

経験的な制約条件を考慮した非対称積層板の多目的積層構成最適設計

著者	橋脇 健太郎, 小木曾 望
雑誌名	日本機械学会論文集
巻	87
号	900
ページ	21-00081
発行年	2021-08-25
権利	(C) 2021 一般社団法人日本機械学会
その他のタイトル	Multiobjective stacking sequence optimization for unsymmetric laminated plates under several empirical constraints
URL	http://hdl.handle.net/10466/00017481

doi: <https://doi.org/10.1299/transjsme.21-00081>

経験的な制約条件を考慮した非対称積層板の多目的積層構成最適設計

橋脇 健太郎^{*1}, 小木曾 望^{*2}

Multiobjective stacking sequence optimization for unsymmetric laminated plates under several empirical constraints

Kentaro HASHIWAKI^{*1} and Nozomu KOGISO^{*2}

^{*1,*2} Department of Aerospace Engineering, Osaka Prefecture University,
1-1 Gakuen-cho, Naka-ku, Sakai-shi, Osaka 599-8531, Japan

Received: XXXX; Revised: XXXX; Accepted: XXXX

Abstract

This study proposes a multiobjective stacking sequence optimization method for an unsymmetric laminated plate using for a torsion-box structure of an aircraft wing. The objective functions are to minimize the thermal warping occurred during molding process and the bending stiffness ratio that empirically corresponds to the compression after impact strength. The constraints considered are a limited set of ply orientation angles, the allowable number of contiguous plies, and the allowable orientation angle difference between neighboring plies that empirically derived from several strength criteria as delamination, matrix crack and so on. Thus, the design problem is formulated as a combinatorial multiobjective optimization problem with several empirical constraints. To solve this problem, this study adopts a multiobjective genetic algorithm. To consider the empirical constraints on the genetic algorithm, new searching strategies that arrange mutation and gene repair strategy are proposed. Furthermore, lamination parameters and binary trees are introduced to improve searching performance. Through numerical examples, the performance and efficiency of the proposed method are demonstrated. Then, features of the obtained Pareto set are discussed for several design conditions with different thicknesses.

Keywords : Unsymmetric laminated plates, Empirical constraints, Evolutionary multiobjective optimization method, Lamination parameters, Repair strategy, Adaptive mutation, Binary tree

1. 緒 論

複合材料積層板は、一般的な金属材料と比較して比強度や比剛性が大きいため、航空宇宙分野など軽量化が求められる分野を中心に広く用いられている。複合材料積層板は積層構成によって強度や剛性などの特性が大きく変化するため、設計要求を満足する積層構成を求める最適設計の研究が幅広く行われている (Gürdal et al., 1999)。

実際の構造物では設計上や製造上の理由から、配向角を 0° , $\pm 45^\circ$, 90° に限定した対称バランスト積層が用いられる。そのような積層板の最適積層設計問題は組み合わせ最適化問題となるため、遺伝的アルゴリズム (Genetic Algorithm; GA (Harik et al., 1999)) が広く適用されてきている (Kogiso et al., 1994a, 1994b, Gürdal et al., 1999)。しかし、GA は、元来、制約無し問題に対する解法であり、制約有り問題に適用するには、さまざまな工夫がなされてきた。その一つにペナルティ法が挙げられる。これは、制約を違反した個体にペナルティを与えることによ

て、不適切な積層構成の個体を淘汰する手法である。ただし、制約が複雑になるとペナルティ法だけでは制約を満足する解を得ることが難しくなる。そこで有効な手法として、遺伝子補修戦略 (Fedon et al., 2020) が提案された。これは、生成された解候補のが制約を満足するよう強制的に組み替える手法である。

さらに、GA は計算コストが高いという問題があり、効率よく設計解を得るために積層パラメータが広く適用されてきた (Kogiso et al., 1994a, 1994b, 2003, Kameyama and Fukunaga, 2007, Kameyama and Arai, 2015, Honda et al., 2009)。また、既に目的関数を評価した個体に対して再評価する無駄を省くために、バイナリツリーデータ構造を適用する手法も提案されている (Kogiso et al., 1994b)。

さて、一般的に対称積層が用いられるのは、成形による反りやカップリング効果による意図しない変形を防ぐためである (荒尾他, 2011)。しかし、非対称積層がふさわしい場合もある。例えば、衝撃後圧縮 (Compression after impact; CAI) 強度を上げるためには衝撃を受ける面の最外層に 0° 層を配置しない方がよいと言われている (岡他, 2019)。一方で、曲げ剛性を確保するには積層板の表面に 0° 層を配置したいため、この両者の要求を満足しようとすると、上下非対称の積層構成が望ましい。航空機主翼の箱型はり構造では、主翼上下面の外側は衝撃を受けやすいために CAI 強度が問題となる。その一方で曲げ剛性を確保することが必要となる。そこで、複合材料積層板をこれまで以上に効率的に主翼構造に適用するためには、その最外層付近には 0° 層を避け、逆に上下面の内側の最外層付近に 0° 層を配置する非対称積層を適用することが考えられる。

そこで、目的関数として、CAI 強度に強く関係していると言われている x 方向の曲げ剛性 D_{xx} を大きくし、 y 方向の曲げ剛性 D_{yy} を小さくするために (Lin et al., 2018)、曲げ剛性比 (D_{yy}/D_{xx}) を最小化することを考える。もう一つの目的関数として、成形によって生じる熱変形の最小化を考える。つまり、複数の目的関数からなる多目的最適設計問題として定式化できる。非対称積層構成に関する最適設計問題として、松崎らが積層パラメータを用いた最適設計手法を提案している (松崎, 轟, 2005)。また、CAI 強度を考慮した非対称積層構成に関する最適設計問題として、Sasikumar らがカップリング剛性項を小さくする最適設計問題を適用し、CAI 強度を調べている (Sasikumar et al., 2019)。しかし、非対称積層構成に対する多目的最適設計問題は、著者が知る限り、まだ発表されていない。本研究では、配向角として 0° , $\pm 22.5^\circ$, $\pm 45^\circ$, 67.5° , 90° を考え、多目的遺伝的アルゴリズムで広く用いられている NSGA-II (Non dominated Sorting Genetic Algorithms, II) (Deb et al., 2002) を適用する。

本研究では、積層構成に関する経験的な制約条件として、面内弾性に関する制約、隣接層の配向角差の制約、同一配向角の連続積層数制約、CAI 強度や曲げ剛性に関して 0° 層を片側の表面層に集中させる制約などを考慮する。このような制約に対処するため、新たな戦略を導入する。まず、面内弾性制約を満足する積層比を探索する。その探索効率を向上させるために、その制約領域を面内積層パラメータ空間で表現する。そして、探索途中のパレート解候補の面内積層パラメータ空間分布を参照して、制約領域を絞り込んでいく手法を提案する。さらに、探索途中に制約を逸脱した場合には、制約を満足させるように遺伝子を補修する遺伝子補修戦略 (Fedon et al., 2020) を適用する。また、バイナリツリー構造を適用して、一度現れた設計解に対する目的関数の評価を避けることで、探索効率の向上を図る。

数値計算例として、24 層から 104 層までのさまざまな積層数の積層板問題に適用し、提案手法の有効性を明らかにする。さらに、パレート解として得られる非対称積層構成の特徴について議論するとともに、これまで避けられてきた非対称積層構成の可能性を示す。

2. 非対称積層板の設計に用いる各種パラメータ

2.1 積層パラメータと設計領域

非対称積層板の合力・合モーメントとひずみ・曲率の関係式を次式に示す。

$$\begin{bmatrix} \mathbf{N} \\ \mathbf{M} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B} \\ \mathbf{B} & \mathbf{D} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\varepsilon}^0 \\ \mathbf{k} \end{bmatrix} \quad (1)$$

ここで、 \mathbf{N} は合力、 \mathbf{M} は合モーメント、 \mathbf{A} は面内剛性、 \mathbf{B} はカップリング剛性、 \mathbf{D} は曲げ剛性である。また、 $\boldsymbol{\varepsilon}^0$ および \mathbf{k} はそれぞれ積層板中立面のひずみおよび曲率である。対象積層では \mathbf{B} が $\mathbf{0}$ となるため、面内変形は合力、面外変形は合モーメントによって生じる。しかし、非対称積層ではカップリング剛性 \mathbf{B} の存在により、面内力である合力によっても面外変形が生じる。

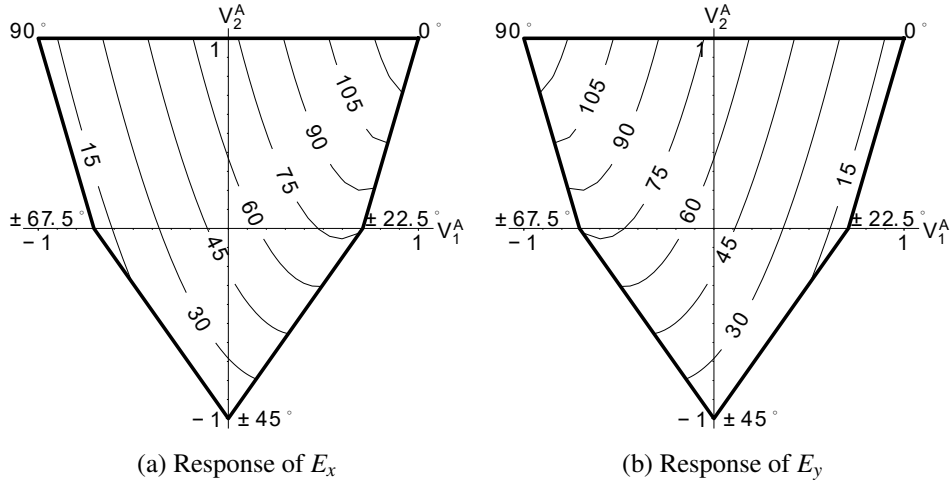


Fig. 1 In-plane elastic modulus contours on in-plane lamination parameter space. Limiting orientation angles to 0° , $\pm 22.5^\circ$, $\pm 45^\circ$, $\pm 67.5^\circ$, 90° makes the feasible region pentagon. In-plane elastic moduli (E_x and E_y) are determined only by in-plane lamination parameters (V_1^A and V_2^A) for a balanced laminate. The material properties of T800S/3900 2B listed in Table 1 is used in this contours.

Table 1 Material properties of T800S/3900-2B.

Longitudinal elastic modulus	E_1	[GPa]	134
Transverse elastic modulus	E_2	[GPa]	8.62
In-plane shear modulus	E_6	[GPa]	4.68
In-plane poisson's ratio	ν_1		0.338
Longitudinal CTE	α_1	[($\mu\text{m}/\text{m}$)/K]	0.188
Transverse CTE	α_2	[($\mu\text{m}/\text{m}$)/K]	33.5

面内剛性 \mathbf{A} , カップリング剛性 \mathbf{B} , 曲げ剛性 \mathbf{D} はそれぞれ, 次式で得られる面内積層パラメータ $\mathbf{V}_{[1,2,3,4]}^A$, 連成積層パラメータ $\mathbf{V}_{[1,2,3,4]}^B$, 面外積層パラメータ $\mathbf{V}_{[1,2,3,4]}^D$ により計算できる.

$$\mathbf{V}^A = \sum_{i=1}^n (a_i - a_{i-1}) \begin{bmatrix} \cos 2\theta_i \\ \cos 4\theta_i \\ \sin 2\theta_i \\ \sin 4\theta_i \end{bmatrix}, \quad \mathbf{V}^B = 2 \sum_{i=1}^n (a_i^2 - a_{i-1}^2) \begin{bmatrix} \cos 2\theta_i \\ \cos 4\theta_i \\ \sin 2\theta_i \\ \sin 4\theta_i \end{bmatrix}, \quad \mathbf{V}^D = 4 \sum_{i=1}^n (a_i^3 - a_{i-1}^3) \begin{bmatrix} \cos 2\theta_i \\ \cos 4\theta_i \\ \sin 2\theta_i \\ \sin 4\theta_i \end{bmatrix} \quad (2)$$

ここで, n は積層数, h は板厚, θ_i は第 i 層の配向角である. また, a_i は積層数を用いて次式で定義される.

$$a_i = \frac{i}{n} - \frac{1}{2} \quad (3)$$

特に, バランス積層板では面内積層パラメータの $\mathbf{V}_{[3,4]}^A$ はそれぞれ 0 になるため, 2次元空間で面内積層パラメータを扱うことができる. さらに, 本研究では配向角を 0° , $\pm 22.5^\circ$, $\pm 45^\circ$, $\pm 67.5^\circ$, 90° の 8 種類に制限するため, 面内積層パラメータは次式により得られる.

$$\begin{bmatrix} V_1^A \\ V_2^A \end{bmatrix} = s_0 \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \end{bmatrix} + s_{\pm 22.5} \begin{bmatrix} 1/\sqrt{2} \\ 0 \end{bmatrix} + s_{\pm 45} \begin{bmatrix} 0 \\ -1 \end{bmatrix} + s_{\pm 67.5} \begin{bmatrix} -1/\sqrt{2} \\ 0 \end{bmatrix} + s_{90} \begin{bmatrix} -1 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

ここで, s_θ ($0 \leq s_\theta \leq 1$) は配向角 θ の積層比である. これより, 本研究の設計領域は $V_1^A - V_2^A$ 空間上では図 1 に示すように, 五角形を描く. 面内積層パラメータにより決定される面内弾性 E_x, E_y の等高線を図 1 に重ねて示している. なお, 材料は T800S/3900-2B であり, その物性値を表 1 に示す (重盛他, 2014).

2.2 非対称積層板の熱変形

繊維方向および直角方向の熱膨張係数を α_1, α_2 とすると, 温度変化 ΔT によって各層の繊維方向に $\alpha_1 \Delta T$, 繊維直角方向に $\alpha_2 \Delta T$ の熱ひずみが発生する. この熱ひずみを熱応力に変換し, z 方向に積分することで合力 \mathbf{N} お

よび合モーメント \mathbf{M} が得られる。合力と合モーメントが定まれば、式 (1) の合力・合モーメントとひずみ・曲率の関係式から積層板中立面のひずみ $\boldsymbol{\varepsilon}^0$ および曲率 \mathbf{k} が計算できる。

ここで、 $\boldsymbol{\varepsilon}^0$ および曲率 \mathbf{k} を用いて、積層板の中立面の x, y, z 方向の変形量 u_0, v_0, w_0 はそれぞれ次式で得られる。

$$u_0 = \varepsilon_x^0 x_0 + \frac{1}{2} \varepsilon_s^0 y_0, \quad v_0 = \varepsilon_y^0 y_0 + \frac{1}{2} \varepsilon_s^0 x_0, \quad w_0 = -k_x x^2 - \frac{1}{2} k_s xy - k_y y^2 \quad (5)$$

これが温度変化に伴う変形であり、板厚方向の反り変形は w_0 で表される。対称積層板の場合は温度変化による反り変形が生じないが、非対称積層板ではカップリング剛性 \mathbf{B} の影響で反り変形が生じる。

3. 非対称積層構造の多目的最適設計問題

本研究では、航空機主翼の箱型はり構造に積層板を適用することを考える。航空機主翼では、CAI 強度を高くすることが望ましい。そのために、衝撃の受けやすい主翼上下面の外側の最外層付近では 0° 層の配置を避けることを考える。しかし、曲げ剛性を高めるためには 0° 層を最外層付近に配置したい。そのため、上下面内側の最外層付近には 0° 層を配置することを考える。これらを両立させるためには非対称積層を扱う必要がある。しかしながら、非対称積層板は成形時の温度変化によって反り変形が発生するため、これまで避けられてきた。そこで、実用的な非対称積層板を得るために温度変化による反り変形を最小化することおよび CAI 強度に関係する曲げ剛性 (Lin et al., 2018) の比 D_{xx}/D_{yy} を最大化することを目的とする。さらに、同一配向角の層の連続や隣接する層間の配向角の差に制約を設ける。これらは、マトリックスクラックや層間剥離などの強度基準から経験則 (Gürdal et al., 1999) 等に基づき、導入したものである。

以上に示した要求を整理し、制約条件を以下のようにまとめる。

- (a) 配向角は $0^\circ, \pm 22.5^\circ, \pm 45^\circ, \pm 67.5^\circ, 90^\circ$ のみとする。
- (b) 面内の予想しない変形を防ぐため、 $+\theta$ 層と $-\theta$ 層の層数をバランスさせる。
- (c) 面内弾性率を定められた範囲 $E_x^L \leq E_x \leq E_x^U, E_y^L \leq E_y \leq E_y^U$ に制限する。
- (d) 衝撃が生じ得る外側表面 4 層目までは 0° 層を配置しない。
- (e) 衝撃を受けない内側表面に 0° 層を 4 層集中して配置する。
- (f) マトリックスクラックを防ぐため、絶対値が同じ配向角の連続数を 2 層以下とする。
- (g) 層間剥離を防ぐため、隣り合う層の配向角差を 45° 以内とする。

ここで、制約 (e) および制約 (f) を両立させるために、表側には 0° 層を 2 層積層した後、 0° 層以外の層を 1 層積層し、その後 0° 層を 2 層積層させる。そのため内側表面は $[0_2/* / 0_2]$ という積層構成となる。

そして、各層の配向角を設計変数として、次の二つの目的を考える。

$$\begin{aligned} \text{minimize: } f_1(\boldsymbol{\theta}) &= \sqrt{\frac{1}{S} \int w_0^2 dS} \quad (\Delta T = -160 [^\circ\text{C}]) \\ \text{minimize: } f_2(\boldsymbol{\theta}) &= \ln\left(\frac{D_{yy}}{D_{xx}}\right) \end{aligned} \quad (6)$$

ここで、 w_0 は 2.2 節で示した板厚方向の変位量であり、 f_1 は成形時の温度差による反り変形の二乗平均を表す。 f_2 は曲げ剛性比の最大化に対応し、スケーリングのために対数としている。

この設計問題を多目的最適設計問題として定式化することで、目的関数間のトレードオフを明確にすることができる利点がある。一方で、実用的な面からは設計解の選択が課題となる。その選択法の一例として、熱変形に上限値を設定し、それを満足する中で CAI 強度が最大の積層構成を選ぶことが考えられる。それならば、熱変形を制約条件として CAI 強度の最大化を行う単一目的問題として定式化することも可能である。一方、多目的問題とすれば、上限値を緩和することで CAI 強度がどの程度変化するかなどのトレードオフ解析が容易になるため、本研究では多目的最適設計問題として定式化した。

4. 最適設計アルゴリズム

本研究では、多目的遺伝的アルゴリズムである NSGA-II (Deb et al., 2002) を用いる。NSGA-II は、個体同士の交叉および突然変異による新たな個体の生成、非支配ソートおよび混雑度トーナメントによる探索集団の更新を繰

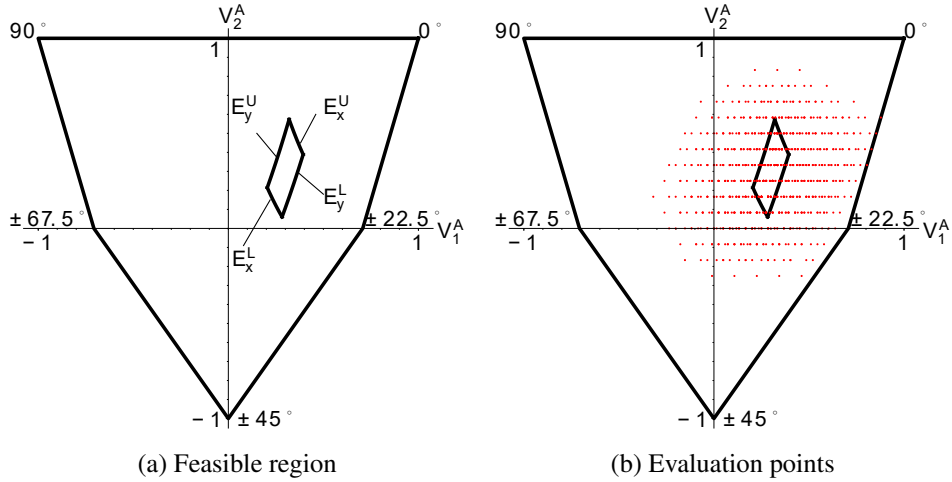


Fig. 2 Constraints on elastic moduli ($E_x^L \leq E_x \leq E_x^U$, $E_y^L \leq E_y \leq E_y^U$) on lamination parameter space for the laminate composed of 0° , $\pm 22.5^\circ$, $\pm 45^\circ$, $\pm 67.5^\circ$ and 90° , where $E_x^L = 68.5$ GPa, $E_x^U = 83.7$ GPa, $E_y^L = 36.2$ GPa and $E_y^U = 44.2$ GPa. (a) Feasible region that satisfies constraints on in-plane elastic moduli. (b) Evaluation points for 24-ply laminate that satisfy the upper limit of each ply thickness ratio plotted by red dots.

り返し，パレート解を得る手法である．ここで，前節で示した複雑の制約条件を満足する解を効率的に得るために，面内積層パラメータを利用する．また，配向角に対する積層比を一定の範囲に保ちながら積層順序を変えるために，新たに適応的突然変異を提案する．さらに，積層順序の制約を満足させるために，既存の遺伝子補修戦略 (Fedon et al., 2020) を採用し，その計算効率を改良する手法を提案する．さらに，計算コスト削減のため，積層パラメータを利用した探索領域削減およびバイナリツリーデータ構造を採用する．

4.1 遺伝子コード

各層の配向角を設計変数とし，それを整数遺伝子コードで表現する．具体的には， 0° 層を 0， -22.5° 層を 1， 22.5° 層を 2， -45° 層を 3， 45° 層を 4， -67.5° 層を 5， 67.5° 層を 6， 90° 層を 7 として積層構成を表現する．例えば， $[0/22.5/45/67.5/-67.5/90/-45/-22.5]$ という積層構成は遺伝子コードで 02465731 として表す．なお，このコードは衝撃を受けない内側表面から衝撃を受ける外側表面に向かって記述している．

4.2 積層パラメータを用いた制約を満足する積層比の組み合わせ

第 2 章では配向角の積層比によって積層パラメータおよび面内弾性率が決定することを示した．つまり，面内弾性率の制約は配向角の積層比の制約に帰着させることができる．

面内弾性制約は，積層パラメータ空間上で図 2 (a) のように表される．また，配向角の積層比 s_θ と積層パラメータの関係が式 (4) で表されることから，配向角の積層比には上限値が存在することがわかる．そこで，各配向角の積層比をその上限値以下となるように制限する．図 2(b) は，24 層の場合に積層比上限値を満足する積層構成を積層パラメータ空間で赤点で表したものである．こうすることで，探索領域を一部制限することができる．

しかし，それでも面内弾性制約を逸脱している点が多数存在する． 0° , $\pm 45^\circ$, 90° に配向角を制限した場合は面内積層パラメータ領域は三角形で表すことができ，面内制約を満足する積層比の上下限値を一意に定めることができるが，本研究のような配向角を用いる場合は下限値を一意に定めることができない．そのため，面内剛性制約を満足させるために，以下の戦略を導入する．

4.3 適応的突然変異

GA では，局所解への収束を妨げるために，設計変数の一部を確率的に変化させる突然変異と呼ばれる操作を行う．しかし，本問題のように積層比に制約を持つ問題の場合，突然変異によって別の配向角に変えてしまうと，制約を違反する解を生成してしまうことがある．そこで，制約を満たす解を得るために，積層比の制約を考慮した

Table 2 Example of adaptive mutation for 24-ply laminate. Each column indicates the number of plies for the ply orientation angle. Red marks corresponds to the violated plies. Yellow and blue marks on the lower columns corresponds to the increasing and decreasing plies, respectively.

Ply orientation angle	0°	22.5°	-22.5°	45°	-45°	67.5°	-67.5°	90°
After crossover	8	4	3	2	2	2	1	2
Adaptive mutation candidate 1: $P = \beta$	8	4	4	2	2	1	1	2
Adaptive mutation candidate 2: $P = 1 - \beta$	6	4	4	2	2	2	2	2

遺伝子操作として適応的突然変異 (Adaptive Mutation) を提案する。この適応的突然変異は、複合材料積層板の設計問題に限らず、遺伝子の比率に制約があり、その順序を決める設計問題として定式化できる問題に適用できる。

ここでは、一般の突然変異で適用される突然変異確率と同様の効果を期待させるために、個体変化のランダム性を調整するパラメータ β を導入する。以下にそのアルゴリズムを示す。

Step 1 個体の積層構成の積層比を評価する。ここでは、 β の確率で制約を満足する積層比の組み合わせの中から個体の積層比に 1 番近い積層比を目標とする積層比として選択する。次に、 $1 - \beta$ の確率で制約を満足する積層比の組み合わせの中から個体の積層比に 2 番目に近い積層比を目標とする積層比として選択する。ただし、制約を満足する積層比の組み合わせの中に個体の積層比に 1 番近いものや 2 番目に近いものが複数あった場合は、その中からランダムに目標とする積層比を選択する。

Step 2 個体の積層比と選択した積層比を比較し、層数の多い配向角からランダムに 1 層選択し、層数の少ない配向角に変換する。この処理を積層比が一致するまで繰り返す。

例として、「 $+\theta$ 層と $-\theta$ 層の層数をバランスさせる」という制約を交叉後に違反した 24 層積層板に対する適応的突然変異を表 2 に示す。この例の 1 行目は交叉後の各配向角の積層数であり、22.5° 層と 67.5° 層がバランス条件を違反している。ここでは、面内弾性条件を満足する候補として、-67.5° 層を -22.5° 層に入れ替える案、0° 層から 2 層減らして +22.5° 層と +67.5° 層を 1 層ずつ増やす案があるものとする。このとき、変更が少ない方を確率 β で、変更が多い方を確率 $1 - \beta$ として、いずれかの積層数案を採用することで、積層比を満足させる。

この後、次節に示す遺伝子補修戦略によって積層順序制約を満足させる。

4.4 遺伝子補修戦略

積層順序に対する制約を満足する解を生成するために遺伝子を強制的に組み替える遺伝子補修戦略 (Fedon et al., 2020) が提案されている。本研究では、(f) 絶対値が同じ配向角の連続数を 2 層以下、(g) 隣接層の配向角差を 45° 以内、の二つの制約に対して、遺伝子補修戦略を適用する。轟ら (Todoroki and Haftka, 1998) は積層構成を左から順に評価していき、制約を違反した層があれば、それより右側の層との入れ替えを行う補修を提案している。この方法では、右側にある層のみしか考慮しないため、複雑な制約を満たせない場合が発生しうる。Jing ら (Jing et al., 2015) はこの問題を解決するために、両側を考慮する手法を提案している。しかし、Jing らの手法では、補修のたびに目的関数を評価する必要があるため、計算コストが増大するという欠点がある。本研究では、これらの問題解決のために、以下の手法を提案する。

Step 1 積層構成を左から順に評価し、制約条件に違反する層を見つけた場合、Step 2 に進む。違反がない場合は終了する。

Step 2 制約違反層より右側にある層の中で、制約条件を満足させることができる最も近い層を制約違反層の手前に移動させ、Step 1 に戻る。右側に条件を満足する層がない場合は、Step 3 に進む。

Step 3 制約違反層より左側で制約違反の層を配置しても制約条件を満足させることができる最も近い層に制約違反層を移動させ、Step 1 に戻る。左側に条件を満足する層がない場合は、終了する。

例として、積層構成 $[0_3/-45/45/90_3]$ の 8 層積層に対して、「連続する同じ配向角を 2 層までにする」という制約に対する遺伝子補修戦略を図 3 に示す。この場合、遺伝子補修戦略により制約を満足した積層構成 $[0_2/-45/0/90/45/90_2]$ が得られる。

これにより、少ない計算コストで、積層構成に対する制約条件を満足させることができる。

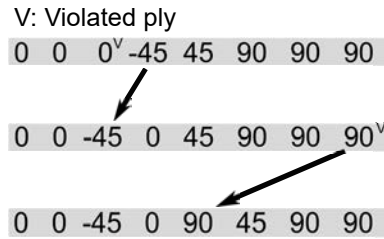


Fig. 3 Example of proposed gene repair strategy. Normally, when a violated ply is found, the non-violated ply located on the right is inserted at the left of the violated ply. Only when no available plies on the right side, the constraint violated ply is inserted to the left side.

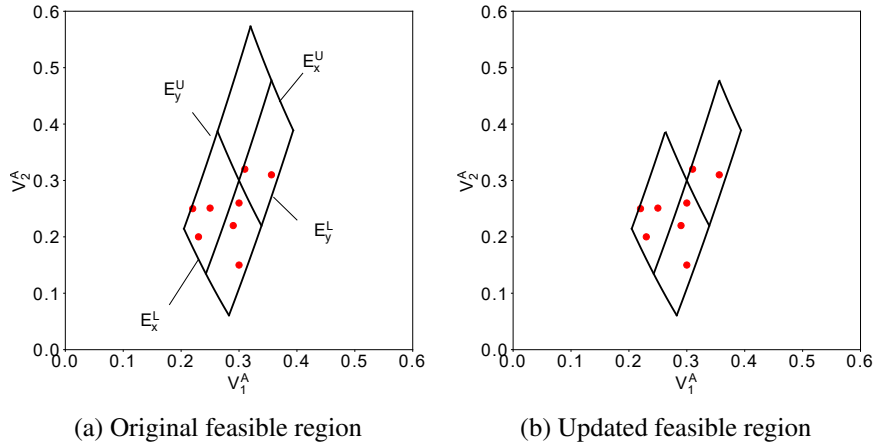


Fig. 4 Feasible region updating in the lamination parameter space. The feasible region is first divided in the four sections. The section with no Pareto solution candidates is excluded from the feasible region.

4.5 面内積層パラメータを利用した探索空間の絞り込み

面内積層パラメータ空間における面内弾性制約の実行可能領域は図 2 (a) に示した通りである。ここに、探索途中のパレート解分布を重ねた図を図 4 (a) に示す。パレート解は実行可能領域の上方には存在していないことがわかる。試行を繰り返す中で、パレート解は面内積層パラメータ空間の一部の領域に遍在することがわかってきた。本研究では、CAI 強度を直接扱わず、曲げ剛性比をその指標として扱っている。また、もう一つの熱変形も剛性に関係する量である。剛性に関係する量は積層パラメータ空間では非線形性が弱いことが知られている。このことから、探索途中でパレート解が存在しない積層パラメータ領域には、探索終了時にもパレート解が存在しない可能性がきわめて高いと判断し、この手法を適用する。そこで、探索領域を図 4 (b) のように絞り込むことで、探索コストの低減を図る。

具体的には、まず、設計パラメータの実行可能領域を図 4 (a) に示すように 4 分割する。そして、探索中の各世代でパレート解の積層パラメータを評価し、パレート解の存在しない分割領域を探索領域から排除する。これにより、計算コストの削減および解の精度の向上が期待できる。

また、既に解析した個体の解析を避けるため、バイナリツリーデータ構造を利用する。ここで、バイナリツリーを分割領域ごとに 4 つ作成することで、バイナリツリー内のデータ評価回数を削減できる。

4.6 最適設計フローとその特徴

提案手法の手順を以下にまとめ、そのフローチャートを図 5 に示す。

- Step 1** 面内弾性率制約およびバランスト積層板に制限するための制約を満足する配向角の積層比の組み合わせを求める。
- Step 2** 初期集団をランダムに生成する。
- Step 3** 各個体に対し、適応的突然変異および遺伝子補修戦略を行う。
- Step 4** 更新された各個体の評価を行い、既出の個体であればバイナリツリーに格納された目的関数値を読み取る。

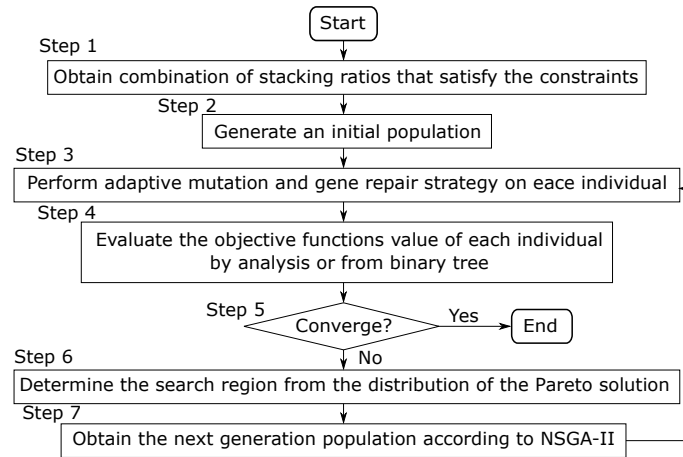


Fig. 5 Multiobjective optimization flow by NSGA-II combined with proposed strategies.

Table 3 Upper and lower limits of elastic moduli for design cases.

Case	E_x^L [GPa]	E_x^U [GPa]	E_y^L [GPa]	E_y^U [GPa]
Case 1: Quasi-isotropic	46.2	56.5	46.2	56.5
Case 2: Non-isotropic	68.5	83.7	36.2	44.2

る。新出の場合は目的関数値を評価し、バイナリツリーに格納する。ただし、制約を違反している個体の場合は、ペナルティを加えた目的関数値とする。

Step 5 パレート解が定められた世代数変化しない場合は収束したと判断して、終了する。

Step 6 パレート解を評価し、積層パラメータ空間上のパレート解の分布に合わせて、以降の探索領域を絞り込む。

Step 7 NSGA-II の処理である非支配ソート、混雑度トーナメントおよび交叉を実行し、次世代の探索集団を得て、Step 3 に戻る。

本研究の積層構成決定問題は、面内剛性制約に対して、積層パラメータを利用することで、各配向角の積層比の実行可能領域を決定し、その領域内で積層順序を求める問題と二段階の探索に分けている点に特徴がある。適応的突然変異は積層比を実行可能領域に絞り込むための手法であり、遺伝子補修戦略は積層順序に対する制約を満足させるための手法である。さらに、バイナリツリーを利用して目的関数の評価回数を減らし、積層パラメータ空間の絞り込みにより探索領域を減らし、探索効率を向上させている。

5. 数 値 計 算 例

5.1 問題設定

熱変化を評価する際に必要な板サイズは $1\text{ m} \times 1\text{ m}$ 積層板とし、板中央の変位および回転を固定する。弾性率の条件として、表 3 に示す 2 つの条件を扱う。これらはそれぞれ、等方性に近い性質を持つよう $(V_1^A, V_2^A) = (0, 0)$ の面内弾性率の $\pm 10\%$ を上下限値に設定したものと、 E_x を高くするよう $(V_1^A, V_2^A) = (0.3, 0.3)$ の面内弾性率の $\pm 10\%$ を上下限値に設定したものである。それぞれ等方性条件、非等方性条件と呼ぶこととする。

アルゴリズムに関する条件としては、集団サイズは積層数 n と同数、交叉は 2 点交叉を採用し、適応的突然変異のランダム性を調整するパラメータ β を 0.9、探索の収束条件を「パレート解が積層数の 2 倍の $2n$ 世代にわたって、変化しないこと」とする。また、探索領域の削減やバイナリツリーの作成に利用する探索領域の分割数は 4 領域とする。

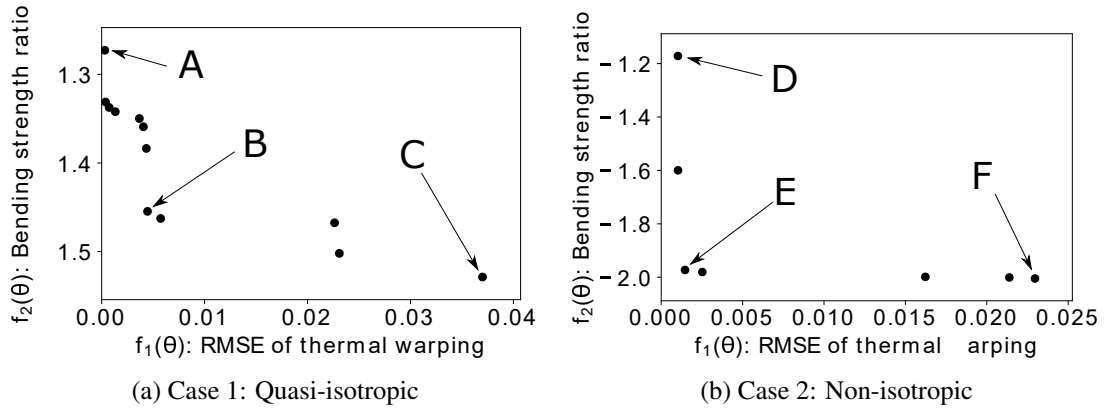


Fig. 6 Comparison of Pareto solutions with different elastic moduli conditions.

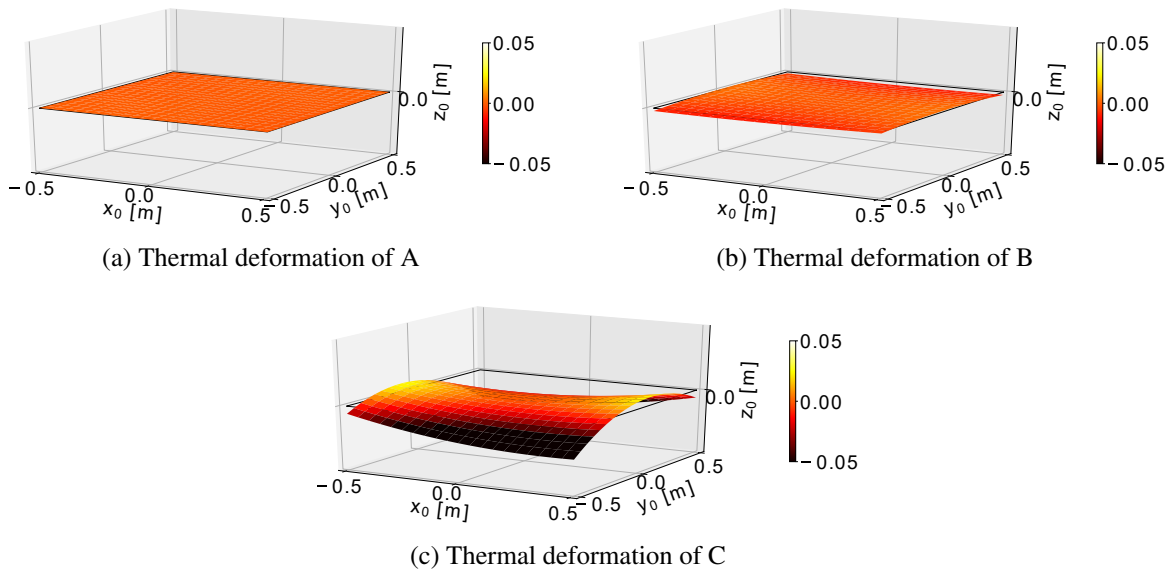


Fig. 7 Thermal deformation in temperature change of $-160\text{ }^{\circ}\text{C}$. Despite the unsymmetric laminated plate, Pareto solutions A and B achieve sufficiently small thermal warping.

5.2 パレート解に関する考察

5.2.1 面内弾性率条件による違い

まず、24層積層に対して、面内弾性に対する等方性条件、非等方性条件によるパレート解の特性を考察する。等方性条件、非等方性条件それぞれに対する目的関数空間におけるパレート解分布を図6に示す。まず、積層数が24層と少ない場合、積層構成に関する複雑な制約条件を満足できる実行可能解が少ないことから、パレート解自体が少ないことに注意する。さらに、図より、面外熱変形と曲げ剛性比にはトレードオフの関係があることがわかる。図6(a)に示した特徴的なパレート解A–Cにおける熱変形分布を図7に示す。積層構成に多くの制約がある非対称積層であっても、熱変形が十分小さくできる積層構成が存在することがわかる。

次に、図中、A–Fに特徴的なパレート解の弾性率と各配向角の積層数を表4に、積層構成の遺伝子コードを表5に示す。いずれも E_x の上限値、 E_y の下限値に近い積層構成となっている。等方性条件では 90° 層が少なくなり、非等方性条件ではさらに $\pm 45^{\circ}$ 層を少なくして、 0° 層、 $\pm 22.5^{\circ}$ 層を増やしていることがわかる。

図6から、非等方性条件のパレート解の方が等方性条件のパレート解よりも曲げ剛性比 $f_2(\theta)$ において有利であることが分かる。これは、 x 方向の弾性率を大きくできることによって、表4および表5からも分かるように、 0° 層や 22.5° 層を多く配置することができ、結果として x 方向の曲げ剛性を大きくすることができるためである。一方で、熱変形 $f_1(\theta)$ には面内弾性率条件による影響は大きくないことが分かる。

表4から分かる特徴として、どちらの条件でも 90° 層が少ない傾向がある。これは、隣り合う層の配向角差を制

Table 4 Elastic modulus and the number of orientation angle of Pareto solutions for 24-ply laminate.

Case		Elastic modulus		The number of orientation angle				
		E_x [GPa]	E_y [GPa]	0°	±22.5°	±45°	±67.5°	90°
Case 1	A	56.1	46.6	5	4	8	4	3
	B	56.1	46.6	4	6	6	6	2
	C	56.1	46.6	4	6	6	6	2
Case 2	D	79.6	42.0	8	8	0	6	2
	E	80.9	36.7	8	8	2	4	2
	F	80.9	36.7	8	8	2	4	2

Table 5 Laminate configuration of pareto solutions for 24-ply.

Case		Laminate configuration θ
Case 1	A	0040 0473 7353 7646 5301 2421
	B	0010 0465 4756 7653 3131 2422
	C	0010 0244 6576 7653 5331 2421
Case 2	D	0040 0473 7353 7646 5301 2421
	E	0030 0374 4667 4755 3310 2421
	F	0010 0244 6576 7653 5331 2421

Table 6 Elastic moduli and the number of orientation angles of Pareto solutions for 64-ply(G~H) and 104-ply(J~L) laminates.

Ply		Elastic modulus		The number of orientation angle				
		E_x [GPa]	E_y [GPa]	0°	±22.5°	±45°	±67.5°	90°
64-ply	G	76.9	40.1	21	20	6	8	7
	H	82.8	36.6	21	20	6	8	7
	I	82.8	40.9	23	18	8	10	7
104-ply	J	83.5	36.3	33	40	8	8	15
	K	83.5	36.3	33	40	8	8	15
	L	83.5	36.3	33	40	8	8	15

限により、±67.5°層で代用することが増えたためだと考えられる。さらに、表5に示すように、太字にした±67.5°と90°が中央に分布する傾向が見られる。弾性率の条件を満足させつつ、x方向の曲げ剛性を高くするためである。熱変形が小さいA、Dと熱変形の大きい解C、Fの積層構成を比べると、0°層を多く配置した左側に±67.5°層や90°層が分布する傾向が見られる。これにより上下のバランスが整えられ、熱変形を小さくできていると考えられる。また、曲げ剛性比 $f_2(\theta)$ が優れているCやFは同じ弾性条件の解に比べ、より中心に±67.5°層や90°層が現れる結果となることが分かる。その結果、x方向の曲げ剛性をさらに大きくできている。

5.2.2 積層数の違いによる影響の検討

次に、64層、104層と積層数を変化させた場合のパレート解について述べる。非等方性条件において、積層数が64層、104層の場合のパレート解集合を図8に示す。図8にG~Lで示した解の弾性率と各配向角の積層数を表6に、積層構成の遺伝子コードを表7に示す。

図6(b)と図8の比較から、積層数が増えると設計自由度が増すために、熱変形 $f_1(\theta)$ 、曲げ剛性比 $f_2(\theta)$ ともに改善されることが分かる。積層順序に関する複数の制約条件を有するため、積層数が少なすぎると制約を満足させることが難しくなるためである。

表6から、層数が増すにつれ、24層の時に明らかに少なかった90°層が多くなることが分かる。90°層はy方向の弾性率制約に効率的に寄与できる一方で、上で述べたように積層順序の制約を満足させるうえでは、配置しにくい。しかし、積層数を増やすことで設計の自由度が増し、90°層が配置しやすくなるためである。

表7に太字で示した±67.5°層および90°層は、24層の場合と同様に、中央に配置されていることが分かる。そのほかの層を0°層や±22.5°層で構成することで、曲げ剛性比 $f_2(\theta)$ が改善できている。また、24層のパレート解に比べ±67.5°層および90°層が左側（非衝撃面側）に偏るという傾向があまり現れていないことも分かる。反り変形に影響を与えるのは、熱ひずみにより発生する熱モーメントの影響が大きく、その熱モーメントは中心から離れるほど大きな値となる。つまり、積層数を多くすると外側の層がより大きな影響力を持つことになり、内側の影響は小さくなる。そのため、内部に多く配置された±67.5°層および90°層の位置関係に大きな傾向が見られなくなったと考えられる。

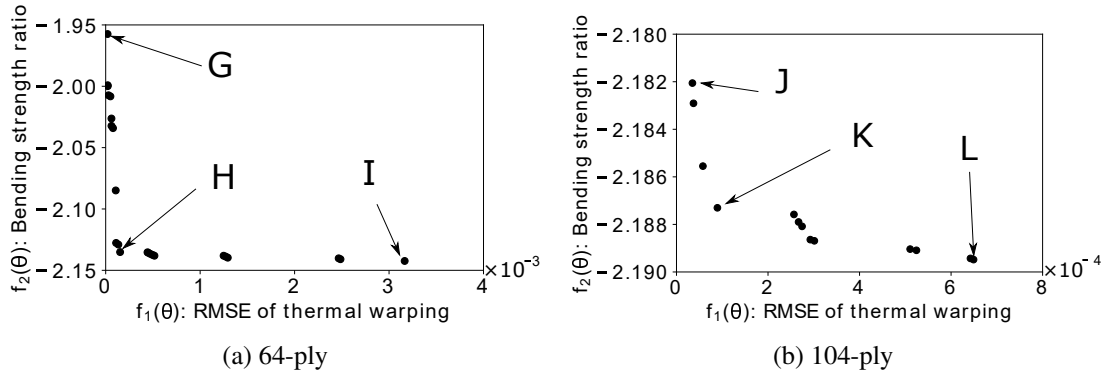


Fig. 8 Comparison of Pareto solutions with different number of plies for non-isotropic case.

Table 7 Laminate configurations of Pareto solutions for 64-ply(G~H) and 104-ply(J~L) laminates.

Ply		Laminate configuration θ
64-ply	G	0010 0100 2004 2130 0224 4033 5766 7677 6755 7576 5102 0310 1201 0010 0100 2242
	H	0020 0200 1002 0011 0124 4213 5676 7767 5775 7653 3120 0100 1001 0020 0100 2422
	I	0020 0200 1001 0010 0102 4213 5676 7767 5775 7653 3124 2100 2001 0010 0100 2422
104-ply	J	0020 0100 1002 0011 0220 1101 2021 0110 2244 2133 7577 6776 7757 7577 6775 7764 2130 2421 0220 1102 1020 0200 2001 0020 0200 1311
	K	0010 0100 1002 0010 0220 1201 2021 0120 1242 1337 4776 7767 7577 5775 7756 7764 2131 2421 0220 1102 1010 0200 2002 0020 0200 1311
	L	0010 0100 1001 0020 0200 2101 2021 0120 2244 2133 7577 6776 7757 7577 6775 7764 2131 2421 0110 1202 1022 0200 2002 0020 0100 1311

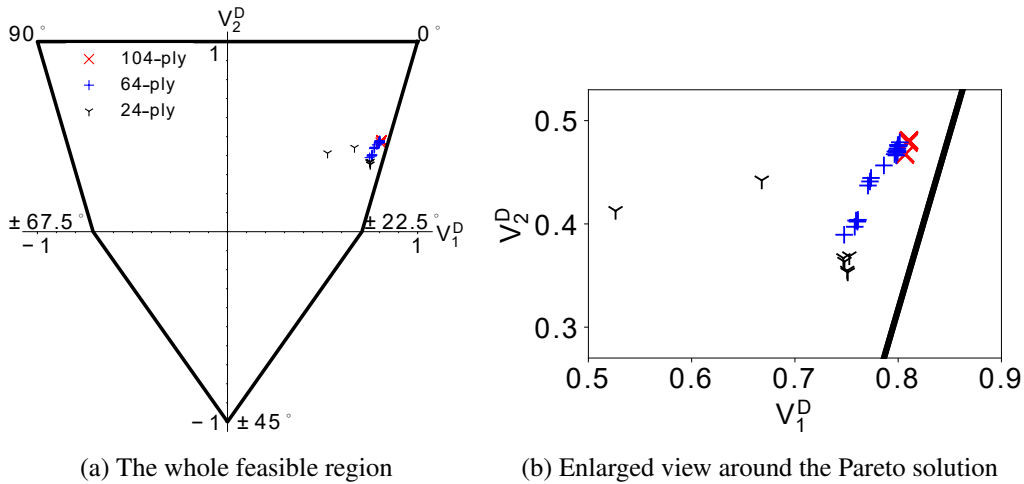


Fig. 9 Pareto solutions on bending lamination parameter space for 24-, 64- and 104-ply laminates under non-isotropic case.

ここで、非等方性条件で得られたパレート解の面外積層パラメータ (V_1^D, V_2^D) 空間における分布を図9に示す。面外積層パラメータ V_1^D, V_2^D は曲げ剛性 D_{xx} と D_{yy} を決定するパラメータであり、 V_1^D が大きくなれば、 D_{xx} が大きく、 D_{yy} が小さくなる。また、 V_2^D が大きくなれば、 D_{xx}, D_{yy} ともに大きくなる。そのため、曲げ剛性比 $f_2(\theta)$ を最小化するためには、 V_1^D が大きい解が優れていると言える。図9より、積層数が多くなるにつれ、 V_1^D が大きくなる位置にシフトしていることが分かる。

5.2.3 配向角数の影響

次に、面内弾性を等方性条件とした場合に、配向角 $0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ$ のみに制限した場合のパレート解の変化を調べる。得られたパレート解集合を図10に示す。また、それらのうち3つの解M-Oの面内弾性率を面内弾性率と各配向角の積層数を表8に、積層構成の遺伝子コードを表9に示す。5.2.1節の結果と同様、 E_x が上限値、 E_y が下限値となっている。

図10から、 $\pm 22.5^\circ$ および $\pm 67.5^\circ$ も許容した結果に比べ、熱変形および曲げ剛性比どちらもかなり悪化するこ

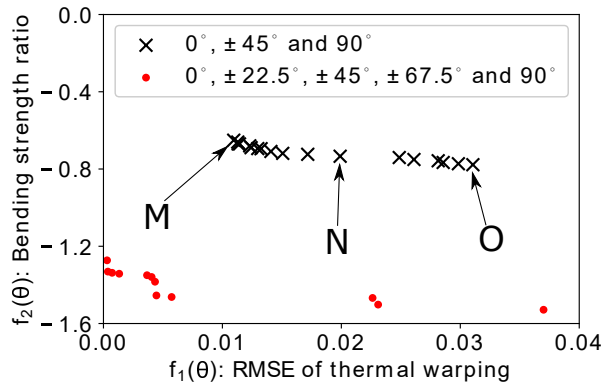


Fig. 10 Pareto solutions obtained when the orientation angle is restricted only to 0° , $\pm 45^\circ$ and 90° . The results are considerably worse than when using $\pm 22.5^\circ$ and $\pm 67.5^\circ$.

Table 8 Elastic moduli and the number of orientation angles of Pareto solutions for 24-ply without $\pm 22.5^\circ$ and $\pm 67.5^\circ$.

	Elastic moduli		The number of orientation angle		
	E_x [GPa]	E_y [GPa]	0°	$\pm 45^\circ$	90°
M	56.1	46.6	7	12	5
N	56.1	46.6	7	12	5
O	56.1	46.6	7	12	5

Table 9 Laminate configurations of Pareto solutions for 24-ply without $\pm 22.5^\circ$ and $\pm 67.5^\circ$.

	Laminate configuration θ
M	0030 0477 3744 7330 4400 4733
N	0040 0337 4737 3733 0400 4744
O	0030 0304 4747 7447 3300 4733

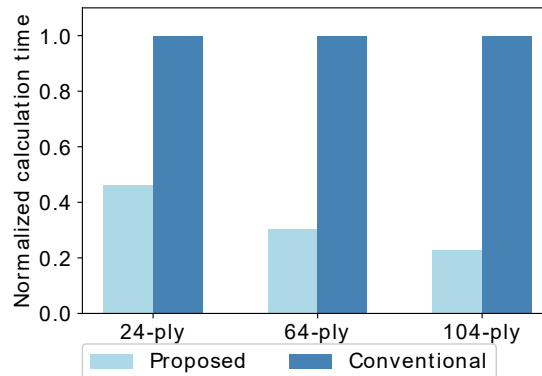


Fig. 11 Comparison of calculation time.

とが分かる。特に、曲げ剛性に関してはその影響が顕著に現れている。この結果から、さまざまな制約条件下でもよりよい解が得られるよう、 $\pm 22.5^\circ$ 層や $\pm 67.5^\circ$ 層が大きく寄与していたと言える。例えば、表 9 に太字で示したように、 $\pm 22.5^\circ$ 層や $\pm 67.5^\circ$ 層を用いた場合には現れなかった外側 4 層に 90° 層が配置されている。これより、曲げ剛性比が大きく悪化している。

5.3 計算効率

計算効率を評価するために、面内積層パラメータ空間上での探索領域の絞り込みおよびバイナリツリーを用いた提案手法とそれらを用いない従来手法とで終了世代数を同数とした時の計算時間の比較を行う。24 層、64 層、104 層積層板を対象として、最適設計に要する正規化した計算時間を図 11 に示す。この結果から、探索に要する時間を半分以下に削減できたことが分かる。この比較において、積層数ごとに評価した個体数は同程度であり、得られたパレート解も同程度である。適応的突然変異において、積層比の制約を満足するかどうかを確認する際には、許容積層パラメータ空間における可能な積層比と比較するため、積層パラメータ空間の絞り込みによって比較

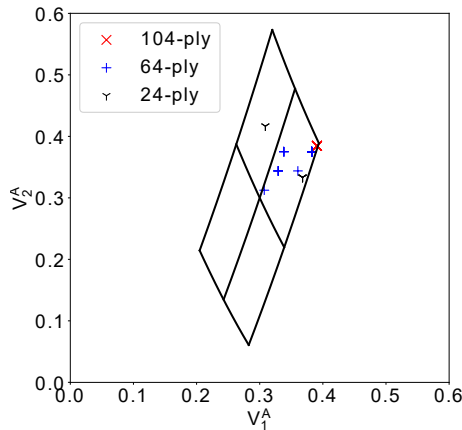


Fig. 12 Distribution of the Pareto solutions on the in-plane $V_1 - V_2$ space. It can be seen that the Pareto solutions are biased. Therefore, excluding the design space by using the lamination parameter space is effective in reducing the calculation cost.

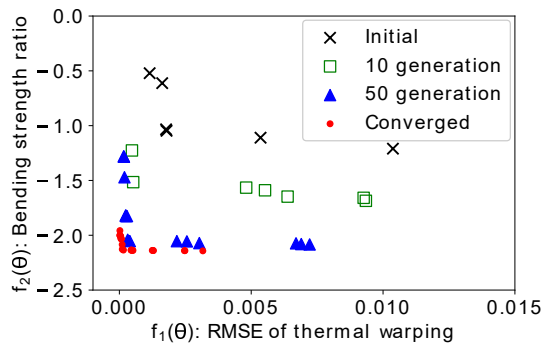


Fig. 13 Convergence history of the Pareto solutions for 64-ply. It can be seen that the results improve with the passage of generations.

対象となる積層比数が少なくなることの効果が大きい。特に、図 12 に示すように、面内積層パラメータ空間におけるパレート解分布に偏りが生じるため、探索領域の絞り込みの効果が大きい。また、積層数の多い方が計算時間効果が大きいことが分かる。これは、積層数の多い方が探索領域削減の影響が大きくなるためである。さらには、同一個体が出現した場合に目的関数の評価をしなくてすむバイナリツリーも計算時間削減に効果的であった。

また、64 層積層板の最適設計の収束履歴を図 13 に示す。ここで、このときの終了世代は 2313 世代であった。この図に示すように、初期集団から世代を更新することで、パレート解の精度が向上していることがわかる。

6. 結 言

本論文では、航空機の箱型はり構造に複合材を用いることを想定した非対称バランスト積層板において、運用、製造および経験則に基づく制約を満足しつつ、温度変化による反り変形の低減と衝撃後圧縮 (CAI) 強度の向上を目的とした多目的最適設計問題を定式化した。そして、この問題を解くために多目的遺伝的アルゴリズムである NSGA-II を適用し、複数の制約を満足した解を得る手法として、適応的突然変異および遺伝子補修法を適用した。さらに、効率よく解を得るための手法として、面内積層パラメータ空間を利用し、解の収束に合わせた探索領域の削減する手法を提案するとともに、バイナリツリーデータ構造を適用した。

そして、数値計算例を通して、以下の成果を示した。

- 多目的最適設計問題として定式化することで、熱変形と CAI 強度のトレードオフ関係を明確にすることができた。
- 従来避けられてきた非対称積層板で、熱変形が十分小さく、CAI 強度を高める積層構成が実現できることを示した。
- 積層数および配向角数の違いによって、制約条件を満足するパレート解における積層構成の特徴に違いがあ

ることを明らかにした。このことは、ドロップオフ積層のように板厚の異なる積層構成を連続させるときには課題となる。

- 積層パラメータおよびバイナリツリーデータ構造を利用することで、効率のよい最適解探索が実現できることを示した。

謝 辞

本研究の一部は、内閣府総合科学技術・イノベーション会議の戦略的イノベーション創造プログラム (SIP)「統合型材料開発システムによるマテリアル革命」(管理法人: JST) によって実施された。また、本研究を遂行するにあたり、信州大学の亀山正樹准教授には有益な助言をいただいた。ここに謝意を表す。

文 献

- 荒尾与史彦, 小柳潤, 武田真一, 宇都宮真, 川田宏之, CFRP 積層板における層の配向誤差による面外変形 (積層構成の熱変形に対する影響), 日本機械学会論文集 A 編, Vol. 77, No. 776 (2011), pp. 619–628.
- Deb, K., Pratap, A., Agarwal, S. and Meyarivan, T., A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II, IEEE Transactions on Evolutionary Computation, Vol. 6, No. 2 (2002), pp. 182–197.
- Fedon, N., Weaver, P. M., Pirrera, A. and Macquart, T., A repair algorithm for composite laminates to satisfy lay-up design guidelines, Composite Structures, Vol. 259 (2020), DOI: 10.1016/j.compstruct.2020.113448.
- Gürdal, Z., Haftka, R. T. and Hajela, P., Design and optimization of laminated composite materials, John Wiley & Sons (1999).
- Harik, G. R., Lobo, F. G. and Goldberg, D. E. The compact genetic algorithm. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, Vol. 3, No. 4 (1999), pp. 287–297.
- Honda, S., Narita, Y. and Sasaki, K., Discrete optimization for vibration design of composite plates by using lamination parameters, Advanced Composite Materials, Vol. 18, No. 4 (2009), pp. 297–314.
- Jing, Z., Fan, X. and Sun, Q., Stacking sequence optimization of composite laminates for maximum buckling load using permutation search algorithm, Composite Structures, Vol. 121 (2015), pp. 225–236.
- Kameyama, M. and Arai, M., Optimal design of symmetrically laminated plates for damping characteristics using lamination parameters, Composite Structures, Vol. 132 (2015), pp. 885–897.
- Kameyama, M. and Fukunaga, H., Optimum design of composite plate wings for aeroelastic characteristics using lamination parameters, Computers & Structures, Vol. 85, No. 3-4 (2007), pp. 213–224.
- Kogiso, N., Nakagawa, S. and Murotsu, Y., Lamination parameters applied to reliability-based in-plane strength design of composites. AIAA Journal, Vol. 41, No. 11 (2003), pp. 2200–2207.
- Kogiso, N., Watson, L. T., Gürdal, Z., Haftka, R. T. and Nagendra, S., Design of composite laminates by a genetic algorithm with memory, Mechanics of Composite Materials and Structures, Vol. 1, No. 1 (1994a), pp. 95–117.
- Kogiso, N., Watson, L. T., Gürdal, Z. and Haftka, R. T., Genetic algorithms with local improvement for composite laminate design, Structural Optimization, Vol. 7, No. 4 (1994b), pp. 207–218.
- Lin, S., Tian, K. and Waas, A., Prediction of delamination area of laminated composite under low velocity impact based on experimentally validated finite element modeling and machine learning methods, In Proceedings of the American Society for Composites—Thirty-third Technical Conference (2018), DOI: 10.12783/asc33/25906.
- 松崎亮介, 轟章, フラクタル分枝限定法の非対称積層構成最適化への拡張, 日本機械学会論文集 A 編, Vol. 71, No. 710 (2005), pp. 1348–1355.
- 岡功介, 柏木聖紘, 三浦一浩, 佐藤幸宏, 阿部俊夫, 高木清嘉, 端面衝撃損傷を有する CFRP 構造の破壊挙動及び強度評価手法. 日本航空宇宙学会誌, Vol. 67, No. 10 (2019), pp. 344–349.
- Sasikumar, A., Costa, J., Trias, D., González, E. V., García-Rodríguez, S. M. and Maimí, P., Unsymmetrical stacking sequences as a novel approach to tailor damage resistance under out-of-plane impact loading, Composites Science and Technology, Vol. 173 (2019), pp. 125–135.
- 重盛 洸, 細井厚志, 藤田雄三, 川田宏之, 面外方向繰り返し荷重を受ける層間高靱性化 CFRP 積層板の疲労強度特性, 日本機械学会論文集, Vol. 80, No. 812 (2014), DOI: 10.1299/transjsme.2014smm0087.

Todoroki, A. and Haftka, R. T., Stacking sequence optimization by a genetic algorithm with a new recessive gene like repair strategy, *Composites Part B: Engineering*, Vol. 29, No. 3 (1998), pp. 277–285.

References

- Arao, Y., Koyanagi, J., Takeda, S., Utsunomiya, S. and Kawada, H., Out-of-Plane deformation due to the ply angle misalignment in CFRP laminates (The effect of the stacking sequence on thermal deformation), *Transactions of JSME the Japan Society of Mechanical Engineers, Series A*, Vol. 77, No. 776 (2011), pp. 619–62 (in Japanese).
- Deb, K., Pratap, A., Agarwal, S. and Meyarivan, T., A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II, *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, Vol. 6, No. 2 (2002), pp. 182–197.
- Fedon, N., Weaver, P. M., Pirrera, A. and Macquart, T., A repair algorithm for composite laminates to satisfy lay-up design guidelines, *Composite Structures*, Vol. 259 (2020), DOI: 10.1016/j.compstruct.2020.113448.
- Gürdal, Z., Haftka, R. T. and Hajela, P., *Design and optimization of laminated composite materials*, John Wiley & Sons (1999).
- Harik, G. R., Lobo, F. G. and Goldberg, D. E. The compact genetic algorithm, *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, Vol. 3, No. 4 (1999), pp. 287–297.
- Honda, S., Narita, Y. and Sasaki, K., Discrete optimization for vibration design of composite plates by using lamination parameters, *Advanced Composite Materials*, Vol. 18, No. 4 (2009), pp. 297–314.
- Jing, Z., Fan, X. and Sun, Q., Stacking sequence optimization of composite laminates for maximum buckling load using permutation search algorithm, *Composite Structures*, Vol. 121 (2015), pp. 225–236.
- Kameyama, M., and Arai, M., Optimal design of symmetrically laminated plates for damping characteristics using lamination parameters, *Composite Structures*, Vol. 132 (2015), pp. 885–897.
- Kameyama, M. and Fukunaga, H., Optimum design of composite plate wings for aeroelastic characteristics using lamination parameters, *Computers & Structures*, Vol. 85, No. 3-4 (2007), pp. 213–224.
- Kogiso, N., Nakagawa, S. and Murotsu, Y., Lamination parameters applied to reliability-based in-plane strength design of composites, *AIAA Journal*, Vol. 41, No. 11 (2003), pp. 2200–2207.
- Kogiso, N., Watson, L. T., Gürdal, Z., Haftka, R. T. and Nagendra, S., Design of composite laminates by a genetic algorithm with memory, *Mechanics of Composite Materials and Structures*, Vol. 1, No. 1 (1994a), pp. 95–117.
- Kogiso, N., Watson, L. T., Gürdal, Z. and Haftka, R. T., Genetic algorithms with local improvement for composite laminate design, *Structural Optimization*, Vol. 7, No. 4 (1994b), pp. 207–218.
- Lin, S., Tian, K. and Waas, A., Prediction of delamination area of laminated composite under low velocity impact based on experimentally validated finite element modeling and machine learning methods, In *Proceedings of the American Society for Composites—Thirty-third Technical Conference*, (2018), DOI: 10.12783/asc33/25906.
- Matsuzaki, R. and Todoroki, A., Stacking sequence optimizations using fractal branch and bound method for unsymmetrical laminates, *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series A*, Vol. 71, No. 710 (2005), pp. 1348–1355 (in Japanese).
- Oka, K., Kashiwagi, M. Miura K., Sato, H., Abe, T., and Takagi, K., Fracture behavior and strength evaluation method of CFRP structure with edge-on impact damage, *Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 67, No. 10 (2019), pp. 344–349 (in Japanese).
- Sasikumar, A., Costa, J., Trias, D., González, E. V., García-Rodríguez, S. M. and Maimí, P., Unsymmetrical stacking sequences as a novel approach to tailor damage resistance under out-of-plane impact loading, *Composites Science and Technology*, Vol. 173 (2019), pp. 125–135.
- Shigemori, K., Hosoi, A., Fujita, Y. and Kawada, H., Fatigue strength properties of interlaminar toughened CFRP laminates under cyclic loading in the out-of-plane direction, *Transactions of the JSME (in Japanese)*, Vol. 80, No. 812 (2014), DOI: 10.1299/transjsme.2014smm0087.
- Todoroki, A. and Haftka, R. T., Stacking sequence optimization by a genetic algorithm with a new recessive gene like repair strategy, *Composites Part B: Engineering*, Vol. 29, No. 3 (1998), pp. 277–285.