

オオワシII部分構造試作の剛性実験

著者	勝又 暢久, 樋口 健, 藤井 駿, 坂本 佑樹, 田中 啓太
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2015
ページ	94-99
発行年	2016-09
URL	http://hdl.handle.net/10258/00009141

オオワシⅡ 部分構造試作の剛性実験

○勝又 暢久（航空宇宙システム工学ユニット 助教）
 樋口 健（航空宇宙システム工学ユニット 教授）
 藤井 駿（航空宇宙システム工学コース 学部4年）
 坂本 佑樹（航空宇宙システム工学コース 学部4年）
 田中 啓太（航空宇宙総合工学コース 修士2年）

1. はじめに

小型無人超音速実験機オオワシ2号機（オオワシⅡ）の平成27年度機体構造開発においては、H26年度に設計・試作された胴体構造の一部である軽量サンドイッチ円筒胴体構造（CFRP スキン/アルミハニカムコア）において、下記の構造剛性を確認するための実験を実施した。それぞれの結果・詳細を次章以降で報告する。

- ① サンドイッチ円筒胴体のスキン部を構成する薄板CFRP円環の剛性評価試験
- ② サンドイッチ円筒胴体（700mm）の静荷重試験

2. CFRP円環（サンドイッチ円筒のスキン部材）の剛性評価試験

サンドイッチ円筒胴体構造のスキン部を構成するCFRP円環の圧縮試験を行い、剛性評価を行った。またスキン部を構成する各種CFRPシート材の物性値と積層理論を用いてヤング率を算出し、試験より得られた結果と比較した。

2-1. 試験片の各種寸法

30mm幅にカットした外形300mmのCFRP円管（図1）を3本用いて、オートグラフを用いた円環の圧縮試験を実施した。各試験片の寸法を表1に示す。また、スキンを構成するCFRPシート材の物性値を表2に、積層構成を表3に示す。



図1 CFRP円環

表1 試験片の各種寸法

	Inner Diameter [mm]	Outer Diameter [mm]	Width [mm]	Thickness [mm]
Frame1	296.1	300	30	2.0
Frame2	295.9	300	30	2.0
Frame3	295.8	300.4	30	2.0

表2 CFRPシート材の物性値

Fiber name	Material name	Plane young's modulus [GPa]		Out of plane young's modulus [GPa]		Plane shearing modulus [GPa]
		0°	90°	0°	90°	
UD	P3252S-25	134	8.4	-	-	4.5
UD	P3252S-10	134	8.4	-	-	4.5
Cross	F6151B-05P	62.7	62.7	-	-	-

表3 スキン部の積層構成

Laminated constitution				
	Material Name	Thickness	direction	Number
Skin	P3252S-10	0.09	90	1
	P6343B-05P	0.11	±45	1
	P3252S-25	0.242	0	1
	P3252S-10	0.09	90	1
	P6343B-05P	0.11	±45	1
	P3252S-25	0.242	0	1
	P3252S-10	0.09	90	1
	P6343B-05P	0.11	±45	1
	P3252S-25	0.242	0	3

2-2. 試験装置・試験条件

試験装置は、INSTRON5066を使用した。CFRP 円環は固定テーブルとの接触面をテープで固定し、変位のみを拘束した。試験装置の概要を図2に示す。

荷重は円環に垂直に作用させ、クロスヘッドの変位速度を2 mm/minで制御した。変位量は、弾性変形範囲内を想定し、円環直径の1%となる3 mmまでとした。

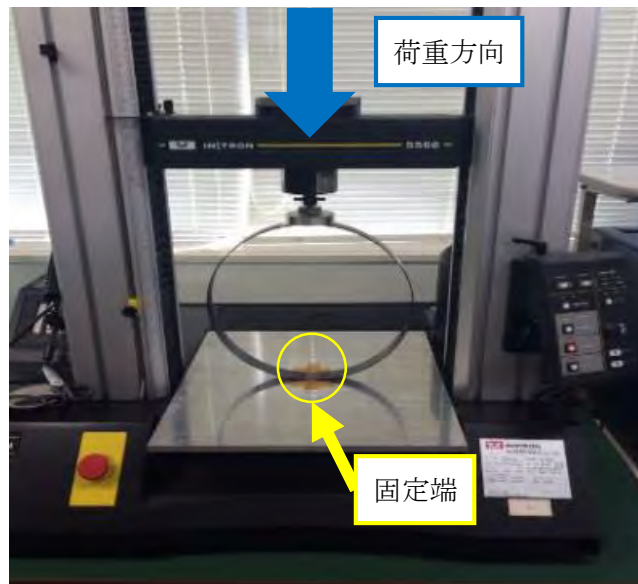


図2 CFRP 円環圧縮試験の概要図

2-3. 試験結果と考察

圧縮試験により得られたそれぞれの試験片に対する荷重と変位の関係を用いて、式(1), (2)に示す円環の圧縮曲げの関係式から CFRP 円環のヤング率を導出した。

$$E = \frac{PR^3}{Id} \left(\frac{\pi}{4} - \frac{2}{\pi} \right) \quad (1)$$

$$I = \frac{bh^3}{12} \quad (2)$$

P : 荷重 [N], R : 円環の外径 [mm], d : 変位 [mm], b : 円環の幅 [mm], h : 円環の板厚 [mm], I : 矩形断面の断面2次モーメント

また、式(1),(2)の計算で用いたそれぞれの試験片の荷重と変位の関係を図3に、また、荷重値が約0.5 Nとなる位置での変位量と、式(1),(2)を用いて計算されたヤング率のまとめを表4に示す。

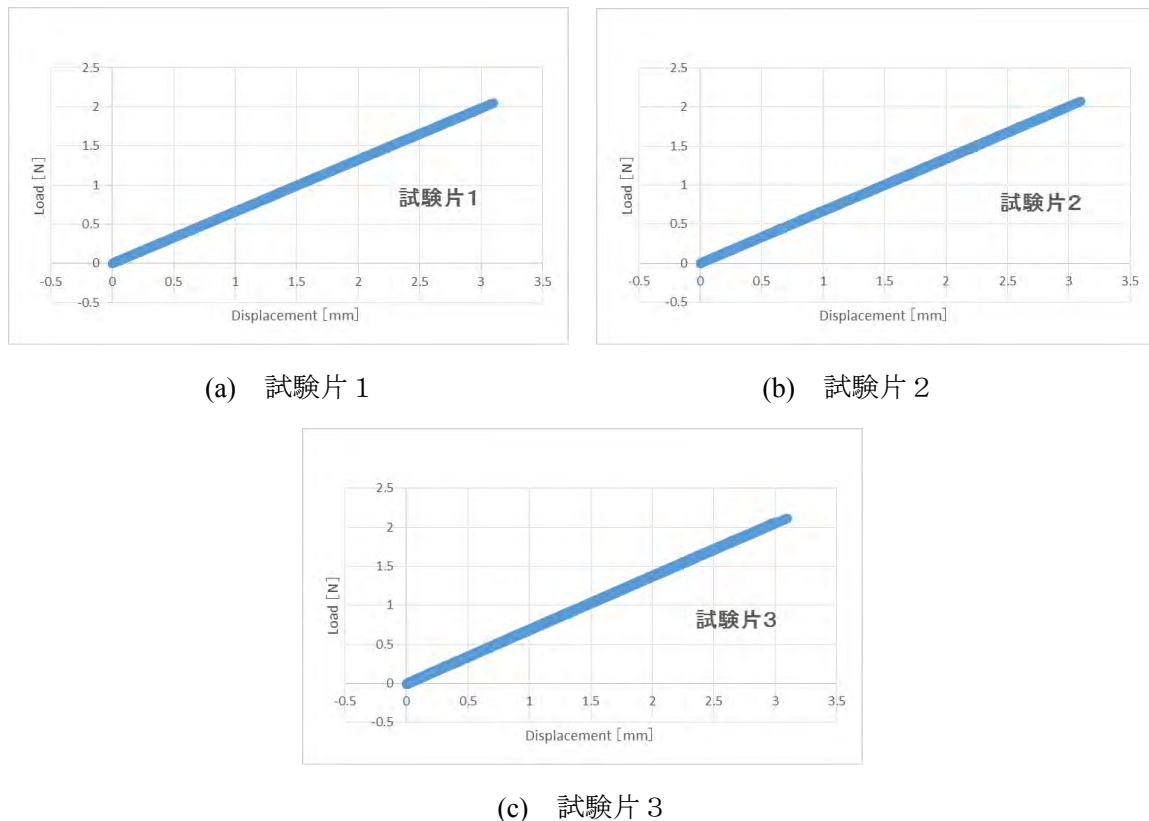


図3 圧縮試験の変位と荷重の関係

表4 試験結果のまとめ

	Load[N]	Displacement[mm]	Young's modulus[GPa]
Frame 1	0.4905	0.7416	15.939
Frame 2	0.5594	0.8283	16.275
Frame 3	0.4667	0.7	16.066
Average			16.093

表4の結果より、本実験により得られたCFRP円環のヤング率は約16.093 GPaとなった。また表2、3に示すスキン部を構成するCFRPシートの物性値と積層構成を元に、本試験に対応する曲げ変形に対するヤング率を積層理論で算出した結果、15.2 ~ 17.0 GPaとなり、実験結果と非常によく一致した。

以上の結果より、CFRP積層部材の物性値は積層理論により算出し、今後の構造解析に適用することとした。

3. サンドイッチ円筒（700 mm）の静荷重試験について

超音速実験機オオワシIIには、離着陸時や飛行中に衝撃力、抗力、揚力、重力加速度などのあらゆる力が作用する。またオオワシIIの役割はフライングテストベッドであり、空力・構造・推進・制御分野の先進技術を搭載して飛行実証し、試験データを取得することにある。そのため、構造設計の観点では上記のような様々な力に対して耐える設計でなければならない。

そこで、荷重試験を行う事により衝撃力、抗力、揚力、重力加速度など、あらゆる力に対して耐えられるのか設計計算を実証する。また、設計計算における応力解析は妥当なのか評価することを荷重試験の目的とした。

3-1. 試験装置の概要と試験方法

試験装置の概要を図4に示す。700 mm サンドイッチ円筒は一方が固定端となるよう耐力壁に固定した。荷重は他端に油圧ジャッキにより集中荷重として作用させた。

荷重値はロードセルで計測し、解析との比較も視野に入れて 0 ~ 10,000 N までを 1,000 N 刻みで負荷した。また、ヒステリシス特性を把握するために、10,000 N から 1,000 N 刻みで除荷し、除荷過程も計測した。負荷後に安定した状態を確認した上で、ひずみと先端変位をひずみゲージとダイヤルゲージによって計測した。

サンドイッチ円筒 700 mm に対するひずみゲージの貼付け位置を図5に示す。固定端側から 35, 75, 350 mm の位置に対して、円周方向の内側と外側に 90 度位相で 4 か所、計 24 ch で計測した。

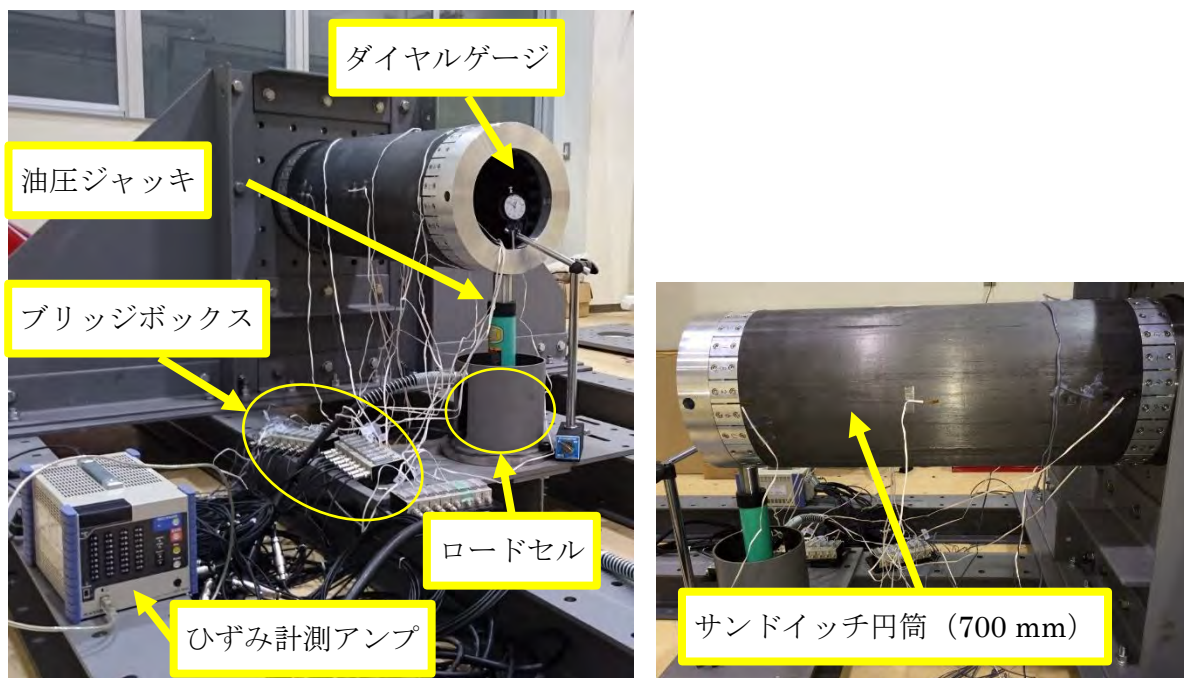


図4 荷重試験の概要図

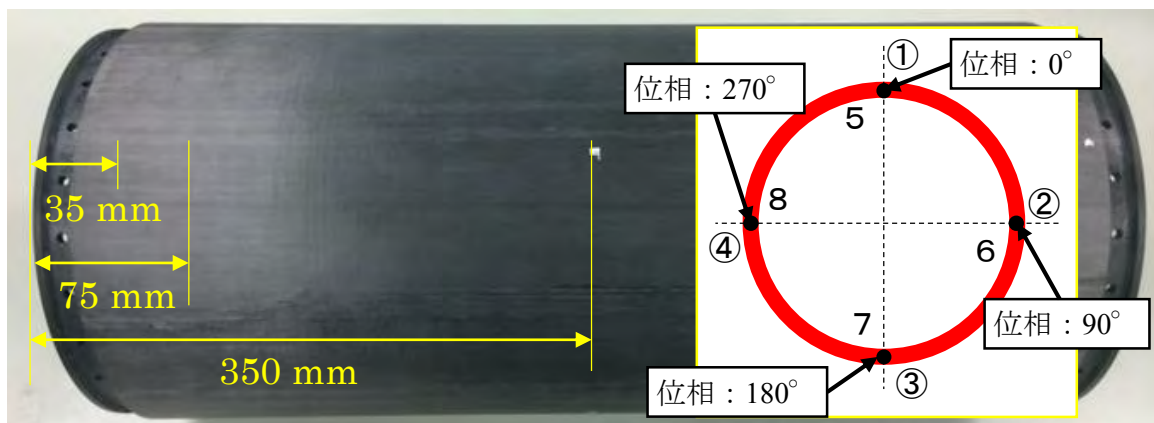


図5 ひずみゲージの貼付け位置

3-2. 計測結果

静荷重試験より得られたサンドイッチ円筒（700 mm）の荷重とひずみの関係について、それぞれの計測位置でまとめた結果を図6に示す。

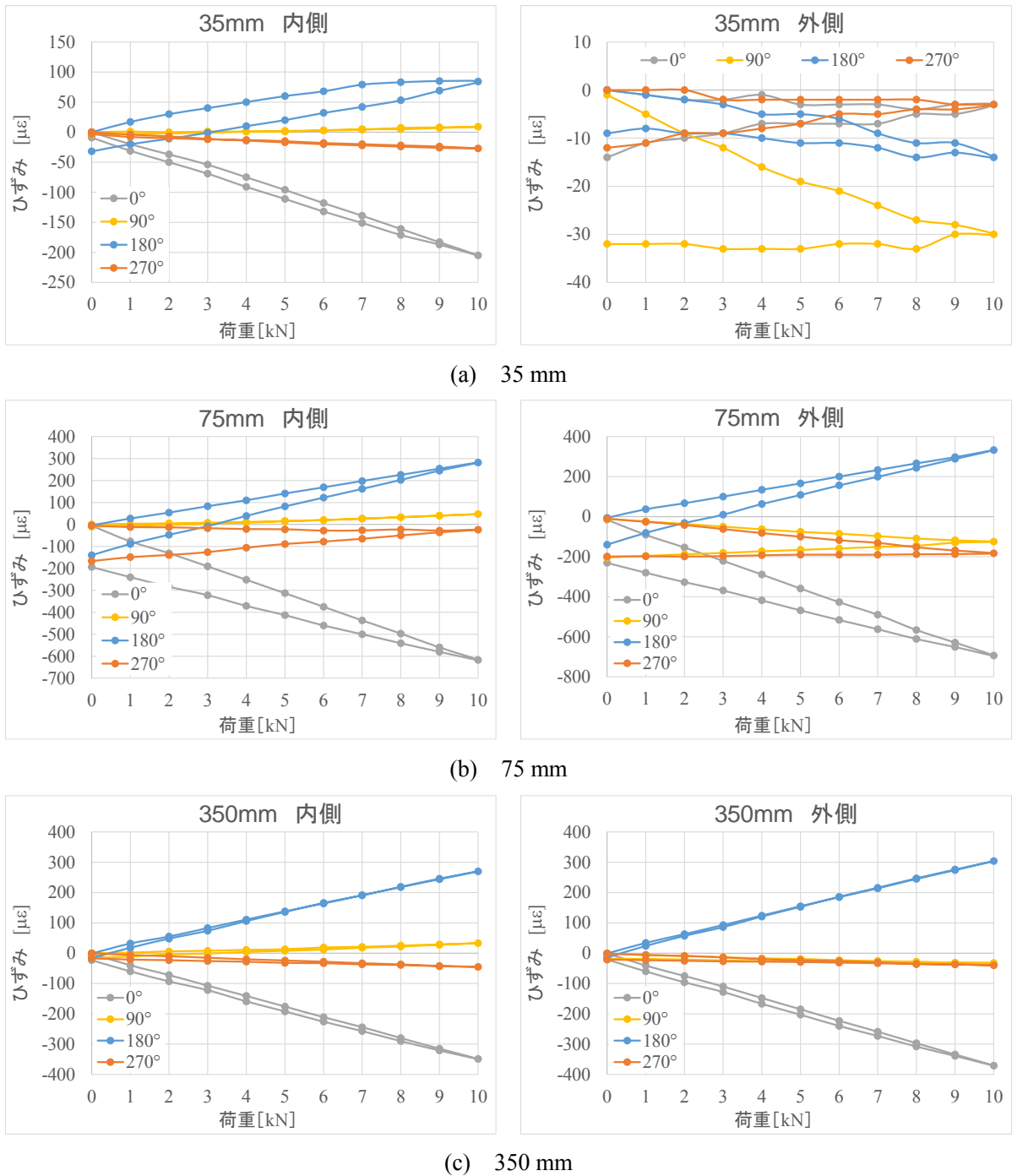


図6 静荷重試験における荷重とひずみの関係

アルミハニカムコアと CFRP スキンで構成される 350 mm の一般部においては、荷重の負荷と除荷において大きなヒステリシスもみられず、理解しやすい計測結果となった。一方、75 mm の位置は、サンドイッチ構造の内部がアルミハニカム部と CFRP コア部の継ぎ目部分となっており、内側と外側、またそれぞれの位相のひずみにおいて、負荷時と除荷時に差異が確認された。35 mm

の位置では、円筒内側と外側の計測結果の違いや圧縮側（位相： 0° ）と引張側（ 180° ）で得られたひずみの大きさの違いなど、考察のためにはより詳細な計測が今後必要である。