

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

液体窒素浸漬試験による複合材料製極低温推進剤タンクの 熱応力軽減設計の検証

吉村 彰記, 小笠原 俊夫, 末益 博志

2013年2月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

液体窒素浸漬試験による複合材料製極低温推進剤タンクの 熱応力軽減設計の検証*

吉村 彰記^{*1}, 小笠原 俊夫^{*1}, 末益 博志^{*2}

Validation of thermal stress reduction design of CFRP cryogenic propellant tank by LN₂ immersion test*

Akinori YOSHIMURA^{*1}, Toshio OGASAWARA^{*1} and Hiroshi SUEMASU^{*2}

Abstract

Drastic structural weight reduction is needed in order to make possible the practical reusable space transportation system. Utilization of carbon fiber reinforced plastic (CFRP) to the structural material of cryogenic propellant tank can significantly reduce the structural weight. However, at the cryogenic temperature, significant thermal stress occurs between the metallic mouthpiece (boss) and the CFRP tank wall because of the large difference of the coefficients of the thermal expansion (CTE). The thermal stress causes the debonding between the boss and the wall, and it may lead to the catastrophic failure of the whole tank structure. Recently, the design method which can relax the thermal stress was proposed by Suemasu and his colleagues. However, the method was not demonstrated experimentally yet. Therefore in the present study, four types of cryogenic composite tank specimen were manufactured. Two specimens were designed by the proposed method. The specimens were cooled down to cryogenic temperature (-190°C) by immersing them into the liquid nitrogen pool. The test results demonstrated the validity of the method. The results showed that we could design the practical CFRP cryogenic tank by the proposed method.

Key words: Composite Materials, Structural Design, Structural Analysis, Cryogenic Tank, Thermal Stress

1. 緒 言

推進剤タンクは宇宙輸送システムの構造重量の大きな割合を占める。したがって、推進剤タンクを軽量化することにより、宇宙輸送システムの性能を大きく向上させることができる。CFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastic)はコンベンショナルな金属よりも比強度、比剛性に優れるため、推進剤タンクへのCFRPの適用は重量の低減に大きく寄与することができる。

宇宙輸送システムの推進剤にはしばしば極低温の液体(液体水素、液体酸素等)が用いられる。この際、タンク構造も極低温に耐える必要がある。極低温推進剤タンクにCFRPを適用する際に、構造のすべての部分をCFRPで製作することは困難であるため、CFRP製極低温推進剤タンクはCFRPと他の材料の接合構造とならざるを得ない。ここで他の材料とは漏洩防止用ライナーや、エンジン配管との接合部(口金)を指している。特に、口金には金属材料が使用されることがほとんどである。しかし、CFRPとコンベンショナルな金属材料との間には、通常、大きな熱膨張率差が存在する。したがって、極低温環境下においてはCFRPと金属の間に大きな熱応力が発生する。特に口金部では熱応力によって口元部分に接着破壊が発生することが知られている[1]。熱応力による接着部の破壊はCFRP製極低温推進剤タンクの実現を妨げている大きな要因の一つであり、解決することが望まれている。

近年、末益ら[2-4]は有限要素法を用いて、極低温CFRPタンクの熱変形時の接着部の熱応力やエネルギー解放率を解析するとともに、口金周辺部の熱応力やエネルギー解放率を低減することが可能な構造様式のこ

* 平成25年1月21日受付 (Received 21 January 2013)

*1 研究開発本部 複合材技術研究センター

(Advanced Composite Research Center, Aerospace Research and Development Directorate)

*2 上智大学 理工学部 機能創造理工学科

(Department of Engineering and Applied Sciences, Faculty of Science and Technology, Sophia University)

ンセプトを提案している．しかし、これらの構造の有効性はこれまで実験的には検証されてこなかった．したがって本研究では、これまでに提案された熱応力緩和構造の有効性を実験的に検証することを目的とし、供試体を試作して液体窒素を用いた極低温冷却試験を実施した．

2. 供試体の設計・製作

本研究の目的は、極低温推進剤タンクの口金周辺の熱応力を緩和する構造様式の検証である．このため本研究では極低温推進剤タンク全体を試作するのではなく、口金部分を含む、円筒状タンクのドーム部のみを試作することとした．供試体形状の概形を Fig. 1 に示す．供試体の形状は軸対称であり、下端の内径は 1000 mm とした．口金の直径は 500 mm とし、口金部以外はライナーレス構造とした．設計時に考慮した最大作動圧力は 5 MPa、想定使用温度は -190°C とした．

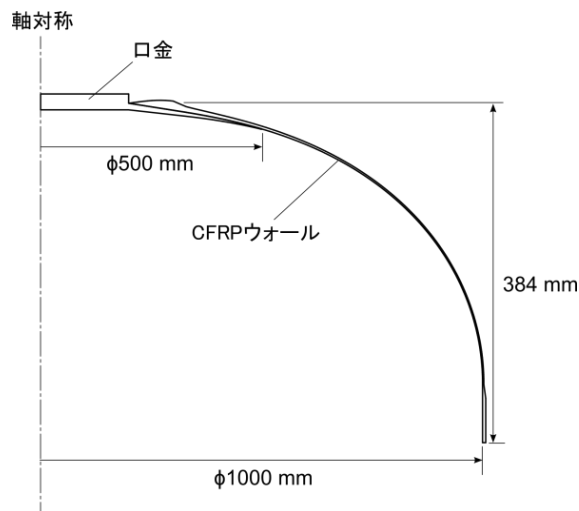


Fig. 1 供試体の概形

供試体形状、および繊維方向は、末益らによって提案された方法[5]を用いて設計した．設計方法の概要を以下に示す．まず、網目理論[6]を用いて一次形状および板厚を決定した．次に、一次形状をもとに軸対称の有限要素モデルを作成し、このモデルに応力フリー温度(接着剤硬化温度: 110°C)と使用温度(-190°C)の差に起因する熱応力、および最大作動圧力(5 MPa)を負荷した場合の変形を解析した．なお、この解析の際には幾何学的な非線形性を考慮に入れている．網目理論とは、タンクにかかる内圧を CFRP 中の強化繊維のみが負担すると仮定して、タンクの最適形状、繊維の最適配向を解析的に求める理論である．したがって網目理論の中では、マトリクスの負担応力や口金の剛性の影響、熱応力が考慮されていない．このため、一次モデルの有限要素解析結果では、口金の剛性や熱応力による局所的な曲げ変形が発生している．内圧を負担するタンクでは、内圧をかける前後で曲げ変形が発生せず、引張変形のみで荷重を負担することが最適であるため、網目理論のみでは、口金が付いたタンクの最適形状にはなっていない．

内圧が負荷された形状(解析結果として得られる変形後の形状)を、モデル下端の内径が 1.0m になるように全体を均等に縮小し、この形状を二次形状とする．二次形状に対して、熱応力と内圧をかける解析を再度実行する．二次形状の変形は、一次形状のときよりも局所的な曲げが発生しておらず、より最適形状に近づいている．二次形状を更にモデル下端内径が 1.0m になるように全体を均等に縮小し、これを三次形状とする．以上のような荷重負荷→縮小のプロセスを繰り返せば、徐々に形状変化は収束していく．本研究では上記のプロセスを 3 度繰り返し、最終形状とした．この方法を用いることにより、板厚や剛性が一様ではない殻構造において、内圧負荷時に曲げ変形の小さい理想的な形状に近づけることができる．

口金部分の形状は 4 種類設計した．それぞれの形状を Fig. 2(a)~(d) に示す．口金の材料はアルミニウム合金 A6061-T6 とした．形状 A は特に熱応力緩和構造を取り入れておらず、コントロールとして用いた．形

形状 B は口金形状は形状 A と同様であるが, CFRP ウォールの口金付近の盛り上りを加工により除去した. 形状 C は, 口金の口元の板厚を薄くした上で形状を上にも伸ばすことにより, 熱変形を口元の変形のみで吸収することを狙ったもの[2]である. 口元の高さおよび薄さは, 機械加工の精度が保てる範囲で最大限の高さ, 最小限の薄さから決定した. 形状 D は, 口金の間にセルサイズ 3/16in, 板厚 0.001in のアルミハニカムを挟んでおり, ハニカムの変形によって熱変形を吸収することを狙っている[3,4]. 形状 D において, ハニカムの加工のためにはハニカムとアルミニウム合金の接着面が加工のために水平である必要がある. このため, ハニカムの高さは 29mm とした.

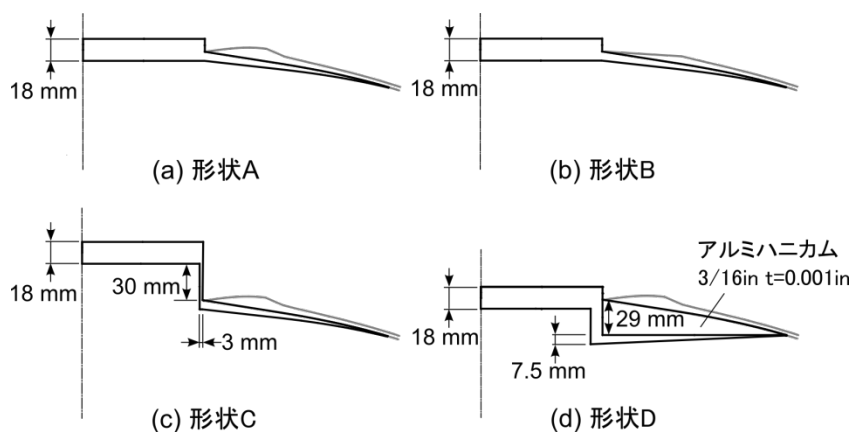


Fig. 2 本研究で製作した 4 種類の口金形状

通常, 極低温複合材タンクはフィラメントワインディング法により製作されるが, 本研究では製作費抑制のため, プリプレグテープを巻く方法によって供試体を作成した. まず, 内型に 50mm 幅のプリプレグテープ(東邦テナックス製 IMS60/#133)を設計値の繊維方向に沿って巻きつけ(Fig. 3), オートクレーブにより硬化させた. 次に, 硬化後の CFRP ウォールと口金を構造用フィルム接着剤 AF163-2K(3M 製)によって接着した. なお, DCB 試験によって取得した, 接着剤の -196°C におけるモード I 破壊靱性値 G_{IC} は約 2.1kJ/m^2 , G_{IIR} は約 1.2kJ/m^2 である[7]. また, CFRP ウォールの接着面形状と口金の接着面形状を合致させるため, 接着温度(110°C)における口金の形状を有限要素解析により予測し, これと接着温度の CFRP ウォールの形状が合致するように, CFRP ウォールの接着面に機械加工を施した. 実際に製作された供試体の写真を Fig. 4 に示す.

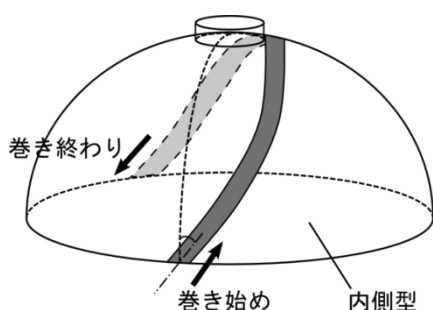


Fig. 3 テーププリプレグの巻付の概念図

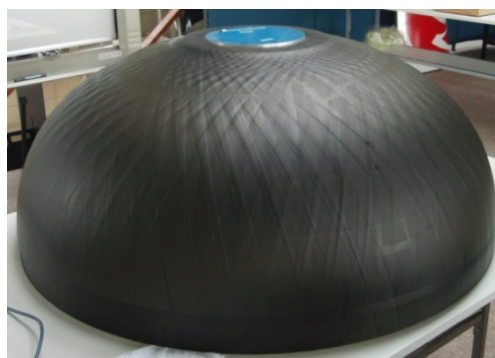


Fig. 4 製作された極低温タンク供試体(形状 A)

実験に先立ち、Fig. 2 に示したそれぞれの形状の熱応力緩和の効果を見積もるため、それぞれの形状を有限要素モデル化し、仮想き裂開口法(VCCT法)によって、口金の口元接着部分のはく離に伴うエネルギー解放率を計算した。計算に用いた物性値を Table 1 から 3 に示す。応力フリー温度(110°C; 接着温度)と使用温度(-190°C)との温度差をかけた際、口元からのき裂長さが 8 mm のとき、形状 A ではモード I エネルギー解放率 G_I が 2.18 kJ/m² となり、接着剤の破壊靱性値を超えていることがわかる。一方、同じき裂長の時、他の形状でのエネルギー解放率は、形状 B が 1.62 kJ/m²、形状 C が 0.95 kJ/m²、形状 D が 0.04 kJ/m² であった。すべての形状において熱応力の緩和が予測され、特に形状 D の熱応力軽減効果が大きいことが予測される。

Table 1 解析に用いた CFRP(一方向材)の物性値

	室温 (23°C)	極低温 (-196°C)
繊維方向 Young 率 E_1 (GPa)	159.6	161.3
繊維直交方向 Young 率 E_2 (GPa)	8.73	12.67
面外方向 Young 率 E_3 (GPa)	8.73	12.67
面内せん断弾性率 G_{12} (GPa)	4.51	7.18
面外せん断弾性率 G_{23} (GPa)	3.01	4.37
面外せん断弾性率 G_{13} (GPa)	4.51	7.18
面内方向 Poisson 比 ν_{12}	0.328	0.351
面外方向 Poisson 比 ν_{23}	0.45	0.45
面外方向 Poisson 比 ν_{13}	0.328	0.351
繊維方向熱膨張率 α_1 (°C)	-6.62×10^{-9}	-3.19×10^{-8}
繊維直交方向熱膨張率 α_2 (°C)	3.70×10^{-5}	3.10×10^{-5}
面外方向熱膨張率 α_3 (°C)	3.70×10^{-5}	3.10×10^{-5}

Table 2 解析に用いたアルミニウム合金の物性値

	室温 (23°C)	極低温 (-196°C)
Young 率 E (GPa)	70.9	77.1
Poisson 比 ν	0.33	0.35
熱膨張率 α (°C)	2.10×10^{-5}	1.68×10^{-5}

Table 3 解析に用いたアルミハニカムの物性値

	室温 (23°C)	極低温 (-196°C)
面内方向 Young 率 E_1, E_2 (GPa)	0.10	0.11
面外方向 Young 率 E_3 (GPa)	0.58	0.63
面内方向 Poisson 比 ν_{12}	0.667	0.667
面外方向 Poisson 比 ν_{13}, ν_{23}	0.057	0.058
面内せん断弾性率 G_{12} (GPa)	0.0079	0.0085
面外せん断弾性率 G_{13}, G_{23} (GPa)	0.10	0.11
熱膨張率 α (°C)	2.10×10^{-5}	1.68×10^{-5}

3. 液体窒素浸漬試験

3.1 実験方法

製作された 4 種の供試体を液体窒素温度まで冷却する試験を実施した。実験系の概念図を Fig. 5 に、写真 Fig. 6 に示す。簡易断熱液体窒素浸漬槽を用意し、ここに口金を下向きにして極低温タンク供試体を設置した。供試体には温度測定のため、15 箇所(Fig. 7)に K 熱電対を貼付した。液体窒素ははじめ供試体の外側に導入した。供試体内部には錘を設置し、供試体が浮き上がるのを防いでいる。液体窒素が浸漬槽に溜った後、供試体が浮き上がる前に液体窒素を供試体の内側にも導入した。実験中の様子を Fig. 8 に示す。

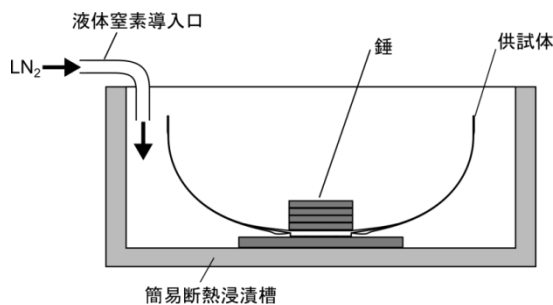


Fig. 5 実験系の概念図

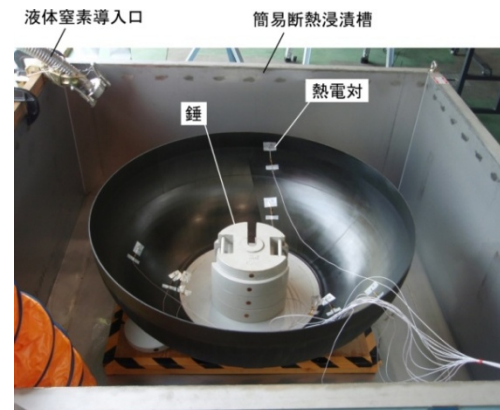


Fig. 6 実験系の写真

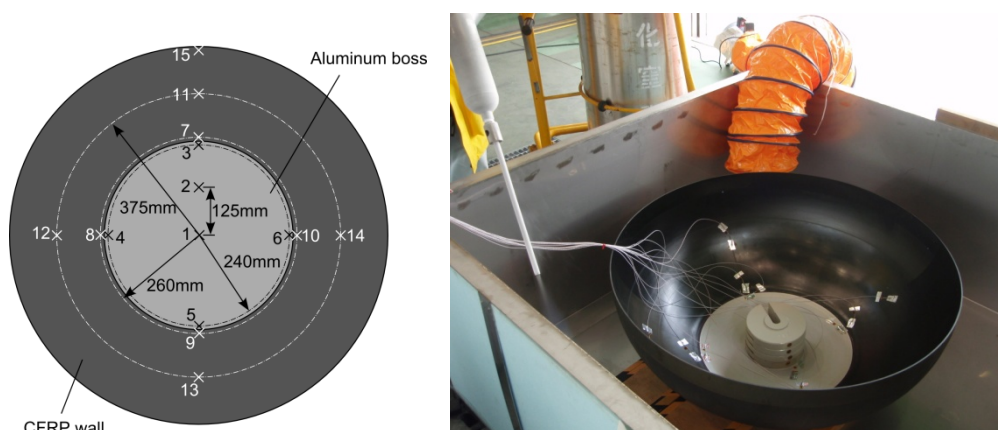


Fig. 7 熱電対貼付位置 15箇所の温度を測定した

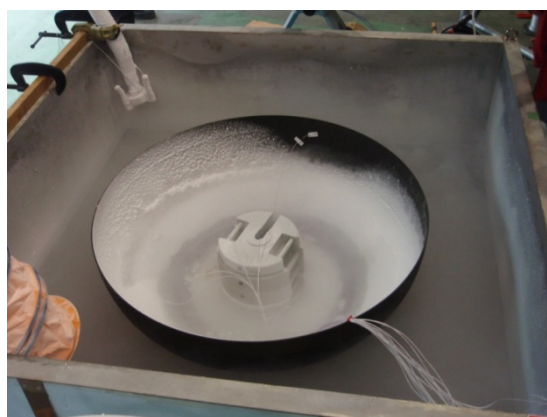


Fig. 8 実験中の写真

3.2 実験結果 形状 A

実験結果について以下に示す。まず形状 A の供試体については、液体窒素の導入開始後ほとんど時間をおかず、液体窒素が浸漬槽に溜まり始める前に、大きな破壊音とともに破壊が発生した。破壊が一時に発生し、しかも急激だったため破壊時の温度を正確に測定することはできなかった。破壊時の口金部拡大写真を Fig. 9 に示す。

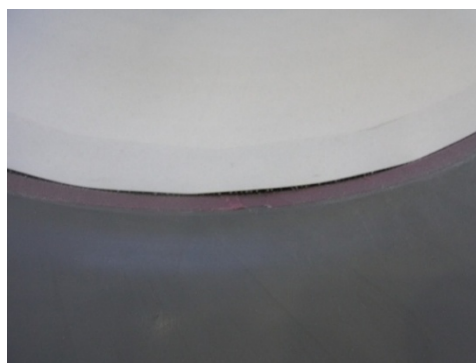


Fig. 9 破壊した口金と CFRP の接着部 熱変形により接着部にき裂が発生し、大きく開口している

また、破壊した後のタンク供試体の非破壊検査を実施した。非破壊検査では、口金の口元接着部分と外周部接着部分の軟 X 線写真を撮影した。軟 X 線写真の撮影に先立ち、口金の口元接着部分と外周接着部分には造影剤(ヨウ化亜鉛溶液)を塗布、毛細管現象により浸透させた。き裂に浸透した造影剤は CFRP よりも X 線吸収量が大きいため、タンク供試体内のき裂を可視化することができる。口元接着部分の X 線写真を Fig. 10 に、外周接着部分の X 線写真を Fig. 11 にそれぞれ示す。どちらの部位においても CFRP 部に非常に多くのき裂が生じていることが観察できる。

なお、形状 A は熱応力緩和構造を取り入れていない、コントロール用の供試体であるため、破壊が発生することは予測通りであった。

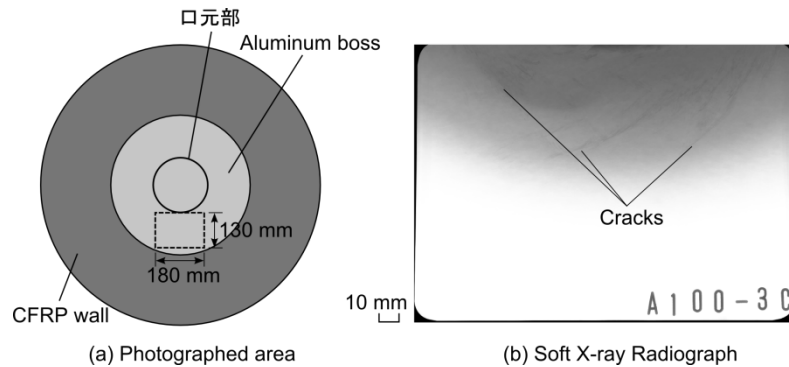


Fig. 10 形状 A 供試体の非破壊観察結果(口元接着部) 多数のき裂がみられる

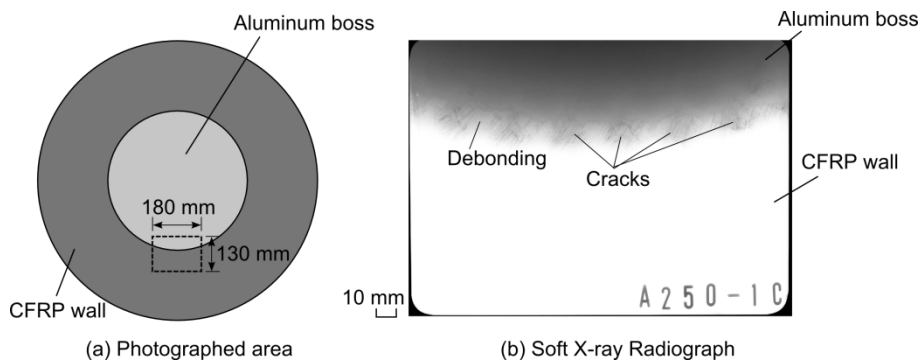


Fig. 11 形状 A 供試体の非破壊観察結果(外周接着部)

口金とウォール間のはく離および多数のき裂が見られる

3.3 実験結果 形状 B

形状 B の供試体については、供試体外側へ液体窒素導入中、熱電対 No.1 の温度読みが -50°C の近辺で小さな破壊音が生じたが、その後も液体窒素の導入を継続した。液体窒素を供試体外側に導入し終わり、供試体内側へ導入を開始した際に大きな破壊音が生じた。この際、供試体外側の液体窒素が供試体内側へ流れこんで来たため、口金と CFRP ウォールの間には大きなはく離が発生し、リークパスが形成されたと思われる。なお、最終破壊発生時の熱電対 No.1 の読みは約 -150°C であった。

形状 B の供試体では口元付近の CFRP ウォールの板厚を減少させることにより熱応力の緩和を狙っていた。形状 A の供試体よりもより低温までの冷却に耐えたことから、狙い通り熱応力は緩和されていたものの、 -190°C での使用には十分でないことが分かった。

3.4 実験結果 形状 C

形状 C の供試体については、供試体外側へ液体窒素導入中、熱電対 No.1 の温度読みが -150°C の近辺で小さな破壊音が発生したため、試験を一旦中断した上で、形状 A の供試体に対して行なったのと同様の方法

で軟 X 線写真による非破壊検査を実施した。Figs. 12, 13 に口元接着部分と外周接着部分の X 線写真を示す。口元接着部付近には全く損傷が見られないが、外周接着部分には幅 5-10mm 程度のはく離が発生していることが判明した。はく離幅は小さく、また、別途実施した VCCT 解析によれば外周部のはく離は致命的にはならないことが判明していたため、形状 C の供試体を再度冷却試験に供した。液体窒素の供試体外側への導入が終了し、供試体の内側へ液体窒素を導入した際に小さな破壊音が断続的に発生したが、最後まで致命的な破壊は発生しなかった。熱電対 No.1 の最終的な読みは $-191\text{ }^{\circ}\text{C}$ に達しており、液体窒素温度でも形状 C の供試体は致命的な破壊を起こさないことを示すことができた。

形状 C は口元の形状を薄くすることによって口元部の変形で熱応力を緩和することを狙っており、狙い通り熱応力が緩和され、 $-190\text{ }^{\circ}\text{C}$ においても使用が可能であることがわかった。ただし、口金外周接着部には小さなはく離が発生してしまった。このき裂は理論計算からは進展しないと予想されるとはいえ、き裂の発生を抑制したほうが望ましい。形状 C の外周部でのき裂抑制については今後の課題である。

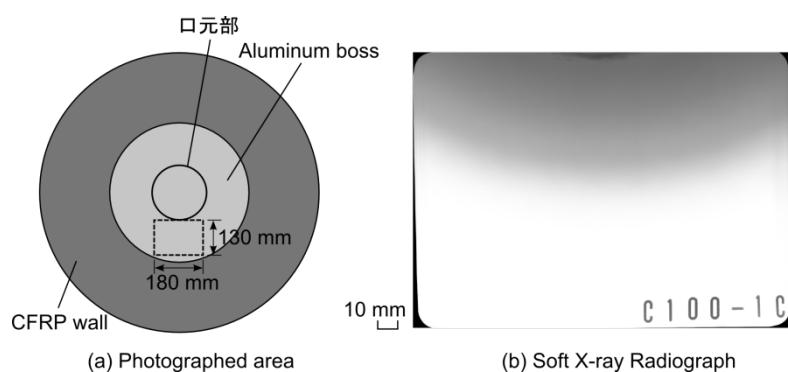


Fig. 12 形状 C 供試体の非破壊観察結果(口元接着部) 損傷はみられない

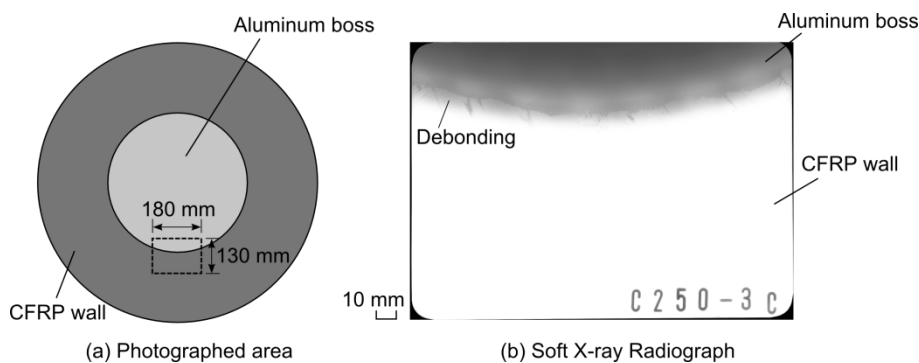


Fig. 13 形状 C 供試体の非破壊観察結果(外周接着部) 口金と CFRP ウォール間のはく離がみられる

3.5 実験結果 供試体 D

形状 D の供試体については、供試体外側へ液体窒素導入中、熱電対 No.1 の読みが $-85\text{ }^{\circ}\text{C}$ の近辺で非常に小さな破壊音が発生したものの、その後、液体窒素の供試体外側、内側の順に液体窒素を導入したが、破壊音は一切発生しなかった。Fig. 14 に形状 D の供試体の冷却試験時の熱電対の温度変化を経過時刻に対してプロットしたグラフを示す。液体窒素を供試体の内側に供給した際の激しい揮発によって熱電対が脱落してしまったもの(No.12-14)、および供試体最外縁に取り付けられたもの(No.15)を除き、最終的に温度は約 $-190\text{ }^{\circ}\text{C}$ に達している。

なお、形状 D の供試体についても、非常に小さな破壊音の発生位置を確認するため、試験終了後に形状 A の供試体と同様の方法で非破壊検査を試みたが、破壊部を発見することはできなかった。これは損傷部分がごく小さく、また、造影剤が浸透しない部分に損傷が発生しているものと思われる。形状 D の供試体

の破壊の詳細観察については今後の課題である。

形状 D の供試体では、口金と CFRP ウォールの間にアルミハニカムを挟むことにより熱応力の緩和を狙った。本実験の結果により、形状 D の熱応力緩和構造が有効であり、形状 D の供試体は液体窒素温度でも致命的な破壊を起こさないことを示すことができた。

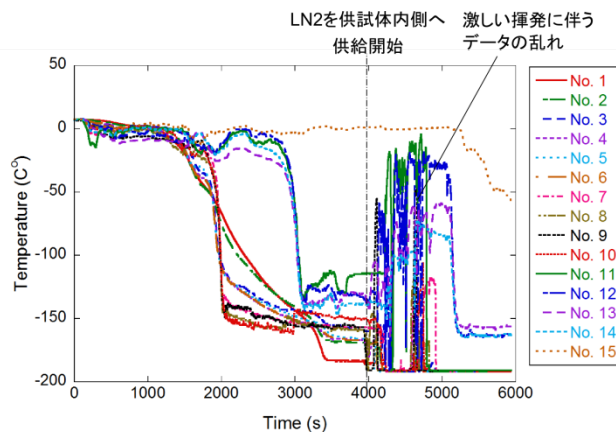


Fig. 14 冷却試験時の温度変化

4. 結 言

本研究では、これまでの研究によって提案された CFRP 製極低温推進剤タンクの口元部熱応力緩和構造を検証するため、タンク供試体を製作し、液体窒素浸漬試験を実施した。タンク供試体は 4 種類製作し、うち二種類(形状 C, 形状 D)の供試体では液体窒素温度まで致命的な破壊が発生せず、提案された熱応力緩和構造の有効性を実験的に示すことができた。なお、形状 B では破壊が発生したものの、熱応力を緩和する効果は確認できた。形状 B の熱応力緩和方法は CFRP ウォール部のみの形状を変更するものであり、形状 C, 形状 D の緩和方法は口金の形状のみを変更するものである。このため、形状 B と C, あるいは B と D は組み合わせて使用することができ、より大きな熱応力緩和効果を期待することもできる。

謝 辞

宇宙輸送本部宇宙輸送系要素技術研究開発センター、紙田 徹 氏には数々の有用なご助言をいただきました。感謝申し上げます。本研究に関わる各種実験を補助していただきました(株)IHI ジェットサービス 市川 雅章氏に感謝申し上げます。連携大学院生 竹本 雅也氏(東京理科大学)、技術研修生 田島 悠一郎氏(早稲田大学)には実験をお手伝いいただきました。ここに感謝を申し上げます。本研究に使用した供試体は(株)GH クラフトに製作いただきました。知沢 俊行氏をはじめとした関係各位に感謝申し上げます。

参考文献

- [1] 第 20 回宇宙開発利用専門調査会資料 GX ロケットの状況 (2005).
- [2] 末益, 和羅, 青木, 第 24 回宇宙構造・材料シンポジウム, pp31-34 (2008).
- [3] 渡邊, 末益, 第 26 回宇宙構造・材料シンポジウム, A13 (2010).
- [4] 渡邊, 藤井, 末益, 紙田, 第 2 回日本複合材料合同会議, 2B-16, (2011).
- [5] 末益, 中島, 間島, 林, 日本航空宇宙学会誌, 43(500), pp. 542-547 (1995).
- [6] 福永, 植村, 日本航空宇宙学会誌, 29(331), pp. 432-439 (1981).
- [7] A. Yoshimura, T. Takaki, Y. Noji, T. Yokozeki, T. Ogasawara, S. Ogihara, *J. Adhes. Sci. Technol.*, 26 pp 1017-1031 (2012)

