研究論文

テーパー角変更によるサンドイッチパネル
tapered end-closure 結合部の初期損傷抑制吉田啓史郎^{*1}, 内田 開^{*2}, 西田 雄成^{*2}, 廣瀬 康夫^{*3}, 倉石 晃^{*4}

(2015年6月10日受付)

Suppression of Initial Failure at Tapered End-closure
Sandwich Panel Joint by Taper Angle ChangeKeishiro YOSHIDA,^{*1} Kai UCHIDA,^{*2} Yusei NISHITA,^{*2}
Yasuo HIROSE^{*3} and Akira KURAISHI^{*4}

(Received June 10, 2015)

Abstract: For the configuration of the CFRP face plates/foamed plastic core sandwich panel joint, a tapered end-closure type joint is selected and studied. In this type of joint, the sandwich panel is tapered to form the solid laminate of two face plates near the joint portion and two panels to be joined are mechanically fastened at the solid laminate portions with a splice plate. This type of joint could be suitable for the aircraft panel joint configuration, because a flat surface can be obtained at the joint portion, which is advantageous in an aerodynamic point of view. However, in a previous study, it was reported on the results of tensile strength test that the delamination crack initiating from tapered core end and propagating through the interface between two face plates was observed as an initial failure mode at much lower tensile load compared to the final failure load. In this study, the angle of tapered panel portion is focused on and the initial failure suppression effect caused by the change of taper angle is investigated through experiment and numerical analysis. And it is found that the smaller taper angle is preferred to suppress the initial failure.

Key words: Sandwich panel, Foam core, Joint, Delamination crack

1. 序 論

航空機構造重量および部品点数の低減を目指し、航空機胴体などの主要構造部材へ炭素繊維強化プラスチック(CFRP)を用いたサンドイッチ構造を適用する研究が進められている^{1~3)}。その中で、Hirose et al.³⁾は、硬質プラスチックの発泡材をコア材とし、その表裏に面板として半硬化状態のCFRPを配し、これらを一体成形して得られるサンドイッチパネルを胴体の機首構造など複雑な

曲面からなる部位に適用した場合に、重量および部品点数を大幅に低減できることを報告している。

ところで、航空機胴体などにサンドイッチパネルを適用する場合、成形設備の制約から複数の部分に分けて成形し、これらを結合する方式を採用することが現実的である。サンドイッチパネル同士の結合において、これまで種々の結合方式が検討されているが^{4~9)}、その中でHirose et al.⁹⁾は、結合部近傍でサンドイッチパネルをテーパーさせ、結合部では2枚の面板からなるCFRP積層板とし、この積層板同士を構造部材とボルトにより結合するtapered end-closure方式(Fig. 1(a))に注目している。当該結合方式は、結合部においてもパネル片面の平面を維持できるため空気力学的に好都合であり、また、組み立ておよび整備時の検査が容易であるなどの特長を有するため、航空機用サンドイッチパネル結合方式の有力な候補であると考えられる。しかし、当該結合部

^{*1, *3} 金沢工業大学 (921-8501 石川県野々市市扇が丘7-1)
Kanazawa Institute of Technology

^{*1} 准教授 Associate Professor, ^{*3} 教授 Professor

^{*2} 金沢工業大学工学部航空システム工学科 学部生
Department of Aeronautics, Kanazawa Institute of Technology

^{*4} 川崎重工業株式会社
Kawasaki Heavy Industries, Ltd.

Fig. 1 Configurations of a tapered end-closure type joint.

の要素供試体に引張負荷した強度試験の結果、供試体最終破壊荷重の1/3程度の荷重で、パネルテーパ部のコア終端を起点として2枚の面板から成る積層板部へ進展するき裂 (Fig. 1 (b)) が初期損傷として生ずることが報告されている⁹⁾。当該結合方式を航空機構造に適用する際、この初期損傷発生荷重を設計強度として設定することになるため、実用化に際しては、初期損傷の発生を抑制して、初期損傷が生ずる荷重レベルを向上させ、初期損傷発生荷重を最終破壊荷重に近づけることが不可欠となる。

当該結合方式において、テーパ部の角度や面板の積層構成、積層数などの設計パラメータを適切に設定することで、コア終端からの初期損傷を抑制できる可能性があるが、その検討が十分になされていない状況にある。そこで本研究では、結合部の設計パラメータの一つであるパネルテーパ部のテーパ角に注目し、テーパ角変更による初期損傷抑制効果につき実験および有限要素解析により検討する。

2. 結合部要素供試体を用いた引張試験

テーパ角変更による初期損傷抑制効果を評価するため、テーパ角 10 deg, 20 deg, 30 deg を有する tapered end-closure 方式結合部の要素供試体を製作し引張試験を実施した。製作した供試体を Fig. 2 に示す。また供試体の寸法を Fig. 3 および Fig. 4 に示す。

パネル面板は炭素繊維綾織物を強化材とするプリプレグ UT500/#135 (強化材体積含有率 $V_f=56\%$) を積層構成 $[(+45, -45)/(0, 90)]_4$ 対称で計16層積層した CFRP 積層板から成り、面板の板厚は 6.2 mm である。ただし表裏の面板でコア材に隣接する (0, 90) 層および (+45, -45) 層の2層のみ樹脂体積含有率を高めた $V_f=46\%$ のプリプレグを用いている。またコア部には polyether

Fig. 2 Photographs of the test pieces.

Fig. 3 Dimensions of the test piece.

(a) Sandwich panel portion

(b) Tapered core end portion

Fig. 4 Detail dimensions of the test piece.

imide (PEI) 発泡材 Airex 82.60 を用い、サンドイッチパネル一般部でのコア板厚は 34 mm である。なお、面板とコア材の界面に厚さ 0.25 mm の樹脂フィルム (Syncore HC9872) を挿入している。また、突き合わせ部では、構造部材を模擬した Al 合金製、板厚 10 mm のスプライス板を直径約 8 mm の Ti 合金製ボルトにより各パネルに取り付けている。

Fig. 5 Strain measuring points (A to M) on the test piece.

供試体には Fig. 5 に示す A～M の 13 箇所にひずみゲージを貼付し、試験中のひずみを測定した。J, K, L, M を除くひずみゲージは供試体幅方向 (Fig. 5 の奥行き方向) 中央に供試体長手方向ひずみを計測するように貼付した。なお、ゲージ A, G はパネル一般部、ゲージ B, F はテーパ部中央、ゲージ C, E, H, I は、テーパ終端部のパネル表裏面、ゲージ D はスプライス板中央のひずみ計測を目的としている。ただし、テーパ角 10 deg の供試体では、後述の万能試験機クロスヘッドストロークの制約からパネル一般部を設けることができず、ゲージ A, G はテーパ部に貼付した (貼付位置は Fig. 5 に示す通り)。また、ひずみゲージ J, K, L, M はテーパ終端部の供試体端面に、供試体厚さ方向のひずみを計測するように貼付した (ひずみゲージ J, L は Fig. 5 の手前側端面に、K, M は奥側端面に貼付した)。なお、ひずみゲージ J, K, L, M は、テーパコア終端部からの離れ裂発生の前兆を捉えるために貼付している。また、はく離れ裂の観察を容易にするため、供試体端面のテーパコア終端部近傍にホワイトマーカーを塗布し、さらに、テーパコア終端からの距離を示す目盛り線を描いておいた。

引張試験は負荷容量 50 kN の万能試験機 (島津製作所 Autograph AG-50kNI) を用い、試験速度 0.2 mm/min にて実施した。Fig. 6 に供試体を試験機に装着した様子を示す。なお、供試体下側固定具は、試験機ベースに固定されているが、供試体上側固定具はユニバーサルジョイントを介して試験機クロスヘッドに装着されており、供試体上下の固定条件が異なることに注意を要する。

試験中にひずみ (特にゲージ J, K, L, M のひずみ) をモニターするとともに、テーパコア終端部から発生し 2 枚の面板層間に進展するはく離れ裂を拡大鏡を用いて目視で観察した。異常なひずみ出力が出現すると負荷を一時的に止め供試体端面を詳細に観察し、初期き裂の発生が明確に確認できるまでこれを繰り返した。なお本研究では、テーパコア終端から発生したき裂が 6 mm

Fig. 6 Panel joint tensile test setup.

進展したことを確認できた時点での荷重を“初期損傷発生荷重”とした。

3. 有限要素解析

上記の結合部要素供試体の有限要素解析モデルを作成し、テーパ角が初期損傷発生に及ぼす影響を破壊力学に基づき検討した。Fig. 7 にテーパ角 30 deg の解析モデルを示す。解析モデルは 2 次元モデルとし、面板、コア、樹脂フィルムおよびスプライス板には 4 節点平面応力要素 (あるいは場合により後述のように平面ひずみ要素) を用いた。また、Ti 合金製ボルトは beam 要素を用いてモデル化した。解析モデルの要素数、節点数は共に約 14,000 である。なお、引張試験における供試体のクロスヘッド側固定条件を模擬するため、Fig. 7(b) に示すように、ユニバーサルジョイント回転軸位置に供試体モデル実体とは別に節点を設け、この節点をマスター節点、供試体固定部端部の節点をスレーブ節点とする剛体要素を作成し、マスター節点の回転自由度を拘束せず (回転自由として)、引張荷重をこの節点に負荷した。

有限要素解析では、破壊力学パラメータ (エネルギー解放率) を算出して、初期損傷発生荷重を破壊力学に基づき評価した。その際 Fig. 8 に示すように、解析モデルに、テーパコア終端から生じ面板層間を 6 mm 進展したき裂を導入した。そして、き裂進展に伴うエネルギー解放率を仮想き裂閉口法 (modified crack closure technique)^{10,11)} により算出した。なお、幾何学的非線形を考慮した解析を実施し、エネルギー解放率のモード I 成分、モード II 成

Fig. 7 Finite element model of the joint test piece.

Fig. 8 Initial delamination crack included in the FE model.

分は変形後の形状に基づき次のように定義した¹²⁾。まず、変形後のき裂先端近傍の節点位置に基づき Fig. 9 に示すように新たに直交座標系 $x'-y'$ を定義した。なお、座標 x' は節点 (j) および節点 (i) を通るように定義した。そして、エネルギー解放率のモード I 成分 G_I およびモード II 成分 G_{II} を座標系 $x'-y'$ に基づき次式で算出した。

$$G_I = \frac{1}{2\Delta a} F_y^{(j)} (u_y^{(k)} u_y^{(l)}) \quad (1)$$

$$G_{II} = \frac{1}{2\Delta a} F_x^{(j)} (u_x^{(k)} u_x^{(l)}) \quad (2)$$

$$G_{\text{Total}} = G_I + G_{II} \quad (3)$$

ここで、 F_x , F_y は $x'-y'$ 座標系での節点力成分、 u_x , u_y は $x'-y'$ 座標系での節点変位成分であり、上添字 (j), (k), (l) はそれぞれ Fig. 9 に示す節点 (j), (k), (l) に関する諸量であることを示す。

有限要素解析では、上記の手順により算出したエネルギー

Fig. 9 Local crack tip coordinate system.

Table 1 Mechanical properties of constituent plies of CFRP face plates.

	CFRP (0, 90) $V_f=56\%$	CFRP (+45, -45) $V_f=56\%$	CFRP (0, 90) $V_f=46\%$	CFRP (+45, -45) $V_f=46\%$
E_{11} [GPa]	66.4	15.2	54.9	12.5
E_{22} [GPa]	8.61	8.61	8.61	8.61
E_{33} [GPa]	66.4	15.2	54.9	12.5
ν_{12}	0.331	0.0756	0.331	0.0755
ν_{23}	0.0429	0.0429	0.0519	0.0519
ν_{31}	0.0510	0.783	0.0510	0.784
G_{12} [GPa]	4.23	4.23	4.23	4.23
G_{23} [GPa]	4.23	4.23	4.23	4.23
G_{31} [GPa]	4.25	31.6	3.51	26.1

1: In-plane longitudinal direction

2: Thickness direction

Note: Fiber volume fraction (V_f) of two plies which are adjacent to the foam core was decreased from 56% to 46%.

ギ解放率がある臨界値に達する時の引張荷重として初期損傷発生荷重（正確には解析モデルに導入したき裂の進展荷重）を算出した。なお 4.2 節で示す通り、解析モデルに導入したき裂の破壊モードはほぼ純粋モード II 状態であると仮定できるため、エネルギー解放率の臨界値として面板層間のモード II 破壊じん性値を用いた。なお、モード II 層間破壊じん性値は end notched flexure 試験 (ENF 試験)¹³⁾ により取得した。ENF 試験については Appendix に記述した。

解析は有限要素解析ソフトウェア MSC. Marc 2013 を用いて実施した。解析に用いた面板各層の材料定数を Table 1 に、またその他の構成材料の材料定数を Table 2 に示す。

Table 2 Mechanical properties of constituent materials of panel joint.

	PEI foam core	Resin film	Al splice plate	Ti bolt
E [GPa]	0.037	2.76	70.0	116
ν	0.321	0.335	0.33	0.31

Fig. 10 Strain variations with tensile load (taper angle 20 deg).

4. 結 果

4.1 引張試験結果

テーパ角 20 deg の場合の試験荷重とひずみの関係を Fig. 10 に示す。なお、Fig. 10 中の A, C などの記号は、Fig. 5 に示したひずみ測定位置を示している。試験荷重が増加すると、テーパ終端部のパネル表面のひずみゲージ C, E の引張ひずみが増加するとともに、パネル裏面のひずみゲージ H, I の圧縮ひずみが増加し、テーパ終端部でパネル裏面が凹となる曲げ変形が生ずることが分かる。また、試験荷重が 20 kN を超えるとテーパ終端部の供試体端面のひずみゲージ J, K, L, M の出力のみが急激に（異常に）上昇し、テーパコア終端部でのき裂発生兆候が現れる。その後供試体端面を詳細に観察しながら、試験荷重を増加したところ、試験荷重 27.8 kN に達した時コア終端からのき裂の発生を確認した。さらに荷重を増加し、試験荷重 33.1 kN に達した時コア端部から生じたき裂が 6 mm 進展したことを確認した。そのき裂の様子を Fig. 11 (a) に示す。前述の通り本研究では、き裂の発生および進展が明確に確認できるこの時点での荷重を初期損傷発生荷重とした。その後試験荷重を増加すると、初期き裂は 2 枚の CFRP 面板材層間を進展した。試験荷重が 41.0 kN の時のき裂の様子を

(a) Tensile load = 33.1 kN

(b) Tensile load = 41.0 kN

Fig. 11 Photographs of a delamination crack (taper angle 20 deg).

Table 3 Initial failure load obtained from tensile tests.

Taper angle	Initial failure load [kN]
10 deg	44.6
20 deg	33.1
30 deg	21.9

Fig. 11 (b) に示す。

テーパ角が異なる供試体の初期損傷発生荷重を Table 3 にまとめて示す。なお、固定方法の関係でクロスヘッド側が標定となるため、Table 3 にはクロスヘッド側の初期損傷発生荷重を示している。Table 3 より初期損傷発生荷重は、テーパ角 30 deg の場合 (21.9 kN) に比べてテーパ角 20 deg の場合に 51% 増 (33.1 kN)、テーパ角 10 deg の場合に 104% 増 (44.6 kN) となり、テーパ角を小さくすると初期損傷発生荷重が増加する、すなわち初期損傷の発生を抑制できることが分かる。

Fig. 12 Numerically calculated and experimentally measured strains on the joint test piece at tensile load 15 kN.

4.2 有限要素解析結果

ここでは、有限要素解析により検討した結果を示す。まず、テーパ角 10 deg, 20 deg, 30 deg を有する各供試体のひずみ計測点 (Fig. 5 参照) に対応する解析モデル各部のひずみ解析結果を実験結果と共に Fig. 12 に示す。なお、Fig. 12 には引張荷重 15 kN におけるひずみを示している。引張試験ではいずれの供試体でも、引張荷重 15 kN においてテーパコア終端部からのき裂発生は確認されず、そのため Fig. 8 に示したき裂を導入しない解析モデルを用いてひずみを算出している。また供試体のひずみ計測点 (ただし J, K, L, M を除く) は供試体幅方向の中央部であり、そこでは平面ひずみ状態であると想定して、2 次元解析モデルで平面ひずみ要素

Fig. 13 Deformed shape of panel joint with taper angle 20 deg at tensile load 15 kN.

Fig. 14 Energy release rate variations with tensile load.

(平面応力要素ではなく) を用いひずみを算出している。Fig. 12 より、テーパ終端部表裏面でのひずみ (C, E, H, I でのひずみ) も含めて、各部に生ずるひずみの解析結果が実験による計測結果と概ね一致し、解析モデルの妥当性が示される。

また、テーパ角 20 deg を有する解析モデルに引張荷重 15 kN が作用する場合の変形の様子を Fig. 13 に示す。なお、Fig. 13 では、変形の様子が分かり易いよう変位を 10 倍にして示している。Fig. 13 に示すように、テーパコア部から積層板部にかけてパネル裏面が凹となる曲げ変形が生ずることが分かる。これはテーパ終端部でのひずみ計測結果と合致する。

次に、テーパ角が初期損傷発生荷重に及ぼす影響につき破壊力学に基づき検討した結果を示す。Fig. 8 に示すき裂を解析モデルに導入しエネルギー解放率を算出した結果を Fig. 14 に示す (標定となるクロスヘッド側き裂のエネルギー解放率を示す)。なお、引張試験では供試体端面から初期き裂の発生・進展を観察しており、供試体端面では平面応力状態であると想定して、2 次元解析モデルで平面応力要素を用いた解析を実施した。Fig. 14 より、テーパ角を小さくすると、き裂進展に伴うエネルギー解放率がある臨界値に達するのに要する荷重が増加することが分かる。

また、Fig. 14 に示した解析結果に関連して、解析モデルに導入したき裂の全エネルギー解放率に占めるモード I 成分の割合を Fig. 15 に示す。Fig. 15 より、引張荷重が

Fig. 15 Percentage of mode I component to total energy release rate G_I/G_{Total} .

Table 4 Initial failure load obtained from FE analysis.

Taper angle	Initial failure load [kN]		Difference [%]
	Analysis	Experiment	
10 deg	43.3	44.6	-2.9
20 deg	33.4	33.1	0.9
30 deg	22.4	21.9	2.3

0～50 kN の範囲で、全エネルギー解放率に占めるモード I 成分の割合が 3.5% 以下であることが分かる。したがって、テーパコータ終端部のき裂はほぼ純粋モード II 状態にあると仮定できる。

そこで、Fig. 14 において、エネルギー解放率の臨界値を、面板層間モード II 破壊じん性値 $G_{IIC}=2.01 \text{ kJ/m}^2$ (Appendix 参照) であると仮定し、全エネルギー解放率がこの臨界値に達する荷重 ($G_{Total}=G_{IIC}$ となる荷重) として、解析モデルに導入したき裂が進展する荷重を算出した。この手順により算出した荷重を解析による初期損傷発生荷重の推定値として Table 4 に示す。なお、Table 4 には比較のため Table 3 に示した実験結果を再掲し、解析による推定値と実験値の差も掲載している。Table 4 より、有限要素解析においてもテーパ角を小さくすると初期損傷発生荷重が増加する結果となることが分かる。また、最大 3% 程度の差が認められるものの、有限要素解析による推定値が実験値とほぼ一致することが分かる。

5. 結 言

サンドイッチパネル tapered end-closure 結合部において、パネルテーパ部のテーパ角を小さくすることにより、テーパコータ終端部から 2 枚の CFRP 面板層間に生ずる初期き裂の発生を抑制できることを実験および有限要素解析により示した。

Fig. A.1 ENF test specimen.

なお、オートクレーブによりサンドイッチパネルのテーパ部を成形する場合、テーパ角が大きくなるとテーパ部に十分に成形圧が負荷されず成形不具合が生じ易い。したがって、成形の観点からもテーパ角が小さい方が望ましい。ただし、パネル一般部の厚みを一定としてテーパ角を小さくすると、テーパ部の寸法（コアが一定の厚さに達するまでの距離）が大きくなり曲げ剛性が低下する。曲げ剛性低下を補うためにテーパ部の面板の板厚を増すなどの方策が考えられるが重量増を招くことになる。今後はこれら相反する条件を最適化する技術が必要になる。なお、本研究ではこの最適化技術を検討するための数値解析手法を整備することも目的に含めて有限要素解析を実施した。

Appendix 面板層間のモード II 破壊じん性試験

結合部要素供試体に用いられている CFRP 面板のモード II 層間破壊じん性値を ENF 試験により評価した。

試験片を製作する際、面板に使用したプリプレグ UT500/#135 を積層構成 $[(+45, -45)/(0, 90)]_2$ sym/F/ $[(+45, -45)/(0, 90)]_2$ sym で計 16 層積層し、結合部要素供試体と同じ成形条件で積層板を成形した。なお、試験片に初期はく離き裂を導入するため、厚さ $12.5 \mu\text{m}$ の離型フィルム (Kapton フィルム) を成形前の積層板の中央面に挿入した (上記の積層構成で “F” は離型フィルムを表す)。また、離型フィルムの両側 2 層 (計 4 層) には樹脂含有率を高めた $V_f=46\%$ のプリプレグを用い、その他 12 層には $V_f=56\%$ のプリプレグを用いた。この積層板から、Fig. A.1 に示すような長さ 140 mm、幅 20 mm、フィルムき裂長さ 40 mm の試験片を作製した。試験片の厚さは約 6 mm である。なお、試験実施前に離型フィルム挿入部分をカッターナイフを用いて開き、2 mm から 4 mm の予き裂を導入した。

Fig. A.2 に ENF 試験の様子を示す。支持点間の距離を 100 mm とし、初期き裂導入側の支点とフィルムき裂先端の距離を 20 mm とした。試験は負荷容量 5 kN のロードセルを装着した万能試験機 (島津製作所 Autograph

Fig. A.2 ENF test setup.

Fig. A.3 Load vs. displacement curves obtained from ENF test.

AGX-G)を使用し、試験速度 0.5 mm/min で実施した。なお試験片 3 体につき試験を実施した。

Fig. A.3 に試験により得られた荷重-荷重点変位曲線を示す。Fig. A.3 に示す試験データから、JIS K7086 附属書 2¹³⁾ に示された手順に基づきモード II 層間破壊じん性値を算出した。Table A.1 に算出したモード II 層間破壊じん性値を示す。なお、4.2 節では面板層間のモード II 破壊じん性値として、Table A.1 に示す試験片 3 体の平均値 $G_{IIc} = 2.01 \text{ kJ/m}^2$ を用いた。

Table A.1 Mode II fracture toughness G_{IIc} .

Specimen	$G_{IIc} \text{ [kJ/m}^2\text{]}$	
#1	1.95	mean 2.01
#2	2.13	
#3	1.96	

参考文献

- 1) L. Herbeck, H. Wilmes & M. Kleineberg : SAMPE USA (2004).
- 2) A.S. Herrmann, P.C. Zahlen & I. Zuardy : Proc. 7th Int. Conf. Sandwich Struct. (2005), pp. 13-26.
- 3) Y. Hirose, H. Fukagawa, K. Kosugi, M. Imuta & H. Kikukawa : Proc. 10th U.S.-Japan Conf. Compos. Mater. (2002), pp. 969-977.
- 4) D. Zenkert : *An Introduction to Sandwich Construction*, EMAS, Worcestershire (1995), pp. 265-273.
- 5) L.P.V.M. van Rijn : *Composites Part A*, **27**, 10 (1996), 915-920.
- 6) J. Feldhusen & S.K. Krishnamoorthy : Proc. 13th ECCM (2008).
- 7) K.I. Song, J.Y. Choi, J.H. Kweon, J.H. Choi & K. S. Kim : *Compos. Struct.*, **86**, 1 (2008), 107-113.
- 8) J. Feldhusen & C. Warkotsch : *J. Sandwich Struct. Mater.*, **11** (2009), 471-486.
- 9) Y. Hirose, M. Nishitani, S. Ochi, K. Fukumoto, T. Kawasaki & M. Hojo : *Adv. Compos. Mater.*, **15**, 3 (2006), 319-339.
- 10) E.F. Rybicki & M.F. Kanninen : *Eng. Fract. Mech.*, **9**, 4 (1977), 931-938.
- 11) I.S. Raju : *Eng. Fract. Mech.*, **28**, 3 (1987), 251-274.
- 12) R. Krueger : *The Virtual Crack Closure Technique: History, Approach and Applications*, NASA/CR-2002-211628 (2002).
- 13) JIS K7086 : 炭素繊維強化プラスチックの層間破壊じん性試験方法—附属書 2 荷重線変位測定による ENF 試験 (1993).