



## モーフィング翼における最適設計法の活用

メタデータ	言語: jpn 出版者: 公開日: 2018-01-24 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 小木曾, 望 メールアドレス: 所属:
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10466/15715">http://hdl.handle.net/10466/15715</a>

## モーフィング翼における最適設計法の活用

小木曾 望 Nozomu KOGISO

大阪府立大学 大学院工学研究科 航空宇宙工学分野

モーフィング翼の目的は、抗力の削減、揚抗比の向上といった空力性能の直接的な向上から、燃料消費量の削減といった航空機の経済性の向上、騒音削減などの環境性能改善など多岐にわたる。本稿では、モーフィング翼の性能向上における最適設計法の活用に着目する。モーフィング翼の設計問題は、翼平面形や翼型に関するパラメータを設計変数として揚力や揚抗比を最大化する設計問題だけでなく、その変形形状を実現する内部機構や構造形態の設計、機構要素としてのアクチュエータや表皮構造の設計、あるいはそれらを一体化するスマート構造の設計など多岐にわたり、最適設計法はこれら幅広い設計問題に適用されている。本稿では、そのなかで翼型形状設計に関する設計問題の適用例を紹介するとともに、近似モデル、ロバスト多目的最適設計など最適設計における最新の発展についても述べる。

**Key Words:** Morphing Wing, Shape Optimization, Topology Optimization, Surrogate Model, Robust Multiobjective Optimization

## 1. はじめに

モーフィング翼は、さまざまな飛行状態に最適な翼形状に適応的に変化させることができる翼<sup>1-4)</sup>であり、実現に向けたさまざまな研究が推進されている。国内においては、川崎重工業、日本飛行機が環境調和型航空機技術に関する調査研究<sup>5)</sup>を実施している。そのほか、JAXAにおける取組<sup>6)</sup>や、横関らによるコルゲート構造を利用したモーフィング翼<sup>7)</sup>などが行われている。海外では、NASA<sup>8,9)</sup>、DLR<sup>10)</sup>において、それぞれ大型プロジェクトが実施されている。

モーフィング翼は、第1図に示すように、空力・構造・制御などさまざまな領域を統括した設計が必要である。たとえば、要求される空力性能を実現する翼型形状を設計する問題においては、空力性能だけでなく、その変形形状を実現する内部機構・構造の設計問題を考慮する必要がある。その内部構造として、最近ではヒンジ部などを一体化したコンプライアント機構<sup>11)</sup>が着目されている。また、機

構要素としてアクチュエータやセンサーのレイアウト設計などの問題があり、最適設計の適用範囲は多岐にわたっている。これらの領域を統合するモーフィング翼は、飛行状態に合わせて適応的に形態を変えるスマート構造に分類することもできる。

これら幅広い設計問題に対する設計解を効率よく求めるために、最適設計法の役割がますます重要となっている<sup>2,12)</sup>。本稿では、モーフィング翼の翼型形状設計に着目し、最適設計の適用例を紹介する。そして、このような大規模な設計問題に最適設計を適用するために必要な手法としての近似モデルや多目的最適設計など、最新の発展について述べる。

## 2. 最適設計法の概要

最適設計問題は、さまざまな制約条件 ( $g_j(\mathbf{x}) \leq 0$ , ( $j=1, 2, \dots, m$ )) のもとで、目的関数  $f(\mathbf{x})$  を最小化する設計変数  $\mathbf{x} = (x_1, x_2, \dots, x_n)^T$  を求める問題として、次のように定式化される。

$$\text{Minimize: } f(\mathbf{x}) \quad (1)$$

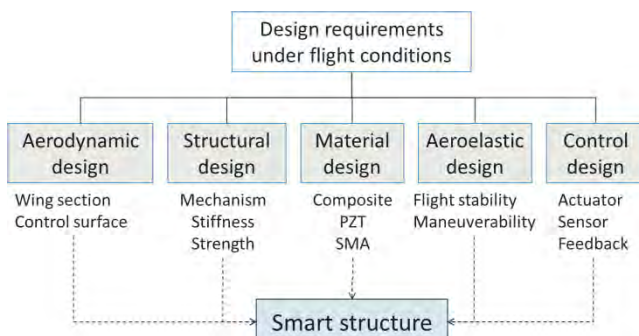
$$\text{subject to: } g_j(\mathbf{x}) \leq 0, \quad (j=1, 2, \dots, m)$$

$$x_i^L \leq x_i \leq x_i^U \quad (i=1, 2, \dots, n)$$

なお、 $x_i^L$ ,  $x_i^U$  ( $i=1, 2, \dots, n$ ) は設計変数の上下限值である。

目的関数としては、揚力最大化、抗力最小化、揚抗比最大化、質量最小化、剛性最大化など、複数の候補が考えられる。一般の最適設計では、この中から一つの指標を目的関数として、それ以外は制約条件として定式化する。一方、複数の目的関数をそのまま扱う多目的最適設計法も発展してきていて、航空宇宙分野の問題にも適用されている<sup>13-15)</sup>。

これらの指標を評価するためには、大規模な有限要素法などの数値計算が必要となる。最適解に収束するまで、その大規模計算を直接、繰り返すと計算コストがかかるた



第1図 モーフィング翼の設計と関連分野

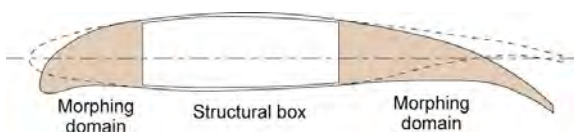
め、代理モデルと呼ばれる近似式を用いた手法が発展してきている<sup>16~18)</sup>。

### 3. モーフィング翼の形状モデル

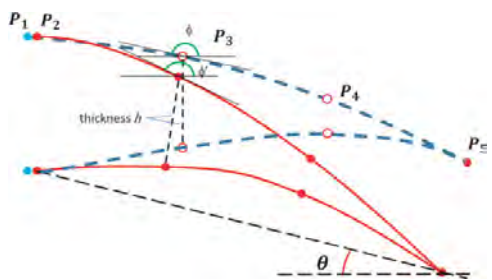
第2図に示すようなモーフィング翼形状は、前縁スラット部や後縁フラップ部をさまざまな飛行状態に対して適応的に弾性変形させることで、従来のスラットやフラップよりも優れた空力性能を得ることを目的としている。そのため、空力性能を設計指標とした翼型形状を求める形状設計、またその変形を実現する内部機構の構造設計に最適設計法が適用されている。

空力性能に対するモーフィング翼の外形状設計は、通常の翼型設計と異なり、モーフィング前の形状から構造的に変形可能な形状を求めることができるようにモデル化しなければならない。そのため、翼型形状と設計変数の定義に工夫が必要となる。

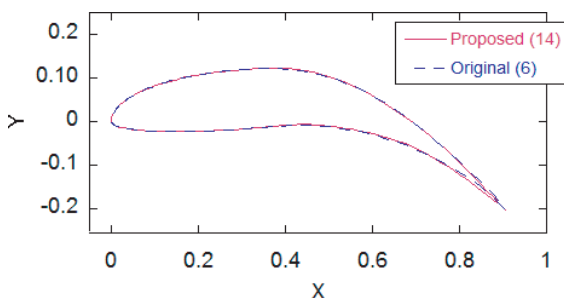
例えば、De Gaspari と Ricci<sup>19)</sup>は、揚抗比を最大化させるモーフィング翼の設計問題において、翼型全体をベジエ曲線でモデル化する。そして、後縁部を変形させるときに中央の箱型はり部の変形を抑えるために、目的関数を箱型はり部の変形量の自乗平均と揚抗比の逆数との重み付き加重和を最小化するように定式化している。さらに、空力性能だけでなく、スキン部の構造変形を考慮して表皮材の伸



第2図 モーフィング翼の翼型断面設計



第3図 NURBS 曲線によるコルゲート構造を利用したモーフィング形状のモデル化<sup>15)</sup>



第4図 コルゲート構造を利用したモーフィング翼の翼型形状と NURBS 曲線モデルとの比較 (舵角 20 度)<sup>15)</sup>

び変形量や応力に制約を課して最適設計問題を定式化している。

著者らはコルゲート構造を利用したモーフィング翼<sup>7)</sup>に対して、揚力が最大となるモーフィング形状を求めるために、第3図に示すように、後縁部を NURBS 曲線でモデル化する方法を提案している<sup>15)</sup>。このモーフィング翼はコルゲート構造により舵角を変化させる機構であり、舵角変化時には翼上面の長さや翼厚分布は変化せず、翼下面の長さが縮む。このモデル化では、前方の箱型はり部は含まないため、箱型はりに形状モデル化が影響することはない。

このモデル化では、まず、上面の NURBS 曲線をモデル化する。モーフィング開始点はその前縁側と位置だけでなく傾きも連続とするため、NURBS 曲線の通過点 2 点 ( $P_1, P_2$ ) を同じ位置に配置し、続く 2 点 ( $P_3, P_4$ ) の座標を設計変数として、上面を変形させる。終点  $P_5$  は曲線の長さが一定で、与えられた舵角を満足する位置に設定し、上面の NURBS 曲線を決定する。

次に、下面の NURBS 曲線を決定する。まず、開始点は上面と同様に、前縁側と位置も傾きも連続とするため、2 点を配置し、終了点は前縁の終了点と一致させる。次に、コルゲート構造の変形を考慮し、変形前に上面の 2 点 ( $P_3, P_4$ ) と同じ翼弦位置にある下面の点が、その点での翼厚が変化せず、かつ翼弦線に直角であったコルゲート構造が変形後も維持されるような位置に設定する。そして、それらの点を通る NURBS 曲線を変形後の下面とする。

より詳細な設計のためには通過点を増やす必要はあるが、このような NURBS 曲線を利用した形状は、第4図に示すように舵角を変化させた状態でも現状のモーフィング翼形状とよく一致する形状を得ることができる。

De Gaspari と Ricci のモデル化<sup>19)</sup>では、翼型全体をベジエ曲線でモデル化するため、著者らのモデル化<sup>15)</sup>のように、モーフィング開始部での連続性を考える必要はない。一方で、箱型はり部の変形を最小化するように目的関数を定義しなければならない。特に、重み付き加重和で定式化すると、本来の目的である揚抗比最大化を犠牲にする可能性もあるため、モデル化には一長一短がある。

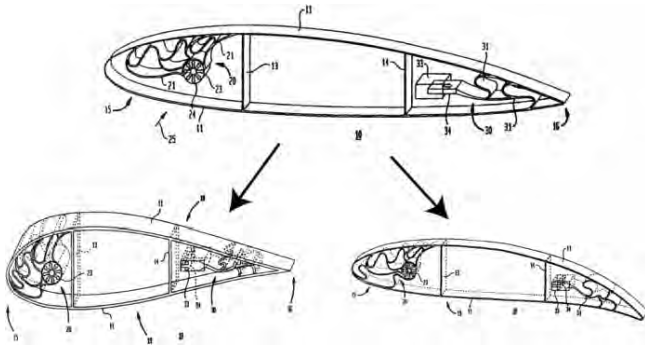
翼型形状モデルは変形を実現させる内部構造にも大きく依存するため、空力と構造の両面を考慮して、適切な形状モデルを構築することが必要になる。

### 4. モーフィングを実現する機構設計

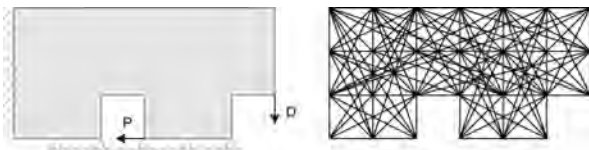
翼型断面を弾性変形させる内部機構として、コンプライアント機構<sup>11)</sup>を用いた構造が提案されている。例として、Kota の特許<sup>20)</sup>で示されているコンプライアント機構を第5図に示す。この機構は、ヒンジ部などを一体化した構造の弾性変形を利用して、モーフィング変形を可能としている。飛行実証をした FlexFoil と呼ばれるモーフィング・フラップ<sup>21)</sup>には、このようなコンプライアント機構が用いられている。

このようなコンプライアント機構の部材配置を求めるための最適設計法として、グランドストラクチャー法<sup>22)</sup>が用

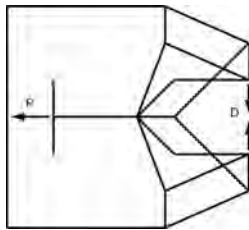




第5図 モーフィング翼を実現するために前縁部，後縁部に配置されたコンプライアント機構の一例<sup>16)</sup>



(a) 設計領域 (1/2 対称) (b) グラウンドストラクチャー



(c) 最適形態

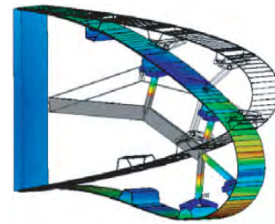
第6図 グラウンドストラクチャー法によって得られるコンプライアント機構の例<sup>22)</sup>

いられている。この手法は、設計領域に節点を配置し、その任意の2点を結ぶ構造部材を配置した構造を初期構造とし、最適化によって必要な部材だけを残す手法である。第6図にその一例を示す<sup>22)</sup>。また、コンプライアント機構ではないが、第7図に示すDLRのモーフィング翼の機構部品配置の設計にも適用されている<sup>10)</sup>。この手法では力学的に妥当な形態が得られるが、最適解が初期設計の部材配置に依存することや、最適設計問題が組み合わせ問題となることから、大規模な問題に適用することは困難である。

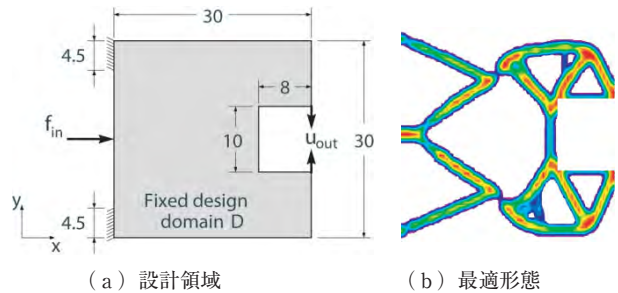
離散的な設計問題ではなく、連続体としての最適な形態を求める問題としてトポロジー最適設計<sup>23)</sup>が利用されている。この手法では、設計領域  $D$  に対して次式で示す特性関数  $\chi_\Omega(\mathbf{x})$  を導入する。

$$\chi_\Omega(\mathbf{x}) = \begin{cases} 1 & \text{if } \mathbf{x} \in \Omega \\ 0 & \text{if } \mathbf{x} \notin \Omega \end{cases} \quad (2)$$

ここで、 $\Omega$  は設計領域  $D$  の中で材料が配置される領域である。つまり、特性関数は材料の有無を表すものであり、これにより、形態決定問題を材料配置問題に変換する。しかし、この特性関数はいたるところで不連続な点をもつ可能性がある。その問題を解決し、大域的な意味で不連続問



第7図 前縁スマートノーズ機構部品配置設計への最適設計の適用例<sup>10)</sup>



(a) 設計領域 (b) 最適形態  
第8図 トポロジー最適設計法によって求めたコンプライアント機構の例<sup>24)</sup>

題を連続問題に置き換える方法として、均質化法や密度法 (SIMP 法) による定式化が利用されている。

上記の手法では、グレイスケールと呼ばれる構造の輪郭が明確に表現できない問題がある。これを解決する手法として、レベルセット法に基づく手法なども提案されている。

コンプライアント機構の設計にトポロジー最適設計法を適用した例<sup>24)</sup>を第8図に示す。グラウンドストラクチャー法と異なり、部材配置や部材太さなどが連続的に変化した形態が得られる利点がある。

このトポロジー最適設計法は、最適設計において、現在、最も研究が盛んに行われている分野であり、構造問題だけでなく、熱、流体といった機械系の分野だけでなく、モーターのコア配置など電磁気学などさまざまな物理領域に適用されている。しかしながら、モーフィング翼の内部機構に対する設計へのトポロジー最適設計の適用例は Maute らの研究<sup>25)</sup>があるが、あまり進んでいるとは言えない。モーフィング変形を実現する機構を創生する手法としては、構造形態単独ではなく、翼型形状設計やアクチュエータ配置設計などと統合することも必要であり、今後の研究が期待されている。

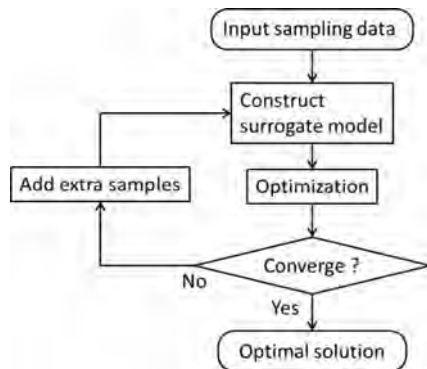
## 5. 近似最適設計法

最適設計の繰り返し過程において、目的関数や制約条件の評価を行う必要がある。繰り返し計算が必要なことから、大規模な数値計算が必要な問題では最適設計が困難になる。特に、最適設計コードから外部の数値解析コードを呼び出さなければならない場合、感度解析を差分近似せざるを得ないため、設計変数が増えると解析ソフトを呼び出す回数が増加する。遺伝的アルゴリズムなど感度解析を必要としない方法もあるが、そのような方法はもともと繰り返

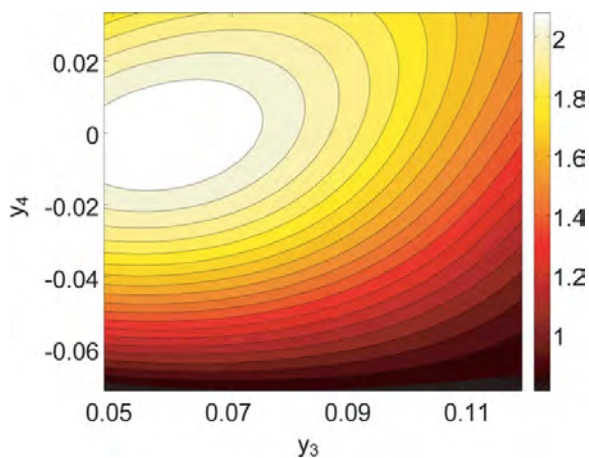
返し回数が多いため、直接、大規模問題に適用することは難しい。

そのような場合に、目的関数や制約条件の近似関数を構築し、それを代理モデルとして最適設計を行う近似最適化法<sup>16)</sup>が発展してきた。その初期には、多項式で近似する応答曲面法が用いられていた。しかしながら、多項式では近似精度が低く、一方、精度を上げようと高次項を導入すると関数が多峰性となるために局所解への収束をまねくことなどの問題がある。

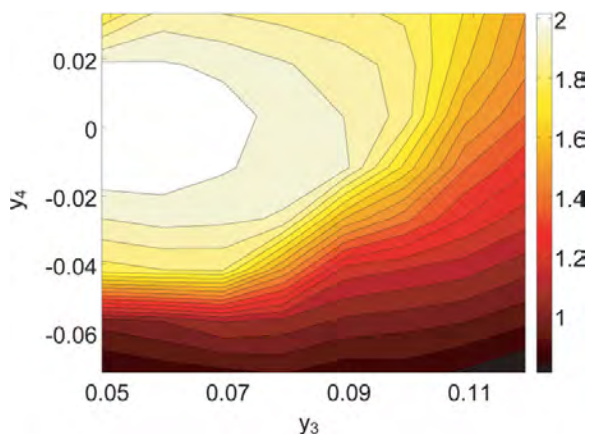
近年、非線形性の弱い関数から多峰性関数まで幅広く近



第9図 逐次近似最適設計のフロー



(a) RBF ネットワークによる近似値



(b) 数値解析ソフトによる解析値

第10図 設計変数空間での揚力変数分布の比較例<sup>15)</sup>

似する手法として、Kriging 法<sup>17)</sup>や RBF (Radial Basis Function) ネットワーク<sup>18)</sup>が広く用いられるようになってきている。これらは、応答曲面法と異なり、第9図に示すように、サンプル点を逐次追加して近似モデルの精度を向上させることで精度の高い最適解を求める逐次近似最適化<sup>26)</sup>が可能である。特に、RBF ネットワークは、計算の手軽さや応答値に誤差が含まれるような問題にも柔軟に対応できる有力な手法の一つである。

著者らは、コルゲート構造を利用したモーフィング翼の形状設計<sup>15)</sup>において RBF ネットワークを利用し、設計変数である上面 NURBS 曲線の通過点座標に関して揚力係数の近似モデルを構築しながら、最適設計を行った。そこで構築した近似モデルと解析ソフトで格子上に点を配置して求めた等高線図とを第10図で比較する。RBF ネットワークでは、少ないサンプル数でも、比較的精度のよい近似モデルが構築できることがわかる。

## 6. ロバスト多目的最適設計

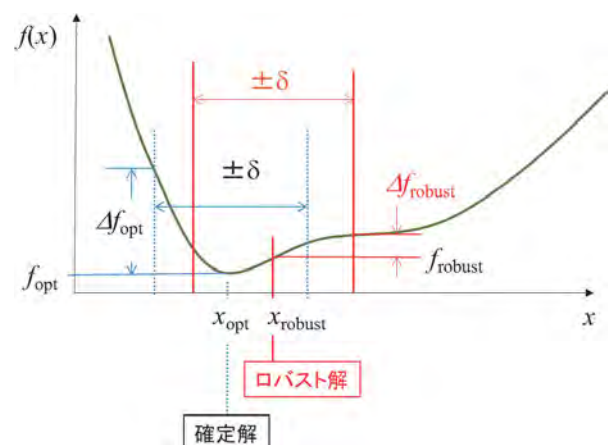
**6.1 ロバスト設計** モーフィング翼の設計において、飛行速度や迎角などの変動が性能に影響することが考えられる。そのような影響を最小化するための設計手法として、ロバスト設計が広く用いられている。

ロバスト設計は、元来は、性能指標の最適化とその変動の最小化をめざす多目的最適設計問題である。しかし、通常は、性能指標の平均値  $E[\cdot]$  と標準偏差  $\sqrt{\text{Var}[\cdot]}$  の線形加重和を目的関数とした最適設計問題として、次式のように定式化される。

$$F_{\text{robust}}(\mathbf{x}, \mathbf{z}) = E[f(\mathbf{x}, \mathbf{z})] + \alpha \sqrt{\text{Var}[f(\mathbf{x}, \mathbf{z})]} \quad (3)$$

ここで、 $\mathbf{x}$  は設計変数、 $\mathbf{z}$  は確率変数、 $\alpha$  は正の重み係数である。第11図はロバスト解を模式的に示したもので、確定的な最適解においては設計変数  $\mathbf{x}$  の変動  $\pm\delta$  の範囲における目的関数の悪化量  $\Delta f$  が大きい。しかし、ロバスト解では、目的関数の値自体は確定解の目的関数値よりも大きいけれども目的関数の変動量  $\Delta f$  が小さい解が最適解として選ばれる。

しかしながら、このような線形加重和法では、元の目的問題におけるパレート解の分布によっては重み係数を変化



第11図 確定的な最適解とロバスト最適解



させても得られるパレート解がそれに追従できないような問題が生じることがある<sup>27)</sup>。

**6.2 ロバスト多目的最適設計** ロバスト多目的最適設計は、目的関数の平均、標準偏差のそれぞれを目的関数として、次式のように定式化する。

$$\begin{aligned} \text{Minimize: } f_1(\mathbf{x}, \boldsymbol{\varepsilon}) &= E[f(\mathbf{x}, \boldsymbol{\varepsilon})] \\ f_2(\mathbf{x}, \boldsymbol{\varepsilon}) &= \sqrt{\text{Var}[f(\mathbf{x}, \boldsymbol{\varepsilon})]} \end{aligned} \quad (4)$$

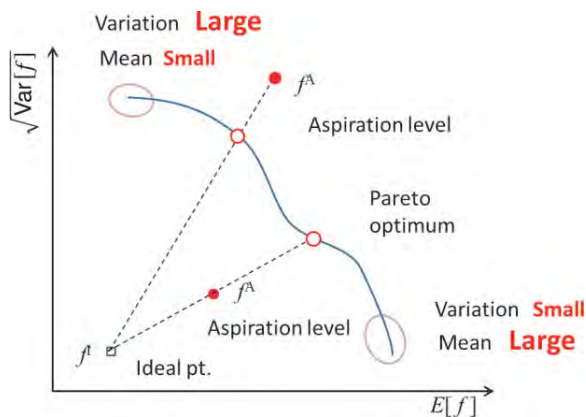
この利点は、第12図に示すように、変動の影響をパレート解分布によって可視化することができる点にある。

著者らは、このロバスト多目的最適設計問題に満足化トレードオフ法 (Satisficing trade-off method: STOM)<sup>26)</sup>を適用する方法を提案している<sup>28,29)</sup>。STOMは、第12図に示すように、設計者が各目的関数に対する理想点 $f^I$ と目的関数の目標値を希求水準 $f^A$ として与え、それに対応する等価な単一目的関数問題に変換して、一つのパレート解を得る手法である。

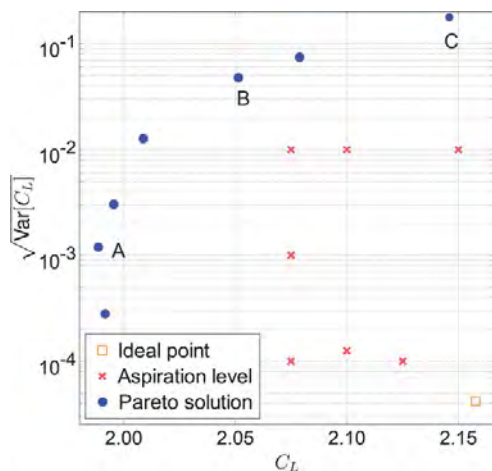
STOMの定式化を以下に示す。まず、次式で示す $r$ 個の目的関数からなる多目的最適設計問題を考える。

$$\text{Minimize: } \mathbf{f}(\mathbf{x}) = (f_1(\mathbf{x}), f_2(\mathbf{x}), \dots, f_r(\mathbf{x})) \quad (5)$$

この問題を理想点 $f^I$ と希求水準 $f^A$ を用いて、次式で示すmin-max問題に変換する。



第12図 ロバスト多目的最適設計のパレート解とSTOMの理想点、希求水準



第13図 ロバスト多目的最適設計において設定した理想点、希求水準と得られたパレート解

$$\text{Minimize: } \max_{i=1,2,\dots,r} \frac{f_r(\mathbf{x}) - f_i^I}{f_i^A - f_i^I} \quad (6)$$

この問題にスラック変数 $s$ を導入することで、等価な単一目的関数問題に変換できる。

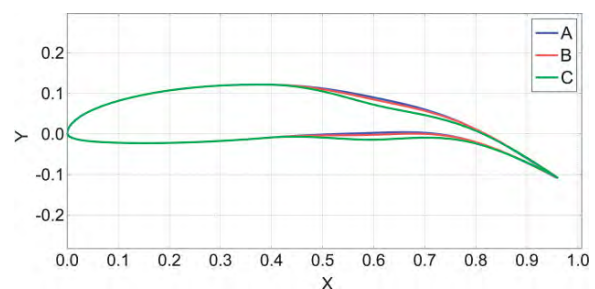
$$\text{Minimize: } s \quad (7)$$

$$\text{subject to: } \frac{f_r(\mathbf{x}) - f_i^I}{f_i^A - f_i^I} \leq s \quad (i=1, \dots, r)$$

この問題を解くことで、希求水準に対応した一つのパレート解が得られる。得られた解に満足できないときは希求水準を変更して、パレート解を更新する。この方法では、設計者が欲しい領域でのパレート解を求めればよく、最適設計法自体を繰り返す回数は少なくともすむ。さらに、一般に、理想点と希求水準を結んだ直線上にパレート解が得られるため、パレート面の形状が第12図に示すように、非凸形状であってもパレート解が得られる利点がある。

**6.3 モーフィング翼に適用した例** 前節に示したコルゲート構造を利用したモーフィング翼の形状設計<sup>15)</sup>に対して、設計変数であるNURBS曲線の通過点 $(P_3, P_4)$ の $y$ 座標 $(y_3, y_4)$ に変動がある場合(第3図参照)を考える。ここでは、舵角10度において揚力係数の期待値および標準偏差を目的関数としたロバスト多目的最適設計で得られたパレート解分布を第13図に示す。この問題は揚力係数の期待値を最大化、標準偏差を最小化するので、この図では右下方向が理想方向である。なお、理想点は、揚力係数の期待値、標準偏差それぞれを単一の目的関数とした単一目的関数最適化で得られた最適解としている。パレート解分布から、揚力係数の期待値と標準偏差は互いにトレードオフの関係にあり、揚力係数の期待値の幅に対し、標準偏差がとりうる値の幅が大きいことがわかる。

この図でA, B, Cと記したパレート解の平均翼型形状を第14図で比較する。揚力係数の平均値が大きく変動も大きい解ではうねりが見られるのに対し、変動が小さい解ではそのようなうねりが無いことがわかる。Cのようなうねりのある形状では後縁側で圧力が高くなり、揚力係数の平均値は高くなるが、形状に変動があると流れが剥離しやすくなり、揚力係数が低下する。一方、Aのようなうねりの無い形状はCに比べて揚力係数の平均値は少し小さいが、標準偏差は2ケタ小さく、形状の変動の影響は十分に小さい。このようなトレードオフ解析が、ロバスト多目的最適設計により可能となる。



第14図 パレート解の翼型形状比較

