

複合材ロケット構造の開発*

杵淵紀世志^{*1}, 舩沢俊行^{*2}, 館伊佐夫^{*3}, 西元美希^{*4}, 井川寛隆^{*5}, 紙田徹^{*6}

Development of Composite Structures for Launch Vehicles

Kiyoshi KINEFUCHI^{*1}, Toshiyuki UZAWA, Isao TATE,
Miki NISHIMOTO, Hirotaka IGAWA and Toru KAMITA

^{*1} Japan Aerospace Exploration Agency, Space Transportation Mission Directorate
Sengen 2-1-1, Tsukuba, Ibaraki, 305-8505 Japan

Ultimate weight reduction and low manufacturing cost are strongly required in the development of next-generation launch vehicles. It is one of effective methods for these purposes to change structural materials from conventional aluminum alloys to composites, such as CFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastics). Under these situations, we developed a launch vehicle structure by using CFRP/honeycomb sandwich panels in order to achieve both weight and cost reduction. FEM (Finite Element Method) simulation was utilized to effectively carry out the structural design. Metallic structures are applied for the flanges (joining interfaces between the other structures) in general; however, we used CFRP structures also for the interface flanges for the weight reduction and manufacturing simplicity. The designed CFRP structure was fabricated and a static load test was conducted considering flight loads during actual launch. The strain distribution was obtained by FBG (Fiber Bragg Grating) sensors and three-dimensional displacement was measured by laser tracker as well as normal strain gauges in the limit load test. These measured data were compared with the FEM simulation results and they show good agreement. We will apply these manufacturing, testing, simulation and sensing techniques for the future launch vehicle developments.

Key Words : Rocket, Composite Material, FEM, Stress-Strain Measurement

1. 緒 言

ロケットにおける機体構造の軽量化は、搭載ペイロード重量の増加に繋がる。そのため従来の金属構造に代わり、世界的に CFRP を中心とした複合材構造がロケットに適用され始めている。日本における例としては、FW (Filament Winding) 成形による CFRP 製固体ロケットモータケース⁽¹⁾, CFRP サンドイッチパネル製の H-IIA ロケット段間部構造を始め⁽²⁾, 衛星フェアリング⁽¹⁾⁽³⁾やトラス構造, 気蓄器等にも CFRP が用いられている。米の最新型ロケット Atlas V では、タンクを除く機体構造の多くの部分への CFRP の適用が検討されている⁽⁴⁾。欧においては、主力ロケット Ariane V の固体ロケットモータケースを現状の金属製から複合材製に改良する検討が為されている⁽⁵⁾⁽⁶⁾。

このような背景を受け、図 1 に示す LNG (液化天然ガス) ロケット推進系のタンク間構造 (図 1 の Inter-tank adaptor) への適用を想定し、CFRP 製の円筒構造体を設計した。図 1 の通り、この部位にはアルミ合金製のセミモノコック構造が採用されていたが、CFRP への変更により大幅な軽量化、コスト低減、および製造期間の短縮

* 原稿受付 2010 年 8 月 10 日

^{*1} (独)宇宙航空研究開発機構 宇宙輸送ミッション本部 (〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1)

^{*2} (株)GH クラフト 技術部 (〒412-0048 静岡県御殿場市板妻 733)

^{*3} (株)IHI エアロスペース 宇宙技術部 (〒370-2398 群馬県富岡市藤木 900)

^{*4} 正員, (独)宇宙航空研究開発機構 計算・情報工学センター (〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1)

^{*5} 正員, (独)宇宙航空研究開発機構 研究開発本部 機体構造グループ (〒181-0015 東京都三鷹市大沢 6-13-1)

^{*6} 正員, (独)宇宙航空研究開発機構 宇宙輸送ミッション本部 (〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1)

E-mail: kinefuchi.kiyoshi@jaxa.jp



が見込まれる。さらにこの技術は、次期ロケットに向けた衛星フェアリングを含む複合材機体構造開発の一助となることも期待される。設計にあたっては、FEM と各種要素試験を最大限活用し、効率的に開発を進めるとともに、従来の CFRP 構造以上の軽量化および製造工程の簡素化を目指し、インタフェース継手部（上下の他構造とのフランジ接続部）を含め CFRP を適用した。

設計妥当性・製造性の確認、および FEM による複合材構造解析技術の高精度化を目的として、設計した構造の部分構造モデルを製作し、圧縮荷重試験を実施した。製造においては、コスト低減を狙い、オートクレーブによる成形工程を廃し、オープンによる成形を適用した。部分構造モデルの荷重試験ではひずみゲージによる計測に加え、光ファイバを利用したひずみの連続分布計測、レーザトラッカによる 3 次元変位計測を行った。これらの計測データは FEM による解析結果とともに比較評価され、上述の試験目的が達成されていることを確認するとともに、将来のロケット開発において有益となる知見が多数得られた。本稿ではこれら複合材ロケット構造の開発について報告する。

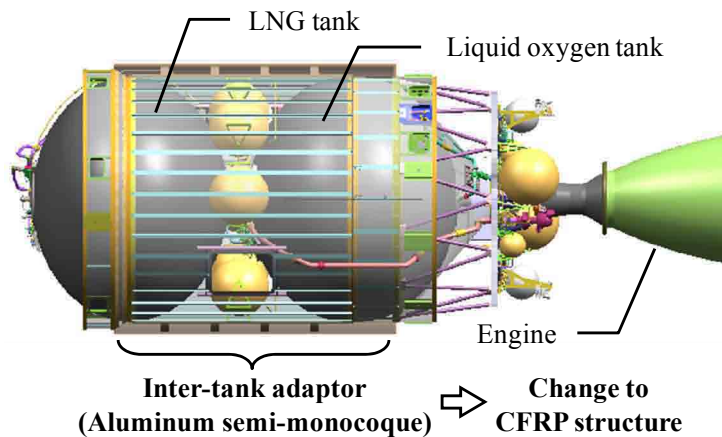


Fig. 1 LNG propulsion system for space launch vehicle.

2. 設 計

図 1 のアルミ合金セミモノコックのタンク間構造は直径約 3.0m、長さ約 2.6m であり、今回当該部位へアルミ合金に代わり適用する CFRP 円筒構造もこのサイズを踏襲した。胴体部には構造内部へのアクセスを目的に、窓を二箇所に設ける。構造設計においては、CFRP 構造を多用した日本の宇宙往還技術試験機 HOPE-X⁽⁷⁾にて得られた知見を活用し、CFRP サンドイッチ構造を採用することとした。CFRP プリプレグは一方向 (UD) 材とし、高弾性繊維 (東邦テナックス UMS45) と、高耐熱性 (硬化温度 180°C) および高衝撃後圧縮強度を有するエポキシ系樹脂の組み合わせを選定した。選定したプリプレグの一方向積層板の荷重試験を実施し、後述する積層設計および FEM に資するための強度・剛性データを取得した。表 1 に取得したデータを基に設定した一方向板の弾性係数、ポアソン比、密度を示す。

サンドイッチ構造のコアはコスト低減と耐熱性の観点からアルミハニカムとし、成形性に配慮して OX (Over Expanded) タイプを選定した。セルサイズ、コア厚、CFRP 板との接着方式等は CFRP・アルミハニカムのサンドイッチ平板の荷重試験を実施し決定した。後述する FEM 解析にあたっては、ハニカムコアはソリッド要素として等価的にモデル化する。そこで、アルミハニカム構造をシェル要素で詳細にモデル化し、曲げ・引張解析を実施、ソリッド要素としてモデル化した場合の等価的な弾性係数・ポアソン比を表 2 に示す通り算出した。この手法の妥当性は上記ハニカムサンドイッチ板の荷重試験結果と比較することにより確認した。

インタフェース継手 (上下の他構造とのフランジ接続部) については、金属が用いられることが多いが、ここでは軽量化および製造の簡素化を狙い、インタフェース継手も含め CFRP 構造とすることとした。インタフェース形状としては数種を設計し、解析・荷重試験を実施した上で、トレードオフを行い選定した。

ロケット機体構造には飛行中の荷重に耐えるだけの強度が要求される。設計においては、実際の飛行中に見込まれる荷重と等価な軸圧縮力値を設定し、設計要求とした。

Table 1 Elastic modulus, Poisson's ratio and density of unidirectional CFRP laminate used for structural design

E_L (MPa)	210100
E_T (MPa)	7200
E_Z (MPa)	7200
G_{LT} (MPa)	4300
G_{LZ} (MPa)	4300
G_{TZ} (MPa)	2500
ν_{LT}	0.314
ν_{LZ}	0.314
ν_{TZ}	0.340
Density (kg/m^3)	1700

※ L means fiber direction, T means normal direction to fiber direction and Z means thickness direction.

Table 2 Elastic modulus, Poisson's ratio and density of aluminum honeycomb core used for structural design

E_r (MPa)	1070
E_θ (MPa)	0.0650
E_z (MPa)	650
$G_{r\theta}$ (MPa)	113
G_{rz} (MPa)	204
$G_{\theta z}$ (MPa)	0.100
$\nu_{r\theta}$	0.194
ν_{rz}	0.0996
$\nu_{\theta z}$	0.00442
Density (kg/m^3)	50.0

※ Subscripts correspond to coordinates in Fig. 2. Normal surface of r direction is honeycomb surface.

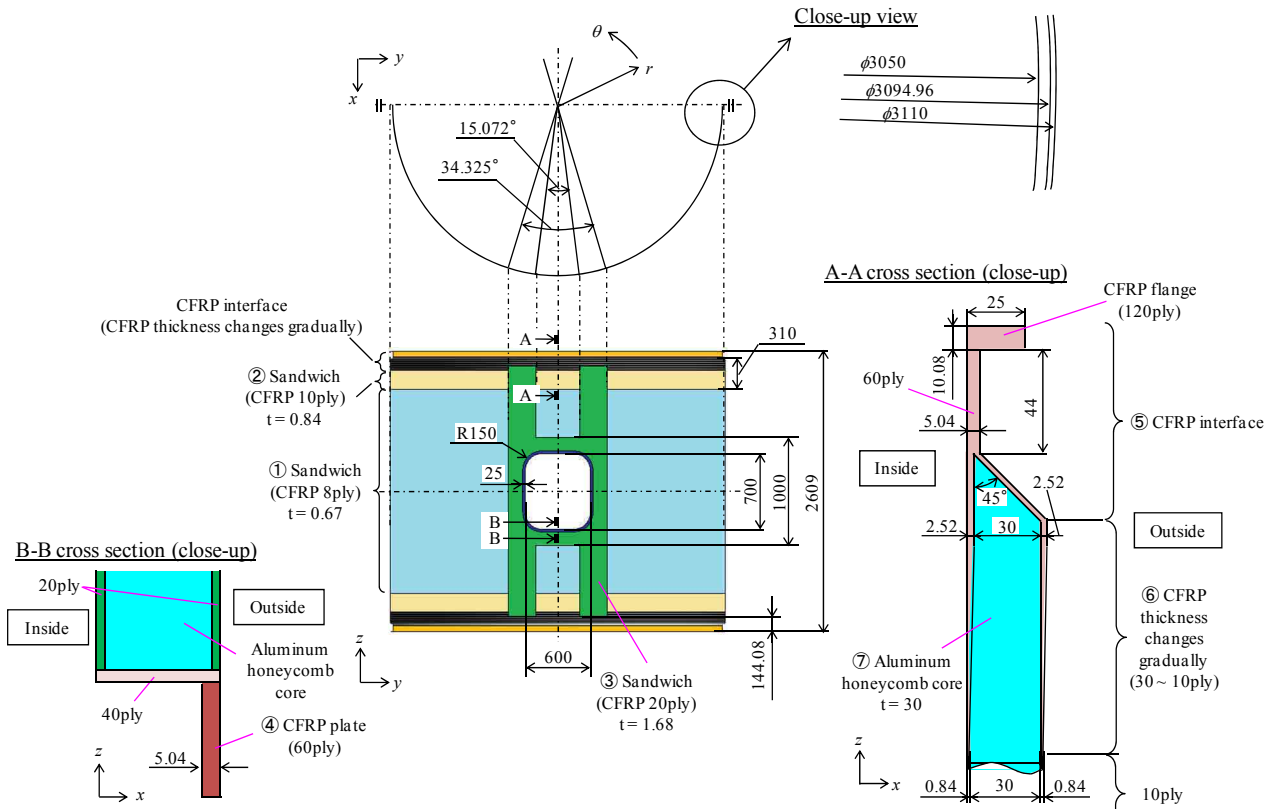


Fig. 2 Design of composite structure for the inter-tank adaptor of launch vehicles.

以上の基本設計思想, 要素試験結果に基づき, FEM を援用し設計を行った. 設計結果を図 2 に示す. 質量は 130.1kg で, 従来のアルミ合金によるセミモノコック構造と比しておよそ半分程度の軽量化が実現されている. プリプレグの積層枚数は図 2 に示した通りで, 一般部 (図 2 の①, 8ply, $t=0.67\text{mm}$) の積層構成は $[60/-60/0/0]_s$ (0° を機軸方向とする, 以下同様) とした. 軸荷重に耐荷するために, 軸方向に強度・剛性を持たせる積層構成となっている. インタフェース継手部周辺 (図 2 の②, 10ply, $t=0.84\text{mm}$) および窓部周辺 (図 2 の③, 20ply, $t=1.68\text{mm}$) は, 強度, 座屈余裕の向上を狙い増厚している. 特に窓部の縁には 60ply の CFRP 積層板を配し (図 2 の④), 窓

部周辺の局所座屈に対する対策を施した。これらの部位の積層構成は[90/-60/60/0/0]s, もしくはこの繰り返しとし, 8ply の一般部同様, 軸方向に強度・剛性を持たせた。8ply[60/-60/0/0]s と 10ply[90/-60/60/0/0]s の積層板については荷重試験を実施し, 剛性が一方向積層板の試験データから積層理論により予測される値とほぼ一致すること, および破断ひずみが 5500 μ 以上であることを確認した。前述の通りインタフェース継手部 (図 2 の⑤) も CFRP 製で, 形状は解析・荷重試験により選定したものある。継手部の CFRP 化により従来のアルミを使用した継手構造と比して, 継手部質量として約 30kg の軽量化が実現されている。インタフェース継手部から 10ply のサンドイッチ部 (図 2 の②) へは CFRP 板厚を徐変することで接合する (図 2 の⑥参照)。アルミハニカムのコア厚さは, 前述のハニカムサンドイッチ平板の荷重試験に基づき 30mm (図 2 の⑦) とした。

図 2 の構造に対し実施した FEM について, メッシュを図 3(a)に, 静解析結果 (Mises ひずみ分布) を図 3(b)に, 線形座屈解析結果 (1 次座屈モード) を図 3(c)に示す。FEM ソルバには ANSYS Ver. 11.0 を使用し, 接点数は 323949, 要素数は 405433 である。CFRP およびアルミハニカムの物性は前述の通り表 1, 2 の数値を用いた。解析では下端は完全固定, 上端は軸方向変位以外を固定し, 前述の等価軸力を一様負荷した。最大ひずみは窓部隅で発生し 3180 μ であり, 破断ひずみに対し正の MS (Margin of Safety, 安全余裕) を有している。ここで MS は, 破断ひずみ/最大発生ひずみ-1 にて定義した。1 次座屈モードは窓周辺の全体座屈であり, MS は 4.87 でこちらも十分な余裕を有していることが確認された。ここで座屈に対する MS は, 座屈荷重/負荷荷重-1 で評価した。

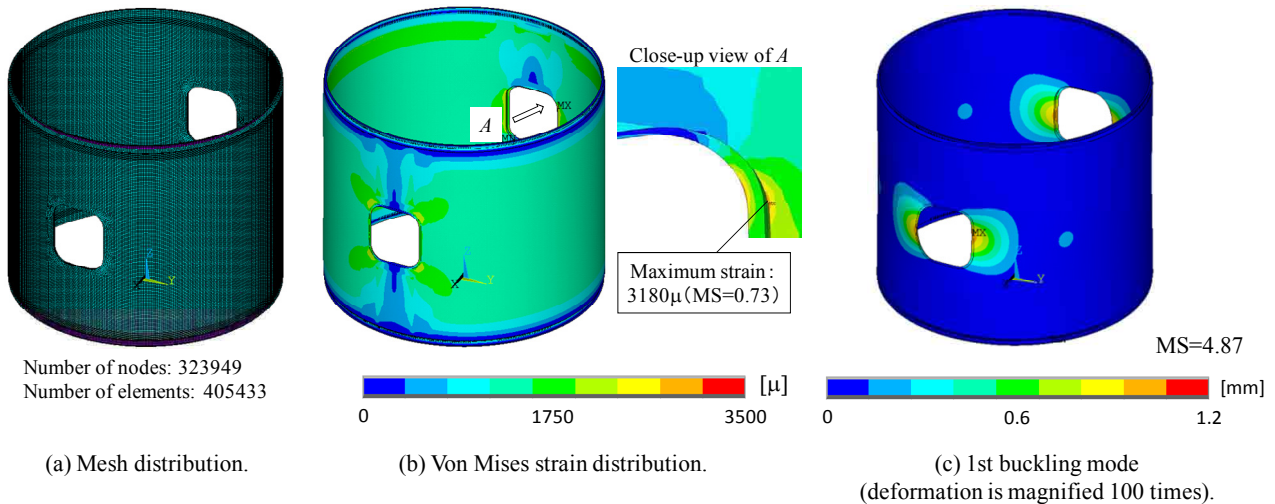


Fig. 3 Mesh distribution and results of FEM simulation for the inter-tank adopter.

3. 荷重試験

前項で設計した構造体について, 製造性および製造した供試体の健全性と設計妥当性の確認, および FEM による複合材構造解析技術の高精度化を目的として圧縮荷重試験を実施した。ただし, 効率的に試験を実施するために供試体はフルサイズとはせず, アクセス窓を中心に含む位相で周方向に 1/6 (60°) を切り出した部分モデルとし, 全長についても約 2.2m と若干短縮することで, 製造・試験規模を縮小した。積層構成およびインタフェース継手部や窓周辺等の形状は図 2 と全く同一とした。部分モデル供試体の形状を図 4 に示す。部分モデルの形状は, ひずみ分布としてはフルサイズと大差ないこと (後述 FEM 結果参照), および製造難度等もフルサイズと比して大きな違いはないことを検証した上で設定した。

3・1 供試体製造

現状の大型 CFRP 構造の製造においては, オートクレーブによる成形が一般的であるが, より低コストを狙い, 前述の HOPE-X 同様, オープン成形を採用することとした。キュアは成形の確実性を重視し, 内皮成形, コア接着, 外皮成形の 3 回に分けて実施した。積層構成は図 2 に示した通りであるが, 積層の作業性を鑑みて, 上下インタフェース継手部の最内層と, 窓部の最内層にクロス材を 1 層だけ積層している。インタフェース継手部には

金属構造が用いられることが一般的であるが、本供試体では前述の通りインタフェース継手部にも CFRP 積層板を採用した。図 5 に供試体とインタフェース継手部の拡大写真を示す。完成した供試体の質量は 21.7kg であり、前述の設計時の推算質量 (130.1kg/6=21.7kg) と一致した。製造後に超音波探傷装置を用いた非破壊検査を行い、供試体内部に有意な欠陥等が内在しないことを確認した上で、圧縮荷重試験に臨んだ。

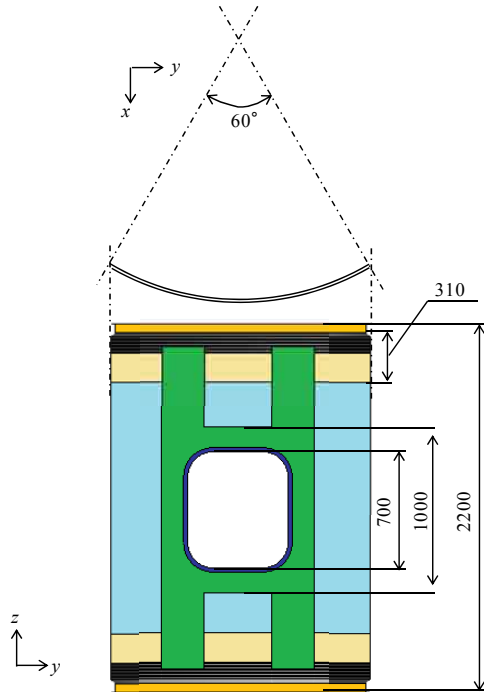


Fig. 4 Test specimen for compression test.

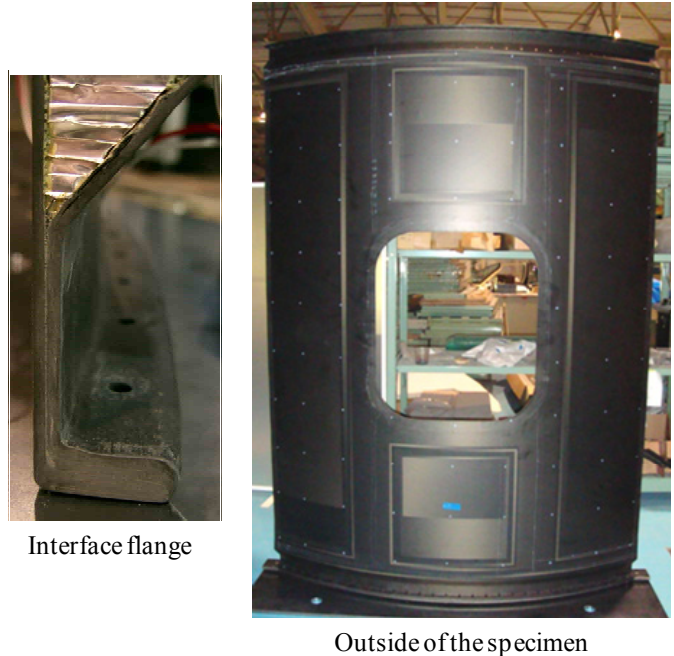


Fig. 5 Specimen and its interface.

3・2 試験装置と計測

荷重負荷には 200 トン級油圧荷重試験機を使用した。図 6 に供試体をセットした試験装置の写真を示す。供試体は前述の通り周方向に 1/6 を切り出したモデルとしたので、試験時の圧縮荷重はフルサイズの等価軸力の 1/6 とした。下端は定盤にボルトにて完全固定し、上端は写真のように荷重を可能な限り均一に供試体へ負荷するために鉄製の治具を介して試験機と結合した。



Fig. 6 Specimen and load testing machine.

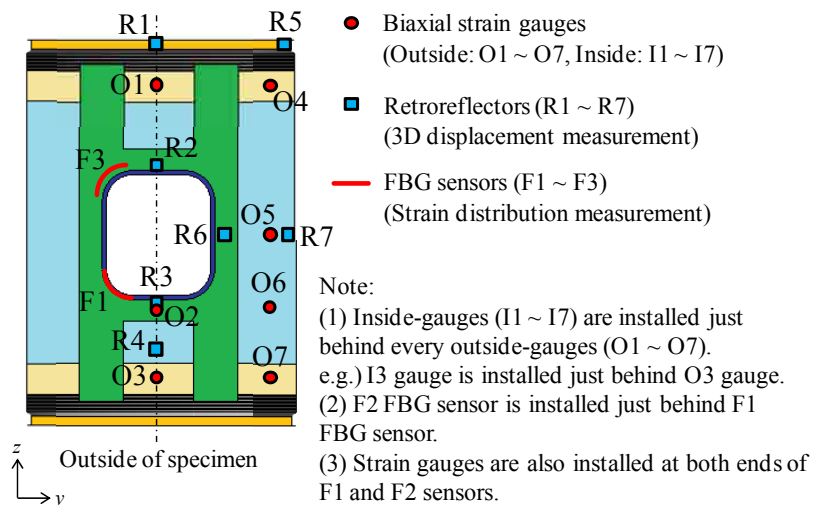


Fig. 7 Measurement points of strain gauges, FBG sensors, and retroreflectors for laser tracker.

試験時の計測として、ひずみゲージによる計測に加え、光ファイバを利用したひずみの連続分布計測、およびレーザトラッカによる3次元変位計測を行った。ここでは両者の概略のみ説明する。

光ファイバひずみセンサとしては、OFDR方式FBG (Fiber Bragg Grating)⁽⁸⁾センサを用いた。FBGは、光ファイバのコア中に回折格子を形成したもので、グレーティング周期 Λ 、光ファイバの屈折率 n とすると、下記のBragg条件を満たす波長 λ_B の光のみ強く反射され、その他の波長の光は透過する。

$$\lambda_B = 2n\Lambda \tag{1}$$

FBGセンサにひずみが生じると、グレーティング周期 Λ とともにBragg波長 λ_B が変化するため、 λ_B を計測することでひずみを計測することができる。ひずみ分布を求めるにあたっては、OFDR (Optical Frequency Domain Reflectometry : 光周波数領域反射測定)方式を採用した。OFDR方式では、チューナブルレーザからの波長掃引光を光学回路(全反射終端)とFBGに入射し、全反射終端からの反射光とFBGからのBragg反射光との干渉光を受光器にて計測する。この干渉光に対しSTFT (Short Time Fourier Transform : 短時間周波数解析)を施すことで、FBGセンサに沿った連続的ひずみ分布を1mm以下の高い空間分解能を持って計測することができる。

レーザトラッカとは、レーザ光源からターゲットへレーザを照射し、その反射光および光源自らの姿勢角からターゲットの三次元座標を測定する装置である。ターゲットにはレトロリフレクタを用いた。レトロリフレクタは数枚の鏡面で構成され、入射レーザ光を正確に入射方向の逆方向に反射する。供試体上数点にレトロリフレクタを設置することで、この点の荷重負荷前後の変位を計測した。

ひずみゲージ(2軸、内外面各々7枚、計14枚)、FBGセンサ(3本)、レトロリフレクタ(7個)の貼付位置を図7に示す。図7は外面側の計測位置を示しているが、外面側の各ひずみゲージ(図中のO1~O7)の真裏(すなわち内面側)にもゲージを設置している。例えば、O3の真裏にI3を貼付している。各FBGセンサの有効計測長は30cmであり、FBGセンサはひずみが大きく、分布が複雑になると予測される窓部周辺に窓枠に沿って設置し、F3はハニカムサンドイッチ板上に、F1、F2はコアのないCFRP積層板上(図2の④、60ply部)に設置した。FBGセンサは図7にはF1とF3が示されているが、F1の真裏にF2が貼付されている。FBGの計測結果との比較を目的としてF1とF2の両端にFBGセンサ方向にひずみゲージを配した。レトロリフレクタは外面側のみに設置した。

3・3 FEM解析

圧縮荷重試験に先立ち、実機形状と同様にFEM解析を実施した。CFRPおよびアルミハニカムコアの物性は表1、2に示した通りである。メッシュと座標系を図8に示す。接点数は135971、要素数は173518である。図8に示す通り、荷重試験機との接合治具もソリッドでモデル化した。供試体下端は試験条件に合わせて完全拘束とし、治具上部(荷重試験機との接合面)は z 方向変位以外を拘束した上で、試験時の圧縮荷重を負荷した。

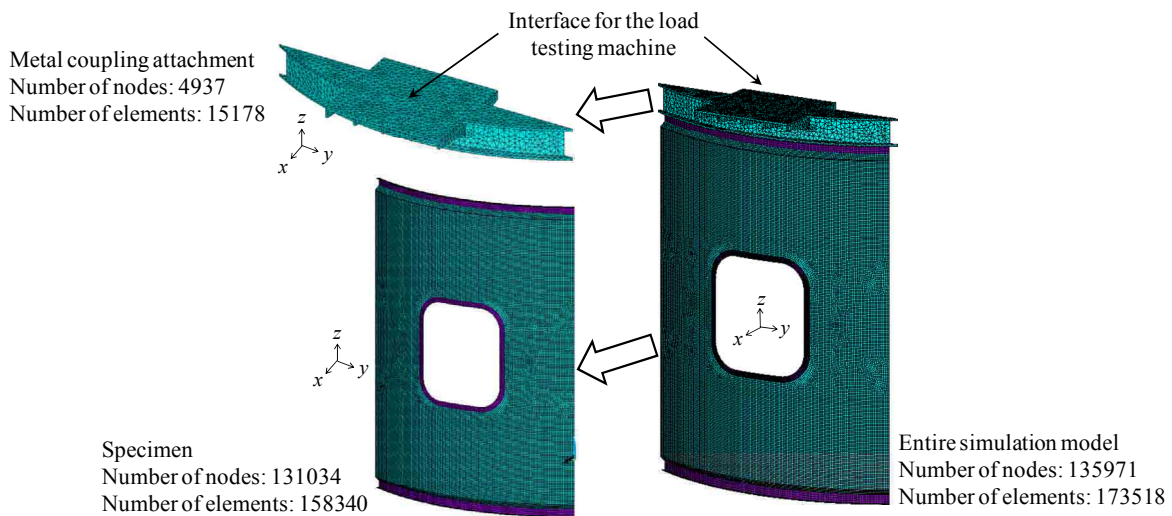


Fig. 8 Mesh distributions for compression load test.

図9, 10, 11 に静解析によるひずみ分布, 変位分布, 線形座屈解析による1次座屈モードをそれぞれ示す. 部分モデル供試体では, 実機形状(図2)に比して圧縮に対する剛性の低下が予測され, これに伴い破断および座屈に対する余裕も小さくなると推測される. FEM 結果から, 最大 Mises ひずみは 3481μ ($MS=0.58$), 一次の座屈荷重に対する MS は 1.36 であり, 実機形状より余裕は小さくなっているものの, 十分な余裕が確保されていることが確認された.

Mises ひずみについて, 部分モデルの解析結果(図9)と実機形状の解析結果(図3(b))とを比較すると, 値は部分モデルでは全体的にやや大きくなっているものの, 分布や最大ひずみ位置に関しては両者で大差ないことから, 部分モデルでの議論が実機に対しても活用できると考えられる. 図9に示した部分モデルの y, z 方向のひずみに関しては, 概ね上下対称の分布となっており, 窓の存在によりその上下ではひずみは小さく(ただし内面の y 方向は他より大きい), 四隅で大きい分布となる. 全体の傾向として, z 方向は圧縮, y 方向は引張だが, 外面の窓部上下のみ z 方向は引張, y 方向は圧縮となっている. このように, 窓周りでは複雑なひずみ場が形成されている. 変形モードとしては樽型になることが図10から確認できる.

座屈に関しては, 実機形状(図3(c))では窓部周辺であった1次の座屈モードが, 部分モデル(図11)では供試体側面の座屈となっておりモードが異なっている. しかし, 上記の通り実機形状, 部分モデルともに座屈が破壊の評定とはなっていないため, 設計妥当性評価のために本部分モデルを用い荷重試験を実施することは技術的に妥当と考えられる.

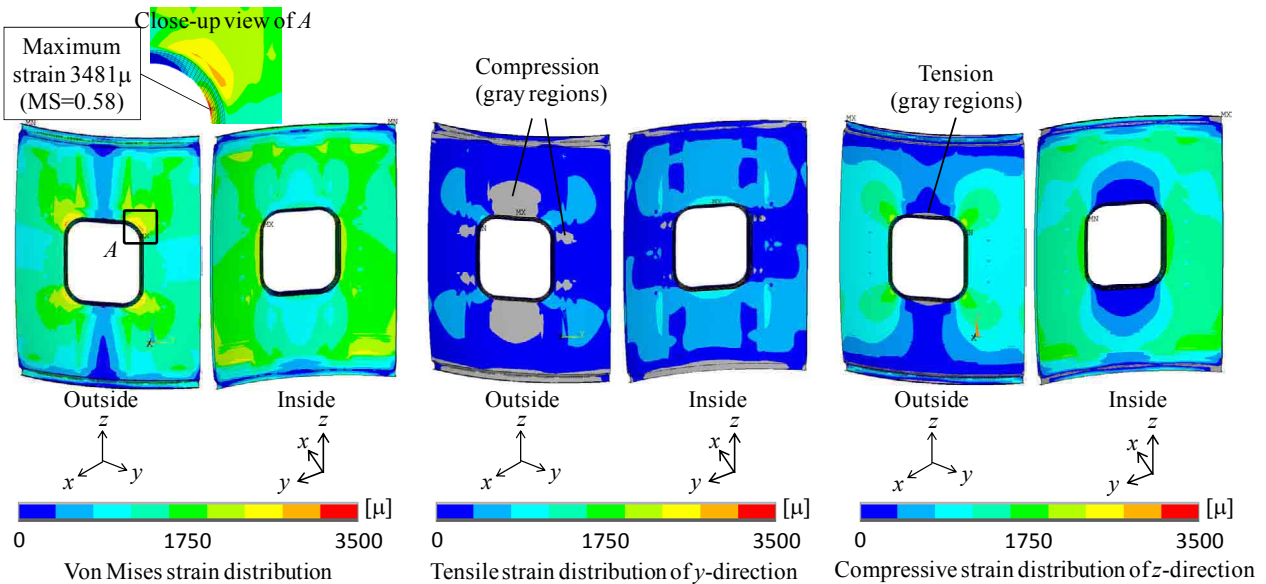


Fig. 9 Strain distributions (Von Mises, y -direction and z -direction, deformation is magnified 10 times).

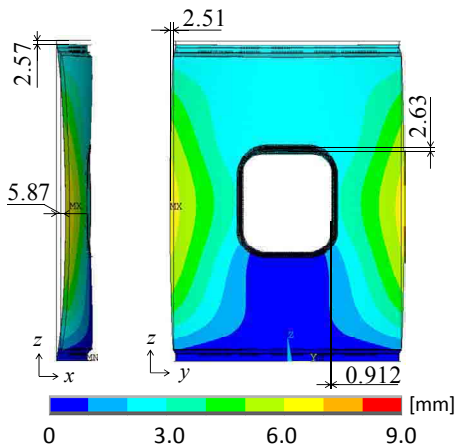


Fig. 10 Displacement distribution. (deformation is magnified 10 times).

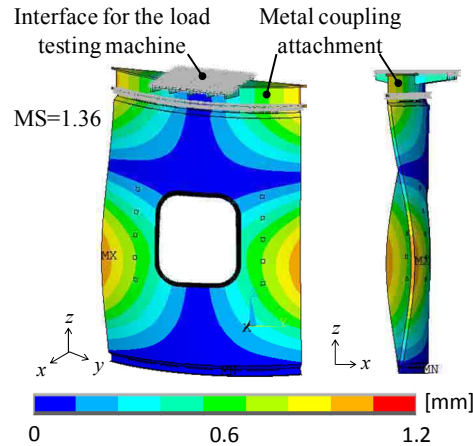


Fig. 11. 1st buckling mode (deformation is magnified 100 times).

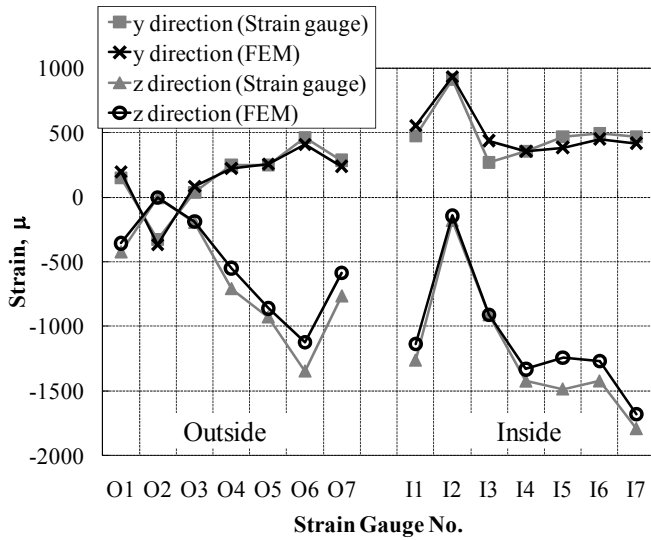


Fig. 12 Comparison of strains between simulation and measurements (strain gauges).

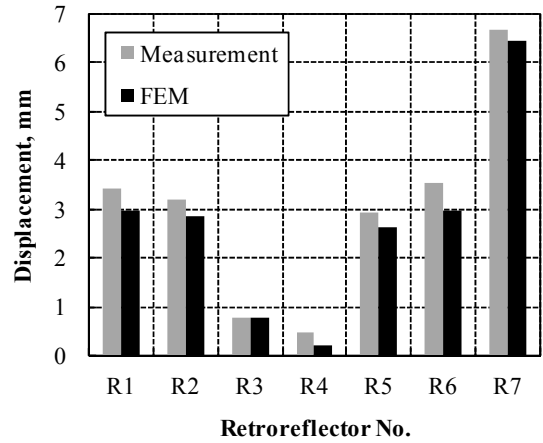


Fig. 13 Comparison of displacements between simulation and measurement (laser tracker).

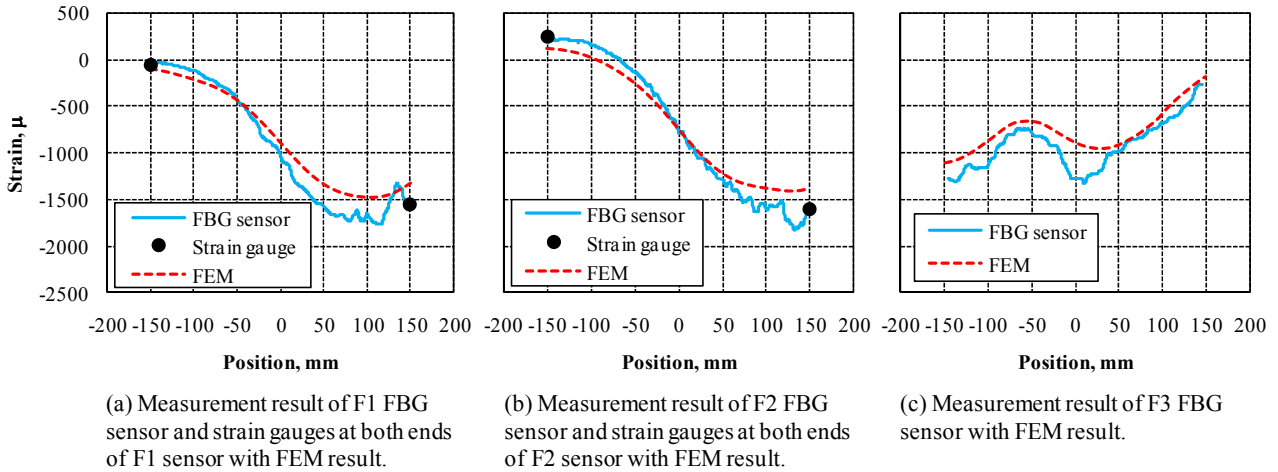


Fig. 14 Comparison of strains along FBG sensors between simulation and measurement.

3・4 試験結果と FEM 結果の比較

圧縮試験時には段階的に荷重を増加していき、最終的に等価軸力まで負荷した。荷重増加の過程では、ひずみ、変位ともに荷重に対し線形性を保っており、弾性変形内であることが確認された。試験後に供試体が健全であることも確認した。

図 12 に y 方向, z 方向ひずみについて FEM 解析結果とひずみゲージ計測値を比較したものを示す。ひずみゲージの番号は図 7 に示した通りである。FEM と計測値がよく一致していることが確認できる。圧縮荷重により樽型の変形となるため、全体的に内面側のひずみが外面側より大きくなっている。前述の通り窓下部 (O2, I2) の挙動が特徴的で, z 方向にはほとんどひずまないが, y 方向については外面は圧縮, 内面には他の部位に比較して大きな引張が作用している。

図 13 はレーザトラッカ (全 7 点) と FEM 結果を比較したものである。両者の結果がよく一致していることがわかる。変形の腹となる R7 で変位は最も大きくなっており, 下端 (固定端) に近い R3, R4 の変位は小さい。図 13 には変位の絶対値を示したが, 変位方向も解析・計測でよく一致していることを確認している。

図 14 に FBG センサによるひずみ計測結果と FEM の比較を示す。横軸は FBG センサに沿った位置を示しており, 外面側から見て時計回り方向を正方向とし, 横軸ゼロは FBG センサの中央部としている。グラフのひずみは FBG センサの貼付方向の値となる。図 14(a), (b) (F1, F2, 貼付位置は図 7 参照) には FBG 両端に貼り付けた

FBG 方向のひずみゲージによる計測結果もプロットしてある。FBG センサとひずみゲージの計測結果はよく一致しており、計測の妥当性が確認できる。FEM 結果と FBG センサ計測値もほぼ一致していると言える。FBG センサにより、ひずみゲージのみでは計測が困難なひずみの分布を詳細に計測することができ、さらに FEM が窓部周囲の複雑なひずみ場についても適切にシミュレートしていることが確認された。

4. 結 語

次期ロケット構造開発に資するため、従来以上の軽量化、低コスト化を目指し、CFRP を用いたロケット主構造体を設計・製作し、荷重試験を実施した。FEM および要素試験を最大限活用することで、効率的に設計を進めた。インタフェース継手部フランジを含め CFRP を採用することで、従来以上の軽量化、製造工程の簡素化を実現した。荷重試験では、ひずみゲージに加え、FBG センサ、レーザトラッカを利用し、FEM 解析結果と合わせて試験結果を多角的に検証・評価するとともに、供試体の健全性、設計妥当性等を確認した。開発を通し、軽量複合材ロケット構造に関する設計手法、製造ノウハウ、解析技術、試験・計測技術等多くの知見が得られた。

謝 辞

荷重試験実施にあたり多大なご協力をいただいた(株)IHI 検査計測 木村忠氏、荒川幸次氏、(株)IHI エアロスペース 本木孝幸氏、(株)GH クラフト麻生明男氏、柳沢雅俊氏に謝意を表します。解析実施にあたり多大なご協力をいただいた(株)ヴァイナス 小椋光治氏に謝意を表します。

文 献

- (1) 小野田淳次郎, 峯杉賢治, “M-V 型ロケットの構造・機構”, 宇宙科学研究所報告, 特集第 47 号, pp. 25-84, 2003.
- (2) 前村孝志, 後藤智彦, 秋山勝彦, 二村幸基, 渡邊篤太郎, “H-IIA ロケットの新技术と初号機打上げ結果”, 三菱重工技報, Vol. 39, No. 1, 2002.
- (3) 福野一郎, 安永芳文, 菅原正彦, 松本博之, “H-2A ロケット用高度化衛星フェアリングの開発”, 川崎重工技報, 第 146 号, pp. 34-37, 2001.
- (4) Smith, J., Evolved Composite Structures for Atlas V, 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA paper 2002-4201, Indianapolis, Indiana, 2002.
- (5) Chavagnac, C., Poincheval, C., Iranzo-Greus D., Krüger, J., and Bouaziz, L., “The Future of European Heavy-Lift Launchers over the Next Fifteen Years,” 57th International Astronautical Congress, IAC-06-D2.2.02, Valencia, Spain, 2006.
- (6) Pernpeintner, R., Fröhlich, A., and Lippert, T., “CFRP Infusion Processing on Large-Scale Cylindrical Structures,” 56th International Astronautical Congress, IAC-05-C2.1.A.04, Fukuoka, Japan, 2005.
- (7) 宮田武志, 鶴沢潔, 紙田徹, 井川寛隆, 西脇功造, 浅田正一郎, 新津真行, “HOPE-X 全複合材料機体構造開発”, 日本複合材料学会誌, 第 30 巻, 23 号, pp. 129-131, 2004.
- (8) 井川寛隆, 太田圭一, 葛西時雄, 山口功, 村山英晶, 影山和郎, “OFDR を用いた長ゲージ FBG による分布計測の研究”, 日本機械学会論文集 A 編, Vol. 72, No. 724, pp. 102-110, 2006.