

1. 緒言

現在航空機には軽量化のために CFRP の適用は年を追うごとに拡大し、Boing787には構造重量の 50%に CFRP が使われている。しかし旅客機などについては翼の CFRP 化等の研究開発は行われてきているが、小型無人機はスキンが CFRP に張り替えられた程度で、CFRP の特性を活かした翼構造のものは少ない。

本研究では主翼のスキン、リブ、ストリングの一体成形を確立するため、主翼の一部分の型を使い VaRTM 成形での実験を行った。

2. 実験方法

CFRP のリブ、ストリングの一般的な構造として図 1 に示す。本研究では、小型翼ではストリングのサイズも小さくなるので、成形が困難であるが、内側の層の一部に軽い発泡材のインサートコアを挿入することで、ハット型のストリング構造とした。

図 2、図 3 に実験装置を示す。成形は表 1 で示す条件で行った。型に離型剤を塗り厚さ 0.2mm のカーボンクロスを 1 枚置き、その上に発泡材を 3mm 角に切り取り作製した骨組を重ね、その上にカーボンクロスを重ねた。その上から骨組の間に 3mm 厚のシリコンゴムをはめ込んだ。また条件 B ではシリコンゴムとクロス間に樹脂拡散メディアを細長くカットして設置し、さらに真空引き側のインサートコアおよびシリコンゴムを短くし樹脂のフローフロントを制御した。その後真空パック処理を行いエポキシ樹脂(主剤：ARALDITE LY5052, 硬化剤：ARADUR 5052 CH を 100 : 38 の割合で混ぜたもの)を流し込み、真空ポンプで真空引きを行った。

表 1 成形条件

	樹脂拡散メディア	フローフロントの制御
条件A	無し	無し
条件B	有り	有り

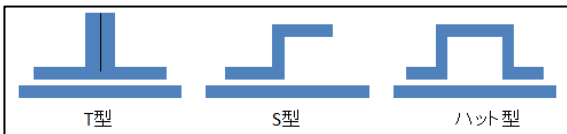


図 1 一般的な補強材の立て方

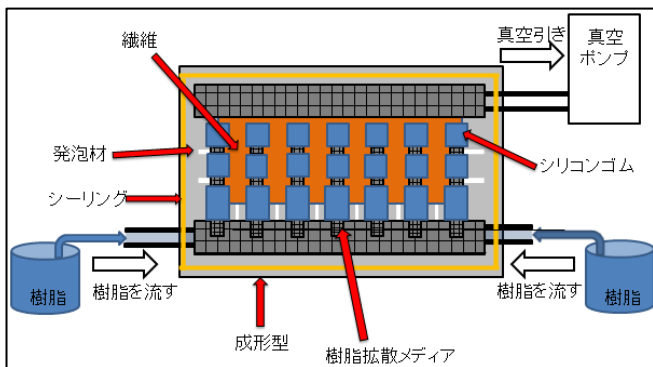


図 2 条件 B での一体成形実験図(上)

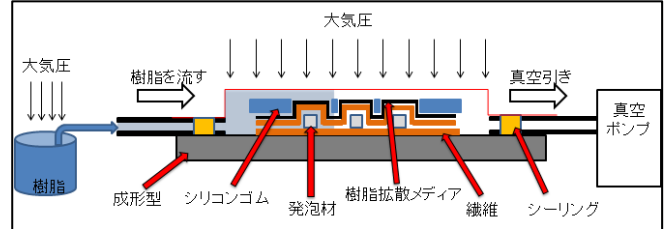


図 3 条件 B での一体成形実験図(横)

3. 実験結果および考察

条件 A では、樹脂を含浸させる際にシリコンゴムの下に樹脂がうまく流れず、エアポケットができて、硬化後スキン側にポイドがわずかに発生することが分かった。条件 B では、シリコンゴムの下にひいた樹脂拡散メディアによりエアポケットを解消できた。しかし、樹脂拡散メディアによってスキンとシリコンゴム型間に隙間ができて、樹脂リッチ層が形成されるというデメリットが生じた。

条件 A,B 共に、骨組みにシリコンゴムをはめ込む際に隙間ができて、そこに樹脂が先に流れてしまった。それにより条件 A では、フローフロントが真空側に早く到達し、その後の含浸は良好に行えなかった。一方、条件 B では、フローフロントの制御により含浸は良好であった。なお、条件 A,B 共に、骨組みとシリコンゴムの隙間によりリブ、ストリング部分に樹脂リッチ部ができた。

本研究室で行われた光ファイバセンサによる VaRTM 成形のモニタリングの研究結果から、7 時間で約 60% 硬化することが分かっている。その結果を基に樹脂がゴム状に硬化したときにトリムを行った。7 時間半から 8 時間の間であればトリムが可能と分かった。また 9 時間を超えるとトリムすることが難しくなるため、1 時間ほどで作業を終える必要がある。

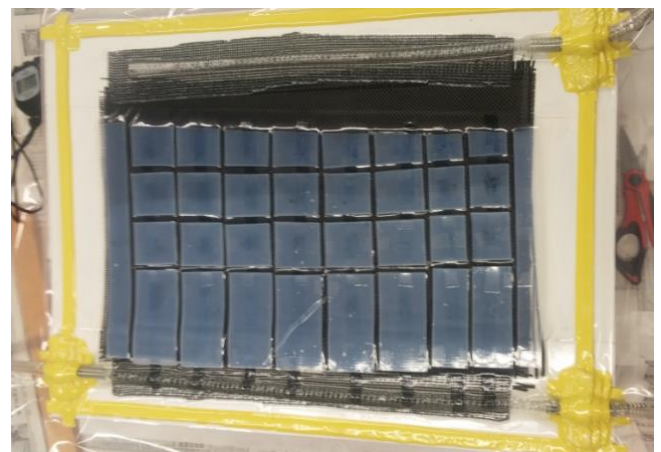


図 4 流し込み時の様子(下:流し込み側)

4. 結言

VaRTM 成形で小型無人機の主翼のスキン、リブ、ストリングの一体成形に成功した。また、発泡剤をコアにしたハット型強化構造の成形法を提案した。今年度 3 月に CFRP 翼の小型無人機の飛行を目指し、主翼の作製を行っていく予定である。