複合材料円孔周辺部層間剝離の進展挙動^{*1}

Growth Behavior of Interlaminar Delaminations at Edge of Circular Hole of CFRP

菊 川 廣 繁^{*2}・鶴 飼 崇 志^{*3}

Hiroshige KIKUKAWA and Takashi UGAI

Key Words: Composite Materials, Delamination Growth, Residual Strength

Abstract

Interlaminar delamination at edge of circular hole is most important to care in design of composite material structures among many kinds of defect damaged in the machining holes. Following five items are described in this paper. ① Experiment conducted with three kinds of CFRP (P 3060, P 2190, APC-2) to get data of delamination growth and of residual strength, ② An improvement on delamination growth law to give a better correlation between experimental data and estimated results, ③ The upper limit, unexpectedly very high, of load under that delamination does not grow, ④ Confirmation of an analytic method of residual strength on the assumption that Euler buckling occurs in an outer delaminated laminate and ⑤ Considerations to damage tolerance design of composite material structures.

1. ま え が き

複合材料の孔あけ加工時、孔周辺部にいろいろな種類の欠陥を生じやすい。頻度的に一番多いのはチップアウトであり、二番目が層間剝離、三番目がオーバーサイズである。この三種類の欠陥の発生頻度が高い。いずれの欠陥も引張り強度にはほとんど影響を与えないが、層間剝離とオーバーサイズは面圧強度や有孔圧縮強度を低下させる。層間剝離はピン・ベアリング強度と有孔圧縮強度を低下させ、オーバーサイズは有孔圧縮強度を低下させる。発生頻度が一番高いチップアウトは面圧や圧縮強度にあまり影響を与えない¹⁾。

層間剝離は、静強度を低下させ、また繰り返し荷重がかかる場合も進展拡大して、ますます強度を低下させる。層間剝離は、孔あけ加工で発生する欠陥の中で最も注意が必要な欠陥である。

本稿では、ファスナー孔等の孔あけ加工時、孔周辺

部に発生する層間剝離初期欠陥が、運航時繰り返し荷重を受け、やがて進展拡大し圧縮強度を下げる挙動を、実験結果の分析および解析による裏付けを通して明確にする。また、この分析と解析の中で剝離進展解析式の改善点や剝離が大きくなった時の残留強度解析法の新視点に気が付いたので、これについても述べる。更に、複合材料構造の耐損傷設計の見地からも考察を加える。

2. 層間剝離進展データ取得実験

2.1 供試体 実験に用いた有孔積層板供試体を第1図に示す。積層構成は通常よく使われる繊維方向の組み合わせを用い、 $[\pm 45/0_3/90/0]_s$ の14プライとした。板厚は1.82 mmである。中央位置 -45° 層と 0° 層の間にアルミニウム箔(幅4 mm×長さ7 mm、両端4 mmR、厚さ0.05 mm)を挿入して積層板を作り、その後4.8 mmφの孔をあけて人工欠陥を作り、穿孔時の層間剝離初期欠陥を模擬した。

材料は、P 3060, P 2190, APC-2の三種類を用いた。前2者は熱硬化樹脂複合材料で、P 2190はタフ・レジンを使用している。APC-2は熱可塑樹脂複合材料である。既に実機構造への使用実績が多いP 3060に比べ、P 2190とAPC-2は層間強度が強いと期待される材料である。

2.2 剝離進展データ 実験は、供試体の両端を試験機のチャックで掴み、引張-圧縮の両振り一定荷重($R=-1$)を繰り返し負荷した。実験中、適当な間隔で供試体を取り外し、X線撮影を行って層間剝離の進展を追跡した。複合材料構造の非破壊検査によく使用される超音波検査を使わないでX線撮影を用いたのは、超音波検査に比べ内部欠陥の様子が鮮明に観察できるからである。荷重の繰り返し回数が進むに連れて孔周辺部の欠陥の様子は、層間剝離の進展だけではなく 0° 層の割れ等も発生し複雑になる。その様子を

^{*1} 平成8年5月31日原稿受理

^{*2} 富士重工業(株)航空宇宙事業本部宇都宮製作所

^{*3} (財)日本航空機開発協会技術開発部

第1図 供試体

第2図 孔周辺部の複雑な欠陥

第2図に示す．このような立体的な欠陥の観察にはX線が適している．ただし，X線の撮影および後処理に手間がかかり，計測点を増やすには難点がある．

剝離進展データを第3図に示す．引張-圧縮の両振一定荷重の大きさは，静破壊荷重に対するパーセントで示してある．基準とした静破壊荷重は，剝離進展データの取得に使ったものと同じ供試体3体を使い，未使用の状態で圧縮試験を行って求めた破壊強度の平均値である．

第3図(a) P3060の層間剝離進展実験データ

第3図(b) P2190の層間剝離進展実験データ

第3図(c) APC-2の層間剝離進展実験データ

3. 実験結果の分析

3.1 剝離進展則の材料定数 ここでは，層間剪断応力だけで層間剝離進展を解析でき，取扱いの簡単なRatwaniとKanが提案した層間剝離進展解析モデル²⁻⁴⁾を用いて実験結果を分析する．極力簡単に論述を進めるため層間垂直応力の影響を無視した．解析モデルを次式に示す．

$$db/dN = C(\tau_{\max} - \tau_{\min} - \tau_{th})^n (\sqrt{b})^n \quad (1)$$

ここで， b ：剝離長さ(mm)

N ：荷重繰返し回数

$\tau_{\max}$ ：最大層間剪断応力(MPa)

$\tau_{\min}$ ：最小層間剪断応力(MPa)

絶対値の大小でなく符号を考慮する

τ_{th} : 剥離が進展しない層間剪断応力の限界値で材料定数(MPa)

C, n : 材料定数

簡単に表現するために、層間剪断応力項を一項で表わせば、(1)式は単純な(2)式となる。

$$db/dN = C(\Delta\tau\sqrt{b})^n \quad (2)$$

ただし、

$$\Delta\tau = \tau_{\max} - \tau_{\min} - \tau_{th} \quad (3)$$

$\Delta\tau$ が剥離長さ b に依存しないとして(2)式を積分すれば(4)式を得る。

$$N = (b^{1-0.5n} - b_0^{1-0.5n}) / (C\Delta\tau^n(1-0.5n)) \quad (4)$$

ここで、 b_0 : 初期剥離の長さ(m)

(4)式に含まれる材料定数は、 C, n, τ_{th} の3個である。第3図の進展データから、これらの材料定数を求めるのであるが、計測点(第3図中にマーカーで示す)が少なく勾配 db/dN を直接求めるには精度上無理があると考え、非線型最適化法を用いた。使用したのは Hooke & Jeeves の方法⁵⁾であり、目的関数の最小値を直接探索する。(4)式を剥離長さ b について解くと次式を得る。

$$b = [b_0^{1-0.5n} + NC\Delta\tau^n(1-0.5n)]^{1/(1-0.5n)} \quad (5)$$

$$= g(C, n, \tau_{th}; N) \quad (6)$$

一方、実験荷重(σ)と有限要素法解析により求めた τ/σ (3.2項参照)から $\tau_{\max}^{(k)}$ と $\tau_{\min}^{(k)}$ が⁸⁾、また実験値として $b_0^{(k)}$ 、 $N_i^{(k)}$ 、 $b_i^{(k)}$ が得られている。

ここで、 (k) : 実験荷重レベルを示す添え字

i : (k) 番目の荷重レベルの実験での i 番目の計測値

従って、目的関数 F は次のようになる。

$$F = |g(C, n, \tau_{th}; N_i^{(k)}) - b_i^{(k)}|^2 \quad (7)$$

(7)式の目的関数 F を最小とする C, n, τ_{th} の組み合わせが求める材料定数である。当初、未知数を3個として最適化したが、 n についてはあまり変動しないことが分かった。P 3060が $n=4.65 \sim 5.47$ で平均5.11、P 2190が $n=5.04 \sim 5.11$ で平均5.06、APC-2が $n=4.98 \sim 5.30$ で平均5.11であった。従って、 $n=5$ と設定して他の2つの材料定数について最適化を行った。最終的に得た材料定数を第1表の非線型最適化法の欄に示す。同表に他文献データ²⁾を併せて示すが、 $n=5$ は同じ結果となっている。 C と τ_{th} は材料の違いが顕著に現われている。

3.2 剥離が進展しない限界値 層間剥離が進展しない層間剪断応力の限界値 τ_{th} を3.1項で求めた。これは複合材料により異なる材料定数であるが、第1表に見るようにAPC-2の値が意外に低い。静破壊強度

第1表 剥離進展解析式の材料定数

複合材料名	非線形最適化法			最小二乗法	
	τ_{th} (MPa)	n	C	n	C
P 3060	35.8	5	2.47 E-11	8.01	2.76 E-13
P 2190	38.6	5	3.01 E-11	6.73	5.42 E-12
APC-2	24.8	5	1.84 E-10	3.98	3.94 E-09

他文献データ				
複合材料名	τ_{th} (MPa)	n	C	
Fiberite 934 ²⁾	51.7	5	5.04 E-07	
As/3501-6 ²⁾	48.2	5	3.42 E-06	

第2表 層間剥離が進展しない限界値

複合材料名	τ_{th} (MPa)	τ/σ_c	$(\sigma_c)_{th}$ (MPa)	F_{cu} (MPa)	$(\sigma_c)_{th}/F_{cu}$
P 3060	35.8	0.141	254	662	0.38
P 2190	38.6	0.130	297	549	0.54
APC-2	24.8	0.125	198	506	0.39

第4図 剥離が進展する荷重限界の検証

に対する比を求めて見ると第2表のようになる。表中の実験荷重 σ_c (軸方向圧縮応力)と層間剪断応力 τ の比 τ/σ_c は有限要素法解析により求めた⁶⁾。 F_{cu} は静破壊強度で、材料ごとに各3体の供試体を用いて求めた圧縮破壊強度の平均値である。剥離が進展しない荷重レベルの限界は、P 3060が静破壊圧縮強度の38%以下、P 2190が54%以下、APC-2が39%以下である。これはアルミニウム合金の亀裂が進展しない限界がせいぜい10%程度以下であるのに比べると、非常に高い荷重レベルである。

3.1項で求めたこの限界値を第4図で検証した。荷重繰り返し回数 $N=10,000$ の間に進展した剥離の長さ Δb (実験値)を負荷した荷重レベルに対してプロットした図に、限界値を重ね合せたものである。3.1項で求めた τ_{th} は妥当な値であると言える。

4. 剥離進展解析および残留強度解析

4.1 剥離進展解析式の吟味 前章の実験結果の分析により、剥離進展解析の基本式(2)は次のように求

めることができた。

P 3060 に対して

$$db/dN = 2.47 \times 10^{-11} (\Delta \tau \sqrt{b})^5 \quad (8)$$

P 2190 に対して

$$db/dN = 3.01 \times 10^{-11} (\Delta \tau \sqrt{b})^5 \quad (9)$$

APC-2 に対して

$$db/dN = 1.84 \times 10^{-10} (\Delta \tau \sqrt{b})^5 \quad (10)$$

実験での計測点が少ないのであまり精度の良い方法とは言えないが、隣り合せた3点のデータを使って勾配を算出する次式により、直接実験データから db/dN を求め、(8)～(10)式と比較した。

$$\begin{aligned} (db/dN)_i = & (b_i - b_{i-1}) / (N_i - N_{i-1}) \\ & + [(b_{i+1} - b_i) / (N_{i+1} - N_i) \\ & - (b_i - b_{i-1}) / (N_i - N_{i-1})] \\ & \times (N_i - N_{i-1}) / (N_{i+1} - N_{i-1}) \quad (11) \end{aligned}$$

結果を第5図に示す。(8)～(10)式が実験データの特性を良く表現しているとは言いがたい。

更に、(8)～(10)の解析式を用いて剝離進展解析を行い実験値と比較した。結果を第6図に示す。剝離長さが大きくなると解析結果は全く実験値と掛け離れてしまう。実験値が頭打ち現象を見せているのに対し、解析結果は反り返り傾向を示している。解析式(8)～(10)のままでは使用に耐えないと考え、改善に取り組んだ。

4.2 剝離進展解析式の改善 剝離先端部の層間剪断応力は、剝離の進展とともに変化し小さくなると考えた。Ratwani と Kan の解析モデルでは、(1)式の $\tau_{\max}$, $\tau_{\min}$ 、即ち、(2)式の $\Delta \tau$ を剝離長さ b に依存しない定数としているが、ここでは b に依存し変化すると考えた。

有限要素法解析により、剝離進展に伴うその先端部付近の層間剪断応力の変化(減少)を求め、 $\Delta \tau$ に補正を加えて改善効果を確認めた。有限要素法解析結果をそのまま使って補正を加えると、層間剪断応力の落

ちが激しく、すぐ剝離進展が止まり実験値と合わない。第2図に示した非常に複雑に欠陥が発生している状態を正確にシミュレーションするには、有限要素法解析にモデル化の限界があると考えられ、結局、第7図に示す補正係数 $f(b/D)$ を設定した。図中に、円形の層間剝離を考え有限要素法解析で求めた τ_{zx} 分布と τ_{yz} 分布を示すが、補正係数はそれらより高い値に設定した。補正係数は次式。

$$b/D \leq 0.47; f(b/D) = 1.0$$

$$b/D > 0.47; f(b/D) = 1.06 - 0.127 \times (b/D) \quad (12)$$

第6図(a) 剝離進展解析結果と実験データとの比較 (P 3060)

第6図(b) 剝離進展解析結果と実験データとの比較 (P 2190)

第5図 剝離進展解析基本式と実験データとの比較

第6図(c) 剝離進展解析結果と実験データとの比較 (APC-2)

従って、補正された $\Delta\tau$ は次式で計算する。

$$\Delta\tau = f(b/D) \times (\tau_{\max} - \tau_{\min}) - \tau_{th} \quad (3A)$$

補正係数の設定は、実験データから(11)式を用いて直接算出する $(db/dN)_i$ 群が、 $\Delta\tau\sqrt{b}$ で一義的に特性付けられるようにした。その結果を第8図に示す。第5図に比べ、新しい解析式がはるかに正確に実験データの特性を捕えていることが分かる。新しい解析式は、ばらつきのある実験データから最小二乗法を用いて求めた。次に示す。

P 3060 に対して

$$db/dN = 2.76 \times 10^{-13} (\Delta\tau\sqrt{b})^{8.01} \quad (8A)$$

P 2190 に対して

$$db/dN = 5.42 \times 10^{-12} (\Delta\tau\sqrt{b})^{6.73} \quad (9A)$$

APC-2 に対して

$$db/dN = 3.94 \times 10^{-9} (\Delta\tau\sqrt{b})^{3.98} \quad (10A)$$

新しい材料定数を第1表の最小二乗法の欄に示す。非線型最適化法で求めた材料定数に比べ、特に n が大きく異なる。 n は一定でなく複合材料ごとに变化する。

新しく導いた解析式(8A)~(10A)を用いて剥離進展解析を行い実験データと比較した。比較を第9図に示すが、実験データとの整合はずっと良くなった。旧解析式(8)~(10)では示せなかった頭打ちの現象も表

第7図 層間剪断応力の補正係数

第8図 剥離進展解析式の改善結果

現できている(第6図参照)。APC-2はまだ解析精度が良くない。計測点が少なく実験データが乏しいことから、特性を正確に捕え切っていないためと考える。

4.3 残留強度解析 層間剥離が進むと剥離した外側の層が、圧縮荷重に耐え切れなくなり座屈する。ここでは、剥離した層がオイラー座屈を起こすとして残留強度を求める。

$$\text{座屈応力 } \sigma_c = k(\pi^2 E/12)(mh/b_c)^2 \quad (13)$$

座屈応力が既知で剥離長さが未知の場合は、

$$\text{座屈剥離長さ } b_c = \pi m h (kE/12\sigma_c)^{1/2} \quad (14)$$

ここで、 m : 剥離した外側の層のプライ数

h : 1プライの厚さ (0.13 mm)

E : (mh) 層の弾性率

k : 柱の端末支持条件を表わす係数

供試体には、 $m=2$ の位置に人工的な初期欠陥を挿

第9図(a) 解析式改善後の剥離進展比較 (P 3060)

第9図(b) 解析式改善後の剥離進展比較 (P 2190)

第9図(c) 解析式改善後の剥離進展比較 (APC-2)

第3表 残留強度の比較

複合材料名	荷重レベル $\sigma_c/F_{cu}(\%)$	座屈剝離長さ $b_c(\text{mm})$		
		実験値	解析値	端末支持係数 k
P 3060	65%	13	12.7	1
	73%	10	12.0	1
	73%	15	12.0	1
P 2190	79%	>15	25.6	4
	88%	30	24.2	4
	92%	>18	23.6	4
APC-2	74%	>40	39.6	9
	85%	40	37.2	9

(注) >はその長さで破壊が起こらなかったことを示す。

第10図 座屈剝離長さの比較

入し、また X 線写真を見ても人工初期欠陥のある層間に剝離が進展している。従って、 $m=2$ 、即ち表面の $\pm 45^\circ$ 層が剝離しているとして、(14)式より座屈を起こす剝離長さ b_c を計算し実験値と比較した。結果を第3表および第10図に示す。P 3060 が端末支持係数を $k=1$ に、P 2190 が $k=4$ に、APC-2 が $k=9$ にすると実験値と良く合う。各々の k 値に対する座屈モードを第10図中に示す。各複合材料の樹脂の粘り強さ（繊維の架橋効果）あるいは弱さを表現できているのではないだろうか。

5. 耐損傷設計からの考察

航空機で使っている 4.8 mm ϕ のファスナーの出来頭とナットの直径は約 9.8 mm である。したがって、円孔周辺部に発生した層間剝離は、その大きさが 10 mm 以上にならないと、出来頭やナットの陰に隠れ外からのアクセスで発見できない。ここでは、発見できる層間剝離の大きさを 12.7 mm (1/2 インチ) として、剝離が 12.7 mm の大きさまで進展拡大する剝離進展寿命（荷重繰り返し回数 N ）を、第3図から求め第11図にプロットした。剝離が進展しない荷重レベルの限界も分かっているので、プロット点を外挿

第11図 剝離進展寿命と実機荷重頻度との比較

第12図 剝離破壊寿命と実機荷重頻度との比較

し、発見可能な寿命を推定した。

航空機にかかる荷重は、航空機の種類によって変わるが、民間旅客機の荷重頻度は、普通突風荷重が支配的である。旅客機の標準的荷重頻度 TWIST⁷⁾ を第11図に重ね合わせて、実機荷重レベルとの比較を行った。荷重頻度 TWIST は、強度余裕 (M. S.=Margin of Safety) が 0, +0.15, +0.25 の3ケースを考えた。剝離進展寿命は、実機荷重頻度 TWIST を大幅に上回り、剝離がファスナーの出来頭やナットの陰から出てきてから見つける検査を考えれば、安全な設計ができる。しかし、外部検査による層間剝離の発見は難しい。そこで、P 3060 につき層間剝離が進展して破壊するまでの剝離破壊寿命と実機荷重頻度 TWIST との比較を行った。第12図に示す。剝離破壊寿命も実機荷重頻度を上回る。よって層間剝離は、設計上問題にならないと言いたいところであるが、そうはいかない。

第12図にファスナー継ぎ手と円孔の疲労寿命を記入してあるが、ファスナーからの伝達荷重があると、疲労寿命が極端に短くなり、実機荷重頻度レベルに落ちてくる⁸⁾。同じことが、層間剝離の進展においても起こると考えられるからである。言えることは、オー

ブン・ホール周辺部の層間剥離はあまり問題にならないが、ファスナーからの荷重伝達があると寿命が短くなり、設計課題となる。

6. ま と め

(1) 剥離先端の層間剪断応力が剥離が進展しても変わらないとする層間剥離進展解析モデル(1)式では、実験データが示す進展挙動を説明しきれなかった。

(2) 剥離先端の層間剪断応力は、剥離の進展とともに変化すると考え、補正係数(12)式を導入し、(3A)式のように層間剪断応力を補正することにより、実験データの挙動をはるかに正確に説明できる。

(3) 剥離が進展しない荷重レベルの限界は、各材料の静破壊圧縮強度に対して、P 3060 が 38 % 以下、P 2190 が 54 % 以下、APC-2 が 39 % 以下であった。これはアルミニウム合金等に比べ非常に高い荷重レベルである。

(4) 層間剥離が進展拡大した時の残留強度は、剥離した外側の層がオイラー座屈を起こすとして計算できる。ただし、端末支持係数 k を複合材料ごとに設定する必要がある。因みに、P 3060 では $k=1$ 、タフ・レジンを使用している P 2190 では $k=4$ 、熱可塑樹脂を用いた APC-2 では $k=9$ であった。

(5) オープン・ホール周辺部の層間剥離は設計上問題にならないが、継ぎ手や結合部でファスナーからの荷重伝達があると寿命が短くなり、注意深い検討が必要な設計課題となる。

7. あ と が き

十年も前の話になる。当時開発が計画されていた YXX の尾翼を複合材料製にしようと、躍起になって設計データを取っていた。本稿で使用した実験データ

は、その時日本航空機開発協会の契約作業として取得したデータである。複合材尾翼は実機大の供試体を製作し強度試験を行った。豊富な設計データをもとに、データの分析、解釈を通して貴重な知見を得ることができた。しかし、耐損傷性の追究半ばで他の仕事にいたので、本テーマは消化不良のまま残っていた。このたび、新しい目で検討を加えることができた。

複合材料は、超音速輸送機 HSCT の軽量化に欠かせない材料である。しかし、耐損傷性確保に対する設計思想や欠陥を緩慢に成長させる方法の具体化が課題である⁹⁾。本論文が課題を検討するための参考となれば幸いである。

参 考 文 献

- 1) 高松聖司, 菊川廣繁: 複合材の孔あけ加工に伴う欠陥と静強度について, 第 27 回構造強度に関する講演会講演集, 1985, pp. 256-259.
- 2) Ratwani, M. M. and Kan, H. P.: Compression Fatigue Analysis of Fiber Composites, AIAA 80-0707 (1980).
- 3) Jeans, L. L., et al.: Durability Certification of Fighter Aircraft Primary Composite Structure, 11th ICAF Symposium, 1981.
- 4) Ratwani, M. M. and Kan, H. P.: Delamination-Based Compression Residual-Strength Prediction Model for Composites, AIAA 83-0872 (1983).
- 5) Kuester, J. L. and Mize, J. H.: Optimization Techniques with FORTRAN, McGraw-Hill Book Company, New York, 1973, pp. 309-320.
- 6) 鶴飼崇志, 菊川廣繁, 笹嶋幹雄: 複合材料孔周りのデラミ進展について, 日本機械学会材料力学講演会講演論文集, 1990, pp. 159-161.
- 7) Broek, D., Smith, S. H. and Rice, R. C.: Generation of Spectra and Stress Histories for Fatigue and Damage Tolerance Analysis of Fuselage Repairs, DOT-VNTSC-FAA-91-16, FAA Technical Center, 1991, p. 12.
- 8) 菊川廣繁: 炭素繊維複合材構造継ぎ手の疲労強度設計について, 日本複合材料学会誌, 22, 3 (1996), pp. 100-107.
- 9) Velicki, A.: Materials and Structures for the HSCT, Aerospace Engineering (April 1995), pp. 17-19.