



## モーフィング翼の内部構造としての多層構造化コンプライアント機構の提案

メタデータ	言語: jpn 出版者: 公開日: 2020-10-23 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 上林, 恵太, 津田, 明, 小木曾, 望, 山田, 崇恭, 泉井, 一浩, 西脇, 眞二, 玉山, 雅人 メールアドレス: 所属:
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10466/00017108">http://hdl.handle.net/10466/00017108</a>

## モーフィング翼の内部構造としての多層構造化コンプライアント機構の提案\*1

# Proposal of Multi-layered Compliant Mechanism as Internal Mechanism of Morphing Wing

上林 恵太\*2・津田 明\*2・小木 曾望\*2・山田 崇恭\*3・泉井 一浩\*3  
Keita KAMBAYASHI, Akari TSUDA, Nozomu KOGISO, Takayuki YAMADA, Kazuhiro IZUI,  
西脇 眞二\*3・玉山 雅人\*4  
Shinji NISHIWAKI, and Masato TAMAYAMA

**Key Words :** Morphing Wing, Airfoil Section, Structural Design, Multi-layered Compliant Mechanisms, Level Set-based Topology Optimization

**Abstract :** A morphing wing has been studied to improve aerodynamic performance by deforming the geometrical shape seamlessly and continuously. A compliant mechanism has been proposed as the internal structure to achieve the desired deformation of the morphing shape. This study proposes the multi-layered compliant mechanisms as the internal structure of the morphing flap for improving the design flexibility of the deformation shape. Each layer has an independent structural configuration, but is connected at the wing skin to deform as a morphing flap under an independent applied load. The optimum configuration is obtained by the level set-based topology optimization. In order to perform the optimization with reasonable computational effort, the two-dimensional structural model is adopted to each layer, where the deformation shape at the airfoil skin generated by each layer is regularized to coincide with each other. Through numerical examples, the optimum configurations of the multi-layered rib to achieve the desired deformation under the prescribed load condition are illustrated. Then, validity of the two-dimensional structural model in the topology optimization is demonstrated by comparing with the deformation analysis by using the three-dimensional model.

### 1. はじめに

モーフィング翼とは、様々な飛行状態に合わせて適応的にその翼形状を変形させる翼<sup>1,2)</sup>のことである。その目的は、空力性能の直接的な向上をはじめ、燃費向上のような航空機の経済性向上や騒音削減などの環境性能向上など多岐にわたる。モーフィング技術の実現に向けて世界中で研究が進められており、たとえば NASA<sup>3)</sup> や DLR<sup>4)</sup> において大型のプロジェクトが進められている。また国内では、川崎重工業株式会社と日本飛行機株式会社による環境調和型航空機技術に関する調査研究<sup>5)</sup> や、JAXA による取り組み<sup>6)</sup> などが行われている。こうしたモーフィング翼技術に関する研究は、空力・構造・材料の観点からだけでなく、最適設計法の適用も進んでいる<sup>7)</sup>。

モーフィング翼の機能を実現するための内部構造としてコンプライアント機構が提案されている<sup>8)</sup>。コンプライアント機構<sup>9)</sup>とは、リンクやジョイントなど複数の部品を組み合わせた一般的な機構とは異なり、弾性変形を利用した一体化構造で実現する機構である。これにより、摩擦やガタなどの影響を排除できるだけでなく、装置の簡素化・軽量

化が期待できる。

モーフィング翼の内部構造にコンプライアント機構を用い、トポロジー最適設計を用いたものに文献 10) および 11) がある。これらのほとんどが離散的なトラス構造の構造形態を求めるトラス・トポロジー最適設計であり、連続体のトポロジー最適設計は用いられていない。そこで本研究では、連続体を用いてコンプライアント機構による内部構造を得ることをめざす。

われわれは、まず、山田らが提案するレベルセット法による形状表現を用いたトポロジー最適設計<sup>12)</sup>を利用して、モーフィング翼の内部構造をコンプライアント機構化する研究を行った<sup>13)</sup>。そこでは、翼のリブを対象として、翼断面形状をフラップとしての理想形状に変形させるコンプライアント機構の形態を求めることを考えた。しかしながら、条件によっては目標変形形状を実現できる形態が見つからない場合があり、構造に働く力の流れを考えると、一連続体としての内部構造形態では、取りうる変形自由度が不十分なことがわかってきた。

そこで、本研究は、第 1 図に示すように、多層構造化したリブをスパン方向に複数配置したモーフィングフラップを提案する。各層のリブは翼表皮のみで接合して、リブ自体は異なる荷重の負荷を受けることができ、異なる構造形態をとることができる。これにより、従来の方法に比べて変形可能形状の自由度が増すことが期待できる。

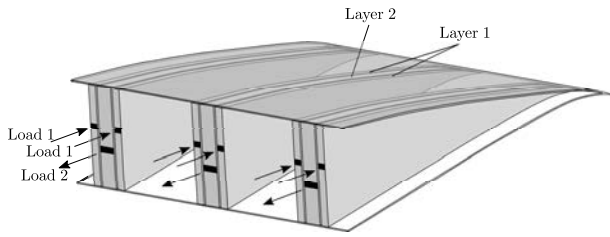
\*1 © 2019 日本航空宇宙学会

2018 年 11 月 22 日原稿受付

\*2 大阪府立大学大学院工学研究科 航空宇宙海洋系専攻

\*3 京都大学大学院工学研究科機械理工学専攻

\*4 宇宙航空研究開発機構 航空技術部門



第1図 多層構造化モーフィングフラップ

また、翼表皮でのみ接合しているこの多層構造リブの1ユニットに着目し、その最適形態を求めるために、従来と同様に2次元モデルを用いたトポロジー最適設計法を提案する。ここでは、翼表皮の変位に対し、あらかじめ目標とする理想形状の変位を設定しておき、その理想形状と与えられた荷重条件に対する変形形状との誤差を最小化する問題として定式化する。

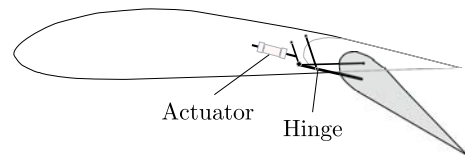
以下、第2章では、内部機構のコンプライアント機構を用いるモーフィングフラップ、および、本研究で提案する多層構造化したリブを有するモーフィングフラップのモデル化について説明する。第3章では山田らが提案するトポロジー最適設計法について述べ、第4章ではこの設計問題を2次元モデルを用いた最適設計問題として定式化する方法について説明する。第5章では数値計算例を通して複数の理想形状に対する実現性について調べる。さらに、3次元での解析を通して、多層構造化を2次元構造モデルで最適化することの妥当性について議論し、第6章で結論を述べる。

## 2. コンプライアント機構を用いるモーフィングフラップ

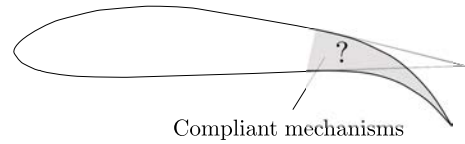
本研究では、モーフィング翼として「翼型形状の変形」<sup>1)</sup>に着目し、高揚力装置であるフラップをモーフィング化することを考える。従来のフラップでは、第2図(a)に示すようにあらかじめ分割された後縁部を折り曲げることで揚力を増大させる。一方、モーフィングフラップは第2図(b)に示すように、翼型形状自体を連続的に変化させる。これにより、抗力削減や揚抗比向上といった空力性能の向上だけでなく、燃費性能の向上、騒音削減などが期待される。こうしたモーフィング翼の変形を実現する内部機構・構造として、コンプライアント機構が着目されている。たとえば、Hetrickらはモーフィングフラップを実機に取り付けた飛行実験を行っている<sup>14)</sup>。

さて、コンプライアント機構<sup>9)</sup>とは、部材の弾性変形を利用し、一体構造としてその機能を実現する機構である。一般的な機構に使われるリンクやジョイントを用いないため部品数を削減することができ、装置の複雑化を抑え重量を軽減させることが期待できる。また、ジョイント部での摩擦がないため潤滑やガタに留意する必要がないという利点もある。一方で、設計・解析が従来の機構に比べて困難であることが欠点として挙げられる。

グリッパーのように入力部と離れた出力部でワークを保持するコンプライアント機構の設計問題として、出力部で



(a) 従来型フラップ



(b) コンプライアント機構を用いたモーフィングフラップ

第2図 従来型フラップとモーフィングフラップ

の変形を最小化し、かつ出力部で受ける反力に対する剛性を最大化するように最適設計問題として定式化したトポロジー最適設計法を用いた設計法が提案されている<sup>15)</sup>。

これに対し、モーフィング翼の設計問題では、翼表面があらかじめ設定した目標の変形形状になるように、荷重による弾性変形と目標形状との誤差を最小化するように目的関数を設定することが大きく異なる。これにより、コンプライアント機構としての内部構造の最適形態を求めることができる<sup>13)</sup>。

## 3. トポロジー最適設計

トポロジー最適設計<sup>16)</sup>とは、孔の数などの構造物の形態をも変更することができる最も自由度の高い構造最適化の手法である。本研究で用いる山田らが提案するトポロジー最適設計手法<sup>12)</sup>では、従来のトポロジー最適設計に加えて、明確な境界形状が得られる利点があり、さらに、構造の幾何学的な複雑さを考慮することが可能である。

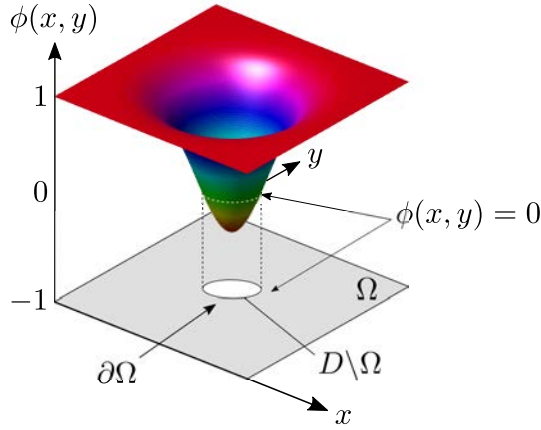
3.1 レベルセット関数による形状表現とトポロジー最適設計問題の定式化 物体により占められている領域  $\Omega$  (以下、物体領域) と空洞領域で構成される固定領域  $D$  (以下、固定設計領域) における構造形態最適化を考える。レベルセット法では、第3図に示すように、レベルセット関数と呼ばれるスカラー関数  $\phi(\mathbf{x})$  を用いて、そのゼロ等位面によって物体境界を陰的に表現する。すなわち、次式に示すように、レベルセット関数の値が正の領域を物体領域、負の領域を空洞領域、ゼロが物体の境界とみなす。

$$\begin{cases} 0 < \phi(\mathbf{x}) \leq 1 & \text{if } \forall \mathbf{x} \in \Omega \setminus \partial\Omega \\ \phi(\mathbf{x}) = 0 & \text{if } \forall \mathbf{x} \in \partial\Omega \\ -1 \leq \phi(\mathbf{x}) < 0 & \text{if } \forall \mathbf{x} \in D \setminus \Omega \end{cases} \quad (1)$$

なお、目的汎関数に付加する界面エネルギーをレベルセット関数により表現するために、上限値と下限値を設けている。

上述のレベルセット法による形状表現を用いて、目的汎関数  $F$ 、体積制約に対する制約汎関数を  $G$  とすると、構造最適化問題は次式で定義される。

$$\text{Minimize: } F(\Omega(\phi)) = \int_{\Omega} f(\mathbf{x}) d\Omega \quad (2)$$



第3図 レベルセット関数と設計領域

$$\text{subject to: } G(\Omega(\phi)) = \int_{\Omega} d\Omega - V_{\max} \quad (3)$$

ここで、 $f(\mathbf{x})$  は目的汎関数の被積分関数であり、 $V_{\max}$  は体積上限値である。

本研究では、フェーズフィールド理論の定式化で利用されている界面エネルギーを導入し、上記の構造最適化問題における目的関数式 (2) を、次式に示す界面エネルギーと目的汎関数の和として表されるエネルギー汎関数として定義する。

$$\text{Minimize}_{\phi} : F_R(\Omega(\phi), \phi) = \int_{\Omega} f(\mathbf{x}) d\Omega + \int_D \frac{1}{2} \tau |\nabla \phi|^2 d\Omega \quad (4)$$

ここで、 $\tau$  は界面エネルギーと目的汎関数の比を表すパラメータである。この値を適切に設定することによって、最適形態の複雑さを定性的に調整することができる。

この問題をラグランジュ未定乗数法を用いて、無制約問題に置き換える。すなわち、ラグランジアン  $\bar{F}_R$ 、式 (3) に関するラグランジュ未定乗数を  $\lambda$  とすると、最適化問題は次式となる。

$$\text{Minimize}_{\phi} : \bar{F}_R(\Omega(\phi), \phi) = F_R + \lambda G(\Omega(\phi)) \quad (5)$$

上式の最適化問題に対する KKT 条件は次式で表される。

$$\bar{F}' = 0, \quad \lambda G = 0, \quad \lambda \geq 0, \quad G \leq 0 \quad (6)$$

ここで、 $\bar{F}'$  はラグランジアン  $\bar{F}$  の汎関数微分を表す。式 (6) を満たすレベルセット関数は、最適形態を表すレベルセット関数の候補解となる。しかしながら、直接的な求解は困難であり、次節に示す仮想時間  $t$  を用いた時間発展方程式に置き換えて解を求める。

**3.2 時間発展問題による求解** レベルセット関数  $\phi$  の更新のため仮想的な時間  $t$  を導入する。フェーズフィールド法の考え方に基づき、レベルセット関数  $\phi$  を時間発展させる駆動力、すなわちレベルセット関数の時間微分は、ラグランジアン  $\bar{F}_R$  の勾配に比例するものと仮定し、次式で表す。

$$\frac{\partial \phi}{\partial t} = -K(\phi) \frac{\delta \bar{F}_R}{\delta \phi} \quad (7)$$

ここで、 $K(\phi)$  は正の係数である。上式に式 (5) を代入すると次式が得られる。

$$\frac{\partial \phi}{\partial t} = -K(\phi) \left( \frac{\delta \bar{F}}{\delta \phi} - \tau \nabla^2 \phi \right) \quad (8)$$

ここで、 $\delta \bar{F} / \delta \phi$  はラグランジアン  $\bar{F}$  の変分を表す。また、境界条件としてあらかじめ物体領域境界であることが指定された境界  $\partial D_N$  (以下、非設計領域) においてはディリクレ境界条件、その他の境界ではノイマン境界条件を与える。これにより、時間発展方程式は次式ようになる。

$$\begin{cases} \frac{\partial \phi}{\partial t} = -K(\phi) (\bar{F}' - \tau \nabla^2 \phi) \\ \frac{\partial \phi}{\partial n} = 0 \quad \text{on } \partial D \setminus \partial D_N \\ \phi = 1 \quad \text{on } \partial D_N \end{cases} \quad (9)$$

ここで、 $\bar{F}'$  は  $\bar{F}$  のトポロジカルデリバティブである。上式は反応拡散方程式であり、拡散項が含まれることにより、レベルセット関数  $\phi$  の滑らかさが保証される。本手法の詳細は、参考文献 12) を参照されたい。

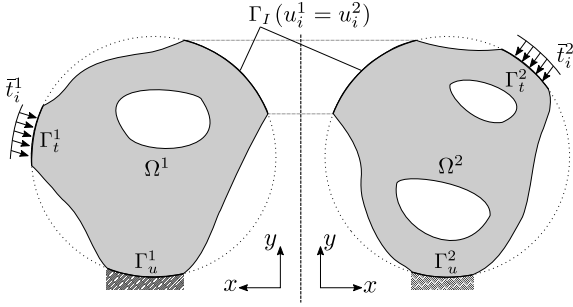
#### 4. モーフィング翼内部構造の最適設計問題

**4.1 コンプライアント機構の最適設計問題** 本研究では、規定変位を達成するコンプライアント機構を考える。このとき、コンプライアント機構に求められる機能として、次の 2 つがある。

1. 作用荷重に抗するための剛性
2. ワークピースから受ける反力に抗するための剛性がある。これらの機能については文献 17) の考え方に基つき、これら 2 つの剛性について明示的な目的関数を使用する代わりに、ばね要素を導入することで反力荷重として考慮する。機能 1 に対して、荷重の入力部にばね要素を導入する。

**4.2 多層構造化したコンプライアント機構のモデル化** ここでは、第 1 図に示したような、翼の表皮が多層のリブ構造形態を共有する構造を多層構造と呼ぶ。各層は、それぞれ独立の荷重を負荷できるものとし、各層に入力された荷重は、それぞれの層を介して共通の翼表皮へと伝えられるものと仮定する。

この多層構造化したリブを内部構造として有するモーフィングフラップを 2 次元構造モデルで解析するため、各層の翼表皮変位に対し、ほかの層の変位規定を与えることで翼表皮での接続を表現する。第 4 図は、 $\Gamma_I$  でのみ接合されている多層構造を模式的に表すために、片方の層を反転させて示しているが、本来は、異なる二つの層が同じ領域に存在している。このとき、境界  $\Gamma_I$  で変位が規定されるという条件は、層 1、層 2 の変位をそれぞれ  $u_i^1$ 、 $u_i^2$  とすると、 $\Gamma_I$  上で  $u_i^1 = u_i^2$  と表される。なお、 $i$  はテンソル記号である。この条件のもとで、層 1 と層 2 を連成させて、それぞれの変位場を求める。トポロジー最適設計では、その変位場に基づき、各層の構造形態を独立に更新する。



第4図 各層の表皮における変位連続

4.3 最適設計問題の定式化 本研究では、翼表皮外形を目標の理想変形形状へと変形させる内部構造を最適設計により求める。そのため、与えられた入力荷重により、翼表皮が設定された規定変位を達成するように、目的関数を設定する。すなわち、翼表皮におけるノミナル翼からモーフィング変形の理想形状への変位量と、入力荷重による変位量との二乗誤差の総和として、目的関数を次式で定義する。

$$F(\Omega(\phi)) = \left\{ \int_{\Gamma_I} \|u_i - U_i\|^2 d\Gamma \right\}^{1/2} \quad (10)$$

ここで、 $\Gamma_I$  は翼表皮であり、 $U_i$  および  $u_i$  は理想変位と荷重による変位を表す。

いま、制約条件として、断面積制約と状態場に関する支配方程式を与える。層1と層2の2つの領域  $\Omega^1$ ,  $\Omega^2$  を考え、次のように定式化する。

$$\text{Minimize: } F(\Omega(\phi)) = \left\{ \int_{\Gamma_I} \|u_i^1 - U_i\|^p d\Gamma \right\}^{1/p} + \left\{ \int_{\Gamma_I} \|u_i^2 - U_i\|^p d\Gamma \right\}^{1/p} \quad (11)$$

$$\text{subject to: } G(\Omega^n(\phi)) = \int_{\Omega^n} d\Omega - V_{\max}^n \leq 0 \quad (12)$$

$$\text{div}(C_{ijkl}^n u_{k,l}^n) = 0 \quad \text{on } \Omega^n \quad (13)$$

$$u_i^n = \bar{u}_i^n \quad \text{in } \Gamma_u^n \quad (14)$$

$$t_i^n = \bar{t}_i^n + k^n u_i^n \quad \text{in } \Gamma_t^n \quad (15)$$

$$u_i^1 = u_i^2 \quad \text{in } \Gamma_I \quad (16)$$

ここで、上付添字  $n$  は領域の番号であり、各領域に対し、 $\Gamma_u$  が変位を規定する境界、 $\Gamma_t$  が荷重を規定する境界、 $\Gamma_I$  が各層を接続する境界である。ここでは、 $\Gamma_I$  は翼表皮の表面境界である。 $u_i$  は変位、 $t_i = C_{ijkl} u_{k,l} n_j$  は荷重、 $C_{ijkl}$  は弾性テンソルを表す。 $\bar{u}_i$ ,  $\bar{t}_i$  は規定された変位、荷重をそれぞれ表す。 $t_i$  は入力荷重を表し、 $k$  は機能1を達成するために導入したばね要素のばね定数である。式(16)が、多層コンプライアント機構における翼表皮での変位規定である。

ここで、ラグランジュ未定乗数法を用いて、上述の最適設計問題を無制約問題に置き換える。すなわち、ラグランジュ未定乗数を  $\lambda^1, \lambda^2, \bar{u}_i^1, \bar{u}_i^2, \lambda_i$  とすれば、上述の最適化問題は次式となる。

$$\bar{F} = \left\{ \int_{\Gamma_I} \|u_i^1 - U_i\|^p d\Gamma \right\}^{1/p} + \left\{ \int_{\Gamma_I} \|u_i^2 - U_i\|^p d\Gamma \right\}^{1/p}$$

$$\begin{aligned} & + \lambda^1 \left( \int_{\Omega^1} d\Omega - V_{\max}^1 \right) + \lambda^2 \left( \int_{\Omega^2} d\Omega - V_{\max}^2 \right) \\ & + \int_{\Omega^1} \bar{u}_i^1 \text{div}(C_{ijkl}^1 u_{k,l}^1) d\Omega - \int_{\Gamma_t^1} \bar{u}_i^1 \{t_i^1 - (\bar{t}_i^1 + k^1 u_i^1)\} d\Gamma \\ & + \int_{\Omega^2} \bar{u}_i^2 \text{div}(C_{ijkl}^2 u_{k,l}^2) d\Omega - \int_{\Gamma_t^2} \bar{u}_i^2 \{t_i^2 - (\bar{t}_i^2 + k^2 u_i^2)\} d\Gamma \\ & - \int_{\Gamma_I} \lambda_i (u_i^1 - u_i^2) d\Gamma \end{aligned} \quad (17)$$

グリーンンの発散定理より、上式は以下のように書き直せる。

$$\begin{aligned} \bar{F} = & \left\{ \int_{\Gamma_I} \|u_i^1 - U_i\|^p d\Gamma \right\}^{1/p} + \left\{ \int_{\Gamma_I} \|u_i^2 - U_i\|^p d\Gamma \right\}^{1/p} \\ & + \lambda^1 \left( \int_{\Omega^1} d\Omega - V_{\max}^1 \right) + \lambda^2 \left( \int_{\Omega^2} d\Omega - V_{\max}^2 \right) \\ & + \left( \int_{\Gamma^1} \bar{u}_i^1 t_i^1 d\Gamma - \int_{\Omega^1} \bar{u}_{i,j}^1 C_{ijkl}^1 u_{k,l}^1 d\Omega \right) \\ & - \int_{\Gamma_t^1} \bar{u}_i^1 \{t_i^1 - (\bar{t}_i^1 + k^1 u_i^1)\} d\Gamma \\ & + \left( \int_{\Gamma^2} \bar{u}_i^2 t_i^2 d\Gamma - \int_{\Omega^2} \bar{u}_{i,j}^2 C_{ijkl}^2 u_{k,l}^2 d\Omega \right) \\ & - \int_{\Gamma_t^2} \bar{u}_i^2 \{t_i^2 - (\bar{t}_i^2 + k^2 u_i^2)\} d\Gamma \\ & - \int_{\Gamma_I} \lambda_i (u_i^1 - u_i^2) d\Gamma \end{aligned} \quad (18)$$

4.4 トポロジカルデリバティブ トポロジカルデリバティブ  $\bar{F}'$  は次式で定義される<sup>18)</sup>。

$$\bar{F}' = \lim_{\varepsilon \rightarrow 0} \frac{\delta \bar{F}}{-\pi \varepsilon^2} \quad (19)$$

領域  $\Omega^1$ ,  $\Omega^2$  においてトポロジカルデリバティブはそれぞれ次式となる。

$$\begin{aligned} \bar{F}' & = -\bar{u}_{i,j}^1 A_{ijkl}^1 u_{k,l}^1 + \lambda^1 & \text{on } \Omega^1 \\ \bar{F}' & = -\bar{u}_{i,j}^2 A_{ijkl}^2 u_{k,l}^2 + \lambda^2 & \text{on } \Omega^2 \end{aligned} \quad (20)$$

なお、 $A_{ijkl}$  は次式で定義される。

$$A_{ijkl} = \frac{3(1-\nu)}{2(1+\nu)(7-5\nu)} \left\{ \frac{-(1-14\nu+15\nu^2)E}{(1-2\nu)^2} \delta_{ij} \delta_{kl} + 5E(\delta_{ik} \delta_{jl} + \delta_{il} \delta_{jk}) \right\} \quad (21)$$

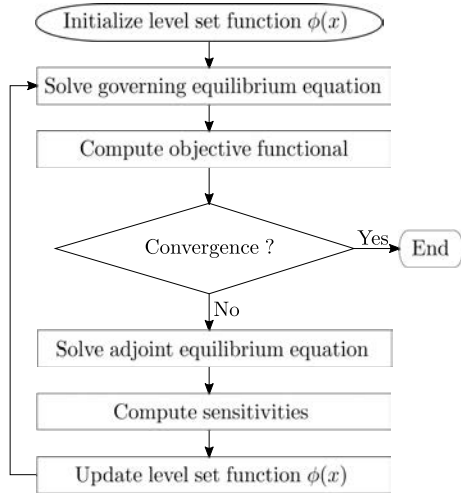
ここで、 $E$  はヤング率、 $\nu$  はポアソン比、 $\delta_{ij}$  はクロネッカーのデルタである。詳細は文献18)を参照されたい。

次に示す随伴場に関する支配方程式を満たす変位場として、随伴変位場  $\bar{u}_i$  および随伴変位場の境界荷重  $\bar{t}_i$  を定義する。

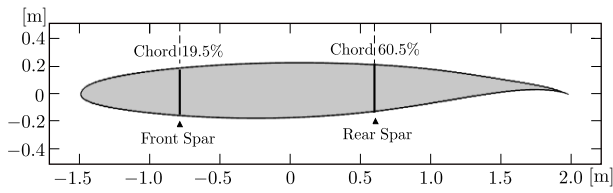
$$\text{div}(C_{ijkl}^n \bar{u}_{k,l}^n) = 0 \quad \text{on } \Omega^n \quad (22)$$

$$\bar{u}_i^n = 0 \quad \text{in } \Gamma_u^n \quad (23)$$

$$\bar{t}_i^n = k_{\text{in}} u_i^n \quad \text{in } \Gamma_t^n \quad (24)$$



第5図 多層構造化モーフィングフラップ設計のフローチャート



第6図 翼モデル

$$\tilde{t}_i = T_i \quad \text{in } \Gamma_I \quad (25)$$

$$\tilde{u}_i^1 = \tilde{u}_i^2 \quad \text{in } \Gamma_I \quad (26)$$

このとき  $n = 1, 2$  に対して

$$T_i^n = \left\{ \int_{\Gamma_I} \|u_i^n - U_i\|^2 d\Gamma \right\}^{-1/2} (u_i^n - U_i) \quad (27)$$

であり、 $\Gamma_I$  においては  $T_i^1 = T_i^2$  が成り立つ。これにより、形態更新のための感度を求めることができる。

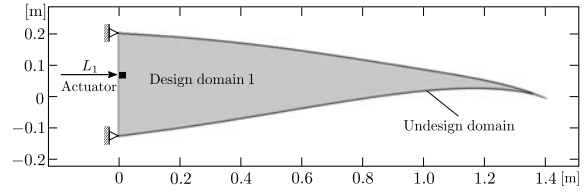
なお、数値計算では、実装を容易にするために、式 (21) の  $A_{ijkl}$  を弾性テンソル  $C_{ijkl}$  で近似している。この近似を用いても同等の結果が得られることを事前の多くの検証で確認している。

**4.5 数値実装** 第5図に提案手法のフローを示す。まず、レベルセット関数を初期化する。次に、支配方程式を解き、連成解析を利用して各層の変位場を求める。そして、その変位場に基づいて目的関数を求める。収束していなければ、次に、その目的関数値に基づいて随伴変数場を層1と層2を連成して解くことで、感度を求める。そして、その感度に基づいて、各層のレベルセット関数を更新することで、各層の形態を更新する。そして、この過程を収束まで繰り返すことで、最適形態を求める。

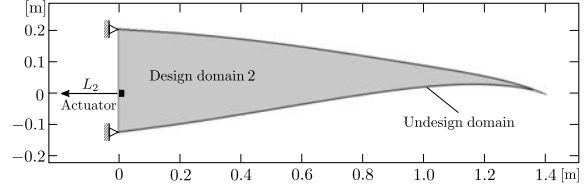
## 5. 数値計算例

本研究では、第6図に示す翼弦長 3.5m の NASA CRM(Common Research Model) 翼型<sup>19)</sup> を考える。19.5% 以前を前縁部、60.5%以降を後縁部と仮定し、後縁部をモーフィングフラップとして設計対象とする。

モーフィングフラップは2層からなる構造とし、その設

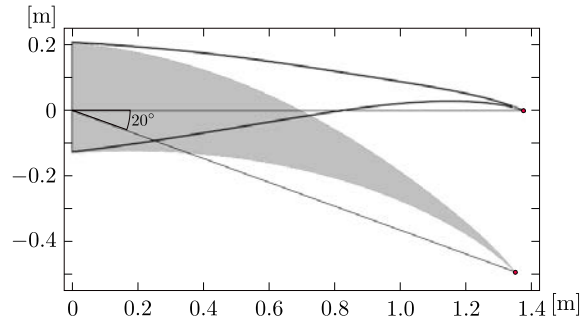


(a) 層1

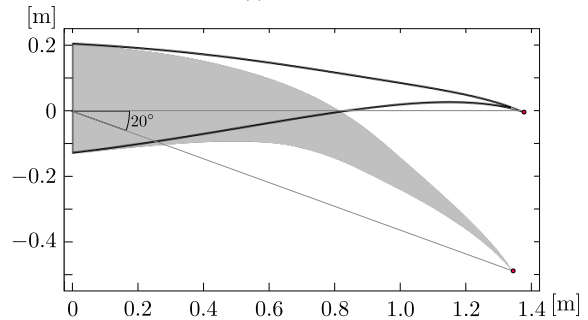


(b) 層2

第7図 モーフィングフラップの設計領域



(a) ケース1

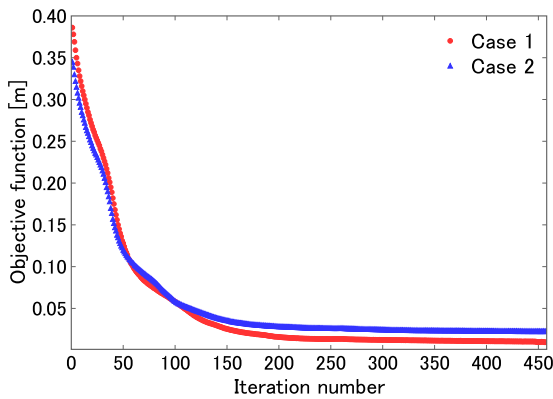


(b) ケース2

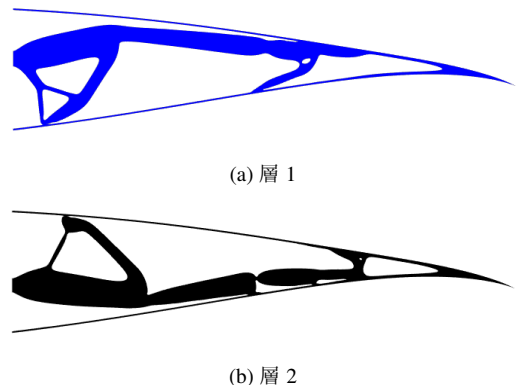
第8図 モーフィング翼の理想変形状

計領域を第7図に示す。なお、各層の厚さは 0.5mm、2層で 1mm と設定する。実際は、各層は奥行き方向には異なる位置にあるが、2次元構造モデルで表現するために、本来は離れている二つの層が同じ位置にあるものと考え、翼表皮のみで荷重が伝達できるものとする。そのため、翼表皮は非設計領域とし、厚さ 3mm で一定とする。一般に、翼表皮はストリッガーを配置した軽量構造として曲げ剛性を確保している。本研究ではリブの形態に着目するために翼表皮を平板でモデル化し、ストリッガーを配置した軽量構造と等価な曲げ剛性を確保するために、翼表皮の板厚を厚く設定している。解析モデルの材料定数はアルミニウム合金を参考に、縦弾性係数を 70GPa、ポアソン比 0.35 とする。入力荷重はアクチュエータからの荷重を模擬し、入力位置および荷重の大きさは固定とする。各層に対する荷重入力位置および荷重の向きを第7図に示している。

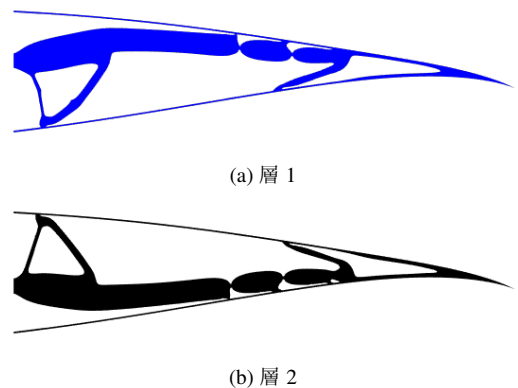
トポロジー最適設計においては、 $\tau = 1.0 \times 10^{-5}$ 、体積制



第9図 目的関数値の収束履歴



第10図 ケース1における最適形態



第11図 ケース2における最適形態

約は設計領域の40%と設定する。荷重入力部に配置するばねのばね定数は  $1.0 \times 10^6 \text{ N/m}$  とする。また、空洞領域の縦弾性係数は物体領域の  $10^{-3}$  倍と設定する。設計要素を三角形要素で分割し、有限要素長さは  $6.0 \times 10^{-4} \sim 3.0 \times 10^{-2}$  の間で設定する。

なお、本研究では、変形は線形を仮定している。本研究は、トポロジー最適設計法を適用することで、モーフィング翼の変形を実現する多層構造化コンプライアント機構の構造形態が導出できることを示すことが目的であり、以下に示す例では、材料強度や変形における非線形挙動は無視している。

**5.1 理想形状と得られた最適形態の変形形状** 本研究では、第8図に示す舵角20度の2つの理想形状への変形を目標とする。第8図(a)に示すケース1の理想形状は根元から先端にかけての一樣な曲げ、第8図(b)に示すケース2の理想形状は局所的な曲げ変形である。これらは、著者の一部が提案したモーフィング翼の空力形状最適設計法<sup>20)</sup>により求めたものである。

これらの理想形状に対し、荷重条件について  $L_1$  は圧縮荷重、 $L_2$  は引張荷重と設定する。入力荷重の大きさをケース1では  $1.025 \times 10^5 \text{ N}$ 、ケース2では  $9.25 \times 10^4 \text{ N}$  とする。この条件のもとで、翼表皮を理想形状へと変形させる内部のコンプライアント機構の構造をトポロジー最適設計で求める。目的関数値の収束履歴を第9図に示す。どちらのケースでも滑らかに最適解に収束している。なお、構造形態の設計領域の断面積は、ケース1では層1で34.9%、層2で34.6%、ケース2では層1で35.0%、層2で34.7%と、いずれも断面積制約を満たしている。

2つの理想形状に対して得られたコンプライアント機構の最適構造形態を第10図および第11図に示す。各層の構造形態が上下に分かれていることがわかる。

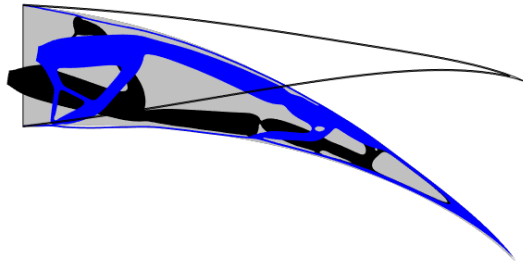
次に、変形形状を第12図に示す。青色が層1、黒色が層2の構造変形形態をグレーが理想形状を示す。各層に入力された互いに逆向きの荷重が、この上下に分かれた部材によって、曲げ変形を生じさせていることがわかる。ケース2では左側上面において理想変形形状とわずかな差異がみられるが、変形はおおむね理想変形形状と一致していて、目的関数の値は、ケース1では0.00939、ケース2では0.0226

であり、十分に小さな値に収束している。

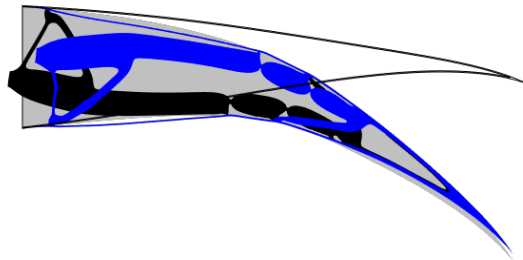
ケース1とケース2での異なる変形を生じさせた構造形態の特徴として、弾性ヒンジとして機能する構造がくびれた部分の配置がケースによって異なることがあげられる。ケース2では、層1、層2ともに中央付近に弾性ヒンジが2カ所あり、これが後縁寄りでの曲げ変形を引き起こしているものと考えられる。これに対し、ケース1の理想変形形状は曲げが一樣であるために、層1では明確な弾性ヒンジは見られず、層2では弾性ヒンジが1カ所である。

**5.2 2層構造化の効果の考察** 前節で示した2層の内部構造が入力荷重をいかに翼表皮に伝えているのかについて考察する。まず、翼表皮での接合がないものとして、個別に荷重入力を加えた場合の各層の変形形状を第13図に示す。翼表皮での接合がない場合は、曲げ変形があまりなく、伸直方向の変形が支配的である。このことから、入力荷重は翼表皮に対して主に水平方向に作用していると言える。

次に、翼表皮で接合されている状態で、層1のみに入力荷重を加えた場合の変形形状と層2のみに入力荷重を加えた場合の変形形状を、ケース1に対しては第14図に、ケース2に対しては第15図に示す。なお、図中グレイが理想形状、矢印が入力された荷重の主な作用を、丸矢印が主に生じている回転変形をそれぞれ表している。一方、翼表皮での接合がある場合の変形形状は、伸直方向の変形が抑えられ、理想形状のように翼の根元から先端にかけて曲げの変形が生じている。

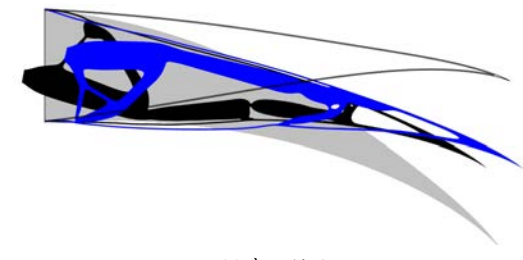


(a) ケース 1

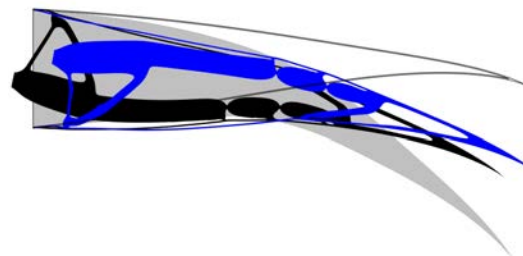


(b) ケース 2

第 12 図 多層構造化モーフィングフラップの変形形状



(a) ケース 1

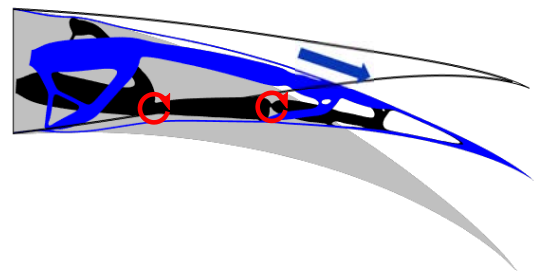


(b) ケース 2

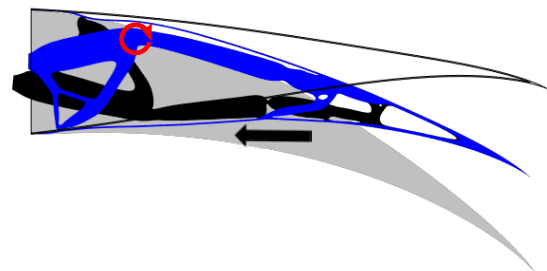
第 13 図 各層の翼表皮での接合を解除した場合の各層の変形形状

これは、翼表皮での接合を介して共有されることで、他方の層の弾性ヒンジによる柔軟性を利用して、赤い丸矢印で示すように、水平方向の荷重を曲げの変形へと変換していると言える。ケース 2 の場合はケース 1 よりも弾性ヒンジが後縁寄りに多く配置されているため、後縁寄りでの曲げ変形を達成している。

このような 2 層構造を 2 次元モデルで考える際の大きな特徴は、「各層が他方の層の構造形態を共有し、層 1 と層 2 とで構造形態の重なりが許容される」ということである。これにより、内部構造の取りうる構造形態の自由度は増し、単に、互いに逆向き荷重をそれぞれ有効に作用させるだけでなく、他方の層の剛性や柔軟性を利用することで、理想形状への変形を実現している。

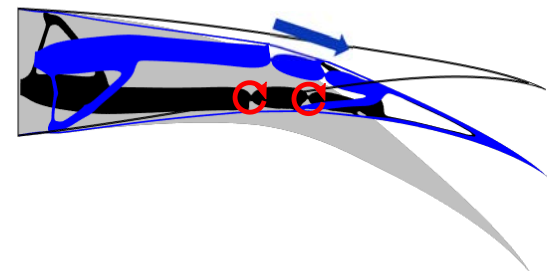


(a) 層 1 のみに荷重を負荷した場合

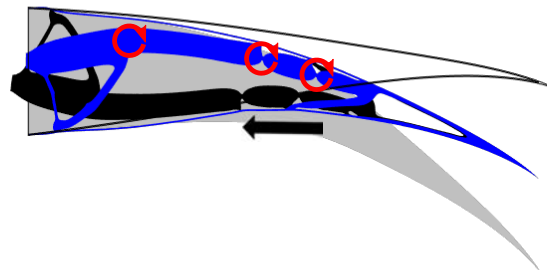


(b) 層 2 のみに荷重を負荷した場合

第 14 図 多層構造化モーフィングフラップの各層に個別に荷重を負荷した場合の変形 (ケース 1)



(a) 層 1 のみに荷重を負荷した場合



(b) 層 2 のみに荷重を負荷した場合

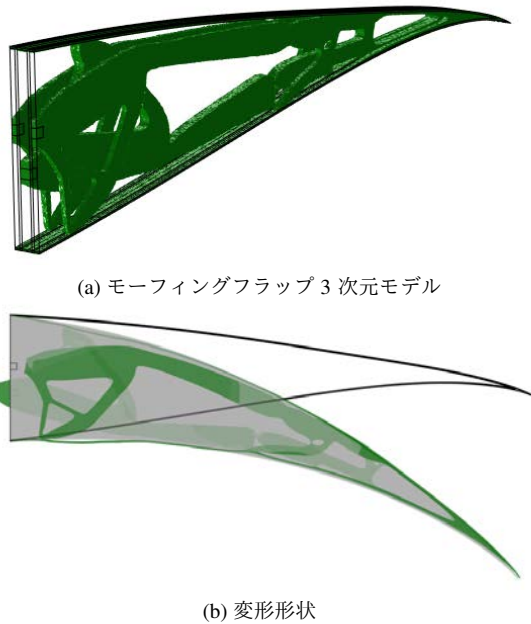
第 15 図 多層構造化モーフィングフラップの各層に個別に荷重を負荷した場合の変形 (ケース 2)

5.3 3次元モデルによる変形解析 最後に、3次元解析を通して2次元の2層構造化モデルの妥当性を評価する。ここでは、ケース 1 に対する結果を示す。

3次元化するにあたって、入力荷重の対称性を考慮し、第 16 図 (a) に示すように層 1、層 2、層 1 の順に構造形態を配置する。このとき、層 1 と層 2 の厚みはそれぞれ 10mm、20mm とすることで、対称性を確保し、ねじり変形を抑制する。また、リブとしての形状を維持する必要性から、2次元モデルと同様に、各層の構造形態の空洞領域には物体領



## 6. おわりに



第 16 図 多層構造化モーフィングフラップの 3 次元モデルおよび変形形状

第 1 表 3 次元モデルと 2 次元モデルとの目的関数値の比較

Three dimensional model (m)		Two dimensional model (m)
Layer 1	Layer 2	0.00939
0.0119	0.0118	

域の縦弾性係数の  $10^{-3}$  倍の部材が入っているものとする。層の間には 5mm の隙間を設定し、その領域は翼表皮以外には部材は存在しない。荷重は、後縁の変形が理想形状と一致するように、層 1、層 2 にそれぞれ、 $4.539 \times 10^6$  N を負荷している。3 次元モデルの厚さが 2 次元モデルの 40 倍に対して、荷重は  $1.11 \times 40$  倍と異なっている。この違いは、層 1 と層 2 をつなぐ翼表皮を変形させるための分であると考えられる。

変形解析結果を第 16 図 (b) に示す。図中グレイに示すのは、第 8 図 (a) の理想形状である。変形形状を見ると、第 12 図の 2 次元モデルの変形形状とよく似ており、また、理想形状とほぼ一致していることがわかる。

3 次元解析と 2 次元解析による変形形状の目的関数値を第 1 表で比較する。3 次元解析においては、層 1、層 2 の厚みに対する中間位置での翼表皮で目的関数の値を算出している。層 1 と層 2 に対する目的関数値がわずかに異なっている。これは、内部構造との接合部分において、翼表皮に局所的に小さなゆがみが生じているためである。このような局所的なゆがみのために、2 次元モデルによる目的関数値に比べて、3 次元モデルによる目的関数値は 25%ほど大きくなってしまっている。このことから、2 次元モデルで完全に同じ結果が得られるとは言えない。

しかしながら、その変形形状の差は小さくて理想形状とほぼ一致していることから本論文で提案した手法は、多層構造からなるモーフィングフラップの設計法としては十分に妥当であると言える。

本論文では、モーフィングフラップの内部構造として多層構造化したコンプライアント機構からなるリブを提案した。この多層構造化したリブは、翼表皮でのみ接合しているため、各層が異なる荷重を負荷でき、それぞれ異なる構造形態をとることができる。したがって、単一のコンプライアント機構に比べて荷重入力を増やすことができ、変形可能な形状の自由度が増すことができる。

そして、コンプライアント機構の形態をレベルセット法に基づくトポロジー最適設計問題を用いて定式化した。さらに、構造解析では、各層の変位を 2 次元構造モデルによる連成解析を用いる手法を適用する。3 次元構造モデルを用いる必要がないため、従来のコンプライアント機構と同程度の計算コストで最適形態を求めることを可能とした。

数値計算例を通して、本論文で提案した多層構造化したコンプライアント機構の有効性を示した。まず、二つの理想変形形状を例として、その変形を実現できる最適形態が得られることを示した。次に、各層の構造形態が変形に対して相互作用することで、理想変形を実現していることを示した。さらに、3 次元モデルによる解析を通して、多層構造化したコンプライアント機構からなるモーフィングフラップのリブを 2 次元モデルで最適化を行うことの妥当性を示した。

なお、この多層構造化したコンプライアント機構の実現にあたっては、有限変形などの非線形変形や強度を考慮すること、さらには製造条件等を考慮していくことが必要となる。

本研究の遂行にあたって、大阪府立大学と JAXA との共同研究「モーフィング舵面最適構造設計に関する研究」の支援、ならびに財団法人 JKA 機械工業振興補助金の助成 (28-108) を得た。また、京都大学大学院博士後期課程の佐藤勇氣氏に、本研究の解析モデル構築にあたって有益な助言と協力をいただいた。ここに、謝意を表する。

## 参 考 文 献

- 1) Barbarino, S., Bilgen, O., Ajaj, R. M., Friswell, M. I. and Inman, D. J.: A review of morphing aircraft, *Journal of Intelligent Systems and Structures*, **9** (2011), pp. 823-877.
- 2) 玉山雅人: モーフィングに関する動向, *ながれ*, **28** (2009), pp. 277-284.
- 3) McGowan, A. R., Washburn, A. E., Horta, L. A., Bryant, R. G., Cox, D. E., Siochi, E. J., Padula, S. L. and Holloway, N. M.: Recent results from NASA's morphing project, *Proc. SPIE*, **4698** (2002), pp. 1-15.
- 4) Sinapius, M., Monner, H. P., Kintscher, M. and Riemenschneider, J.: DLR's morphing wing activities within the European network, *Procedia IUTAM*, **10** (2014), pp. 416-426.
- 5) 川崎重工工業, 日本航空機: 最適化技術を応用した高揚力装置の設計技術開発, 環境調和型航空機技術に関する調査研究成果報告書, 日本航空宇宙工業会 革新航空機技術開発センター, 2215, (2011).
- 6) Ohnuki, T.: JAXA's Environment conscious aircraft technology program plan, *Proceedings of 28th International Congress of the Aeronautical Science, ICAS2012.7.11.3*, (2012).
- 7) 小木曾望: モーフィング翼における最適設計法の活用, *日本航空宇宙学会誌*, **64-6** (2016), pp. 180-185.

- 8) Kota, S., Osborn, R., Ervin, G., Maric, D., Flick, P. and Paul, D.: Mission adaptive compliant wing - design, fabrication and flight test, RTO-MP-AVT-168 (2006).
- 9) Howell, L. L.: *Compliant Mechanisms*, (2001), John Wiley & Sons.
- 10) Vasista, S., Gaspari, A. D., Ricci, S., Riemenschneider, J., Monner, H. P. and van de Kamp, B.: Compliant structures-based wing and wingtip morphing devices, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, **88-2** (2016), pp. 311-330.
- 11) Gaspari, A. D. and Ricci, S.: A two-level approach for the optimal design of morphing wings based on compliant structures, *Journal of Intelligent Systems and Structures*, **22** (2011), pp. 1091-1111.
- 12) Yamada, T., Izui, K., Nishiwaki, S. and Takezawa, A.: A topology optimization method based on the level set method incorporating a fictitious interface energy, *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, **199** (2010), pp. 2876-2891.
- 13) Tsuda, A., Kogiso, N., Tamayama, M., Yamada, T., Izui, K. and Nishiwaki, S.: Optimum design of compliant mechanism for morphing wing structure using level set based topology optimization, 12th World Congress on Structural and Multidisciplinary Optimization, 262, 2017.
- 14) Hetrick, J., Osborn, R., Kota, S., Flick, P. M., Paul, D. B.: Flight testing of mission adaptive compliant wing, AIAA-2007-1709, 2007.
- 15) Nishiwaki, S., Frecker, M. I., Min, S. and Kikuchi N.: Topology optimization of compliant mechanisms using the homogenization method, *International Journal for Numerical Methods for Engineering*, **42** (1998), pp. 535-559.
- 16) 西脇真二, 泉井一浩, 菊池昇: トポロジー最適化, (2013), 丸善出版.
- 17) Sigmund, O.: "On the design of compliant mechanisms using topology optimization," *Mechanics Based Design of Structure and Machines*, **25(4)** (1997), pp. 193-524.
- 18) Otomori, M., Yamada, T., Izui, K. and Nishiwaki, S.: Matlab code for a level set-based topology optimization method using a reaction diffusion equation, *Structural and Multidisciplinary Optimization*, **51-5** (2015), pp. 1159-1172.
- 19) Vassberg, J. C., DeHaan, M. A., Rivers, S. M. and Wahls, R. M.: Development of a common research model for applied CFD validation studies, AIAA-2008-6919, 2008.
- 20) Nakamura, G., Uehara, K., Kogiso, N. and Yokozeki, T.: Optimum morphing shape design for morphing wing with corrugated structure using RBF network, *Advances in Structural and Multidisciplinary Optimization*, (Schumacher A., Vietor T., Fiebig S., Bletzinger K. U. and Maute K. eds.), Springer-Verlag, (2018), pp. 916-930.