ピエゾアクチュエータによるモーフィング翼の幾何学的非線形電気・空力弾性解析

津島 夏輝^{*1}, 有蘭 仁^{*2}, 横関 智弘^{*3}, 槇原 幹十朗^{*4}

Geometrically nonlinear electro-aeroelastic framework for morphing wing with piezoelectric actuators

Natsuki TSUSHIMA^{*1}, Hitoshi ARIZONO^{*2}, Tomohiro YOKOZEKI^{*3} and Kanjuro MAKIHARA^{*4}^{*1,*2} Aeronautical Technology Directorate, Japan Aerospace Exploration Agency

6-13-1 Osawa, Mitaka-shi, Tokyo 181-0015, Japan

^{*3} Department of Aeronautics and Astronautics, University of Tokyo

7-3-1 Hongo, Bunkyo-ku, Tokyo 113-8656, Japan

^{*4} Department of Mechanical Engineering, Tohoku University

6-6-01 Aoba, Aramaki, Aoba-ku, Sendai-shi, Miyagi 980-8579, Japan

Received: 21 December 2018; Revised: 29 January 2019; Accepted: 18 April 2019

Abstract

In this paper, a flexible morphing wing with piezoelectric materials for morphing actuation is studied. The objectives of this paper are 1) to develop an integrated geometrically nonlinear electro-aeroelastic framework, which allows evaluating performances of flexible morphing wings with piezoelectric actuators, 2) to validate the developed analysis framework, and 3) to demonstrate the capability of the framework and explore the performance. This paper provides a description of the electro-aeroelastic equations of morphing wings taking into account piezoelectric effects, which can be used to actuate morphing wings. The electro-mechanical model is validated by comparing with experimental results. The validation with a single macro fiber composite showed a very good agreement between the experimental result and the simulation. The result of an actuation test with an integrated corrugated structure and macro fiber composite also reasonably agreed with the solution from the present code. Aeroelastic behaviors of a corrugated wing with the piezoelectric actuator are then explored. The camber morphing wing with the corrugated structure actuated by the piezoelectric actuator could provide a larger lift in the vicinity of the trailing edge. Such a camber morphing has a good potential to control aeroelastic response by wing morphing with piezoelectric actuation.

Keywords : Aeroelasticity, Structural analysis, Morphing wings, Piezoelectric materials, Smart structures, Aircraft

1. 序 論

近年、航空機の更なる飛行性能向上のため、モーフィング技術が注目されている。この技術は、従来の翼設計では性能が低下する状況下でも航空機の飛行性能を向上出来る。特に空力性能の向上、補助翼等の重量軽減、燃費・騒音低減など、航空機性能の大幅な技術革新が期待され、更に失速回避や突風応答制御など、安全性向上にも寄与すると考えられる(Pendleton et al., 2007)。高性能なモーフィング翼の実現には、その特性上、空力弾性解析が重要であり、これまでモーフィング翼の設計や性能評価のための様々な解析技術が提案されてきたが、モーフィングによる翼の大変形とそれに伴う幾何学的非線形性、非線形流れ、並びにモーフィングを実現する材料・構造設計に対応出来る非線形空力弾性解析技術は未だに確立されていない。

No.18-00506 [DOI:10.1299/transjsme.18-00506], J-STAGE Advance Publication date : 26 April, 2019

本論文は、第27回交通・物流部門大会 講演論文集(2018), No.1005の掲載内容に基づいた論文である。

^{*1} 正員, 宇宙航空研究開発機構 航空技術部門 構造・複合材技術研究ユニット (〒181-0015 東京都三鷹市大沢 6-13-1)^{*2} 宇宙航空研究開発機構 航空技術部門 構造・複合材技術研究ユニット^{*3} 東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻 (〒113-8656 東京都文京区本郷 7-3-1)^{*4} 正員, 東北大学大学院 工学研究科 航空宇宙工学専攻 (〒980-8579 宮城県仙台市青葉区荒巻字青葉 6-6-01)

E-mail of corresponding author: tsushima.natsuki@jaxa.jp

そこで著者らはこれまで、高効率かつ汎用性の高いモーフィング翼設計のために、開発初期段階での概念検討から実際の性能評価までを一貫して行える実用的な解析技術の確立を目指してきた。先行研究(Tsushima et al., 2019b)においては、特にコルゲート構造を用いたモーフィング翼に着目し、静的空力弾性解析技術の確立と妥当性の検証を行った。モーフィング翼はこれまで様々な概念検討が進められている技術であるが、その候補の一つとしてコルゲート構造を用いたモーフィング翼が提案されている。様々なモーフィング構造の中でも、コルゲート型のモーフィング翼は、構造や駆動機構の実現が実証済みであり、駆動機構がシンプルであるというメリットがある。例えば、横関らによって提案されたコルゲート型モーフィング翼(Yokozeki et al., 2014)は、コルゲート構造と薄膜スキンを組み合わせた設計となっており、この構造は、サーボアクチュエータとワイヤーによるシンプルな駆動機構によって翼のキャンバー変形が可能であることが実証されている。またコルゲート構造は、コルゲート方向に高い柔軟性を示し、それと垂直な方向には高い曲げ剛性を維持できる特性があり、この特性を利用することで翼のキャンバーモーフィングを実現し、同時にスパン方向の耐荷重性を高く維持することが可能となる。

一方で、モーフィング翼の駆動は圧電素子を用いた piezo アクチュエータにおいても実現可能である。piezo アクチュエータは応答の速さや帯域幅の広さなどの長所を持ち、それらを利用して先行研究(Tsushima and Su, 2016, 2017, 2018)においては、圧電素子を用いたモーフィング翼のフラッターや突風による振動の制御が可能であることを示した。また、図 1 に piezo アクチュエータによるコルゲート型モーフィング翼の概念図を示すが、特に薄膜 piezo アクチュエータは、コルゲート構造の上面及び下面を閉じて翼表面になめらかな空気の流れを作り出すことが出来るため、コルゲート構造の駆動に対して相性が良いと考えられる。

さらに先行研究(津島他, 2018c)では、提案手法による定常飛行時のコルゲート型モーフィング翼と従来翼設計(図 1 参照)での空力性能の比較により、モーフィング翼の変形形状において空力特性に優位性があることを確認した。また、実際のコルゲート型モーフィング翼設計の前段階として、コルゲート構造の形状パラメータと翼の構造特性の関連性を調査し、今後具体的な翼設計を進める際の設計最適化に必要なデータを示した(津島他, 2018b)。その後、コルゲート型モーフィング翼の動的な非定常・非線形空力弾性解析が可能な解析技術への拡張と、飛行中のコルゲート型モーフィング翼の非線形空力弾性過渡応答を評価した(津島他, 2018a)。要素技術として、構造解析では幾何学的非線形性を考慮出来る共回転有限要素法とコルゲート構造を等価直交異方性板として扱うための均質化法を導入した。空力解析では、大変形も伴う翼の形状が考慮出来る計算効率に優れた非定常渦格子法を用いて構造解析との連成を行った。

本研究では、先行研究にて開発された非線形・非定常空力弾性解析技術の構造モデルに対して圧電材料の圧電効果を考慮した線形圧電基本式(Erturk and Inman, 2011)を統合し、コルゲート型モーフィング翼の駆動手段として piezo アクチュエータを用いた設計の検討が可能な幾何学的非線形電気・空力弾性解析技術へと拡張して、提案手法の妥当性検証を行う。さらに、提案手法の有用性を示すため、実際に piezo アクチュエータを用いたコルゲート型モーフィング翼の駆動と空力弾性応答を評価する。本提案解析手法は、はり要素を用いた有限要素法と 2 次元空力荷重計算を連成した先行研究(Tsushima and Su, 2016, 2017, 2018)における手法と比べて、シェル要素による有限要素法と 3 次元非定常空力計算によって計算精度と翼設計に対する汎用性が高くなっており、様々な翼設計を検討可能である。

Fig. 1 A concept of a corrugated morphing wing with piezoelectric actuators. The traditional wing system uses a hinged flap and hydraulic actuator, while the corrugated morphing wing system integrates the main wing section, corrugated flexible structure, and piezoelectric actuators.

2. 幾何学的非線形電気・空力弾性解析手法

2・1 圧電アクチュエータの線形圧電基本式

圧電性物質に関する圧電方程式は、次式のように表される。

$$\begin{Bmatrix} \sigma \\ D \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C & -e^T \\ e^T & \zeta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon \\ E \end{Bmatrix} \quad (1)$$

ここで、 σ は応力、 D は電気変位、 C は圧電素子の剛性マトリクス、 e は圧電応力定数、 ζ は誘電率、 ε はひずみ、 E は電界である。また、この電界 E は圧電層に沿って生じる電圧 v の勾配から次式のように得られる。

$$E = \begin{Bmatrix} E_x \\ E_y \\ E_z \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -v_{,x} \\ -v_{,y} \\ -v_{,z} \end{Bmatrix} \quad (2)$$

ここで、 x, y, z は後述の構造解析におけるグローバル座標である。この電気弾性的な圧電効果を考慮して構造解析を行う。先行研究(Tsushima and Su, 2016)と同様に、式 (1) の逆圧電効果によって発生する圧電応力を用いて、圧電効果による発生力 F_{ia} とモーメント M_{ia} は次式のように表される。

$$\begin{Bmatrix} F_{1a} \\ F_{2a} \\ F_{3a} \\ M_{1a} \\ M_{2a} \\ M_{3a} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} B_{va1} \\ B_{va2} \\ B_{va3} \\ B_{va4} \\ B_{va5} \\ B_{va6} \end{Bmatrix} v \quad (3)$$

ここで、添え字の 1, 2, 3 は圧電材料の座標系であり、それぞれ長手方向、横軸方向、垂直方向を表す。 B_{vai} はそれぞれの発生力及びモーメントに関連するカップリング係数である。

2・2 非線形・非定常空力弾性解析手法

先行研究において提案された静的な非線形空力弾性解析手法(Tsushima et al., 2019b)に基づき、計算効率やモデリングの簡潔さに優れた Discrete Kirchhoff triangle (DKT)と Optimal membrane triangle (OPT)要素を統合した三角形 3 節点シェル要素(Batoz et al., 1980, Felippa, 2003)と共回転有限要素法(Khosravi et al., 2007)を用いて非線形構造解析を行う。共回転有限要素法は、図 2 に示すような座標系を用いて、各節点における並進・回転運動が表される。ここで、 G, B はグローバル座標系及びボディ座標系、 E_0, E, S_0, S はそれぞれ初期配置での要素座標、現配置での要素座標、初期配置での節点方向ベクトル、現配置での節点方向ベクトルを表す。また、 X^G, X^B, x_e, d_e はそれぞれグローバル座標におけるボディ座標の原点位置ベクトル、ボディ座標における初期配置での要素座標の原点位置ベクトル、初期配置での要素座標における任意点 P の位置ベクトルと変位ベクトルを表す。共回転手法は、有限要素と独立して大変形を取り扱うことを可能とするため、シンプルかつ計算効率の高い要素と組み合わせることで、高効率な非線形構造解析を実現することができる。また、本解析技術における構造モデルでは、コルゲート構造を均質化法により等価な直交異方性を持つ薄板とみなしてモデル化を行っている。このコルゲート構造の均質化法については、文献(Tsushima et al., 2019b)を参照されたい。

空力荷重計算には大変形を伴う翼の形状変形による非定常流れを考慮しつつも計算効率に優れた非定常渦格子法(Katz and Plotkin, 2001)を利用し、構造解析と連成させて解析を行う。構造解析と空力解析の詳細な定式化、及び流体・構造連成解析アルゴリズムについては文献(Tsushima et al., 2019b)を参照されたい。さらに、先行研究(Tsushima et al., 2019a)においてこの手法を進展させ、動的な非線形・非定常空力弾性解析を行えるように拡張した。最終的に得られる非線形・非定常空力弾性解析の運動方程式は、次式のように表される。

Fig. 2 Coordinate systems of a triangular shell element. A few coordinate systems are defined as the reference global frame G (G_x, G_y, G_z) and the body frame B (B_x, B_y, B_z) to describe dynamics of structure. In addition, initial elemental and nodal coordinates are defined to describe orientations of each element and node in undeformed configuration. Those elemental and nodal coordinates are updated for current configuration in each iteration.

$$\mathbf{M}\mathbf{a} + \mathbf{C}\mathbf{v} + \mathbf{K}(\mathbf{d}) = \mathbf{F} \quad (4)$$

ここで、 $\mathbf{M}$ 、 $\mathbf{C}$ 、 $\mathbf{K}$ はそれぞれ構造全体の質量マトリクス、ジャイロ効果と剛性比例減衰を含めた減衰マトリクス、動剛性と静剛性及び幾何剛性を含めた剛性マトリクスである。また、 $\mathbf{a}$ 、 $\mathbf{v}$ 、 $\mathbf{d}$ はそれぞれ加速度ベクトル、速度ベクトル、変位ベクトルである。 $\mathbf{F}$ は外力ベクトルであり、空力弾性解析の場合は非定常渦格子法により求められた空力荷重 $\mathbf{F}^{aero}$ 、さらに圧電効果による発生力 $\mathbf{F}^{piezo}$ もこの外力 $\mathbf{F}$ に含まれるため、

$$\mathbf{F} = \mathbf{F}^{ext} + \mathbf{F}^{aero} + \mathbf{F}^{piezo} \quad (5)$$

のように表される。ここで $\mathbf{F}^{ext}$ は空力荷重と圧電力以外の外力である。

3. 解析手法の妥当性検証

3・1 圧電アクチュエータの駆動試験

ここでは、圧電効果を考慮した構造解析の妥当性検証のために圧電アクチュエータ駆動試験を行い、本解析結果と比較する。駆動試験には、Smart Material 社の Macro Fiber Composite (MFC M-2814-P1) を用いた。この MFC は印加電力に応じて伸長するタイプの圧電材料である。表 1 と 2 に M-2814-P1 の寸法及び材料特性を示す。MFC の駆動には、横河計測 GS200 を用いて直流電圧を発生させ、Smart Material 社の Piezoelectric Amplifier (Model PA05039 High voltage power amplifier) を用いて入力電圧を増幅した。この Piezoelectric Amplifier の主な仕様は下記の通りである。

- (1) 出力電圧: -500V to +1500 V.
- (2) 出力電流: 0 to ± 35 mA DC/ 0 to ± 50 mA peak AC.
- (3) 入力電圧: -2.5 V to +7.5 V DC or peak AC.
- (4) 入力インピーダンス: $25\text{k}\Omega$, nominal.
- (5) 電圧増幅度: 200 V/V.

Table 1 Geometry of MFC M-2814-P1.

Active length [mm]	Active width [mm]	Thickness [mm]
28	14	0.30

Table 2 Material properties of MFC.

Property	Value
Axial modulus E_1 [GPa]	30.336
Poisson's ratio ν_{12}	0.31000
Poisson's ratio ν_{21}	0.16000
Shear modulus G_{12} [GPa]	5.5150
Capacitance [nF]	1.1500
Free strain [ppm]	1550.0
Piezoelectric constant d_{33} [pC/N]	400
Piezoelectric constant d_{31} [pC/N]	-170

MFC M-2814-P1 の片端を固定して MFC 駆動時の変位分布をデジタル画像相関法 (DIC) により測定し, MFC のアクティブ領域の変位と本解析結果の比較を行った. DIC による変位分布の解析には, オープンソースソフト Ncorr(Blaber et al., 2015)を用いて, 各印加電圧にて 3 回の計測を行った. カタログ値である 1500 V の最大電圧印加時の最大ひずみ量 1550ppm を参考に算出した最大変位量は 0.0434 mm である. 文献(Wilkie et al., 2004)によると, MFC の圧電効果には若干の非線形性が確認されているが, 現状では圧電効果の線形性を仮定して圧電効果のカップリング係数 B_{vai} を計算した. 有限要素モデルは, 288 個の三角形シェル要素に分割する. 図 3 に比較結果を示す. 試験結果は 3 回の計測における平均値と最大・最小値を示している. 解析値と実験結果の平均値は誤差が最大で 3.36% と良い一致を示している. この誤差と実験結果のばらつきは, DIC 解析によるものと考えられる.

Fig. 3 Voltage-extensional displacement curve. The solutions obtained by the present code and experimental results for extensional displacements of actuated MFC are plotted with the solid (blue) line and x (red) symbols, respectively. The error bars represent the average, maximum, minimum values of experimental results at each actuation voltage.

3・2 圧電アクチュエータを用いたコルゲート構造の変形解析・試験

伸長型の MFC を実際の翼の変形に利用するには, 翼の変形部の上面と下面に Bimorph 構造にして貼り付けて用いると効率が良い. また, そのように用いることで翼のキャンバー変形も可能となる. 図 4 に概念図を示す. このような伸長型 MFC によるコルゲート構造の駆動試験を行い, その試験結果と解析結果を比較して本解析手法の妥当性を検証する. 駆動試験では, 簡略化のために図 5 に示すようなコルゲート板とその上面に MFC を張り付けた統合構造を用いる (Unimorph 構造のため, 駆動力は Bimorph 構造の半分). コルゲート板の寸法は, 表 3 に示すように長さが 68 mm, 幅が 20 mm, コルゲート板厚さが 3 mm であり, 片端をクランプにより固定する. MFC は, 引き続き MFC M-2814-P1 を用いて, コルゲート板の固定端側に MFC の片端が一致するように, またコルゲート板と MFC の中心軸が重なるように張り付ける. MFC の接着には, 3M Adhesive Transfer Tape 456 を用いる. MFC の駆動は, 前述と同じセットアップを利用する. 変位計測は, OPTEX FA 社の変位センサ CD5-W500

を利用し、支柱を用いて試験片の上方より、コルゲート板の自由端から 8 mm の位置 (図 5 参照) の垂直変位を測定する。図 6 に本試験のセットアップと試験片の拡大写真を示す。正確な試験データの取得には、接着剤によるコルゲート板と MFC の接着性が重要である。コルゲート板の上面の凸部のみに MFC を貼り付けるため、試験の繰り返しにより接着力が低下することを避け、データ計測毎に指で圧力をかけて接着性を回復させてから次の計測に移った。データ計測は、200 V から 1400 V まで 200 V 刻みの計測点を各点 3 回計測した。

コルゲート板と MFC による統合構造の有限要素モデルは、長手方向に 17 要素、幅方向に 20 要素の計 680 要素の三角形シェル要素を用いる。コルゲート構造は、先行研究において用いられた平織複合材 T300-1K/RS11 によるコルゲート板(Yokozeki et al., 2006)を作製し、先行研究結果を参考に、 $A_{11} = A_{22} = 4.96 \times 10^6 \text{ N/m}$, $D_{11} = D_{22} = 0.0056 \text{ Nm}$ としてコルゲート等価剛性の計算を行った。MFC 貼り付け部は、コルゲート板と MFC を統合した均質な板とみなして、MFC のアクティブ領域の剛性を弾性軸からの距離を考慮して足し合わせることで統合構造の等価剛性計算を行った。MFC のフィルム部分の剛性は無視している。

試験と解析結果の比較を図 7 に示す。試験結果は 3 回の計測における平均値と最大・最小値を示している。各計測点において、解析結果が試験結果の最大・最小値内に収まり、平均値と解析結果との印加電圧 200-1400 V での平均誤差は 2.90% であるため、十分妥当な結果が得られた。測定結果のばらつきには、測定誤差に加えて、MFC の接着の不完全性、及び接着剤の剛性を考慮していない影響による誤差が含まれていると考えられる。

Fig. 4 Concept of bimorph actuation. The MFCs are attached on the top and bottom surface of the corrugated panel in a bimorph configuration to achieve efficient wing camber morphing.

Fig. 5 Planform of the integrated corrugated panel and MFC (left) and cross-section of the integrated section (right). The test specimen is an integrated structure of corrugated panel and MFC attached on the top surface of the corrugated panel. The MFC actuation load with the unimorph configuration is half of bimorph configuration. The root of the structure is clamped. The corrugated panel has a round-corrugation as shown in the right figure. The section, where MFC is attached, is modeled as an equivalent orthotropic structure with equivalent stiffness to the original corrugated structure and MFC.

Table 3 Geometry of the corrugated panel.

	Width, mm	Thickness, mm	Length, mm
Corrugated panel	20	3	68

Fig. 6 Experiment setup (left) and closeup picture of the specimen (right). The vertical displacements of the integrated structure with actuated MFC are measured by the laser displacement sensor supported by the support rod.

Fig. 7 Vertical deflections of the integrated corrugated panel actuated by the MFC in the experiment and simulation. The solutions obtained by the present code and experimental results for vertical deflections of the integrated structure with the actuated MFC are plotted with the solid (blue) line and x (red) symbols, respectively. The error bars represent the average, maximum, minimum values of experimental results at each actuation voltage.

4. 適用例

ここでは、実際に Bimorph 構造として平板翼の上面と下面に MFC を貼り付けてキャンバー変形を行った場合の性能を評価する。対象とする翼構造は、母翼に連結されたフラップを模擬し、そのフラップはコルゲート構造を用いた矩形平板翼として翼前縁を完全固定とする。MFC は長さが 0.34 m、幅が 1 m、厚さが 0.3 mm とし、MFC M-8528-P1 の物性値を参考に、印加時の最大ひずみ量は 1800 ppm とする。この MFC の材料特性は MFC M-2814-P1 と同じである。翼の寸法は MFC と同じくスパン長が 1 m、コード長が 0.34 m とする。コルゲート構造には航空機構造用 IM7/8552 を用いる。IM7/8552 の材料特性を表 4 に示す。コルゲート構造を構成する複合材は 4 層の積層構造で、層角度は[0/90]_s とし、積層板厚さは 0.732 mm である。翼上面と下面には MFC を、伸縮方向がコード

方向に沿うように貼り付け、上面が伸び、下面が縮みとなるように印加する。平板翼厚さは 1.5 mm とし、有限要素モデルは、スパン方向とコード方向にそれぞれ 9, 20 分割とし、空力パネルは構造解析における有限要素メッシュと同じであるが、構造モデルの各 iteration における節点位置より自動修正される(Tsushima et al., 2019b)。また、各パネル要素内のコルゲートサイクル数は 10 である。図 8 に矩形平板翼モデルを示す。

Table 4 Material properties of IM7/8552.

Property	Value
Axial modulus E_1 [GPa]	171
Poisson's ratio ν_{12}	0.320
Poisson's ratio ν_{23}	0.520
Shear modulus G_{12} [GPa]	5.30

Fig. 8 Integrated rectangular corrugated wing with MFC model. The simulation model is an integrated wing of corrugated panel and MFCs attached on the top and bottom surfaces of the whole section of the corrugated panel. The leading edge of the wing is clamped. The corrugated panel has a round-corrugation as shown in the right figure. The integrated wing is modeled as an equivalent orthotropic structure with equivalent stiffness to the original corrugated structure and MFCs.

このモデルの剛性計算結果を表 5 に示す。さらに、この矩形平板翼に 1500 V の電圧を印加した結果を図 9 に示す。ここで、実際の MFC M-2814-P1 は圧縮方向の最大許容電圧が 500 V であるが、伸長方向と同じく 1500 V まで印加・圧縮が可能であると仮定する。赤の点線が元の形状、青の実線が Bimorph 型の MFC のアクチュエーションによる翼の変形形状である。今回の構造モデルでは非常に小さい変形となっているが、実際に MFC によるキャンバー変形がシミュレーションされていることが確認出来る。実際のキャンバーモーフィング翼では、大きな変形量が必要となるが、それには最大ひずみ量がより大きい piezoelectric actuator を利用するか、モーフィング構造に変形拡大機構を導入する事で、大きな翼変形を実現する事が考えられる。例えば、先行研究 (Ortega-Morales, 2000, Tsushima and Su, 2016) において検討されるような圧電アクチュエータと複合材を統合したモーフィング翼では、最大ねじり率 4 deg/m や曲率 6.4 1/m などの変形が実現可能である事が確認されているため、そのような大変形が可能な piezoelectric actuator とモーフィング翼構造の統合手法を検討する必要がある。

Table 5 Equivalent stiffness properties of rectangular corrugated wing with MFC.

Property	Value
$\bar{A}_{11}$ [MN/m]	97.130
$\bar{A}_{12}$ [MN/m]	3.2924
$\bar{A}_{22}$ [MN/m]	26.206
$\bar{A}_{66}$ [MN/m]	6.2534
$\bar{D}_{11}$ [Nm]	15.615
$\bar{D}_{12}$ [Nm]	1.1335
$\bar{D}_{22}$ [Nm]	7.3625
$\bar{D}_{66}$ [Nm]	1.3739

Fig. 9 Rectangular corrugated wing with/without MFC actuation. The original and actuated wing shapes obtained by the present code are plotted with the solid (blue) and dashed (red) lines, respectively.

本研究においては、MFC とモーフィング翼構造の統合手法を検討する事により MFC による変形性能が 100 倍のより大きなキャンバー変形が実現出来ると仮定し、その場合のコルゲート型モーフィング平板翼に MFC を貼り付けた統合構造の空力弾性挙動を評価する。構造モデルは、上記のモデルと同じとする。飛行条件は、流速が 70 m/s、高度が 300 m、迎角が 8° での定常飛行を検討する。それぞれ翼端の初期形状 (Initial)、MFC を 1500 V で印加 (上面を圧縮方向、下面を伸長方向に駆動) した場合の形状 (Activation)、MFC の駆動なしでの空力弾性応答 (Aeroelastic)、及び MFC を 1500 V で印加した上での空力弾性応答 (Activation + Aeroelastic) を比較した結果を図 10 に示す。初期状態と MFC の駆動なしでの空力弾性応答を比較すると、空力荷重によって翼後縁の中心部がコード長の 7.91% 押し上げられていることが確認出来る。さらに、初期状態と MFC を 1500 V で印加した場合を比較すると、翼前縁を固定しているためにキャンバー変形を起こしていることが確認出来る。また、MFC を駆動した上での空力弾性応答を見ると、MFC 駆動なしの場合と比べて空力荷重による翼後縁の押し上げがコード長の 8.35% に増加している事が確認出来る。これは、MFC 駆動によるキャンバー変形の結果、平板翼の後縁部の揚力が上昇したためであり、コルゲート型平板翼の柔軟性により更に曲げ変形を起こす結果となっている。図 11 に翼後縁付近の空力要素における揚力分布とコード方向の各空力要素における揚力の和のスパン方向分布を示すが、翼後縁において平均で 118.7% も揚力が上昇していることが確認出来る。一方で、翼後縁の揚力増大により翼後縁部が押し上げられた影響で翼の有効迎角が減少し、MFC 駆動時の翼の全揚力は MFC 駆動なしと比較して 1.28% 減少していることがわかる。

このように、圧電効果を用いたコルゲート翼のモーフィングでは、翼形状を変化させることが可能であると同時に、翼の空力特性や空力弾性応答にも影響を与え、翼の応答を制御することが可能である。また、キャンバーモーフィング翼では後縁のモーフィング部付近にて局所的な揚力の増加が見込めるが、コルゲート構造のような非常に柔軟な翼の場合は、キャンバー変形による後縁付近の局所揚力の増加に伴って翼全体の有効迎角が減少するような変形 (図 10 右図参照) が生じてしまい、結果として翼の全揚力の減少に繋がる場合 (いわゆる補助翼の逆効き) もあり得るため、実際の翼設計においては、母翼に十分な剛性を持たせるなど翼全体の空力特性のバランスを考慮した設計が重要となる。

Fig. 10 Camber shapes of the middle of the wing (left) and the closeup figure between normalized chord of 0.4 and 1 (right). The camber shapes on the wing tip are plotted with the solid (magenta) line for the original shape, dash-dotted (black) line for the actuated wing without aerodynamic loads, solid (blue) line for the wing without actuation under aerodynamic loads, and dashed (red) line for the actuated with under aerodynamic loads respectively.

Fig. 11 Lift distributions in the vicinity of the trailing edge (left) and distributions for chordwise summations of the elemental lift along the span (right) with/without activation at 70 m/s. In the left figure, the lift distributions on aerodynamic elements in the vicinity of the trailing edge without/with actuation are plotted with the solid (blue) and dashed (red) line, respectively. In the right figure, the distributions of chordwise summations of the elemental lift without/with actuation are plotted with the solid (blue) and dashed (red) line, respectively.

最後に、本解析技術の幾何学的非線形を考慮した電気・空力弾性解析における有用性を示すため、同じ平板翼モデルを用いて、境界条件及び流速を変更して解析を行った。境界条件は翼中心を全固定へ変更し、流速は 30 m/s へと変更した。MFC の駆動に関しては、空力荷重に対応して MFC による変形性能が 1000 倍の非常に強力な変形が実現出来ると仮定した。図 12 に空力荷重下における MFC の駆動ありとなしの場合の翼前縁形状と右翼端の形状比較の結果を示す。青の実線が MFC 駆動なしでの空力荷重により変形、赤の点線が MFC 駆動ありでの変形形状を示している。どちらの場合においても、翼端周辺の固定が自由となったことにより翼端が垂直方向にセミスパン長の 40% 以上の大変形を起こしていることが確認できる。一方で、強力な MFC 駆動力によって空力荷重下においても翼端の有効舵角が 0.92° 増加し、それに伴って空力荷重が増加することで翼端における垂直変位が大きくなっていることがわかる。また、図 13 にコード方向の各空力要素における揚力の和のスパン方向分布を示すが、MFC 駆動のありなしに関わらず、翼が中心において固定されつつ翼端が自由であり、翼にテーパー及び後退角がないため、翼が翼端に向かってねじり上げられることにより、それぞれセミスパンの中心位置にて揚力が最大となっている。一方で、図 11 とは異なり、強力な MFC 駆動力により翼の有効舵角が駆動なしの場合に対しては同等または増加しているため、MFC 駆動なしの場合と比較すると翼全体において揚力が増加していること

が確認できる. このように, 本研究にて提案する手法では, 翼の大変形を伴う電気・空力弾性解析も可能であり, ピエゾアクチュエータによるモーフィング翼の評価に有用である.

Fig. 12 Leading edge shapes (left) and camber shapes of the right-wing tip (right) under aerodynamic loads with/without activation. In the left figure, the wing shapes on the leading edge without/with actuation are plotted with the solid (blue) and dashed (red) line, respectively. In the right figure, the wing camber shapes without/with actuation are plotted with the solid (blue) and dashed (red) line, respectively.

Fig. 13 Distributions for chordwise summations of the elemental lift along the span with/without activation at 30 m/s. The distributions of chordwise summations of the elemental lift without/with actuation under aerodynamic loads at free-stream velocity of 30 m/s are plotted with the solid (blue) and dashed (red) line, respectively.

5. 結 論

本研究では, コルゲート型モーフィング翼の駆動手段としてピエゾアクチュエータを取り入れた設計の検討が可能な幾何学的非線形電気・空力弾性解析技術を提示した. 要素技術として, モーフィングによる大変形に伴う幾何学的非線形性と非定常流れを考慮可能な三角形シェル要素を用いた共回転有限要素法と非定常渦格子法を連成した非線形・非定常空力弾性解析にピエゾアクチュエータの圧電効果による駆動をモデル化するための線形圧電基本式を統合し, 包括的な解析技術を開発した. 本解析技術の妥当性検証のために MFC の駆動試験を行い, 提案手法による解析結果と比較をして良い一致を示すことを確認した. さらに, 本解析技術の有用性を示すため, 実際にピエゾアクチュエータを用いたコルゲート型モーフィング平板翼の駆動と空力弾性応答を評価した. 解析結果から, 本解析技術がピエゾアクチュエータの駆動によるコルゲート型モーフィング翼の大変形, 並びに空力弾性応答を評価出来ることを示した. また, コード方向に Bimorph 構造でピエゾアクチュエータを組み込んだコ

ルゲート型モーフィング翼は、駆動すると翼にキャンバー変形を発生させるが、それによって高揚力効果をもたらす一方で、空力弾性応答にも影響を与え、翼の応答を制御することが可能であることが確認された。

今後は、具体的な piezoアクチュエータを用いたモーフィング翼の設計を検討し、試作を行い、本解析技術のより詳細な検証を進める予定である。さらに、piezoアクチュエータの長所を活かしたモーフィング翼のフラッターや突風による振動制御を実現するため、効率の良い制御アルゴリズムを開発する。また、提案手法を用いた静的・動的な空力弾性解析を行い、様々なモーフィング翼設計における空力サーボ弾性特性を評価し、最適なモーフィング翼設計の実現を目指す。同時に、本研究では piezoアクチュエータの圧電カップリング定数を MFC のカタログ値より計算したが、力学的な負荷や拘束を受けた圧電素子の逸脱効果や材料・圧電定数等の非線形性等(高井他, 2013)を考慮した、圧電カップリング定数のより高精度な同定モデルの構築も目指す。

文 献

- Batoz, J.L., Bathe, K.J. and Ho, L.W., A study of three-node triangular plate bending elements, *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, Vol. 15, No. 12 (1980), pp. 1771-1812.
- Blaber, J., Adair, B. and Antoniou, A., Ncorr: Open-source 2d digital image correlation matlab software, *Experimental Mechanics*, Vol. 55, No. 6 (2015), pp. 1105-1122.
- Erturk, A. and Inman, D.J., *Piezoelectric energy harvesting* (2011), pp.1-94, 151-385, John Wiley & Sons.
- Felippa, C.A., A study of optimal membrane triangles with drilling freedoms, *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 192, No. 16-18 (2003), pp. 2125-2168.
- Katz, J. and Plotkin, A., *Low-speed aerodynamics* (2001), pp.230-447, Cambridge University Press.
- Khosravi, P., Ganesan, R. and Sedaghati, R., Corotational non-linear analysis of thin plates and shells using a new shell element, *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, Vol. 69, No. 4 (2007), pp. 859-885.
- Ortega-Morales, M., Modeling and control of the aeroelastic response of highly flexible active wings, Master's Thesis, Massachusetts Institute of Technology (2000).
- Pendleton, E., Flick, P., Paul, D., Voracek, D.F., Reichenbach, E. and Griffin, K., The X-53 a summary of the active aeroelastic wing flight research program, *Proceedings of the 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference and Exhibit* (2007), AIAA Paper 2007-1855.
- 高井直樹, 元木信弥, 山崎友裕, 非線形電気弾性理論に基づいた圧電体の特性に及ぼす初期応力の影響の解析, *日本機械学会論文集A編*, Vol. 79, No. 807 (2013), pp. 1632-1647.
- 津島夏輝, 有菌仁, 横関智弘, コルゲート型モーフィング翼の動的な非線形空力弾性解析, *日本航空宇宙学会第 56 回飛行機シンポジウム* (2018a).
- Tsushima, N., Arizono, H., Yokozeki, T. and Su, W., Nonlinear aeroelasticity of morphing wings with corrugated structures, *Proceedings of the 60th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, (2019a).
- Tsushima, N. and Su, W., Concurrent active piezoelectric control and energy harvesting of highly flexible multifunctional wings, *Journal of Aircraft*, Vol. 54, No. 2 (2016), pp. 724-736.
- Tsushima, N. and Su, W., Flutter suppression for highly flexible wings using passive and active piezoelectric effects, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 65 (2017), pp. 78-89.
- Tsushima, N. and Su, W., A study on adaptive vibration control and energy conversion of highly flexible multifunctional wings, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 79 (2018), pp. 297-309.
- 津島夏輝, 横関智弘, 有菌仁, コルゲート型モーフィング翼の非線形空力弾性解析, *日本航空宇宙学会第 60 回構造強度に関する講演会* (2018b), pp.7-9.
- 津島夏輝, 横関智弘, 有菌仁, コルゲート構造を用いたモーフィング翼における非線形空力弾性解析に関する研究, *日本航空宇宙学会第 50 回流体力学講演会/第 36 回 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム* (2018c).
- Tsushima, N., Yokozeki, T., Su, W. and Arizono, H., Geometrically nonlinear static aeroelastic analysis of composite morphing wing with corrugated structures, *Aerospace Science and Technology*, In Press, Available online Mar. 14, (2019b).
- Wilkie, W.K., Inman, D.J., High, J.W. and Williams, R.B., Recent developments in nasa piezocomposite actuator technology, *Proceedings of the 9th International Conference on New Actuators* (2004).
- Yokozeki, T., Sugiura, A. and Hirano, Y., Development of variable camber morphing airfoil using corrugated structure,

Journal of Aircraft, Vol. 51, No. 3 (2014), pp. 1023-1029.

Yokozeki, T., Takeda, S., Ogasawara, T. and Ishikawa, T., Mechanical properties of corrugated composites for candidate materials of flexible wing structures, Composites Part a-Applied Science and Manufacturing, Vol. 37, No. 10 (2006), pp. 1578-1586.

References

- Batoz, J.L., Bathe, K.J. and Ho, L.W., A study of three-node triangular plate bending elements, International Journal for Numerical Methods in Engineering, Vol. 15, No. 12 (1980), pp. 1771-1812.
- Blaber, J., Adair, B. and Antoniou, A., Ncorr: Open-source 2d digital image correlation matlab software, Experimental Mechanics, Vol. 55, No. 6 (2015), pp. 1105-1122.
- Erturk, A. and Inman, D.J., Piezoelectric energy harvesting (2011), pp.1-94, 151-385, John Wiley & Sons.
- Felippa, C.A., A study of optimal membrane triangles with drilling freedoms, Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, Vol. 192, No. 16-18 (2003), pp. 2125-2168.
- Katz, J. and Plotkin, A., Low-speed aerodynamics (2001), pp.230-447, Cambridge University Press.
- Khosravi, P., Ganesan, R. and Sedaghati, R., Corotational non-linear analysis of thin plates and shells using a new shell element, International Journal for Numerical Methods in Engineering, Vol. 69, No. 4 (2007), pp. 859-885.
- Ortega-Morales, M., Modeling and control of the aeroelastic response of highly flexible active wings, Master's Thesis, Massachusetts Institute of Technology (2000).
- Pendleton, E., Flick, P., Paul, D., Voracek, D.F., Reichenbach, E. and Griffin, K., The X-53 a summary of the active aeroelastic wing flight research program, Proceedings of the 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference and Exhibit (2007), AIAA Paper 2007-1855.
- Takai, N., Motogi, S. and Yamasaki, T., Effects of Initial Stresses on Piezoelectric Properties of PZT Disks Analyzed by Nonlinear Electroelastic Theory, Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series A, Vol. 79, No. 807 (2013), pp. 1632-1647 (in Japanese).
- Tsushima, N., Arizono, H. and Yokozeki, T., A study of nonlinear dynamic aeroelasticity for corrugated morphing wings, Proceedings of the 56th Aircraft Symposium (2018a), (in Japanese).
- Tsushima, N., Arizono, H., Yokozeki, T. and Su, W., Nonlinear aeroelasticity of morphing wings with corrugated structures, Proceedings of the 60th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, (2019a).
- Tsushima, N. and Su, W., Concurrent active piezoelectric control and energy harvesting of highly flexible multifunctional wings, Journal of Aircraft, Vol. 54, No. 2 (2016), pp. 724-736.
- Tsushima, N. and Su, W., Flutter suppression for highly flexible wings using passive and active piezoelectric effects, Aerospace Science and Technology, Vol. 65 (2017), pp. 78-89.
- Tsushima, N. and Su, W., A study on adaptive vibration control and energy conversion of highly flexible multifunctional wings, Aerospace Science and Technology, Vol. 79 (2018), pp. 297-309.
- Tsushima, N., Yokozeki, T. and Arizono, H., Nonlinear aeroelastic analysis framework for integrated morphing wing with corrugated structures, Proceedings of the 60th JSASS/JSME Structures Conference (2018b), pp. 7-9 (in Japanese).
- Tsushima, N., Yokozeki, T. and Arizono, H., Aeroelastic and aerodynamic characteristics of morphing wings with corrugated structures, Proceedings of the 50th Fluid Dynamics Conference of JSASS/36th Aerospace Numerical Simulation Symposium (2018c), (in Japanese).
- Tsushima, N., Yokozeki, T., Su, W. and Arizono, H., Geometrically nonlinear static aeroelastic analysis of composite morphing wing with corrugated structures, Aerospace Science and Technology, In Press, Available online Mar. 14, (2019b).
- Wilkie, W.K., Inman, D.J., High, J.W. and Williams, R.B., Recent developments in nasa piezocomposite actuator technology, Proceedings of the 9th International Conference on New Actuators (2004).
- Yokozeki, T., Sugiura, A. and Hirano, Y., Development of variable camber morphing airfoil using corrugated structure, Journal of Aircraft, Vol. 51, No. 3 (2014), pp. 1023-1029.
- Yokozeki, T., Takeda, S., Ogasawara, T. and Ishikawa, T., Mechanical properties of corrugated composites for candidate materials of flexible wing structures, Composites Part a-Applied Science and Manufacturing, Vol. 37, No. 10 (2006), pp. 1578-1586.