任意のねじり角分布に設定可能な二重筒構造の
TWIST型モーフィング翼への応用と実証麻生 篤^{*1}, 田中 宏明^{*2}, 溝口 誠^{*2}

Application of double cylindrical tube having arbitrary twist distribution to twistable morphing wing and experimental demonstration

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

Received: 28 December 2018; Revised: 13 March 2019; Accepted: 14 May 2019

Abstract

The double cylindrical tube achieving an arbitrary twist distribution was applied to a spar of a twist morphing structure and the applicability was demonstrated through a twisting experiment and a wind tunnel test. In the previous study, we developed the double cylindrical tube which achieves an arbitrary twist distribution and its basic theory has been derived. In this study, we developed and fabricated a wing twist morphing structure of which spar was the double cylindrical tube. Then a theoretical formulation for the twist angle of the wing twist morphing structure considering its skin was derived. Some experiments were carried out and it was confirmed that the specimen could be twisted to the target twist distribution under wind loads (wind speed was about 12 m/s). Furthermore, the specimen could be twisted regardless of the twisting direction, and the maximum error of the twisting angle was 18.1% at the wing tip. We also evaluated aerodynamic data, and calculated aerodynamic coefficients for each angle of attack. These experimental results demonstrate the applicability of the double cylindrical tube to wing twist morphing structure and reveal that the developed morphing structure can contribute to the enhancement of flight performance by twisting itself.

Keywords : Morphing wing, Wing twist, Double-cylindrical tube, Design method, Wind tunnel testing

1. 結 言

飛翔体の飛行状況に応じて、翼を連続的に変形させることで翼の性能向上を図るモーフィングの手法の一つに、Twist 型がある。Twist 型モーフィング翼は、比較的簡素な構造で、しかも小さな変形量で空力性能向上をすることができ、突風や機体進路変更荷重の緩和といった様々なタスクをこなせ、従来の制御舵面の代わりとなり得る (Barbarino et al., 2011)。また、Kota により、Flexsys 社のねじれるシームレス舵面を用いることで、ヒンジ舵面のフラップと主翼の隙間により生じる航空機の離陸時の騒音を 40% 低減するポテンシャルがあることが示されている (Kota, 2016) が、フラッター等の問題があった。しかし、近年の材料の進化や無人航空機といった多様化する航空機の使用用途により、Twist 型モーフィング翼は再び注目を集めている (Barbarino et al., 2011)。

Twist 型モーフィング翼の実現にあたり、形状記憶合金や圧電アクチュエータを使った研究が多くされているが (Elzey et al., 2003)、変形に必要な不可欠な熱の管理や、アクチュエータの多数配置による重量増加、信頼性の低下に課題がある。これらの欠点を補うために、筆者らは二重筒構造 (図 1(a)) (麻生, 田中, 2017) を翼の桁に用いる新しい Twist 型モーフィング翼方式を提案してきたが (Aso and Tanaka, 2017)、筆者らの従来の研究では外板部について未検討であった (図 1(b))。提案するシステムは、翼根側に配置したアクチュエータにより内筒を介して、翼

No.19-00004 [DOI:10.1299/transjsme.19-00004], J-STAGE Advance Publication date : 22 May, 2019

本論文は、TRABSLOG2018 講演論文集(2018), No.1003の掲載内容に基づいた論文である。

^{*1} 学生員, 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: tanakah@nda.ac.jp

端側にねじりモーメントを作用させ、弾性変形により捩じり上げまたは下げを生じるものであり、翼を連続的に変形させる Twist 型モーフィング翼である。

本研究では、外板部を考慮にいたした任意のねじり角分布に設定可能な Twist 型モーフィング翼構造の設計方法を構築した。次にその有効性を構造及び空力の観点から評価した。まず、構造の観点から、揚力及び抗力発生時における提案する Twist 型モーフィングの実現可能性を評価するために、通風時におけるねじり付与試験を行った。次に、空力的観点から、提案する Twist 型モーフィング翼構造の有効性及びモーフィングによる空力特性の変化を評価するために風洞試験を行い、空力係数を算出した。

Fig.1 Outline of the morphing wing structure (a) previous model: double-tube cylinder, (b) new part: skin part (solid materials and skin), and (c) morphing wing structure considering the skin part.

2. 外板部を含めた Twist 型モーフィング翼構造のねじり角理論

2・1 理論式の導出

まず、著者らの過去の研究 (Aso and Tanaka, 2017)を基に、外板部を考慮に入れた理論式を導出する。一般的に、両端固定の長さ l のはりのねじり中心まわりに、ねじりモーメント M_{T_t} を与えた際の任意の位置 x におけるねじり角 $\psi(x)$ は次式で与えられる(近藤, 2001)。

$$\psi(x) = \frac{M_{T_t} l}{GJ} \left\{ \frac{1 - \cosh \sqrt{\frac{GJl^2}{EI\varphi\varphi_t}}}{\sqrt{\frac{GJl^2}{EI\varphi\varphi_t}} \sinh \sqrt{\frac{GJl^2}{EI\varphi\varphi_t}}} \left(1 - \cosh \sqrt{\frac{GJl^2}{EI\varphi\varphi_t}} \frac{x}{l} \right) - \frac{1}{\sqrt{\frac{GJl^2}{EI\varphi\varphi_t}}} \sinh \sqrt{\frac{GJl^2}{EI\varphi\varphi_t}} \frac{x}{l} + \frac{x}{l} \right\} \quad (1)$$

ここで、 GJ はねじり剛性、 EI は曲げ剛性を意味し、添え字“ φ ”はウォーピング関数を意味する。次に、提案する Twist 型モーフィング翼構造の最小ユニットである一区画モデルにおける外板部のねじり角 $\psi(x)_{sk}$ について考える。外板部に関する項の添え字を“sk”とし、外板部にねじりモーメント $(M_T)_{sk}$ が働いているとすると、外板部のねじり角 $\psi(x)_{sk}$ は以下の通りとなる、

$$\psi(x)_{sk} = \frac{M_{T_t} l_o A(x)}{GJ} \quad (2)$$

ここで、 $A(x)$ は以下のように定義した。

$$A(x) = \left\{ \frac{1 - \cosh \sqrt{\frac{GJ_{sk} l_o^2}{EI\varphi\varphi_t}}}{\sqrt{\frac{GJ_{sk} l_o^2}{EI\varphi\varphi_t}} \sinh \sqrt{\frac{GJ_{sk} l_o^2}{EI\varphi\varphi_t}}} \left(1 - \cosh \sqrt{\frac{GJ_{sk} l_o^2}{EI\varphi\varphi_t}} \frac{x}{l_o} \right) - \frac{1}{\sqrt{\frac{GJ_{sk} l_o^2}{EI\varphi\varphi_t}}} \sinh \sqrt{\frac{GJ_{sk} l_o^2}{EI\varphi\varphi_t}} \frac{x}{l_o} + \frac{x}{l_o} \right\} \quad (3)$$

ここで、添え字“o”は開断面部分を意味する。次に、与えるねじりモーメント M_T について考慮すると、 M_T は二重筒構造及び外板部に作用するモーメントの和と考えられ (図 2)、次式の様に与えられる。

$$M_T = N \times (f \times r_m + T) + \frac{\psi(x)_{sk}(GJ)_{sk}}{l_o A(x)} \quad (4)$$

ここで、 N ははりの本数、 f ははりの接線方向に働く力の合計、 r_m ははりの半径、 T は各はりに生じるねじりトルクであり、右辺第 2 項が外板部に生じるねじりモーメント $(M_T)_{sk}$ である。次に、境界条件および式 (4) を考慮すると、各はりの接線方向に生じる力 f は次式の様に与えられる。

$$f = M_T / \left[N \times \left(r_m + \frac{l_0^2}{12r_m} \times \frac{GJ_{sp}}{El_{sp}} \right) + \frac{l_0^2}{12r_m A(l_0)} \times \frac{GJ_{sk}}{El_{sp}} \right] \quad (5)$$

ここで、添え字“o”は桁の開断面部分を意味する。次に、式(5)を式(4)に代入し整理すると次式が得られる。

$$(M_T)_{sk} = M_T \left[\frac{GJ_{sk} l_0^3}{N \times \{12El_{sp} r_m^2 A(l_0) + GJ_{sp} l_0^2 A(l_0)\} + GJ_{sk} l_0^3} \right] \quad (6)$$

任意の位置 x における一区画モデルの外板部のねじり角 $\psi(x)_{sk}$ (図3)は式(6)で得られた外板部に生じるねじりモーメント $(M_T)_{sk}$ を式(2)に代入することで、次式のように得られる。

$$\psi(x)_{sk} = \frac{M_T l_0^3 A(x)}{N(12El_{sp} r_m^2 + GJ_{sp} l_0^2) A(l_0) + GJ_{sk} l_0^3} \quad (7)$$

式(4)及び(6)より、一区画モデルにおける翼端($x = l_0$)のねじり角 $\psi(l_0)$ (図3)は次式で与えられる。

$$\psi(l_0) = \frac{M_T l_0^3}{N\{12El_{sp} r_m^2 + GJ_{sp} l_0^2\} + GJ_{sk} l_0^3 / A(l_0)} \quad (8)$$

ここで、部分円環の断面二次極モーメント J_{sp} 及び断面二次モーメント I_{sp} は以下の様に与えられる(麻生, 田中, 2017)。

$$J_{sp} = 2\phi r_m t^3 k_2 \quad (9)$$

$$I_{sp} = r_m^3 t (\phi - \sin \phi \cos \phi) \quad (10)$$

なお、 ϕ は各はりの厚さ (図2), t は肉厚を示し、 k_2 は以下の様に与えられる(麻生, 田中, 2017)。

$$k_2 \equiv \frac{1}{3} \left(1 - \frac{192 \tanh \frac{\pi}{2} k_1}{\pi^5 k_1} \right) \quad (11)$$

$$k_1 = \frac{2r_m \sin \phi}{t} \quad (12)$$

また、 k_1 は部分円環であるはりの縦横比係数を示す。次に、 n 個のリブが配置された複数区画モデル ($(n-1)$ 区画モデル) について考える。式(7)及びリブの配置された外筒の開断面部分における捩り角を考慮すると、翼根側から n 番目のリブにおける合計捩り角 ψ_{tip} (図3)は次式のように与えられる。

$$\begin{aligned} \psi_{tip} &= M_T \left[\sum_{i=1}^{n-1} \left\{ \frac{l_0^3}{N\{12El_{sp} r_m^2 + GJ_{sp} l_0^2\} + GJ_{sk} l_0^3 / A(l_0)} \right\}_i + \sum_{i=1}^n \left(\frac{l_c}{GJ_c} \right)_i \right] \\ &\cong M_T \sum_{i=1}^{n-1} \psi(l_0)_i \end{aligned} \quad (13)$$

ここで、リブの配置された外筒の開断面部分におけるねじり角は、リブ部の剛性が高いことにより微小であるため本研究では無視をする。式(9)–(12)より、複数のパラメータが設計パラメータとなり得るが、本研究では翼の大きさや重さを考慮して外筒の開断面部材の厚さ ϕ (図2)を設計パラメータとして選定した。

Fig. 2 Distribution of the twisting moment M_T . Here, N denotes the number of beams, f is the total force in each circumferential direction, r_m is the radius of the tube, T is the twist moment of each beam, and $(M_T)_{sk}$ is the twist moment of the skin part.

Fig.3 Twisting angles $\psi_{sk}(X)$, $\psi(X_n)$ and ψ_{tip} .

2・2 外板部のねじり剛性及び曲げ剛性の算出

導出した理論式を利用するためには、外板部の剛性値が必要となるが、外板部の形状は複雑なため算出が難しい。そこで本研究では有限要素法による数値解析を行い、外板部のねじり剛性(GJ)_{sk}及び曲げ剛性(EI)_{sk}を算出する。なお、外板部に着目するため、数値解析モデルは二重筒構造を含まない両端を剛体のリブで固定された外板部モデルを使用し（図4）、桁部分のねじり剛性 GJ_{sp} 及び曲げ剛性 EI_{sp} は0とみなしている。表1のパラメータを用いた解析を行い、ねじり剛性 $GJ_{sk} = 1.22 \times 10^3 \text{ N} \cdot \text{mm}^2$ 及び曲げねじり剛性($EI_{\phi\phi t}$)_{sk} = $2.99 \times 10^5 \text{ N} \cdot \text{mm}^4$ を得た。

Fig. 4 Models used for analysis with (a) short length, (b) long length and (c) cross-sectional view of the model parameters.

Table1 Parameters of the analytical model and condition of the numerical simulations.

	Parameter	Content	Units
	Mesh size	1.0	mm
Motor	Twisting moment: M_T	1.0	N · mm
Rib	Airfoil	Clark Y	mm
	The number of ribs	2	
	Chord length: c	90.0	
	Span-wise length: l_c	3.00	
Skin part	Airfoil	Clark Y	mm
	The number of skin part	1	
	Chord length: c	90.0	
	Hole diameter: d	8.50	
	Span wise length: l_0	10 ~ 200	
	Shear modulus: G_{sk}	0.07	MPa
	Poison ratio: ϵ	0.45	

2・3 理論式の有効性評価

導出した理論式の有効性を評価するため、一例として任意のモデルに対して数値解析を行い、理論式による結果との比較を行った。ここでは、両端をリブで固定された外板部と二重筒構造で構成された最も基本的なモデルを利用した。モデルの細部寸法を図5に、設計値等を表2に示す。ここで、外板部は、先に導出したねじり剛性 $GJ_{sk} = 1.22 \times 10^3 \text{ N} \cdot \text{mm}^2$ 及び曲げねじり剛性($EI_{\phi\phi t}$)_{sk} = $2.99 \times 10^5 \text{ N} \cdot \text{mm}^4$ を使用した。比較の結果を図6に示す。図6の結果より、数値解析結果は理論値と翼端のみでなく全体的によく一致していることが確認でき、導出した理論式は有効であると言える。

Fig. 5 Outline of the one section model (a) components and (b) assembled. This is a basic model composed of two ribs with one skin, one solid material, and one double-tube cylinder embedded between the ribs.

Table2 Parameters of the analytical model (one section model).

Part			Parameter		Content	Units
Motor			Twisting moment: M_T		5.0	N · mm
Double cylindrical tube	Outer tube	Closed section: rib	Airfoil		Clark Y	
			The number of ribs		2	
			Chord length: c		90	mm
		Span-wise length	l_c	3.00		
			l_o	100		
		Internal diameter: d_1		6.00		
		External diameter: d_2		8.00		
		Design parameter: ϕ		20	deg	
		The number of beam: N		4		
	Inner tube	Internal diameter: d_1		0.00	mm	
		External diameter: d_2		5.00		
		Span-wise length: l_{inner}		106		
Skin part			Airfoil		Clark Y	
			The number of skin part		1	
			Chord length: c		90.0	mm
			Hole diameter: d		8.50	
			Span wise: l_o		100	
			Torsional rigidity: GJ_{sk}		1.22×10^3	N · mm ²
			Bending torsional rigidity: $\left(EI_{\phi\phi t}\right)_{sk}$		2.99×10^5	N · mm ⁴

Fig. 6 Comparison of theoretical and analytical twist angle $\psi(x)_{sk}$. Blue squares denote the analytical value and black circles denote theoretical value.

3. 外板部を考慮した設計方法

次に、著者らの過去の研究で導出した二重筒構造の設計方法を、外板部を含めた翼を取り扱えるよう拡張した。手順を以下に示す。

手順1) 外板部のねじり剛性 $(GJ)_{sk}$ 及び曲げねじり剛性 $(EI_{\phi\phi t})_{sk}$ の算出

形状が複雑なため、2.2節に記載の通り、数値解析値にフィッティングをかけることで算出する。

手順2) 各閉断面位置 $(X = X_n)$ における目標ねじり角 $\psi(X_n)$ の設定

手順3) 反復計算により、それぞれの目標ねじり角 $\psi(X_n)$ を満たす設計パラメータ ϕ をそれぞれ算出する。

手順4) $0 < \sum 2\phi < 2\pi$ の場合、手順5へ進む。それ以外の場合、手順2へ戻り、他の事前に定めたパラメータを変更する。これは本提案が外筒の開断面部材の高さに係るパラメータ ϕ を変化させるものであり、外筒は閉断面になってはならないためである。

手順5) 各一区画モデルを組立て、異なるねじり角分布を有するモーフィング翼構造の作成

この拡張された設計方法に基づき、検証モデルを設計した。細部寸法等は図7、図8及び表3に示す。桁-リブ部はABS樹脂製で3Dプリンタにより成形した。また、外板部にはゴムスポンジを用いた。

Fig.7 Outline of the demonstration model of the wing twist morphing structure (a) components and (b) assembled.

Fig.8 Demonstration model (a) Upper surface and (b) lower surface with markers.

Table3 Parameters of the analytical model (wing twist morphing structure) and target twist angle. Here, numbering “ n ” from wing-root to wingtip (rib number of the wing-root is $n = 1$ and the wingtip is $n = 9$).

Part		Parameter	Values										
Motor		Twisting angle: ψ_{motor}	9.0°										
Double cylindrical tube	Inner tube	Internal diameter: d_1	0.00 mm										
		External diameter: d_2	5.00 mm										
		Span-wise length: l_{inner}	267 mm ($\sum l_o + \sum l_c = 30 \text{ mm} \times 8 + 3 \text{ mm} \times 9$)										
	Outer tube	Closed section: Rib	Number: n	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
			Airfoil	Clark Y									
			Chord length: c	90 mm									
			Span-wise length: l_c	3.0 mm									
			Target twist angle: $\psi(X_n)$	0.00°	0.25°	0.75°	1.50°	2.50°	3.75°	5.25°	7.00°	9.00°	
		Open section	The number of beam: N	2	4								
			Span-wise length: l_o	30.0 mm									
	Width: t		1.00 mm										
	Radius: r_m		3.50 mm										
	Internal diameter: d_1		6.00 mm										
	External diameter: d_2		8.00 mm										
	Design parameter: ϕ	82.5°	43.3°	34.8°	29.1°	24.7°	21.0°	17.8°	14.7°				
	Skin part	Airfoil	Clark Y										
Torsional rigidity: GJ_{sk}		$1.22 \times 10^3 \text{ N} \cdot \text{mm}^2$											
Bending torsional rigidity: $(EI_{\phi\phi t})_{\text{sk}}$		$2.99 \times 10^5 \text{ N} \cdot \text{mm}^4$											
Chord length: c		90 mm											
Span-wise length: l_o		30.0 mm											
Diameter of hole: d_2		8.50 mm											

3・1 設計方法の有効性評価

設計方法の有効性を評価するため、風洞試験を通じて構造面と空力面から評価を行った。まず構造面では、揚力及び抗力発生時におけるモーフィングの実現可能性を評価するため、気流中でのねじり付与試験を行った。次に空力性能に関するモーフィング翼構造の有効性を検証するため、風洞試験を通じて空力データを取得した。なお、風洞は、防衛大学校に設置されている吸込式エッフェル型整流風洞を用いた（図9、図10及び表4）。

模型の取り付けについて、風洞壁から模型までのギャップが大きいと空力特性に影響を及ぼすことが知られている。適切なギャップはアスペクト比にもよるが、Barlow らによると、半裁模型の取り付けにおいて、コンプリートスパンの0.5%以内であれば粘性の影響は無視でき（Barlow et al., 1999）、本研究でもそれを目安に模型を設置した。また、低速風洞では、模型等が風洞を閉塞すると、模型等の周りの動圧が高まり、気流が速くなる。そのため、閉塞率に起因する誤差は小さい方が望ましく、Barlow らによると、最大閉塞率は7.5%以内でなければならない。本研究における最大閉塞率は、迎角20°で9°モーフィングした際の3.34%であり、Barlow らによる基準をクリアしている。

Fig.9 Wind tunnel (a) picture and (b) measurements (Mizoguchi and Itoh, 2016).

Fig.10 Experimental apparatus

Table 4 Abstract of the wind tunnel.

Type	Open (Eiffel)
Cross section shape	Regular octagon
Maximum wind speed	Approximately 27 m/s
Body length except for rectification room and electric section	12.3 m
Maximum internal diameter at acceleration section	3 m
Internal diameter at measurement section	0.6 m
Area ratio at acceleration section	25 : 1

3・2 構造面におけるモーフィングの実現可能性

揚力及び抗力発生時におけるモーフィングの実現可能性を評価するため、風洞中でのねじり付与試験を行い、モーションキャプチャシステム（ライブラリ, Move tr/3D）を用いて、各リブに設置したマーカー位置の変位を計測した（図 11）。試験条件は表 5 の通りである。巡航中にモーフィングすることを想定しており、モーフィングによる翼先端のねじり角を -9° 及び 9° となるようにし、無風時（試験 1）、通風時（試験 2）として、ねじり試験を行った。さらに、最も揚力が大きくなることが予想される迎角 20° でのねじり試験（試験 3）も行った。なお、本研究では小型の無人航空機を想定しており、一般的な小型の無人航空機の飛行速度のカタログ値を参考し、風速は 12 m/s と設定した。また、ねじり角度の符号は頭上げ方向を正と定義した。

Fig. 11 Outline of experimental apparatus (a) wind tunnel and motion capture system and (b) data processing.

Table 5 Conditions of each twisting experiment.

Serial number of experiment	1	2	3
Twist angle: ψ_{motor}	$-9^\circ, 9^\circ$		
Angle of attack: α	0°		20°
Reynolds number: Re (wind speed: U)	$Re \cong 0$ ($U \cong 0$ m/s)		$Re \cong 7.0 \times 10^4$ ($U \cong 12$ m/s)

3・3 ねじり付与試験の結果と考察

ねじり付与試験におけるモーフィング翼のねじり角分布の理論値と試験結果の比較を図12に示す. 図12より, 理論値と試験結果は, ねじる方向や初期迎角または風の揚力発生の有無に関係なく, 全体的によく一致していることが確認できる. このことから今回提案した設計方法が有効であるといえる. 一方で細部を見ると, 初期迎角 20° の際に頭下げをするようにねじった際, 18.1%と理論値との誤差が最大となった.

外板部は柔らかいゴムスポンジを適用しており, 容易に変形するため, 設計形状及び寸法通り加工することが難しく, 実際には形状や大きさが若干異なっており, 外板部の形状誤差は本モーフィング翼構造のねじり角に影響していると考えられる. また, 一般的にゴムスポンジを含む超弾性材料はヤング率 E やせん断弾性率 G の測定が困難であり, 今回もカタログ値 (内外ゴム株式会社, 2018) を使用しており弾性率は実測できていない. よってこの形状誤差と物性値の誤差が外板部の剛性に影響しており, リブ位置におけるねじり角 $\psi(X_n)$ の誤差の要因であると考えられる. その対策として, 形状精度の向上と, 材料特性の実測の他に, 外筒側の剛性の影響が大きくなるような材料の選定が挙げられる. これにより, 外板部の剛性の及ぼす影響力は小さくなるため, 形状誤差に起因する目標ねじり角分布との誤差はさらに小さくになると考えられる.

また, 翼端 ($n = 9$) の負のねじり角結果は, 理論値よりもねじれていないことが確認できる. これは, 計測システムの問題であると考えられる. 本計測システムはマーカーの位置がカメラから遠ざかると, 感度が悪くなる傾向があり, 迎角 $\alpha = 0^\circ$ の際に負のねじり角をとると, 後縁を含む多くのマーカーがカメラから遠ざかっており, 最も感度が悪く, 理論値との誤差の原因となっていると考えられる. また, 揚力は迎角やモーフィングにより異なるが, 計測結果によると, 最大で約 2 N 生じており, 理論値との誤差の要因になっていると考えられる. なお, 模型の質量が約 0.1 kg であることを加味すると, 揚力が自重を上回っており, 飛行する上で必要な揚力を得ていると考えられる.

Fig.12 Comparison of theoretical and experimental twist angle at each rib $\psi_{sk}(X_n)$ are plotted respectively. Blue denotes twisting positive direction and red denotes negative direction. Circles denote theoretical value and the others denote experimental value which differs from the angle of attack α and Reynolds number Re . Each value of angle of attack and Reynolds number are as follows. Plotted with the squares denote ($\alpha = 0^\circ$, $Re = 0$), plotted with "x" denote: ($\alpha = 0^\circ$, $Re = 7 \times 10^4$) and plotted with "+" denote: ($\alpha = 20^\circ$, $Re = 7 \times 10^4$).

3・4 空力性能に関するモーフィング翼構造の有効性

空力性能に関する提案するモーフィング翼構造の有効性を検証するため、表 6 に示す試験条件の下で風洞試験を行い、その結果及び本研究と同じ翼形状の空力性能の文献値 (Abe, 1934) を、図 13～図 15 に示す。なお、キャンバー翼の場合、 $C_L = 0$ となるゼロ揚力角($\alpha_{C_L=0}$)にはレイノルズ数(Re)依存性があるため、空力特性の比較が難しい。そこで、各図の横軸 $\Delta\alpha$ は、モーフィング前 ($\psi = 0^\circ$) の翼のゼロ揚力角($\alpha_{C_L=0}$)からの増分と定義した (以下 $\Delta\alpha$ を迎角とする)。また、本試験には図 8 の半裁模型を用いているため、測定される空力特性はアスペクト比(AR)6 の全翼模型に対応するものである (Silverstein, 1934)。

Table 6 Conditions of each wing tunnel test.

Serial number of experiment	1	2	3	4
Material of skin part	ABS	Rubber sponge		
Twist angle: ψ_{motor}	0°		9°	-9°
Angle of attack: α	$-10^\circ \leq \alpha \leq 20^\circ$		$-15^\circ \leq \alpha \leq 15^\circ$	$-5^\circ \leq \alpha \leq 25^\circ$
Reynolds number: Re (wind speed: U)	$Re \cong 7.0 \times 10^4$ ($U \cong 12 \text{ m/s}$)			

3・5 試験結果

3・5・1 揚力係数 C_L

揚力係数 C_L と迎角 $\Delta\alpha$ の関係を図 13 に示す。まず図 13 より、モーフィング前($\psi_{\text{motor}} = 0$)の揚力傾斜は文献値と全体的によく一致しており、作成モデルは、元の翼型 Clark Y の空力性能を著しく悪化させていないことが確認でき、揚力傾斜は妥当であると考えられる。また、一般的に、翼型、アスペクト比が同じ場合、高レイノルズ数の方が最大揚力係数(C_L) $_{\text{max}}$ は大きくなることが知られている。最大揚力係数(C_L) $_{\text{max}}$ について、図 13 に示した本研究と参考文献との差は、レイノルズ数の違いによると考えられる。

次に、モーフィングにより、同迎角時には揚力係数 C_L を変更可能であることを確認した。また、揚力傾斜($C_L/\Delta\alpha$)及び最大揚力係数(C_L) $_{\text{max}}$ はモーフィングに関係なく、ほぼ一定である一方で、モーフィングにより失速域が変化することが確認できる。これにより、Twist 型モーフィングにより失速しない迎角範囲を拡張することができ、変動風等により風向きが変わっても、モーフィングにより揚力を維持することができる。

Fig. 13 Variation of lift coefficient C_L with the angle of attack from zero lift $\Delta\alpha$ for aspect ratio $AR \cong 6$, rectangular planform wings at $Re \cong 7 \times 10^4$ are plotted with dashed (black), x(black), x(blue) and x(red), respectively.

3・5・2 モーメント係数 $C_{M_{c/4}}$

キャンバーライン上の前縁から 25%翼弦長位置まわりのモーメント係数 $C_{M_{c/4}}$ と迎角 $\Delta\alpha$ の関係を図 14 に示す。図 14 より、モーフィング前の試験結果は文献値と全体的に一致しており、モーメント係数 $C_{M_{c/4}}$ について、作成モデルは妥当であることが確認できる。また、迎角 $\Delta\alpha$ が小さい領域において、モーメント係数 $C_{M_{c/4}}$ は比較的变化

化しないことが確認できる. よって, この範囲ではピッチングモーメントの影響が小さく, モーフィングをした際に, ピッチ方向への回転が生じにくいことが分かった. これにより, この領域では風向変動などで迎角が変動しても, 翼のツイストによって姿勢角を保ちつつ変動風に対応できることが分かる.

Fig. 14 Variation of moment coefficient $C_{M_{c/4}}$ with the angle of attack from zero lift $\Delta\alpha$ for aspect ratio $AR \cong 6$, rectangular planform wings at $Re \cong 7 \times 10^4$ are plotted with dashed (black), x(black), x(blue) and x(red), respectively.

3・5・3 揚抗比曲線

揚抗比曲線を図 15 に示す. 図 15 より, モーフィングの有無にかかわらず, 最大揚抗比 $(L/D)_{\max}$ はあまり変化しないことが確認される一方で, 最大揚抗比 $(L/D)_{\max}$ をとる迎角範囲をモーフィングにより拡張できることが確認できる. これにより, 変動風等により迎角が変わっても, 翼をねじることで, 最大揚抗比 $(L/D)_{\max}$ を幅広い迎角で維持することができ, 飛行性能の向上に寄与できると考えられる. なお, レイノルズ数の違いにより, 前出の文献値よりも試験結果の抗力係数 C_D は大きくなったため, 揚抗比について, ここでは文献値との比較を行っていない. また, 抗力係数 C_D については記載していない.

Fig. 15 Variation of the lift-drag ratio (L/D) with the angle of attack from zero lift $\Delta\alpha$ for aspect ratio $AR \cong 6$, rectangular planform wings at $Re \cong 7 \times 10^4$ are plotted with dashed (black), x(black), x(blue) and x(red), respectively.

4. 結 語

本研究では, 筆者らが提案してきた二重筒構造を用いた区間ごとに異なるねじり角分布に設定可能な形状可変構造を, 翼の桁に用いることで Twist 型モーフィング翼へ応用した. ねじり角 ψ に関する理論式及び設計方法を確立するとともに, 風洞試験を通じて構造及び空力面の観点からモーフィングの実現可能性について検討を行った. 構造面では, まず構造を決定するために任意のねじり角分布に設定可能な設計方法を導出した. また, 揚力及び抗力発生時における提案する Twist 型モーフィング翼の実現可能性を評価するために, 風洞内でのねじり付与試験を行った. 供試体はねじる方向や初期迎角に関係なく, ねじられることが確認でき, 目標ねじり角との誤差は

最大で 18.1%だった。空力面では、各迎角における空力データから、揚力、抗力、モーメント及び各空力係数を計算した（図 13～図 15）。その結果モーフィングにより、空力性能の変化を確認した。本研究で用いた翼では、モーフィングすることで、揚抗比 L/D を一定に保ったまま変動風に対応可能である。また、迎角の小さい範囲では、モーフィングをした際に、ピッチ方向への回転が生じにくく、翼のツイストによって姿勢角を保ちつつ変動風に対応可能であることが分かった。これにより、この領域では機体全体の迎角をほとんど変えずに、翼のねじりのみで揚力及び抗力を変更可能であり、安定したピッチングモーメントのもとで飛行が可能であると考えられる。本研究では小型の無人航空機を想定しており、変動風による迎角の変更時でも翼のツイストにより、ピッチ角はほとんど変えないまま高度を維持することが可能であり、操縦の利便性向上に寄与すると考えられる。

文 献

- 麻生篤, 田中宏明, 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, 日本機械学会論文誌, Vol.83, No.845 (2017), DOI:10.1299/transjsme.16-00323.
- Aso, A. and Tanaka, H., Experimental study on wing twist-morphing structure using a double-tube cylinder, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol.15, No.APISAT-2016 (2017), pp.a1-a6, DOI:10.2322/tastj.15.a1.
- 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 (2011), pp. 823-877.
- 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.
- 近藤恭平, 構造力学の基礎, 培風館 (2001), pp. 187-188.
- Kota, S., Twistable wings take flight, IEEE Spectrum, Vol. 53, Issue 9 (2016), pp. 28-33.
- Mizoguchi, M. and Itoh, H., Experimental investigation of aspect-ratio-one wing characteristics at low Reynolds numbers, 46th AIAA Fluid Dynamics Conference (2016), Paper No. AIAA 2016-4341.
- 内外ゴム株式会社, ハネナイトスポンジ (online), available from<<http://www.naigai-rubber.co.jp/product/indust/rubber/hanenite.html>>, (参照日 2018 年 8 月 30 日参照).
- Silverstein, A., Scale effect on Clark Y airfoil characteristics from N.A.C.A. full-scale wind-tunnel tests, National Advisory Committee for Aeronautics (1934), Report No. NACA-TR-502.

References

- Aso, A. and Tanaka, H., Twistable morphing spar by double cylinder consisting of open and closed section members, Transaction of the JSME (in Japanese), Vol.83, No.845 (2017), pp.1-13, DOI:10.1299/transjsme.16-00323.
- Aso, A. and Tanaka, H., Experimental study on wing twist-morphing structure using a double-tube cylinder, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol.15, No.APISAT-2016 (2017), pp.a1-a6, DOI:10.2322/tastj.15.a1.
- 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 (2011), pp. 823-877.
- 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.
- Kondo, K., Structure Mechanics Basics, Baifukan (2001), pp. 187-188 (in Japanese).
- Kota, S., Twistable wings take flight, IEEE Spectrum, Vol. 53, Issue 9 (2016), pp. 28-33.
- Mizoguchi, M. and Itoh, H., Experimental investigation of aspect-ratio-one wing characteristics at low Reynolds numbers, 46th AIAA Fluid Dynamics Conference (2016), Paper No. AIAA 2016-4341.
- Naigai Rubber Industry, Industrial homepage: Hanenite sponge (online), available from <<http://www.naigai-rubber.co.jp/product/indust/rubber/hanenite.html>>, Accessed on 30 August, 2018) (in Japanese).
- Silverstein, A., Scale effect on Clark Y airfoil characteristics from N.A.C.A. full-scale wind-tunnel tests, National Advisory Committee for Aeronautics (1934), Report No. NACA-TR-502.