



室蘭工業大学

学術資源アーカイブ

Muroran Institute of Technology Academic Resources Archive



## オオワシII前部胴体一般部設計における構造解析

メタデータ	言語: jpn 出版者: 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 公開日: 2016-12-28 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 勝又, 暢久, 樋口, 健, 田中, 啓太, 藤井, 駿 メールアドレス: 所属:
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10258/00009142">http://hdl.handle.net/10258/00009142</a>

# オオワシⅡ 前部胴体一般部設計における構造解析

○勝又 暢久（航空宇宙システム工学ユニット 助教）  
樋口 健（航空宇宙システム工学ユニット 教授）  
田中 啓太（航空宇宙総合工学コース 修士2年）  
藤井 駿（航空宇宙システム工学コース 学部4年）

## 1. はじめに

小型無人超音速実験機オオワシ2号機（オオワシⅡ）の平成27年度機体構造開発においては、前部胴体構造の基本要素・一般部である軽量サンドイッチ円筒胴体（CFRP スキン/アルミハニカムコア）の強度評価を目的に、下記の構造解析を実施した。次章以降で詳細を報告する。

- ① サンドイッチ円筒胴体結合部の構造解析（接合用ファスナと胴体側接合部）
- ② サンドイッチ円筒胴体（700 mm+300 mm）の構造解析

## 2. サンドイッチ円筒胴体結合部の構造解析

機体構造は、300 mm 胴体や 700 mm 胴体などの各セグメントを結合する方式で設計を進めている。これは、搭載機器などに設計変更が生じた際の機体長調整への対応や、実機組立・分解・整備時の組立・分解性能とアクセス性能の向上を考慮しての設計である。しかし、各セグメントを結合するための結合部には、胴体構造と同程度がそれ以上の剛性・強度が必要になる。そこで、図1に示す結合用ファスナと結合部の構造剛性・強度を確認するため、汎用有限要素解析ソフトを用いて構造解析を実施した。図1(a)、(b)が結合用ファスナ（マルマンクランプコマとナットプレート）であり、図1(c)、(d)のように結合用ファスナによって各セグメントは結合される。



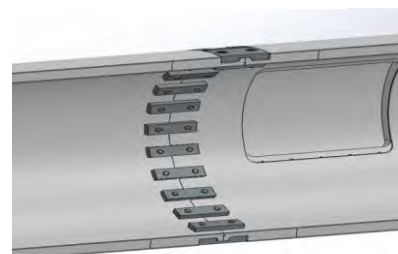
(a) マルマンクランプコマ



(b) ナットプレート



(c) マルマンクランプコマによる胴体結合



(d) 結合部内部の状態

図1 胴体結合用ファスナと結合方式

## 2-1. マルマンクランプコマの強度解析

図2に示す解析モデルにより、マルマンクランプコマに作用する応力と強度評価を行った。対称性を考慮して、コマの半分をモデル化している。コマの材質はアルミニウム合金 A7075 であるため、表1に示す材料物性を用いて解析を実施した。

拘束条件は、マルマンクランプコマと胴体リングフレームが接する面(図2(b) 黒枠部)の X, Y 軸方向変位を拘束した。また、コマの対称性から対象面(図2(b) 赤枠部)の Z 軸のみ変位を拘束した。

結合部に作用させる荷重値は、サンドイッチ円筒構造が適用される前部胴体において、搭載機器重量から加わる曲げモーメント、円筒構造の断面係数、セグメント同士の接地面積から分布荷重を算出した。荷重値は次式(1)として得られ、6771 N を図2(b)の青枠部に作用させた。

$$\frac{13418 \text{ [Nm]}}{[1 \text{ m 胴体に加わるモーメント}]} \div \frac{1.012\text{e-}3 \text{ [m}^3\text{]}}{[\text{断面係数}]} \times \frac{499\text{e-}6 \text{ [m}^2\text{]}}{[\text{接地面積}]} = \frac{6771 \text{ [N]}}{[\text{実際の荷重}]} \quad (1)$$

表1 マルマンクランプコマ解析に用いた物性値

Material	E [GPa]	$\nu$ [-]	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$\sigma_{ULT}$ [MPa]
A-7075	70	0.3	2800	570

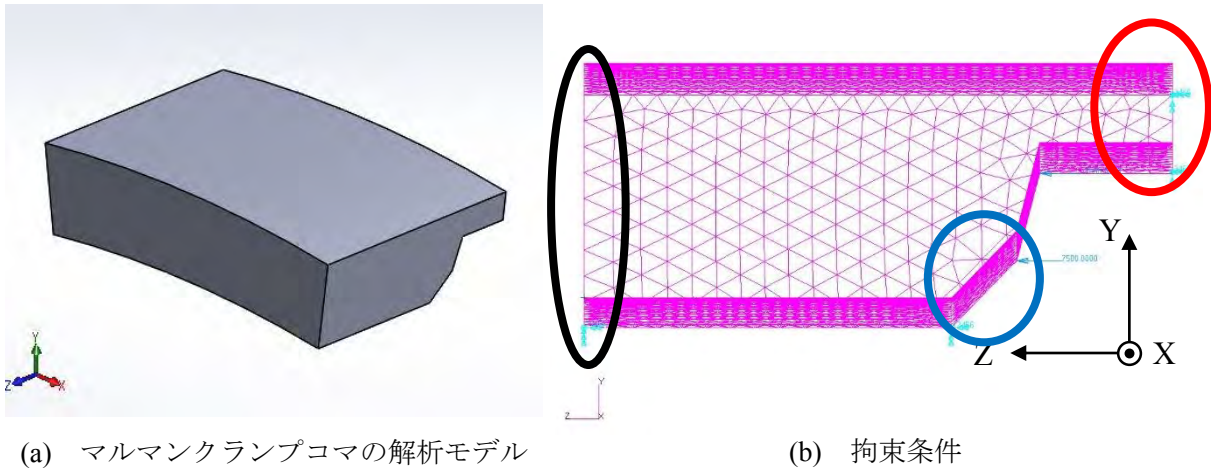
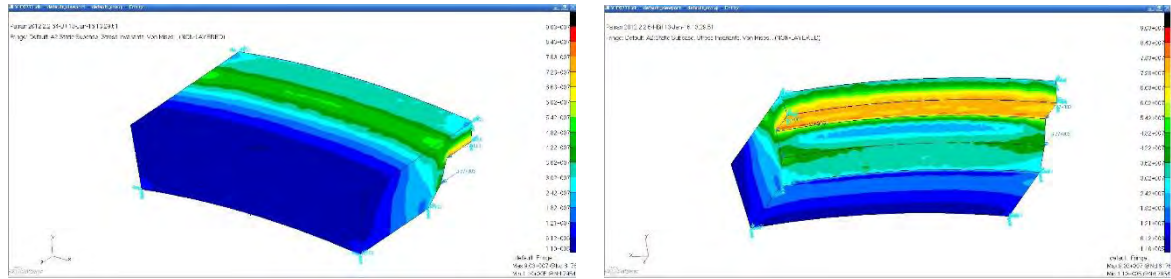


図2 解析モデルと拘束条件

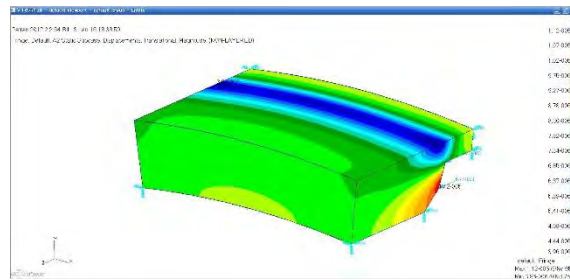
解析によって得られた結果を図3に、また強度評価の結果を表2に示す。強度値の指標として、A7075の引張強度を用い、安全余裕 M.S.の算出を行った。算出の結果、M.S.の値が正值であり、さらに4.7と十分余裕があるため強度に問題ないことが分かった。

表2 強度評価結果

	Mises Stress $\sigma_{Ma}$ [MPa]	Tensile Strength $\sigma_{ULT}$ [MPa]	M.S.
V Clamp Model	100	570	4.7



(a) Von Mises 応力の分布



(b) 変位

図3 応力分布の変位の解析結果

## 2-2. 胴体側結合部の圧縮・引張解析と強度評価

胴体側の結合部において、マルマンクランプコマが配置されている大きさと同様の円周方向に24分割した分割モデルを作成し、結合部に作用する荷重と作用点を考慮して圧縮荷重と引張荷重に対する強度評価を行った。解析モデルと拘束条件を図4に示す。

胴体側の結合部は、CFRP積層コア材であるため、CFRPの積層構成と各積層材の物性値を用いて積層理論により算出した。解析に用いたCFRP積層コア材とスキン部の物性値を表3に示す。

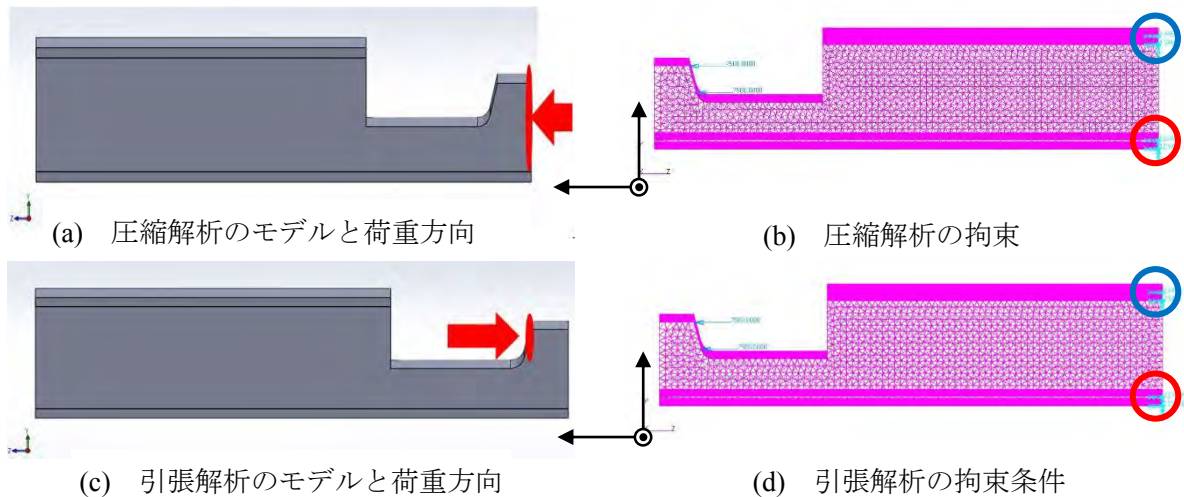


図4 胴体側結合部の解析モデルと拘束条件

表3 CFRP 積層コア材と CFRP 積層スキン材の物性値

CFRPコア	$E_L$ [GPa]	$E_T$ [GPa]	$G_W$ [GPa]	$G_L$ [GPa]
	69.2	70.9	0.1	0.1
CFRPスキン	$E_L$ [GPa]	$E_T$ [GPa]	$G_W$ [GPa]	$G_L$ [GPa]
	102.3	37.0	0.1	0.1

圧縮解析においては、図4(a)の赤色部に赤色矢印の方向で荷重を与えた。荷重値は、マルマンクランプコマの解析同様、赤色部に6771Nを作用させた。拘束条件は、図4(b)の青枠で示した上面スキン部のx-z平面内変位を拘束し、赤枠で示した下面スキン部は、変位を完全拘束した。

引張解析においては、図4(c)の赤色部に赤色矢印の方向で荷重を与えた。荷重値は、引張解析同様で、6771Nを作用させた。拘束条件は、圧縮試験同様で、図4(d)の青枠で示した上面スキン部のx-z平面内変位を拘束し、赤枠で示した下面スキン部は、変位を完全拘束した。

圧縮解析の結果を図5に示す。また、CFRPの場合には荷重を加えた際に各繊維の限界ひずみを超えた部分で破壊が生じると考えられる。そこで強度指標として、各繊維の限界ひずみを用いた。表4に各繊維の限界ひずみ、表5に解析から得られた各方向のひずみ値を示す。

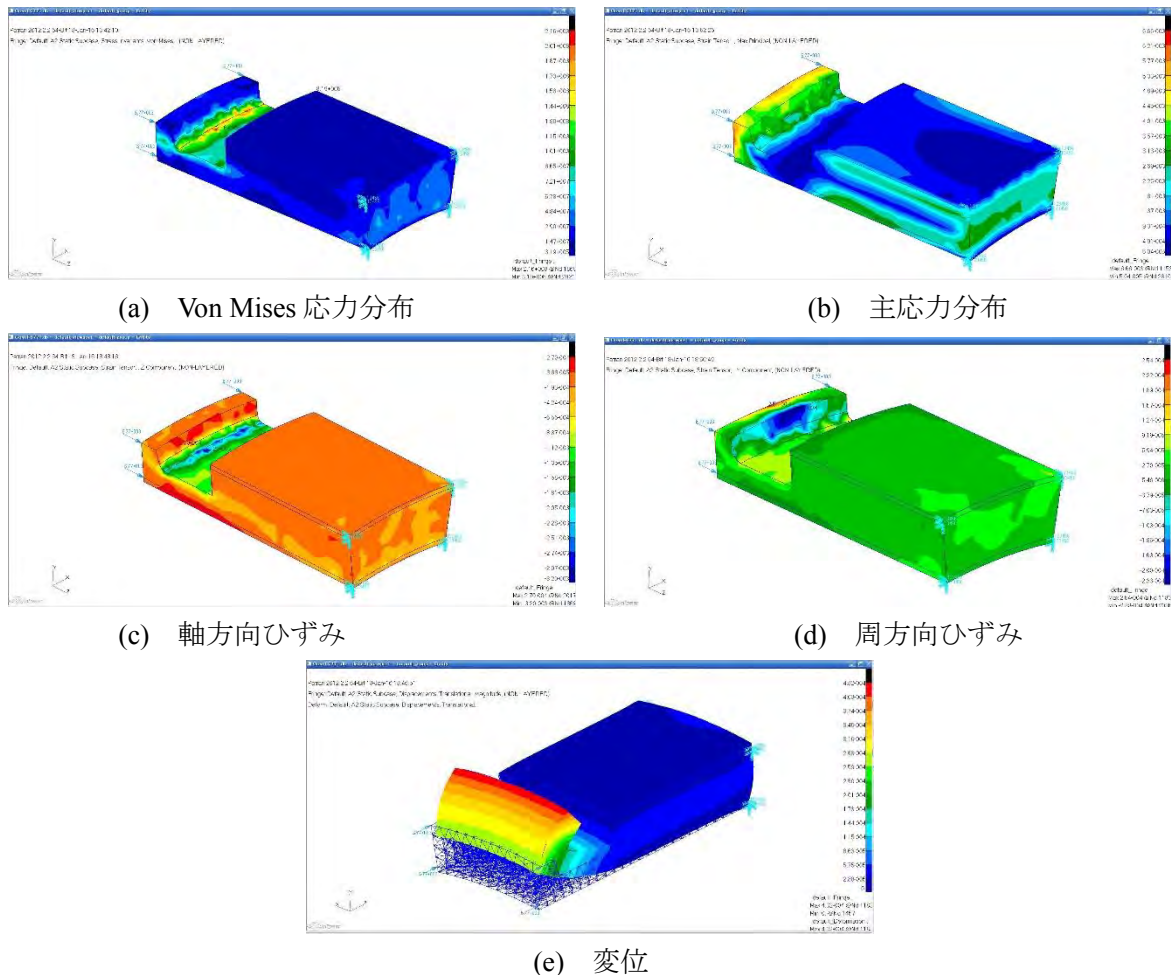


図5 圧縮解析における各ひずみと変位の解析結果

表4 各繊維の限界ひずみ

Fiber name	Material name	Young's modulus E[MPa]		Tensile strength $\sigma_{ULT}$ [MPa]		Critical Strain $\epsilon_c$ [%]	
		0°	90°	0°	90°	0°	90°
UD	P3252S-25	134000	8400	2880	83	2.14	0.98
UD	P3252S-10	134000	8400	2880	83	2.14	0.98
Cross	F6151B-05P	62700	62700	568	568	0.91	0.91

表5 解析による各種ひずみの最大値（圧縮解析）

	Mises Stress $\sigma_{Ma}$ [MPa]	Major Strain $\epsilon_{Ma}$ [%]	Axls Strain $\epsilon_{MA}$ [%]	Circumferential Strain $\epsilon_{MC}$ [%]
Compression	216	0.66	0.027	0.025

表4と表5の比較から、胴体側結合部の分割モデルに6771Nの圧縮荷重を加えた場合には、機軸方向ひずみ及び周方向ひずみの値がUD材の最小値である90°方向限界ひずみ:0.98%と比較しても限界ひずみを超えていないため、機軸方向及び周方向のCFRP繊維で破壊は起こらないと考えられる。またCross材の評価として、解析で得られた最大主ひずみとCross材の限界ひずみを比較しても限界ひずみを超えていない。よってCross材のCFRP繊維でも破壊が起こらないと考えられる。

次に引張解析の結果を図6に示し、解析より得られた各種ひずみの最大値を表6に示す。

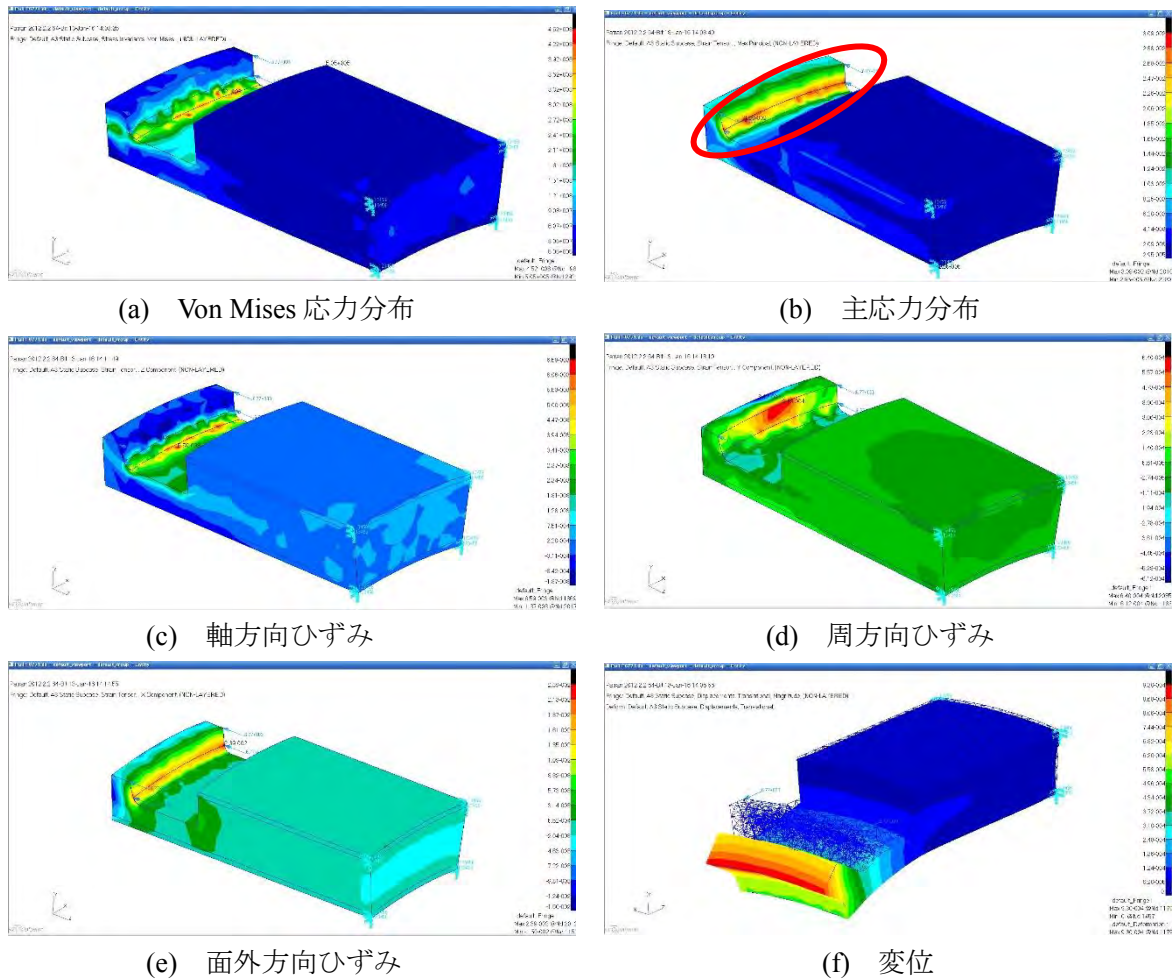


図6 引張解析における各ひずみと変位の解析結果

表6 解析による各種ひずみの最大値 (引張解析)

	Mises Stress $\sigma_{Ma}$ [MPa]	Major Strain $\epsilon_{Ma}$ [%]	Axls Strain $\epsilon_{MA}$ [%]	Circumferential Strain $\epsilon_{MC}$ [%]	Off plate Strain $\epsilon_{MO}$ [%]
Tensile	452	3	0.66	0.06	2.39

表4と表6の比較から、リングフレーム分割モデルに6771 Nの圧縮荷重を加えた場合、機軸方向ひずみ及び周方向ひずみがUD材の最小値である90°方向限界ひずみである0.98%と比較しても限界ひずみを超えていないので、機軸方向及び周方向のCFRP繊維では破壊は起こらないと考えられる。しかしCross材においては、解析で得られた最大主ひずみがCross材の限界ひずみを超えているため、Cross材でCFRP繊維の破壊が起こる可能性がある。しかし、最大主ひずみが生じている箇所は図6(b)の赤枠で囲った部分で、この部分の積層構成は複雑であり、今回物性値として用いた積層理論では反映できていない。そのため、解析モデルの修正と実際の積層構成を考慮した物性値の取得が、より正確な今後の強度評価に必要である。

### 3. サンドイッチ円筒胴体 (700 mm+300 mm) の構造解析

設計段階の前部胴体構造用サンドイッチ円筒胴体の構造剛性・強度の評価のため、また、製作した700 mmと300 mmのサンドイッチ円筒胴体の静荷重試験における負荷荷重の見通しを得ることを目的に、700 mmと300 mm胴体を結合した解析モデルを作成し、各種解析条件により解析を行った。

#### 3-1. 解析条件と解析モデル

解析モデルの物性値に関しては、2で部分的に述べたように、CFRPスキン部、CFRPコア材、アクセスウィンドウ補強用CFRPコア材の積層構成と各層の物性値を積層理論により計算し、等価な物性値を算出した。700 mm円筒の内部に配置されているアルミハニカムコア材に関しては、ハニカムコアの長手方向と幅方向の異方性を考慮した剛性・強度を物性値として適用した。それぞれのパーツに対して適用した材料物性を表7にまとめる。

700 mmと300 mmのサンドイッチ円筒胴体の解析モデル作成においては、図7(a)に示す実際の組立状態を簡易化し、図7(b)に示すようなアクセスウィンドウを有する1,000 mm一体構造としてモデル化した。

表7 各種材料物性値のまとめ

CFRPスキン	$E_L$ [GPa]	$E_T$ [GPa]	$G_W$ [GPa]	$G_L$ [GPa]			
	102.3	37.0	0.1	0.1			
CFRPコア	$E_L$ [GPa]	$E_T$ [GPa]	$G_W$ [GPa]	$G_L$ [GPa]			
	69.2	70.9	0.1	0.1			
CFRP アクセスウィンドウ補強部	$E_L$ [GPa]	$E_T$ [GPa]	$G_W$ [GPa]	$G_L$ [GPa]			
	66.3	66.3	0.1	0.1			
型番	面外せん断弾性率[GPa]		$\rho$ [g/cm <sup>2</sup> ]	面外せん断強度[MPa]		圧縮強度[MPa]	空隙率[%]
フレキシブルハニカム 3.1-5052-19	L	W		L	W		
	0.24	0.10	0.05	1.03	0.55	2.50	1.87

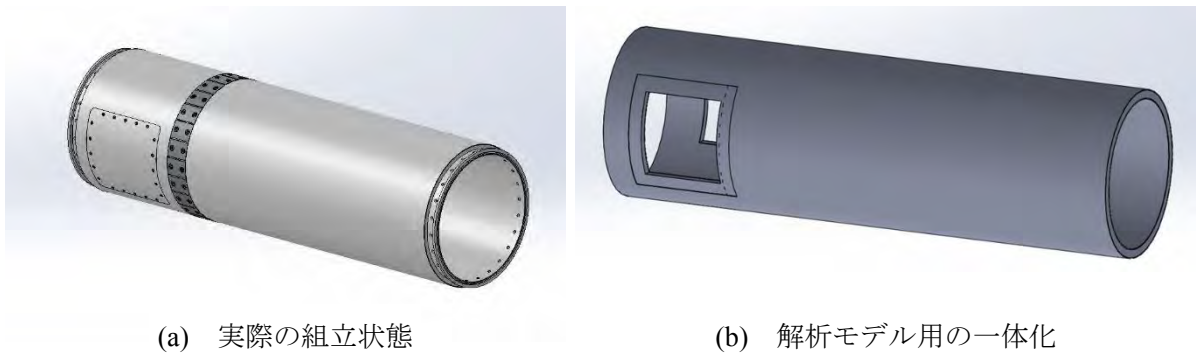


図7 構造解析モデルの簡易化

本解析における荷重条件は、実フライト時に点在して搭載される機器の重量とセグメント胴体結合部からその機器までの距離により発生するモーメントを考慮した荷重条件とする必要がある。そこで、搭載機器の重量を考慮した結合部に生じるせん断荷重と、搭載機器の重量と距離から求められるモーメントを足し合わせた固定端曲げモーメントにおいて、飛行前の燃料満載状態(WET時)と燃料を全て使い切った状態(DRY時)について終局荷重倍数も考慮して計算した。その結果、DRY時(終局荷重倍数:9G)のときが最も厳しい条件となり、結合部に作用するせん断荷重と曲げモーメントが等価になるような集中荷重は、13,419 N(機体長1 mの場合)と計算された。そのため、700 mmと300 mmの円筒を結合したモデルの片端を固定端とし、もう一方の端部に等価集中荷重13,419 Nが作用する場合についての解析を行った。荷重は図8(a)に示すように円筒断面の中心に集中荷重として作用させ、荷重による断面変形が起らないように剛体棒要素を設定した。図8に荷重の与え方や拘束条件を示す。

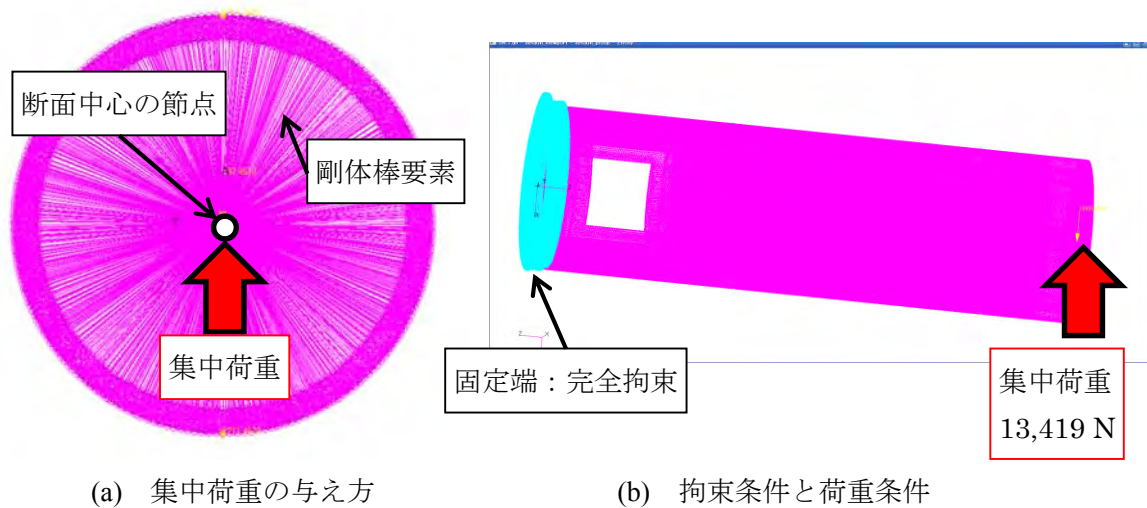
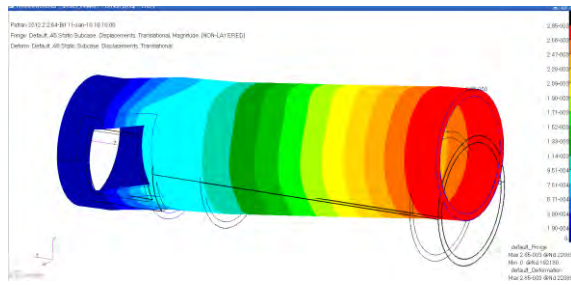


図8 荷重の与え方と拘束条件

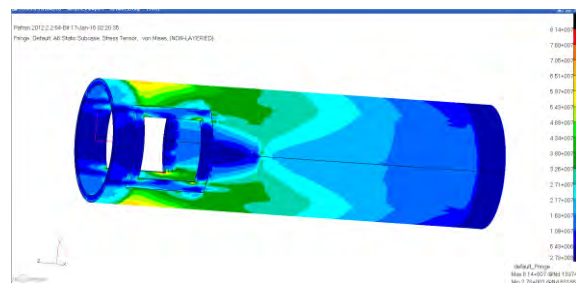
### 3-2. 解析結果

解析結果を図9に、また解析より得られたCFRP部の各種ひずみの最大値を表8に、アルミハニカムコア部の面外せん断応力の最大値を表9に、また、CFRPとアルミハニカムコアの強度評価結果を表10に示す。

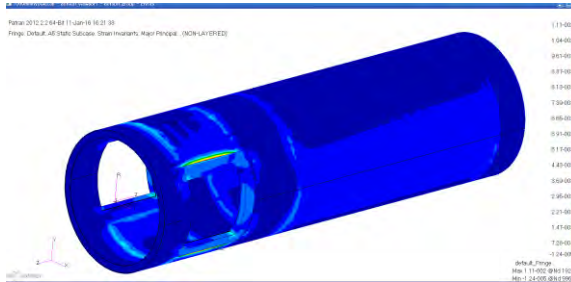




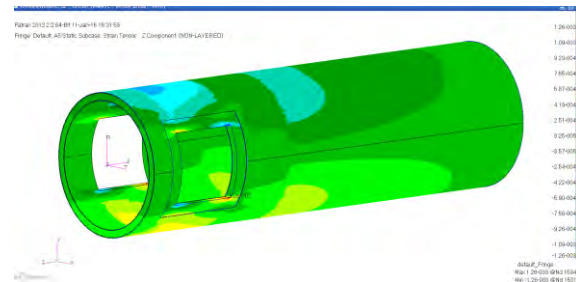
(a) 変位



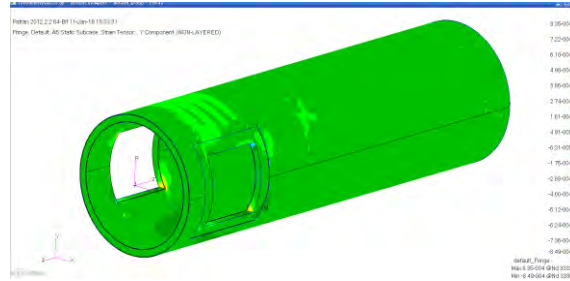
(b) Von Mises 応力分布



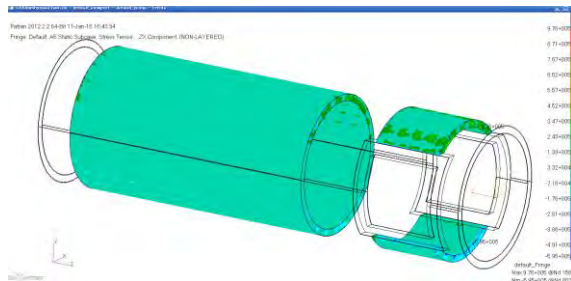
(c) 主ひずみ



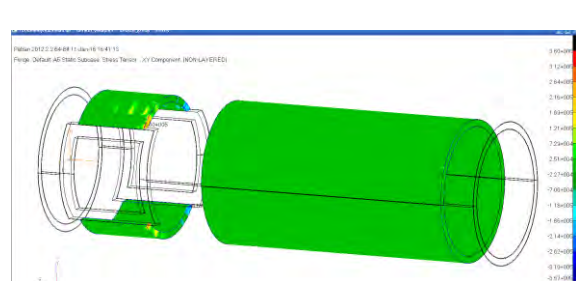
(d) 機軸方向ひずみ



(e) 周方向ひずみ



(f) ハニカムコア部 L 方向主せん断応力



(g) ハニカムコア部 W 方向主せん断応力

図9 サンドイッチ円筒胴体 (700 mm+300 mm) の解析結果

表8 CFRP 部の各種ひずみの最大値

	Major[%]	Axle[%]	Circumference[%]
CFRP part Strain	1.476	0.174	0.113

表9 アルミハニカムコア部の面外せん断応力の最大値

	L[MPa]	W[MPa]
Honeycomb part Out-of-plane shear stress	1.30	0.48

表 1 0 CFRP とアルミハニカムコアの強度評価

	Major[%]	Axle[%]	Circumference[%]
CFRP part Strain	1.48	0.17	0.11
Limit Strain	0.91	0.99	0.99
M.S.	-0.38	4.68	7.78

	L[MPa]	W[MPa]
Honeycomb part Out-of-plane Shear Stress	1.30	0.48
Out-of-plane Shear Strength	1.03	0.55
M.S.	-0.21	0.14

強度評価の指標としては、2. の解析同様に CFRP では限界ひずみを採用し、アルミハニカムコアでは面外せん断強度を用いた。CFRP の限界ひずみはクロス材の強度 0.91 %、アルミハニカムコアの強度は、L 方向せん断強度：1.03 MPa、W 方向せん断強度：0.55 MPa である。

表 1 0 の強度評価の結果より、700 mm と 300 mm の円筒セグメントを結合した 1000 mm 胴体に集中荷重 13,419 N を加えた場合には、CFRP の最大主ひずみが、アクセスウインドウ補強部、またスキン部 (CFRP とアルミハニカムコアの境目) で限界ひずみを超え、M.S. : -0.38 となった。アルミハニカムコア部では、L 方向せん断においてせん断強度を超えており、M.S. : -0.21 となった。

本結果は、運用上作用するせん断荷重と曲げモーメントを集中荷重に置き換えたため、実運用条件に比べると厳しい解析となっている。実運用を考慮した解析においては、アクセスウインドウが自由端側にある場合に M.S. が負にならないことも確認されている。