

令和 5 (2023) 年度 学位論文

CFRP 発泡コアサンドイッチ構造による
極低温タンクに関する研究

小林 充

目 次

第 1 章 序論	3
1.1 研究背景	3
1.2 研究目的	7
1.3 他研究の状況	7
1.4 本論文の構成	10
第 2 章 CFRP 発泡コアサンドイッチ構造の極低温における機械的特性	12
2.1 緒言	12
2.2 常温試験	12
2.2.1 コア材圧縮試験	14
2.2.2 コア材引張試験	17
2.2.3 サンドイッチ板面外引張試験	20
2.2.4 サンドイッチ板面内圧縮試験	24
2.3 極低温試験	28
2.3.1 コア材圧縮試験	30
2.3.2 コア材引張試験	33
2.3.3 サンドイッチ板面外引張試験	35
2.3.4 サンドイッチ板面内圧縮試験	37
2.4 結言	42
第 3 章 CFRP サンドイッチ構造発泡コアの極低温における引張特性	43
3.1 緒言	43
3.2 発泡材料	43
3.3 線膨張率計測	45
3.4 引張試験	47
3.4.1 試験方法	47
3.4.2 試験結果	48
3.4.3 評価	48
3.5 CFRP サンドイッチ板引張試験	52
3.5.1 試験方法	52

3.5.2	試験結果	53
3.5.3	有限要素法解析	56
3.6	結言	60
第4章	CFRP 発泡コアサンドイッチ構造の有限要素法座屈解析	61
4.1	緒言	61
4.2	サンドイッチ板面内圧縮試験再現解析	62
4.3	実機大タンク円筒モデル解析	66
4.4	結言	75
第5章	結論	76
5.1	結論	76
5.2	今後の課題	78
付録 A	Rohacell 110WF の液体窒素温度におけるヤング率推算	80
	参考文献	82
	研究業績	86
	謝辞	87

第1章 序論

1.1 研究背景

炭素繊維強化プラスチック（CFRP）は金属材料に比べ比強度，比剛性が高いため，航空宇宙機の機体構造に適用され，軽量化による性能向上に大きく貢献している．Fig.1.1-1, Fig.1.1-2 に示すように打上げロケットにおいても衛星フェアリングや段間結合構造，固体ロケットモータケースなどの構造体に既に多く適用されている[1-4]．しかし，液体ロケットの機体構造の大部分を占める推進薬タンクは未だ金属製が主であり CFRP タンクの実用化事例は少なく，軽量化による打上げ能力向上のため実用化が強く期待されている．CFRP は強度・剛性が金属より大きな炭素繊維を樹脂で固めた材料であり，樹脂硬化前のシート状の素材を積層し加熱・加圧する等の方法で成形され，炭素繊維の配向により異方性を有する材料である[1]．液体ロケットの推進薬は液体酸素（沸点 -183°C ），液体水素（同 -253°C ）などの極低温液体であることが多い．CFRP の樹脂は炭素繊維に比べ線膨張率が大きいため極低温に冷却されると樹脂内に高い引張熱応力が生じるため低い応力負荷でマイクロクラックが発生し[5]，積層されている各層に生じたマイクロクラックが板厚方向につながると推進薬が漏洩する等の課題があるため[6]，CFRP 製ロケットタンクの実用化は一般構造に比べ遅れている．極低温での推進薬漏洩対策に関しては，樹脂ライナーの適用や CFRP 各層の薄層化の研究が進められ，有効性が確認されている[5,7-9]．なお薄層化は，荷重方向に直交する層内に微小なクラックが生じたときのエネルギー解放率が，層厚さが薄いほど小さくなるためクラックが進展しづらいことによる効果[10]に基づく対策である．

ロケットタンクは飛行時に圧縮荷重と引張荷重が負荷される[11]．本研究では，複合材極低温タンク実現のための課題の内，軸圧縮荷重に耐荷する円筒壁仕様に着目する．ロケットタンクは外荷重に耐える主構造を兼ねるインテグラルタンクとすることで軽量化を実現している．外壁は軸圧縮荷重に耐えるよう座屈強度確保のため曲げ剛性の高い仕様とする必要があり，金属タンクでは Fig.1.1-3 に示すような板材の機械加工によるアイソグリッド構造等が適用されている[12]．これに対し積層成形する CFRP の場合，サンドイッチパネル構造とするのが，製造上及び性能上有益である[13]．サンドイッチパネルではコア材にハニカムが使われることが多いが，製造欠陥や運用時損傷で機体外部との間にリークパスが生じると，Fig.1.1-4 に示すようにセル内の空気が推進薬の極低温により液化し気圧が低下し，更に外部の空気を吸い込むクライオポンプ現象が生じる．打上げ中止などで推進薬を排出し常温に戻るとき，液化した空気が気化しセル

内の気圧が急激に上昇し、ハニカムとフェース材を剥離させてしまうリスクがある。NASA の再使用型打上げ機プログラム X-33 の極低温複合材タンク開発にて実際に発生したクライオポンプによる破壊事例[14,15]を Fig.1.1-5 に示す。このようにクライオポンプによるリスクの排除は CFRP 極低温タンクの実現のために解決すべき非常に重要な課題である。

クライオポンプ対策としてハニカムコア内の空気を抜く方策が考えられ、セル間に穴を開けサンドイッチパネルにポートを設け真空引きする方法が提案されている[13]。但し、この方法はサンドイッチパネルのポートから真空引きするためのポンプシステムを機体に設ける必要があり、機体システムを複雑化させるデメリットがある。従って、ハニカムの場合に存在する上記クライオポンプによるリスクを、シンプルな機体システムにより解決できれば、CFRP 極低温ロケットタンクの実現に大きく貢献することとなる。

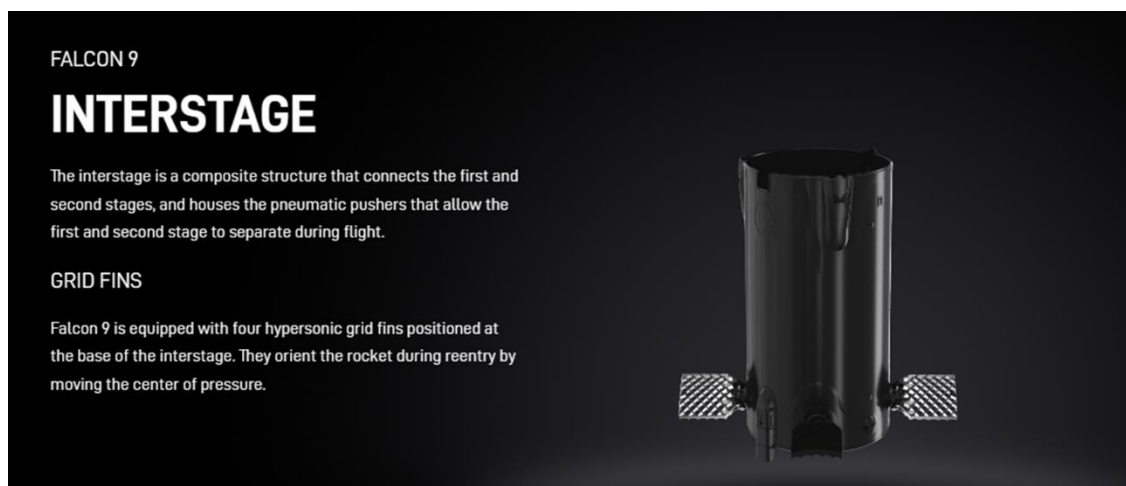


Fig 1.1-1 Falcon 9 Interstage [3]



Fig.1.1-2 H3 launch vehicle payload fairing [4]



Fig.1.1-3 Isogrid structure [12]

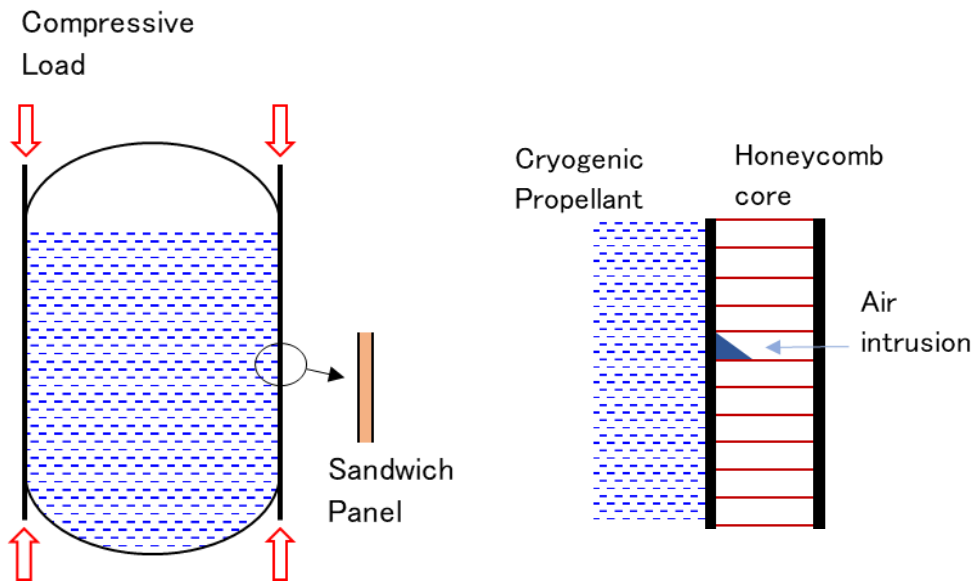


Fig.1.1-4 Cryopump phenomenon in a honeycomb sandwich cryogenic tank wall

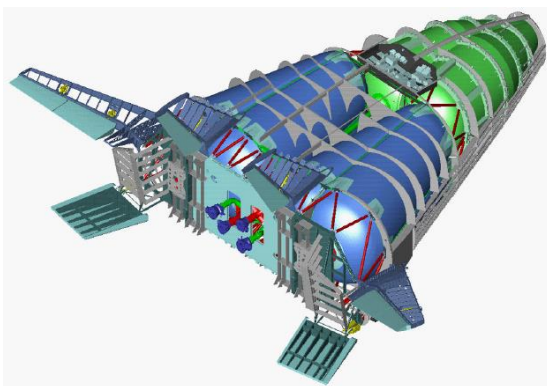


Fig.1.1-5 Honeycomb sandwich failure at X-33 cryogenic composite tank development [14]

1.2 研究目的

上記のハニカムコアにて生じるクライオポンプによるリスクに対し、著者はコア材に独立気泡の発泡材を用い極低温となる内壁に空気を接触させずクライオポンプによるリスクを排除する独自の新規コンセプトを提案する。前記のハニカムコア内の空気をポートから抜く方策は外部に真空引きのためのシステムを設ける必要があり複雑さが増すデメリットがあるが、本提案のコンセプトであればその必要が無くシンプルさにおいて優位性があり、機体システムへの適用性の観点から実現性に優れる。

本研究にて CFRP 極低温タンクのサンドイッチパネルのコア材に独立気泡の発泡材を適用するコンセプトについて、実際の材料を用いて実験を行い機械的特性を把握し、また実機を模擬した有限要素解析を行うことで、実現性の有無を明らかにすることを目的とする。上記の通り本研究はクライオポンプによるリスクをシンプルな方策で排除する CFRP 極低温タンクの実現に向けて大きく貢献する有益な研究である。

1.3 他研究の状況

サンドイッチ構造に関する最近の研究としては[16,17]、各種のコア材に関する研究が実施されており、Yuan らはトラスコアに関する Fig.1.1-6 に示す 4 種のトラス形状による強度特性の比較を行い Kagome 形態が最も軽量となることを示している[18]。Liu らは CFRP 製トラスコアロッドの強度と剛性が、常温からガラス転移点に向けて急激に低下するデータを取得している[19]。また、コア材として生物の形態からヒントを得た Fig.1.1-7 に示す二方向コルゲートコアが考案され、従来の一方向コルゲートコアに比べ面外力に対するエネルギー吸収性能が大きく向上する研究結果が報告されている[20]。発泡材コアに関しては、Z ピンと呼ばれる金属製や CFRP 製のピンを、フェース間をつなぐようにコア内に設置して補強する研究にて、面外に圧縮され破壊が進行する量に応じて両フェース材間の電気抵抗が増加することが示され、電気抵抗により破壊の程度を観測できることが示された[21]。また、Baba は機能傾斜材料としてコア密度を板厚方向に傾斜させることで衝撃に対する吸収エネルギーの質量効率が向上することを実験的に示した[22]。サンドイッチ構造の実験技術に関する研究では、破壊部分の計測に高速赤外線サーモグラフィーを適用する研究がなされ、破壊時の温度上昇と破壊靱性を定量的に結び付けられる可能性が示された[23]。サンドイッチ構造の機能性に関する研究では、音響透過損失に関する研究が Hambric らによって行われ、ハニカムサンドイッチパネルを二層にし間に空気層を設けることで効率的に音響減衰効果が得られることが示されている[24]。CFRP サンドイッチ構造による円筒及び円錐の座屈解析に関

する研究が Bolton によりなされ、初期形状不整の影響が円筒単独及び円錐単独に比べ円筒-円錐結合構造では小さくなることが示されている[50].

CFRP 発泡コアサンドイッチの常温での特性に関する研究としては、船舶構造への適用を想定した衝撃後圧縮強度に関する研究[25]や、発泡コア内に発生したき裂の進展抑制を目的とした研究[26]などが報告されている。また低温環境下における発泡材サンドイッチ構造の特性に関する既存の研究では、発泡材を極低温容器の断熱材として使用する目的での研究にて、発泡材のみの断熱材に比べより低密度の発泡材をコアにしたサンドイッチ構造の断熱材とすることにより、断熱性能が3割向上したことが報告されている[27]。また極海域船への適用を想定した低温(-70°C)でのサンドイッチ板の衝撃損傷に関する研究にて、常温に比べ低温では貫通エネルギーが低下し、同じ衝突エネルギーでのフェース材とコアの剥離面積が低温で格段に大きくなることが報告されている[31]。これらの様な発表はあるが、本研究にて取扱う極低温にて荷重を担う主構造材の一部として使用するための機械的特性に関する研究例はみあたらない。

極低温タンクと発泡材に関する研究では断熱材として発泡材を使用したときのクライオポンプ現象に関する研究[28]や、フェース材とコア材との接合強度に関するハニカムと発泡材の比較に関する研究[29][30]はあるが、本研究にて取扱う発泡材を用いた極低温での主構造強度を評価する研究例はみあたらない。

従って、独立気泡発泡コア CFRP サンドイッチ構造についてその極低温環境下における機械的特性を明らかにする本研究は独自性があり、シンプルな構成での複合材極低温タンクの実現性を明らかにするのみならず工学的に意義がある研究である。なお、本研究では極低温タンクの実現に向けて CFRP 発泡コアサンドイッチ構造の極低温での機械的特性についての研究を行うが、実用化に向けては上記の他研究にて常温等で実施されている衝撃損傷や衝撃後圧縮強度、き裂進展等についても注意を要する。

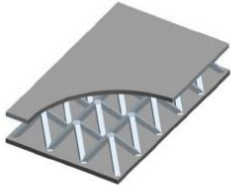
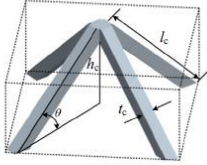
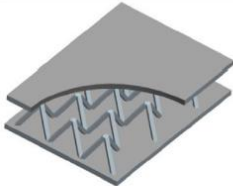
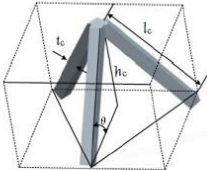
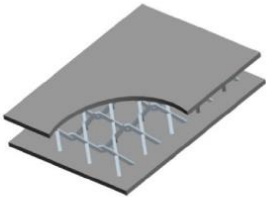
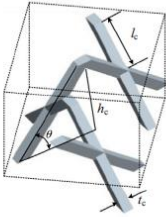
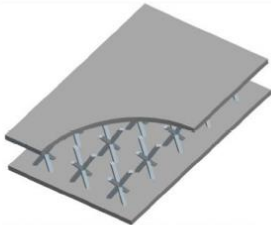
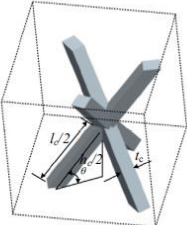
SPTC	truss core
pyramidal configuration	 
tetrahedral configuration	 
X-type configuration	 
Kagome configuration	 

Fig.1.1-6 Sandwich panel truss core configurations[18]

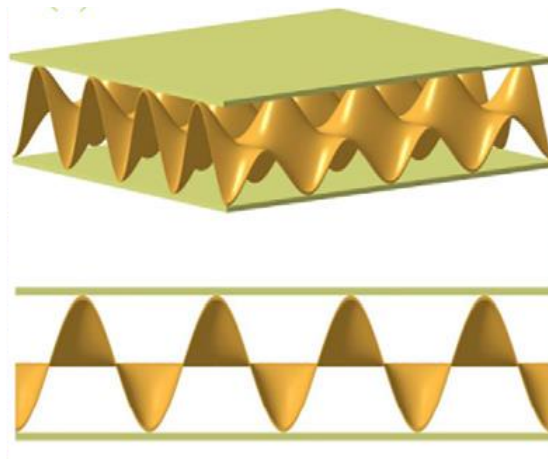


Fig.1.1-7 Bio-inspired bi-directionally sinusoidal corrugated sandwich structure [20]

1.4 本論文の構成

本論文では第2章にて航空宇宙機のCFRPサンドイッチ用に適用事例の多い発泡材を用いて常温における試験結果を示したのち極低温試験の結果を示し、比較評価を行う。各温度の試験はともにコア材圧縮試験、コア材引張試験、サンドイッチ板面外引張試験、サンドイッチ板面内圧縮試験からなる。コア材圧縮試験・引張試験ではコア材単独での基本的な機械的特性を把握する。サンドイッチ板面外引張試験ではCFRPフェースとコア材の接合強度を把握し、接合方法を設定する。そして最後に、本研究における着目点であるタンク円筒壁に軸圧縮荷重が負荷されたときの耐荷性能を把握するため、サンドイッチ板面内圧縮試験を実施し、強度を把握する。

元来タンク外壁には内圧によりタンクの長手方向および円周方向に引張応力が作用し、引張外荷重によっても長手方向の引張応力が作用する。発泡材は一般的にCFRPに比べ線膨張率が大きいためサンドイッチパネル形態で極低温に冷却するとコア内に引張応力が生じ、これが前記の内圧や引張外荷重による応力に追加される。これにより極低温タンクではコア材は引張に対し厳しい負荷状態となり、極低温における引張耐荷性の評価がCFRP発泡コアサンドイッチ極低温タンク実現のための重要課題の一つであ

る。第 3 章では CFRP サンドイッチ構造における発泡コア材の極低温における引張特性の評価を目的とする。各種発泡材の線膨張率の計測、極低温での引張試験による破断ひずみの把握を行い比較評価する。さらにサンドイッチパネル供試体を製作して極低温での引張試験を実施し、コアが破断するときのひずみを把握するとともに当該供試体形態での有限要素解析を実施して試験結果の評価を実施する。

第 4 章では、まず第 2 章で実施したサンドイッチ板の面内圧縮試験の結果を有限要素法による座屈解析により再現する。これにより試験にて検証された解析モデルを拡張する形で実際のロケットタンクのサイズの円筒部モデルを作成し、座屈解析を行う。この結果により実際のサイズのタンクの強度を求め評価を行う。

第 2 章でサンドイッチ板の面内圧縮強度を実験的に把握し、第 3 章でサンドイッチ板の面内引張にて標定となる発泡コアの耐荷特性を実験的に把握し、第 4 章で第 2 章にて得られた面内圧縮に関する実験結果を有限要素解析で再現したのち実機大タンクの解析に拡張する流れとなっている。

第 5 章では本研究により得られた結論を述べ、今後の課題についても言及する。

第2章 CFRP 発泡コアサンドイッチ構造の極低温における機械的特性

2.1 緒言

第2章では航空宇宙機のサンドイッチ構造用として実績のある発泡材を用いて、常温及び極低温での基本的な機械的特性を取得し比較を行い、極低温での特性の常温特性との違いを把握する。そして CFRP サンドイッチ試験片としたときの常温及び極低温での機械的特性を取得し比較を行い、違いを把握する。それらに基づき CFRP 発泡コアサンドイッチ極低温タンクの実現性を評価する。

第2章の構成は常温における試験結果を示したのち極低温試験の結果を示し、比較評価を行う。各温度の試験はともにコア材圧縮試験、コア材引張試験、サンドイッチ板面外引張試験、サンドイッチ板面内圧縮試験からなる。コア材圧縮試験・引張試験ではコア材単独での基本的な機械的特性を把握する。サンドイッチ板面外引張試験では CFRP フェースとコア材の接合強度を把握し接合方法を設定する。サンドイッチ板面内圧縮試験では本研究にて主たる評価目的としているタンク円筒壁に適用したときに負荷される機軸圧縮荷重への耐荷性能として、強度を把握する。

2.2 常温試験

独立気泡の発泡コア材は、発泡材として高い強度・剛性特性によりロケットや航空機の主構造サンドイッチのコア材として多くの適用実績のある Evonik 社の PMI (polymethacrylimide) フォームである Rohacell とした[32]。Fig.2.2-1 に適用事例として Boeing 社の Delta 4 ロケット構造部品を示す。グレードは 110WF とした。カタログ上の強度・剛性値を Table 2.2-1 に示す[33]。Rohacell 110WF の外観を Fig.2.2-2 に示す。

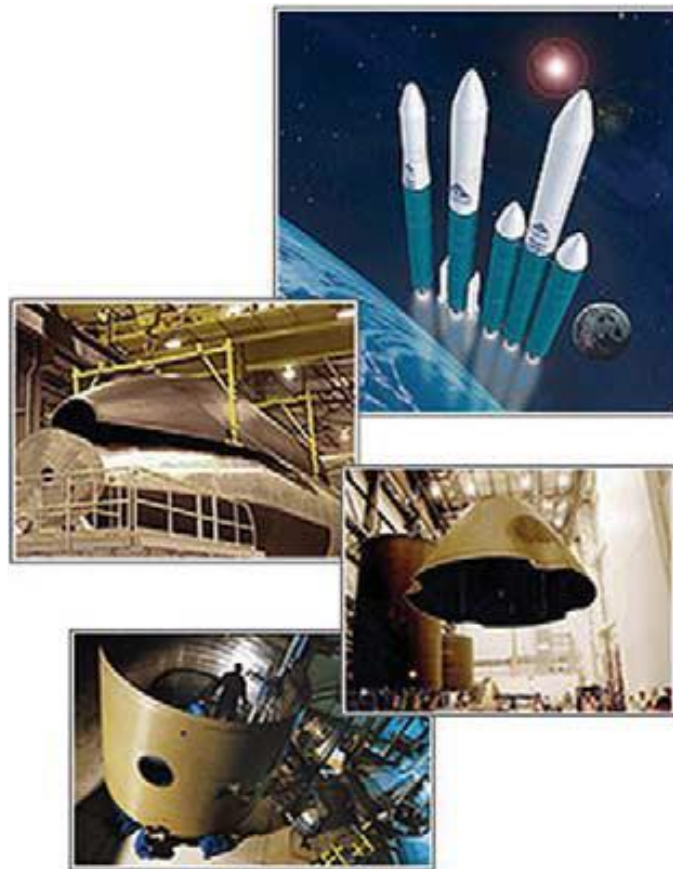


Figure 2: PMI cored components for Delta 4: payload fairing; payload adapter; interstage; centre body; thermal shield; booster nose cones.

Fig.2.2-1 Rohacell foam application : Boeing's Delta 4 launch vehicle [32]

Table 2.2-1 Material properties of Rohacell 110WF [33]

Density (kg/m ³)	Tensile strength (MPa)	Compressive strength (MPa)	Elastic modulus (MPa)
110	3.7	3.6	180

(Catalogue values)

2.2.1 コア材圧縮試験

コア材の基本的な特性として圧縮強度及び弾性率を把握するため Rohacell 110WF 単体について、ASTM D1621 に基づき板素材の面外方向への圧縮試験を行った。試験片は 3 個とし、試験機は島津製作所製 AG-100kNE を使用した。Fig.2.2-2 に試験片を、Fig.2.2-3 に試験片形状を、Fig.2.2-4 に試験状況を示す。なお、以降図表中「常温」を RT と記す。

試験結果として荷重-ストローク線図を Fig.2.2-5 に、荷重最大値から算出した圧縮強度と、荷重-変位線図の傾き直線部から算出した圧縮弾性率を Table 2.2-2 に示す。試験後の試験片を Fig.2.2-6 に示す。

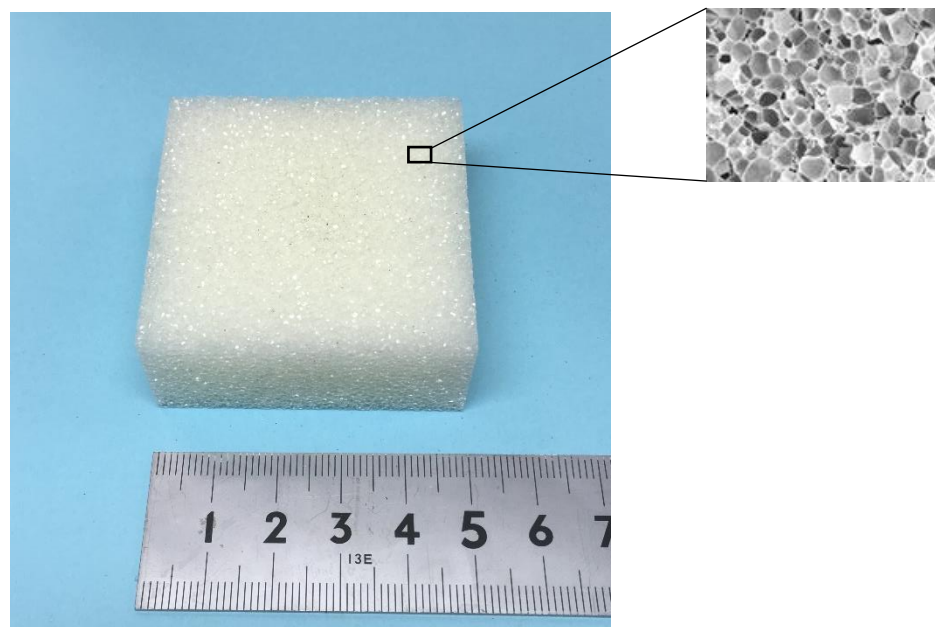


Fig.2.2-2 Rohacell 110WF compression test specimen

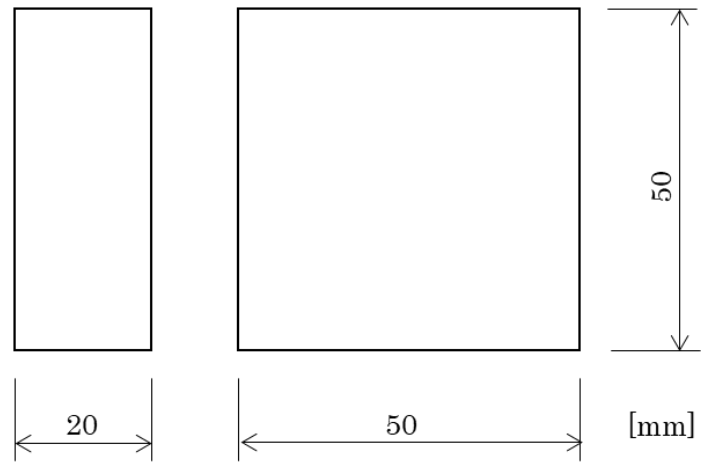


Fig.2.2-3 Dimensions of compression test specimen



Fig.2.2-4 Overview of foam compression test (RT)

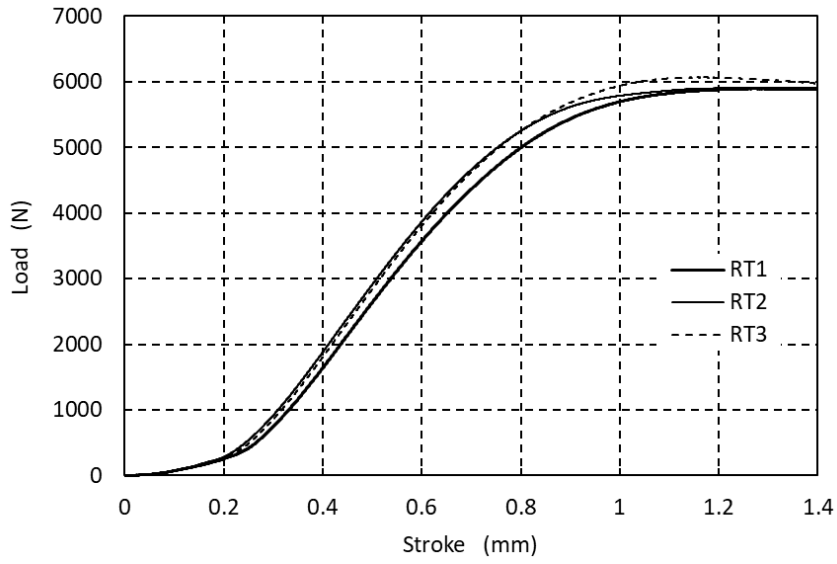


Fig.2.2-5 Load - stroke curve of foam compression test (RT)

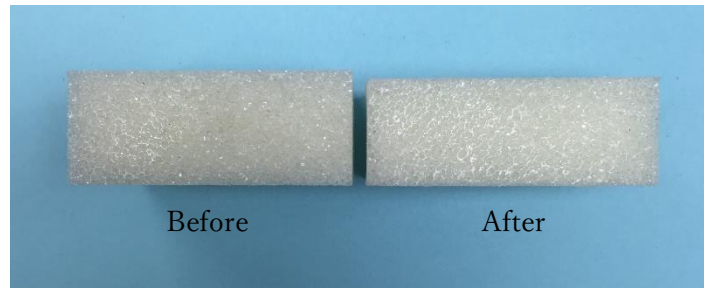


Fig.2.2-6 Test specimen after compression test (RT)

Table 2.2-2 Foam compression test results (RT)

Specimen	No.1	No.2	No.3
Compressive strength (MPa)	2.36	2.39	2.42
Elastic modulus (MPa)	80.8	84.0	83.1

2.2.2 コア材引張試験

コア材の基本的な特性として引張強度を把握するため Rohacell 110WF 単体につき引張試験を行った。ASTM D638 に基づく試験片形状を Fig.2.2-7 に示す。当初、通常の方法引張試験と同様に手動ネジ式平面形つかみ具を用いて試験片をチャックし常温及び極低温で試験を実施したが、極低温試験にてチャック部が試験片との間で滑り荷重を負荷できない事象が生じた。対策として Fig.2.2-8 に示す通り試験片の幅広部に板厚 1.0mm、サイズ 20mm×50mm のアルミ製タブを二液式エポキシ接着剤 EA9377 で接着し、負荷治具とピン結合して荷重負荷した。試験片は 3 個とし、試験機は島津製作所製 AG-100kNE を使用した。Fig.2.2-8 に試験状況を、Fig.2.2-10 に試験後の試験片を示す。試験結果として破断時の荷重最大値から算出した引張強度を Table 2.2-3 に示す。

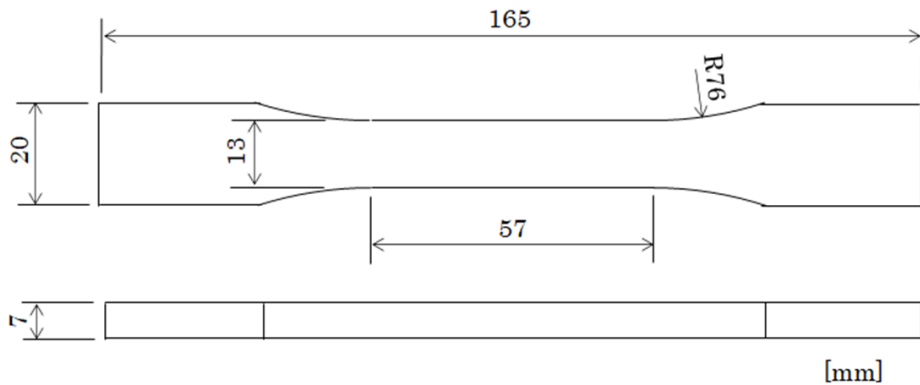


Fig.2.2-7 Dimensions of tensile test specimen

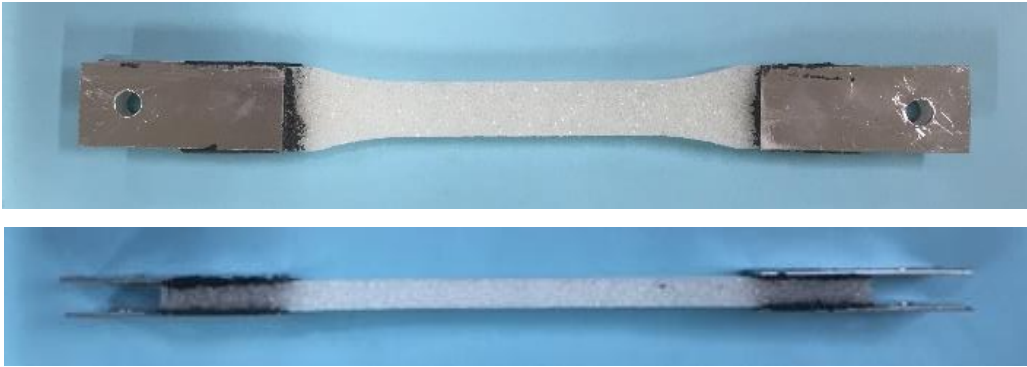


Fig.2.2-8 Load tabs glued to the tensile test specimen



Fig.2.2-9 Setup of foam tensile test (RT)

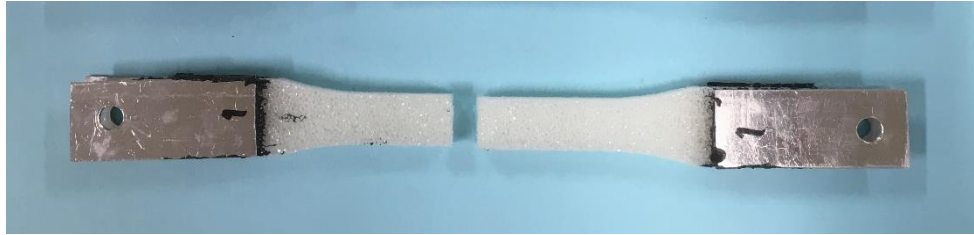


Fig.2.2-10 Test specimens after tensile test (RT)

Table 2.2-3 Foam tensile test results (RT)

Specimen	No.1	No.2	No.3
Tensile strength (MPa)	2.64	3.11	2.42

2.2.3 サンドイッチ板面外引張試験

サンドイッチ板を構成したときの CFRP フェースと発泡コア材の接合強度を把握するため、ASTM C297 に基づきサンドイッチ板の面外引張試験を実施した。

コア材 Rohacell 110WF を使用して CFRP サンドイッチ板試験片を作成した。コア材の厚さは 20mm とし、フェース材 CFRP は東レ製 UD 材エポキシ樹脂プリプレグ T700SC/#2592 で[34]、積層は片側 4 プライの擬似等方積層[+45/0/90/-45]とした。コア材と CFRP の接合は、フィルム接着剤を適用するケースと適用せずプリプレグに含浸された樹脂により接合するケースの 2 種類とした。フィルム接着剤は Newport 社のエポキシ接着剤 NB102 とした。CFRP プリプレグ、フィルム接着剤、発泡コア材を積層し、オートクレーブにより 130°C、0.3MPa で 3 時間加圧保持し硬化した。

Fig.2.2-11 に試験片形状を示す。試験片は同一接合法につき 3 個とした。試験片の CFRP 表面を二液式エポキシ接着剤 EA9377 を用いて Fig.2.2-12 に示す SS400 製ブロックに接着し、負荷治具を介して試験機に取り付けた。試験機は島津製作所製 AG-100kNE を使用した。Fig.2.2-13 に試験状況を示す。

試験結果として破断時の荷重最大値から算出した引張強度を Fig.2.2-14 に示す。破壊後の試験片状況の例を Fig.2.2-15 に示す。接着剤あり及び無しの両ケースとも破壊はコアと CFRP の接合面ではなくコア内部で発生し、強度は Rohacell 単体の引張強度と同等であった。これは CFRP/コア接合強度が両ケースともコア材引張強度より高いことを意味しており、従って接着剤無しでも十分な接合強度があると考えられるため、以降のサンドイッチ板を用いた試験では接着剤無しをベースとする。なお、CFRP と発泡コア材の接合に関しては研究報告例[35,36]があるが、上記の結果は母材の強度より接合強度が上回っているため良好な結果である。

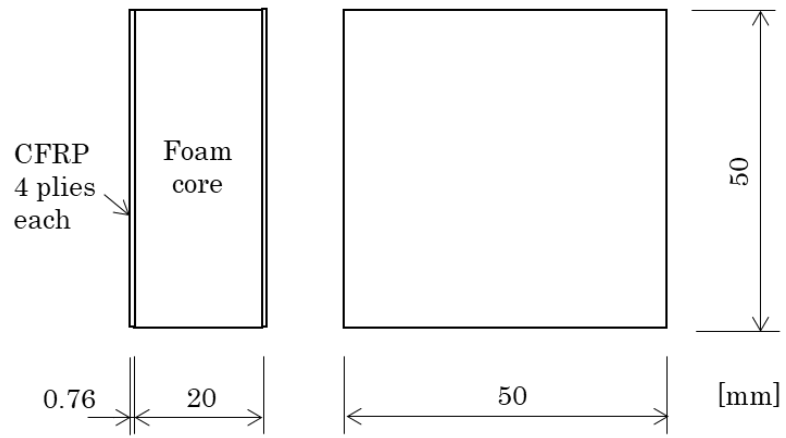


Fig.2.2-11 Dimensions of flatwise tensile test specimen

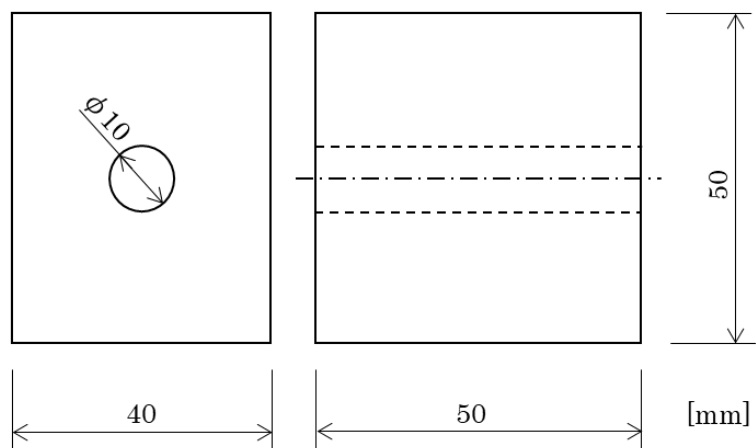


Fig.2.2-12 Flatwise tensile test load block

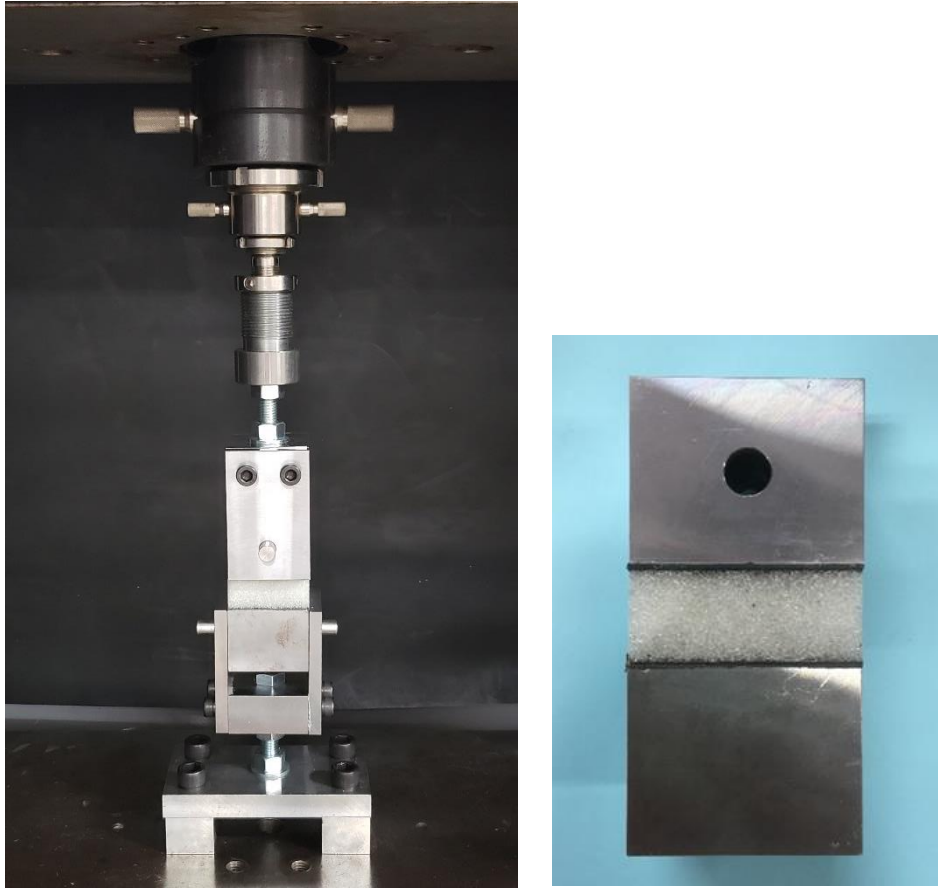


Fig.2.2-13 Overview of flatwise tensile test and specimen

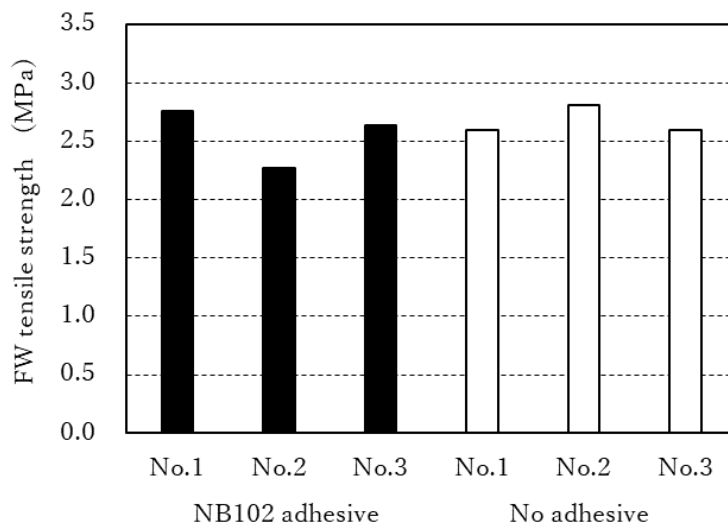
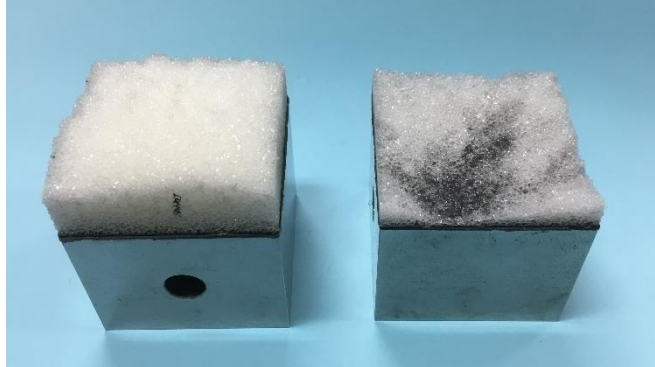


Fig.2.2-14 Flatwise tensile test results (RT)



NB102 Adhesive No.1



No adhesive No.2

Fig.2.2-15 Failure pattern of flatwise tension test specimen

2.2.4 サンドイッチ板面内圧縮試験

液体燃料タンクの円筒部に負荷される機軸方向圧縮荷重に耐荷するための仕様であるサンドイッチ構造の強度特性を把握するため、面内圧縮試験を実施した。試験片形状を Fig.2.2-16 に示す。CFRP の材料、積層、コア材は第 2.2.3 節の面外引張試験と同じであり、CFRP とコア材との接合には接着剤を適用しない。積層時には下面側が平滑な金属製の治具側となり、上面側は実際のタンク円筒の製造法を考慮して金属板治具を適用せずブリーザを適用したバッグ側となる。両端の荷重負荷部には同じ CFRP 製のタブを二液式エポキシ接着剤 EA9377 で接着し板厚をアップして補強した。当初この補強無しで試験を行ったところ CFRP の端面で破壊し本来評価したいサンドイッチ板としての強度評価ができなかった。サンドイッチ板面内圧縮試験に関する他の研究報告でも補強無しで荷重負荷部の CFRP 端面で破壊するケースがあるため[37]、本補強は必要である。試験片の個数は 3 個とした。Fig.2.2-15 に示す通りひずみゲージにより 4 点の荷重方向ひずみを計測した。Fig.2.2-17 に試験片を示す。試験機は島津製作所製 AG-100kNE を使用した。試験状況を Fig.2.2-18 に示す。

試験結果を Table 2.2-4 に、試験片破壊状況の例を Fig.2.2-19 に示す。なお、応力-ひずみ線図については極低温試験の結果と合わせ Fig.2.3-14 に示す。破壊応力は破壊荷重を CFRP の断面積で割った値である。その値は 300MPa を超え、ひずみでも 6900 $\mu\epsilon$ 以上となっており座屈標定の圧縮部材強度としては十分有効性のある値と考えられる。Fig.2.2-19 より Tool 面側は繊維の破断は無く板として屈曲しており局部座屈であるリンクリング破壊と考えられ、Bag 面側は繊維が破断し板としての屈曲が無い場合 CFRP の圧縮破壊と考えられる。本試験片仕様では常温にてリンクリング強度と圧縮強度が同レベルであることがわかる。なおリンクリングとは、サンドイッチ板が 1 枚の板として座屈するのではなく各フェース板がコア材の剛性により面外変形支持された板として座屈するモードである。

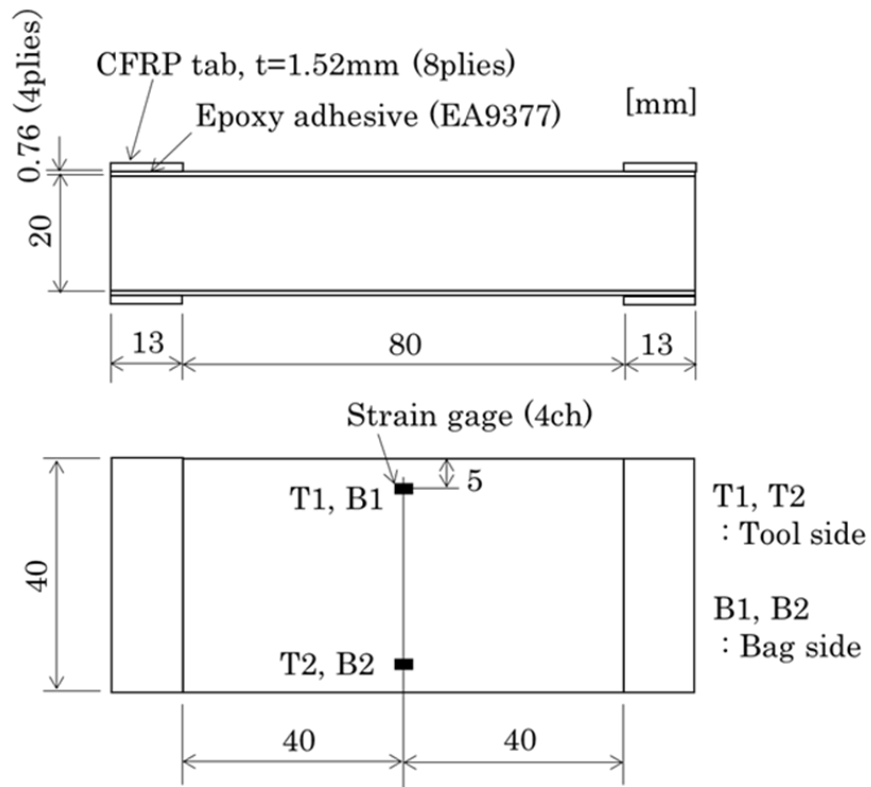


Fig.2.2-16 Dimensions of Edgewise compression test specimen

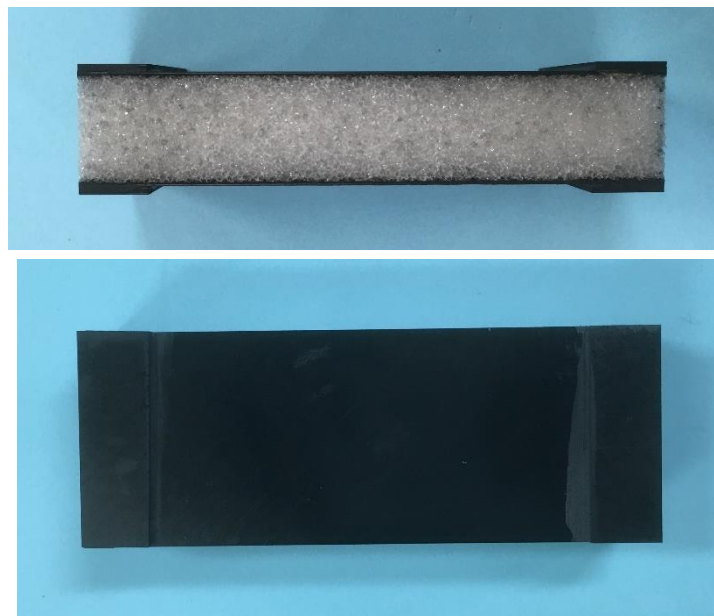


Fig.2.2-17 Edgewise compression test specimen

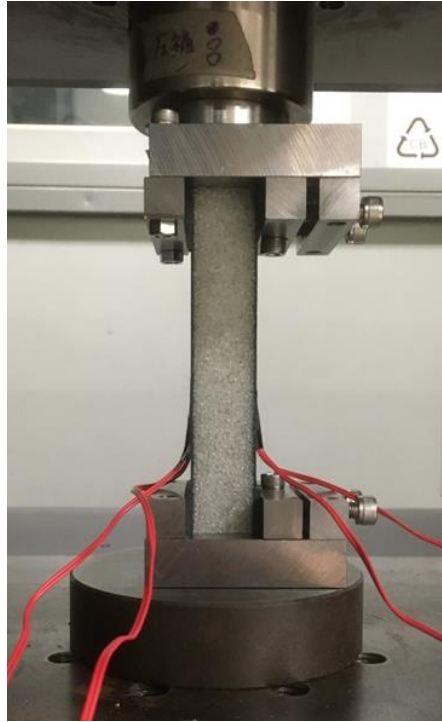
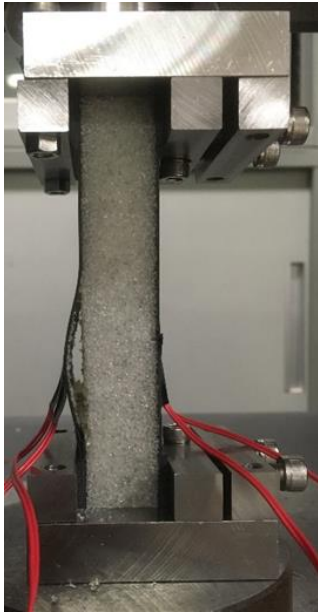


Fig.2.2-18 Overview of edgewise compression test

Table 2.2-4 Edgewise compression test results (RT)

	Fracture load (kN)	Fracture -bag side-	Mode -tool side-
RT1	20.38	Compression	Wrinkling
RT2	20.94	Compression	Wrinkling
RT3	20.14	Wrinkling	Wrinkling
	Fracture stress (MPa)	Strain mean of 4	($\times 10^{-6}$) maximum
RT1	334	6916	7349
RT2	347	7063	7629
RT3	334	7489	7961



Side view



Tool side



Bag side

Fig.2.2-19 Failure pattern of edgewise compression test specimen (RT1)

2.3 極低温試験

極低温での機械的特性を明らかにし、常温にて取得した特性値と比較し極低温タンクへの適用性を評価するために、液体窒素温度（沸点 -196°C ）にて強度試験を実施した。試験機は島津製作所製 AG-100kNE を使用し、Fig.2.3-1 に示す通りロードセルを上端のクロスヨークに取り付け、クロスヘッドの下側に試験片保持部を設け専用の真空断熱式ステンレス製液体窒素容器に試験片保持部を浸漬し、試験を実施した。ロードセルと試験片、及びクロスヘッドと試験片を接続する負荷治具は著者自ら設計し整備した。液体窒素容器はジェック東理社の液化窒素用オープンデュワーTSND-50C の短縮特注品を使用した。Fig.2.3-2 に極低温荷重試験の状況を示す。なお、通常の荷重試験機の使用時には試験片とクロスヘッドが最短で結合されるが、本試験形態ではクロスヘッドから供試体及びロードセルまでの間に長尺の治具が入るため、クロスヘッド変位には供試体変形のみならず治具の変形分も含まれる。

液体窒素を使用した試験では安全上の観点でいくつかの留意が必要であった。連絡やサポートの観点で必ず二人作業とし、自加圧式容器からオープンデュワーに液体窒素を注入するときや試験片をオープンデュワーから取出すときに、接触による低温火傷を防止するため常に皮手袋を使用し、蒸発窒素による酸欠を防止するため酸素濃度計を設置し実験室の窓と扉を開いて試験を実施した。また、実験中に液体窒素が蒸発し液面が下がるため、液面が試験片上端に近づくと実験ができなくなるので1日に行える試験数が限られ、試験数の割りに長期間を必要とした。

個々の試験における工夫としては、発泡材単体の引張試験にて2.2.2節に述べた通りネジ式チャック治具では滑りが生じるためアルミ製接着タブを介しピン結合による負荷とした。また、3.4節に示す通り液体窒素浸漬中の発泡材のひずみを把握するため、常温でひずみと試験機ストロークの関係を把握し、極低温試験時のストロークからひずみを推定した。

以降の試験にてサンドイッチ板は2.2節と同じCFRP積層を適用し、コア/CFRP間は接着剤無しで接合した。試験片個数は同一条件に対し3個とした。

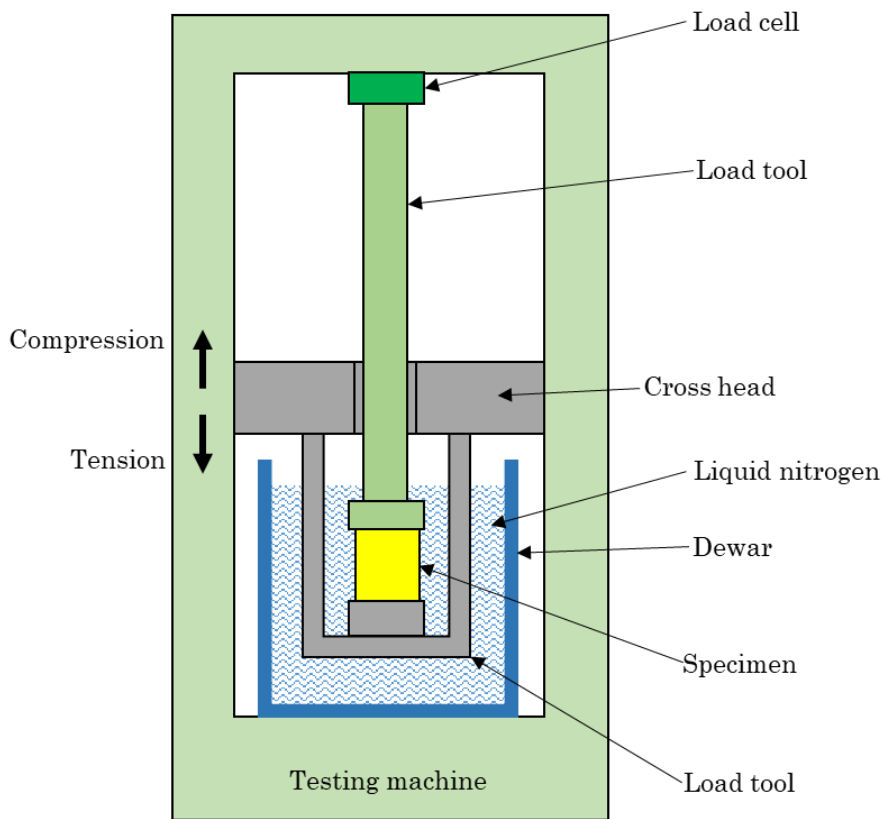


Fig.2.3-1 Schematic of cryogenic load test



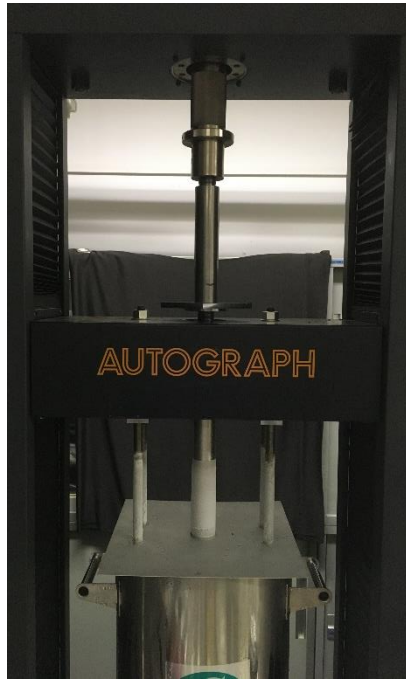
Fig.2.3-2 Overview of cryogenic load test

2.3.1 コア材圧縮試験

コア材の基本的な特性として極低温での圧縮強度を把握するため、圧縮試験を実施した。極低温試験装置を使用したこと以外は 2.2.1 節の常温での試験と同じ条件の試験である。Fig.2.3-3 に試験状況を示す。試験片形状は Fig.2.2-3 と同じである。

試験後の供試体を Fig.2.3-4 に示す。試験結果として荷重-クロスヘッド変位線図を Fig.2.3-5 に示す。以降図中にて極低温は CT と記す。本図より 2.2kN 付近から傾きが緩やかになり荷重値が上下動し始め増加しなくなる。上下動し始めた時点を破壊とみなし、破壊荷重を読み取った。破壊荷重に基づく圧縮強度を Fig.2.3-6 に示す。Fig.2.3-6 より圧縮強度は常温に比べ 37%程度に低下している。常温では極低温試験のような上下動は生じず、滑らかにカーブした。常温では高分子のレオロジー挙動により高分子間が徐々にずれていくことで滑らかな塑性挙動を示すが、極低温ではそれが無くなり脆化し[38]、発泡材のセル壁が圧縮荷重を受けて変形したとき曲げ挙動により僅かなひずみでセル壁が破壊することにより荷重-ストローク線図の上下動を生じたものと推定する。Fig.2.3-5 中には試験片をセットせず負荷治具のみに荷重負荷した場合の荷重-ストローク計測結果を示す。前節で言及した通り試験片に対するストロークデータには上記の負荷治具の変形分も含まれるので、試験片のみの変位は同荷重下でその負荷治具分を差し引いた値と考えられ、2.2kN 付近の変位差分約 0.25mm より試験片厚さ 20mm から最大ひずみは $12000\mu\epsilon$ 程度と考えられる。サンドイッチ板面内圧縮試験（常温）の結果、圧縮方向のひずみは $8000\mu\epsilon$ 未満であるから、面内圧縮試験においてコア材の圧縮破壊が CFRP の破壊より先に生じることはないと考えられる。

なお Fig.2.3-5 にて CT1 は初期に傾きが緩やかにカーブし直線的な傾きに移るが、CT2 と CT3 は試験開始時から直線的な傾きとなっている。本試験のセットアップは試験片を液体窒素内に降下し浸漬した後に負荷治具を上部のロードセルと結合する手順のため、CT2 と CT3 ではロードセルとの結合調整時に治具により試験片に圧縮荷重が加えられていたものと考えられ、荷重値が実際より小さい側の計測値となっている可能性がある。



(a) Loading



(b) Specimen setup

Fig.2.3-3 Overview of foam compression test (LN2)



Fig.2.3-4 Test specimens after compression test (CT)

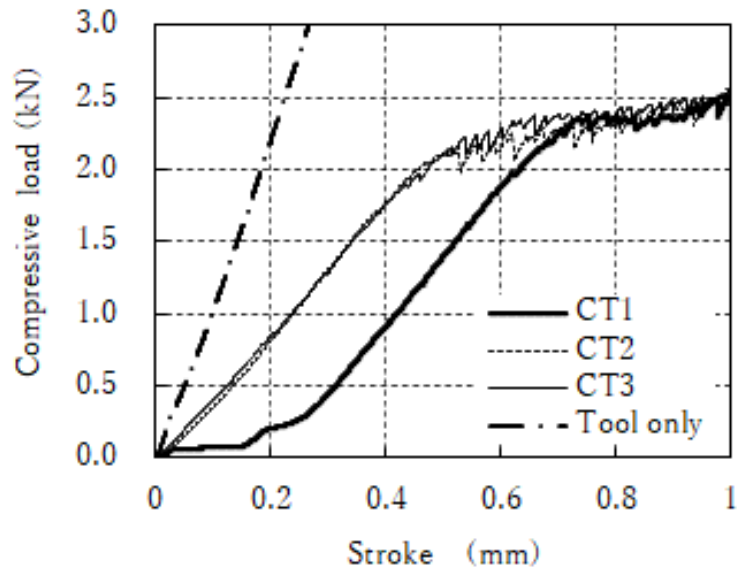


Fig.2.3-5 Load – stroke curve of foam compression test (LN2)

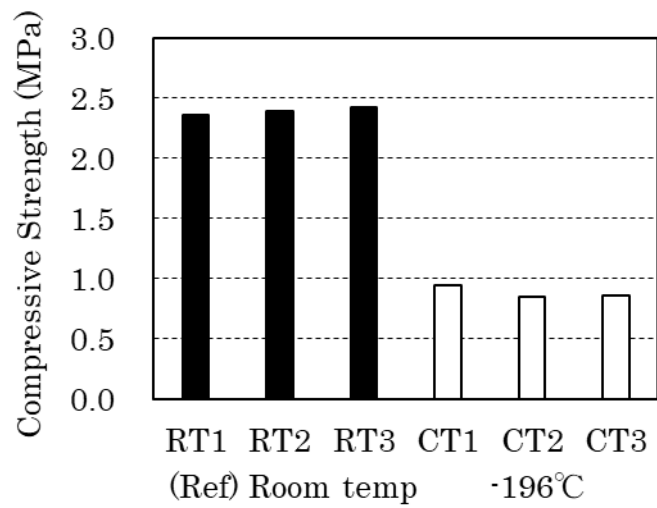


Fig.2.3-6 Compressive strength of foam (LN2)

2.3.2 コア材引張試験

コア材の基本的な特性として極低温での引張強度を把握するため引張試験を行った。極低温試験装置を使用したこと以外は 2.2.2 節の常温での試験と同じ条件の試験である。試験片形状および負荷治具とのインターフェースは Fig.2.2-7, Fig.2.2-8 と同じである。Fig.2.3-7 にセットアップ状況を示す。

試験結果として破断時の最大荷重から算出した引張強度を Fig.2.3-8 に示す。引張強度は常温の 60%程度の値となった。破断後の試験片を Fig.2.3-9 に示す。試験片の標定領域内で破断しており、常温との外観上の差異は無い。なお、フォーム材の極低温における弾性率を定量的に把握することを目論みひずみゲージによる計測を試みた。しかし、ひずみ計測値は異常に低い値を示し、ひずみゲージが発泡材の変形に追従できなかったと考えられ、ひずみゲージによる計測はできなかった。

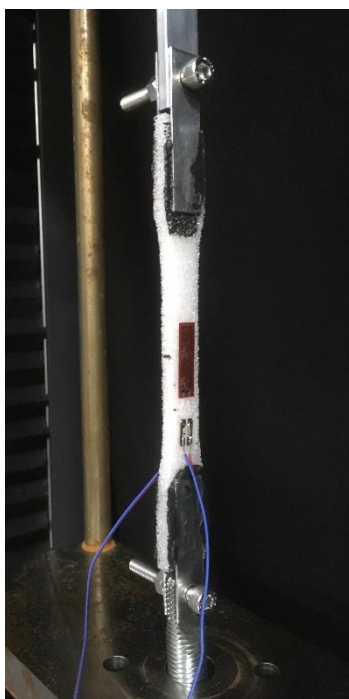


Fig.2.3-7 Cryogenic tensile test setup

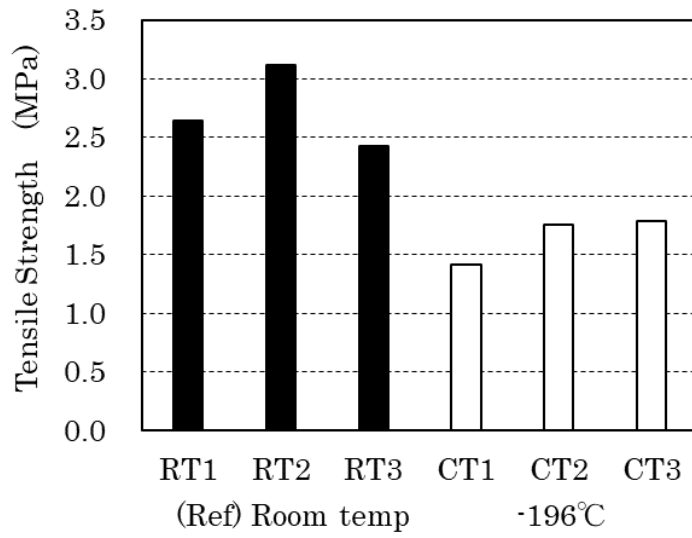


Fig.2.3-8 Tensile strength of foam (LN2)

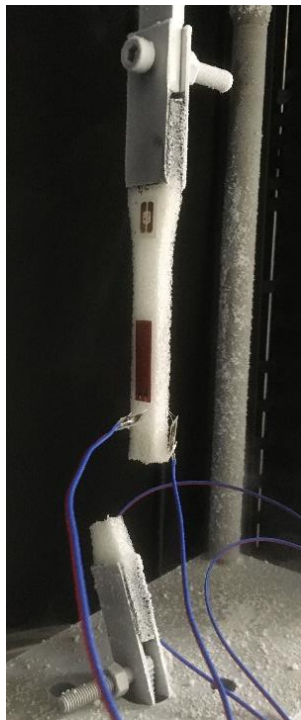


Fig.2.3-9 Failure pattern of tensile test specimen (CT3)

2.3.3 サンドイッチ板面外引張試験

極低温での CFRP フェースとコア材間の接合強度を把握するためサンドイッチ板面外引張試験を実施した。極低温試験装置を使用したこと以外は 2.2.3 節の常温での試験と同じ条件の試験である。試験片形状は Fig.2.2-11 に同じであり、負荷ブロック接着法は 2.2.3 節と同じである。Fig.2.3-10 にセットアップ状況を示す。

試験結果として荷重最大値から算出した引張強度を Fig.2.3-11 に、破壊後の試験片状況の例を Fig.2.3-12 に示す。破壊はコア内部で発生した。引張強度は常温の 28%程度まで低下しており、コア単体の引張強度低下（常温の 60%程度）に対しさらに半減している。CFRP の線膨張率に比べフォーム材 Rohacell の線膨張率は顕著に大きいと考えられ、線膨張率の差により発生する熱応力によりサンドイッチ形態での面外引張強度が低下したものと考えられる。

なお、ロケットタンクを想定したときシリンダ壁に面外に荷重が負荷されるのは、配管等の艀装品取付部などの局所的な部位のみのため、コアの面外引張強度低下に対しては局所的な補強により対応できると考えられる。

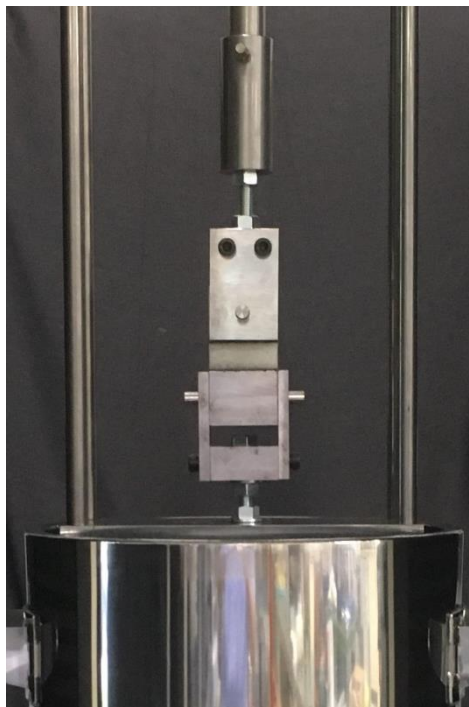


Fig.2.3-10 Cryogenic flatwise tension test setup

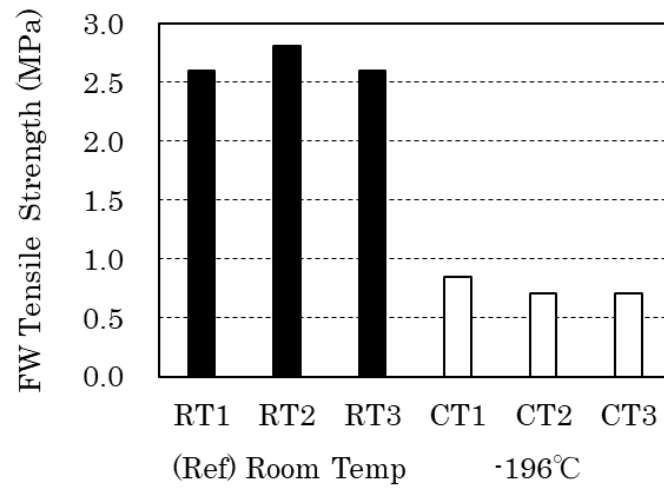


Fig.2.3-11 Flatwise tensile strength of foam (LN2)



Fig.2.3-12 Failure pattern of flatwise tension specimen (CT1)

2.3.4 サンドイッチ板面内圧縮試験

標定負荷形態である極低温でのサンドイッチ板の面内圧縮強度特性を把握するため、面内圧縮試験を実施した。極低温試験装置を使用したこと以外は 2.2.4 節の常温での試験と同じ条件の試験である。試験片形状及びひずみ計測点の位置は Fig.2.2-16 に同じである。ひずみはアクティブダミー法により温度補償を行った。アクティブダミー法は、試験片と同じ材質の参照片にひずみゲージ（ダミーゲージ）を貼付し温度負荷し、試験片のひずみゲージ（アクティブゲージ）とブリッジ回路を組んでダミーゲージの温度によるひずみによりアクティブゲージの温度によるひずみ分をキャンセルする方法である。Fig.2.3-13 にブリッジ回路を示す。Fig.2.3-14 にセットアップ状況を示す。

試験結果を Table 2.3-1 に示す。負荷荷重を CFRP 断面積で割った応力とひずみ 4 点の平均値の関係を Fig.2.3-15 に示す。Fig.2.3-16 に破壊状況の例を示す。破壊荷重及び応力は CT1 と CT3 で常温に比べ 10%程度増加し、CT2 では 40%程度増加している。破壊形態はリンクリングのみで圧縮破壊は起きていない。

コア材が等方性材料の場合のサンドイッチ板のリンクリング強度は以下の式で表される [39]。ここで k は比例定数、 E_f はフェース材のヤング率、 E_c はコア材のヤング率、 G_c はコア材のせん断弾性率である。本式は Hoff らによって理論的に導かれ [40]、Ley らによって実験結果との比較評価がなされている [39]。

$$\sigma_w = k \sqrt[3]{E_f E_c G_c} \quad (1)$$

Fig.2.3-15 より応力-ひずみ線図の傾きは常温と極低温で差が小さく、既往研究による報告の通り [41]、CFRP フェースの剛性の変化は小さい。従って極低温での強度増加の主因はコア材の剛性増加によりリンクリング強度が増加したためと考えられる。一般的に高分子材料は極低温で剛性が増加する [38]。一方向 CFRP の繊維直交方向の弾性率は樹脂剛性に強く依存するが、液体窒素温度では常温より 30%程度弾性率が増加した例が報告されており [41]、樹脂は異なるが Rohacell でも同レベルの剛性増加の可能性はある。(1)式より E_c と G_c がともに上記の 30%よりも小さい 16%程度の増加を仮定すれば σ_w が 10%増加するため可能性があると考えられる。

CT2 は大幅に強度が増加している。CT2 は他の 2 者より 4 点のひずみのばらつきが小さく応力負荷のバランスが良かった。また座屈強度は部材の形状精度（平面度、直線性）に大きく依存する。試験片は Fig.2.3-17 に示すようにツール側の平面度は高いが、バッグ側は僅かな凹凸がありこれが強度に影響を与えている可能性がある。これらにより CT2 は他の 2 者より強度が高くなった可能性がある。

常温では CFRP の圧縮破壊とリンクリング破壊が発生していたが、極低温ではリン

クリング破壊のみが生じ圧縮破壊は生じなかった。CFRP の圧縮破壊は、樹脂により繊維直交方向の変位を拘束された繊維のミクロな座屈（キンキング）により引き起こされる[42]。極低温にて高分子である樹脂の剛性が増加し、繊維を支持する剛性が増加したことで繊維のミクロな座屈強度が増加し、CFRP の圧縮強度が増加してリンクリング強度以上になったため、圧縮破壊が生じなかったと考えられる。

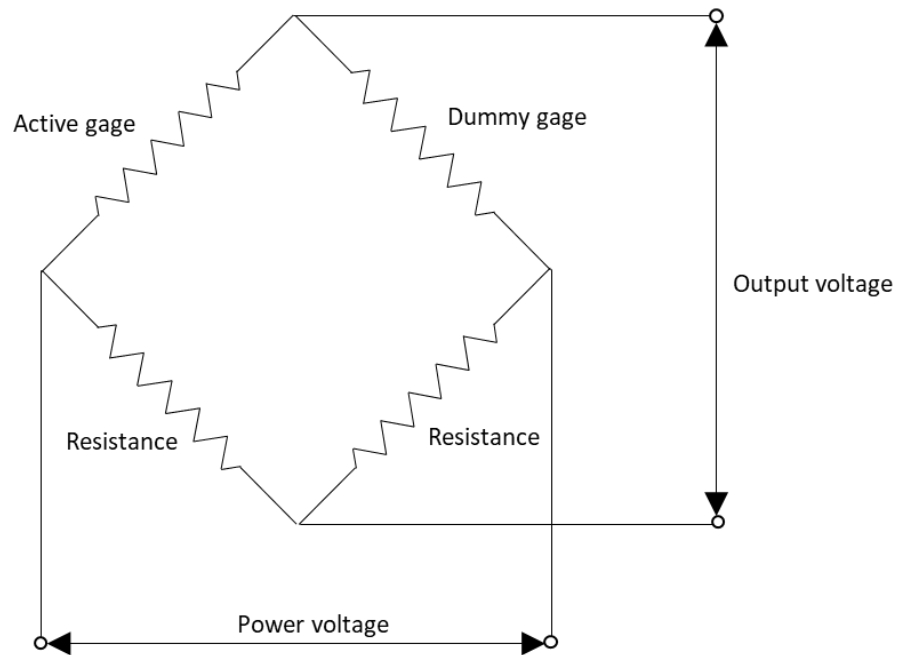


Fig.2.3-13 Active dummy method strain gage bridge circuit

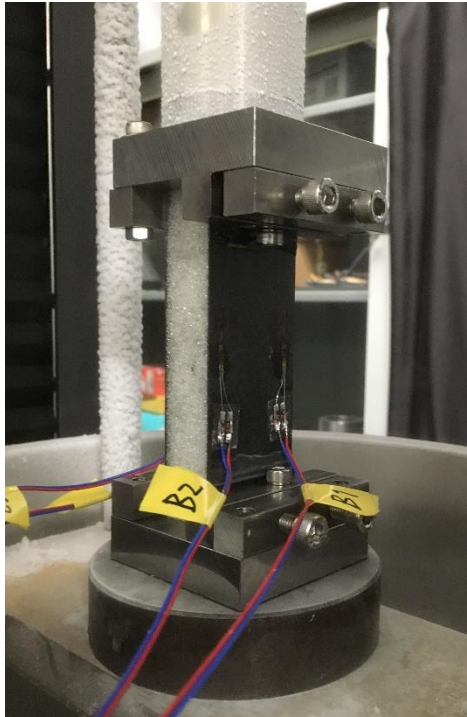


Fig.2.3-14 Cryogenic edgewise compression test setup

Table 2.3-1 Edgewise compression test results (LN₂)

	Fracture load (kN)	Fracture -bag side-	Mode -tool side-
CT1	22.68	Wrinkling	Wrinkling
CT2	28.84	Wrinkling	Wrinkling
CT3	22.24	Wrinkling	Wrinkling
	Fracture stress (MPa)	Strain mean of 4	($\times 10^{-6}$) maximum
CT1	367	7347	7621
CT2	443	9663	10048
CT3	364	7336	8199

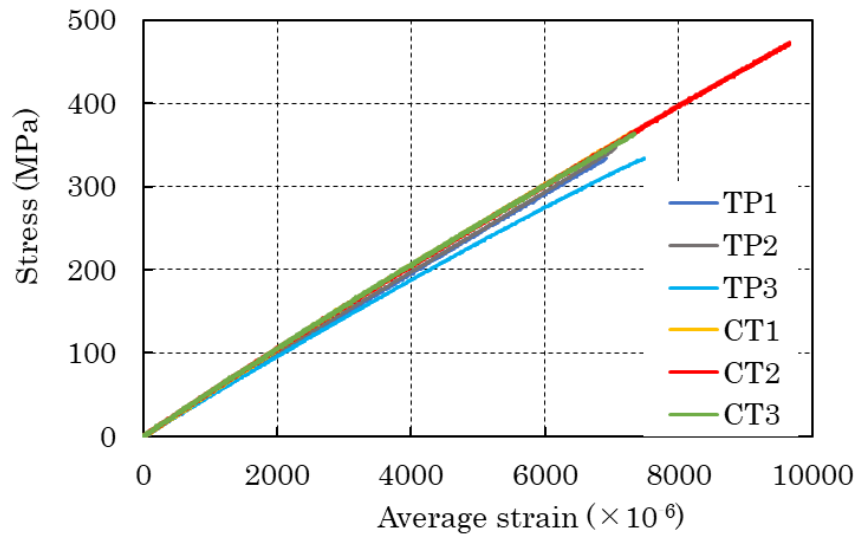


Fig.2.3-15 Stress-strain curve of edgewise compression test (RT, -196°C)

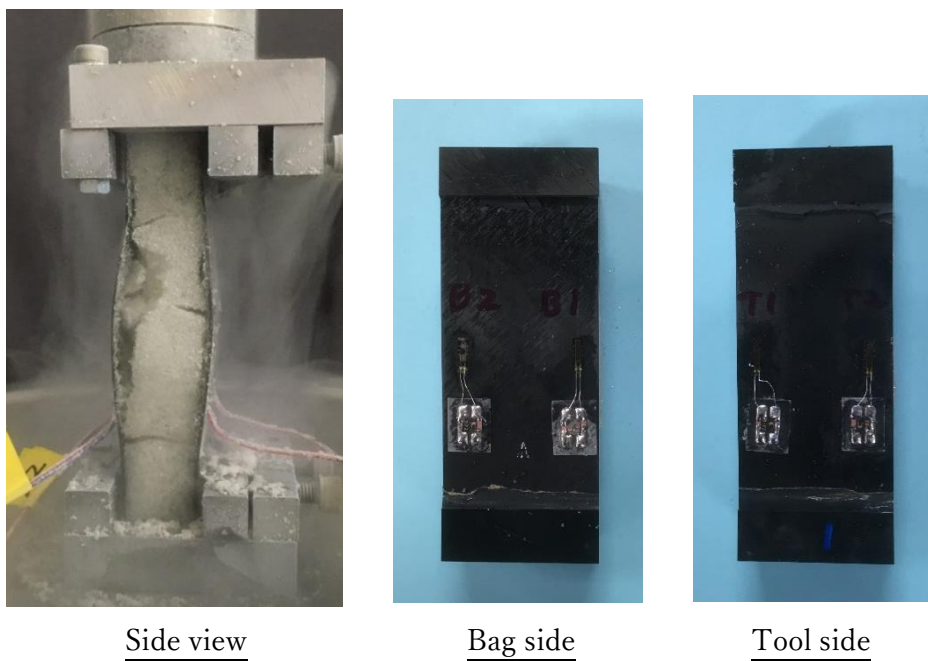
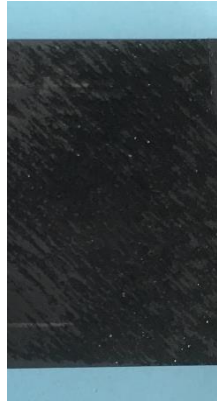


Fig.2.3-16 Failure pattern of edgewise compression test specimen (CT1)



Bag side



Tool side

Fig.2.3-17 CFRP surface roughness of bag and tool side

2.4 結言

独立気泡の発泡材を CFRP サンドイッチ板のコア材に適用した，圧縮荷重に耐荷する極低温液体燃料ロケット用複合材タンクの実現性について，各種の試験を実施し評価した．以下に本研究にて得られた結論を示す．

- (1) 発泡材 Rohacell 110WF 単体の常温での圧縮強度及び引張強度を試験により把握した．また，CFRP とコア材間の接合をエポキシフィルム接着剤ありと無しで，サンドイッチ板の面外引張試験を常温で実施し，両ケースとも接合部で破断せずコア内の引張破壊で破断することを確認した．これは接合部の引張強度がコア材自体の強度を上回ることを示している．これにより以降の試験はフィルム接着剤無しとした．
- (2) 常温でサンドイッチ板に対する面内圧縮試験を実施し，CFRP 擬似等方積層のフェース材で応力 300MPa 以上，ひずみ $6900\mu\epsilon$ 以上の強度を有することを確認した．破壊は CFRP の圧縮破壊またはリンクリングを発現し，常温では両者の強度が同レベルであった．
- (3) 試験片を液体窒素に浸漬し，極低温で Rohacell 110WF 単体の圧縮試験，引張試験及びサンドイッチ板面外引張試験を実施した．圧縮強度は常温の 37%程度に，引張強度は常温の 60%程度に，面外引張強度は 28%程度に低下した．引張に対し面外引張がさらに強度低下したのは CFRP とサンドイッチにしたことによる熱収縮差による熱応力の影響と考えられる．
- (4) 液体窒素温度の極低温でサンドイッチ板の面内圧縮試験を実施し，強度が常温より 10%以上増加し CFRP の圧縮破壊は生じずリンクリングにて破壊することを確認した．リンクリング強度は CFRP 及びコアの剛性に依存するが CFRP は極低温で剛性増加していないため，コア材剛性が増加し強度が増加したと考えられる．

上記(3)よりコア材単独で評価したとき常温より極低温で強度の低下が見られるものの，上記(2)(4)より CFRP サンドイッチとしたとき，評価対象としていた面内圧縮強度が極低温で常温以上となることが判明した．これにより極低温タンクへの適用可能性があることを確認した．

第3章 CFRP サンドイッチ構造発泡コアの極低温における引張特性

3.1 緒言

元来タンク外壁には内圧によりタンクの長手方向および円周方向に引張応力が作用し、引張外荷重によっても長手方向の引張応力が作用する。発泡材は一般的に CFRP に比べ線膨張率が大きいためサンドイッチパネル形態で極低温に冷却するとコア内に引張応力が生じ (Fig.3.1-1 参照)、これが荷重による引張応力に追加される。これにより極低温タンクではコア材は引張に対し厳しい負荷状態となり、極低温における引張耐荷性の評価が CFRP 発泡コアサンドイッチ極低温タンク実現のための重要課題の一つである。

第3章では CFRP サンドイッチ構造における発泡コア材の極低温における引張特性の評価を目的とする。各種発泡材の線膨張率の計測、極低温での引張試験により破断ひずみの把握を行い比較評価する。さらにサンドイッチパネル供試体を製作して極低温での引張試験を実施し、コアが破断するときのひずみを把握するとともに当該供試体形態での有限要素解析を実施して試験結果の評価を実施する。

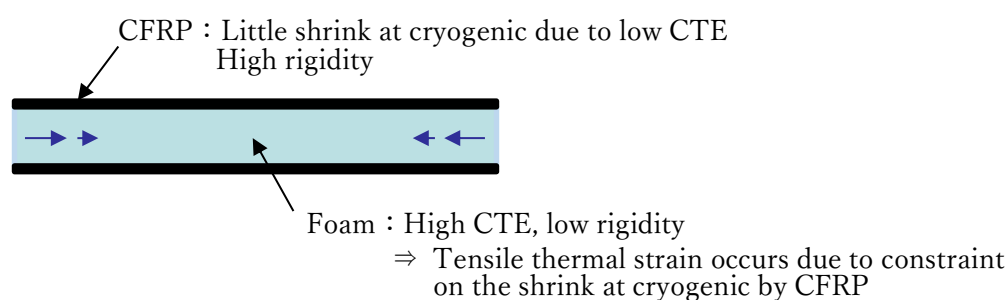


Fig.3.1-1 Tensile thermal strain in foam core at cryogenic temperature

3.2 発泡材料

本研究では、以下の4種類の発泡材を CFRP サンドイッチ構造のコアの候補材として選定し、評価を行った。各材料の外観を Fig.3.2-1 に示す。

(1) Rohacell 110WF

Evonik 社の PMI (polymethacrylimide) フォームであり、発泡材として高い強度・剛性特性によりロケットや航空機の主構造サンドイッチのコア材として多くの適

用実績があり，第2章にて評価した材料である．密度は 110 kg/m^3 である．

(2) Rohacell 51HERO

上記の 110WF に比べ，損傷許容特性を改善するために破断伸びを向上させた材料である．入手性の観点で密度 52 kg/m^3 のグレードを使用した．

(3) フォームナートサポート 160K

ニチアス社製の硬質ウレタンフォームであり，低温配管用断熱支持材のため極低温での破断伸びの良さを期待した．密度は 160 kg/m^3 である．

(4) サーマックス RW

INOAC 社のポリイソシアヌレートフォームであり，建築用の高性能断熱材である [43]．ニチアス社のポリイソシアヌレートフォームであるフォームナート PIF は国産ロケット H-IIA の極低温推進薬タンクの断熱材として使用されており [44] ，極低温での耐性が期待できるためポリイソシアヌレートフォームとして入手可能なサーマックス RW を用いて評価する．なお，本材料は断熱目的の材料のため密度が小さく 36 kg/m^3 である．



Rohacell 110WF



Rohacell 51HERO



Foamnert support 160K



Thermax RW

Fig.3.2-1 Foam materials for tensile evaluation

3.3 線膨張率計測

CFRP サンドイッチ形態で極低温に冷却されると CFRP との線膨張率差により発泡材コア内部に引張ひずみが生じる。これを把握するため線膨張率の計測を行った。計測は TA Instruments 社の熱機械分析装置 TMA Q400 を使用した。試験片寸法は 7mm×7mm×20mm で各材料につき 1 個ずつ計測を実施した。温度範囲は -70°C から 100°C とし、測定条件は 25°C から開始、-5K/分で冷却し -70°C で 2 分保持、+5K/分で加温し 100°C で 2 分保持、-5K/分で冷却し 25°C で終了とした。Fig.3.3-1 に計測装置を示す。

計測結果として 25°C からの試験片長手方向の伸びを Fig.3.3-2 に示す。なお、サーマックス RW については高温側の結果に吸湿による影響と推定される異常に高い値が計測されたため、棄却している。Fig.3.3-2 の結果に基づき、伸びを基準長と温度変化で除し求めた線膨張率を Table 3.3-1 に示す。Rohacell 110WF と 51HERO は 100°C 以上の高温での強度と剛性があるため CFRP との接合を CFRP の硬化と同時にを行うコキュアを実施することができるので、それを考慮して高温側の結果も含めた -60°C から 80°C までの範囲の結果により線膨張率を求めた。フォームナートサポート 160K とサーマックス RW は高温側の耐性が不明のため、コキュアは想定せず低温側のみの -60°C から 25°C の範囲で線膨張率を求めた。Rohacell 110WF と 51HERO の線膨張率はともに $34 \times 10^{-6}/K$ 程度であり、フォームナートサポート 160K はその約 2 倍、サーマックス RW は約 3 倍であった。



TMA Q400



Test specimen

Fig.3.3-1 Instrument of thermal mechanical analysis

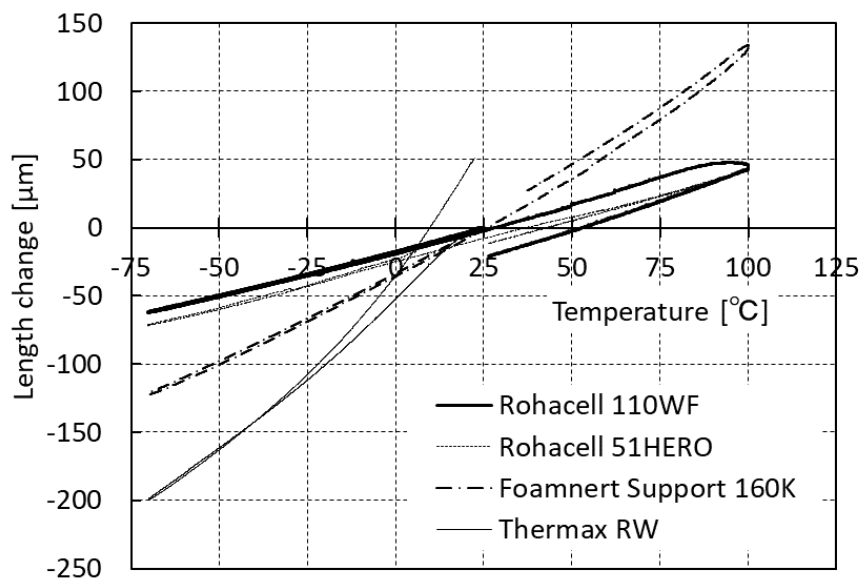


Fig.3.3-2 Results of thermal mechanical analysis

Table 3.3-1 Coefficient of thermal expansion

Foam	CTE ($\times 10^{-6}/K$)	Temperature range
Rohacell 110WF	34.2	-60°C to 80°C
Rohacell 51HERO	33.5	-60°C to 80°C
Foamnert support 160K	64.6	-60°C to 25°C
Thermax RW	101.5	-60°C to 25°C

3.4 引張試験

3.4.1 試験方法

対象の発泡材について常温および極低温にて引張試験を実施し、破断ひずみの測定を行った。発泡材試験片の表面は各セルの切断面による凹凸があるためひずみゲージを貼付してひずみを計測することはできない。ランダムパターンを試験片に塗布し画像解析を行う DIC (Digital Image Correlation) 法ならばひずみ計測ができるが、極低温試験では試験片を液体窒素に浸漬するため画像取得ができない。従ってまず常温試験にて DIC により試験機ストロークと試験片ひずみの関係を取得し、極低温試験にて得られた破断時ストロークから破断時ひずみを推定した。DIC 解析には GOM 社の GOM Correlate を使用した。各材料ごとに常温にて 1 個、極低温にて 1 個ずつ試験した。

試験法は 2.2.2 節及び 2.3.2 節に同じである。ASTM D638 に基づく試験片形状は、Rohacell 110WF と Rohacell 51HERO は Fig.2.2-7 に同じである。Rohacell 51HERO の試験の結果、Fig.3.4-5 に示す通り標定部でなく幅広部で破壊したため、Foamnert support 160K と Thermax RW では幅広部の幅を 20mm から 26mm に変更した。チャック式の試験片保持では極低温試験にて滑り、荷重負荷できないため Fig.2.2-8 に示す通り試験片の幅広部にアルミ製タブを接着し、荷重治具とピン結合して荷重負荷した。接着は二液式エポキシ接着剤 EA9377 により加圧 9.8kPa、硬化時間 6 日間で常温接着した。試験片は各材料 1 個とし、試験機は島津製作所製 AG-100kNE を使用し変位速度 0.5mm/分で荷重負荷した。Fig.3.4-1 に DIC 用ランダムパターンを施した試験片を示す。Fig.3.4-2 に常温での試験状況を示す。常温試験と極低温試験を同じ負荷形態とし、

Fig.3.4-3 に示す通り試験片上部をロードセルを介し試験機クロスヨークに接続し、試験片下部をクロスヘッドと接続してクロスヘッドを降下させ荷重負荷した。

3.4.2 試験結果

常温試験にて得られた試験機ストロークと試験片標定部ひずみの関係を Fig.3.4-4 に示す。極低温試験における試験機ストロークと荷重の関係を Fig.3.4-5 に示す。試験後の試験片を Fig.3.4-6 に示す。Fig.3.4-6 に示す通り Rohacell 51HERO は標定部ではなく幅広部で破断しており、原因は試験片加工時の損傷または荷重負荷時の曲げではないかと推測する。Fig.3.4-4 及び Fig.3.4-5 から得られた極低温での破断ひずみを Table 3.4-1 に示す。本試験によりサーマックス RW が極低温でも高い破断ひずみを示すことが分かった。

3.4.3 評価

線膨張率計測及び極低温引張試験の結果から、CFRP サンドイッチ形態としたときに極低温冷却状態において、コア内に熱応力による引張ひずみが生じている状態で荷重負荷により耐荷できる引張ひずみを推定する。Fig.3.4-7 に各材料の極低温破断ひずみ a と熱収縮により液体窒素温度で生じる熱ひずみ b を示す。a と b の差が荷重負荷により耐荷できる引張ひずみと推定できる。Rohacell 110WF, 51HERO 及びフォームナートサポート 160K は a と b の差が 0.8%未満であり CFRP の伸びが 1.0%以上あることを考えるとサンドイッチのコアが先に破壊し CFRP の強度を生かせないことになるため、適用性は低いと考えられる。サーマックス RW の a と b の差は 1.7%以上あり、CFRP の強度を生かせる可能性のある材料であると考えられる。従ってサーマックス RW をコアに用いたサンドイッチ板試験片を実際に作成し、極低温で引張負荷を与え耐性を把握する。

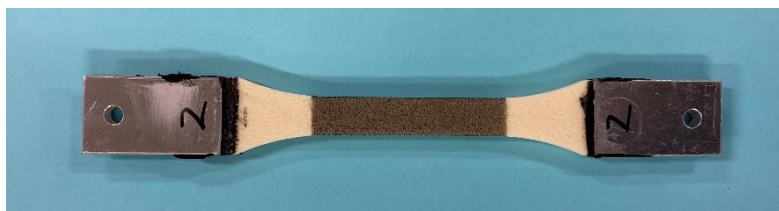


Fig.3.4-1 DIC random pattern on RT tensile test specimen (Foamnert support 160K)



Setup

DIC analysis

Fig.3.4-2 Tensile test with DIC measurement

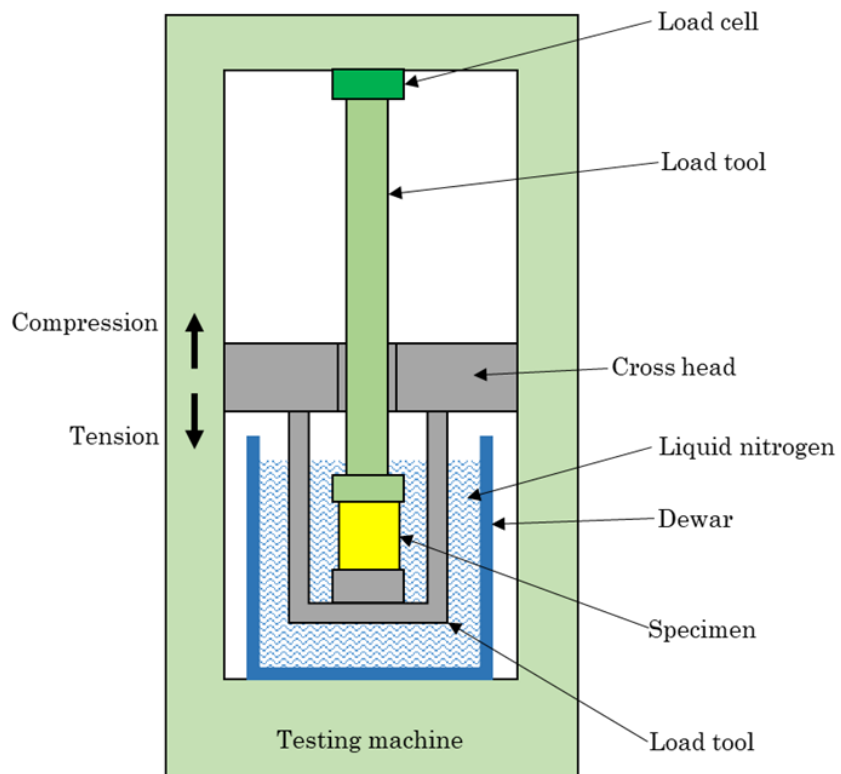


Fig.3.4-3 Schematic of cryogenic load test

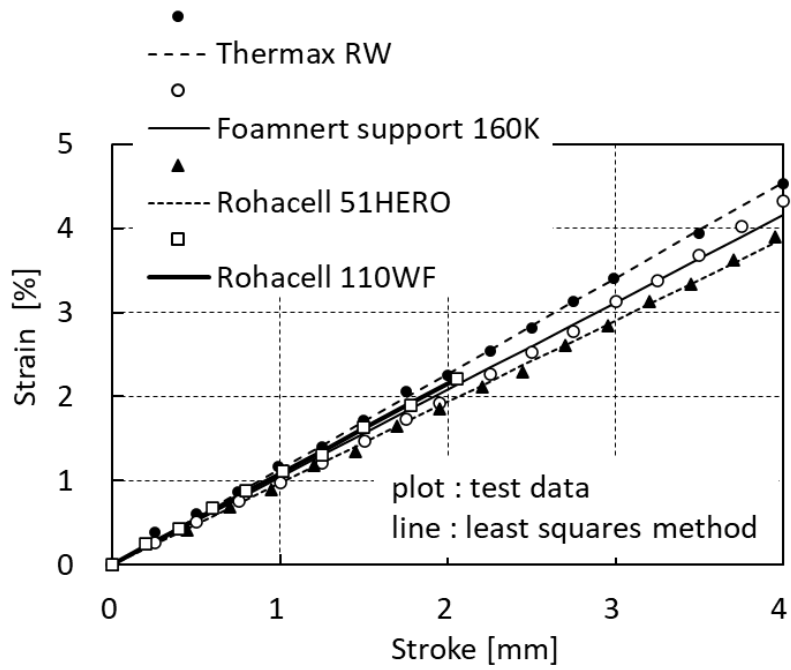


Fig.3.4-4 Stroke - strain relation test results (RT)

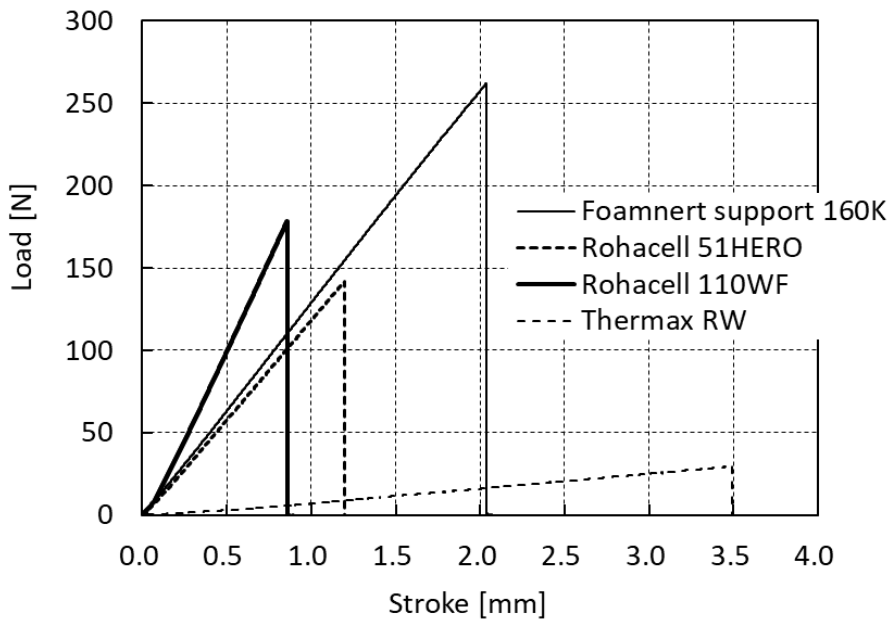
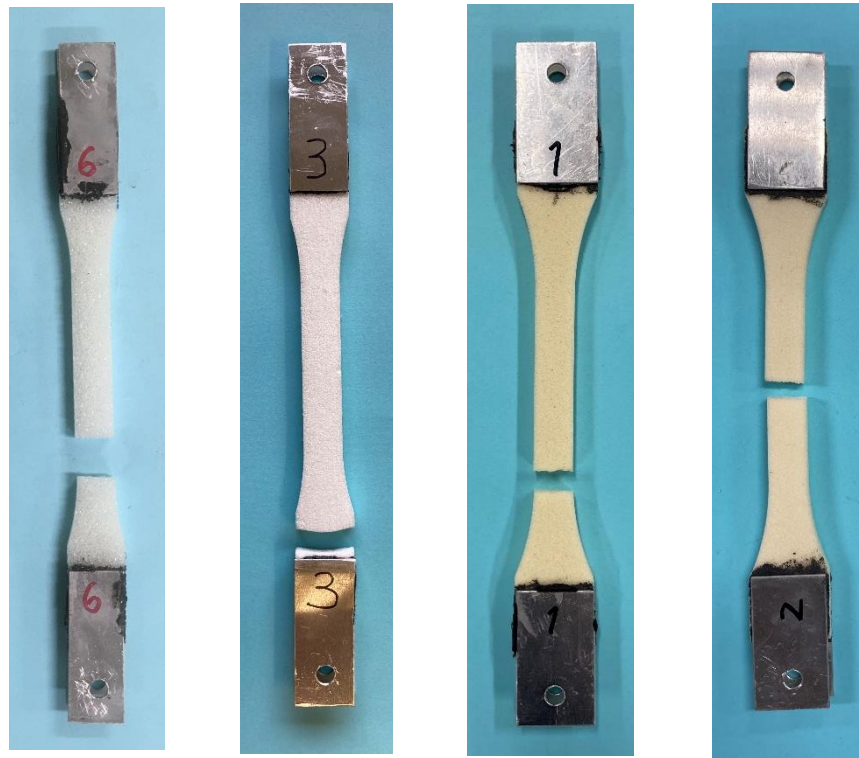


Fig.3.4-5 Cryogenic tensile test results



Rohacell 110WF Rohacell 51HERO Foamnert support 160K Thermax RW

Fig.3.4-6 Test specimens after cryogenic tensile test

Table 3.4-1 Cryogenic tensile fracture strain

Foam	Fracture strain
Rohacell 110WF	0.92 %
Rohacell 51HERO	1.16 %
Foamnert support 160K	2.12 %
Thermax RW	3.96 %

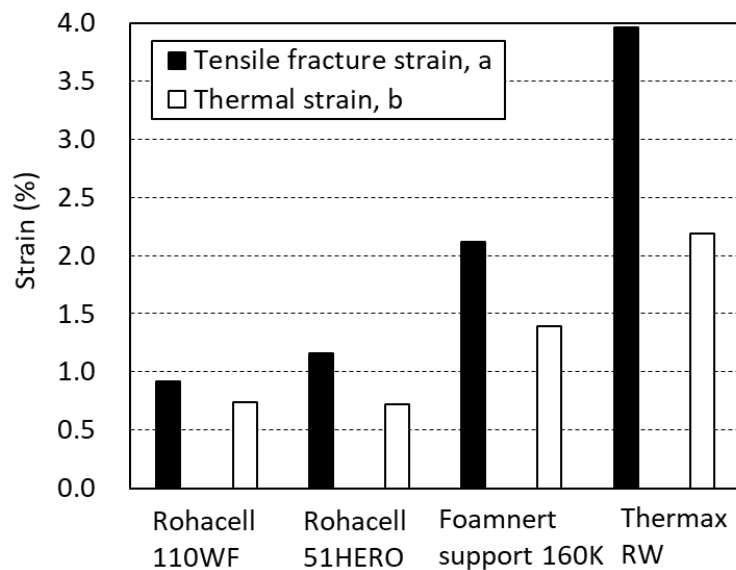


Fig.3.4-7 Cryogenic tensile fracture strain and thermal strain

3.5 CFRP サンドイッチ板引張試験

3.5.1 試験方法

発泡コア材のサンドイッチ板形態における極低温での引張荷重に対する実際の耐荷性を検証するためサンドイッチ板引張試験を実施した。荷重試験機にはAG-100kNE(島津製作所)を用いた。なお、極低温環境での試験では上部クロスヨークの荷重上限により、試験時の負荷上限は20kNとなる。試験片形状をFig.3.5-1に示す。荷重上限を考慮して、試験片はCFRPプリプレグ1層をベースプライとして試験片表裏に配置したサンドイッチ構造とした。試験機との結合は端部のタブで板厚を確保し直径10mmのピンにて荷重伝達を行う。CFRPは東レ製エポキシ樹脂プリプレグT700SC/#2592を用いた。タブは片側15プライとしベースプライと合わせ疑似等方積層[0/-45/90/+45/+45/90/-45/0/0/-45/90/+45/+45/90/-45/0]とした。ベースプライとタブは接合強度確保のため同時積層硬化とした。硬化後のCFRPとコアは二液式エポキシ接着剤EA9377により加圧2.4kPa、硬化時間6日間で常温接着した。

Fig.3.5-1に示すようにひずみゲージ(共和電業, KFGS-5-120-C1-11)を標定部中央に貼付し、同仕様の試験片に同じひずみゲージを貼付して液体窒素に浸漬しアクティブダミー法により温度補償を行った。Fig.3.5-2に試験片を示す。Fig.3.5-3に試験セット

アップを示す。供試体を液体窒素に浸漬した状態で荷重を負荷し、荷重値に非線形な変動が現れるまで荷重負荷し、供試体を取り出して赤色水に漬け込むことでコアの割れ有無を確認した。再現性確認のため3個試験する。

3.5.2 試験結果

荷重-ストローク線図を Fig.3.5-4 に、荷重-ひずみ線図を Fig.3.5-5 に示す。試験後にコア中心面で切断し赤色水に浸漬した試験片を Fig.3.5-6 に示す。Fig.3.5-4 より No.1 ではストローク 2.8mm 時点で、No.2 ではストローク 2.0mm 時点で、No.3 ではストローク 2.3mm 時点で荷重の低下を生じており、また同時点で可聴音が発生した。Fig.3.5-6 より試験後にコアに割れが生じていることからこれらの時点で割れが生じたと考えられる。その時点の計測ひずみは表面、裏面の平均で No.1 が 0.63%、No.2 が 0.40%、No.3 が 0.45%であり、3 個の平均で 0.49%である。これらの値は線膨張率と極低温引張破断ひずみの結果から予測された値 1.7%に比べかなり低い。その原因を確認するため有限要素解析を実施した。

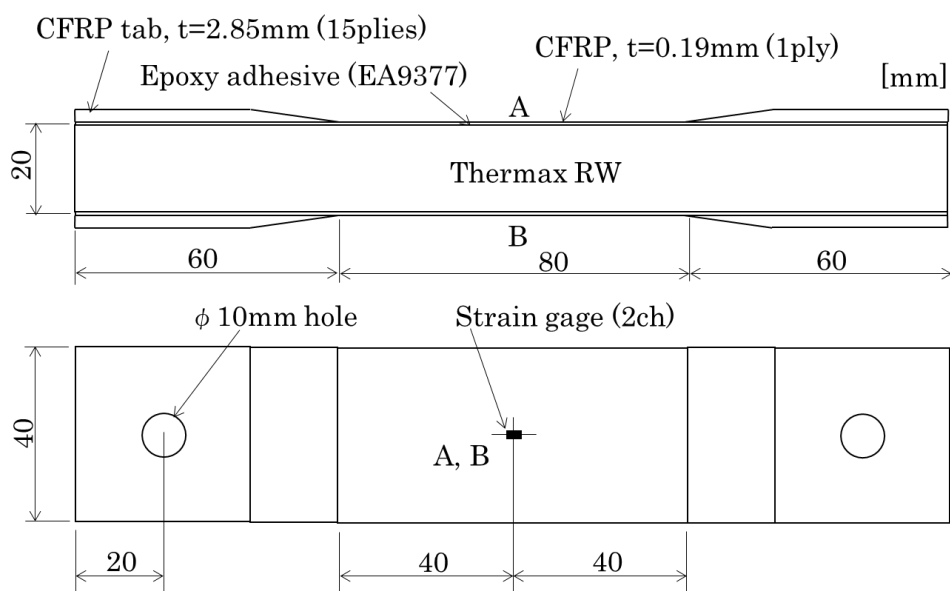


Fig.3.5-1 Dimensions of CFRP sandwich tensile test specimen

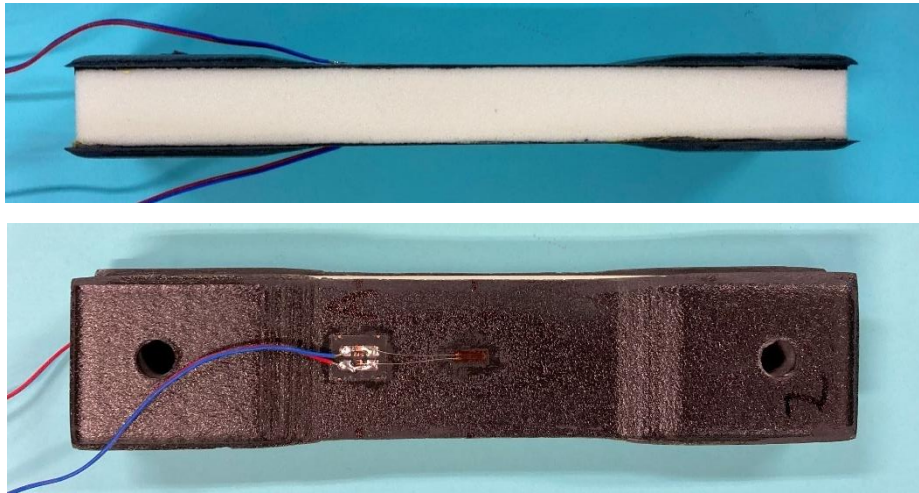


Fig.3.5-2 CFRP sandwich tensile test specimen



Fig.3.5-3 CFRP Sandwich tensile test setup

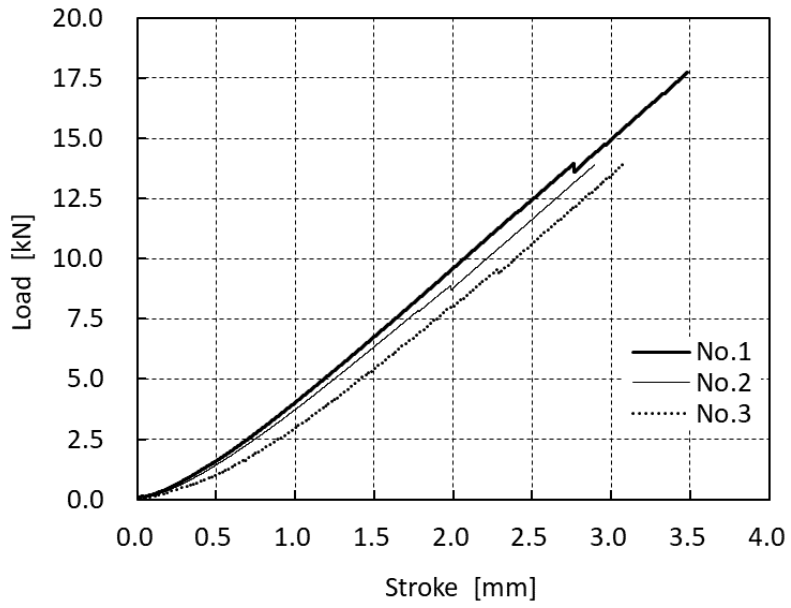


Fig.3.5-4 Load-stroke curves of sandwich panel cryogenic tensile tests

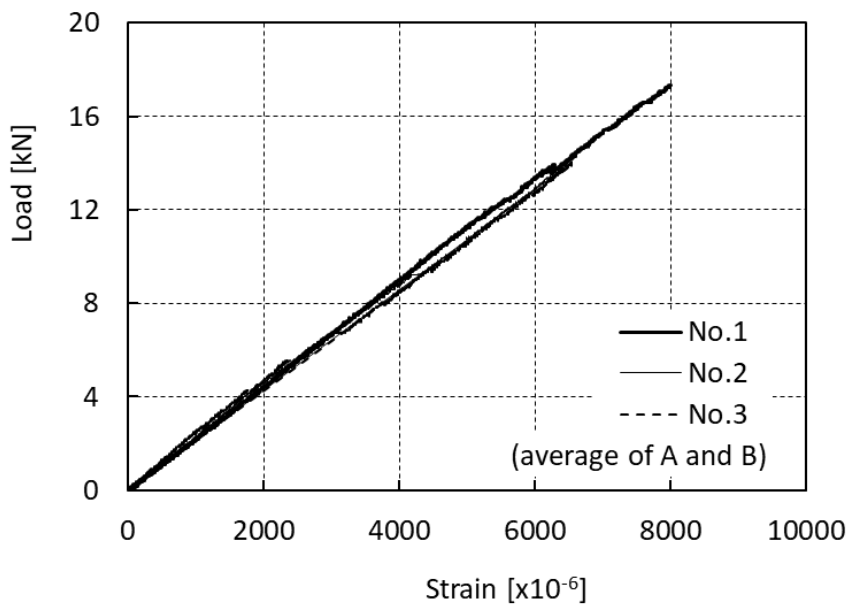


Fig.3.5-5 Load-strain curves of sandwich panel cryogenic tensile tests

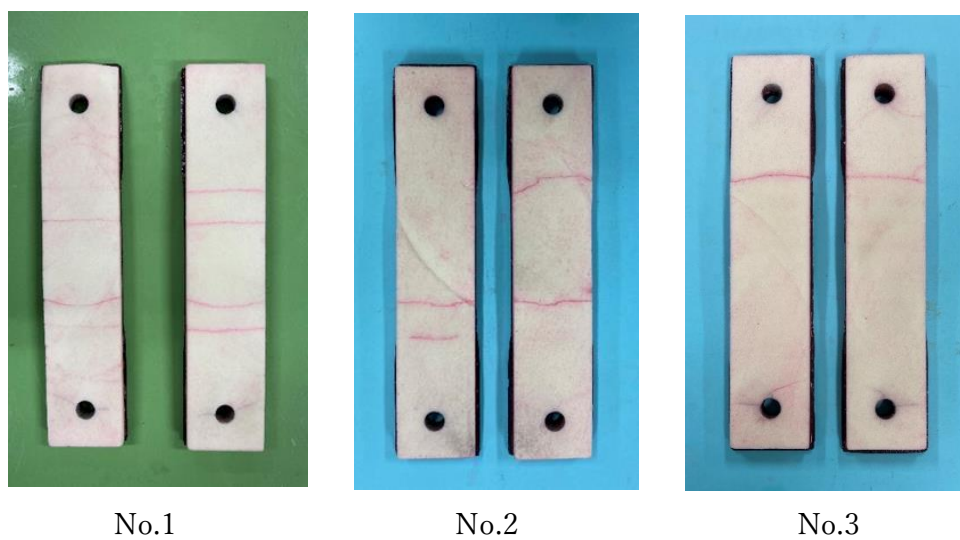


Fig.3.5-6 Cut section of sandwich panel test specimen

3.5.3 有限要素法解析

(1) 解析条件

Fig.3.5-1 に示すサンドイッチ板試験片を Fig.3.5-7 に示す通り有限要素法解析のモデル化を行った。全ての構成品を六面体 2 次ソリッド要素でモデル化し、2mm でメッシュ分割し節点数は 162728、要素数は 32426 となった。CFRP の材料特性は T700SC/#2592 の材料特性取得が行われた田中らの研究[45]より引用し、サーマックス RW の材料特性は 3.3 節及び 3.4 節の試験結果を用いた。Table 3.5-1 に解析に使用した材料特性値を示す。25°C から液体窒素温度 -196°C への温度変化を負荷し、負荷荷重は実験で 10kN 程度の荷重でコア破断したため 10kN とした。解析には汎用有限要素法コード ANSYS 2022R1 を使用し、線形解析を行い試験片の変形及び内部のひずみ状態を求めた。

(2) 解析結果

Fig.3.5-8 に変形及びコア中心断面の荷重軸方向ひずみ及び最大主ひずみの分布の解析結果を示す。ひずみは熱ひずみを含む弾性ひずみである。Fig.3.5-8 よりコア内にはひずみの分布が生じている。これは変形から考えて荷重点と標定部で CFRP 板厚が異なる

り荷重点で試験片外側にのみ厚くし CFRP の板厚中心がずれているため、引張荷重を受けた時そのずれにより曲げが生じていることが原因と考えられる。

Fig.3.5-8 よりコア中央部のひずみは 2.7%程度であるが、CFRP 段差部付近では 3.8%弱のひずみが生じており、Table 3.4-1 に示すサーマックス RW の破断ひずみ 3.96%に近いレベルとなっている。従って誤差やばらつきを考慮すると実験において割れが生じたことは発生しうる事象であり、解析と実験は整合していると考えられる。

Fig.3.4-6 より熱応力によるひずみは 2.2%程度であるため、本試験の結果、外荷重によるひずみは 1.6%弱 (=3.8%弱-2.2%) であると考えられる。これは Fig.3.4-6 からの外荷重分に対するひずみ値 1.7%と同程度であり整合している。

上記の試験と解析より、実機では全体のごく一部である荷重点には同コア材を用いない等の対応を行いコア内にひずみ分布を生じない設計を行うことにより、外荷重分のひずみとして 1.6%レベルの十分大きな耐荷性があると考えられる。

Table 3.5-1 Material properties for FEM analysis

Material	Item	Value	Remarks
CFRP (UD)	E_1	128 GPa	[45]
	E_2	8.62 GPa	[45]
	E_3	8.62 GPa	Assumed equal to E_2
	ν_{12}	0.34	[45]
	ν_{13}	0.34	Assumed equal to ν_{12}
	ν_{23}	0.34	Assumed equal to ν_{12}
	G_{12}	4.16 GPa	[45]
	G_{13}	4.16 GPa	Assumed equal to G_{12}
	G_{23}	4.16 GPa	Assumed equal to G_{12}
	α_{11}	$1.09 \times 10^{-6} /K$	[45]
	α_{22}	$4.37 \times 10^{-5} /K$	[45]
	α_{33}	$4.37 \times 10^{-5} /K$	Assumed equal to α_{22}
CFRP (Quasi-isotropic)	E_1	48.93 GPa	Calculated from UD value
	E_2	48.93 GPa	Calculated from UD value
	E_3	8.62 GPa	Assumed equal to E_3 of UD
	ν_{12}	0.319	Calculated from UD value
	ν_{13}	0.34	Assumed equal to ν_{13} of UD
	ν_{23}	0.34	Assumed equal to ν_{23} of UD
	G_{12}	18.55 GPa	Calculated from UD value
	G_{13}	4.16 GPa	Assumed equal to G_{13} of UD
	G_{23}	4.16 GPa	Assumed equal to G_{23} of UD
	α_{11}	$3.78 \times 10^{-6} /K$	Calculated from UD value
	α_{22}	$3.78 \times 10^{-6} /K$	Calculated from UD value
	α_{33}	$4.37 \times 10^{-5} /K$	Assumed equal to α_{33} of UD
Thermax RW	E	6.879 MPa	Tensile test
	ν	0.3	Assumption
	α	$1.015 \times 10^{-4} /K$	TMA measurement

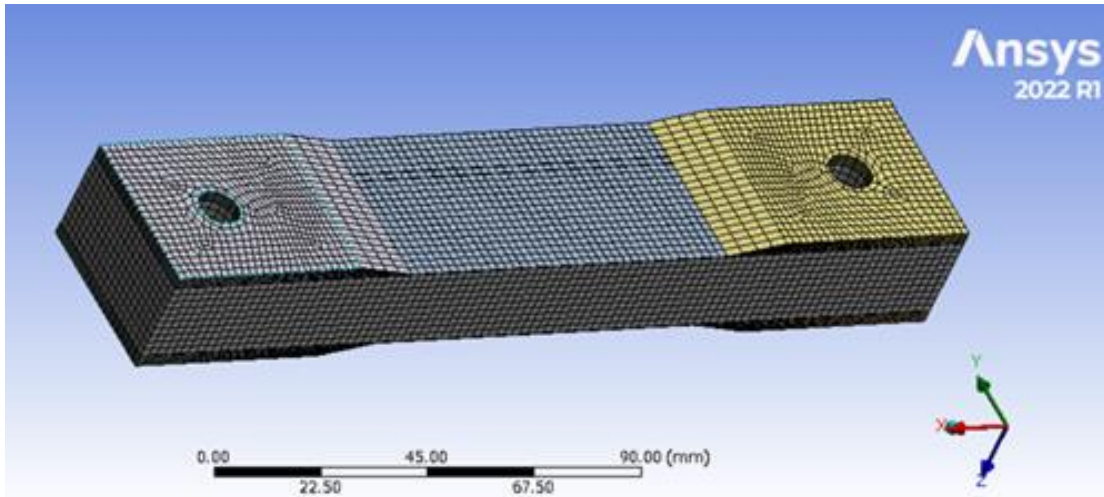
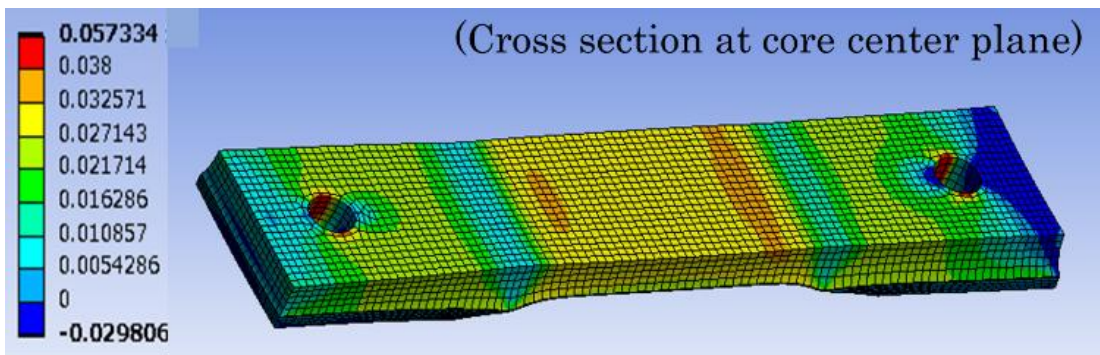
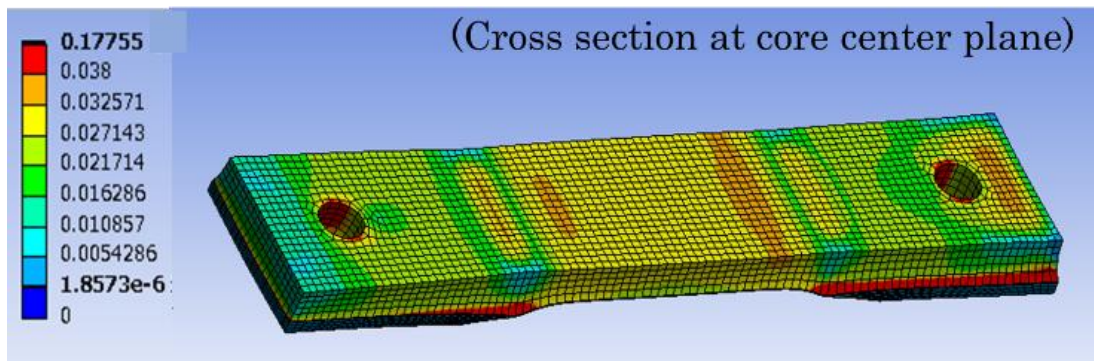


Fig.3.5-7 FEM analysis model of sandwich panel specimen



(a) Elastic strain of foam core (X axis direction)



(b) Maximum principal elastic strain of foam core

Fig.3.5-8 FEM analysis result

3.6 結言

独立気泡の発泡材を CFRP サンドイッチのコア材に適用した極低温液体燃料ロケット用複合材タンクの実現性について、極低温冷却による引張熱ひずみを考慮したタンク内圧等の引張荷重に対する耐荷性に関し試験を実施し評価した。以下に本研究にて得られた結論を示す。

- (1) 選定した 4 種類の発泡材について線膨張率の計測を行い、液体窒素温度 -196°C における引張試験を行って引張破断ひずみを取得した。その結果ポリイソシアヌレートフォームを主成分とするサーマックス RW が、極低温に冷却され CFRP サンドイッチ内で引張熱ひずみが生じて、引張荷重に耐荷しうることを確認した。
- (2) サーマックス RW を使用して CFRP サンドイッチ板試験片を製作し、液体窒素温度で引張試験を行った結果、標定部 CFRP の計測ひずみで平均 0.49%で標定部の外側のコアに割れが生じた。
- (3) 上記引張試験を模擬した有限要素法解析を実施した結果、荷重点と標定部の CFRP 板厚段差によりコア内部にはひずみ分布が生じ、部分的に材料の破断ひずみに近い高いひずみが生じていることを確認した。
- (4) 上記の試験と解析より、実機では全体のごく一部である荷重点には同コア材を用いない等の対応を行いコア内にひずみ分布を生じない設計を行うことにより、外荷重分のひずみとして CFRP 破断ひずみと同等以上の十分な耐荷性があると考えられる。

以上により CFRP サンドイッチの極低温での引張特性の観点でサーマックス RW の主成分であるポリイソシアヌレートフォームをコア材とすることで極低温タンクへの適用可能性があることを明らかにした。

なお、今回使用したサーマックス RW は断熱材であり剛性が低いため、コア材として用いるためには高密度化等による高剛性化が今後の課題である。

第4章 CFRP 発泡コアサンドイッチ構造の有限要素法 座屈解析

4.1 緒言

第2章でCFRP発泡コアサンドイッチ試験片を使用して極低温での面内圧縮試験を実施し破壊モードがリンクリング座屈となることと破壊強度を取得した。第4章ではこの試験片の破壊事象を有限要素法による線形座屈固有値解析を行って再現し、それと同じモデル化手法により実際のロケットサイズのタンク円筒モデルを作成して座屈強度及び座屈モードを有限要素法解析により求め耐荷性能の予測を実施する。これにより試験にて検証された解析モデルの拡張により実際のロケットタンクの圧縮強度を評価することが本章の目的である。なお線形座屈固有値解析は、荷重負荷変形による剛性マトリクス変化を無視し、初期の剛性マトリクスと応力発生による幾何剛性マトリクスからなる接線剛性マトリクスについて、座屈点である荷重倍数増加の特異点として固有値・固有ベクトルを求める解析である。

サンドイッチパネル円筒の座屈モードは、Fig.4.1-1に示す通りサンドイッチパネル特有のリンクリング座屈と、薄板円筒殻と同様の軸対称に座屈波が現れる軸対称座屈とダイヤモンド型の座屈波を生じる飛移座屈の三種類がある[46]。強度標定となる1次の座屈モードとしてどのモードが発現するかについても確認する。

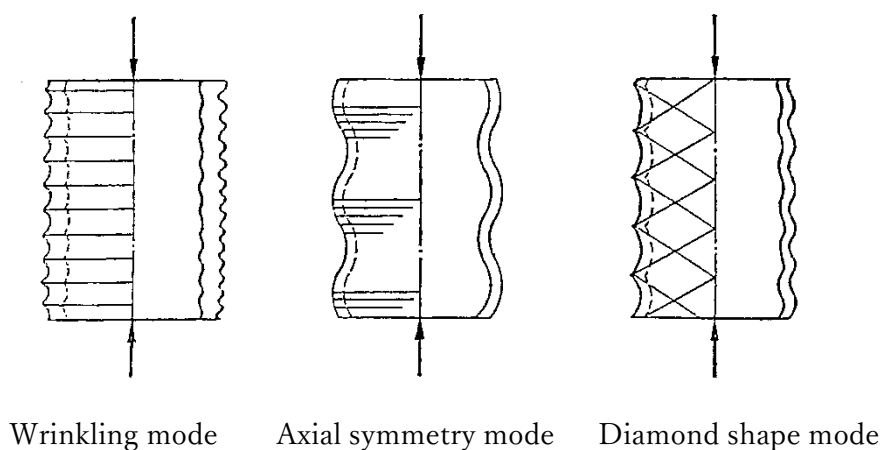


Fig.4.1-1 Buckling mode shapes of sandwich panel cylinder [46]

4.2 サンドイッチ板面内圧縮試験再現解析

第 2 章で実施したサンドイッチ板面内圧縮試験について有限要素法により線形座屈固有値解析を行い、試験を再現し試験結果と解析結果の比較評価を行う。

(1) 解析条件

Fig.2.2-16 に示す試験片仕様に基づく解析モデルを Fig.4.2-1 に示す。標定部である長さ 80mm 部分をモデル化した。発泡コアはソリッド要素とし CFRP はシェル要素とした。試験片モデルの下端面を 3 自由度変位拘束し、上端面にその平面性を保って荷重負荷するための高剛性の要素（鉄の剛性を使用）を設け上下方向変位以外の 5 自由度を拘束し、負荷要素上面に圧縮荷重を負荷した。負荷荷重は試験結果の破壊荷重に基づき 20kN とした。温度条件として常温での材料特性での解析と、極低温での材料特性及び常温（22°C）から極低温（-196°C）への温度変化による熱収縮を考慮した 2 ケースについて実施する。CFRP の材料特性は T700SC/#2592 の 4 プライ擬似等方積層[-45/0/90/+45]の材料特性とし、発泡コア Rohacell 110WF の材料特性は常温については第 2 章のコア材圧縮試験の結果より求めたヤング率を使用し、極低温については付録 A に示す通りサンドイッチ板面内圧縮試験結果に基づく常温ヤング率の補正值を使用した。線膨張率は第 3 章の計測結果を使用した。Table 4.2-1 に解析に使用した材料特性値を示す。

解析には汎用有限要素法解析コード ABAQUS/Standard 2020 を用い、線形座屈固有値解析を行い 1 次の固有値と固有モード形を求めた。極低温ケースにおいてメッシュサイズをパラメタとして解析を行い、結果への影響を評価する。

(2) 解析結果

メッシュサイズ 5mm で実施した解析結果として、常温及び極低温ケースの 1 次モードの荷重倍数と座屈波長、試験結果との比較を Table 4.2-2 に、座屈モード形を Fig.4.2-2 に示す。座屈強度（荷重倍数）は試験結果に比べ常温、極低温ともに 2 割程度高い値となった。座屈強度はわずかな形状不整等の影響により実強度が解析値より低くなるのが一般的であるため[47]妥当な結果と考えられ、解析は試験結果を再現したと考えられる。

メッシュサイズをパラメタとし、2.5mm、5mm、10mm 及び 20mm のサイズで解析を行った。1 次モードの荷重倍数の変化を Fig.4.2-3 に、1 次モードの座屈波長の変化を Fig.4.2-4 に示し、座屈モード形を Fig.4.2-5 に示す。Fig.4.2-3 及び Fig.4.2-4 より 1 次モードは、荷重倍数 1.47 で座屈波長 30mm のリンクリングモードに収束していると

考えられる。座屈波長は 30mm のため、長さ 80mm の試験片はこれを発現できる長さであったと考えられる。また、Fig.4.2-3～-5 より、収束形に近いリンクリングモードを座屈解析にて発現するためには 5mm 以下のメッシュサイズとすると考えられる。

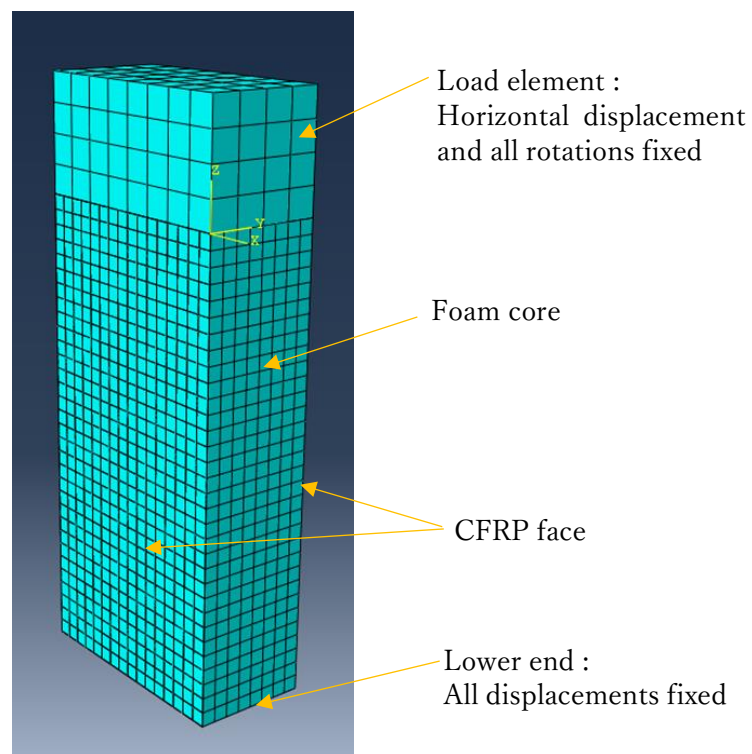


Fig.4.2-1 Buckling analysis model of edgewise compression test

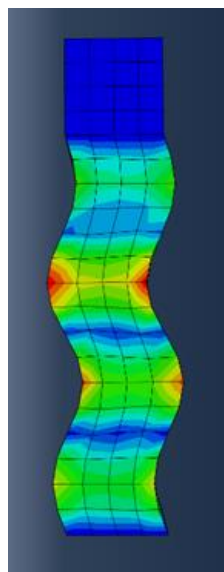
Table 4.2-1 Material properties of FEM buckling analysis

Material	Item	Value	Remarks
CFRP (Quasi- isotropic)	Young's modulus, E	48.93 GPa	CT value is approximately equal to RT value.
	Poisson's ratio, ν	0.319	
Rohacell 110WF	Young's modulus, E	82.6 MPa (RT)	
		108.2 MPa (CT)	
	Poisson's ratio, ν	0.29	Catalogue value

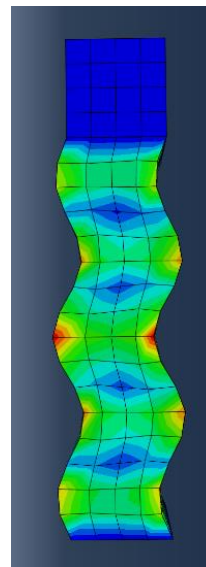
RT:room temperature CT:cryogenic temperature

Table 4.2-2 Result of edgewise compression test buckling analysis (mesh size 5mm)

Case	Room temp.	-196°C
1 st mode load factor, F_1	1.229	1.488
Buckling wave length	40 mm	30 mm
(Ref.) Load factor of fracture test result, F_T	1.025	1.230
F_T/F_1	1.20	1.21



Room temp.



-196°C

Fig.4.2-2 Buckling mode shape of 1st mode (mesh size 5mm)

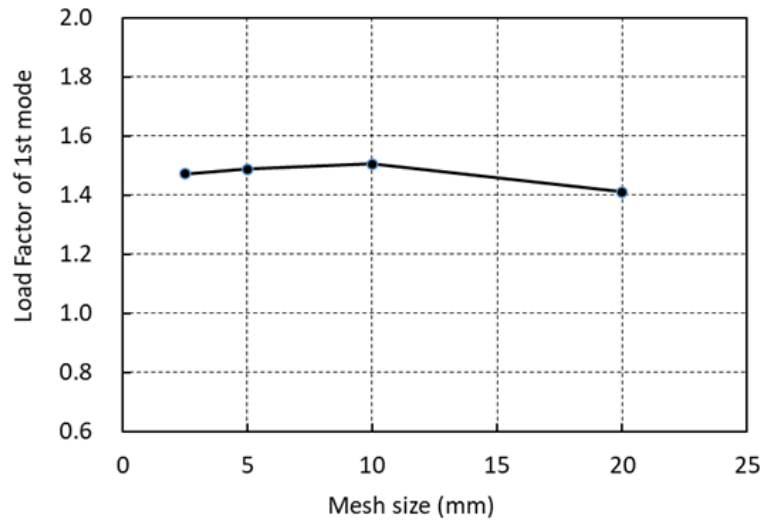


Fig.4.2-3 Load factor of 1st mode buckling

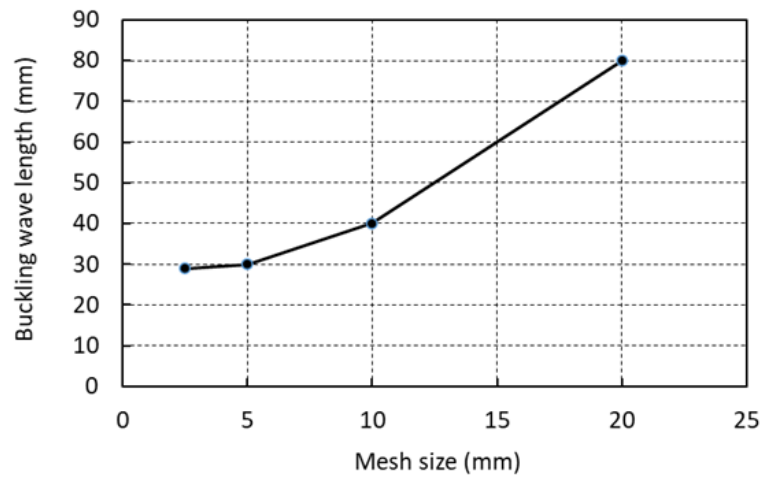


Fig.4.2-4 Wave length of 1st mode buckling

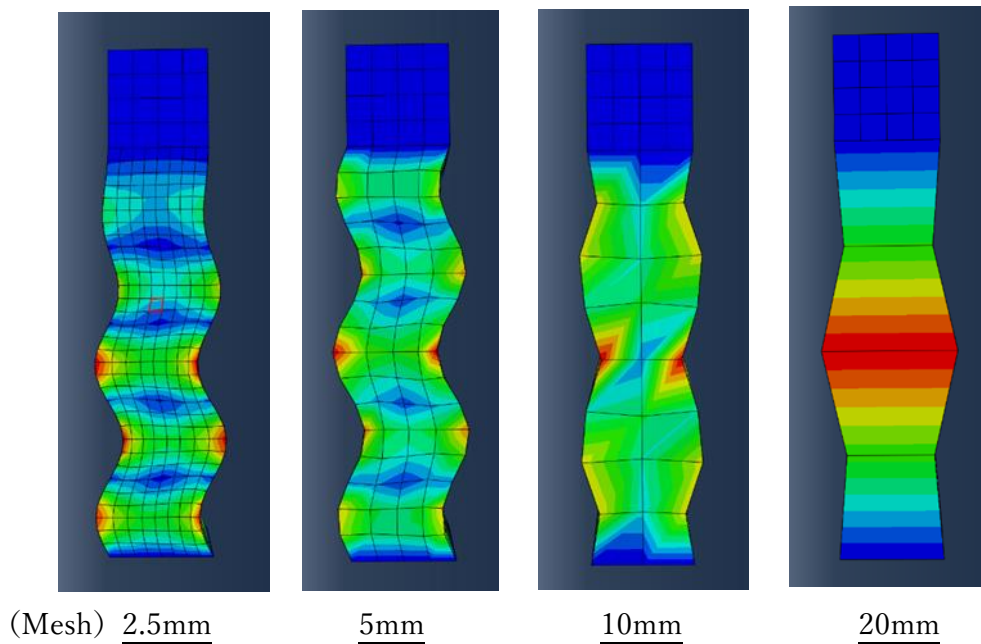


Fig.4.2-5 Buckling mode shape of 1st mode

4.3 実機大タンク円筒モデル解析

4.2 節の結果により第 2 章のサンドイッチ板面内圧縮荷重試験結果を再現した解析モデルに基づき実際のロケットタンクサイズの解析モデルを作成し、実タンクにおける座屈強度、座屈モードを推定する。

(1) 解析条件

実際のロケットタンクとしては現在日本で運用中の液体ロケットである H-IIA を参考とし、解析モデルの直径を 4m とする[48]。長さは座屈波長に対し十分長くとり 2m とする。

Fig.4.3-1 に解析モデルを示す。周方向に波長が現れる全てのモードが発現できるよう、円筒全周モデルとする。4.2 節と同様に発泡コアはソリッド要素とし CFRP はシェル要素とする。なお、Schulz らはロケット構造への適用を想定し直径 2.4m の CFRP ハニカムコアサンドイッチ円筒構造について圧縮座屈に関する実験と有限要素解析の比較を行っており、そこではサンドイッチ板を 1 枚のシェル要素によりモデル化し解析しているが[49]、このモデルでは内外のフェース材が独立に挙動するリンクリングは発現できないため、本章のモデルでは内外の CFRP フェースとコアを分けてモデル化している。また、Bolton は直径 0.8m の CFRP 発泡コアサンドイッチ円筒構造について座屈

解析の研究を行っており、サンドイッチ板をシェル要素のみやソリッド要素の組み合わせによるモデル化を行い比較評価を行っているが[50]、リンクリングの生じない1次モードでは結果に有意な差は生じていないため、本章のモデル（内外のフェースがシェルでコアがソリッド）においても有効な結果が算出されると考えられる。

解析モデルの下端面を3自由度変位拘束し、上端面にその平面性を保って荷重負荷するため高剛性の要素（鉄の剛性を使用）を設け上下方向変位以外の5自由度を拘束し、負荷要素上面に圧縮荷重を負荷した。荷重は4.2節の試験片荷重と単位周長当たりの荷重を同じとし、 $20\text{kN}/40\text{mm} \times \pi 4000\text{mm} = 6283\text{kN}$ とした。温度については実際のタンクでは内面が推進薬に接し極低温であり、外面は空気に接し常温に近い温度勾配を持つが、第1ステップとしての簡略化及び試験片結果との比較のため全体を極低温（ -196°C ）とした。材料特性は4.2節と同じであり、解析コードも同じで線形座屈固有値解析を実施した。メッシュサイズは解析自由度の制限により10mmとした。その結果に対する有効性については後述する。

コア厚さとCFRP厚さをパラメタとし、コア厚20mm及び10mmとし、CFRP厚さは擬似積層4プライの0.76mmを基準とし、その2倍の1.52mm及び3倍の2.28mmについて解析を実施した。モデルの要素数、節点数及びメモリ量についてTable 4.3-1に示す。CPU時間は最大42,895secであった。

(2) 解析結果

1次モードの荷重倍数と座屈波長をTable 4.3-2に、座屈モード形をFig.4.3-2に示す。また、単位周長当たりの座屈荷重で表した結果をFig.4.3-3に、単位長さ質量当たりの座屈荷重をFig.4.3-4に、座屈波長をFig.4.3-5に示す。また参考比較のためH-IIAロケットの第1段水素タンクの荷重をFig.4.3-6に示し、Fig.4.3-3中に示す。

Fig.4.3-2(a)より4.2節のサンドイッチ板試験片と同仕様（コア厚20mm、CFRP厚0.76mm）の円筒では座屈モードはリンクリングではなく全体座屈が現れている。Table 4.3-2よりその荷重倍数は1.246であり、4.2節のリンクリング座屈荷重倍数1.47より低いいためこのモードが1次に現れている。4.2節より10mmメッシュモデルはリンクリングモードを正しく発現しないが、それより荷重倍数が低く座屈波長が十分長い全体座屈が1次モードとなっているため、実機サイズ円筒の座屈強度を把握する観点で本解析結果は有効である。

H-IIAロケットタンクの飛行荷重との比較について、設計安全率の設定や解析値と実物との違いなど考慮すべき事項はあるが、Fig.4.3-3より本研究におけるコア厚20mm

サンドイッチ円筒の座屈強度は実機レベルの強度があると考えられる。

Fig.4.3-3 より CFRP 厚さを増し，コア厚さを増せば当然座屈強度は増加するが，Fig.4.3-4 からは強度に関する質量効率の観点から，コア厚を厚くとり CFRP を薄くすることが効率の良い仕様であることを示しており，サンドイッチ板の性質を表す結果となっている。

Fig.4.3-2 の結果から座屈モード形は周方向の波数が 1 個か 2 個程度の少ない波数で軸対称形に近いモード形状となることが分かった。Fig.4.3-5 から軸方向の座屈波長は CFRP の板厚が増加すると短くなる傾向が得られた。

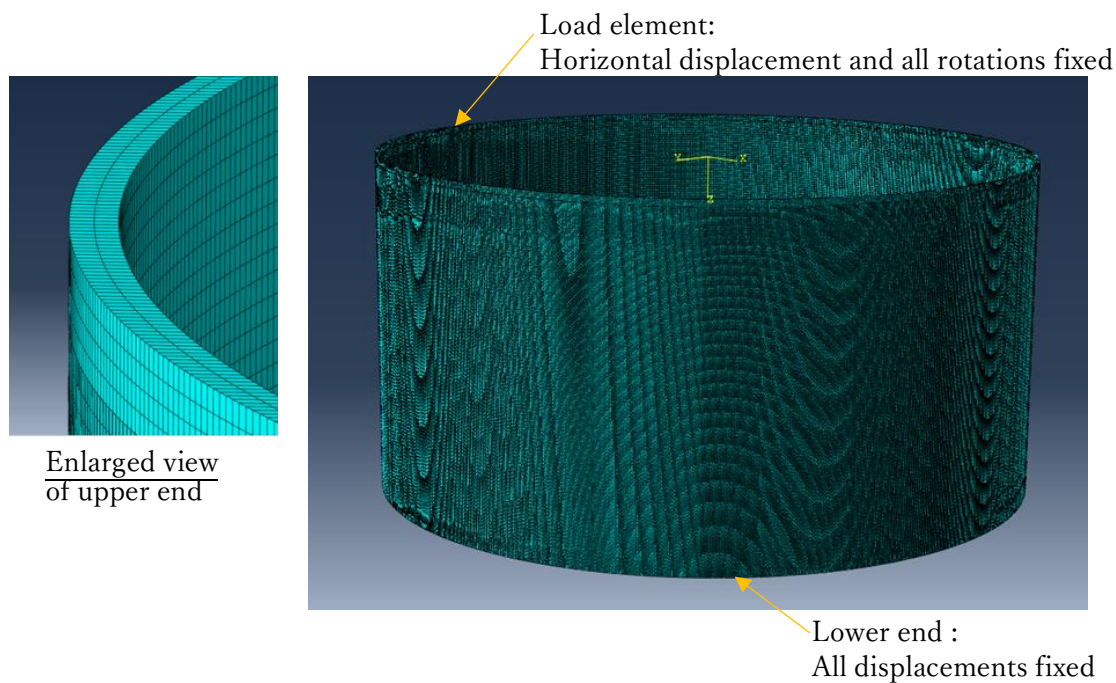


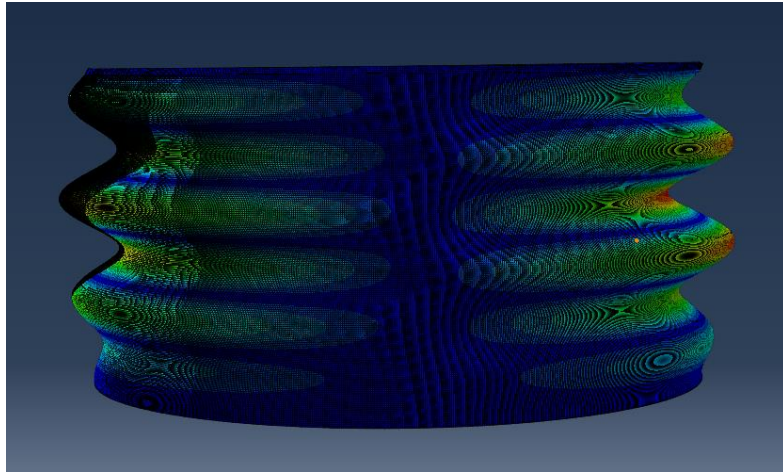
Fig.4.3-1 Buckling analysis model of a rocket tank cylinder

Table 4.3-1 Cylinder buckling model size and required memory

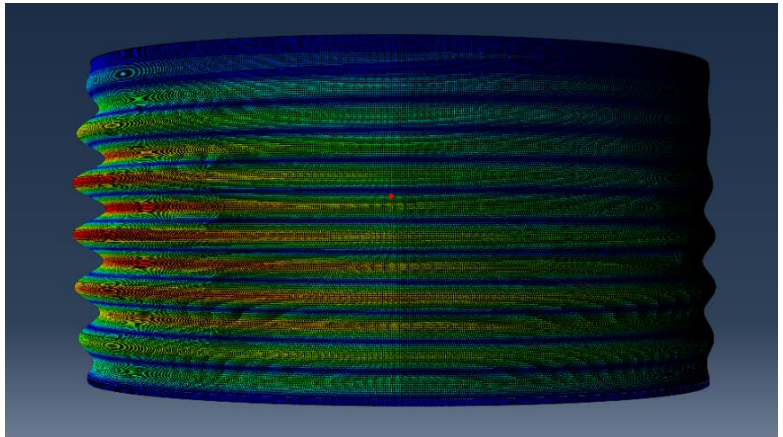
Core thickness	20mm	10mm
Nodes	1,064,416	787,792
Elements	1,331,379	1,052,043
Minimum memory required	4,141 MB	3,145 MB
Memory to minimize I/O	42,502 MB	31,200 MB

Table 4.3-2 Result of sandwich panel cylinder buckling analysis

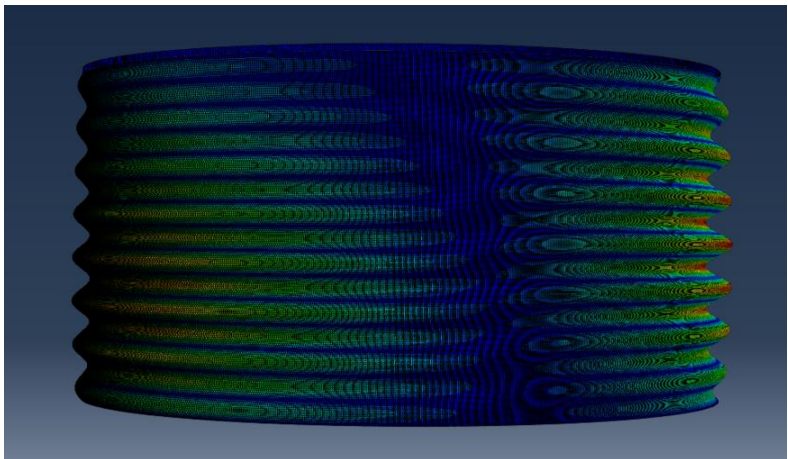
Core thickness	20mm			10mm		
CFRP thickness	0.76mm	1.52mm	2.28mm	0.76mm	1.52mm	2.28mm
Load factor	1.246	1.727	1.927	0.6119	0.8792	1.0486
Wave length	620mm	320mm	260mm	470mm	270mm	240mm



(a) Core $t=20\text{mm}$, Face $t=0.76\text{mm}$

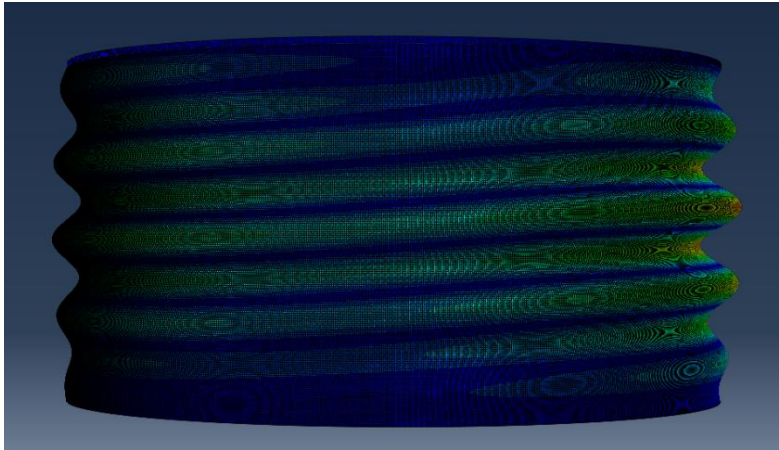


(b) Core $t=20\text{mm}$, Face $t=1.52\text{mm}$

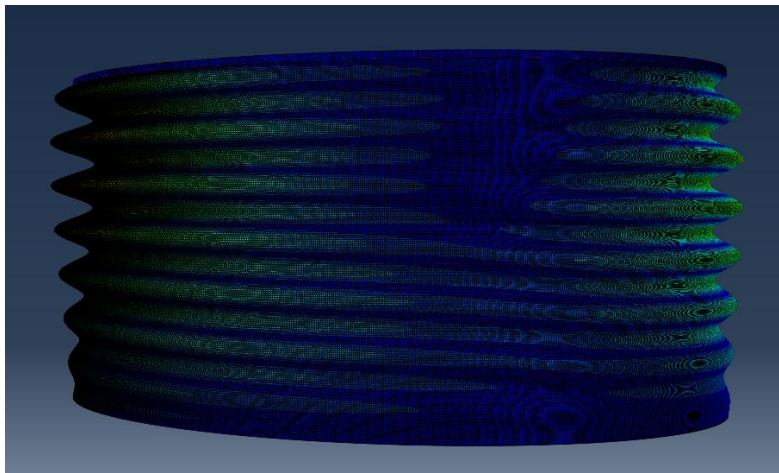


(c) Core $t=20\text{mm}$, Face $t=2.28\text{mm}$

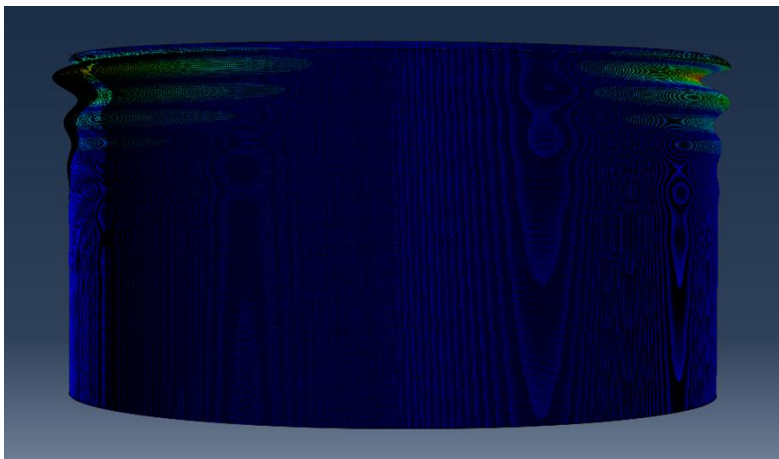
Fig.4.3-2(1/2) Tank cylinder buckling mode shape of 1st mode



(d) Core $t=10\text{mm}$, Face $t=0.76\text{mm}$



(e) Core $t=10\text{mm}$, Face $t=1.52\text{mm}$



(f) Core $t=10\text{mm}$, Face $t=2.28\text{mm}$

Fig.4.3-2(2/2) Tank cylinder buckling mode shape of 1st mode

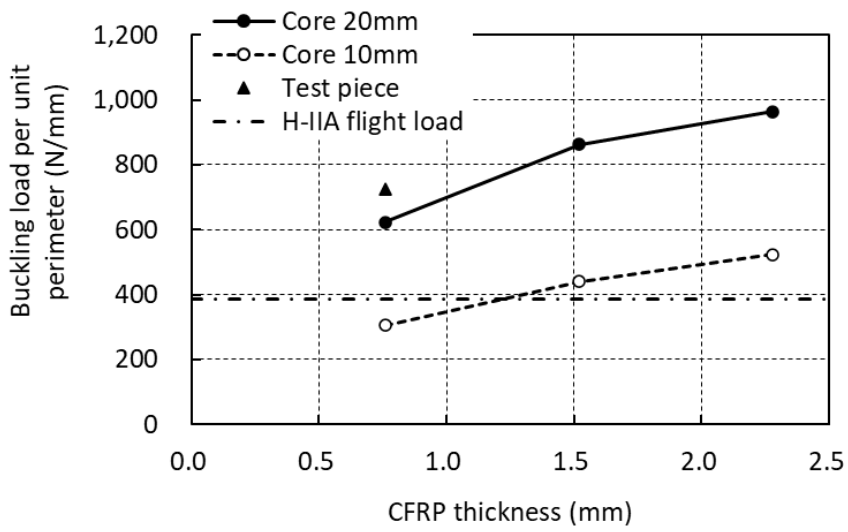


Fig.4.3-3 1st mode buckling load per unit perimeter

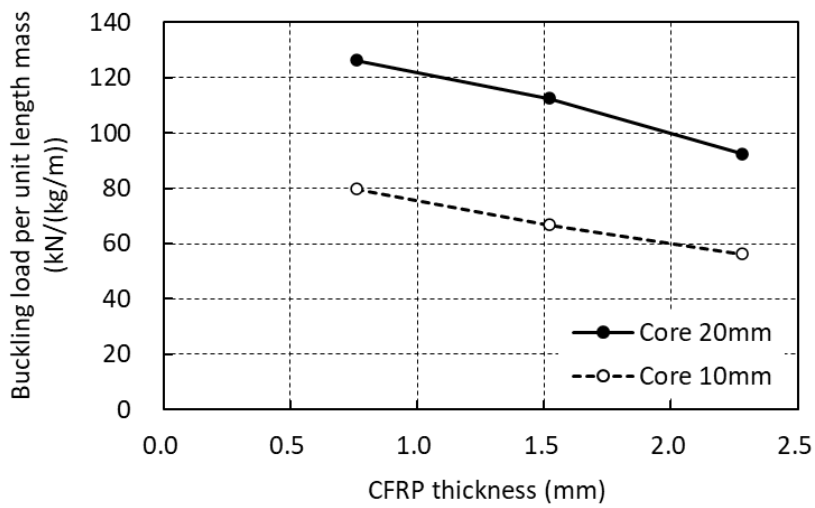


Fig.4.3-4 1st mode buckling load per unit length mass

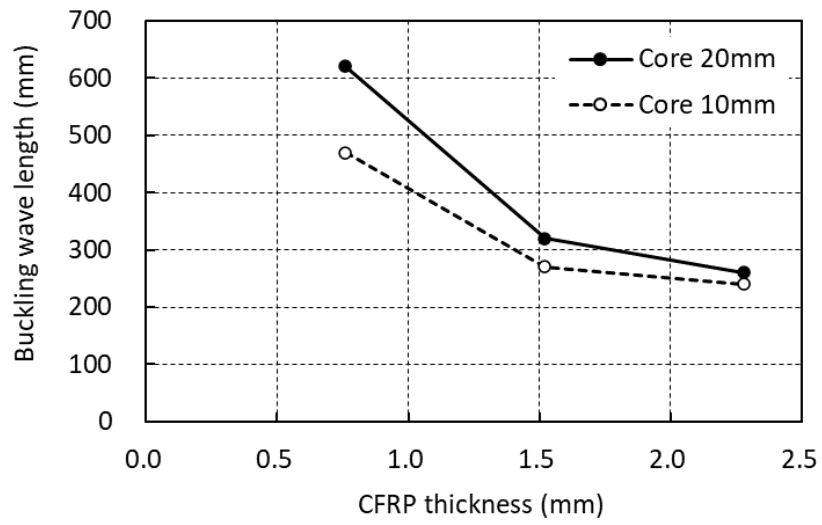


Fig.4.3-5 1st mode buckling wave length

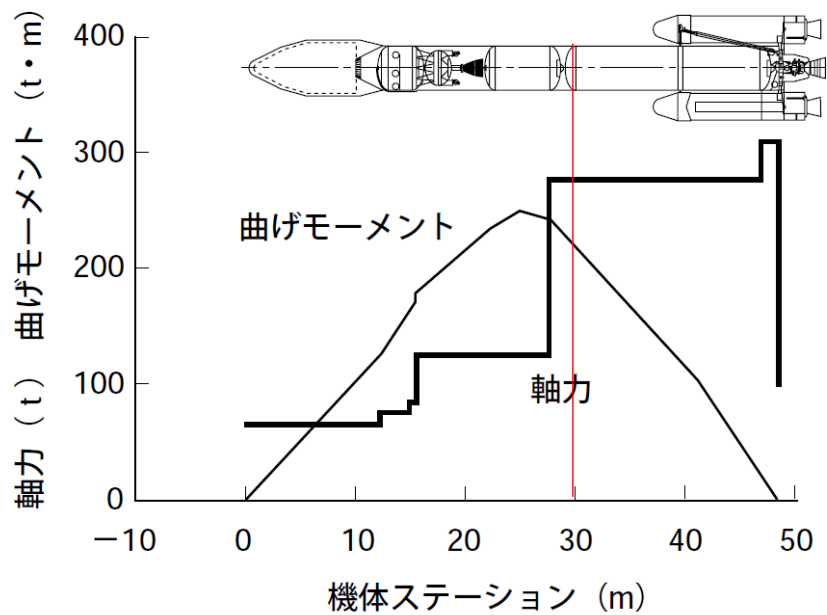


図3 H-IIA 大気中飛行荷重 H-IIA 飛行時の空気力と慣性力による荷重（曲げモーメントと軸力）を示す. [38]

Axial compression load per unit perimeter at top of 1st stage hydrogen tank ;

$$p_c = \frac{P + \frac{4M}{D}}{\pi D}$$

$$= 385 \text{ N/mm}$$

$P = 278 \text{ ton} = 2726 \text{ kN}$
 $M = 215 \text{ ton} \cdot \text{m} = 2108 \text{ kNm}$
 $D = 4 \text{ m}$

Fig.4.3-6 Flight load of H-IIA rocket structure

4.4 結言

CFRP 発泡コアサンドイッチ板面内圧縮試験及び同サンドイッチ板による実機サイズタンク円筒を模擬した有限要素法による線形座屈固有値解析を行った。これらにより得られた結果に対する評価と結論を以下に示す。

- (1) サンドイッチ板面内圧縮試験を模擬した座屈解析では、1次モードとしてリンクリングを発現し試験を再現した。座屈荷重は単位周長当たりの基準荷重 500N/mm に対し荷重倍数で 1.47 であり試験結果より 2 割程度高い結果であった。
- (2) 上記解析にてリンクリングモードを正しく発現させるためには解析モデルのメッシュサイズが 5mm 以下であることが必要である。
- (3) 実機ロケットサイズのタンクを模擬した解析として H-IIA ロケットと同じ直径 4m のサンドイッチ円筒モデルを作成し座屈解析を行った。その結果、10mm メッシュのモデルで 1 次モードに全体座屈モードが現れ、基準荷重に対する荷重倍数は 1.246 であり、(1) 項の 1.47 より低かった。
- (4) 10mm メッシュではリンクリングモードを正しく発現しないが、1 次モードはリンクリングより荷重倍数の低い全体座屈であり、実機サイズタンク円筒の座屈強度を把握する観点で有効である。
- (5) コア厚 20mm のサンドイッチ板タンクは H-IIA ロケットの実機荷重レベルの座屈強度がある。
- (6) コア厚及び CFRP 厚をパラメタとして変化させた座屈解析を行い、コア厚を厚くし CFRP 厚を薄くすることが質量効率が良いことを確認した。

以上より、有限要素法による座屈解析によりサンドイッチ板面内圧縮試験結果を再現し、それに基づく実機サイズタンク円筒モデルの解析により座屈強度レベルが実機に必要なレベルの座屈強度を有することを確認できた。従って CFRP 発泡コアサンドイッチによる極低温タンクの実現性を確認することができた。

第5章 結 論

5.1 結論

CFRP はその高い比強度，比剛性により，既に多くの航空宇宙機に適用され，機体構造の軽量化に大きく貢献しているが，液体ロケットの機体構造の大部分を占める推進薬タンクでは実用化事例は少ない．これは液体ロケットの推進薬は液体酸素（沸点 -183°C ），液体水素（同 -253°C ）などの極低温液体であることが多く，極低温で CFRP の樹脂にマイクロクラックが発生し推進薬が漏洩する等の課題があるためである．極低温での推進薬漏洩対策に関しては，樹脂ライナーの適用や CFRP 各層の薄層化の研究が進められ，有効性が確認されている．

本研究では，複合材極低温タンク実現のための課題の内，軸圧縮荷重に耐荷する円筒壁仕様に着目した．外壁は軸圧縮荷重に耐えるよう座屈強度確保のため曲げ剛性の高い仕様とする必要があり，サンドイッチパネル構造とするのが，製造上及び性能上有益である．サンドイッチパネルではコア材にハニカムが使われることが多いが，製造欠陥や運用時損傷で機体外部との間にリークパスが生じると，セル内の空気が推進薬の極低温により液化し気圧が低下し，更に外部の空気を吸い込むクライオポンプ現象が生じる．打上げ中止などで推進薬を排出し常温に戻るとき，液化した空気が気化しセル内の気圧が急激に上昇し，ハニカムとフェース材を剥離させてしまうリスクがある．ハニカムコア内の空気を抜く方策として，セル間に穴を開けサンドイッチパネルにポートを設け真空引きする方法が提案されているが，ポートから真空引きするためのポンプシステムを機体に設ける必要があり，機体システムを複雑にするデメリットがある．

これに対し著者はコア材に独立気泡の発泡材を用い極低温となる内壁に空気を接触させずクライオポンプによるリスクを排除する，実現性に優れたシンプルな独自の新規コンセプトを提案した．この CFRP 極低温タンクのサンドイッチパネルのコア材に独立気泡の発泡材を適用するコンセプトについて，実際の材料を用いて実験を行って機械的特性を把握し，また実機を模擬した有限要素解析を行うことで実現性の有無を明らかにすることを目的として本研究を実施した．また，発泡材による CFRP サンドイッチパネルコアに関して極低温での特性を実験にて明らかにした研究事例は無く，その観点でも本研究は意義がある研究である．

極低温での CFRP 発泡コアサンドイッチの特性を明らかにし，本コンセプトの成立性を評価することを目的として実施した研究の結論を以下に示す．

- (1) 常温及び液体窒素浸漬による極低温にて、発泡材 Rohacell 110WF 単体の圧縮試験、引張試験及び CFRP サンドイッチ板の面外引張試験を行った。極低温での圧縮強度は常温の 37%程度に、引張強度は常温の 60%程度に、面外引張強度は 28%程度に低下した。引張に対し面外引張がさらに強度低下したのは CFRP とサンドイッチにしたことによる熱収縮差による熱応力の影響と考えられる。

また、常温及び極低温でサンドイッチ板の面内圧縮試験を実施した。常温では CFRP 擬似等方積層のフェース材で応力 300MPa 以上、ひずみ $6900\mu\epsilon$ 以上の強度を有し、破壊は CFRP の圧縮破壊またはリンクリングを発現した。極低温ではサンドイッチ板の面内圧縮強度が常温より 10%以上増加し CFRP の圧縮破壊は生じずリンクリングにて破壊することを確認した。コア材剛性が増加したことによりリンクリング強度が増加したと考えられる。コア材単独で評価したとき常温より極低温で強度の低下が見られるが、CFRP サンドイッチでは評価対象としていた面内圧縮強度が極低温で常温以上となることが判明した。

- (2) 極低温冷却による引張熱ひずみを考慮したタンク内圧等の引張荷重に対する耐荷性に関し試験を実施し評価した。4 種類の発泡材について線膨張率の計測及び極低温での引張試験により引張破断ひずみの取得を行った。その結果ポリイソシアヌレートフォームを主成分とするサーマックス RW が、極低温冷却により CFRP サンドイッチ内で引張熱ひずみが生じて、引張荷重に耐荷しうることを確認した。サーマックス RW を使用した CFRP サンドイッチ板試験片により、極低温での引張試験を行った結果、標定部 CFRP の計測値で平均 0.49%という低いひずみでコアに割れが生じた。

この試験を模擬した有限要素法解析を実施した結果、荷重点と標定部の CFRP 板厚段差によりコア内部にひずみ分布が生じ、部分的に材料の破断ひずみに近い高いひずみが生じていることを確認した。上記の試験と解析より、実機では荷重点には同コア材を用いない等の対応を行いコア内にひずみ分布を生じない設計を行うことにより、外荷重分のひずみとして CFRP 破断ひずみと同等以上の十分な耐荷性があることを確認した。以上により CFRP サンドイッチの極低温での引張特性の観点で、ポリイソシアヌレートフォームをコア材とすることで極低温タンクへの適用可能性があることを明らかにした。

- (3) CFRP 発泡コアサンドイッチ板面内圧縮試験及び同サンドイッチ板による実機サイズタンク円筒を模擬した有限要素法による線形座屈固有値解析を行った。サンドイッチ板面内圧縮試験を模擬した座屈解析では、1 次モードとしてリンクリングを

発現して試験を再現し、座屈荷重は単位周長当たりの基準荷重 500N/mm に対し荷重倍数で 1.47 であった。

実機ロケットサイズのタンクを模擬した解析として H-IIA ロケットと同じ直径 4 m のサンドイッチ円筒モデルを作成し座屈解析を行った。その結果、10mm メッシュのモデルで 1 次モードに全体座屈モードが現れ、基準荷重に対する荷重倍数は 1.246 であり上記の 1.47 より低く 1 次モードはリンクリングより荷重倍数の低い全体座屈であった。

また、コア厚 20mm のサンドイッチ板タンクは H-IIA ロケットの実機荷重レベルの座屈強度があった。コア厚及び CFRP 厚をパラメタとして変化させ座屈解析を行い、コア厚を厚く CFRP 厚を薄くすることが、質量効率が良いことを確認した。

以上より、座屈解析によりサンドイッチ板面内圧縮試験結果を再現し、それに基づく実機サイズタンク円筒モデルの解析により座屈強度レベルが実機に必要なレベルの座屈強度を有することを確認した。従って座屈強度の観点から CFRP 発泡コアサンドイッチによる極低温タンクの実現性を確認した。

上記(1)(2)(3)項より、CFRP 発泡コアサンドイッチ構造に関する特性を明らかにし、ハニカムコアでのクライオポンプによるリスクをシンプルな方法で排除できる独立気泡発泡コアを用いた CFRP サンドイッチによる極低温タンク構造について、面内圧縮強度の観点、コア材の引張特性の観点及び円筒の全体座屈強度の観点から、その実現性があることを明らかにした。これにより、シンプルで軽量化により打上げ能力向上に貢献できる CFRP 極低温タンクの実現に一步近づけることができた。

5.2 今後の課題

第 2 章及び第 4 章にて発泡コア材として Rohacell 110WF が実タンクに必要な剛性を有することを確認したが、第 3 章にて引張ひずみ耐性の点で Rohacell 110WF は適用できずポリイソシアヌレートフォームの適用が必要であることを確認した。本研究内で使用した Thermax RW は断熱材であり低密度で低剛性であったので、これを高密度化する等により剛性を向上させることが必要である。

今後、CFRP 発泡コアサンドイッチ構造による極低温タンクを実現するためにはさらに以下のような課題があり、今後の研究の広がりと進展を期待する。

- ① CFRP 発泡コアサンドイッチパネルの極低温での衝撃損傷

CFRP 発泡コアサンドイッチパネルが常温及び極低温にて工具や部品、氷等の衝突を受けた場合を想定し、衝撃エネルギーと損傷度合いの関係を把握する。また損傷度がタンクの機能（強度、推進薬保持、クライオポンプ抑止）の低下に与える影響を評価する。

② 発泡コアの極低温での損傷進展

CFRP 発泡に損傷が生じた場合に、極低温推進薬の注入/排出による温度負荷や圧力履歴の負荷により、損傷がどのように進展しタンク機能への影響が現れるかを評価する。

③ 実機サイズタンクの成型・製造技術

本研究内で実施した、試験片サイズの硬化した CFRP 板と発泡コア材を常温で接着する作業は実施可能であるが、数 m 直径の実機タンクにて大面積の硬化済み CFRP 板を接着剤可使時間内に均一に接着することは困難なため、残留熱応力を発生させず大面積の CFRP/発泡コア接合方法を研究する必要がある。

付録 A Rohacell 110WF の液体窒素温度におけるヤング率推算

第 4 章にてサンドイッチ板に関する有限要素法解析を行うにあたり、コア材 Rohacell 110WF のヤング率が必要となる。第 2 章のコア材圧縮試験において常温では長尺の負荷治具を介さずに試験機で荷重負荷したため、試験機のストロークと試験片板厚からひずみを算出しヤング率を算出できる。しかし極低温試験では試験機と試験片の間に長尺の負荷治具を介するため治具の変形量が試験機ストロークに含まれてしまい、試験片の変位量が特定できずヤング率が算出できない。

第 2 章の検討によりサンドイッチ板面内圧縮試験におけるリンクリング座屈荷重はコア材の剛性に依存しているため、常温と極低温での破壊荷重の比率と常温でのコア材のヤング率より極低温でのヤング率を求めることとする。

2.3.4 節よりリンクリング強度は、 k_i を比例定数 ($i=1,2,\dots$)、 E_f をフェース材のヤング率、 E_c をコア材のヤング率、 G_c をコア材のせん断弾性率とすると下式で表される。

$$\sigma_w = k_1 \sqrt[3]{E_f E_c G_c} \quad (\text{A1})$$

E_f の温度による変化は小さく無視するとし、 G_c は E_c に比例するとすると以下の式書き換えられる。

$$E_c = k_2 \sigma_w^{3/2} \quad (\text{A2})$$

サンドイッチ板面内圧縮試験の極低温と常温の比を P_{CT}/P_{RT} とし、応力の比に同じとすると (A2) 式より極低温でのコア材ヤング率 $E_{c,CT}$ は常温のヤング率 $E_{c,RT}$ により、以下の通りとなる。

$$E_{c,CT} = (P_{CT}/P_{RT})^{3/2} \cdot E_{c,RT} \quad (\text{A3})$$

常温のヤング率 $E_{c,RT}$ はコア材圧縮試験より

Test	$E_{c,CT}$ (MPa)
No.1	80.8
No.2	84.0
No.3	83.1
Average	82.6

常温と極低温のサンドイッチ板面内圧縮試験強度は

Test	P_{RT} (kN)	Test	P_{CT} (kN)
No.1	20.38	No.1	22.68
No.2	20.94	No.2	28.84
No.3	20.14	No.3	22.24
Average	20.49	Average	24.59

各値の平均値と A3 式より極低温でのヤング率は

$$\begin{aligned} E_{c.CT} &= (P_{CT}/P_{RT})^{3/2} \cdot E_{c.RT} \\ &= (24.59/20.49)^{3/2} \times 82.6 \\ &= 108.2\text{MPa} \end{aligned}$$

参考文献

- [1] 平松徹, よくわかる炭素繊維コンポジット入門, 日刊工業新聞社 (2015)
- [2] M. Kobayashi, S. Sakai and R. Shimizu, “Development of H-2A launch vehicle composite interstage structure”, *Advanced Composite Materials*, Vol.10, No.2,3 (2001), pp.247-253.
- [3] SPACE X 社ホームページ (<https://www.spacex.com/vehicles/falcon-9/>)
- [4] 宇宙航空研究開発機構ホームページ (<https://www.rocket.jaxa.jp/rocket/h3/faring.html>)
- [5] 横関智弘, 山形尚司, 小笠原俊夫, “極低温タンク構造への適用に向けた樹脂フィルム付き CFRP 積層板の損傷挙動に関する研究”, *日本複合材料学会誌*, Vol.34, No.1 (2008), pp.3-13.
- [6] 青木隆平, 石川隆司, 森野美樹, “極低温燃料タンクの基礎的研究課題”, *日本航空宇宙学会誌*, Vol.49, (2001), pp.133-137.
- [7] 横関智弘, 高木智宏, 吉村彰記, 小笠原俊夫, 荻原慎二, “薄層化による CFRP 積層板の耐漏洩特性の向上”, *日本航空宇宙学会論文集*, Vol.56, No.657 (2008), pp.492-497.
- [8] J. Jackson, J. Vickers, J. Fikes, “Composite Cryotank Technologies and Development 2.4 and 5.5m Out of Autoclave Tank Test Results”, *Composites and Advanced Materials Expo*, Oct.2015
- [9] H.Zheng, X.Zeng, J.Zhang, H.Sun, “The Application of Carbon Fiber Composites in Cryotank”, *Solidification*, IntechOpen, London, (2018), pp.111-128.
- [10] 竹内博紀, 斎藤博嗣, 金原勲, “CFRP 直交積層板の薄層化による損傷進展抑制に関する実験的評価”, *日本複合材料学会誌*, Vol.37, No.4 (2011), pp.121-129.
- [11] 幸節雄二, 液体ロケットの構造システム設計, 九州大学出版会, (2013)
- [12] 寺島啓太, “アイソグリッド構造”, *日本航空宇宙学会誌*, Vol.65, No.1 (2017), pp.26.
- [13] T. Jhonson, D. Sleight, R. Martin, “Structures and Design Phase I Summary For The NASA Composite Cryotank Technology Demonstration Project”, 54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, April 2013, AIAA 2013-1825
- [14] M. Niedermeyer, “X-33 LH2 Tank Failure Investigation Findings”, *Aerospace*

Materials, Processes and Environmental Technology Conference, Sept.2000

- [15] E.H.Glassgen, J.R.Reeder, D.W.Sleight, J.T.Wang, I.S.Raju, C.E.Harris, “Debonding Failure of Sandwich-Composite Cryogenic Fuel Tank with Internal Core Pressure”, *Journal of Spacecrafts and Rockets*, Vol.42, No.4 (2005), pp.613-627.
- [16] V.Birman, G.A.Kardomateas, “Review of current trends in research and applications of sandwich structures”, *Composites Part B*, Vol.142 (2018), pp.221–240.
- [17] Y.Feng, H.Qiu, Y.Gao, H.Zheng, J.Tan, “Creative design for sandwich structures: A review”, *International Journal of Advanced Robotic Systems*, May-June 2020, pp.1–24.
- [18] W.Yuan, H.Song, C.Huang, “Failure maps and optimal design of metallic sandwich panels with truss cores subjected to thermal loading”, *International Journal of Mechanical Sciences*, Vol.115-116 (2016), pp.56–67.
- [19] J.Liu, Z.Zhou, L.Ma, J.Xiong, L.Wu, “Temperature effects on the strength and crushing behavior of carbon fiber composite truss sandwich cores”, *Composites: Part B*, Vol.42 (2011), pp.1860–1866.
- [20] X.Yang, J.Ma, Y.Shi, Y.Sun, J.Yang, “Crashworthiness investigation of the bio-inspired bi-directionally corrugated core sandwich panel under quasi-static crushing load”, *Materials and Design*, Vol.135 (2017), pp.275–290.
- [21] K.Grigoriou, R.B.Ladani, A.P.Mouritz, “Electrical properties of multifunctional Z-pinned sandwich composites”, *Composites Science and Technology*, Vol.170 (2019), pp.60–69.
- [22] B.O.Baba, “Curved sandwich composites with layer-wise graded cores under impact loads”, *Composite Structures*, Vol.159 (2017), pp.1-11.
- [23] W.Wang, J.M.Dulieu-Barton, O.T.Thomsen, “A methodology for characterizing the interfacial fracture toughness of sandwich structures using high speed infrared thermography”, *Experimental Mechanics*, Vol.56 (2016), pp.121–132.
- [24] S.Hambric, M.Shepherd, R.Snider, C.May, “Quieting a rib-framed honeycomb core sandwich panel for a rotorcraft roof”, *Journal of the American Helicopter Society*, Vol.62, Issue 1 (2017), pp.1-10.
- [25] P.H.Bull, F.Edgren, “Compressive strength after impact of CFRP-foam core

- sandwich panels in marine applications”, *Composites Part B: Engineering*, Vol.35, Issues 6–8 (2004), pp.535-541.
- [26] Y.Hirose, H.Matsuda, M.Hojo, K.Yoshida, “Evaluation of a splice-type crack arrester in a foam core sandwich panel under mode II-type loading”, *Materials System*, Vol.38 (2021), pp.11-19.
- [27] I. Choi, Y. Yu, “Cryogenic sandwich-type insulation board composed of E-glass/epoxy composite and polymeric foams”, *Composite Structures*, Vol.102 (2013), pp.61-71.
- [28] T.F.Johnson, E.S.Weiser, B.W.Grimsley, B.J.Jensen, “Cryopumping in Cryogenic Insulations for a Reusable Launch Vehicle”, NTRS ID:20040001153, 2003
- [29] D.E.Glass, “Bonding and Sealing Evaluations for Cryogenic Tanks”, NASA CR-201734, (1997)
- [30] T.F.Johnson, R.Natividad, H.K.Rivers, R.Smith, “Thermal Structures Technology Development for Reusable Launch Vehicle Cryogenic Propellant Tanks”, NASA TM-2005-213913, (2005)
- [31] M. Elamin, B. Li, K. Tan, “Impact damage of composite sandwich structures in arctic condition”, *Composite Structures*, Vol.192 (2018), pp.422–433.
- [32] H. Seibert, “Application for PMI foams in aerospace sandwich structures”, *Reinforced Plastics*, Vol.1 (2006), pp.44-48.
- [33] Evonik 社ホームページ
(https://www.pp-evonik.com/assets/img/uploads/Properties_WF.pdf)
- [34] 東レ社ホームページ
(https://www.cf-composites.toray/ja/resources/data_sheets/#anc3)
- [35] S.Cheon, S.Yu, K.Kim, D.Lim, J.Lee, “Improvement of Interfacial Bonding Force between PMI Foam and CFRP in PMI Foam-Cored CFRP Sandwich Composites”, *Fibers and Polymers*, Vol.22, No.8 (2021), pp.2281-2284.
- [36] C.Lee, D.Lee, J.Oh, “Co-cure bonding method for foam core composite sandwich manufacturing”, *Composite Structures*, Vol.66 (2004), pp.231–238.
- [37] A.G.Mamalis, D.E.Manolakos, M.B.Ioannidis, D.P.Papapostolou, “On the crushing response of composite sandwich panels subjected to edgewise compression: experimental”, *Composite Structures*, Vol.71 (2005), pp.246–257.
- [38] 一色節也, “極低温下における高分子材料”, *高分子*, Vol.26, No.8 (1977), pp.563-

567.

- [39] R.P.Ley, W.Lin, U.Mbanefo, Facesheet Wrinkling in Sandwich Structures, NASA/CR-1999-208994, (1999)
- [40] N.J.Hoff, S.E.Mautner, “Buckling of Sandwich-Type Panels”, Journal of the Aeronautical Science, Vo.12 (1945), pp.285-297.
- [41] T.Aoki, T.Ishikawa, H.Kumazawa, Y.Morino, “Mechanical Performance of CF/Polymer Composite Laminates under Cryogenic Conditions”, 41th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, (2000), AIAA 2000-1605
- [42] 松尾剛, 影山和郎, “熱可塑性 CFRP の繊維方向圧縮破壊メカニズムに関する一考察”, 日本複合材料学会誌, Vol.40, No.3 (2014), pp.98-105.
- [43] イノアック社ホームページ (<https://www.inoac.co.jp/thermax/about/index.html>)
- [44] “ニチアスの保冷技術”, ニチアス技術時報, (2018) No.1, pp.2-9.
- [45] 田中駿, 荒井政大, 後藤圭太, 吉村彰記, 池田忠繁, “積層構成最適化による繊維配向角誤差に起因する CFRP 積層板の面外熱変形抑制”, 日本複合材料学会誌, Vol.47, No.4 (2021), pp.150-158.
- [46] 林毅, 軽構造の理論とその応用, 日本科学技術連盟, (1966)
- [47] 小林繁夫, 航空機構造力学, プレアデス出版, (2014)
- [48] 前村孝志, 後藤智彦, 秋山勝彦, 二村幸基, 渡邊篤太郎, “H-IIA ロケットの新技術と初号機打上げ結果”, 三菱重工技報, Vo.39, No.1 (2002), pp.2-7.
- [49] M. R. Schultz, D. W. Sleight, N. W. Gardner, M.T. Rudd, M. W. Hilburger, T. Palm, N. J. Oldfield. “Test and analysis of a buckling-critical large-scale sandwich composite cylinder”, 2018 AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, No.1693, (2018)
- [50] T.K.Bolton, ” Buckling analysis of sandwich composite cylindrical-conical shells”, Master of Science Thesis, Delft University of Technology, (2020)

研究業績

研究論文

- 1) 小林充, 神鳥哲, 吉村彰記, 後藤圭太, 荒井政大: CFRP 発泡コアサンドイッチ構造の極低温環境下における機械的特性, 日本複合材料学会誌, 47, 4 (2021), 159-167
- 2) 小林充, 吉村彰記, 後藤圭太, 荒井政大: 極低温における CFRP サンドイッチ構造発泡コアの引張特性, 日本複合材料学会誌, 49, 3 (2023), 75-81

学会発表

- 1) 小林充, 神鳥哲, 吉村彰記, 後藤圭太, 荒井政大: 極低温における CFRP 発泡コアサンドイッチ構造の面内圧縮特性, 第 12 回日本複合材料会議, 2021 年 3 月
- 2) 小林充, 吉村彰記, 後藤圭太, 荒井政大: 極低温における CFRP サンドイッチ構造発泡コアの引張特性評価, 第 14 回日本複合材料会議, 2023 年 3 月

謝 辞

本論文は、著者が社会人学生として名古屋大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻博士後期課程に在学中に実施した研究成果をまとめたものである。同研究科教授荒井政大先生には、構造力学研究グループにて本研究を遂行する機会を与えていただくとともに、在学中の3年半にわたり研究の方向性から論文内容にいたるまで終始熱心にご指導いただきました。ここに深く感謝の意を表します。

同研究科教授吉村彰記先生には、指導教員として在学中の3年半にわたり研究に関して詳細なご指導をいただくとともに、本論文の作成に関し細部に至るまで終始熱心にご指導いただきました。ここに深く感謝の意を表します。

同研究科准教授後藤圭太先生には、日頃より研究に関して有益なご討論、ご助言をいただき実験機器の使用法等のご指導をいただきました。深く感謝の意を表します。

また、同研究科教授砂田茂先生及び東京理科大学創域理工学部教授荻原慎二先生には、本論文の執筆にあたり論文審査委員を快く引き受けていただき、本論文の内容に関してご指導いただきました。深く感謝の意を表します。

名古屋大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻構造力学研究グループの大学院生、学部生、卒業生には、3年半の研究生活を通じて有益な議論をいただきました。ここに感謝の意を表します。特に神鳥哲君には著者が液体窒素を用いた極低温試験を実施するときに常に実験のサポートをしていただき、実験を遂行することができました。深く感謝の意を表します。

三菱重工業株式会社宇宙事業部及びキャノン電子株式会社の関係者には、著者が社会人学生として本研究活動を行う機会を与えていただきました。ここに感謝の意を表します。

最後に、著者が社会人学生として研究活動を行うことについて様々な支援を行い支えてくれた家族に深く感謝の意を表します。