

Kriging と MOGA を用いた複合材料大型構造の寸法・積層構成最適化†

関 城 正 登* 轟 章**

Dimension and Stacking Sequence Optimization of Large Composite Structures Using Kriging and MOGA Method

by

Masato SEKISHIRO* and Akira TODOROKI**

Laminated composite structures are increasingly used for aerospace structures, such as interstage structures of launch vehicles. For an optimal design of the laminated composite structures, both dimensions and stacking sequences of the structures should be optimized simultaneously since they affect each other. The stacking sequence optimization of composite laminates is a combinatorial optimization problem with some constraints. That makes the optimization of dimensions and stacking sequences a complex mixed problem that contains both combinatorial and continuous-discrete variable optimizations. Therefore, the design of the laminated composite structures has generally been carried out using a genetic algorithm (GA). GA inherently requires many evaluations of optimization functions during the process. It must be time consuming especially for composite structural optimizations, which needs a computationally expensive analysis for the evaluation of the functions such as stress and buckling load. Authors have proposed an effective and global optimization method of the composite structures. The method utilizes a kriging method for approximating expensive functions of the optimization. Using the kriging models makes it possible not only to reduce the computational cost to evaluate the functions but also to search for the optimal design globally with using multi-objective genetic algorithm (MOGA). In the method, fractal branch and bound (FBB) method is also adopted, which is a practical and low-cost stacking sequence optimization method. In the present paper, the proposed method is applied to a complicated design problem of a large-sized composite structure. A design of a rocket structure under combined load is addressed here. The result shows that the method is effective in the large-sized optimization problems.

Key words: Optimization, Composite structure, Kriging method, Stacking sequence, GA

1 緒 言

一方向プリプレグシートを様々な方位に積層して作成する複合材料積層板は、優れた比剛性、比強度から、ロケットの段間部構造など航空宇宙分野で適用が拡大している。積層板構造では、軽量化を目的とした構造要素の薄肉化のため、座屈破損を生じやすく、外皮パネルと補強板による構造として多用される。

積層板の特性を引き出すためには積層構成の最適化が必要となる。積層構成最適化は設計データ不足や、製造上の理由から利用可能な繊維配向角が数種に限定され、組合せ最適化問題となる。補強板付構造では、2つ以上の積層板で構成され、それぞれ別の積層構成で成形可能である。これらは構造の特性に関して相互に関連があるため、複数の積層構成を同時に最適化する必要がある。著者は、実現可能な積層構成の、積層パラメータ空間上でのフラクタル性に着目したフラクタル分枝限定法(FBB)¹⁾を提案し、それを反復計算によって拡張することで複数積層構成最適化問題に適用可能な最適化手法を提案した。²⁾FBB法では、計算コスト削減のため目的関数を2次多項式の応答曲面で近似して最適化を実施する。GA

などの従来手法と比較して、計算コストの大幅削減が可能となった。

また、積層板構造の最適設計には積層構成のみならず、板厚、構造の断面形状など、寸法最適化が不可欠である。このような寸法と積層構成の同時最適化問題は、組合せ最適化と形状寸法最適化の複雑な混合問題となり、求解困難な問題となる。この問題に対し、Nagendraら³⁾は遺伝的アルゴリズム(GA)を適用したが、GAは最適化に多数回の構造解析を要するため、計算コストが膨大となった。加えて、GAでは積層構成の拘束条件を扱うことが容易ではない。また、Yamazaki⁴⁾やWuら⁵⁾は繊維配向角の離散値を連続変数として見なして最適化を行う方法を提案した。この方法では、繊維配向角の離散値を連続変数とみなし、寸法と積層構成の同時最適化問題を連続変数のみの最適化として感度解析を用いて実施し、その後得られた積層構成に対応する積層パラメータの近傍で、実現可能な積層構成をGAで探索する。混合最適化を行う必要がなくなり最適化は簡単に行うことが可能となるが、実現可能な積層構成を直接得られず、得られる解は大域的な最適解を外れる可能性がある。

† 原稿受理 平成 18 年 8 月 2 日 Received Aug. 2, 2006 ©2007 The Society of Materials Science, Japan

* 東京工業大学大学院 〒152-0064 東京都目黒区大岡山, Graduate Student, Tokyo Inst. of Tech., Meguro-ku, Tokyo, 152-0064

** 正 会 員 東京工業大学大学院理工学研究科 〒152-0064 東京都目黒区大岡山, Graduate School of Sci. and Eng., Tokyo Inst. of Tech., Meguro-ku, Tokyo, 152-0064

一方、近年効率的で大域的な最適化手法として、Kriging法を用いた最適化手法が研究されている。⁶⁾Kriging法は、応答曲面法のひとつであり、統計的に関数を近似する。Kriging法を用いた最適化手法は、航空分野の最適化問題⁷⁾などに適用されて有効性が示されているが、適用例は寸法最適化のような連続変数最適化問題に限られる。

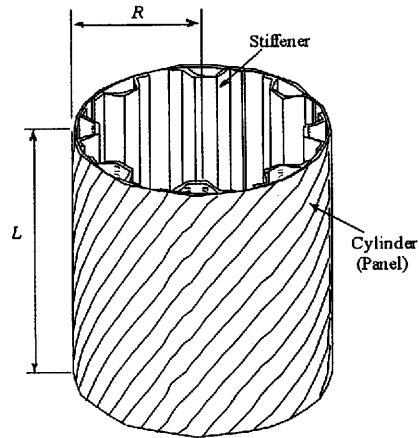
本研究では、KrigingとMulti-Objective GA (MOGA)を用いた効率的な複合材料構造の寸法・積層構成最適化法を提案する。KrigingとMOGAによる最適化手法とFBB法を統合し、寸法と積層構成の複雑な最適化問題に適用可能な新しい設計法を構築する。本手法では最適化ツールとFEM解析が完全に分離しており、利用者は最適化ツールの指示するFEM解析を実施すれば良い。

本論文では、大型構造の寸法・積層構成最適化に対する本手法の適用性の実証を目的とする。大型構造では、構造解析に必要な解析時間が膨大となるため、構造計算回数の削減による設計の効率化が必要不可欠となる。一方、大型構造物では、座屈現象は多くの座屈モードの存在などにより、複雑な非線形挙動を示すことが予想される。このため、Kriging法による近似関数の有効性を検証する必要がある。本論文では、大型構造の寸法・積層構成最適化問題として、ロケット段間部構造の座屈破損を考慮した重量最小化設計およびコスト最小化設計に適用し、その結果から本最適化手法の有効性を実証する。

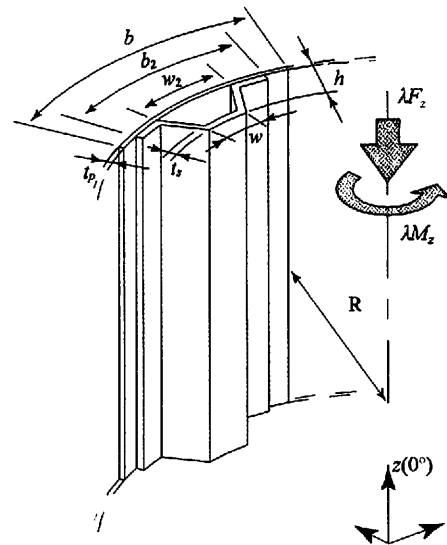
2 最適化問題

最適化対象をFig. 1に示す。Fig. 1 (a)にロケット段間部の構造全体を、Fig. 1 (b)に構造の単位構造を示す。この単位形状を基本セクタと呼ぶ。

設計変数はパネルと補強板、2つの積層板の積層構成および断面形状寸法 w, w_2, b_2, h, N_p, N_s とセクタ数 N_{sect} である。ただし、 N_p, N_s はパネルと補強板の片側積層数で整数値のみを取り得、積層板厚さ t_p, t_s は各層厚さ t_{ply} を乗じて求まる。設計範囲をTable 1に示す。ここで、 w, w_2, b_2, h の大きさは N_{sect} によって大きく変化するため、表のように、全て基本セクタ幅 $b = 2\pi R/N_{sect}$ との比として扱う。構造の高さ L と半径 R は $L = 4m, R = 2m$ の固定値とする。構造の破損形態は座屈破損である。座屈荷重はFEM解析により設計荷重に対する座屈荷重比 λ として求める。荷重として、 z 軸方向の圧縮荷重 $F_z = 2.5MN$ と、擾乱成分として z 軸周りのモーメント $M_z = 0.5MNm$ を考慮する。負荷断面を固定端とする。FEM解析には汎用有限要素法ソフトANSYSを使用し、周期対称モデリング機能を用いた、積層シェル要素を用い、節点数5826、要素数1850である。周期対称モデリング機能を用いることで、構造全体での座屈荷重と座屈形状を N_{sect} 回程の基本セクタの座屈解析により解析可能となる。この機能では荷重条件も周期対称である必要がある。実際のロケット段間部に加わる荷重は圧縮荷重と曲げ荷重が支配的であるが、この機能を用いるため、本研究では非対称の曲げ荷重は扱わず、代わりに対称の z 軸周りモーメントを考える。ただし、得られる結果である座屈形状に関しては必ずしも周期対称の形状



(a) Composite interstage structure of launch vehicle.



(b) Geometric configuration of basic sector.

Fig. 1 Analysis model of launch vehicle structure.

Table 1 Ranges of design variables.

Design variable	Min.	Max.
w/b	0.05	0.20
w_2/b	0.20	0.50
b_2/b	0.40	0.75
h/b	0.05	0.20
N_p	4	16
N_s	4	16
N_{sect}	4	32

であるとは限定されない。このように、圧縮荷重だけでなく、ねじりモーメントを合わせて加わることで、この構造は曲げを除いているが、様々な複雑な座屈モードを有することとなる。

最適化問題を次式で定義する。まず、重量最小化問題を次式で定義する。

$$\begin{aligned} & \min imize W \\ & \text{subject to } \lambda \geq 1 \\ & \qquad \qquad b_2 - w_2 \geq 0.04 \end{aligned} \tag{1}$$

ここで W は構造重量であり寸法のみで求まる。本研究では薄板構造であることから寸法と板厚で概算される体積

に密度をかけて求めた。第2の拘束条件は補強板のフランジ部分幅確保のために課す。

次に、コスト最小化問題を次式で定義する。

$$\begin{aligned} \text{minimize } W^* &= W \times \left(1 + \alpha \frac{N_{\text{sect}} - N_{\text{sect}}^{\text{min}}}{N_{\text{sect}}^{\text{max}} - N_{\text{sect}}^{\text{min}}} \right) \\ \text{subject to } \lambda &\geq 1 \\ b_2 - w_2 &\geq 0.04 \end{aligned} \quad (2)$$

ここで W^* は、セクタ数の増加に伴う製造コストの増加を見積もるため、重量 W にセクタ数の増加分の重みを乗じた値である。構造の全コストを W^* で考慮する。重み量は、パラメータ $\alpha = 0.5$ としてセクタ数 N_{sect} の変化に伴って1~1.5の値を取るものとする。

積層板は共に対称積層板とし、利用可能な繊維配向角は 0° , $\pm 45^\circ$, 90° の4種類に限定されているとし、 $\pm 45^\circ$ 層の層数は正負同数(バランスルール)とする。また、巨人マトリックス割れの防止のため、同一繊維配向角の連続は4層以内とする拘束条件(4層ルール)を課す。材料定数にはCFRP T300/5208の値を用い、 $E_x = 181\text{GPa}$, $E_y = 10.3\text{GPa}$, $G_{xy} = 7.17\text{GPa}$, $\nu_{xy} = 0.28$, $\rho = 1.6 \times 10^3\text{kg/m}^3$ とする。また、一層厚さ $t_{\text{ply}} = 0.125\text{mm}$ であり、繊維配向角はFig. 1中の z 軸とのなす角である。

3 最適化問題

3.1 積層パラメータ

面内/面外積層パラメータ V_i^* , W_i^* ($i = 1, 2$) は積層数 $2N$ の対称積層板において次式で定義される。

$$V = \begin{bmatrix} V_1^* \\ V_2^* \end{bmatrix} = \sum_{k=1}^N (a_{k-1}^V - a_k^V) \begin{bmatrix} \cos 2\theta_k \\ \cos 4\theta_k \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$a_k^V = \frac{N-k}{N}$$

$$W = \begin{bmatrix} W_1^* \\ W_2^* \end{bmatrix} = \sum_{k=1}^N (a_{k-1}^W - a_k^W) \begin{bmatrix} \cos 2\theta_k \\ \cos 4\theta_k \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$a_k^W = \left(\frac{N-k}{N} \right)^3$$

ここで、 θ_k は外側から k 番目の層の繊維配向角である。本研究では、パネル V_{1p}^* , V_{2p}^* , W_{1p}^* , W_{2p}^* , 補強板 V_{1s}^* , V_{2s}^* , W_{1s}^* , W_{2s}^* の計8個を用いる。積層パラメータは、積層板の積層構成の剛性値への影響を表す媒介変数である。また、実行可能な積層構成は、積層パラメータ空間上でフラクタル図形を描くことが知られている。¹⁾

3.2 フラクタル分枝限定法

FBB法は、目的関数の2次多項式応答曲面を利用した、低計算コストの積層構成最適化手法である。応答曲面の変数には積層パラメータを用いる。応答曲面の応答を最適化の評価関数とするため、低コストで最適化可能となる。また、分枝限定法を利用した探索により、積層構成に対する拘束条件を満足した最適解を決定論的に求めることが可能である。

フラクタル分枝限定法による積層構成最適化は2つの手順からなる。まず、実験計画法により実際の目的関数値を計算した結果データを作成し、そのデータを用いて2次多項式の応答曲面を作成する。次に、得られた応答曲面の応答を最大化する最適積層構成を、組合せ最適化

手法のひとつである分枝限定法によって探索する。

探索アルゴリズムは積層パラメータのフラクタル性に基づく。Fig. 2に示す積層パラメータ空間上の3つの三角形領域は、最外層の繊維配向角 θ_1 のみがそれぞれ 0° , $\pm 45^\circ$, 90° と決定した積層構成の集合 $[\theta_1/*/\dots/*]_s$ に対応している。探索では、Fig. 2のような積層構成に対応した三角形領域において目的関数の上限値を見積もる。見積もり値がそれまでに得られた暫定解よりも劣る場合には、その領域に最適解は存在し得ないため、その領域での探索を中止する(限定操作)。Fig. 2では、最外層が 90° の積層構成の集合 $[90/*/\dots/*]_s$ は、暫定解よりも優れた領域を含まないため探索を中止し、最外層が 0° と $\pm 45^\circ$ の積層構成のみを次に探索することとなる。最外層が 0° と $\pm 45^\circ$ で第2層まで決定した積層構成の集合 $[45/*/\dots/*]_s$, $[90/*/\dots/*]_s$ において同様に見積もりを行う(分枝操作)。このように限定操作により解候補を絞りながら、積層構成を外側層から決定して行き最適解を決定論的に得る。上限値の見積もりは、2次多項式の応答曲面を用いるため、容易に計算可能である。

最適化する積層構成が2つの場合でも、基本となるアルゴリズムは同様であり、反復計算を用いてFBB法を適用可能である。2つの積層構成に対する積層パラメータ8個を用いて目的関数の2次応答曲面を作成した後、一方の積層構成を固定して他方を最適化する。計算手順は1つの積層構成を最適化する場合と等しい。最適化後、最適化の済んだ積層構成を固定し、今度はもう一方を最適化する。このような操作を2つの積層構成が収束するまで反復して実施して、2つの最適積層構成を得る。詳細は参考文献1, 2を参照されたい。

本稿で提案する複合材料構造最適化手法では、FBB法を後述の通り内部手法として用いている。

4 最適化手法

4.1 Kriging法

本最適化手法では、FEM解析により求めた座屈荷重を関数近似する。近似モデルにはKrigingモデルを用いる。本手法では、種々あるKrigingモデルのうちDACEモデル⁶⁾を用い、ここではDACEモデルを単にKrigingモデルと呼ぶことにする。Krigingモデルでは、応答値を推定できるだけでなく、その値の誤差 s も推定可能である。概略図をFig. 3に示す。Fig. 3では、サンプル点

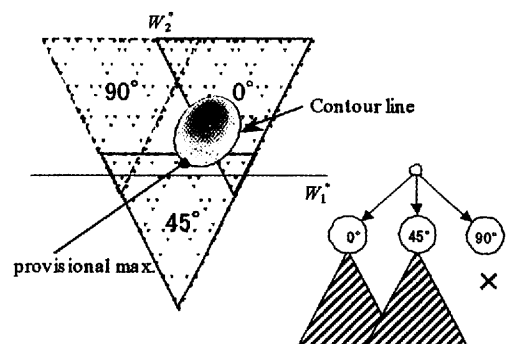


Fig. 2 Schematic of pruning operation.

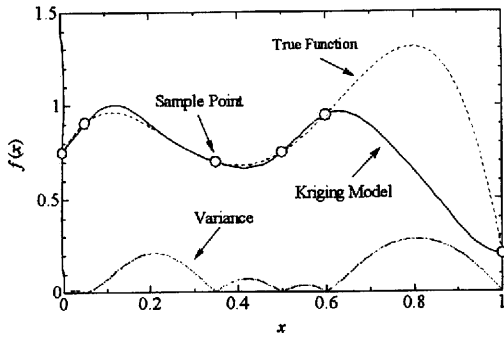


Fig. 3 Schematic of kriging model.

の存在しない $x = 0.8$ 付近で Kriging モデルは真の関数との誤差が大きくなるが、同時に分散も大きく予測される。この特徴を用いて、Kriging モデルは、FEM 解析数削減だけでなく、後述のように GA と組み合わせることで大域的最適化手法としても利用することができる。また、サンプル点上では必ずモデルの誤差 s は 0 になり、応答値は FEM 解析値と完全に一致する。

モデルの応答には、座屈荷重比を荷重で除した λ/W を用い、2つの積層構成に対応する積層パラメータ8個と形状寸法7個の、計15個を変数とする。用いる形状寸法は、 b に対する寸法 w, w_2, b_2, h の割合、 $w/b, w_2/b, b_2/b, h/b$ と N_p, N_s, N_{sect} を Table 1 に示す最大値、最小値を用いて $-1 \sim 1$ に規格化した値とする。

Kriging モデルの構築は3つのステップからなる。最初に、15次の設計領域から Latin Hypercube 法⁷⁾により251点のサンプル点を選択する。サンプル点数は変数の数の10倍程度以上が必要であるとされており、本研究では251点を選択した。次に各点でFEM解析により座屈荷重比 λ を求める。最後に、Kriging モデルのモデルパラメータを尤度最大化により推定する。

4.2 Kriging モデルによる最適化

Kriging モデルは近似関数であるため、複雑な形状を有する15次の解空間をサンプル点のみで正確に近似することはできない。加えて、サンプル点が真の最適解付近に存在せず、Fig. 3の $x = 0.8$ 付近のように最適解を見逃すという可能性がある。以上の理由から、単にモデルの応答値が最適となる点を探るのではなく、各点での推定誤差も考慮に入れた探索が必要である。Kriging モデルを用いた最適化では、式(1)の重量最小化最適化問題を次の多目的最適化問題に置き換える。

$$\text{maximize } \max[W_{\min} - W(x), 0] \quad (5)$$

$$\text{maximize } \Pr(\hat{\lambda} \geq 1) \quad (6)$$

$$\text{subject to } b_2 - w_2 \geq 0.04 \quad (7)$$

ここで、 $W(x)$ は設計 x の重量、 W_{\min} はサンプル点で拘束条件を満たすものの中での最小重量、 $\Pr(\cdot)$ はKriging モデルから求まる x が拘束条件を満足する確率である。 $\Pr(\cdot)$ は、累積密度関数 $\Phi(\cdot)$ を用いて次式で求まる。⁷⁾

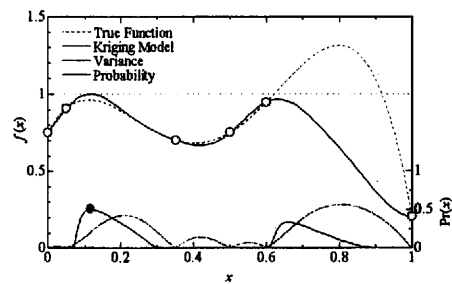
$$\Pr(\hat{\lambda} \geq 1) = \Phi\left(\frac{\hat{\lambda}(x) - 1}{s}\right) \quad (8)$$

ここで、 $\hat{\lambda}$ はKriging モデルから求めた x の座屈荷重比 λ であり、 s はその値の予測誤差である。よって、式(5)の目的関数はこれまでに得られた最適解からの W の向上量であり、式(6)の目的関数が拘束条件を満たす確率である。式(2)のコスト最小化問題では、式(5)の W, W_{\min} を W^*, W_{\min}^* と置き換える。

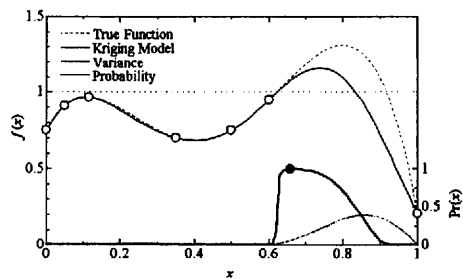
Fig. 4に概略図を用いて Kriging モデルによる最適化の原理を示す。左縦軸は $f(x) = \hat{\lambda}(x)$ 、右縦軸は確率 $\Pr(\cdot)$ と予測誤差 s を表示している。Fig. 4(a)はFig. 3の Kriging モデルに対して、式(8)で確率 $\Pr(\cdot)$ を求めた結果である。前述の通り、 $x = 0.8$ 付近で拘束条件を満たす領域を見逃している。Fig. 4のように、 $\hat{\lambda} > 1$ の場合には予測誤差 s の小さな点、 $\hat{\lambda} < 1$ の場合には予測誤差 s の大きな点で確率 $\Pr(\cdot)$ は大きくなる。つまり、推定された座屈荷重が優れた点、またはモデルの精度が低く追加サンプルの必要な点で確率は大きくなる。この値に基づき、式(5)~(7)の最適化を実施する。ここでは得られた最適解がFig. 4(a)の●印の点だと仮定する。この点で追加のFEM解析を実施し関数値を求め、そのデータを初期データに追加し、再びKrigingモデルを作成する。得られたFig. 4(b)のモデルにおいて、同様に式(5)~(7)の最適化を実施し、最適解でFEM解析を行う。その結果、 $x = 0.8$ 付近の解を見つけ出すことが可能となる。このようにKrigingモデルを繰り返し修正しながら大域的に最適化を実施する。Kriging モデル中の最大値探索にはMOGA (Multi-Objective GA)を用いる。

4.3 2段階最適化

式(5)~(7)の多目的最適化は前述の通り、混合最適化問題である。加えて、板厚と積層構成最適化には積層数が必要のため、寸法が決定しなければ積層構成を最適化できない。この問題を解決するため、次に示す構造最適



(a) Initial iteration.



(b) 2nd iteration.

Fig. 4 Demonstration of Kriging-based optimization.

化と積層構成最適化の2段階最適化を提案して実施する。

上段の構造最適化は、7個の構造の寸法形状を変数とした式(5)~(7)の多目的最適化である。最適化にはMOGAを用いる。各設計点で寸法を固定し、その寸法での目的関数評価時には、下段の積層構成の最適化を実施する。

下段の積層構成最適化では、 W は変化せず $Pr(\cdot)$ のみが積層構成により変化するため、FBB法を用いて $Pr(\cdot)$ を最大とする積層構成を求める。つまり、下段最適化では、与えられた寸法形状で $Pr(\cdot)$ を最大とする積層構成を求めることになる。 $Pr(\cdot)$ は急峻な変化を有するため、FBB法の2次応答曲面の応答はKrigingモデルから計算した $(\hat{\lambda}-1)/s$ とする。 $\Phi(\cdot)$ は単調増加な関数であるため、この値の最大化は $Pr(\cdot)$ の最大化と等価である。

4.4 最適化の流れ

最適化の流れを以下に示す。

Step 1 : n_s 点 ($n_s = 251$ 点から開始) のサンプルデータでのFEM解析からKrigingモデルを作成する。 n_s 点のデータから W_{\min} を設定する。

Step 2 : GAの100個体に対してランダムに初期寸法変数を決定し、MOGAを開始する。

Step 3 : 各個体で目的関数値を計算する。各個体の寸法に対して、FBB法を用いた下段の積層構成最適化を行う。最初にKrigingモデルを用いてその寸法でのFBB法用の2次多項式応答曲面を作成する。具体的には、寸法を固定し積層パラメータを変化させた185点でKrigingモデルによって応答 $(\hat{\lambda}-1)/s$ を計算し、その185点のデータを回帰する2次多項式を計算する。次に、この2次多項式応答曲面を用いてFBB法によりその寸法での最適積層構成を探索する。最後にKrigingモデルを用いて、得られた積層構成における $\hat{\lambda}$ と s の値を計算し、 $Pr(\cdot)$ を求める。その値と、重量 W がその個体での目的関数値となる。

Step 4 : GAの操作により、目的関数値に応じて新しい個体を生成する。

Step 5 : 300世代まで、**Step 2**から**4**を繰り返す。

Step 6 : 得られた100点のパレート最適解から、目的関数と変数の多様性を考慮しながら、拘束条件を満足する確率 $Pr(\cdot)$ の1に近く大きな点から10点選択し、FEM解析を実施する。その結果をサンプルデータに追加し($n_s = n_s + 10$)、**Step 1**から再度実施する。パレート解とそこから選択した10点の例をFig. 5に示す。10点のうち、○印がFEM解析の結果拘束条件を実際に満足した

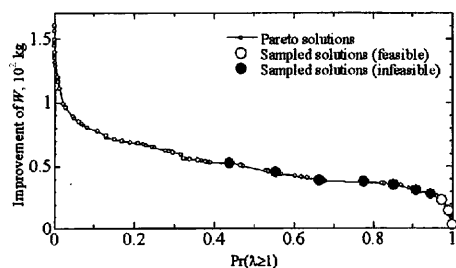


Fig. 5 Example of Pareto-solutions and sampled solutions.

点、●印が満足しなかった点である。縦軸は重量 W の削減量であり、この削減量の大きなパレート最適解では横軸 $Pr(\cdot)$ も小さくなっており、実際に拘束条件を満足していない。

以上を繰り返すことで、最適解となる可能性の高い設計条件で集中的にFEM解析を実施し、Krigingモデルの近似精度を向上させながら大域的に最適化することが可能である。これにより、FEM解析の回数は最小限に抑えられ、最適化全体での計算コスト削減が実現される。

5 解析結果と考察

提案手法を第2章のロケット段間部構造の寸法・積層構成最適化問題に適用した結果を示す。重量最小化、コスト最小化、それぞれの問題に対して、15回の繰返し計算により最適化を実施した。つまり、追加FEM解析は計150回である。重量最小化、コスト最小化における W または W' の履歴と最適解の座屈モード形状をFig. 6~9に示す。また、最適解の寸法と積層構成をTable 2, 3に示す。表より重量最小化では N_{sect} が設計範囲で出来るだけ大きなほど良いことが分かる。一方、コスト最小化では、積層数が増加し W 自体は大きいものの N_{sect} の減少により W' を削減している(重量最小化設計の $W' = 334.4$)。また、2つの最適設計の座屈形状を見ると、補強板間など

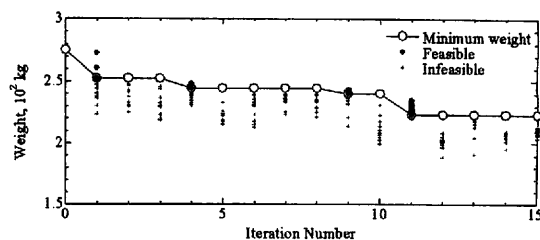


Fig. 6 Iteration history of minimum weight design.

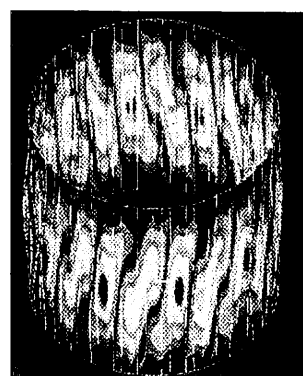


Fig. 7 Buckling mode shape of weight-minimal design.

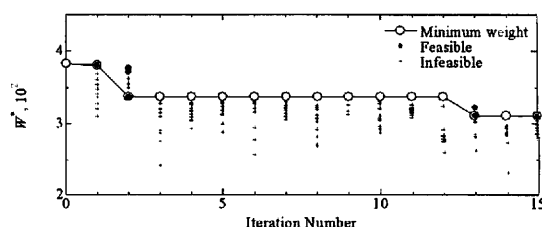


Fig. 8 Iteration history of minimum cost design.



Fig. 9 Buckling mode shape of cost-minimal design.

Table 2 Weight-minimal design.

W , kg	222.9
λ	1.03
w/b	0.068
w_2/b	0.377
b_2/b	0.661
h/b	0.110
N_p	6
N_s	7
N_{sect}	32
Panel	$[(\pm 45)_2/90_2]_s$
Stiffener	$[0_4/90/\pm 45]_s$

Table 3 Cost-minimal design.

W^*	310.8
W , kg	252.2
λ	1.03
w/b	0.088
w_2/b	0.232
b_2/b	0.403
h/b	0.069
N_p	8
N_s	10
N_{sect}	17
Panel	$[(\pm 45)_4]_s$
Stiffener	$[0_4/90/0_4/90]_s$

の局所部ではなく構造全体で座屈していることが分かり、優れた設計であることが確認される。それぞれの最適化に要した全 FEM 解析は計 401 回 (= 251 + 150) であり、

数千回以上の FEM 解析を必要とする GA などの従来手法と比較して極めて低計算コストで効率的に最適化可能であることが示された。

6 結 言

提案する効率的な複合材料構造の最適化設計システムを用いて、ロケット段間部構造の寸法・積層構成最適化を実施した。その結果、本手法の、大型構造最適化問題への適用性を実証した。

参 考 文 献

- 1) A. Todoroki and Y. Terada, "Improved fractal branch and bound method for stacking sequence optimizations of laminates", AIAA Journal, Vol.42, No.1, pp.141-148 (2004).
- 2) M. Sekishiro and A. Todoroki, "Extended fractal branch and bound method for optimization of multiple stacking sequences of stiffened composite panel", Advance Composite Materials, Vol.15, No.3, pp.341-356 (2006).
- 3) S. Nagendra, D. Jestin, Z. Gurdal, R.T. Haftka and L.T. Watson, "Improved genetic algorithm for the design of stiffened composite panels", Computers & Structures, Vol.58, No.3, pp.543-555 (1996).
- 4) K. Yamazaki, "Two-level optimization technique of composite laminate panels by genetic algorithms", Proceedings of 37th AIAA/ASFM/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, New York, NY, pp.1882-1887 (1996).
- 5) J. Wu and R. Burgueno, "An integrated approach to shape and laminate stacking sequence optimization of free-form FRP shells", Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, Vol.195, Issues 33-36, pp.4106-4123 (2006).
- 6) D. R. Jones, M. Schonlau and W. J. Welch, "Efficient global optimization of expensive black-box functions", Journal of Global Optimization, Vol.13, No.4, pp.455-492 (1998).
- 7) S. Jeong, M. Murayama and K. Yamamoto, "Efficient optimization design method using kriging model", Journal of Aircraft, Vol.42, No.2, pp.413-420 (2005).