研究論文

フィラメントワインディング圧力容器の
フープ巻き層でのダメージ進展に関する一考察

末 益 博 志*

(2007年3月8日受付)

On a Damage Growth Mechanism in a Hoop Layer of
Filament Wound Pressure Vessels

Hiroshi SUEMASU*

(Received March 8, 2007)

A damage growth mechanism in a hoop layer of a cylindrical portion of a composite pressure vessel was analytically studied. The cylindrical portion was produced by winding finite width prepreg tape, and made of two layers which consist of a circumferentially wound hoop layer and an almost axially reinforced base angle-ply layer. The fibers of the hoop layer were slightly inclined from the circumferential direction for the tape to be wound without gap and overlapping each other. So, the hoop layer forms a very low angle-ply laminate. High tensile strains generated in both axial and hoop directions due to the high internal pressure may produce matrix cracks in the full depth of the hoop layer, because the surface unevenness of the damage due to the different fiber angle is very small as the crack just initiates. However, the damage growth is not simple in this case because the unevenness increases with the crack growth without fiber breakages. The growth of uneven damage was examined through a fracture mechanical study based on the channeling crack assumption, but found to be difficult. It is concluded that the crack growth must accompany some fiber breakages or fiber peel-off from the cracked surface.

1. 序 論

フィラメントワインディング製複合材料は、高比強度・高比剛性であるので航空宇宙機の圧力容器として注目されている。しかし、その破壊挙動が複雑であるので設計基準の理解は十分でなく、多くの点で経験的な設計製作方法がとられている。この構造をさらに軽量化した信頼性を向上させるには破壊に至るメカニズムを理解することが必要である。もちろん圧力容器は、航空宇宙分野のみならず多くの分野で需要の高い構造要素であるので少なからず研究が行われている。ここではそのいくつかを紹介するとどめる。インプレーン巻きで球形に近い容器を作製する場合のドーム部と呼ばれる部分では両端の口金の付近から平行部にいたる部分で繊維の交差

角が 180° から 10 数度まで急激に変化するので、等方性材料の場合には球形殻が最適の形状であるのに対しその形状を決定する手段はいまだ確立されていない。この研究としてはHartung¹⁾の形状決定に関する非常に卓抜な論文がある。しかしこの手法は局部的に繊維のみからなると仮定した上で二つの繊維方向に力が均等にかかるとして形状を決定するというもので、物理的な根拠は必ずしも明確ではない。福永²⁾は最適設計手法に基づいて形状の決定を試みている。末益³⁾は、積層板の弾性率だけでなく、ボスやライナーが組み込まれた場合を含めて局部的に周方向と子午線方向のひずみが等しくなるように形状を決定する手法を提案し、さらに有限要素法による非線形計算を通して曲げ変形の最も小さくなるような形状を見出す方法を提案している。Kokan⁴⁾は直交異方性の複合材料製の円筒殻に対する、熱応力、内圧および巻きつけ時の引っ張り力の大きさと発生応力の関係を示している。Park⁵⁾は実際のFWロケットモーターケースを周期性を考慮して 1.5 度分について三次元有限要

* 上智大学理工学部機械工学科 (102-8554 東京都千代田区紀尾井町7-1)

Department of Mechanical Engineering, Sophia University

Fig. 1 Winding structure of the FW motor case and the hoop layer wound on the heli-plane layer is a angle-ply laminate with very small angle.

素解析を試みている。計算結果が定量的にモーターケースの破壊をよく示したと結論している。Chamisら⁶⁾はシェル要素を用いた円筒殻部分の有限要素法解析により初期不整の破壊への影響の考察を行い、有限要素解析が压力容器の設計ツールとして有効であることを示している。Kabir⁷⁾はライナーを有する压力容器の有限要素解析を行い繊維角の破壊強度への影響に関して議論している。末益ら⁸⁾は、ライナーを用いて設計されたCFRP製極低温タンクのライナー部の厚さの不均一に起因する応力集中問題と、剥離が発生した場合の安定に関して有限要素解析を行っている。

軸対称压力容器の場合、軸方向に厚さの変化などがなければ一般的に応力分布は単純で、その設計は一見容易に思われる。しかし、宇宙機のタンク等に用いられる場合には安全率を十分余裕を持って決めることができず、場合によってはフープ巻き層にトランスバースクラック等を容認することになる。損傷の進展を考える場合には軸対称性が必ずしも成り立たなくなる。またフープ層を繊維で巻くのではなく、Fig. 1に示すように、有限幅のテープを隙間や重なりがないように巻くために、一周巻くとテープ幅ほどの送りが必要となる。また、テープの行きと帰りでは繊維の傾きが逆になるのでフープ層は完全に一方向強化の複合材料ではなく若干の交差角を持つ層を積層した複合材料となる。トランスバースクラックの伝播やフープ層の剥離発生に関してこの効果を考慮して考察を行った結果を述べる。

Fig. 2 Damage initiation and growth in an angle ply laminate with slightly inclined layers.

2. フープ層のダメージの進展

Fig. 1のようにインプレーン巻き層の上に、周方向の強度を補強するためにフープ層が加えられる。プリプレグテープを隙間なく巻いてフープ層を作製する場合、テープを1周巻くごとにテープ幅分各繊維の位置が移動する。したがって、フープ層は、角度 $\theta = d/2\pi R$ の層が互い違いに巻かれた構造となる。ここで R は压力容器の半径、 d はテープの幅である。すなわち、フープ層はFig. 2のようにほんの少し傾いた角度 θ を持つアングルプライ積層板となる。一般に压力容器に内圧がかかった場合にはフープ方向および軸方向にほぼ同程度のひずみが発生するように設計されるので、全体破壊に至る前に破断ひずみの小さい繊維と直角方向に損傷が発生することになる。フープ層は、アングルプライ積層板ではあるが、繊維角が非常に小さく、一方向複合材料板の様に、積層されたある層（一般には表面層と考えられる）にトランスバースクラックが発生した場合には、(b)図のようにフープ層全体にクラックが広がって内側の一般にはインプレーンまたは軸方向に積層された層表面まで広がり、フープ層全体の厚さのトランスバースクラックになると考えられる。この後円周方向に向かってこのクラックが進展していくと考えられるが、繊維角がない場合のクラックに比べると損傷状態が複雑になり、繊維に沿った割れの成長が抑制されることが考えられる。

2.1 繊維破断のない進展モデル

内圧の増加にしたがってフープ層表面に損傷が発生して進展をはじめるが、若干ではあるが異なる繊維角を持つ層からなる場合にはトランスバースクラックとして単純に進展していくことはできない。もし繊維を切らない形でこの損傷が進展すると仮定すると、Fig. 3のように、クラックの発生部から l だけ進展した部分は、角度 θ の層部では $l\theta$ ほど右方向にクラック面がずれ、 $-\theta$ 層では $l\theta$ だけ破面が左にシフトする。したがって、 $\pm\theta$ に積層

Fig. 3 A damage growth model without fiber breakage.

したすべての層間に層間剝離を生じ、クラックの断面は厚さ方向にジグザグにならなければならなくなり、また進展にしたがって層間剝離幅が大きくなっていくことになる。ところでダメージが進展した場合を考えるとクラック先端からある程度後方のクラック部分ではクラック部の変形は層の厚さに支配されクラック先端の影響がほとんどなくなり2次元の変形状態に近くなると考えられる。また繊維角が非常に小さいので、クラック進展にしたがって2次元クラック部分が増えていく channeling crack として問題を近似的に取り扱えと考える。すなわち、このクラックの進展することによって解放されるエネルギーは、後方のクラック部分が増えることになるので、二次元クラックが完全に開口するときに解放するエネルギーを求めればよいことになる⁹⁾。またこのエネルギーは、クラックが発生する前に生じていた応力に各部の開口変位をかけてクラック面全体にわたって積分した量の半分であるので開口変位が適切に評価されればエネルギー解放率の近似解も得られることになる。

(1) 損傷部のエネルギー解放率の評価

先端からある程度はなれた損傷部の変形を考えよう。繊維角度は非常に小さいので Fig. 4(a) のようにこの部分が幅方向に無限に続いているとして近似してもよさそうである。この損傷部の開口の大きさは厚さ方向に平面状に割れた場合の開口の大きさに層間剝離によって分離された層の領域の応力が解放されたことによる軸方向の縮み加わることになると考えられる。

平面のクラックが発生したときの開口をまず考えよう。Fig. 4(b) のように、フープ層のクラックに直角方向の弾性率はほぼ繊維と直角方向の弾性率 E_T であるのに対し、基盤層では繊維方向の弾性率のオーダー ($\sim E_L$) である。しかし、基盤層は、有限厚でありクラックの開口により曲げ変形を伴う。もしこの問題を半無限空間内のエッジクラックの問題の解と比べると、クラック先端の

(a)

(b)

(c)

Fig. 4 A possible opening of the damage propagated without fiber breakage (a). The damage consists of the cracking of the layer parallel to the winding direction and the interlaminar delaminations between the winding layers. The opening of the damage approximately consists of the opening of plane pure crack (b) and contraction of the delaminated portions (c).

開口を小さく評価し先端から離れた点の開口を大きく推定すると思われる。したがって互いに逆の影響のためこのモデル化によつての誤差はそれほど大きくなく、大まかな推定として用いてもよいと考えられる。Fig. 5 のように半無限空間の等方性物体中のエッジクラックの開口までに解放されるエネルギーは、クラックが長さ a から $a + \Delta a$ になるときに解放されるエネルギーが $G(a) \Delta a$ と与えられる。また半無限空間中の長さ a のエッジクラックのエネルギー解放率は、例えば文献 9) にあるように、

$$G(a) = \frac{K^2}{E_T} = \frac{1}{E_T} \beta^2 \pi a \sigma^2$$

となる。ここで $\beta = 1.1215$ である。 a が 0 からフープ層板厚まで進展した場合に解放されるエネルギー U_1 は

$$U_1 = \int_0^h G(a) da = \frac{1}{2} \beta^2 \pi h^2 \frac{\sigma^2}{E_T} \quad (1)$$

Fig. 5 A crack of depth h in semi-infinite media of Young's modulus E_T .

と与えられる。

Fig. 4(c)の剝離部で解放されるエネルギーは、剝離部の幅が $2l\theta$ なのでその部分の縮み量は $2l\theta \times \sigma/E_T$ となり、解放されるエネルギー U_2 は

$$U_2 = \frac{1}{2E_T} \sigma^2 \frac{n-1}{n} h \cdot 2l\theta \quad (2)$$

よって損傷発生部から距離 l 進展したときの単位長さの損傷進展あたり解放されるエネルギーは、

$$\Delta U = \Delta U_1 + \Delta U_2 = \frac{1}{2E_T} \sigma^2 h \left(\pi\beta^2 h + 2 \frac{n-1}{n} l\theta \right) \quad (3)$$

となる。

単位長さの損傷を発生させるために必要なエネルギー W の評価は難しいが、ここでは大まかな評価として剝離部の面積と樹脂割れの面積に対応したエネルギーが必要であると考えてみる。単位長さの進展あたり樹脂割れの面積は h 、層間剝離面積は、剝離面が $n-1$ あり、剝離幅が $2\theta l$ であるので $(n-1) \times 2\theta l$ である。それぞれの部分が単位面積生じるのに必要なエネルギーを G_{TC} 、 G_{DC} とすると、この損傷が単位長さ進むのに必要なエネルギーは、

$$\Delta W = hG_{TC} + 2(n-1)\theta lG_{DC} \quad (4)$$

となる。

この損傷が進展する条件は、(3)式と(4)式を等しいとおくことにより、

$$\sigma = \sqrt{\frac{2E_T \{ hG_{TC} + 2(n-1)\theta lG_{DC} \}}{h \left(\pi\beta^2 h + 2 \frac{n-1}{n} l\theta \right)}} \quad (5)$$

と表される。これよりこの損傷進展の条件は損傷長さ l の関数となる。(また分子・分母とも l の一次関数であるが、 l の係数と定数項との比は一般に分子の方が大きいので(5)式は l の増加関数となり伝播に伴って伝播に要する応力 σ が高くなる安定な成長となることを示して

Fig. 6 A possible damage propagation. The damaged portion would be narrow and accompany some fiber peel-outs from the failed surface and some cut fibers.

いる.)

2.2 繊維破断を伴うトランスバースクラックとしての進展モデル

上記のモデルでは損傷進展に伴って大きな層間剝離を伴うことになり、後の解析結果で述べるが、進展が困難になる。この場合にはFig. 6に示したような繊維破断や繊維の破断面からはがれなどを伴い、損傷が進展していくと考えられる。ただし交差角が小さいので繊維破断の数は破面の面積に比べると大きくない。この場合、断面の状況はFig. 4(b)のようにエッジクラックに近い状況となり、損傷の進展に伴って解放されるエネルギーは(1)式で近似的に与えられるであろう。繊維破断だけでなく繊維が完全に破断せず破面からはがれたような状況(ブリッジング)も考えられ樹脂部の損傷状況も層間剝離やトランスバースクラックとは異なるので、層間靱性の値とは大きく異なり、この場合のクラックの破壊抵抗の正確な推定は、困難である。もちろん一般の樹脂割れに比べて非常に大きくなることが推測できる。

3. 解析結果

本解析で考慮する圧力容器の平行部の直径を2.4 mとする。幅36 mm、厚さ0.15 mmの炭素繊維のプリプレグテープを用いて作られたものを考える。すなわち繊維の巻き角度は、 $\theta = 0.274$ 度である。プリプレグテープ単層の材料特性は、繊維方向の弾性率 $E_L = 163$ GPa、 $E_T = 7.4$ GPa、ポアソン比 $\nu_{LT} = 0.3$ 、面内せん断剛性 $G_{LT} = 5$ GPaとする。内側の基盤層はインプレーン巻きで作製され、繊維角が軸方向に対して $\pm 15^\circ$ に巻かれて厚さが8 mmとする。フープ層の積層数は32から128まで変えて計算した。層間剝離およびトランスバースクラック伝播の破壊抵抗を少し小さめの値 $G_{TC} = G_{DC} = 200$ J/m² と仮定してみる。

Fig. 7 Necessary axial stress in the hoop layer for the damages to propagate based on the present simplified model.

Channeling クラックの仮定で解析した場合の(1)式の精度を有限要素解析と比較した。フープ層厚 12 mm, 基盤層厚 8 mm として進展時の先端の平均エネルギー解放率は 内圧 1 MPa のとき 63.2 J/m^2 となり, エッジクラックで計算した結果 61.0 J/m^2 との差は約 3.5% であった。設計時の参考値としては十分精度があるといえよう。ここで軸方向応力は積層理論から導かれる積層材の弾性率を用い, 軸方向およびフープ方向の単位幅当たりの荷重を 1:2 として導いたものである。

もし完全にフープ方向に繊維が巻かれていて繊維角度がないとした場合トランスバースクラックの伝播する条件は, フープ層厚 12 mm のとき, (5)式から層間剥離の項を抜いて導かれ, フープ層の応力は,

$$\sigma = \sqrt{\frac{2E_r G_{rc}}{\pi \beta_0 h}} = 7.9 \text{ MPa}$$

となる。このときの内圧は, 1.8 MPa である。直角方向の強度に比べてはるかに小さい応力でクラックが伝播していくことになる。もしこのトランスバースクラックが問題になる場合にはフープ層全体を厚くすることは好ましくなく他の層で分割する等の手段をとることが必要である。

次に繊維角が 0.274 度の場合で繊維を切らない理想的な損傷が広がる場合を考えよう。フープ層内応力と損傷進展距離との関係を Fig. 7 に示した。損傷進展長さ l が増加すると損傷進展に必要な応力が増加していくことが見て取れる。層間剥離の面積が増えるので損傷を進展させるために必要な応力が大きくなるので, この形での損傷の進展が難しくなることを示している。したがって,

Fig. 6 のような繊維破断を含む他の形の損傷へと遷移すると考えられる。

Fig. 6 に示したような損傷を生じたとすると, クラックの進展に伴い繊維束が破面を横切ることになり, ブリッジングのかたちでクラックの進展を抑制する。この効果により, この構造ではトランスバースクラックの進展に対する破壊抵抗が増すと考えられる。この効果の破壊抵抗に対する寄与を推定することは困難であるが, ブリッジングする繊維の断面積の破面に対する比率は本モデルで繊維体積含有率 $V_f \times \theta \approx 3 \times 10^{-3}$ のオーダーと非常に小さいのでブリッジングを伴う層間破壊靱性の値から推定することができよう。例えば, 板厚方向に縫合した場合の層間破壊靱性の値は, 縫合していない場合の層間破壊靱性 500 J/m^2 に対し $2,000 \sim 8,000 \text{ J/m}^2$ と 1 桁上昇し¹⁰⁾, また Zanchor 技術によって層間の繊維ブリッジングを生じさせるという方法により $2,000 \text{ J/m}^2$ と 4 倍程度に上昇することが示されている¹¹⁾。フープ層が非常に小さい交差角を持つことを考慮して, 進展の抵抗が $G_{rc} = 2,000 \text{ J/m}^2$ と層間剥離の破壊進展抵抗の 10 倍の抵抗を仮定して, 損傷進展のための応力の条件を, (5)式の θ をゼロとおいて求めた。この結果は, Fig. 7 の水平な直線のようになる。例えば, $n=64$ 層とした場合にはフープ層の軸方向応力は約 28 MPa (ひずみで約 $4,000 \mu$) となるので破壊前に損傷がフープ層全体に進展してもよいことになる。またこの損傷はどちらかの繊維方向に生じて二つの傾いた損傷が存在してもよいことを意味する。

4. 結 論

非常に小さい巻き角度を持つような圧力容器のフープ層に発生する損傷の進展に関して近似的にエネルギー解放率を評価し, 損傷の累積に関して破壊力学的に考察した。

1) 繊維を切らない形の損傷モデルの進展を考えたが, このような損傷が大きく広がることは難しい。

2) 繊維破断を伴った損傷の進展の可能性を示した。すなわち, 繊維のブリッジングが生じることでマトリックスクラックの進展抵抗が一般の 90° 材に比べて大きくなることが想定されるが, この影響を考慮したとしても, 繊維破断を伴わない損傷モデルから, ブリッジングと繊維破断を伴ったマトリックスクラック様の損傷に移行する。また, 繊維巻き角度に支配される若干方向の異なる損傷の可能性が考えられる。

基本的には繊維破断を生じないと考えられるトランスバースクラックであるが, 本問題のようにフィラメント

ワインディング法により有限幅のテープを巻いてフープ層が成型され若干の巻き角度が導入された場合、トランスバース方向の損傷進展によって繊維のブリッジングと繊維破断を伴う。これによってトランスバースクラックの進展が抑制される効果が考えられるが、繊維の破断が発生することにより、残った繊維に応力集中等の問題を生じさせることも考えられるので、トランスバースクラックの問題に関して設計時に注意を払うことが必要である。

本研究に関しては M25 ロケットモーターケースの開発に関与し、実験中に観察された様々な不具合に対して議論したことが基礎になっている。この開発に携わり、ご議論頂いた小野田淳次郎教授 (JAXA, ISAS)、峯杉賢治助教授 (JAXA, ISAS)、青木隆平教授 (東京大学大学院航空宇宙工学専攻)、中村雅俊氏 (IHI Aerospace) および柳澤昇氏 (IHI Aerospace) に謝意を表する。また山田昌利氏 (トヨタ自動車) には、修士論文の研究として本研究に精力的に携わってもらった。本研究の一部は科学研究費 (17560080) の助成を受けたものである。

参 考 文 献

- 1) R.F. Hartung : *AIAA J.*, **1** (1963), 66-69.
- 2) 福永久雄, 植村益次 : 日本航空宇宙学会誌, **29** (1981), 432-446.
- 3) 末益博志, 中島康則, 間島 理, 林 邦夫 : 日本航空宇宙学会誌, **43** (1995), 542-547.
- 4) D. Kokan & K. Gramoll : *Composite Engineering*, **4**, 10 (1994), 979-993.
- 5) J.-S. Park, C.-U. Kim, H.-K. Kang, C.-S. Hong & C.-G. Kim : *J. Compos. Mater.*, **36**, 20 (2002), 2373-2388.
- 6) C.C. Chamis & L. Minnetyan : *Composite Structures*, **51** (2001), 159-168.
- 7) M.Z. Kabir : *Composite Structures*, **49** (2000), 247-255.
- 8) 末益博志, 前田祐介, 並木文春, 稲木秀介 : 日本複合材料学会誌 **32**, 6 (2006), 237-243.
- 9) M.D. Thouless : *J. Am. Ceram. Soc.*, **73**, 7 (1990), 2144-2146.
- 10) 岩堀 豊, 石川隆司, 渡辺直行, 伊藤 光, 林 洋一, 杉本 直 : 日本複合材料学会誌, **32**, 3 (2006), 127-136.
- 11) 板橋大一, 岩堀 豊, 渡辺直行, 石川隆司 : 日本複合材料学会 2007 年度 研究発表講演会 予稿集 (2007), pp. 151-152.