複合材タンク口元部接着構造におけるエネルギー解放率低減化手法の考察^{*1}

Contribution of Reduction Method for Energy Release Rate of Adhesive Bonding Structure in Composite Tank around Mouthpiece

竹 内 伸 介^{*2}・佐 藤 英 一^{*2}・小野田 淳 次 郎^{*2}・荒 川 陽 司^{*3}・宮 原 啓^{*3}
Shinsuke TAKEUCHI, Eiichi SATO, Junjiro ONODA, Yoji ARAKAWA and Akira MIYAHARA

Key Words: Composite Tank, Bonding Structure, Fracture Mechanics, Energy Release Rate

Abstract: This paper includes evaluations of composite tanks or pressure vessels based on fracture mechanics and an improved method for tank design. Problems of exfoliation between the mouthpiece and composite in current composite pressure vessels are shown, and the simple solution by inducing a slit into the mouthpiece near the bonding interface is proposed. The effect of the slit is evaluated using a geometrically simple model as well as a pressure vessel model designed for a rocket.

記 号 表

*' :	添字 ' は亀裂進展後の値を示す
* _P :	添字 _P は圧力による値を示す
E :	ヤング率
ERR :	エネルギー解放率
J :	スリットがある時のエネルギー解放率
J_0 :	スリットがない時のエネルギー解放率
L_0 :	予亀裂長さ
M :	曲げ膜モーメント
T :	楕円球殻の膜力
l :	スリット深さ
t :	スリット～予亀裂間距離
W :	スリット幅
ϵ :	弾性歪
κ :	曲率 (曲げ曲率半径の逆数)

1. 研 究 背 景

軽量の複合材容器は、航空宇宙分野においては従来の金属製推進剤タンクあるいは気蓄器の代替手段として期待されており、文献 1～4) には筆者らのグループで進められている複合材液体水素タンクの研究成果が示されている。ロケットの極低温推進剤タンクに関しては当初は米国 DC-X, X-33 等でも開発が進められていたが、漏洩等の問題^{5,6)} から現在国外では開発中止となっている。一方で現行のロケットや圧縮天然ガス (CNG) 自動車、将来の水素自動車・燃料電池自動車等の気蓄器や燃料タンクとして、常温・高圧の压力容器の研究も進められている⁷⁾。特に CNG タンクに

ついては、既に世界各国で車両用として様々な商品が開発され自動車に搭載されている (一例としては米国 Lincoln Composites 社の HP⁸⁾ 等を参照)。

複合材タンクの使用に当たっては、現在の技術では外部配管との接続部でのシールの問題から、通常金属製の口金を使用されている。このため複合材タンクでは異種材料間の接着が必要となり、条件によりこの接着部の剥離が設計評定となる場合がある。特に極低温のタンクにおいては、靱性の低下によりこの接着部が破壊力学的な設計評定となる場合が多い⁹⁾。

対して常温のタンク・気蓄器等では、文献 7) に示されるように、現在の所複合材の応力・歪など通常の強度評定を用いて設計を行い、疲労については繰り返し加圧試験等で確認を行うことが多いようである。しかし文献 9) では常温における口金端部のエネルギー解放率はほぼ内圧の自乗に比例して増加することが示されている。これはエネルギー解放率を求める下式において、

$$ERR_P = \frac{1}{2} T_P (\epsilon'_P - \epsilon_P) + \frac{1}{2} M_P (\kappa'_P - \kappa_P) \quad (1)$$

膜力・膜モーメントは内圧に比例、歪・曲率も内圧に比例するためであるが、このことから将来高圧型の気蓄器を設計する際には、圧力にはほぼ比例して増加する歪ではなく、口金剥離の臨界エネルギー解放率が評定になり得ることが容易に推測される。

この事実を別の側面から見た場合、強度評定で歪を一定として設計すると高い内圧に対しては板厚を増やす必要があり、このためエネルギー解放率増加を招いている (式 (1) において、膜力 = 弾性率 × 歪 × 板厚、膜モーメント = 曲げ剛性 × 曲率 × 板厚であるため) という見方もできる。これは破壊力学におけるスケール効果 (エネルギー解放率に長さの次元が含まれており、長さの絶対値が効いてくる) の作用である。将来のタンク大型化を考えた場合には、板厚

^{*1} © 2010 日本航空宇宙学会

平成 22 年 4 月 21 日原稿受付

^{*2} 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所

^{*3} 富士重工業 (株)

は半径に比例して増加させる必要があるため、大型タンクにおいても同様に常温でも口金部の剥離が設計評定となり得ることが予想される。

本論文では、ロケット搭載用に検討した常温高压気蓄器を題材として常温でも口元部接着剥離が設計評定になり得る例を示し、その対策と効果について議論する。特に比較的簡単なスリット加工を口金に施工することによって口金部でのエネルギー解放率を1桁程度低減する手法を提案し、またその効果について数値計算を用いて評価する。

2. タンク口元部接着剥離の問題点

第1図に本論文で計算対象例とするタンクの概要を示す。タンクはロケット搭載用気蓄器として検討した樹脂ライナー付複合材タンクであるが、文献2), 9) 中のタンクと異なり、Filament Winding (FW) 製法に対応するため若干の変更が加えられている。主な変更点は、

- ・FW 製法に対応するため、ライナーと CFRP (FW) 層との間にハンドレイアップによる GFRP 補強層を持つ
- ・口金中央部が円筒状に立ち上げられており、その箇所に FW が巻き付けられている

の2点である。補強用 GFRP 層はタンクの胴部から鏡部

にかけて積層されており、口金の途中までを覆っている。GFRP はフィルム接着剤を用いてライナー及び CFRP 層と接着されている。GFRP で覆われていない口金部及び口金中央の円筒部についてはプリプレグからしみだした樹脂で接着されている。これ以外の製法は文献2), 9) に示されるタンクと同一である。第1表にタンクの諸元を示す。

この形態のタンクにおいては、文献9) に記述されている通り第1図中 B で示される口金の外側端部も接着剥離・破壊の起点となり得るが、この箇所については口金を薄く加工することにより亀裂進展のエネルギー解放率を低減することが可能である。実際に筆者らが開発した実験機用の複合材液体水素タンクはこの箇所の板厚を可能な限り薄くするように設計・製造されている^{3,4)}。

一方で第1図中 A で示されている箇所における接着界面でエネルギー解放率が高くなり、この箇所が接着剥離・破壊の起点となる可能性がある。これは樹脂ライナータンクに限らず、一般の金属ライナー複合材タンクにも共通の問題であり、現に文献1) に示されているタンクの開発中にもこの箇所から剥離が進展し、ライナーの破断に至った経緯がある。以下この箇所のエネルギー解放率に着目して計算・考察を実施する。

3. スリットによるエネルギー解放率低減化

本論文では、前述のタンク口元部におけるエネルギー解放率を低減するために、簡単に施工可能なスリット加工を提案する。これは金属口金・CFRP 接着界面近傍で口金にスリット加工を施すことにより金属口金の剛性を低下させ、接着部における応力を緩和し、接着部予亀裂先端におけるエネルギー解放率を低減しようとするものである。

スリットによるエネルギー解放率低減効果の定量的目安を得るために、本節では第2図に示すようなタンク口元部を簡略化したモデルを用いて考察を行う。このモデルは金属円盤の外周に複合材を接着した円盤であり、金属部直径 50 mm、複合材部外径 100 mm、厚さ 30 mm、金属部と複合材部界面に沿って円周状に深さ L_0 の予亀裂が入っている。この予亀裂以外の内在欠陥は界面に存在しないとする。スリット加工を行う場合は、金属部の外周端から t の位置にスリット外周端が来るように、深さ l ・幅 W の円周状のスリット加工を行う。材質は金属部はチタン、複合材部は周方向が繊維方向の CFRP であり、物性値は第2表に示す通りである。複合材の外周にはタンク内圧負荷を模擬するために、半径方向に 100 MPa の一様引張が作用している。

このモデルに基づき有限要素法 (FEM) を用いて予亀裂先端でのエネルギー解放率を求めた。モデルは軸対称ソリッド要素を用いて構成し、エネルギー解放率の計算には FEM ソフト ABAQUS 6.6-1 に装備されている J 積分法ルーチン¹⁰⁾ を使用した。なお FEM における J 積分法の使用は、数値計算を用いて周回積分の値を計算するため、経路の取り方により結果がばらつきを示す。このため、本論文では5経路分の計算を行い、結果のばらつきから収束性を判断した。計算結果の一例として、 $L_0 = 2\text{ mm}$, $t = 1\text{ mm}$,

第1図 FW 対応型樹脂ライナータンク概要図

第1表 タンク諸元一覧

Diameter	700 mm
Length	1200 mm
Maximum expected operation pressure (MEOP)	32 MPa
Proof pressure	40 MPa
Burst pressure	48 MPa

第2図 円盤モデル

第2表 円盤材料物性

箇所	材質	ヤング率 $E(\text{GPa})$
FW 複合材 (繊維方向)	CFRP	174
FW 複合材 (繊維直交方向)	CFRP	10.0
口金	Ti-6Al-4V	115.6

第3図 有限要素メッシュとスリット周りの応力分布

$W = 1 \text{ mm}$, $l = 6 \text{ mm}$ に対応するスリット周りの有限要素法の計算メッシュと von Mises 応力の計算結果を第3図に示す。

予亀裂長さ L_0 、スリット～予亀裂間距離 t 、スリット幅 W をパラメータとし、スリットの深さ l を L_0 で無次元化した値を横軸に、その時の5経路分のエネルギー解放率の平均値 J をスリットがない場合のエネルギー解放率の平均値 J_0 で無次元化した値を縦軸に取ったグラフを第4図に示す。エネルギー解放率は圧力負荷模擬荷重の自乗に比例するため、上記 100 MPa という境界条件は無次元化を行う上で計算精度上十分な値である限りは問題にならない。

第4図を見ると、予亀裂と同程度の深さのスリットを入れた場合のエネルギー解放率の比 J/J_0 は8割前後、予亀裂の倍程度の場合は1割～2割程度、予亀裂の3倍以上のスリット深さにすると1割以下となることが分かる。スリットを更に深く入れることにより、更なる低減効果が得られると予想されるが、今回のモデルではスリット長さがモデル厚さの半分近くとなり、それによる応力増加の影響も無

第4図 スリット長さとエネルギー解放率の関係

視できないと予想されるため、今回の計算はスリット深さは予亀裂長さの4倍程度までに留めている。またスリット～予亀裂間距離 t に関しては、 l/L_0 が小さい領域では例外はあるものの、 $l/L_0 > 2$ の領域では、 t の値が小さい方がよりエネルギー解放率の値が小さくなっていることが分かる。

このことから、予想される最大予亀裂長さの2倍から3倍以上のスリットを界面付近に加工することにより、界面に発生するエネルギー解放率を効果的に低減することが可能であると言える。

また実際の適用にあたってはスリット先端付近の応力が材料強度を超えないよう配慮が必要である。例えば第3図を見ると、最大で 800 MPa (境界条件の8倍) 程度の応力がスリット先端付近で発生している。これはこの計算では要素の削除によりスリットを表現しているため、スリット先端が角を持つ形状でその応力集中の影響を大きく受けているためである。これはスリット先端を R 加工することで軽減されると予想される。ただし仮にスリット先端を完全に半円に加工したとしても、円孔周りの応力分布から類推すると最大で境界条件の3倍程度の応力が半円部先端で発生すると予想されるため、注意が必要である。材料強度を念頭に置いたスリット先端の R 加工とスリット～予亀裂間距離の設定は今後の研究課題である。

4. タンクモデルによる検証

本節では、2節で述べた実際のタンク設計において口金部の剝離が設計の評定となり、それに対してスリット加工を行うことにより設計を成立させることが可能となった例を示す。

4.1 解析モデル 第5図に解析を行ったタンクのメッシュを示す。タンクは気蓄器を想定しており、計算の簡略化のため赤道を対称面とした対称形状として計算を行っている。第5図はタンクの半分の軸対称モデルである。

第5図中口元部拡大図でメッシュのラインが黒色で要素

第5図 計算対象タンクメッシュ

の色が薄い箇所は口金部でありチタンで作られている。一方メッシュラインが白色で要素の色が濃い箇所はCFRP製である。前節で触れたGFRPによる補強層は口金端部近傍から始まっており、図中拡大部には含まれていない。CFRP部はFW製法で作られており、繊維配向によって物性が異なっているが、製造技術のノウハウに関わる部分もあるためこの論文では詳細な記述を行わない。

高圧のタンクであることから、破壊圧においては口金部では塑性変形を許容するものとして設計を行っている。材料の弾塑性挙動はBi-Linearモデルを用いてモデル化しており、von Mises応力が910 MPaを越えるとヤング率が12.3 GPa（弾性域の約1/10程度）となるとした。またバウシinger効果については移動硬化則を用いてモデル化している。

計算に使用した物性を第3表に示す。なお厳密にはGFRP、ライナーは異方性を持っており、面内は疑似等方であるが厚さ方向には物性が異なる。しかし双方とも剛性は低く厚さも薄いため、計算全体への影響は小さいとして等方性として扱っている。また前節で述べたフィルム接着剤を用いて接着を行っている箇所については、接着層をモデル化している。

タンク口元部のチタン・CFRP界面に沿って第5図に示す位置に予亀裂を入れ、亀裂先端付近ではメッシュの細分化を行った。予亀裂の長さは、非破壊検査による検出能力と計算メッシュの大きさを勘案し長さ2 mm程度としている。また亀裂面には接触定義がされており、互いの食い

第3表 タンク材料物性

箇所	材質	ヤング率 $E(\text{GPa})$
FW 複合材（繊維方向）	CFRP	174
FW 複合材（繊維直交方向）	CFRP	10.0
口金	Ti-6Al-4V	115.6
口金（塑性域）	Ti-6Al-4V	12.3
補強層（疑似等方）	GFRP	20.7
ライナー	液晶ポリマー	4.0
フィルム接着剤	AF-163-2K	1.5

第4表 エネルギー解放率の計算結果 (J/m^2)

Path	スリット無	スリット有
1	28400	954
2	31200	959
3	31700	961
4	31800	961
5	31800	959
Average	31000	959

込みは発生しないようになっている。

4.2 解析結果 このモデルを用いて破壊圧（48 MPa）の条件で亀裂先端のエネルギー解放率を求めた。第4表（スリット無）に口元部のエネルギー解放率の計算結果を示す。エネルギー解放率の計算結果は30000 J/m^2 前後の値であり、接着法にも依存するが常温でのチタン/CFRP（FW）界面の臨界エネルギー解放率の推定値1420 J/m^2 *4を大幅に上回っている。予亀裂長さを増大させて計算を行うとエネルギー解放率は増加していくため、この箇所は2 mm程度の予亀裂が存在した場合、亀裂が進展していく状態にある。

一方で塑性歪を含むvon Mises歪の計算結果を歪の大きい口元部を拡大して第6図に示す。この計算結果は予亀裂が入った状態のものであり、特に図中に示す亀裂周辺部で応力集中が発生し、高い歪が見られている。この箇所についてはCFRP、チタンとも予亀裂先端付近で局所的に破断歪を越える値も出てはいるが、これは予亀裂の影響であり、破壊力学的に評価されるべき箇所であるため、この局所的な歪は強度上問題ないと考えられる。

また複合材層中に縞状に歪の高い領域が現れているが、これはFEMでモデル化する際にCFRPの材料物性が離散的となり、その変化の界面で発生している。これに関しては、更なる要素の細分化・材料物性の変化の平滑化で解決できる問題であると考えられるが、現実のタンクではFW繊維配向は連続的に変化してこのような現象は発生しないこと、また計算上発生している歪も3~4%程度でFWの破断

*4 文献11)ではチタン/CFRP (layup)/チタンのDCB試験による臨界エネルギー解放率は560 J/m^2 である。この時のCFRPはハンドレイアップ積層であり、破壊モードはCFRPの層間剥離である。対して一般にFW製法ではレイアップより層間強度が高く、層間の臨界エネルギー解放率も上記より向上し、チタンとの接着界面の臨界エネルギー解放率は接着層の靱性で決まる値となると考えられる。チタン/チタンのDCB試験片では接着層内の凝集破壊により亀裂が進展しており、チタン/CFRP (FW) 界面の臨界エネルギー解放率もチタン/チタンの場合と同等の1420 J/m^2 程度になると推測される。

第6図 von Mises 歪分布 (スリット無)

第7図 von Mises 歪分布 (スリット有)

歪としては許容値程度であることから、強度上の問題は無い。なお一般部の CFRP の歪の最大値は赤道部で 1.2% 程度となっており、充分許容できる値である。

口金部のチタンについては、予亀裂先端部付近を除いても一部で塑性域に入っており、1% 程度の塑性歪が発生しているが、これは特に問題のない値である。

つまり口金・複合材層ともに歪は許容範囲であり、強度的には問題がないと言える。これは即ち、このタンク設計においては、破壊圧付近では口元部から接着剥離が進行していく可能性が高いことを示しており、大型・高压の気蓄器設計においてはたとえ常温のタンクであっても破壊力学的な視点が重要であることを示している。

4.3 スリットによるエネルギー解放率低減 上記の問題を解決するため、金属口金に 3 節で提案したスリット加工を実施する。前節の解析で使用したモデルに、予亀裂から約 1 mm の位置に深さ約 4 mm、幅約 1 mm のスリット加工を施す。これにより金属・複合材の接着部において金属口金の剛性が低下するため、この箇所でのエネルギー解放率低減の効果が期待できる。第 7 図にスリット加工後のモデル及び破壊圧における塑性歪を含む von Mises 歪の分布を示す。第 7 図では要素の削除によりスリットを表現しているため、スリットは角を持っているが、実際の加工においては応力集中を軽減するため、スリット先端部は R 加工を行うべきである。

第 4 表 (スリット有) にスリット加工を施した場合のエネルギー解放率の計算結果を示す。表を見るとエネルギー解放率が 1 桁以上改善されており、FW/チタンの接着界面の臨界エネルギー解放率がチタン/チタンと同程度であれば設計が成立している。またこの計算は軸対称モデルを用いているため円周状に入った亀裂を前提としており、実際の楕円状亀裂に対しては亀裂先端のエネルギー解放率が低減されることを考えると、更に余裕を持っている。

また強度については、第 7 図の傾向はほぼ第 6 図と同じである。相違点としてスリット先端付近で大きな歪が発生しているが、これは前述の角のために応力集中が発生しているためであり、R 加工により解決される。現在のメッシュでも歪は 2~3% 程度であり、塑性歪で 1~2% 程度であるの

で、チタンでは問題ない程度の値である。

上記の結果は強度的にも靱性的にもタンクの設計上問題ないことを示している。すなわち、スリット加工を施すことにより、従来では不可能であったタンクの設計を成立させることが可能になったと言える。

4.4 タンク計算結果に対する考察 前節で計算したタンクに対するスリットの効果について考察を行う。この計算モデルの場合、おおよそ $L_0 = 2 \text{ mm}$, $t = 1 \text{ mm}$, $W = 1 \text{ mm}$, $l = 4 \text{ mm}$ に相当する。第 4 図では同パラメータに対する値は $J/J_0 = 0.07$ である。一方で実際のタンクの計算結果であるが、第 4 表から分かる通り、 $J/J_0 = 0.03$ 程度であり、上記より若干小さい値ではあるがほぼ一致する結果となっている。

即ち実際のタンクに対しても、円盤モデルと同様に、予想される最大予亀裂長さの 2 倍以上のスリットを界面付近に加工することにより、界面に発生するエネルギー解放率を効果的に低減することが可能であると言える。

5. 結 論

複合材タンク口金部周辺の接着構造において、将来タンクの大型化・高压化に伴って予想される口金部接着剥離を防ぐために、比較的容易に施工可能であるスリットによるエネルギー解放率低減手法を提案した。またスリット形状を変化させた数値計算によりスリットの効果を定量的に確認し、実例としてタンクへの適用結果をも示した。なお本論文は複合材タンクの将来的な大型化・高压化において遭遇し得る問題点の警告と、比較的容易な技術的解決策を提示した速報的な論文であり、更に多様なパラメータ範囲におけるスリットの効果や実験による有効性の裏付け等、様々な課題を残している。今後それらの課題を解決していく予定である。

参 考 文 献

- 1) Higuchi, K., Takeuchi, S., Sato, E., Naruo, Y., Inatani, Y., Namiki, F., Tanaka, K. and Watabe, Y.: Development and Flight Test of Metal-Lined CFRP Cryogenic Tank for Reusable Rocket, *Acta Astronautica*, **57** (2005), pp. 432-437.
- 2) Sato, E., Arakawa, Y., Higuchi, K., Inatani, Y., Matsuoka,

- S., Naruo, Y. and Takeuchi, S.: Development of Cryogenic Composite Tank Lined with Polymer Film, 56th International Astronautical Congress IAC-05-D2.5.05, 2005.
- 3) Takeuchi, S., Sato, E., Onoda, J., Naruo, Y., Nonaka, S. and Arakawa, Y.: Design and Development of Cryogenic Composite Tank Based on Fracture Mechanics, 26th International Symposium on Space Technology and Science ISTS2008-c-18, 2008.
- 4) Takeuchi, S., Sato, E., Naruo, Y., Nonaka, S., Arakawa, Y. and Miyahara, A.: Design and Development of Polymer-Lined Composite Tank for Liquid Hydrogen Tank of Reusable Vehicle Test, 59th International Astronautical Congress IAC-08-C2.1.5, 2008.
- 5) NASA: Composites for Cryotank Structures. Present and Future: MSFC Perspective, George C. Marshall Space Flight Center, NASA Report, 1996.
- 6) NASA: Final Report of the X-33 Liquid Hydrogen Tank Test Investigation Team, George C. Marshall Space Flight Center, NASA Report, 2000.
- 7) Benton, J., Ballinger, I., Ferretti, A. and Ierardo, N.: Design and Manufacture of a High Performance, High Mass Efficient Gas Tank for the VEGA AVUM, AIAA Paper 2007-5500, 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2007.
- 8) <http://www.lincolncomposites.com>
- 9) Takeuchi, S., Sato, E., Onoda, J., Higuchi, K. and Arakawa, Y.: Evaluation of Adhesive Bonding Structure in Cryogenic Composite Tank Based on Fracture Mechanics, Trans. Jpn. Soc. Aeronaut. Space Sci., **52** (2009), pp. 36–46.
- 10) Shih, C. F., Moran, B. and Nakamura, T.: Energy Release Rate along a Three-Dimensional Crack Front in a Thermal Stressed Body, Int. J. Fracture, **30** (1986), pp. 79–102.
- 11) 磯崎大樹, 中村伊織, 宮原 啓, 寛 幸次, 佐藤英一: 極低温複合材タンク接着構造のモード I/II 破壊挙動, 2009 年度宇宙構造材料シンポジウム, 2009.