

VaRTM 法による CFRP 翼の一体成形補強形状に関する検討

Study on stiffener shape of CFRP wings integrally molded by VaRTM

システム工学群

機能性材料工学研究室 1190176 吉本 禎輝

1. 緒言

近年、小型の UAV が災害の救援活動に使用されることに注目を集めている。小型 UAV は機体重量が大きいいためスパーやリブといった補強材を入れる必要があまりない。しかし、翼のスキンだけでは飛行時の圧力に耐え切れないため最小限の補強は必要である。補強材と翼のスキンを一体で成形することができれば、翼の部品数を削減することができるため、軽量かつ低コストの翼を作製できると考えた。

先行研究では図 1 に示す治具を用いてストリンガとスキンの一体成形を VaRTM 成形法 (Vacuum assisted Resin Transfer Molding/真空補助樹脂注入) で行ってきたが、治具で押さえるだけではクロスの弾性変形により隙間ができ、そこに樹脂が流入して余分な樹脂リッチが確認され、期待したほどの軽量化が出来なかった。また、部分的に金型で抑えるため、多くの補強を必要とする翼の成形ではコストが増加する。そこで本研究では、樹脂リッチの少ないより軽量の構造および低コストを実現する成形手法を開発することを目的として、台形コアを採用するアイデアを提案する。台形コアによってスキンの弾性変形が小さくなり、金型で抑える必要がなくなり、またスキン変形の戻りで生じる隙間も小さくなると予想される。本研究では、それを確認するために成形実験を行い、また作製された試験片に 3 点曲げ破壊試験を行って機械特性を評価した。

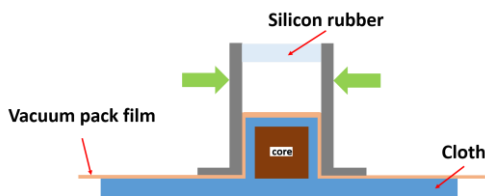


Fig.1 Integral molding of skin and stiffener using jig.

2. 成形および実験方法

2.1 成形方法

本研究では図 2 に示すように、VaRTM 成形法によって補強付き CFRP 板を作製した。強化繊維には 2 層のカーボクロス、樹脂にはエポキシ樹脂を用いた。2 本の発泡材コアをカーボクロスで挟んでステンレス板上に積層し、その上にピールプライと樹脂拡散メディアを重ね、真空パックフィルムを全体が覆うように重ねた。その後、真空引きを行って樹脂を含浸させた。含浸工程の後、室温 28℃ で 20 時間硬化させて脱型した。さらに、乾燥炉を用いて 130℃ で 3 時間のアフターキュアを行い、完全硬化させた。

本研究では、補強構造の成形に 4 種類の台形の発泡コアを採用した。その寸法を表 1 に示す。

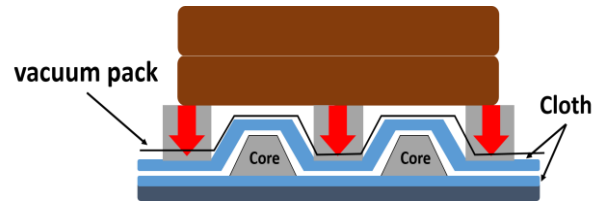


Fig.2 VaRTM Molding of wings with partial pressing

Table.1 Dimensions of trapezoidal core

Name	Height (mm)	Top (mm)	Bottom (mm)
90°	5	5	5
60°	5	5	11
45°	5	5	15
30°	5	5	21

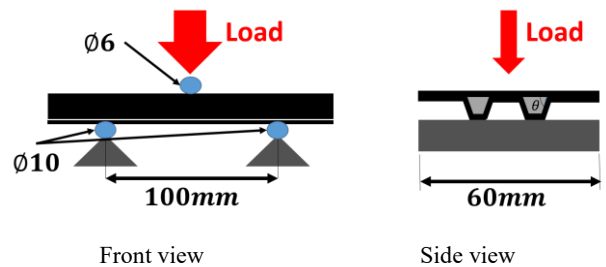


Fig.3 3-points bending test

2.2 3 点曲げ試験

VaRTM 法で作製された補強付き板を、補強構造が中央に来るように長さ 150mm×幅 60mm の寸法に切断して、3 点曲げ試験用の試験片を用意した。図 3 に 3 点曲げ試験の概略を示す。スパン長さは $2l=100\text{mm}$ であり、スキン側が圧縮、補強側が引張となるように曲げを加えた。単軸試験機 (島津製作所油圧サーボ式材料試験機) を用いて 5mm/min. の速度で変位制御によって負荷を加えて試験を行い、荷重 P とクロスヘッド変位 δ を取得した。得られた P - δ 線図に以下の式を当てはめて、曲げ剛性 EI を求めた。

$$EI = \frac{Pl^3}{6\delta} \quad (1)$$

また、作製した試験片の断面写真から中立軸を求めて、中立軸から引張側および圧縮側表面への距離 e_1, e_2 と破壊荷重 P_f

を用いて引張側（補強側），圧縮側（スキン側）の絶対最大曲げ応力を以下の式で計算した。

$$\sigma_{i,max} = \frac{P_f l}{2I} e_i \quad (2)$$

ここで I は断面二次モーメントであり，試験結果より求められる。なお，断面二次モーメントを求める際には，平板試験片の引張試験より得られた縦方向ヤング率 $E_L=34\text{GPa}$ を用いた。

3. 実験結果と考察

3. 1 断面形状

成形後の CFRP スキンの断面写真を図 4(a)と(b)示す。写真から，成形後には加えた圧力によってコアの変形が生じてい

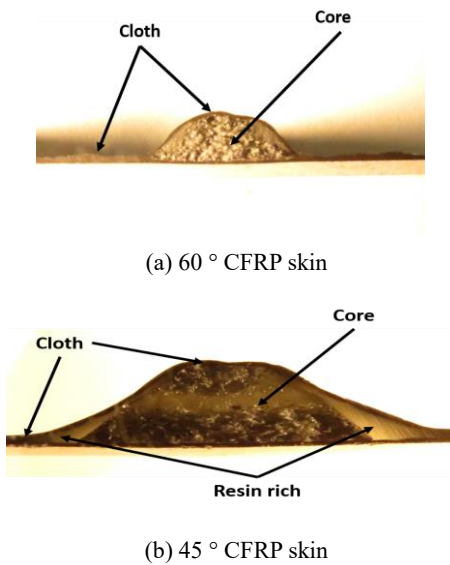


Fig.4 Photographs of cross section of specimens.

Table.2 Dimensions of core shape after molding.

Name	Height(mm)	Roof(mm)	Bottom(mm)	Angle(°)
90°	3.28	4.09	10.0	47.9
60°	4.37	5.55	14.0	46.1
45°	4.95	4.65	15.7	41.8
30°	4.74	8.05	28.9	24.3

ることが明らかに分かる。

成形後のコア材の寸法を写真から計測した。その結果を表 2 に示す。表より，90°のコアは成形前の 5mm×5mm の正方形から角度 47.9°の台形へと変形し，また高さも大きく減少していることが分かる。この理由は，部分加圧によってコアにも圧縮力が働くが，その力が大きすぎたためと考えられる。60°のコアについても，90°のコアほどではないが，高さ，角度ともに初期形状から変化していることが分かる。一方，45°と 60°のコアについては，その変形は比較的小さいことが分かった。この理由は，部分加圧による圧縮力を斜めの側面も受け止めるため，同じ圧力でも変形が小さくなったものと考えられる。よって，コアの形状によって加える圧力を考慮する必要があることが分かった。

次に，樹脂リッチに着目する。断面写真から樹脂リッチ領域を，先行研究と比較して定性的に評価した。その結果を表 3 に示す。この結果からは，全ての試験片について先行研究よりは樹脂リッチ領域は小さくなり，30°，60°，90°コアの試験片は樹脂リッチが小さく，それらに比べると 45°コアの樹脂リッチは比較的大きくなった。しかしながら，60°と 90°コアの補強構造は，過剰な圧力によって 45°コアとほぼ同等の構造に変化していたため，これらの結果からは台形の角度が樹脂リッチの形成に与える影響を評価することはできない。また，45°コアの試験片の樹脂リッチが比較的大きくなった理由は，台形の角度の影響ではなく，初期のクロスの予備変形が不十分だったためである。30°コアになると，想定通りにカーボンクロス弾性変形の戻りが小さくなり，樹脂リッチ領域を減少させることに成功している。以上より，60°と 90°コアの形状が実質 45°に近くなってしまっていることから，45°より小さい角度の台形コアを用いれば，提案する成形手法で樹脂リッチが小さい補強構造の成形が可能であると考えられる。

Table.3 Amount of resin rich region in stringer

90°	60°	45°	30°	Conventional
10.7%	0.594%	24.2%	0.206%	39.2%

3. 2 3点曲げ試験

図 5 に荷重とクロスヘッド変位の関係を，30°，45°，60°，90°コアの試験片それぞれについて示す。図より，荷重は変位に対して線形的に上昇し，変位が 4~6mm で破壊発生によって急激に低下することが分かる。荷重低下が 2 段になっているものが見られる理由は，補強の片側に破壊が生じて，そのあと残った側にも破壊が生じたためである。図からもわかるように，破壊荷重および曲げ剛性は試験片によって大きく異なっていた。また，破壊が生じた側も，試験片によって異なっていた。

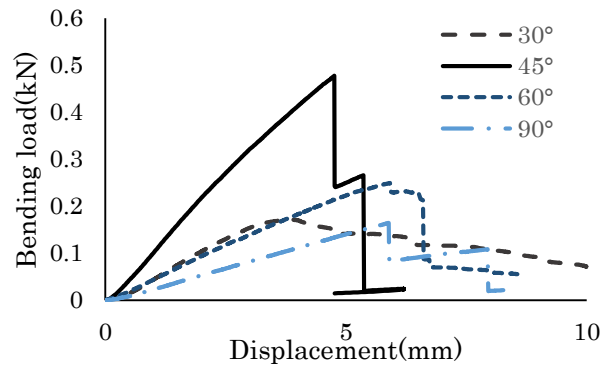


Fig.5 Load and displacement diagram

試験より得られた破壊荷重，曲げ剛性，曲げ強度と，それらに加えて断面形状から得られた中立軸位置と破壊が生じた面を，各試験片についてまとめたものを表 4 に示す。

Table.4 Mechanical properties of stiffened wing measured by
3 points bending test

	90°	60°	45°	30°
Maximum load (N)	164	249	477	171
Flexural rigidity EI (Nm ²)	0.610	0.965	2.16	1.15
Fracture strength (MPa)	496	-118	768	-90
Neutral axis (mm)	0.659	1.02	1.15	1.66
Destroyed side	T	C	T	C

※T:Tension side C:Compression side

表4より試験片に着目すると、曲げ剛性そして曲げ強度がともに大きいことが分かった。また、引張側の補強構造の繊維が引張破壊することが分かった。一般にCFRPは圧縮強度が引張強度よりも弱く、曲げでは圧縮側で破壊する。しかし、補強によって中立軸が移動し、圧縮側の最大応力が引張りよりもずっと小さくなって、引張側で破壊したと考えられる。よってこの構造ではCFRPの強度特性を十分に活かすことが出来て、それにより最も良い破壊特性を示した。

次に90°の試験片では破壊荷重と曲げ剛性が最も小さくなった。この理由は、成形中にコアが圧縮されて、補強構造の高さが現象したためである。しかし、破壊は引張側で生じたために、曲げ破壊応力は、圧縮側で破壊した30°および60°の試験片よりも大きな値を示した。

60°の試験片に着目すると曲げ剛性と最大荷重が45°の約半分となっていることが分かる。しかし、コアが変形したために、実際の補強構造は45°と似ており、本来ならば同等の特性を示すはずである。この理由としては、特にスキン側に樹脂の含浸不足が見られており、これによってスキン側の剛性が本来の34GPaより、大きく低下したためであると考えられる。また、それにより圧縮強度も大きく低下し、結果として、圧縮側の小さい応力であっても、繊維の局所圧縮座屈によって破壊が生じた。よって、この試験片は本来の特性を発現出来ておらず、正しく評価するためには十分含浸した試験片を用意する必要がある。

30°の試験片では曲げ強度も小さく曲げ剛性も小さい結果だった。形状から予測すると45°よりも曲げ剛性が大きくなるはずだが半分程度の値となった。理由としては60°と同じくスキン側の樹脂の含浸不足が考えられる。30°と60°の試験片で含浸不足が生じた理由としては加圧が大きすぎたことがあげられる。よって、適正な加圧をすればどちらの試験片でも含浸不足を解消できると考えられる。

4. 結言

本研究では台形コア形状を用いて、より簡単に樹脂リッチの少ない補強を持つ一体成形スキンの成形方法を提案した。実験結果より、提案した手法により樹脂リッチの少ない補強構造を実現できることが分かった。さらに、45°の台形コアを用いることで、高強度のスキンを成形することが可能であることが分かった。今後は安定した成形を実現するため部分加圧の条件を明らかにする必要がある。