

CFRP 試験片の引張強度

中 村 俊一郎¹

¹第一工業大学教授 航空宇宙工学科 (〒899-4395 鹿児島県霧島市国分中央1-10-2)
E-mail:s-nakamura@daiichi-koudai.ac.jp

Tensile strength of CFRP laminate test specimens

Shunichiro Nakamura¹

¹Professor, Dept. of Aeronautics Eng., Daiichi Univ. of Technology
(Kokubu-Chuo 1-10-2, Kirishima-shi, Kagoshima-ken 899-4395, Japan)
E-mail: s-nakamura@daiichi-koudai.ac.jp

Recently composite materials, especially carbon fiber reinforced plastics (CFRP), are widely used in the airplane structures. For the study of the structures made by the CFRP laminates, the quasi-isotropic laminates lay-uped and cured the eight unidirectional prepregs are manufactured. Then tensile strength tests of the laminate specimens are conducted. The test results are shown in this paper. Some considerations to the damages are investigated.

Key Words : CFRP laminate test specimens, tensile strength tests

1. はじめに

複合材料構造の研究にあたり、その代表として炭素繊維強化エポキシ樹脂 (CFRP) 複合材料を取り上げ、その積層板をオートクレーブ法により製作した¹⁾。今回は、製作した CFRP 積層板から標準試験片²⁾を切り出し、MTS 電気油圧サーボ疲労試験機にて試験片が破断するまで変位制御により静的引張荷重を加えた。試験の結果は発表されている JAXA データ³⁾と同等であることを確認すると共に、荷重-ストローク線図、応力-ひずみ線図及び試験片の観察より損傷の挙動を考察した。

2. 試験片の製作

今回製作した標準試験片は、CFRP 一方向材プリプレグ 8 層を $[-45^{\circ}/0^{\circ}/45^{\circ}/90^{\circ}]_s$ の順に積層しオートクレーブ

にて加圧・加熱して製作した厚さ 0.9mm、幅 130mm、長さ 280mm の擬似等方性積層板¹⁾から 3 体切り出した。積層順序は接する層を 45°ずらすスパイラル積層であり、試験片のサイズは幅 25.4mm、評定部ゲージ長さ 153mm 以上、両端のチャック部長さは 38mm であり¹⁾、いずれも JAXA データと同様とした。

製作手順は以下の通りである。

(1) 試験供試体の製作

ア、短冊状試験片の切出し

CFRP 板に試験片形状 (幅 25.4mm、長さ 229mm) を卦書き、MC-4 5 3 コンポジット複合板材精密切断機にて CFRP 積層板を卦書線に合わせ切断する。

イ、試験片タブの接着

GFRP (クロス材) 試験片タブ (板厚 1mm、幅 24.5mm、長さ 38mm) をエポキシ系 2 液混合タイプ接着剤 EP34B (共和電業) を用い試験片両端の両面

のつかみ部分に取付け、クリップで加圧し、常温で約 15 時間放置し接着した。

3. 試験実施

(1) ひずみゲージの貼付

試験片の評定部中央の裏表に 1 軸ひずみゲージ KFG-5-120-C1-11L1M2R (GF 2.10±1.0%) を貼付した。接着剤は常温硬化型瞬間接着剤 CC-33A (共和電業) を用い、指圧で加圧し常温硬化した。(図 1)

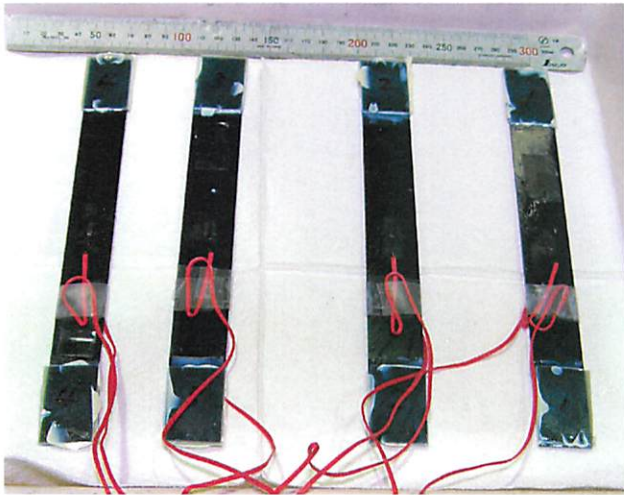


図 1 試験片概要

(2) 試験片形状の計測：厚さ、幅

試験片の厚さはマイクロメーターで 4 か所、幅はノギスで 3 か所、評定部長さは鋼製スケールで裏表各 1 か所計測した。計測位置を図 2 に、計測結果を表 1 に示す。

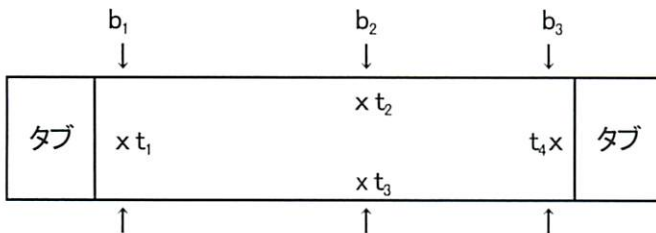


図 2 CFRP 試験片 寸法計測位置

(3) 試験準備

試験片を MTS 電気油圧サーボ万能試験機 (System320.34) の上・下クロスヘッド間にオフセットの無い様にセットし、上部つかみ部分を油圧チャックで固定し、ひずみゲージのゼロバランスを取り、続いて下部つかみ部を油圧チャックで固定する。図 3 に試験の概要を示す。ロードセル(定格容量 100kN)の荷重、クロスヘッドの変位およびひずみゲージのひずみ値を記録するための配線をインターフェースボードを

介してコンピュータに接続した。



図 3 試験の概要

(4) 試験実施

変位制御により荷重を試験片が破断するまで負荷する。室温環境で実施し、負荷している間はクロスベッドの変位、負荷荷重、およびひずみ値を連続してコンピュータに記録する。試験時の試験片評定部の状況および試験片破断部を光学カメラに記録する。

4. 試験結果

(1) 試験片が破断するまでの状況

負荷の初期から、ピチッと異音が発生し、そのまま負荷々重を増やすと異音の発生頻度が多くなる。やや大きめの異音発生とともに試験片の評定部中央付近の板幅方向の両方の自由端に層間剥離が観察され、層間剥離は負荷々重の増加と共に範囲が広がってゆく。図 4 に剥離の発生および進展状況を示す。板幅の両方の自由端から発生した層間剥離が板幅中央付近まで進み試験片は破断した。

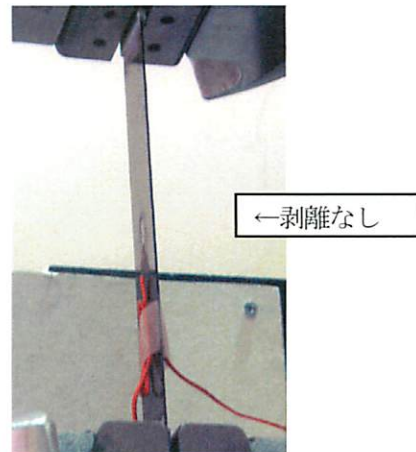


図 4-1 自由端剥離—試験開始時

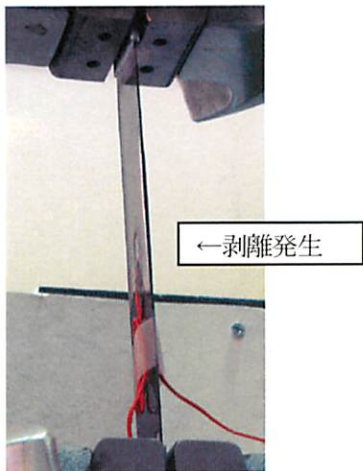


図4-2 自由端剥離－剥離初期

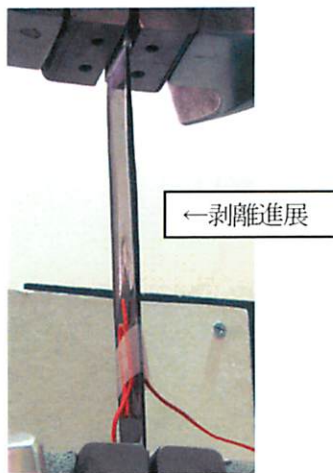


図4-3 自由端剥離－剥離終期

試験片破断状況からは、図5では90°層破面および45°層破面が見られ、図6では90°/90°層間剥離、トランスバースクラックおよび45°/45°層間剥離が見られる。

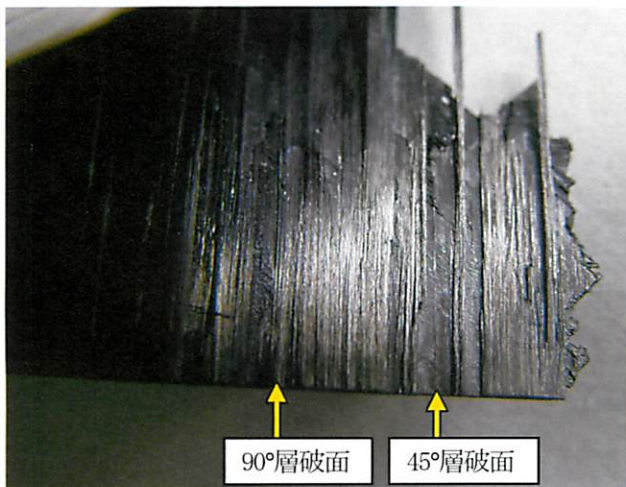


図5 試験片破断状況－No 2 破断面詳細

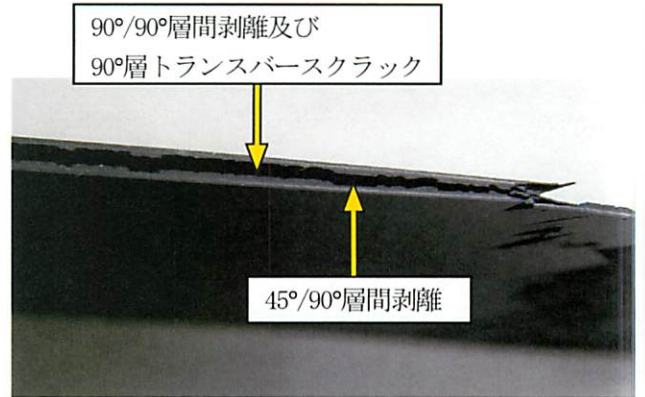


図6 試験片破断状況－No 3 自由端詳細

(2) 荷重－ストローク線図

引張試験で得られた試験片 No 1 の場合の負荷荷重とクロスヘッド変位との関係線図を図7に示す。

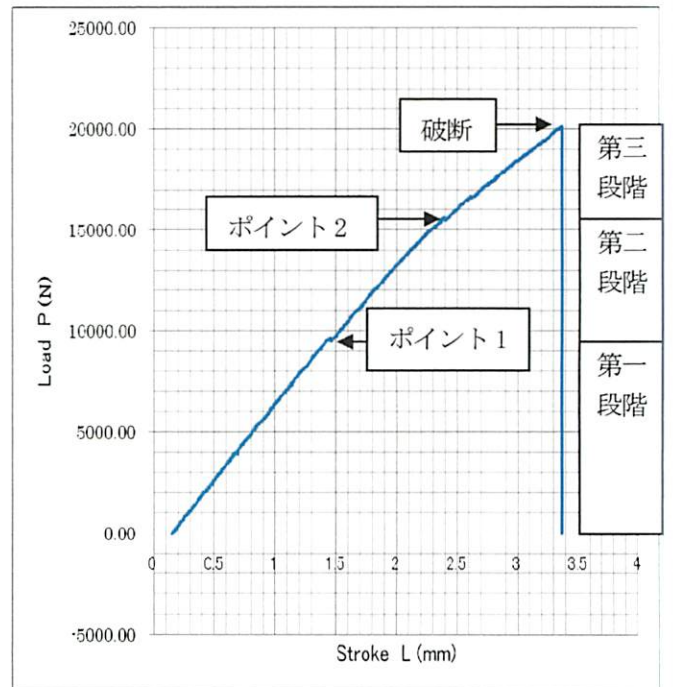


図7 荷重－変位線図（試験片 No 1）

同線図よりストローク増加(ΔL)に従いほぼ線形に荷重増加(ΔP)がみられ（第一段階）、破断荷重のほぼ48%で荷重は変わらずストロークが増加する点があり（ポイント1）、その後ストローク増に対し第一段階より $\Delta P/\Delta L$ が小さい傾きでほぼ線形に荷重増が続き（第二段階）、破断荷重のほぼ78%で再び荷重は変わらずストロークが増加する点があり（ポイント2）、その後ストローク増に対し第二段階よりさらに $\Delta P/\Delta L$ が小さい傾きでほぼ線形に荷重増が続き（第三段階）、最終破断に至っている（ポイント3）。試験片 No 2、No 3 の引張試験結果も同様の傾向が見られた。

(3) 応力-ひずみ線図

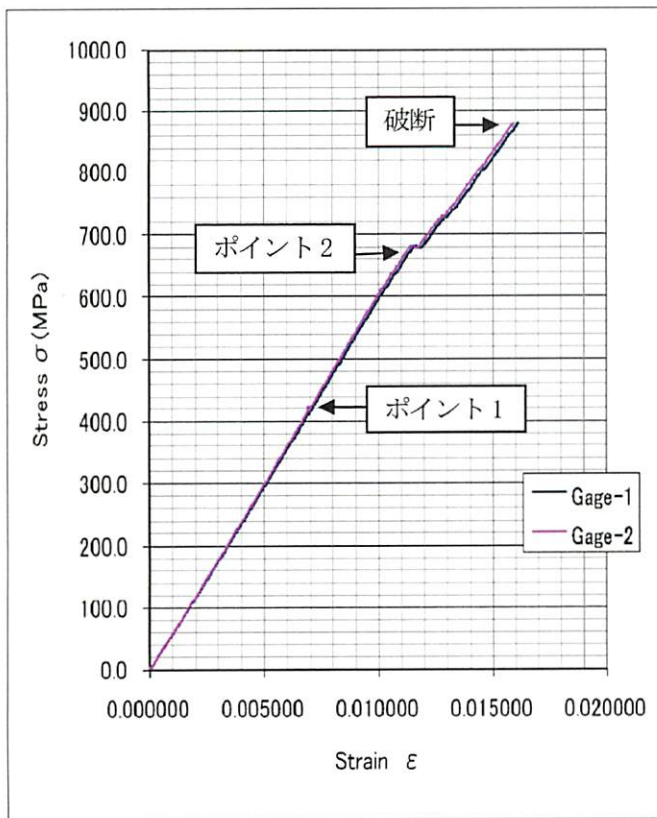


図8 応力-ひずみ線図 (試験片 No 1)

引張試験で得られた試験片 No1 の場合の応力-ひずみ線図を図8に示す。ひずみ値は $\sigma=0$ のとき $\epsilon=0$ のなるようゼロ点補正をした。同線図よりひずみ増加($\Delta\epsilon$)に従いほぼ線形に応力増加($\Delta\sigma$)がみられ(荷重-ストローク線図の第一段階及び第二段階に相当)、破断応力のほぼ78%で応力は変わらずひずみが増加する点がある(荷重-ストローク線図のポイント2に相当)。その後ひずみ増に対し第一/二段階より小さい傾きでほぼ線形に応力増が続き最終破断に至っている(荷重-ストローク線図の破断に相当)。応力-ひずみ線図上では荷重-ストローク線図で見られた第一段階と第二段階の傾きの差およびポイント1のひずみの急増は明確に現れていず、荷重-ストローク線図上でストロークが急増した位置はひずみゲージが感知できない位置で生じたものと推定される。以上の結果は試験片 No 2、No 3 の引張試験でも見られた。

(4) 応力-セカント弾性係数線図

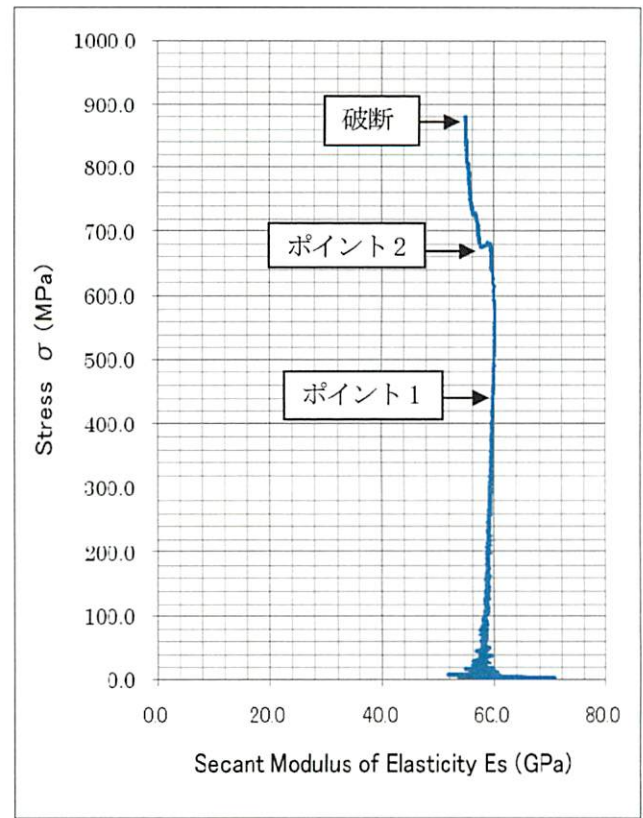


図9 応力-セカント弾性係数線図 (試験片 No 1)

応力-ひずみ線図の原点と線図上の任意の点を結んだ直線の傾き E_s (セカント弾性曲線) を試験片 No1 について図9に示す。 E_s は応力増と共に58GPaから60GPaまで徐々に増加し、最大で $E_s=60.2$ GPa となった。破断応力のほぼ65%から徐々に減少に転じ、破断応力のほぼ78% (荷重-ストローク線図のポイント2に相当) でステップ状の減少し、その後は再び減少し続け、最終破断に至っている。

(5) 試験結果

表1に引張破断時の応力およびひずみ、自由縁剥離時のおおよその応力を示す。自由縁剥離時の値は負荷時の試験片観察において剥離が容易に目視できるようになった時点および図7~図9に示す線図がステップ状に変化したポイント2から求めた。3本の試験片の平均値は破断時の応力 $\sigma_w=887$ MPa、ひずみ $\epsilon_w=0.0162$ 、弾性係数 $E_{s_{max}}=59.1$ GPa、自由縁剥離時の応力 $\sigma=669$ MPa、破断応力に対する割合は75%である。弾性係数はひずみが約 $1000 \mu\epsilon$ と約 $3000 \mu\epsilon$ の2点間の傾き²⁾として求めた。

表1 CFRP試験片一引張試験結果

No.	試験片		試験結果-引張破断		弾性係数 $E_{s_{mx}}$	試験結果-自由縁剥離	
	幅 b	厚さ t	応力 σ_w	ひずみ ϵ_w		応力 MPa	破断応力に 対する割合
	mm	mm	MPa	%	GPa		
1	25.4	0.91	880	1.60	59.2	682	78%
2	26.5	0.92	883	1.61	58.4	666	75%
3	26.6	0.89	898	1.65	59.6	657	73%
平均値	-	-	887	1.62	59.1	669	75%
標準偏差	-	-	10	0.02	0.6	-	-

5. 考察

(1) 公開データとの比較

本実験で得られた破断応力 $\sigma_w=887\text{MPa}$ 及び弾性係数 $E_s=59.1\text{GPa}$ は公開されている JAXA データ³⁾ の東レ T800H/EP:#3633 の $\sigma=875\text{MPa}$ 、 $E=57.5\text{GPa}$ とほぼ同等である。

(2) 応力-ひずみ線図と試験片の損傷挙動

参考文献5の室温環境における自由縁の損傷進展の様子によると90°層トランスバースクラック、45°層トランスバースクラック、90°/90°層間剥離、45°/90°層間剥離が発生により損傷が進展するとある。45°層内では層構成 $[0^\circ/-45^\circ/45^\circ/90^\circ]_s$ に引張荷重を加えると90°層に垂直伸び、45°層に垂直伸びとせん断変形、-45°層に垂直伸びと45°層とは逆方向のせん断変形が生じようとする事による45°層荷重方向断面内のせん断応力によりトランスバースクラックが生じたと記されているが、今回の層構成 $[-45^\circ/0^\circ/45^\circ/90^\circ]_s$ では-45°/45°間に0°層があり45°層荷重方向断面内のせん断応力は半減していることにより45°層トランスバースクラックの発生は減じると推測される。

以上を踏まえ今回の実験における応力-ひずみ線図から損傷挙動を推測する。負荷荷重の増加に対しは線形にひずみは増加しているが、トランスバースクラック又は層間剥離の発生と思われるピッチと異音が聞かれるものの線形関係を大きく乱すようなひずみの変動は見られない。この時点ではごく一部に90°層トランスバースクラックおよび90°/90°層間剥離が発生していると思われる。負荷応力が増加するに従って90°層トランスバースクラックおよび90°/90°層間剥離に加え45°/90°層間剥離も発生したと推測される。

応力が682MPa(破断応力の78%)付近で異音の発生とともに応力は若干減少しひずみが数百 μ 増加する現象が現れる。

応力-ひずみ関係線図にもステップ状の変化が見られる。このころから試験片の評定部中央付近

の両方の自由縁に層間剥離が観察されるようになる(図4)。この時評定部中央の自由縁において90°層トランスバースクラック、90°/90°層間剥離および45°/90°層間剥離が大きく生じたと推定され、破断後の試験片破断面写真にも表れている(図5、図6)。

自由縁の剥離は負荷々重の増加と共に範囲が広がり、板幅方向の両方の自由縁から発生した層間剥離が板幅中央へ進んで行き試験片の破断に至ったと考えられる。

6. まとめ

製作したCFRP積層板¹⁾から試験片を切出し、引張試験実施した。破断時の試験結果はJAXAデータ³⁾とほぼ同等であることを確認した。又、試験片の損傷挙動を参考文献5、試験片の試験時/破断後の観察および応力-ひずみ線図等から推測した。これらの結果はCFRPを使用した航空機の運用中の検査。整備作業の一助となると考えます。

CFRP試験片の引張試験の実施及び引張強度をまとめるにあたりご指導頂いた九州大学応用力学研究所基礎力学分野複合連続体力学分野の高雄善裕教授、汪文学准教授および松原監壯係長に深く感謝いたします。

参考文献

- 1) 中村俊一郎：CFRP積層板の製作，第一工業大学研究報告(第21号)
- 2) JIS K 7073, ASTM - D3039, SACMA SRM-4R
- 3) Advanced Composites Database System: JAXA-ACDB; Ver.06-1, <http://www.jaxa-acdb.com/>
- 4) 小笠原俊夫, 原山貞夫：損傷解析ソフトウェア GENOA による炭素繊維複合材料積層板の損傷解析, JAXA-RM-07-013, 2008.
- 5) 金 炯秀：複合材料積層板の損傷挙動と破壊靱性に及ぼす温度の影響, 九州大学大学院博士論文, 2000

(2009. 4. 15 受付)