

# 小型 UAV 翼の最適設計

## Optimum design of small UAV

知能機械システム工学コース

機能性材料工学研究室 1205041 鷲森 友和

### 1. 緒言

現在災害時の緊急支援などで、UAV の適用が注目されている。UAV は現在大小様々なものが実用化されており、大型のものについては、航空機と同じ構造がとられている。しかし小型であれば、重量が小さく、また低速で飛行する場合には、スキンに CFRP を適用するだけでも十分な強度になるため、軍事用など、一部の用途を除いては、翼の CFRP 化等の研究開発はあまり行われていない。しかし災害時では、大きな揚力に耐える強度が必要となり、また従来の方で設計、成形するとコストも上がるので、市町村単位での所持は難しくなる。そこで、リブをストリングとして配置したスキンを一体成形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、補強材の本数、サイズ、配置が CFRP 翼の重量、変形、剛性に与える影響を明らかにするために、CFD および、FEM 解析を行った。

### 2. 解析

#### 2.1 解析モデル

本研究で使用した翼の寸法を図 1 に示す。このモデルは、グライダー((有)サーマル工房 Urban)の主翼を 1.5 倍大きくしたものであり、翼根の翼厚は 34.5mm である。本研究では、定常飛行時、最大対気速度 120km/h、ペイロードを含む機体重量 20kg、さら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。まず CFD 解析を行って翼に加わる圧力分布を求め、次にそれを用いて、構造解析を行った。

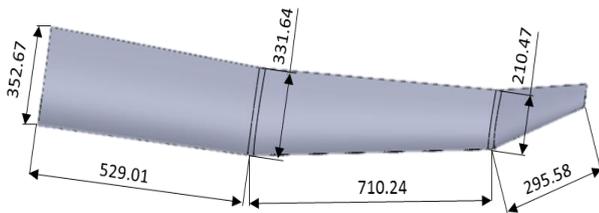


Fig.1 Dimension of wing (Unit : mm)

#### 2.2 CFD 解析

流体解析での計算領域は、翼根の翼弦長  $l$  に対して  $x$  方向  $80l$ 、 $y$  方向  $80l$ 、 $z$  方向  $50l$ 、計算領域境界面から翼根の前縁までの距離は、 $x$  方向  $40l$ 、 $y$  方向  $40l$ 、 $z$  方向  $0l$  であり、片翼のみの計算を行った。飛行高度を Sea Level で想定して、空気密度  $1.162\text{kg}/\text{mm}^3$ 、動粘性  $15.52 \times 10^{-6}\text{m}^2/\text{s}$  とした。また差分法により非圧縮解析を行った。解析には、汎用ソフトウェアの 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ている Spalart-Allmaras を使用した。境界条件は、流入面に  $x$  方向  $63.3\text{m}/\text{s}$ 、 $y$  方向に  $1.55\text{m}/\text{s}$  を与え、流出面には、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一様流を与えた。そして、初期条件として、流入面と同じ一様流を与え、動粘性を  $6.088\text{E}-8$  とした。0.97 秒で定常状態に収束したため計算を打ち切り、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て、0.4mm 厚の CFRP を適用して、リブ方向に 0.2mm 厚、1~5mm 角の補強材をそれぞれ、4、6、8、10、12 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。それぞれの位置を表 1 に示す。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、 $9.8\text{m}/\text{s}^2$  と CFD 解析により得た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 2 に示す。

Table.1 Stringer position

Number	Stringer position[mm]
4	315, 630, 945, 1260
8	175, 350, 525, 700, 875, 1050, 1225, 1400
12	121, 242, 363, 484, 605, 726, 847, 968, 1089, 1210, 1331, 1452
24	63, 126, 189, 252, 315, 378, 441, 504, 567, 630, 693, 756, 819, 882, 945, 1008, 1071, 1134, 1197, 1260, 1323, 1386, 1449, 1512
48	32, 64, 96, 129, 161, 193, 225, 257, 289, 321, 354, 386, 418, 450, 482, 514, 546, 579, 611, 643, 675, 707, 739, 771, 804, 836, 868, 900, 932, 964, 996, 1028, 1061, 1093, 1125, 1157, 1189, 1221, 1253, 1286, 1318, 1350

Table.2 Material Properties of CFRP

$E_1$ (GPa)	$E_2$ (GPa)	$E_3$ (GPa)	$\nu_{12}$	$\nu_{13}$
67.4	52.9	10	0.096	0.3
$\nu_{23}$	$G_{12}$ (GPa)	$G_{13}$ (GPa)	$G_{23}$ (GPa)	$\rho$ (g/cm <sup>3</sup> )
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 ( $n=4, 8, 12, 24, 48$ ) とサイズ ( $h=1, 2, 3, 4, 5$ ) を設計変数とし、5 水準のサンプルで、総当たりで解析を行い、それぞれのサンプルで、翼重量、翼型の変形量そして翼端たわみの応答を求めた。そして、求めた応答から、どの設計変数が各応答に大きくに関与するかを調べた。翼型の変形量については、翼根から一折れ目を A、上反角が変わってからの二折れ目を B とし、A、B の翼上面、下面それぞれで、次の手順で求めた。解析前の前縁、後縁の  $x, z$  座標と解析後の前縁、後縁の  $x, y$  座標、 $U2$ (解析前と解析後の  $y$  方向変位) から、任意の位置での、コード長のたわみによる変位を出す。次に翼表面の  $y$  方向変位とコード長のたわみによる変位の差の絶対値をとり、A、B の翼上面、下面の

最大値を各サンプルの翼型の変形量とした。

### 3. 結果および考察

#### 3.1 解析結果

図 2 に 5 mm 角の補強材を 24 本入れた翼の解析前、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だと考えられる。次に図 4 に解析前後の翼全体の様子を示す。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、スパーなしの構造でも翼のねじりは、ほぼ見られなかった。



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

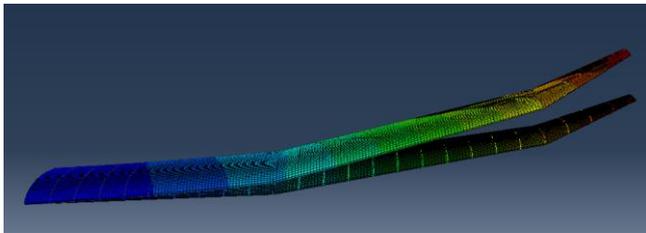


Fig.3 Wing after analysis ( $n = 24, h = 5$ )

#### 3.2 応答結果

次に図 4 に翼型の変形量を示す。すべての応答において、補強材の本数よりも、補強材のサイズが翼型の変形量には、大きく効いてくることが分かった。補強材の本数が 24 本と 48 本の応答を比べると、補強材サイズが大きくなるにつれて、翼型の変形量の差が、ごくわずかになっていることが分かる。このことから、補強材の本数が 24 本付近に、翼型の変形量の最小値があると考えられる。また、補強材の本数 4、8 本の応答を比べると、4 本の応答のほうが翼型の変形を抑えていることが分かる。このことから、補強材の配置も翼型の変形量に効いてくると考えられる。

次に図 5 に翼端のたわみの応答を示す。翼端たわみの応答結果も、翼型の変形量の応答結果と同じような挙動を示した。これは、翼のたわみによる局所座屈が、翼型の変形に大きく影響を与えるためであると考えられる。また、補強材を 4 本入れた時と 8 本入れた時の応答を比べると、翼型の変形量と同様に、4 本の応答の方が、翼端たわみを抑えていることが分かった。このことから、翼端たわみにも、補強材を入れる配置が影響することが分かった。

翼型の変形量、翼端たわみともに、リブ方向の補強材だけでは、ある一定以上は抑えることができないことが分かった。より翼型の変形量を抑える場合は、スキンを厚くして、剛性を上げるか、スパー方向に補強材を入れる必要があると考える。

次に図 6 に片翼重量の応答を示す。補強材の本数及び、断面積をそれぞれ大きくすればするほど、重量の増加が見られる。しかし、翼型の変形量、翼端たわみ、共に最も小さかった、5 mm 角の補強材を 24 本入れた応答と、最も軽量な 1 mm 角の補強材を 4 本入れた応答を比べると、重量増加は、両翼で

134g となり、想定機体重量 20 kg に対して、重量の増加にはあまり影響しないことがわかる。

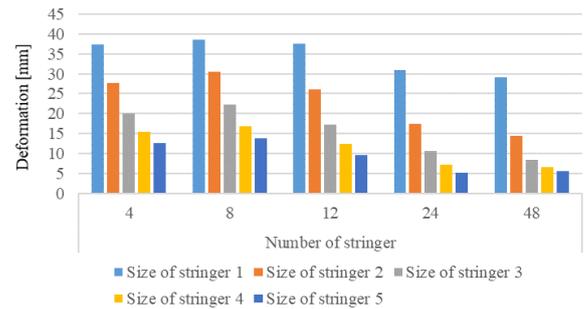


Fig.4 Relationship between wing deformation and stringer size and number

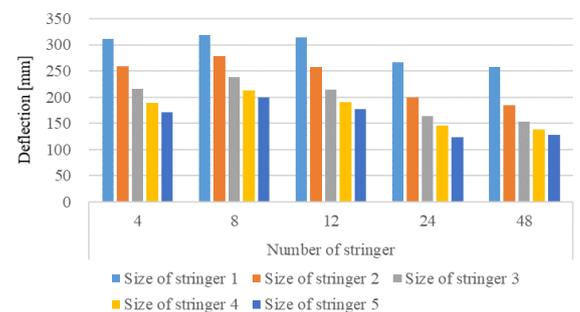


Fig.5 Relationship between wing tip deflection and stringer size and number

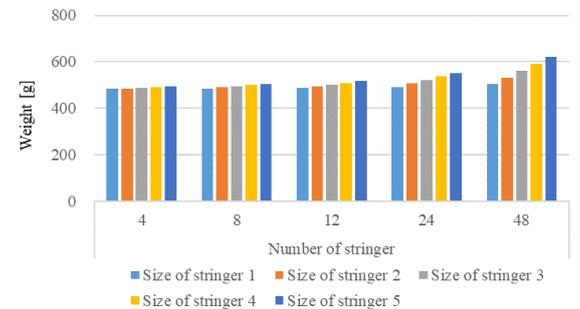


Fig.6 Relationship between weight and stringer size and number

### 4. 結言

本研究では、CFD 解析により圧力分布を求め、求めた圧力分布を構造解析にかけ、補強材のサイズと本数を設計変数とした 5 水準のサンプルで、翼重量、翼型の変形量そして、翼のたわみの応答を求め、各設計変数がそれぞれの応答に、どのように影響を及ぼすのかを調べた。その結果、補強材の本数、サイズの増加は重量増加にはつながるものの、大きな影響を及ぼさないことが分かった。また、翼型の変形量と翼端たわみともに、同じような応答を示し、今回のサンプルでは、5 mm 角の補強材を 24 本入れた応答が翼型の変形量、翼端たわみともに、最小値をとった。そして、翼のたわみによる局所座屈で翼型が大きく変形するため、翼のたわみを抑えることが、重要であると考えられる。翼型の変形量、翼端たわみともに、リブ方向の補強材だけでは、ある一定以上は抑えることができないことが分かった。より翼型の変形量を抑える場合は、スキンを厚くして、剛性を上げるか、スパー方向に補強材を入れる必要があると考える。