

UAVのためのリブ・スキン一体 CFRP 翼の構造最適化

Structural optimization of rib-skin integrated CFRP wing for UAV

知能機械システム工学コース

先端機械・航空材料工学研究室 1225039 豊見山 敬樹

1. 緒言

近年、災害時の緊急支援や観測などへの小型 UAV (無人機) の災害対応への活用が注目されている。UAV は大小様々なものが実用化されており、大型の UAV の翼は航空機と同じ構造がとられている。一方、小型 UAV は重量が小さく、低速で飛行する場合、スキンに CFRP を適用するだけでも十分な強度になる。しかし、軍用など一部の用途を除いて翼の CFRP 化等の研究開発はあまりおこなわれていない。災害支援への適用を考えると、大きな揚力に耐え得る強度が必要であるが、従来の設計、製作方法では材料のコストが上がり、組み立ても容易ではないため、市町村単位で所持することが難しくなる。そこで、リブをストリングに置き換え、スキンと一体化した翼構造を提案する。これにより成形、組み立てコストも減らすことができる。本研究では流体解析および構造解析によって得られた CFRP 翼の翼重量、翼端たわみ、翼厚変形の応答曲面を作成し、多目的最適化を行った。

2. 解析

2.1 解析モデル

先行研究で用いた解析モデルを図 1 に示す。このモデルは(有)サーマル工房 Urban グライダーの主翼を 1.5 倍したモデルとなっており、翼根の翼厚は 34.5mm である。本研究では、ペイロードを含む機体重量 28kg、定常飛行時、最大対気速度 120km/h、更に悪天候時の最大瞬間対気速度 208km/h にも耐え得る翼の設計を目指した。流体解析から圧力分布を求め、次にそれを用いて構造解析を行い、翼の重量、翼端たわみ、翼型の変形量を算出した。

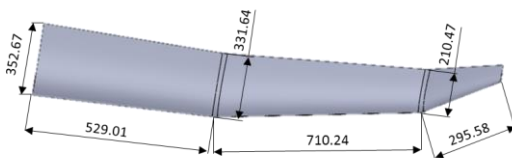


Fig. 1 Dimension of wing (Unit : mm)

2.2 流体解析

流体解析の翼弦長 l に対して x 方向 $80l$ 、 y 方向 $80l$ 、 z 方向 $50l$ 、計算領域界面からの翼弦前縁までの距離は x 方向 $40l$ 、 y 方向 $40l$ 、 z 方向 $0l$ であり、片翼のみの計算を行なった。飛行高度を sea Level で想定し、空気密度 1.162kg/mm^3 、動粘性 $15.52\text{m}^2/\text{s}$ とし、差分法により非圧縮解析を行った。

解析には汎用ソフトウェアである Abaqus/CFD を用いた。乱流モデルには航空機の解析でよく用いられる Spalart-Allmaras を使用した。境界条件は流入面に x 方向 63.3m/s 、 y

方向 1.55m/s を与え、流出面に圧力 0 を与えた。翼表面には壁面上での流体速度を 0 とするすべりなしを与え、その他の面には流入面と同じ様流を与えた。そのときの翼面圧力分布を求めた。

2.3 構造解析

作成した翼モデルに対し、0.4mm 厚の CFRP を適用してリブ方向に 0.2mm 厚、1~5mm 角のハット型補強材をそれぞれ 4,6,8,10,12,24,48 本入れたモデルに対して構造解析を行った。補強材の配置の位置は、翼を z 方向に等分に分けた位置に入れた。境界条件として、翼根元を変位、回転共に 0 とし、翼面に重力加速度として 9.8m/s^2 と流体解析から得られて圧力分布を翼表面に与えた。構造解析に使用した CFRP の物性値を表 1 に示す。

Table 1 Material Properties of CFRP

E_1 (GPa)	E_2 (GPa)	E_3 (GPa)	ν_{12}	ν_{13}
67.4	52.9	10	0.096	0.3
ν_{23}	G_{12} (GPa)	G_{13} (GPa)	G_{23} (GPa)	ρ (g/cm ³)
0.3	3.89	3.89	2	1.37

2.4 最適化手法

本研究では、補強材の本数 ($n=4,6,8,10,12,24,48$)、サイズ ($h=1,2,3,4,5$)、を設計変数とし、総当たりで解析を行い、それぞれのサンプルで翼重量 fw 、翼端たわみ ft 、翼型変形量 fs の応答を求めた。ここで翼厚変形量は変形前に同じ (x,z) 座標を持つ上下面の y 方向変位量の差から求められ、その最大値の絶対値を fs とした。この時、翼根から 1 つめの折り目で座屈が生じたため、上反角が変わっていたため、2 つめの折れ目の座屈の影響の無い範囲の翼厚変形量を計算では用いた。

2 次曲面を解析結果に当てはめて、設計変数の関数として目的変数 fw 、 ft 、 fs の応答曲面を求めた。このとき、 $n < 10$ 、 $h=1$ では座屈により非線形性が非常に強かったので設計変数範囲として $10 \leq n \leq 48$ 、 $2 \leq h \leq 5$ とした。設計変数範囲での目的変数の中央値の fw_0 、 ft_0 、 fs_0 を用いて目的変数の応答値を正規化し、それらを組み合わせる 2 種類の目的関数を以下のように作成した。

$$\begin{aligned} OBJ1 &= \frac{fw}{fw_0} a + \frac{ft}{ft_0} (1-a) \\ OBJ2 &= \frac{fw}{fw_0} a + \frac{fs}{fs_0} (1-a) \end{aligned} \quad (1)$$

ここで、 a は重み関数であり、0-1 の範囲で掃引して目的関数を最小化する設計変数を求めることでパレート解を求めた。

なお、翼端たわみ ft と翼型変形量 fs の応答は互いに似た傾向を示したため、3目的の最適化は行なわなかった。

3. 結果および考察

3.1 翼の変形

図2に5mm角の補強材を24本入れた翼の解析前と解析後の翼断面の様子を示す。翼の上反角が変わる $z=630$ の位置で、いずれのパターンにおいても、翼断面がつぶれるような変形をした。これは、翼のたわみによる局所座屈が生じたためであると考えられる。図3に解析前、解析後の翼断面の様子を示す。いずれのパターンにおいても、翼のたわみによる局所座屈以外の翼型の大きな変形は見られなかった。また、リブなしの構造でも翼のねじれは見られなかった。

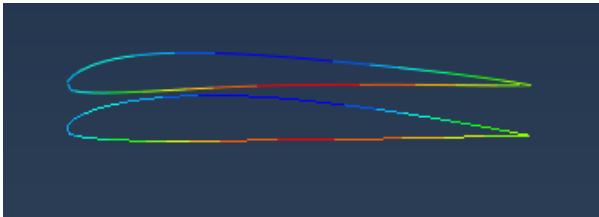


Fig.2 Wing before and after analysis ($z = 630, n = 24, h = 5$)

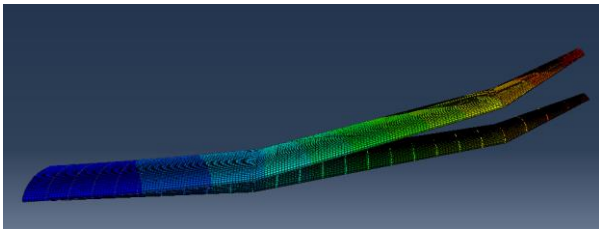


Fig.3 Wing after analysis ($n = 24, h = 5$)

3.2 目的関数の応答

図4に片翼重量の応答を示す。補強材の本数および断面積をそれぞれ大きくすればするほど重量増加が見られた。例えば、5mm角、48本ではスキンのみの480gと比較しても約3割の増加が見られたが、両翼での重量増加は280gと想定機体重量20kgと比較してもそれほど大きな値ではないと考える。

図5に翼端たわみの応答を示す。補強材のサイズと本数を増やせば増やすほど断面の歪みが小さくなって実質的に剛性が増加し翼端たわみが小さくなる事が分かる。設計変数範囲での応答の変化は150~300mmとなったが、片翼長が約1500mmであるため、300mmの翼端たわみは想定内といえる。

図6に最大翼厚変形量の応答を示す。全ての応答において、補強材の本数よりも補強材のサイズが翼厚変形に大きく効くことが分かった。補強材の効果が小さいときの翼厚変形量は58mmとなっており、元の翼厚34.5mmよりも大きくなった。これは、折り目で局所座屈が生じた影響であるため、座屈が生じない工夫をする必要がある。本研究の意図する、リブによる翼型変形の抑制の評価には不適當である。そこで、上反角の変わり目に部分的にスキンを厚くすることで局所座屈を防ぐ前提で $z = 1000 \sim 1300$ 付近での翼厚変形量を調べた。図7に1000~1300における最大翼厚変形量の応答を示す。図より補強材のサイズが1mmの時は翼厚変形が非常に大きい、2mm以上では翼厚変形量が5mm以下に抑えることが出来ることが分かる。また、8本以上の補強では本数の増加に伴い、変形を抑えることができ、4mmかつ12本以上では翼型の変形を1mm以下に抑えることが分かった。

以上から、最適解を求めるための設計変数範囲として、補強材サイズ2-5mm、本数10-48本を用いることにした。

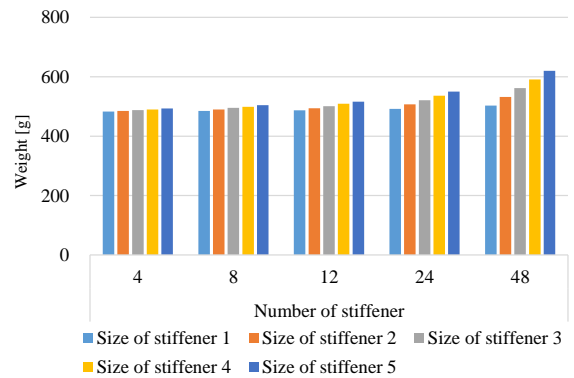


Fig.4 Relationship between weight and stiffener size and number

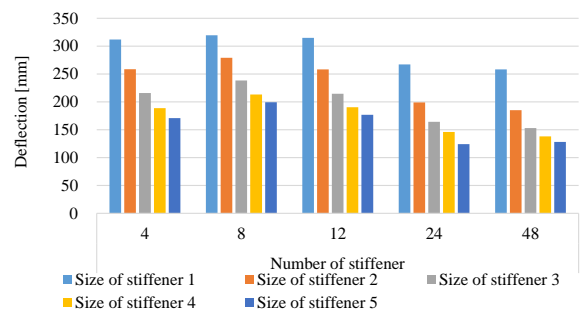


Fig.5 Relationship between wing tip deflection and stiffener size and number

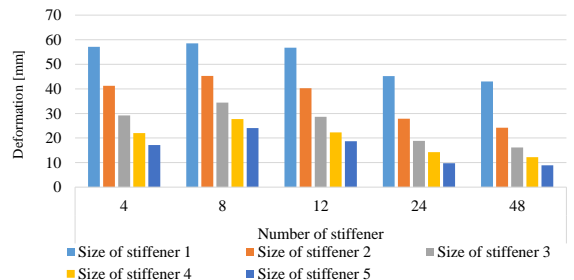


Fig.6 Relationship between Thickness deformation and stiffener size and number

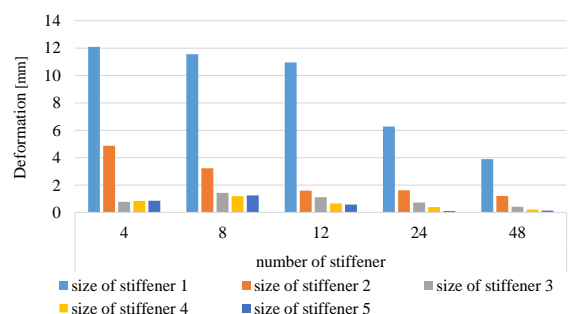
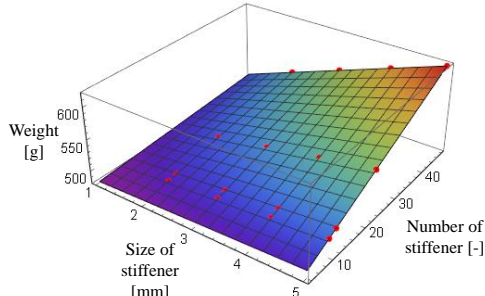


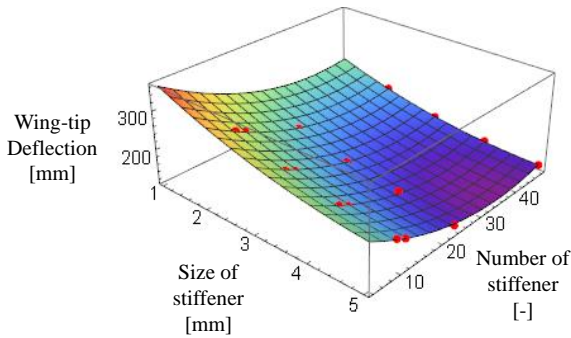
Fig.7 Relationship between Thickness deformations ($z=1000-1300mm$) and stiffener size and number

3.2 多目的最適化

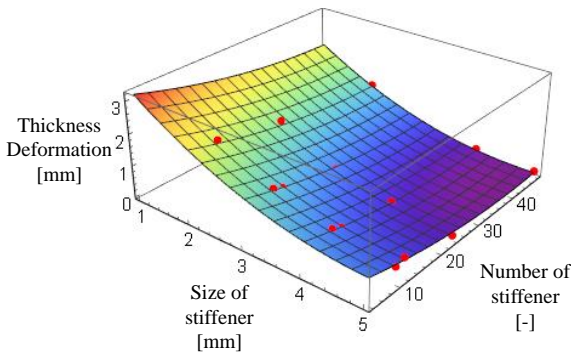
図8に片翼重量、翼端たわみ、翼厚変形の応答から計算した応答曲面を示す。図より、片翼重量と他の2つの応答曲面の振る舞いは互いにトレードオフの関係にあることが分かった。また、翼端たわみと翼厚変形の応答曲面が似ているため、翼重量と翼端たわみ、翼重量と翼厚変形をそれぞれ組み合わせ多目的最適化を行なった。



(a) Response surface of weight



(b) Response surface of wing-tip deflection



(c) Response surface of wing-tip deflection

Fig.8 Response surfaces of weight, wing-tip deflection and thickness deformation

図9にOBJ1の多目的関数から得られたパレート解を示す。図より翼重量と翼端たわみは互いにトレードオフの関係であることが分かる。重量が中間付近の値を取る解(リブの無い場合と比較して翼重量が12%増加する場合に相当)を最適解と選ぶと、 $fw=540g$ 付近の解となる。このときの重み、補強材のサイズ、補強材の本数はそれぞれ $a = 0.8, h = 4.4, n = 26$ であった。重量と翼厚変形の応答を図10に示す。図9と図10から最小の翼端たわみを与える解は最小の翼厚変形を与えることも分かった。パレート解について設計変数である補強材の本数を横軸に、サイズを縦軸にとったグラフを図11に示す。これにより、10-36本まで変化することが分かる。

しかし、22本より小さい場合は全て10本であり、この時の翼端たわみは194mm以上となった。より、設計変数は必要となる補強材の本数は22本以上、補強材のサイズは4mm以上を選択すればよいことがわかる。

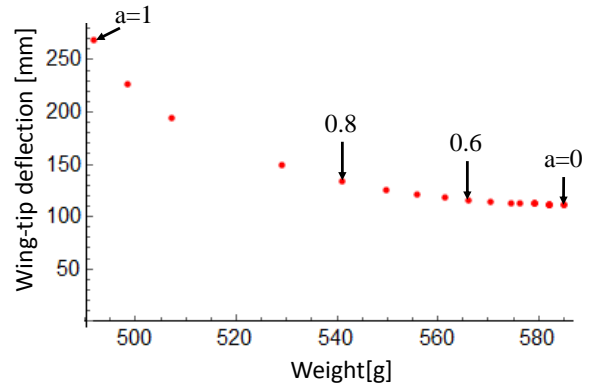


Fig.9 Pareto solutions obtained by multi-objective optimization (OBJ1)

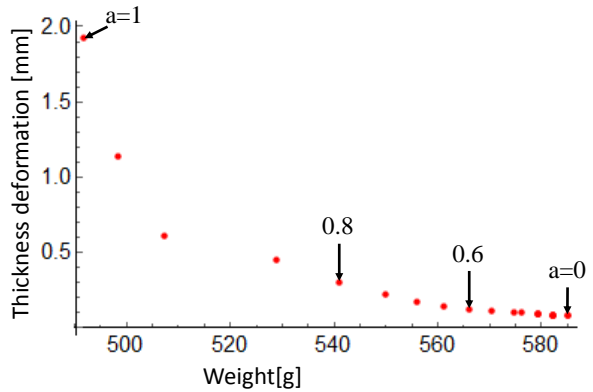


Fig.10 Relationship between weight and thickness deformation for Pareto solutions (OBJ1)

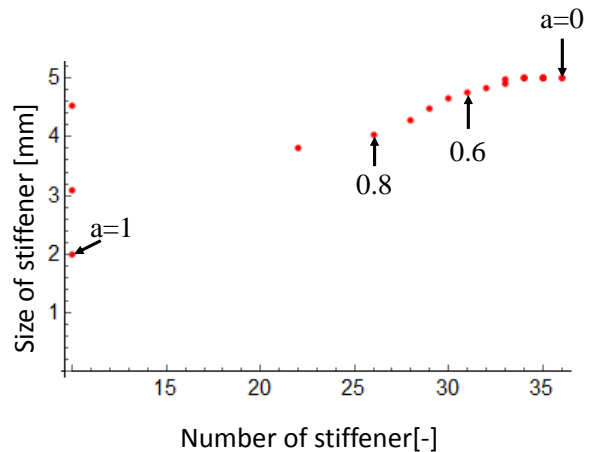


Fig.11 Relationship between size and number of stiffeners for Pareto solutions (OBJ1)

図12にOBJ2から得られたパレート解を示す。図より翼重量と翼厚変形量は互いにトレードオフであることが分かる。重量が中心付近の値を取る解を最適解と選ぶと $fw=540g$ 付近の解であり重み、補強材のサイズ、補強材の本数はそれぞれ、 $a = 0.8, h = 4.6, n = 23$ であった。設計変数である補強材の本数を横軸に、補強材のサイズを縦軸にとってパレート

解を描いたものを図 13 に示す. このときの最適な本数は 10-41 本まで変化するが, 最適な補強材サイズは 4.6-5mm と変化が小さいことがわかった. また, 翼厚変形を 0.5mm 以内に抑えたい場合は本数を 15 本以上にすればよいことがわかる.

以上から重量と翼厚変形, 翼端たわみを抑える最適な設計パラメータは $h = 4.6, n = 23$ であることが分かった.

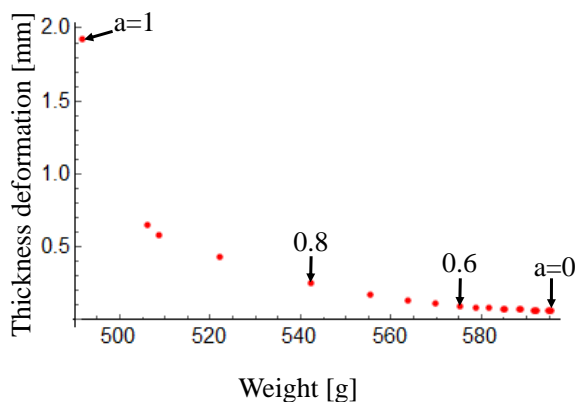


Fig.12 Pareto solutions obtained by multi-objective optimization (OBJ2)

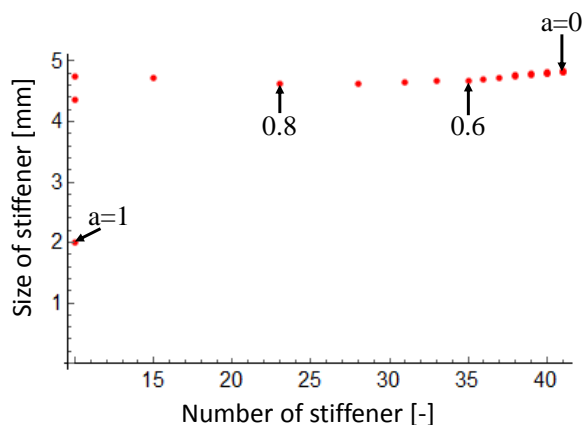


Fig.13 Relationship between size and number of stiffeners for Pareto solutions (OBJ2)

4. 結言

本研究では, 強風でも運用可能な小型 UAV 用の低コスト・リブ一体成形 CFRP 翼の実現を目的として, 補強材のサイズおよび配置の最適化を検討した. その結果, 今回想定した最大瞬間対気速度 208km/h, 翼長 3m の機体では, 高さおよび幅が 4.6mm 以上のハット型補強材 23 本をリブの代わりとして用いることでリブの無い場合と比較して翼重量が 12.5% 増加するが, 翼厚変形と翼端たわみを十分な許容範囲に収めることが可能であることが分かった.

今回用いたモデルでは折れ目で座屈が生じたので, 今後は座屈を起こさない翼デザインを行なうか, 折れ目のみにリブを導入し, 座屈を起こさないモデルについて最適化を行ないたい. また, スパーを導入した場合についても検討を行ないたい.

文献

- (1) 鷺森友和, " 小型 UAV 翼の最適化設計", 高知工科大学 2017 年度修士学位論文 (2018)
- (2) 松尾裕一, ながれ, 35, pp. 2367-245 (2016)