

科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 27 年 6 月 15 日現在

機関番号：12601

研究種目：基盤研究(C)

研究期間：2012～2014

課題番号：24560970

研究課題名(和文) 超異方性複合材を用いたモーフィング翼構造に関する研究

研究課題名(英文) Research on morphing wing structure using extremely anisotropic composites

研究代表者

横関 智弘 (Yokozeki, Tomohiro)

東京大学・工学(系)研究科(研究院)・准教授

研究者番号：50399549

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,800,000円

研究成果の概要(和文)：本研究では、航空機構造の形状を任意に変化させ、飛行性能や飛行特性を向上させる技術を実現する手法として、超異方性複合材を用いたモーフィング翼構造を提案した。実機相当の翼型を対象として、後縁部をモーフィング部とした翼構造の構造解析を試み、ワイヤー駆動型のモーフィング翼を設計した。超異方性複合材を用いて、モーフィング翼模型を製作し、風洞試験にて、気流中における駆動実証を試み、30m/sまでの気流中において、モーフィング翼の駆動を実証した。モーフィング翼の実現性の実証と設計基盤技術の構築に成功した。

研究成果の概要(英文)：The present study proposed morphing wing structures using ultra-anisotropic composites for the feasible morphing technology enabling us to improve flight efficiency and aerodynamic performance of the future aircraft. Based on the real aircraft wing, airfoil structures with morphing trailing edge was structurally analyzed, and morphing wing with wire-driven actuation mechanism was designed. Morphing wing prototype was manufactured using the ultra-anisotropic composites, and wind tunnel test was performed to demonstrate the driving of morphing under aerodynamic forces. Successful driving of morphing wing under 30m/s airstream was presented in this study. The present study successfully indicated a useful insight for the feasibility of morphing wing and establishment of design methodology of morphing wing.

研究分野：構造力学

キーワード：Morphing wing Composites

1. 研究開始当初の背景

世界における航空旅客輸送量は、今後 20 年間に於いて平均 5.0%の成長が見込まれ、2029 年には現在の 2.7 倍の旅客規模になり、また運航機材数に着目すると、2025 年迄に現在の約 2 倍になることが予測されている。そのため、環境への影響や石油燃料の高騰によって CO₂ 排出量の削減および低燃費化への要求が、航空機に対しても、今後、より一層高まる事は必至である。これまで、航空機の燃費向上技術として、先進空力技術による空力性能向上、高バイパス化によるエンジンの性能向上、複合材料の適用による構造重量の軽減などが採用されてきたが、それらの性能向上曲線の上昇率は鈍化しつつあり、現在以上の性能向上のためには大幅な技術革新が必要となっている。

このような背景の中で、航空機構造の形状を任意に変化させ、飛行性能や飛行特性を向上させる技術(モーフィング技術)が着目を集め、航空機の技術革新の一つの可能性として研究が盛んに試みられている。モーフィング技術を主翼等に適用することで、空力特性の向上、補助翼等の重量軽減、騒音低減など、航空機における空力性能の大幅な技術革新が期待され、また、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。しかしながら、このようなモーフィング構造には従来の翼構造と同様に、揚力等による主要な荷重を伝達し、形状を保持しながらも自由な変形が求められるなど、一見矛盾した性能が要求される。また、柔軟な構造を空力要求から決められる任意の形状に変形・保持するための駆動機構の実現も難しい。そのため、現状では空力性能の向上と重量軽減を同時に達成可能な方法は確立されておらず、モーフィング翼構造の実現は困難であり、実用化に向けた未だ多くの課題が残されていた。

2. 研究の目的

研究代表者は、上述の相反する要求に応えるモーフィング構造として、軽量複合材料を用いたコルゲート構造を、空力的に可変性が有効なコード方向の柔軟性と、構造強度的に求められるスパン方向の剛性を併せ持つモーフィング翼構造として利用することを提案してきた。軽量複合材を利用したコルゲート構造は、L 方向(剛な方向、波に直交方向)と T 方向(柔軟な方向、波方向)との剛性比が数 1000~10000 程度にも及ぶ超異方性を示し、曲げに強い L 方向を翼スパン方向に適用して揚力等の荷重を伝達し、柔軟な T 方向を翼弦方向に適用することで、曲げ変形や翼面積の増減が可能となると考えられる。

本研究では、翼構造のうち、補助翼部分を変形自在な可変翼構造とすることを旨とし、上述のコルゲート構造の実績を基に、モーフィング翼構造の設計及び駆動方法の確立を目指す。モーフィング変形を実現するため、力学モデル構築を行い、試作・特性評価を

じて妥当性を確認する。同時に、任意の形状変化を実現する駆動方式について、実機への搭載性や耐荷性が高い駆動技術の検討を実施する。最終的には、設計・試作するコルゲート型翼構造要素に対し、荷重試験・駆動試験等により、可変性能・損傷挙動・翼構造としての耐久性を評価し、モーフィング翼に必要な可変翼構造要素に関する設計技術に関する基盤を確立することを目指した。

3. 研究の方法

モーフィング翼の設計手法についての検討を実施するため、本研究では、具体的な翼型や構造を事前にある程度設定し、そのモーフィング翼を駆動するために構造解析を通じて目処を得た後、風洞模型を制作し、実証する方法を選択した。本来であれば、空気力学的など、変形させたい形状をや目標性能を目指して、モーフィング翼の駆動範囲や仕様を決定し、それを実現する構造を設計する必要はあるが、今回は、仕様をある程度事前に決定(つまり性能的に最適化はしていない)し、構造設計手法の基盤を確立するための検討を実施した。

4. 研究成果

本研究では、将来的にモーフィングを実機へ適用することを視野に入れ、モーターグライダー等に使用されている翼型 Wortmann FX63-137(最大翼厚 13.7%,キャンバー5.97%)を基準モデルとして採用した。模型の寸法は、実機のモーターグライダー(Diamond Aircraft 社 HK36)のエルロン部の主翼サイズを参考に、コード長 800mm、スパン 800mm(テーパーなし)とした。このサイズは、モーフィング部の駆動のためのアクチュエータを模型内部に収納する際に十分な大きさも確保できる。また、モーフィング部としては、図 1 に示すような翼模型の後縁部とし、68.75%chord 以降にコルゲート構造を使用し、モーフィング部を設けることとした。モーフィング部の上表面は全面に薄板を接着することで滑らかな表面を持たせることとした。

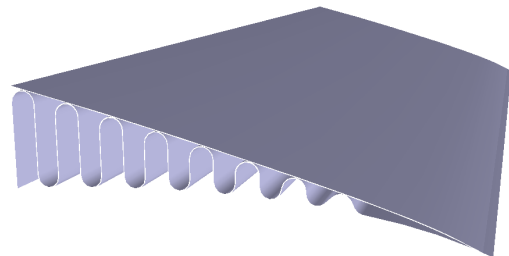


図 1 本研究で検討したモーフィング部

事前検討として、駆動機構の検討(ワイヤ駆動式、空気圧アクチュエータなど)を行ったが、ワイヤ張力を使用した駆動方式を選定した。ワイヤは一端をコルゲート構造の後縁部付近に接着し、コルゲート構造の翼下面付近を貫通させて翼本体部分前方まで延ばし、

そのワイヤの一端を翼内部に搭載したサーボモータにより巻き取ることで、ワイヤ張力によりモーフィング部が下方へ曲がる仕組みとした(図2)



図2 モーフィング翼駆動方式

モーフィング部の構造・駆動機構によって得られる変形形状、及びワイヤ張力や必要巻き取り長さについて検討するため、有限要素解析により、モーフィング中の応力・変形解析を行った。スパン方向には一定の形状であるため、翼型断面において梁要素を用いた2次元モデルで構造解析を実施した。モデルではワイヤはコルゲート構造を貫通させているため、翼厚方向にはコルゲート構造による変位の拘束があるが、ワイヤの軸方向には自由度をもつ。そのため、コルゲート構造にはワイヤと接触する部分に微小な梁要素を配置し、この微小梁要素とワイヤとの間に接触条件を設定した。ただし、ワイヤと微小梁要素の間の摩擦は無視した。ワイヤの前縁側の一端は翼厚方向変位を拘束し、(前縁向き)に荷重を与え、幾何学的非線形を考慮した増分解析を実施した。

解析例として、舵角 5、15、25deg でのモーフィング部の上面形状を図3に示す。これよりワイヤによるモーフィング部の駆動が可能であることが確認された。また、舵角とワイヤ巻き取り長さ、及びワイヤ張力との関係などを解析も出るより推定し、必要なモータ仕様に関する知見が得た。駆動中のモーフィング構造内の応力分布についても検討し、駆動中に破壊等が起こらないレベルであること(実際には空気力も作用することを想定し、十分に安全側であること)も確認した。尚、モーフィング部のコルゲート形状を変えることにより、変形形状を変えることが可能である。

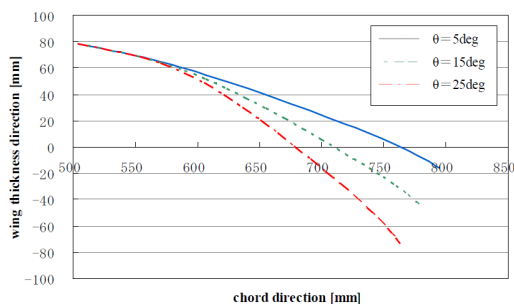


図3 モーフィング部の形状解析

以上を基に、モーフィング翼の試作・評価を実施した。翼本体部分には炭素繊維強化複合材料(CFRP)発泡コアサンドイッチ材を使用し、外皮肉厚約10mmの中空構造とすることで内部にモーフィング部駆動のための機

構を搭載可能とした。また、翼本体部分には20%chord位置に前桁、モーフィング部との境界部分に後桁を設置した。モーフィング部はCFRPで製作し、コルゲート構造の下面はプラスチックシートで覆った。モーフィング部駆動のため、前桁と後桁の間の空間にワイヤ巻き取り用のACサーボモータを設置した。モータの回転軸にはプーリを取り付け、モータを回転させることでプーリにワイヤが巻き取られ、モーフィング部が下側に変形する仕組みである。モータを逆回転させると、コルゲート構造および上面薄板の弾性力により形状が戻る。気流中において空気力が働く状況下では、空気力もこの形状復帰のために有効に働く。駆動機構は模型のスパン方向両端2カ所に設置した。

製作したモーフィング翼を使用し、風洞試験により駆動実証を実施した。特に、本研究で開発した翼後縁部をコルゲート構造として駆動機構を翼の内部に組み込んだモーフィング翼に関して、気流中で空気力を受ける状況下での駆動を実証することに主眼を置いた。

風洞試験は、JAXA調布航空宇宙センター飛行場分室内の2m×2m低速風洞にて実施した。型式は単帰回路ゲッチングン型であり、測定部寸法は幅2.0m×高さ2.0m×長さ4.0mである。風洞模型支持はストラット3本支持方式を使用した。模型内部に収納されているアクチュエータは、風洞の外から操作できるよう、配線を外に延ばし、風洞の外に設置した操作盤に接続した。模型には、前縁側の2本の支柱との接続部付近に穴を空け、そこから配線を模型の外へ出し、さらに配線は2本の支柱に沿わせて風洞の床まで下ろし、風洞の床に空いた穴から風洞の外へ出して操作盤に繋いだ。風洞試験の様子を図4に示す。

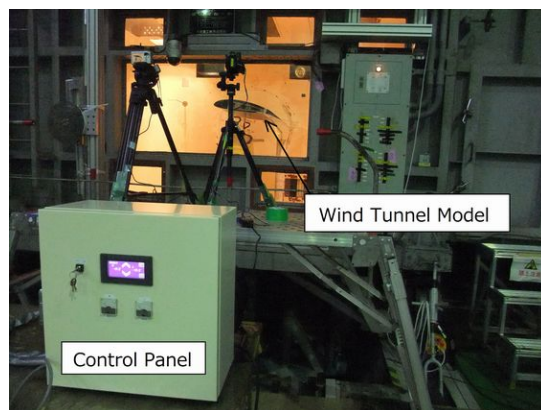


図4 風洞試験の様子

気流中での駆動を実証するため、一定風速の気流中において舵角を0deg~40degの間で往復させる試験を行った。モーフィング部の駆動は、風速V=10, 20, 30m/s(レイノルズ数はそれぞれ約 5×10^5 , 1×10^6 , 1.5×10^6 に対応する)においてスムーズに行うことができ、舵角制御も問題なく行えることを確認した。図5にV=30m/sにおける駆動実証の様

子を示す。V=30m/s においても約 5deg/s 以上で駆動できることが確認された。

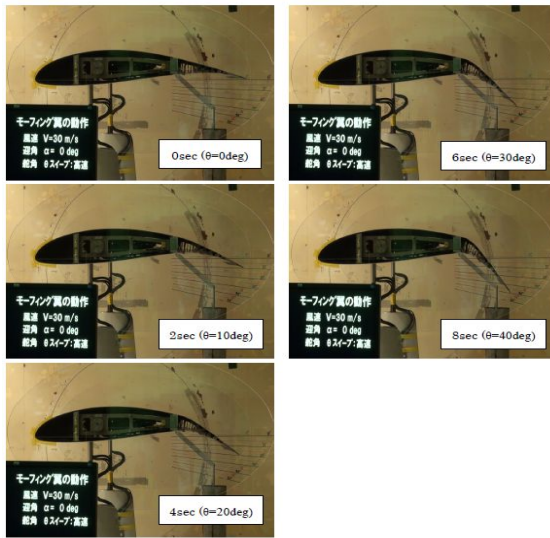


図5 V=30m/s の気流中における駆動の様子

本研究では後縁部にコルゲート構造を使用したモーフィング翼に関して、ワイヤとサーボモータを用いた駆動を選定しにより、モーフィング翼を実現する一手法を提示した。非線形有限要素解析を用いて、モーフィング翼の駆動解析を行い、構造的な実現可能性を検討した。また、翼の内部に駆動機構を収納したモーフィング翼模型を製作し、風速 10 ~ 30m/s ($Re=5 \times 10^5 \sim 1.5 \times 10^6$) の気流中で空気力が働く状況下での駆動を実証した。今回の試作・実証プロセスにより、モーフィング構造に関する設計基盤が得られた。

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕(計 1 件)

T. Yokozeki, A. Sugiura, Y. Hirano, "Development of variable camber morphing airfoil using corrugated structure", Journal of Aircraft, Vol.51(3), 2014, PP.1023-1029.(査読有)

〔学会発表〕(計 3 件)

横関智弘、杉浦綾、平野義鎮、「コルゲート構造を利用したモーフィング翼の試作と評価」、第 55 回構造強度に関する講演会、室蘭、2013 年 8 月 8 日、pp162-164.
T. Yokozeki, A. Sugiura, Y. Hirano, "Development and wind tunnel test of variable camber morphing wing", In Proceedings of AIAA Science and Technology Forum and Exposition 2014: 22nd AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference, National Harbor, USA, January 16, 2014 (AIAA Paper 2014-1261)

横関智弘、高橋弘樹、平野義鎮、「コルゲート構造を利用したモーフィング翼の開発と実証」、第 46 回日本航空宇宙学会年会講演会、東京、2015 年 4 月 16 日、A-07。

6. 研究組織

(1) 研究代表者

横関 智弘 (YOKOZEKI, Tomohiro)
東京大学大学院工学系研究科・准教授
研究者番号：50399549