T2R2 東京科学大学 リサーチリポジトリ Science Tokyo Research Repository

論文 / 著書情報 Article / Book Information

論題(和文)	タフで柔軟な八チドリ規範型羽ばたき翼の製作
Title(English)	Fabrication of tough and flexible hummingbird-inspired flapping wings
著者(和文)	
Authors(English)	Hidetaka Kamimura, Hiroto Tanaka
出典(和文)	第41回エアロ・アクアバイオメカニズム学会講演会資料, , pp. 3-4
Citation(English)	, , pp. 3-4
 発行日 / Pub. date	2020, 3

タフで柔軟なハチドリ規範型羽ばたき翼の製作

Fabrication of tough and flexible hummingbird-inspired flapping wings

〇上村英隆, (正)田中博人 (東工大)

Hidetaka KAMIMURA

Hiroto TANAKA, Tokyo Institute of Technology, 2-12-1, Ookayama, Meguro-ku, Tokyo

The goal is to achieve tough and flexible hummingbird-inspired flapping wings. Wing shafts, which are rod-shaped support structure that supports the wing, were made of polymer, and the bone which is the base of wing shafts was made of CFRP. We propose a method for fabricating artificial wings by micro laser processing and hot press lamination. Artificial wing shafts were designed based on the bending stiffness of the real hummingbird wing shafts. The width of the wing shafts was continuously decreased toward the tip, and the thickness was tapered stepwise. As a result, the bending rigidity of the wing shafts successfully mimicked that of real feathers.

Key Words: Humming bird, Flexible wing, Bending stiffness, Heat press bonding

1. 緒言

高い飛行性能を持ちホバリングを得意とするハチドリは、 柔軟な翼を大きな迎え角で羽ばたかせる.柔軟な翼は、物体 との接触時に翼が受動的に変形して破壊を防ぐ「タフさ」を 持つと考えられる.したがって、柔軟で大きな揚力を生み出 す翼の製作を実現することができれば、様々な環境で使用可 能なハチドリ規範型羽ばたき飛行ロボットを実現できる可 能性がある.しかし、ハチドリ翼の曲げ剛性分布を模倣した 従来の人工翼では細く切り出した CFRP(炭素繊維強化樹脂) を支持構造材料として使用しているため、大変形時に壊れて しまい、タフさは備わっていなかった⁽¹⁾.そこで本研究では、 翼の支持構造に翼膜と同じ樹脂材料を用いる制作方法を考 案し、ハチドリ翼の曲げ剛性分布を模倣したタフで柔軟な翼 を製作した.製作した翼の支持構造の片持ち梁曲げ試験を行 い、ハチドリ翼の曲げ剛性模倣を評価した.

2. 設計と製作

2-1 材料と設計 模倣するハチドリの曲げ剛性として, チャ ムネエメラルドハチドリの羽軸の曲げ剛性計測値を使用し た(図 1)⁽¹⁾.人工翼は,羽軸を模した棒状の支持構造と支 持構造の基部,および翼膜で構成される.支持構造を先端に 行くほど先細りにすることで,曲げ剛性模倣を実現する.支 持構造と翼膜の材料として高い靭性を持つポリイミドを選 定した.支持構造は厚さ50 µm のポリイミドフィルムを積層 して製作し,翼膜には厚さ12.5 µm のポリイミドフィルムを 使用した.フィルム同士の接着には厚さ13 µm の B ステー ジ型変性アクリル接着剤シートを使用した.基部にはポリイ ミドフィルムの上に厚さ50 µm の CFRP 板を重ねた.人工 翼の支持構造には前縁から順に F1, F2, F3 のように番号を付



Fig. 1 Bending stiffness of faether shafts of an Amazilia hummingbird ⁽¹⁾.

けた. 各支持構造は、実際の羽軸の 1.5 本分(F1,2) ないし 2 本分(F3-8) を合計した曲げ剛性を持つように幅 b(x)を設 計した(図2).xは端点からの距離である.製作中の強度を 保つため,幅 b の下限値を 100 µm とした. 各支持構造の先 端の位置は、ハチドリの羽軸の先端位置に基づいて決定した (2). 曲げ剛性を模倣するため、支持構造の幅は曲線的にテー パをつけ、さらに厚さはポリイミドフィルムの積層枚数に よって段階的に変えた.これらにより先端に行くほど幅は連 続的に、厚さは段階的に先細りになるようにした. 最も薄い 箇所のポリイミドフィルムの積層枚数を2枚とし,最も厚い 箇所で7枚とした.段はポリイミドフィルム1枚ごとにつ け、計6段とした(図3).羽軸の幅と厚さは、各積層枚数 の部分で幅と厚さが同じ断面を通るよう,設計を行った. 2-2 製作方法 翼モデルは微細レーザ加工とフィルムの積 層を組み合わせることで製作した.積層は、微細レーザ加工 機で平面形を切り出した各層のポリイミドフィルムを,熱可 塑性接着フィルムを介して熱プレスすることで実現した(3). プレス圧は 400 kPa, プレス時間は 1 時間, プレス温度は 190 ℃である. 最後にレーザ加工により支持構造の形状を切 り出し, 翼膜を接着してから全体を切り出し CFRP の基部を 上から重ねるという流れで製作した (図 4). 製作した翼モデ ルを図5に示す.



Fig. 3 Number of layers of artificial feather shafts Multi-stage taper design.



Fig. 4 Process flow.

3. 積層したポリイミドフィルムのタフさ評価

積層したポリイミドフィルムのタフさをCFRPと比較する. 曲げ剛性が等しいポリイミド試験片とCFRP 試験片を用意し、 3 点曲げ試験を行った.ポリイミド試験片は厚さ 50 µm のポ リイミドフィルムを4枚積層して製作し、CFRP 試験片は厚 さ 50 µm の CFRP 板から微細レーザ加工で切り出して製作 した. 使用したポリイミド試験片の幅は 10.6 mm, CFRP 試 験片の幅は 2.0 mm である. 3 点曲げ試験を行う試験機とし て引張圧縮試験機を使用した. 試験片を支える支持間距離は 10 mm に固定した. 支持部に試験片を乗せ, 上部から冶具を 降下させて冶具に加わった荷重をロードセルで読み取るこ とで計測した. 冶具は支持部の中間に位置するよう調整した. 3 点曲げ試験により得られた変位-力線図を図 6 に示す.青 線はポリイミド試験片,赤線が CFRP 試験片の結果である. 矢印で示した箇所で CFRP 試験片の試験力が急激に減少して いる.これは CFRP 試験片が破断したためである.一方でポ リイミド試験片は破断することなく変形している. これより 積層したポリイミドフィルムが CFRP に比ベタフであること が分かった.

5. 結言

微細レーザ加工と熱プレス積層を用いて,支持構造であ る羽軸がポリマー製であり3次元形状であるハチドリ模倣 柔軟翼を製作した.フィルムを積層,接着することで,羽軸 が先端に行くほど幅は連続的に、厚さは段階的に先細りにな るようにした.また製作した翼モデルについて,片持ち曲げ 試験によって曲げ剛性を計測し,最先端を除くすべての範囲 で曲げ剛性模倣ができていることを確認した.

参考文献

- (1) A. Kawahara et al., Fabrication of a Hummingbird-mimetic Flexible Flapping Wings, in 30th 2019 International Symposium on Micro-Nano Mechatronics and Human Science (MHS 2019), (2019), pp. 138-140.
- (2) M. Maeda et al., Quantifying the dynamic wing morphing of hovering hummingbird, R. Soc. Open Sci., Vol. 4, No. 9 (2017), 170307.
- (3) J. P. Whitney et al., Pop-up book MEMS, J. Micromechanics Microengineering, Vol. 21, No. 1 (2011), 115021.



Fig. 5 Wing model.



Fig. 6 Three-point bending test.

