数を利用することで明確な設計指針を得ることを考える。1つの候補として元DLRのDr. H. Sobieczkyが提唱しているPARSEC翼型

定義[7]を利用する。PARSECの設計パラメータを図4に示す。PARSECパラメータは、翼型上面、下面をそれぞれ6次の多項式で表示したもので、結果を前縁半径RLE、上面最高位置ZUP、その点におけるx座標XUP、その点における二階微分ZXXUP、下面最低位置ZLO、その点におけるx座標XLO、その点における二階微分ZXXLO、後縁の二分線と軸との角度 $\alpha_{TE}$ 、後縁角度 $\beta_{TE}$ で定義する。なお、後縁の高さZTE、後縁の幅 $\Delta Z_{TE}$ の2つのパラメータは、翼型の定義に用いたB スプライン曲線の後縁の制御点の座標を(1,0)に固定したためここでは考慮しない。

PARSEC設計パラメータを直接的に利用して多目的最適化を実際に行った結果を図5に示す。結果は図3に比べると設計変数と目的関数の関係がきれいに整理され、

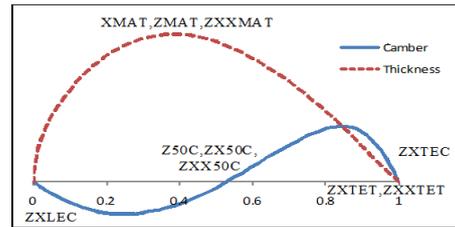


図 6 新規系形状パラメータ

ClおよびCdはほとんどの設計パラメータに対して単調で、揚力を上げようとする抗力も増える構造をしている。これは対象をパレート最適解に絞ってSPMを表示していることに対応しており、ある意味で当たり前の結果であるが、このような傾向が明確に見えることは設計変数の設定が優れたものであることも意味している。

さらに工夫を凝らし、より優れた翼型表示パラメータを探す。翼型を厚み分布とキャンバー分布というよく使われる考え方を導入する。厚み分布とキャンバー分布をそれぞれ6次の多項式で表示し、図6に示すように翼厚分布を、最大厚みのコード方向位置XMAT、そこでの厚みZMAT、そこでの厚みの二階微分ZXXMAT、後縁での翼厚分布の一階微分ZXTET、後縁での翼厚分布の二階微分ZXXTETの5つのパラメータで表示する。また、キャンバー分布を、前縁での一階微分ZYLEC、50%位置での値Z50C、50%位置での一階微分ZX50C、50%位置

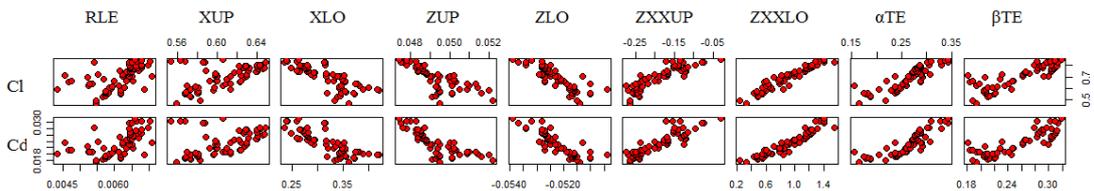


図 5 パレート最適解に対する散布図行列 (PARSEC 設計パラメータを利用した最適化の結果)

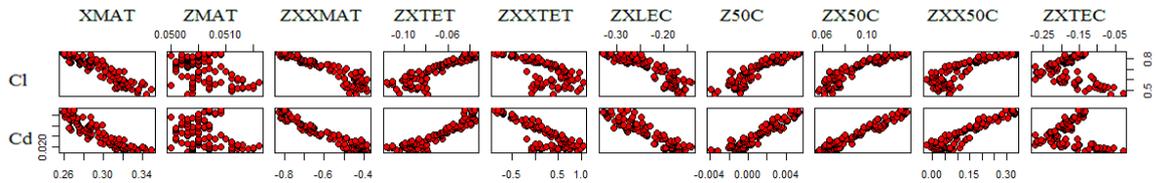


図7 パレート最適解に対する散布図行列 (新規設計パラメータを利用した最適化の結果)

での二階部分ZXX50C, 後縁での一階微分ZXTECの5つのパラメータで表示する。

多目的最適化によって得られたパレート最適解に対してSPMによる設計探索を適用した結果を図7に示す。ここでも、PERSEC同様ほぼ全ての図において強い相関関係が見られる。例えば、最大翼厚の位置(XMAT)を後退させることは揚力も抗力も下げることに繋がる。最大厚み位置での翼厚の二階微分が大きいと(翼厚の変化が急激だと)揚力も抗力も下げる効果がある。後縁付近では翼厚は急激に変化させることが揚力も抗力も増加させる。50%コード位置付近でのキャンバーを見ると、キャンバー自体が大きい、コード方向に増加する、その増加具合が急、といったことが揚力増加にも抗力増加にもつながっていることがわかる。後縁付近でのキャンバーは2つのグラフが重なりあっているように見えるが、ある領域ではキャンバー増加が揚力増加につながっている。

唯一翼厚分布ZMAXにはClともCdとも相関関係が全く見えない。これはパレート最適解の集合のほとんどが制約条件である翼厚10%の付近にあるため自由度がほとんどなくなっていることから生じた結果である。

以上、翼面座標、PERSEC、厚みとキャンバー分布の3種類の形状パラメータを利用した最適化を行い、結果をSPMにより分析した。座標で表された翼面形状とClやCdとの相関を見るのは難しいが、翼形状を表すパラメータ

表1 揚抗比最大の翼型の空力特性

Method	Cl/Cd ratio	Cl	Cd
B-Spline	31.88	0.602	0.189
PARSEC	32.11	0.514	0.170
Proposed	31.04	0.611	0.194

このようにしてより適切な形状パラメータが見つかることができれば、より明確な翼設計の指針が示せる。ただ、試行錯誤的に形状パラメータを決め、それに基づいて最適化のルーチンを廻し、最適な形状パラメータを見つけるのは容易ではない。もし、B-splineによる翼型表記を利用して行った最適化の結果から、設計変数をこれらの形状パラメータに変換して再整理することが可能であ

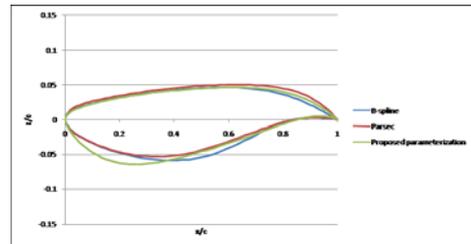


図8 3つの設計変数による最適翼型の違い

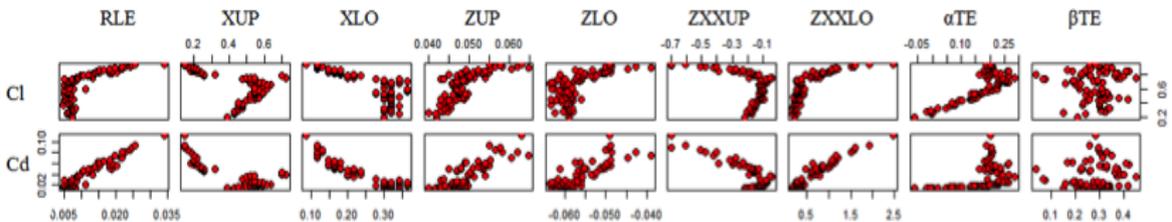


図9 パレート最適解に対する散布図行列 (PARSEC 設計パラメータに変換した結果)

タを利用することで、形状とClやCdの相関、すなわち「形状」をどう変えればClやCdがどのように変化するかをSPMなど(ここではSPMのみ示したが、同様のことは他のデータマイニング手法でも可能)によって見ることができる。

実際に3つの方法で設計された翼型は同じものであろうか、またその性能も同様であろうか。図8はcl/cd最大値を実現する翼型形状である。白黒だと対応が見えないかもしれないが違いだけが重要なのでご了解いただきたい。衝撃波の発生を遅らせるためのフラットな上面、後縁付近での強いキャンバーといったスーパークリティカル翼型の特性を3つとも示している。それらの翼型の揚力、抗力特性を図10に示す。PERSECが最も優れた揚抗比を実現しているが、翼形状、空力特性ともに基本的な違いはみられない。また、個々には示さないが、流れ場の圧力分布の様子にも大きな違いはない。

ば、優れた設計パラメータを見つける試行的作業はとて簡単になる。そこで、図3の設計変数である座標位置をPERSECパラメータに変換して改めてSPMをプロットする。その結果を図9に示す。なお、RLEは(0,1)点とその両隣の3点から円の公式を用いて導出し、 $\alpha$ TEおよび $\beta$ TEは後縁の2点のデータから片側差分を用いて傾きを求め、三角関数の公式から角度を導出した。

図9に示すその結果は、設計変数として直接にPERSECパラメータを利用した図5の結果とかなりの違いがある。図3に比べると確かに図5に近い部分もあり、全体的に図3に比べると相関が見やすくなっている。また、RLEすなわち前縁半径はCdと強い相関があり、これを小さくすることで抵抗を低減化できるといった共通点も見える。一方で、前縁半径をClという観点で眺めると、ある大きさまでは前縁半径を小さくしてもClの変化は小さいが、ある段階から急激に低下を引き起こすように見え、図5の結果とかなり異なる。

この不一致についてはいくつかの理由が明らかになっているが、最大の理由はパレート面自体が設計変数のとり方によって異なっていることにあり、特にB-splineを利用した最適化は他の2つの形状パラメータと異なり、結果として得られるパレート面が個体数などの最適化プロセスのパラメータへの依存性を持っている。今回の結果は不十分であったが、結果を詳細に検討すること、さらなる工夫をすることによって、「座標を利用した最適化の結果から設計変数の変換だけによって翼型特性を見る」というやり方によって効率的に優れた形状定義パラメータを発見することを目指したい。

#### 4. PODによる設計探査

紙面の都合で詳細は講演時にお話するが、POD(正規直行分解)を利用した設計情報取得について簡単に記す[8]。PODはすでに非定常流れの解析などでもさかんに利用されるようになってきたが、ここではパレート面に位置する個体を抗力最小の解から揚力最大の解まで順に番号づけ、Sirovichが提案したsnapshot POD [9] を適用する。すなわち、85個のパレート最適解の翼型形状をPODにより主成分に分解し、その成分および強度を可視化することにより、多数のパレート最適解の持つ特性を明示、そこから設計情報を抽出する。理論的には85個の対象となるパレート最適翼型座標の平均値からなる翼型を基準とすべきであるが、ここでは揚抗比最大の翼型形状からのずれを成分と見立てて解析する。得られた直交基底ベクトルを図10に、固有ベクトル成分値の分布を図11に示す。

図10の基底ベクトル(基底となる形状)に図11の値が係

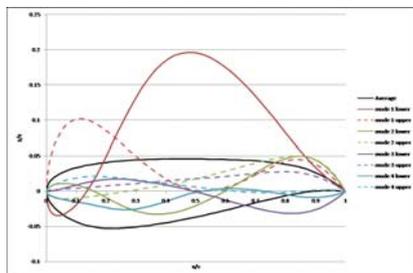


図 10 各モードの直交基底ベクトル

数としてかかり、総和をとることで翼型形状が再現できる。そのような目でこれら2つの図を見る。図11の第1成分を見ると、 $n$ が小さい翼型(抵抗が小さい翼型)は第1主成分の固有ベクトルがほとんど0で、揚力が大きな翼型で大きな値をとる。第2成分は逆に $n$ が小さい翼型(抵抗が小さい翼型)では負の値を持ち、揚抗比最大の翼型を越えたとほとんど成分が0となる。これらの事実を、図10にある第1主成分、第2成分の基底ベクトルもあわせて考えると、第1成分は実施的な迎角を増加させる効果、第2成分は後縁付近のキャンバーを強める効果に対応している。最大揚抗比以下では、後縁付近のキャンバーを強くすることで(小さな抗力増加で)大きな揚力を得ているが、最大揚抗比を越えると、その特定は変化し、前縁半径を大きくすることで揚力増加をせざるを得なくなる。ここでは抗力も急激に増加してしまうことになる。さらなる詳細は当日お話ししたい。なお、各モード(各主成分)のエネルギー比率を評価すると、第1成分が約83%、第2成分が約11%と2つのモードで全体の95%を占めている。

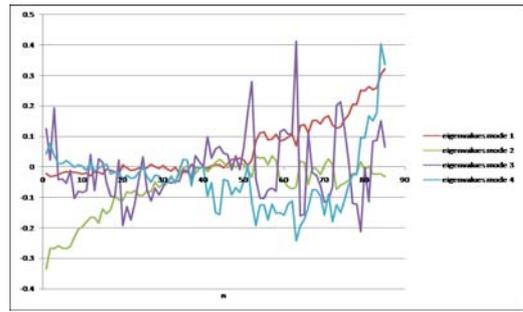


図 11 各モードの固有ベクトル

#### 5. まとめ

2次元遷音速翼型設計を例にとり、設計探査を適用することで、設計指針に有益な情報を得る可能性があることを示した。まだ手探り状態の域を出ないが、SPMを利用することで翼型定義に適した形状パラメータとそれぞれのパラメータの空力特性への影響が見いだせることを示した。また、PODを利用した設計探査では、最大揚抗比の翼型を中心にそれより抗力、揚力の小さな翼型での形状変化と最大揚抗比翼以上さらに揚力を増加させる翼型の形状変化にはそれぞれ特徴的であることを見いだせた。研究は端緒についたばかりであるが、今後、さらなる研究を進め、より有効な設計情報取得の方法を議論していく予定である。

#### 参考文献

- [1] Jeong, S., Chiba, K., and Obayashi, S., "Data Mining for Aerodynamic Design Space," *Journal of Aerospace Computing, Information, and Communication* Vol. 2, No. 11, 2005, pp. 452-469.
- [2] Chiba, K., Oyama, A., Obayashi, S., and Nakahashi, K., "Multidisciplinary Design Optimization and Data Mining for Transonic Regional-Jet Wing," *Journal of Aircraft*, Vol. 44, No. 4, 2007, pp.110-1112.
- [3] Chiba, K., and Obayashi, S., "Data Mining for Multidisciplinary DesignSpace of Regional-Jet Wing," *Journal of Aerospace Computing, Information, and Communication*, Vol. 4, No. 11, 2007, pp. 1019-1036.
- [4] 千葉一永・大林茂・中橋和博「再使用宇宙輸送機フライバックブースタ翼空力形状の設計探査」日本航空宇宙学会論文集, 54巻 627号, 2006年4月, 144-150頁
- [5] Oyama, A., Okabe, Y., Fujii, K., Shimoyama, K., "A Study on Flapping Motion for MAV Design Using Design Exploration," AIAA Infotech@Aerospace 2007 Conference and Exhibit, Rohnert Park, California, AIAA-2007-2878, May 7-10, 2007.
- [6] Tani, N., Oyama, A., and Yamanishi, N., "Multi Objective Design Optimization of Rocket Engine Turbopump Turbine," 5th International Spacecraft Propulsion Conference / 2nd International Symposium on Propulsion for Space Transportation, Crete, Greece, May 5-8, 2008.
- [7] Sobieczky, H., "Parametric Airfoils and Wings," Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vieweg (1998), pp. 71-88.
- [8] 大山聖, 野々村拓, 藤井孝藏, 「多目的空力形状最適化問題のパレート最適解の固有直交分解を用いた分析法の提案」, 進化計算シンポジウム, 12月, 2008.
- [9] Sirovich, L., "Turbulence and Dynamics of Coherent Structures Part 1: Coherent Structures," *Quarterly of Applied Mathematics*, Vol. 45, No. 3, 1987, pp. 561-571.