開断面と閉断面を組み合わせた二重筒による Twist 型モーフィング翼桁構造

麻生 篤^{*1}, 田中 宏明^{*2}

Twistable morphing spar by double cylinder consisting of open and closed section members

Atsushi ASO^{*1} and Hiroaki TANAKA^{*2}^{*1,*2}Department of Aerospace Engineering, National Defense Academy of Japan
1-10-20 Hashirimizu, Yokosuka-shi, Kanagawa 239-8686, Japan

Received: 22 July 2016; Revised: 6 October 2016; Accepted: 14 December 2016

Abstract

A new concept of twistable morphing spar is proposed to achieve an objective distribution of the twist angle more arbitrary and validity of the proposed design method is confirmed through experiments and numerical simulations using finite element analyses. A key aspect of the proposed twistable morphing spar concept is a double cylinder consisting of two cylinders, which is employed as a spar of twistable morphing wing. The ends of these cylinders are connected to each other at the tip side. One cylinder (Inner-cylinder) is a thick closed-section member. It carries torsion moments and connected to motor that provides moment to the member at the root side. The other cylinder (Outer-cylinder) is a variable-shape member composed of open and closed-sections. It is designed to achieve an objective distribution of twist angles, and is connected to the aircraft fuselage at the root side. The objective distribution of the twist angle can be achieved by designing the parameter we selected appropriate. In accordance with the design method, we manufactured an experimental model using a 3D printer and twist experiment was carried out. From comparison of the experimental results and the numerical simulation, feasibility of the twistable morphing spar and the validity of the design method were confirmed.

Key words : Morphing wing, Wing twist, Twistable morphing spar, Double cylinder, Structural design, Aircraft and spaceship

1. 緒 言

飛行状況に応じて性能向上を図るモーフィング翼 (Barbarino, et al., 2011; Sofla, et al., 2010; 玉山雅人, 2009)の一つとして, Twist 型がある. Twist 型モーフィング翼は, 航空機に最初に適用されたモーフィング方法でもあり, 比較的少ない重量増で性能向上が可能であることが知られている. 一方で, Twist 型モーフィング翼の最大の欠点は, 空力弾性による空中分解の原因になる低いねじり剛性であり, 航空機の高速化に伴い一時は姿を消すが, 近年, 無人航空機の出現や, ミッションの多様化, 新材料の登場により, 見直されている.

従来の研究では, 外板に形状記憶合金を使用する等で, Twist 型モーフィング翼を実現しているが (Sofla, et al., 2007; Elzey, et al., 2003; Barbarino, et al., 2014), 電力を多く消費することや (池田, 2016), 放熱の最中は変形することができないこと, ねじり角に制限を受ける等の欠点があり, より自由に振り分布を変えることのできる Twist 型モーフィング翼が期待されている.

本研究では, 連続的にねじり角を変えられ, 任意の翼のねじり分布を達成することのできる Twist 型モーフィング翼を実現するため, 翼の桁に, ねじることのできる二重筒 (図 1) を使用した Twist 型モーフィング翼桁構造を提案し, 設計方法を導出するとともに, ねじり試験によりその設計方法の有効性を示す. 2 章では, 開断面部材と閉断面部材を組み合わせた外筒のねじり理論, 3 章では二重筒の設計方法を説明し, 4 章では有効性確認試験

No.16-00323 [DOI:10.1299/transjsme.16-00323], J-STAGE Advance Publication date: 27 December, 2016

^{*1} 防衛大学校 装備・基盤工学系 航空飛翔システム (〒239-8686 神奈川県横須賀市走水 1-10-20)^{*2} 正員, 防衛大学校 航空宇宙工学科

E-mail of corresponding author: ed16006@nda.ac.jp

の説明及び、本提案の有効性を示す。なお、耐荷性（剛性）と変形性能（柔軟性）の相反する性能を有する必要があるため、本研究の前提条件として、低速で飛行する小型の無人航空機への適用を想定する。そのため、翼にはたらく曲げモーメントの影響は小さく、適用可能であると考えられる。

2. 開断面部材と閉断面部材を組み合わせた二重筒のねじり理論

2・1 二重筒概要

二重筒は、内筒と外筒で構成されている。内筒は閉断面部材で構成されており、曲げモーメントを担うとともに、翼根側で結合されたモーターからのねじりモーメント M_T を、翼端側で接続された外筒に伝達する。外筒は胴体と翼根側で固定され、複数（ N 本）のほりから構成された開断面部分と、それをつなぐ閉断面部分から構成されており、目的のねじり角分布を達成できるよう設計される。

Fig.1 Double cylinder consisting of two cylinders. The ends of these cylinders are connected to each other at the wing tip side, and the other ends are connected to the airplane body or motor, which provides a torque to the member of the wing root side.

2・2 ねじり角 ψ の基本式の導出

N 本のほりで円周上に均一に配置された開断面部分と、それをつなぐ閉断面部分から構成された外筒と、閉断面部分からなる内筒とを組み合わせた二重筒のねじり角 ψ を考える。ここで、開断面部材のほりはその両端を閉断面部分によって拘束されており、境界条件を考慮する必要がある。

2・2・1 モーメント M_T の分解

N 本のほりで構成された開断面部分におけるねじりモーメントを考える。図2は二重筒の開断面部分を断面から見た図である。両端を閉断面部分で固定された開断面部分には、図2(a)のようなねじりモーメント M_T がはたらくと考えられる。これを、水平・垂直方向に分解すると、力とトルクが生じていることが分かる（図2(b)）。つまり、開断面部分ではモーメント M_T は力 f によって生じるモーメント $f \times r_m$ と各ほりのトルク T の和と考えられ、次式(1)で表せる。ここで r_m は図2に示すように、開断面部材の内外半径の平均値である。

$$M_T = N \times (T + f \times r_m) \quad (1)$$

Fig.2 (a) Moment at open-section member and (b) corresponding forces and moments. The forces “ f ” and torques “ T ” represent the moment M_T . Here, T denotes the torque, f is the total force in each circumferential direction, r_m is the radius of the morphing spar and the number of beams is N .

2・2・2 たわみ δ の算出

次に、二重筒を横断面から見た場合を考える（図3）。これは集中荷重 f と曲げモーメントが作用した両端固定のはりと考えることができる。ここで閉断面部分のはりの両端は閉断面部分と剛節により結合されているため、はりとしてのたわみ角が0となるように図3に記したような曲げモーメント M が生じている必要がある。これらを考慮すると、たわみ δ は次式（2）のように表すことができる。

$$\delta = v_L = -\frac{fL^3}{12EI} \quad (2)$$

Fig.3 Open-section member (green) with closed-section member (black stripe) at both ends. f is the total force in each circumferential direction. Considering the boundary conditions at both ends, the moment (red) should be loaded.

2・2・3 ねじり角 ψ とたわみ δ の関係

次に、ねじり角 ψ とはりのたわみ δ の関係について考える (図 4)．ねじり角 ψ は各はりの回転角と一致していない．ここで、変位 δ を微小とすると、次の条件式 (3) が導かれる．

$$\psi = \arctan\left(\frac{\delta}{r_m}\right) \cong \frac{\delta}{r_m} \cong \frac{2\delta}{d_2} \quad (3)$$

Fig.4 Relation between twist angle ψ and displacement δ . Black line denotes the initial position of the beam, after then the beam moves to the purple position after twisted in reality. But in the infinitesimal deformation theory, we can assume that the beam moves to the red position.

2・3 ねじり角 ψ の導出

導出した結果を用いてねじり角 ψ を求める．各はり部のねじりを考えると、一般的に、部材のねじり角 ψ は次式の St.Venant のねじりの式で表される．

$$\psi = \frac{LT}{GJ} \quad (4)$$

次に、式 (2) を式 (3), (4) に代入すると、次式が得られる．

$$T = \frac{GJ\psi}{L} = \frac{GJL^2f}{6EId_2} \quad (5)$$

ここで、はりの断面は部分円環であり、公式より、部分円環の断面二次モーメント I は次式で示される (寺沢, 松浦, 1966)．

$$I = r_m^3 t (\phi - \sin \phi \cos \phi) \quad (6)$$

ここで、 t は部分円環の分厚さであり、外径と内径の 2 等分したものを表す (図 5)．添え字 o は開断面部材を意味するものとする、式 (1), (4), (5) より、開断面のねじり角 ψ_o は次式で示すことができる．

$$\psi_o = \frac{L_o^3}{6EId_2} \times \frac{M_T}{N\left(\frac{d_2}{2} + \frac{GJL_o^2}{6EId_2}\right)} = \frac{M_T L_o^3}{N(3EId_2^2 + GJL_o^2)} \quad (7)$$

さらに、翼端における合計ねじり角を ψ_{tip} とすると、各断面のねじり角の合計となるため、式 (4), (7) より、次式 (8) が得られる。

$$\psi_{tip} = \sum \psi_o + \sum \psi_c = \sum_{i=1}^k \frac{M_T L_{oi}^3}{N(3EI d_2^2 + GJ_o L_{oi}^2)} + \sum_{i=1}^{k+1} \frac{M_T L_{ci}}{GJ_{ci}} \quad (8)$$

ここで、添え字 c は閉断面を意味する。次に、式 (8) をモーメント M_T の式に変形すると、次式 (9) が得られる。

$$M_T = \frac{\psi_{tip}}{\left(\sum_{i=1}^k \frac{L_{oi}^3}{N(3EI d_2^2 + GJ_o L_{oi}^2)} + \sum_{i=1}^{k+1} \frac{L_{ci}}{GJ_{ci}} \right)} \quad (9)$$

式 (8), (9) よりモーターで付与すべきねじり角 ψ_{motor} は次式 (10) で表される。

$$\begin{aligned} \psi_{total} &= \psi_{tip} + \psi_{cinner} = M + \frac{M_T L_{cinner}}{GJ_{cinner}} \\ &= \psi_{tip} \left[1 + \frac{L_{cinner}}{GJ_{cinner} \left\{ \sum_{i=1}^k \frac{L_{oi}^3}{N(3EI d_2^2 + GJ_o L_{oi}^2)} + \sum_{i=1}^{k+1} \frac{M_T L_{cinner}}{GJ_{ci}} \right\}} \right] \end{aligned} \quad (10)$$

ここで、**cinner** は内筒を意味する。次に、断面二次モーメント J を考える。開断面部分の外径を d_2 、内径を d_1 とすると、閉断面、開断面の断面二次モーメント J_c , J_o は、一般的に次式 (11), (12) で示されることが知られている (寺沢, 松浦, 1966)。

$$J_c = \frac{\pi}{32} (d_2^4 - d_1^4) \quad (11)$$

$$J_o = 2\phi r_m t^3 k_2 \quad (12)$$

ここで、開断面部材のはりの周方向の幅を 2ϕ とし、 k_2 , k_1 をそれぞれ次式 (13), (14) のように定義する (寺沢, 松浦, 1966)。

$$k_2 \equiv \frac{1}{3} \left(1 - \frac{192 \tanh \frac{\pi}{2} k_1}{\pi^5 k_1} \right) \quad (13)$$

$$k_1 \equiv \frac{b}{a} = \frac{2r_m \sin \phi}{t} \quad (14)$$

ここで、本研究では、部分円環のはりを矩形として近似し、 a, b はそれぞれ矩形の短辺、長辺の長さを意味している。

Fig.5 Approximating cross section of the beam (part of the ring) as a rectangle. Green denotes a cross section of the beam and white denotes a rectangle.

2・4 理論の有効性確認

導出した理論の有効性を検証するために、有限要素法 (ANSYS workbench15.0) を用いて数値解析を行った。本解析では特に開断面部のねじり理論に着目するため、両端に閉断面部分を配置した開断面 1 カ所の簡易なモデルを使用した。モデルでは、閉断面の両端のうち一方を固定し、他方にねじりモーメント M_T を与え、開断面部の長さ L_o を変えながら、4 種類の開断面構成 (開断面部のはりの角度 ϕ と本数 N) に関して、数値解析を行った (図 6)。その解析結果から翼端部分のねじりによる変位 δ (最大, 最小変位) を読み取り、式 (3) を用いてねじり角 ψ_{tip} を求め、理論値と数値解析結果を比較した。

なお、後の有効性確認試験での試験片作製に用いた 3D プリンタ (Afinia H480 3D Printer) の ABS (Acrylonitrile Butadiene Styrene) 樹脂の材料特性を使用し、別途行った引張り試験の結果から得たせん断弾性係数 G を 672.8[MPa]としている。

Fig.6 Analytical model. Closed section members are distributed at both ends of the open-section member and one is fixed and the moment M_T is given at the other end. We changed the number of beam, length and parameter ϕ of the open-section part.

2・4・1 モデル諸元

解析に用いたモデルの寸法等初期設定値を表 1 に示す。

Table1 Model dimension.

Model number	Beam		Common condition			
	Width ϕ [deg]	The number N			Open section	Closed section
1	5	4	Moment: M_T [Nm]		$M_T = 1 \times 10^{-4}$	
2	5	8	Diameter d[mm]	Inner	$d_{1o} = 18$	$d_{1c} = 0$
3	10	4		Outer	$d_{2o} = 20$	$d_{2c} = 20$
4	10	8	Length: L[mm]		$L_o: 0 \sim 500$	$L_c: 5$

2・4・2 結果及び考察

各開断面部材の長さにおけるねじり角の理論値と解析結果を図 7 に示す. なお, 図 7(b)は図 7(a)の一部 ($0 \leq L_o \leq 50$) である. 図 7 より, 以下の事項が分かる.

- 1) 全体的に数値解析結果は理論値とよく一致している.
- 2) ねじり角は桁が長いほど線形的 (St.Venant のねじり理論に則って) に増加する.
- 3) ねじり角は桁が長いほど累乗 (曲げ理論に則って) に増加する.
- 4) 開断面部分の合計厚さ $\sum \phi$ だけでなく, はりの本数 (N) によってもねじり角 ψ に影響する.

以上のことより, 導出したねじり理論の妥当性を確認できた.

Fig.7 Comparison between theoretical value and FEA results. The results of analyses are plotted with the solid and the results of the theory are plotted dashed. Blue and sky blue are 5 [deg] $\times$ 4, green and yellow green are 5 [deg] $\times$ 8, red and pink are 10 [deg] $\times$ 4 and orange and yellow are 10 [deg] $\times$ 8. (a) ($0 \leq L_o \leq 500$), (b) ($0 \leq L_o \leq 50$).

3. 設計方法

モーフィング翼構造では, その目的に応じて翼のねじり角分布を任意に設定できることが求められる. そこで, 前章で得た理論に則って目的の角度分布を達成するための設計方法を確立した. 設計手順は以下の通り. なお設計に際し, 式 (8) より, 各部材長さ L , 断面二次モーメント I , はりの本数 N , 各開断面部材の周方向の幅 ϕ が設計変数となり得るが, 本研究では各開断面部材の周方向の幅 ϕ (図 8) のみを設計パラメータとし, 他の変数は翼のサイズや重量といった要因を考慮して事前に設定することとした.

- 1) 翼端の目的のねじり角 ψ_{tip} とねじり角分布を設定する.
- 2) 開断面部材のはりの本数 N を翼の大きさによって決める.
- 3) 各開断面におけるねじり角 ψ_o はねじり角分布より決定される.
- 4) 適用するモーメント M_T を, 使用するモーターを参考に決める.
- 5) 前章の式 (4) ~ (14) により, 目的のねじり角分布となる設計パラメータ ϕ を解き求める. この際, 式 (7) より, 設計パラメータ ϕ は非線形方程式で表されるため, 今回は Excel (Microsoft Office) のゴールシーク機能を用いて求めた. ここで, ステッピングモーターの性質から, 設定できるのは負荷モーメント M_T ではなく, 角度 ψ_{motor} であるため, 設計パラメータ ϕ を求めた後に, モーターで付与すべきねじり角 ψ_{motor} を式 (10) より求める.

Fig.8 Design parameter ϕ which is the angle of each open-section member.

4. 有効性確認試験

4・1 試験装置及び概要

導出した理論及び設計方法の有効性を実証するために、基本的な二重筒を作製し、数値解析及びびねじり試験を行った。試験装置概要を図9に、試験片を図10に示す。試験片の形状設計は4・2節で示す。なお、ステッピングモーター、ドライバはOrientalmotorの5相ステッピングモーターユニットCFK IIシリーズを使用した。

Fig.9 Experimental apparatus. (1) Camera: Monitors and records the behavior of the beam, (2) Specimen: The object to be observed, (3) Driver: Interfaces stepping motor with controller and power supply, (4) Vise: Fixes the motor so that it does not slip out of place, (5) Controller: Interfaces the driver with PC2 and transmits commands to the stepping motor, (6) Stepping motor: Applies moment to the specimen, (7) Power supply: Supplies electricity to the stepping motor, (8) PC1: Remotely controls the camera to take pictures and (9) PC2: Provides commands to the controller.

Fig.10 Specimen (a) Inner cylinder, (b) Outer cylinder and (c) Double cylinder. Four red markers are put on the closed-section part and numbered from root side to tip side. They are used to calculate the displacement: δ .

4・2 試験準備

試験を行うにあたり、試験片作製に必要なパラメータを設定し、ねじり角に応じたステッピングモーターの初期設定を行った。

4・2・1 変数の決定

試験片は前章の設計方法に基づき作製した。外筒は閉断面部（各 35[mm]）を 3 カ所有し、それらを閉断面部（5[mm]）で結合している。事前決定変数は表 2 の通り。

Table2 Preliminary decision parameters.

		Cylinder			Common condition
		Outer	Inner	Joint part	
Diameter d[mm]	Inner: d_1	18	5	0	Moment: $M_T = 2 \times 10^{-2}$ [Nm] The number of beam: $N = 4$
	Outer: d_2	20	16	8	
Total Length ΣL [mm]		120 $\left(\begin{array}{c} \Sigma L_o = 35[\text{mm}] \times 3 \\ + \\ \Sigma L_c = 5[\text{mm}] \times 3 \end{array} \right)$	120	5	

4・2・2 設計パラメータ ϕ の算出

設計パラメータ ϕ を求めるために、表 2 の条件に加え、ねじり分布を決める必要がある。捩じり角は理論式より、桁が短い場合は曲げの影響が支配的だが、桁が長い場合はねじりの影響が支配的であるため、桁の長さに比例して捩じり角は変化する。また、今回想定する無人航空機は片翼 75[cm]前後である。また、一般的に迎角が 18 度程度で剥離を起こすといわれているため、WingTwist の上限を 18[deg]程度に設定した。この 2 点を考慮して、本試験では根本から順にそれぞれ 0.5 [deg], 1 [deg], 1.5 [deg]ねじれるように設定し（翼端部で 3 [deg]）、これらを満たすための設計パラメータ ϕ を表 3、図 11 に示す通り翼根から順に、16.37 [deg], 12.86 [deg], 11.15 [deg]と求めた。（12.5 [cm]で 3 [deg]捩じれることは 75 [cm]で 18 [deg]捩じられることに対応する。）

Table3 Abstract of design value.

Marker number: n	Section twist angle: $\psi(n)$ [deg]	Total twist angle: $\psi_{total}(n)$ [deg]	Design parameter: ϕ [deg]
1	0	0	
2	0.5	0.5	16.37
3	1.0	1.5	12.86
4	1.5	3.0	11.15

4・2・3 ステッピングモーターの設定

翼端部分で 3.0[deg]ねじるために、閉断面部材で構成された内筒のねじり角を考慮すると、式 (8) より内筒の翼根部分を 3.045[deg]ねじる必要があり、ステッピングモーターのねじり角を、 $\psi_{motor} = 3.046[\text{deg}](0.0036 [\text{deg/pulse}] \times 846 [\text{pulse}])$ とした。なお、試験でのねじりモーメント M_T は 2×10^{-2} [Nm]程度であり、使用したステッピングモーターの保持モーメント 0.1[Nm]に比べ十分に小さいので、問題ないと考えられる。

Fig.11 Analysis model of double cylinder.

4・3 画像処理

各位置におけるねじり角を測定するために閉断面部分 4 カ所にマーカーを付け、マーカーの変位 δ を測定し、ねじり角 ψ を算出した。画像処理過程を以下に示す。

- 1) 観測する PC2 に原画を取り込む。
- 2) 観測する赤いマーカーを一つ決め、その他を除く (図 12(b))。
- 3) しきい値を基に、グレースケールの画像を二値化し、白黒画像にする (図 13(b))。
- 4) マーカーの輝度重心を求める。
- 5) 1) に戻り、全てのマーカー位置が求まるまで処理を繰り返す。

Fig.12 Image processing procedure: (a) original image, (b) trimmed image, and (c) binary image.

Fig.13 Details of binary image processing:(a) multicolor image, (b) grayscale image, and (c) binary image. The center of gravity of the binary image was calculated and the behavior of the displacement was monitored.

4・4 数値解析及び試験でのねじり角の評価方法

4・4・1 解析での評価方法

図 6 のモデルに比べ、本モデルでは固定カ所が外筒と一体成型したモーターとの結合面になる (図 11)。試験に対応する位置に評価点を決め、その評価点の変位 δ から、式 (3) に基づき、ねじり角 ψ を算出するが、手順は原則として 2・3 節の評価方法と同様とする。なお、ねじり量によっては変形が大きくなる可能性があるため、ANSYS による大変形解析を行った。

4・4・2 試験結果の評価方法

前述の画像処理により、ねじる前後の輝度重心を求め、それらの変位 δ から、式 (3) に基づき、ねじり角 ψ を算出する。

4・5 結果の比較と考察

設計目標、解析結果及び試験結果を図 14 に示す。なお、解析において、設計に基づいたモデルの解析結果の誤差が大きくなったため、閉断面部分の径を変化させ、閉断面部分の剛性の違いによるねじり角への影響を比較するとともに、実際に作製された供試体の寸法をもとに導出した理論式による値を求め、その比較を行った。図 14 より、以下の事項が分かる。

- 1) 解析値、試験結果共に理論値と全体的に類似した傾向が見られる。これより、設計方法の有効性を確認することができる。
- 2) 解析値は閉断面部分のねじり剛性が高いほど理論値に近い値を取る。閉断面部分は変形を起こさない理想状態を前提として理論を導出したが、実際には異なる。それゆえ、数値解析結果が理論値よりも大きな値をとったと考えられる。
- 3) 試験結果は一貫して理論値よりも小さな値をとる。設計方法に基づいて試験片を作製したが、実際には試験片に製造誤差を有する。設計値と実際の試験片の寸法の比較を図 15 に示す。これにより、実際の試験片は設計値よりも全開断面部分において太くできており、それゆえに剛性が高まり、ねじり角が小さくなったと考えられる。このことを確認するため、この実際の寸法を用いて理論値の算出および解析を行った (図 14)。図 14 より試験結果と実際の寸法を用いた理論値は近い値を取ることが確認でき、製造時の寸法誤差が試験結果と設計値の差の大きな要因であることが確認できた。

また、解析により得られた応力分布を図 16 に示す。図 16 より、4.6[MPa]の応力集中が開断面と閉断面の境界部で生じていることが分かる。今回使用した ABS の降伏応力は 32[MPa](社団法人日本航空宇宙学会, 1992)前後と生じる応力にくらべ十分に大きく、問題はないと考えられる。

Fig. 14 Comparison of theory, experimental results and analysis. Black line and marks of circle is theoretical results (broken line and marks of circle is using actual dimensions of the developed model, mark of pentagonal star is the analysis results of model (blue is designed model and purple is actual dimensions of the developed model), mark of hexagonal star is those of the model changing the diameter at closed-section ($d_2 = 20$ [mm]) model (blue is designed model and purple is actual dimensions of the developed method) and mark of x with red is the results of experiment.

Fig.15 Comparison of the parameter 2ϕ [deg]. White is the designed value and yellow is the ϕ of the specimen. It indicates that specimen takes larger angle than designed value in every part.

Fig.16 Stress distribution (Von mises stress). It indicates that maximum stress is occurred at the boundary of open section (beam) and closed section. The value of the maximum stress is much less than yield stress.

5. 結 言

開断面部材と閉断面部材を組み合わせた二重筒のねじりを用いて、Twist 型モーフィング翼桁構造を提案し、その理論及び設計方法を導出、解析及び試験により有効性を確認した。具体的に以下の通りである。

- 1) 開断面部材と閉断面部材を組み合わせた二重筒のねじり角 ψ を計算するための理論を確立し、開断面部材の両端に閉断面部材を配置した基本構造モデルにおいて、その有効性を数値解析により確認した。
- 2) 理論に基づき、任意の翼のねじり分布を達成する二重筒の設計方法を確立、二重筒の供試体を実際に作製し、数値解析及び試験により提案する設計方法の有効性を確認した。
- 3) 数値解析結果より、閉断面の剛性が高い方が理論値に近い値をとることを確認した。今後、二重筒を拡張し、閉断面にリブを配置したより翼構造に近い、閉断面の剛性を高めたモデルを検討したい。

ただし、今回の研究は基本原理の提案であり、評価に用いた 3D プリンタによる供試体サイズの制限から実機に対応するものではない。そのため、揚力等が付与された段階での WingTwist 特性については、次の課題とした。また、曲げ荷重などがかった状態で、ねじれ変形を与える必要があるが、Twist の可能性は、曲げ変形がねじり変形を拘束するかどうかにより、曲げ変形が外筒と内筒間のギャップにくらべ十分に小さい場合は、曲げ変形を受けている状況でも Twist は可能と考えられる。もし、曲げ変形が WingTwist 型の影響を与える場合でも、外筒と内筒の間にベアリングを組み込むか、内筒をトルク伝達可能で曲げ変形を許容するようジョイント等を組み込むなどすることで、対応可能であると考えている。

文 献

- Barbarino, S., Bilgen, O., Ajaj, R. M., Friswell, M. I. and Inman, D. J., A Review of Morphing Aircraft, *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, Vol.22, No.9 (2011), pp.823–877, DOI: 10.1177/1045389X11414084.
- Barbarino, S., Flores, E. I. S., Ajaj, R. M., Dayyani, I. and Friswell, M. I., A review on shape memory alloys with applications to morphing aircraft, *Smart Materials and Structures*, Vol.23, No.6 (2014), DOI:10.1088/0964-1726/23/6/063001.
- Elzey, D. M., Sofla, A. Y. N. and Wadley, H. N. G., A bio-inspired, high-authority actuator for shape morphing structures, *Smart Structures and Materials*, Vol.5053 (2003), pp.92–100.
- 池田忠繁, 形状記憶合金を用いたモーフィングに関する研究, *日本航空宇宙学会誌*, Vol. 64, No.2 (2016), pp. 39-43.
- Sofla, A. Y. N., Elzey, D. M. and Wadley, H. N.G., Two-way antagonistic shape actuation based on the one-way shape memory effect, *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, Vol.00, No.1 (2008), pp.1–12, DOI: 10.1177/1045389X07083026.
- Sofla, A. Y. N., Meguid, S. A., Tan, K. T. and Yeo, W. K., Shape morphing of aircraft wing: Status and challenges, *Materials and Design*, Vol.31, No.3 (2010), pp.1284–1292, DOI:10.1016/j.matdes.2009.09.011.
- 玉山雅人, モーフィングに関する動向, *ながれ*, Vol.28, No.4 (2009), pp.277–284.
- 寺沢一雄, 松浦義一, 材料力学 (下巻), 開文堂出版 (1966), pp.115-153.
- 社団法人日本航空宇宙学会編, 航空宇宙工学便覧 (第2版), 丸善株式会社 (1992), p.194.

References

- Barbarino, S., Bilgen, O., Ajaj, R. M., Friswell, M. I. and Inman, D. J., A Review of Morphing Aircraft, *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, Vol.22, No.9 (2011), pp.823–877, DOI: 10.1177/1045389X11414084.
- Barbarino, S., Flores, E. I. S., Ajaj, R. M., Dayyani, I. and Friswell, M. I., A review on shape memory alloys with applications to morphing aircraft, *Smart Materials and Structures*, Vol.23, No.6 (2014), DOI:10.1088/0964-1726/23/6/063001.
- Elzey, D. M., Sofla, A. Y. N. and Wadley, H. N. G., A bio-inspired, high-authority actuator for shape morphing structures, *Smart Structures and Materials*, Vol.5053 (2003), pp.92–100.
- Ikeda, T., Study on morphing using shape memory alloy, *Aeronautical and Space Sciences Japan*, Vol.64, No.2 (2016), pp.39–43 (in Japanese).
- Sofla, A. Y. N., Elzey, D. M. and Wadley, H. N.G., Two-way antagonistic shape actuation based on the one-way shape memory effect, *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, Vol.00, No.1 (2008), pp.1–12, DOI: 10.1177/1045389X07083026.
- Sofla, A. Y. N., Meguid, S. A., Tan, K. T. and Yeo, W. K., Shape morphing of aircraft wing: Status and challenges, *Materials and Design*, Vol.31, No.3 (2010), pp.1284–1292, DOI:10.1016/j.matdes.2009.09.011.
- Tamayama, M., Survey on morphing activities, *The Japan Society of Fluid Mechanics Nagare*, Vol.28, No.4 (2009), pp.277–284 (in Japanese).
- Terazawa, K. and Matuura, Y., *Mechanicals of materials (the second volume)*, Kaibunndo (1966), pp.115-153 (in Japanese).
- The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences ed, *A hand book of aerospace engineering (2nd ed.)*, Maruzen (1992), p.194 (in Japanese).