

インフレーターチューブを支持部材とする膜構造物の展開挙動
Deployment Behavior of Membrane Structure Using Inflatable Tube as Support
Member

日本大学大学院 理工学研究科
Nihon University, Graduate School of Science and Technology

航空宇宙工学専攻 宮崎・山崎研究室
Department of Aerospace Engineering, Miyazaki and Yamazaki Laboratory

M5020 山田諭
Satoshi Yamada

目次

1. 序論.....	1
1.1. 複合膜面宇宙構造物.....	1
1.2. 超小型人工衛星「SPROUT」.....	1
1.2.1. 展開方式.....	2
1.3. SPROUT の軌道上膜面展開結果.....	10
2. 研究目的とアプローチ方法.....	15
3. 実験.....	16
3.1. 航空機微小重力実験.....	16
3.1.1. 実験実施項目.....	17
3.1.2. 実験で取得したデータ.....	20
3.1.3. 実験装置機能ブロック.....	20
3.1.4. 機内配置と実験スペース.....	21
3.1.5. 無重力検知信号.....	23
3.1.6. 実験の特徴.....	23
3.1.7. 実験装置取り付けと機内レイアウト.....	30
3.2. 長期収納後展開実験.....	33
3.2.1. 実験で取得したデータ.....	33
3.2.1. 実験の特徴.....	33
3.2.2. 実験装置レイアウト.....	36
4. 実験結果.....	37
4.1. 航空機微小重力実験.....	37
4.1.1. 膜面の引っかかり.....	37
4.1.2. 展開しきった場合.....	38
4.2. 長期収納後展開実験.....	43
5. 考察.....	46
6. 結論.....	57
7. 今後の課題.....	58
8. 参考文献.....	59
9. 謝辞.....	60
10. 付録.....	61
10.1. 航空機微小重力実験 実験手順.....	61
10.1.1. ラック 1 での実験.....	61
10.2. 航空機微小重力実験ラック画像.....	73
10.3. 航空機微小重力実験でのガス注入圧履歴.....	74

目次

図 1.1	複合膜面構造物の例（左：SPARTAN，右：IKAROS ^[4] ）	1
図 1.2	超小型人工衛星「SPROUT」	1
図 1.3	チューブの熱融着幅および折り目寸法	2
図 1.4	アルミラミネートフィルム	3
図 1.5	インフレータブルチューブ	4
図 1.6	チューブ作製用コテ	4
図 1.7	チューブの折り方	5
図 1.8	チューブ形状と断面図	5
図 1.9	膜面	6
図 1.10	収納機構	7
図 1.11	収納機構横側の溶断機構詳細	7
図 1.12	膜面とチューブを接続するダイニーマ	8
図 1.13	展開シーケンス	8
図 1.14	ガス注入システム	9
図 1.15	展開後の SPROUT 地上モデル	10
図 1.16	カメラ取り付け位置	10
図 1.17	再帰反射テープ構成と特徴点作製例	11
図 1.18	左右のカメラで撮影した軌道上の膜面展開画像	12
図 1.19	軌道上画像を基に地上にて展開状態を再現した画像	12
図 1.20	地上にて再現した展開状態を別角度から撮影した様子	13
図 1.21	軌道上膜面展開時のガス注入圧履歴	14
図 3.1	航空機 MU-300	16
図 3.2	重力変化グラフ ^[7]	16
図 3.3	1540 mm サイズ膜面	18
図 3.4	1100 mm サイズ膜面	18
図 3.5	440 mm サイズ膜面	19
図 3.6	インフレータブルチューブ（上から順に 1562 mm, 1122 mm, 462mm）	19
図 3.7	機能ブロック図	20
図 3.8	航空機微小重力実験用ガス注入システム	21
図 3.9	機内配置図および実験スペース	22
図 3.10	無重力検知信号分配器設置場所と各ラックへの配線の取り回し	23
図 3.11	構造物収納後の収納機構外形寸法	24
図 3.12	膜面展開時イメージ	24
図 3.13	動画撮影用カメラ諸元	25
図 3.14	センサ類諸元	25
図 3.15	ガス関連装置諸元	26

図 3.16	実験管理装置諸元.....	26
図 3.17	LED 照明装置諸元.....	27
図 3.18	供試体固定方法概要図（ラック 1）.....	27
図 3.19	供試体固定部拡大写真（ラック 1）.....	28
図 3.20	クサビロックランパー.....	28
図 3.21	クサビロックランパーの引張強度とせん断強度方向.....	29
図 3.22	供試体固定方法概要図（ラック 2）.....	29
図 3.23	供試体収納 BOX（左）と供試体収納時の様子（右）.....	30
図 3.24	1100 mm 膜面サイズ展開時のラック内取り付けイメージ.....	31
図 3.25	1100 mm 膜面サイズ展開時の機内イメージ.....	31
図 3.26	440 mm 膜面サイズ展開時のラック内取り付けイメージ.....	32
図 3.27	440 mm 膜面サイズ展開時の機内イメージ.....	32
図 3.28	長期収納後展開試験で使用した構造物収納後の収納機構.....	33
図 3.29	長期収納後展開実験での膜面展開時イメージ.....	34
図 3.30	動画撮影用カメラ諸元.....	34
図 3.31	エアーコンプレッサー諸元.....	35
図 3.32	長期収納後展開実験用ガス注入システム.....	35
図 3.33	展開用治具.....	36
図 3.34	長期収納後展開実験の実験装置レイアウトイメージ.....	36
図 4.1	膜面の引っかかりによる展開拘束.....	37
図 4.2	「く」の字型の折り目による膜面の引っかかり（左：地上試験，右：航空機微小重力実験）.....	37
図 4.3	チューブ + 膜面 実験時のチューブの湾曲.....	38
図 4.4	展開状況と三次元位置復元結果【1100 mm サイズ，チューブ + 膜面，50 kPa（1 回目）】.....	40
図 4.5	展開状況と三次元位置復元結果【1100 mm サイズ，チューブのみ，50 kPa（1 回目）】.....	41
図 4.6	展開状況と三次元位置復元結果【1100 mm サイズ，チューブのみ，50 kPa（2 回目）】.....	42
図 4.7	長期収納後展開実験での展開結果（左：一次展開後，右：二次展開後）.....	43
図 4.8	特徴点の粘着層と膜面のくっつき.....	43
図 4.9	チューブの折れ.....	44
図 4.10	二次展開後の膜面の展開状況と三次元位置復元結果.....	44
図 4.11	二次展開後の「く」の字型の折り目による膜面の引っかかり.....	45
図 5.1	重力変化データの座標軸設定.....	46
図 5.2	膜面サイズ 1100 mm，チューブ + 膜面，50 kPa（1 回目）の重力変化データ.....	46
図 5.3	膜面サイズ 1540 mm，チューブ + 膜面，50 kPa（1 回目）の重力変化データ.....	47
図 5.4	膜面サイズ 1100 mm，チューブのみ，50 kPa（1 回目）の重力変化データ.....	47
図 5.5	膜面サイズ 1540 mm，チューブ + 膜面，50 kPa（2 回目）の重力変化データ.....	48
図 5.6	膜面サイズ 1100 mm，チューブ + 膜面，50 kPa（2 回目）の重力変化データ.....	48
図 5.7	膜面サイズ 440 mm，チューブ + 膜面，50 kPa の重力変化データ.....	49
図 5.8	膜面サイズ 440 mm，チューブのみ，50 kPa の重力変化データ.....	49

図 5.9	膜面サイズ 440 mm, チューブ + 膜面, 30 kPa の重力変化データ	50
図 5.10	膜面サイズ 440 mm, チューブのみ, 30 kPa の重力変化データ	50
図 5.11	膜面サイズ 440 mm, チューブ + 膜面, 70 kPa の重力変化データ	51
図 5.12	膜面サイズ 440 mm, チューブのみ, 70 kPa の重力変化データ	51
図 5.13	膜面サイズ 1540 mm, チューブ + 膜面, 50 kPa (3回目) の重力変化データ	52
図 5.14	膜面サイズ 1100 mm, チューブ + 膜面, 50 kPa (3回目) の重力変化データ	52
図 5.15	膜面サイズ 1100 mm, チューブのみ, 50 kPa (2回目) の重力変化データ	53
図 5.16	収納時の圧縮によりチューブが波打っている様子 (フライトモデル)	54
図 5.17	膜面の折り畳み方.....	55
図 5.18	収納時の膜面と縦方向の厚み.....	55
図 5.19	収納機構の改善例 (左:高さ方向, 右:長さ方向)	56
図 10.1	実験管理装置との接続.....	62
図 10.2	LED と画面表示の点灯	63
図 10.3	バルブが ON になっていることを確認	63
図 10.4	プレートブラケット用ねじ	64
図 10.5	照明・カメラの取り付け位置と角度	65
図 10.6	コンプレッサー動作のスタート, ストップボタン	66
図 10.7	ガス圧確認用アナログ圧力計.....	66
図 10.8	供試体収納 BOX.....	67
図 10.9	D-sub の取り付け.....	67
図 10.10	ガスホースの接続.....	68
図 10.11	ガスホースの接続方法.....	68
図 10.12	「OFF」が外れる方向, 「ON」が固定される方向.....	69
図 10.13	収納機構が金属プレートから浮いてしまっている状態.....	69
図 10.14	BNC ケーブルの接続 (実験管理装置 (左), 基板 BOX (右))	70
図 10.15	実験管理装置のスイッチ 3 つを ON にする	70
図 10.16	基板 BOX のバッテリーを ON	71
図 10.17	指示棒.....	72
図 10.18	ラック 1 実験装置収納写真	73
図 10.19	ラック 2 実験装置収納写真	74
図 10.20	航空機微小重力実験で膜面が引っかかったときのガス注入圧履歴.....	74

表目次

表 1.1	アルミラミネートフィルム諸元	3
表 1.2	アルミラミネートフィルム構成	3
表 1.3	チューブ作製用コテ諸元	5
表 1.4	ポリイミドフィルム諸元	6
表 1.5	特徴点諸元	11
表 3.1	実験実施項目	17
表 3.2	実験で取得したデータと取得方法.....	20
表 3.3	クサビロッククランプの引張強度とせん断強度諸元.....	29
表 3.4	実験で取得したデータと取得方法.....	33

1. 序論

1.1. 複合膜面宇宙構造物

近年、宇宙空間での大型宇宙構造物の構築方式として、軽量で収納性・展開性に優れた膜面構造が注目されている^[1]。膜面構造の利点としては、**One-action**での展開が可能である、組立式と比較して展開に要する時間が短い、比較的軽量・単純な展開機構で大面積展開ができる、展開物自体も低体積・軽量であるため衛星全体に占める容量や重量の割合が小さく大型衛星だけでなく小型衛星での利用にも期待できる、などが挙げられる。

これらの利点を生かした膜面宇宙構造物の例としては、インフレータブルアンテナ実験機「SPARTAN」^[2]や小型ソーラー電力セイル実証機「IKAROS」^[3]などが挙げられる（図 1.1）ものの、いまだ宇宙利用実績は少なく最適な収納・展開方法や展開挙動の推測は研究段階にある。



図 1.1 複合膜面構造物の例（左：SPARTAN，右：IKAROS^[4]）

1.2. 超小型人工衛星「SPROUT」

日本大学理工学部航空宇宙工学科宮崎・山崎研究室では小型人工衛星における膜面宇宙構造物の基礎技術実証試験の先駆けとして、2014年5月24日に超小型人工衛星「SPROUT」（図 1.2）を打ち上げ、管制運用を行っている。

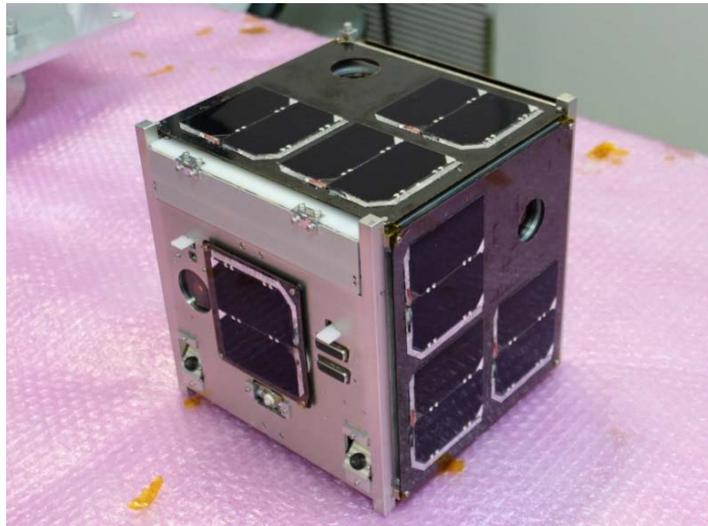


図 1.2 超小型人工衛星「SPROUT」

SPROUT は一辺が約 20 cm の立方体、質量約 7.1 kg の超小型人工衛星である⁵⁾。SPROUT は将来の大型膜面展開宇宙構造物に向けた展開実証というだけでなく、小型衛星特有の重量や容量の制限がある場合においても軽量・高収納性を示すことによってその特性を最大限に生かすことができる設計を目指して学生が主体となって設計・開発した。

1.2.1. 展開方式

SPROUT は 2 本のインフレータブルチューブと 1 枚の正三角形の膜面で構成された複合膜面構造物を有している。

チューブは、長さ 1562 mm の 2 枚のアルミラミネートフィルムを重ねて熱融着することにより貼り合せた後に八角形折りをすることで袋状に成形して作製した。熱融着は図 1.3 の灰色の部分に対して行う。折り目は図 1.3 の赤線部に沿って折っていく。

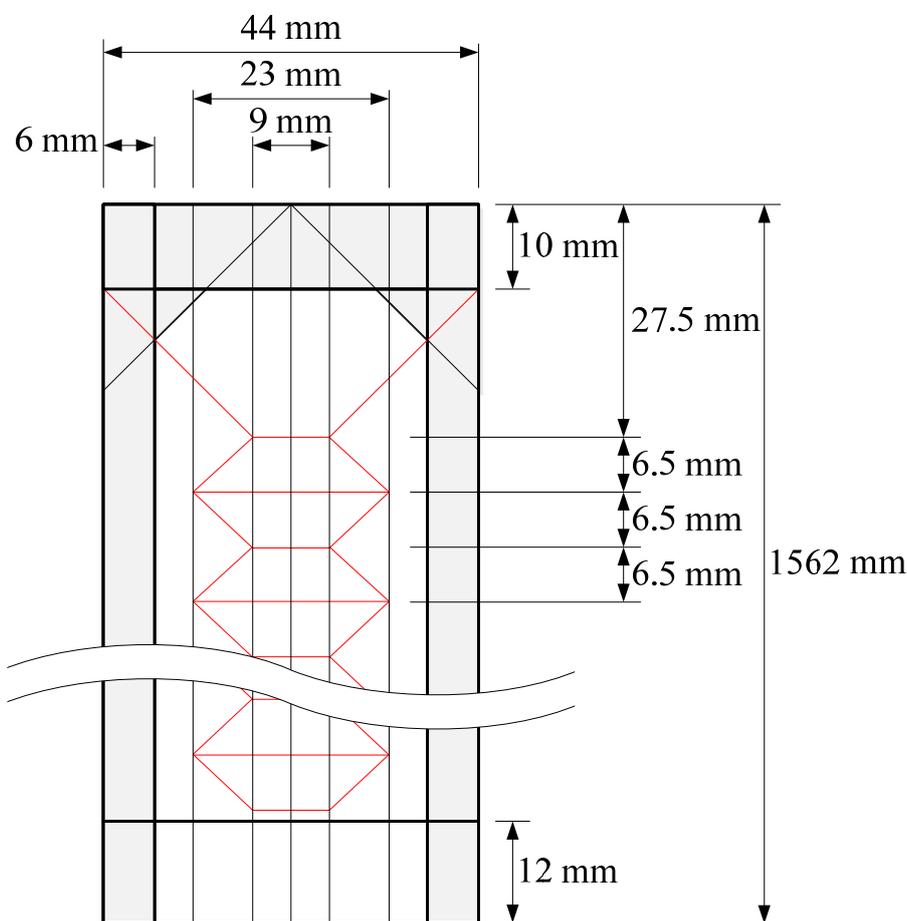


図 1.3 チューブの熱融着幅および折り目寸法

フィルムの画像を図 1.4 に、諸元を表 1.1 に、またアルミラミネートフィルムは 3 層から成り立っておりその構成を表 1.2 に、作製したチューブの形状・寸法を図 1.5 に示す。



図 1.4 アルミラミネートフィルム

表 1.1 アルミラミネートフィルム諸元

Item	Value
Thickness	75 μm
Density	1543 kg/m^3
Young's modulus	12.4 GPa
Second moment of area	$2.38 \times 10^{-10} \text{m}^4$
Stiffness	$2.95 \text{N} \cdot \text{m}^2$

表 1.2 アルミラミネートフィルム構成

Material	Thickness
Silicon oxide vapor deposition nylon	15 μm
Aluminum	20 μm
L-LDPE (Linear polyethylene)	40 μm
Total thickness	75 μm

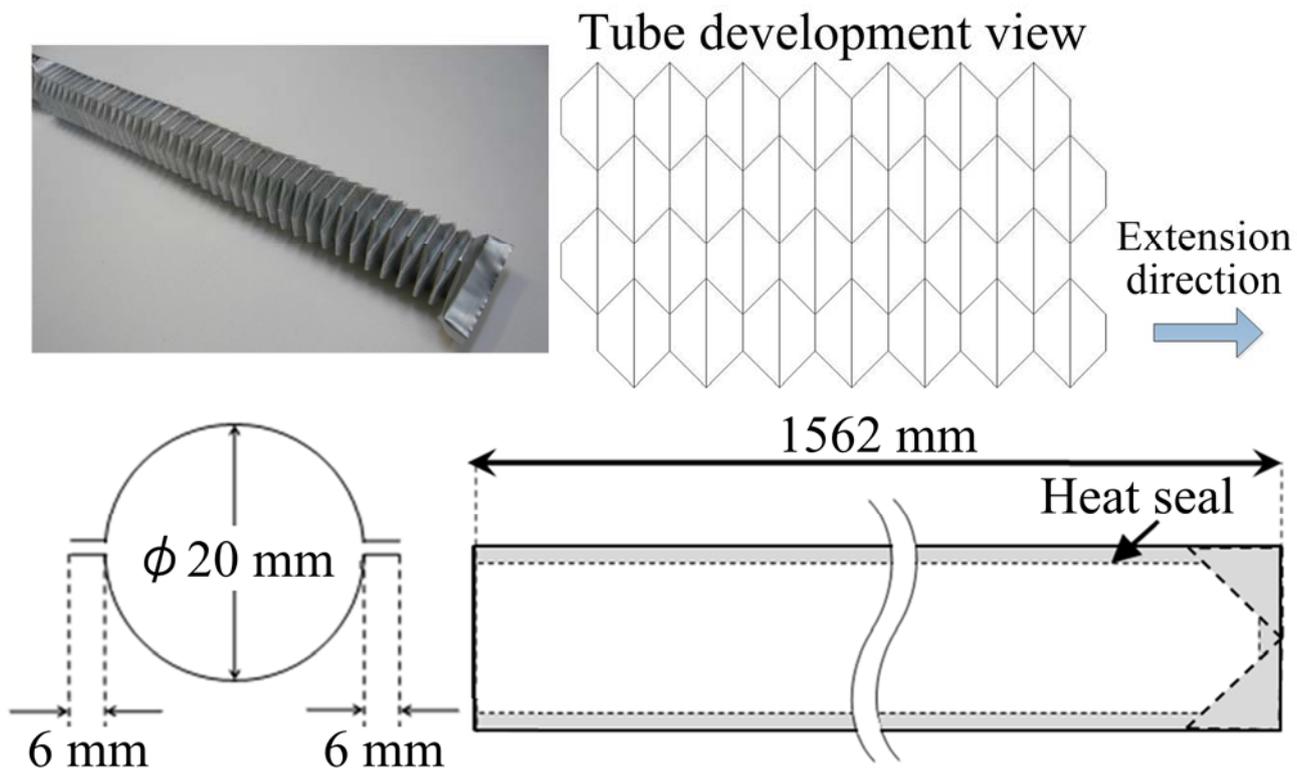


図 1.5 インフレーターチューブ

八角形折りは専用のコテ（図 1.6, 表 1.3）を用いて人間が手作業で折る。

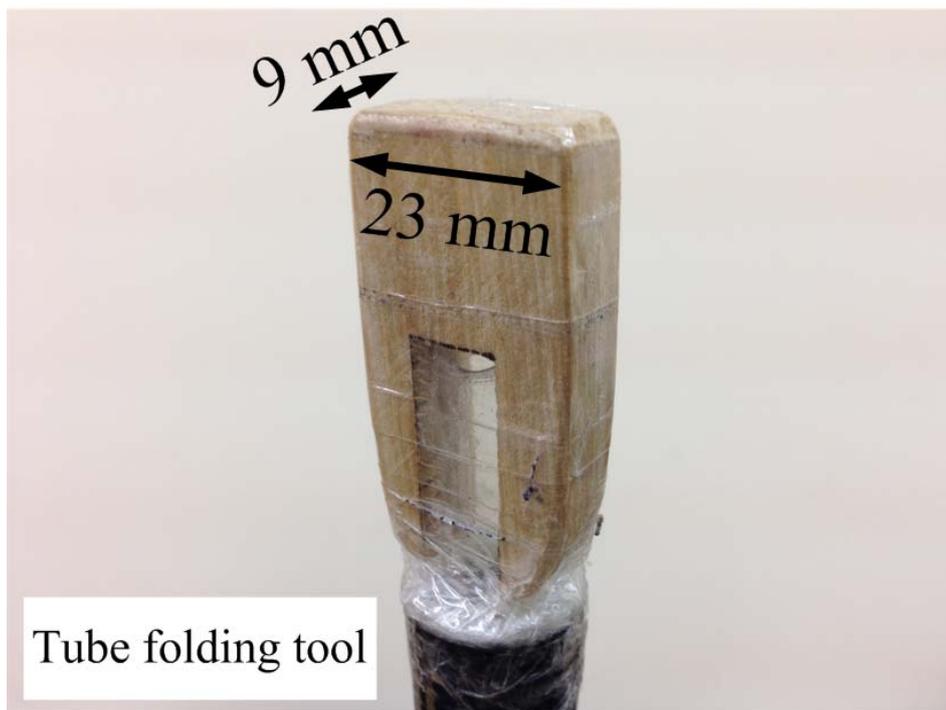


図 1.6 チューブ作製用コテ

表 1.3 チューブ作製用コテ諸元

Tube folding tool (Long side)	23 mm
Tube folding tool (Short side)	9 mm

チューブを折る際、コテは一回折り目を付けるごとに 6.5 mm 下方方向にずらしたうえで 90 deg.回転させて次の折り目を付けていく (図 1.7). この作業を繰り返すことによってチューブを作製する. 折り終わったチューブの断面は八角形となる (図 1.8).

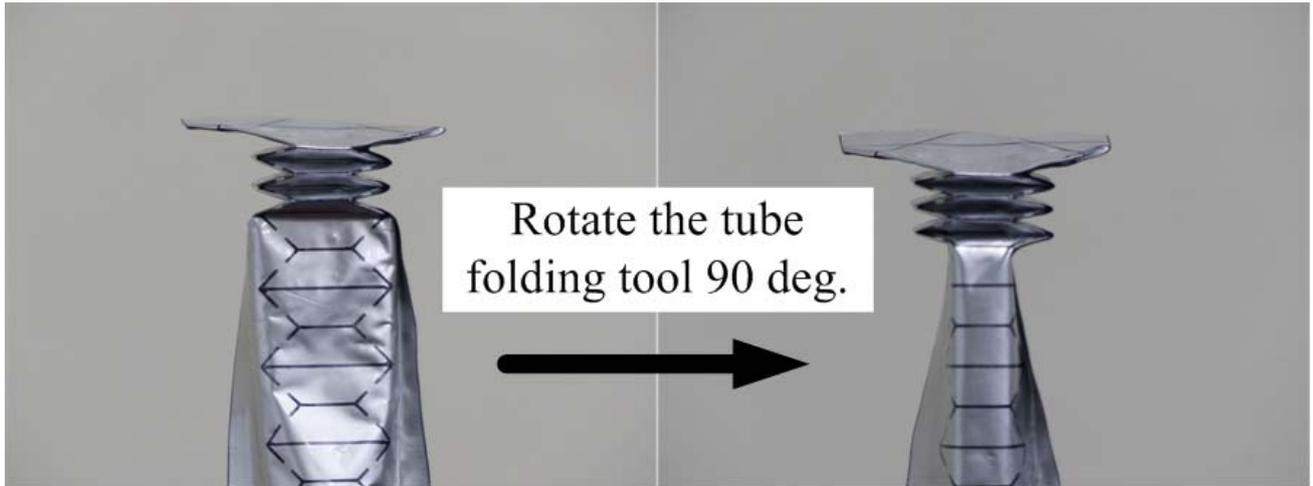


図 1.7 チューブの折り方

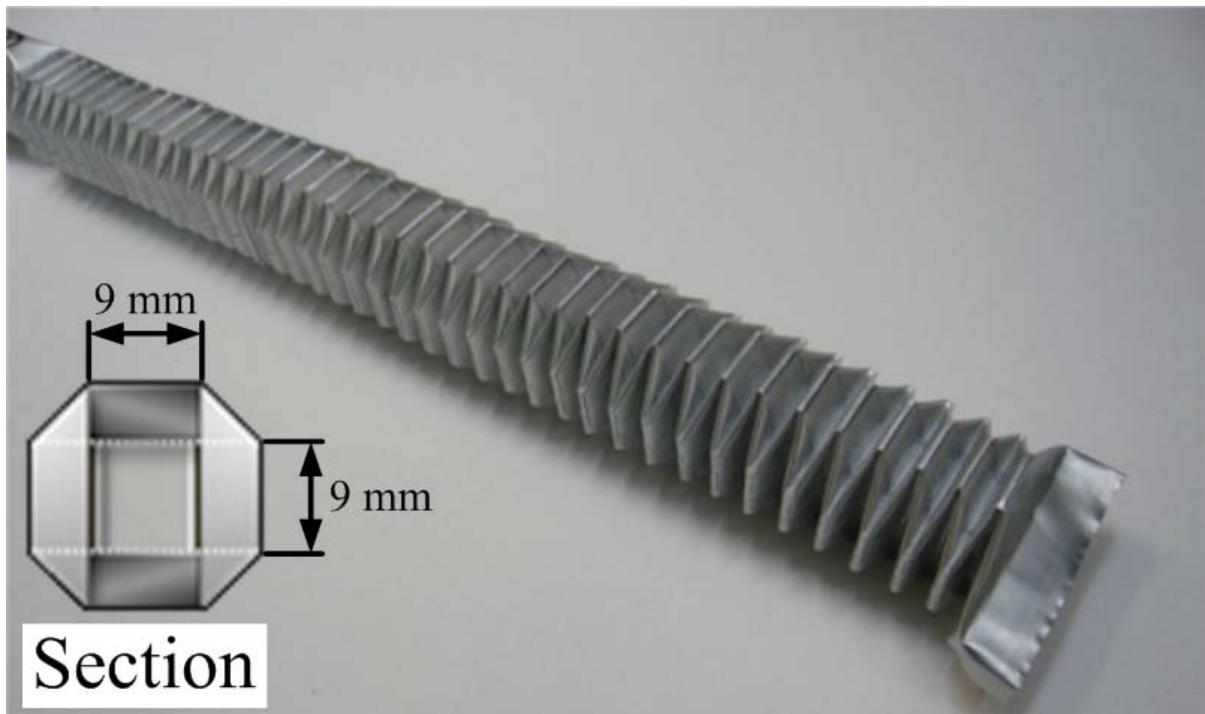


図 1.8 チューブ形状と断面図

膜面は、宇部興産株式会社の UTC-012R-NANN（膜厚 12.5 μm ）片面アルミ蒸着ポリイミドフィルムを一辺が 1540 mm の正三角形に切り出し、ミウラ折りを行うことで作製した。膜面の形状・寸法を図 1.9 に、ポリイミドフィルムの諸元を表 1.4 に示す。

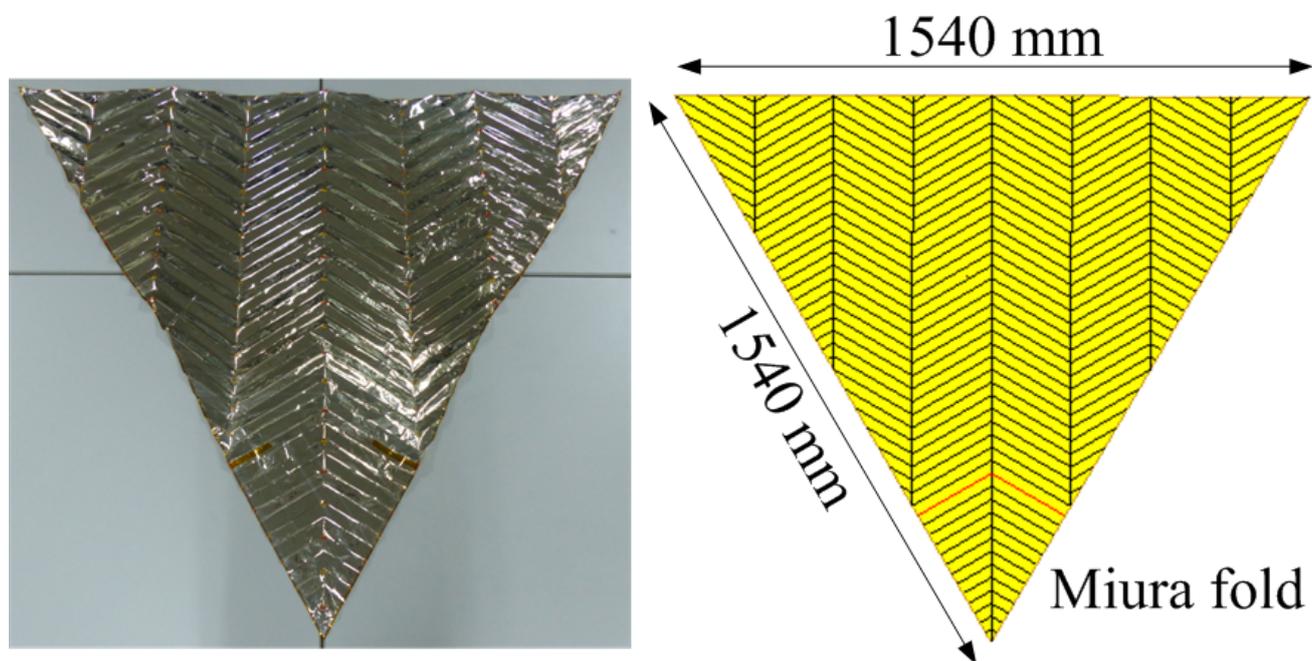


図 1.9 膜面

表 1.4 ポリイミドフィルム諸元

Item	Value
Thickness	12.5 μm
Density	1420 kg/m^3
Young's modulus	3.2 GPa
Typical weight	18 g/m^2
Tensile strength	578 MPa
Tensile elongation	56%

チューブと膜面は図 1.10 に示すような収納機構に収納されており、収納機構の蓋が開く（一次展開）と同時にチューブ内に N_2 ガスが注入される（二次展開）。蓋は電圧を印加されて熱せられたニクロム線が、蓋を固定していたダイニーマを溶断することによって開く（図 1.11）。膜面は図 1.12 に示すように頂点の内 2 つがそれぞれダイニーマによってチューブの先端と接続されているため、チューブの伸展により牽引されて展開する（図 1.13）。

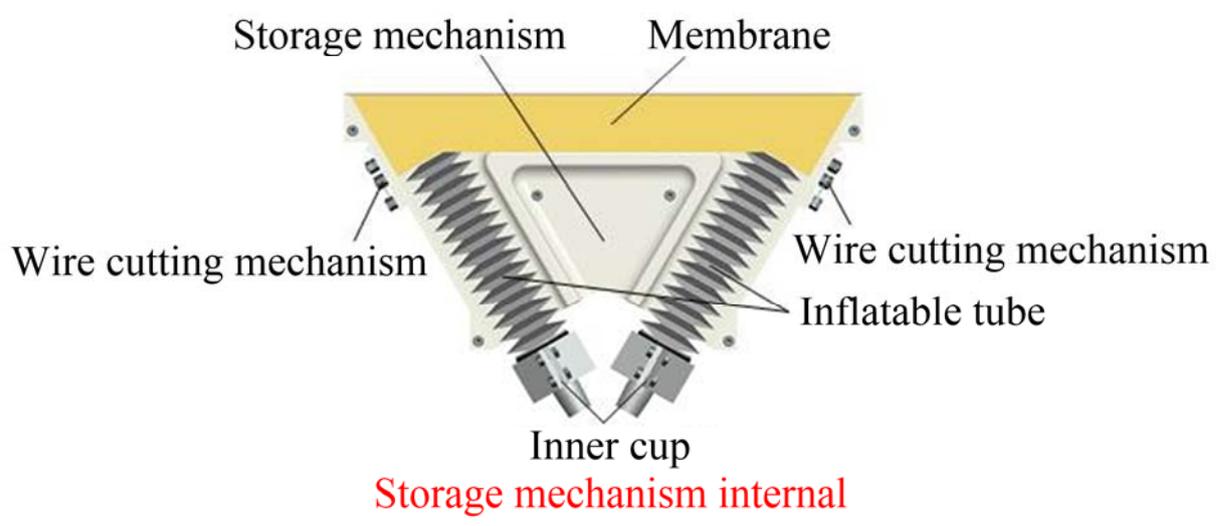
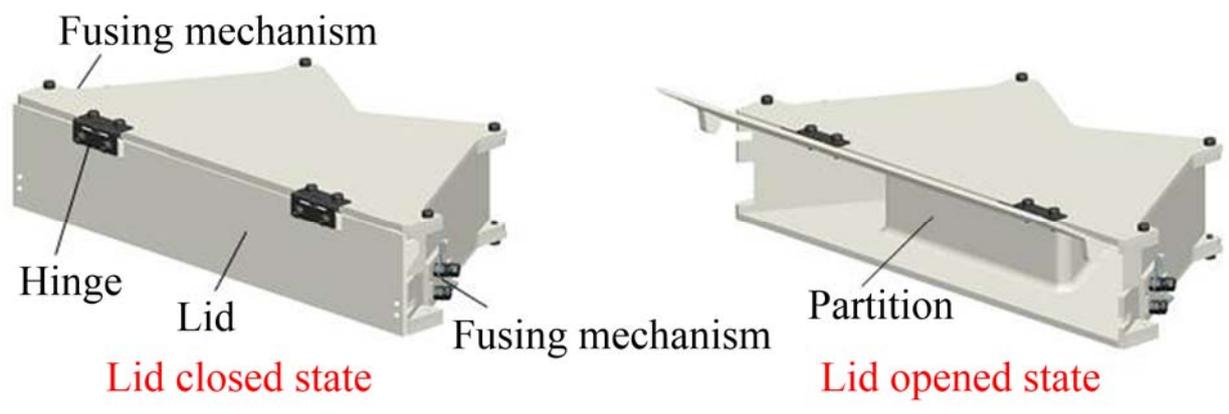


図 1.10 収納機構

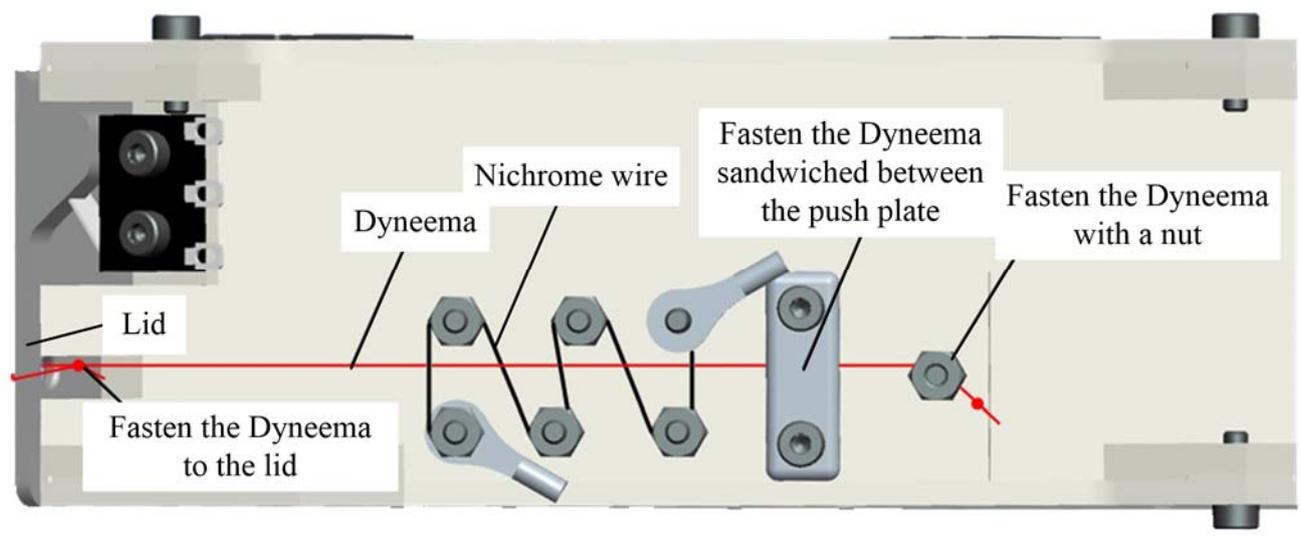


図 1.11 収納機構横側の溶断機構詳細

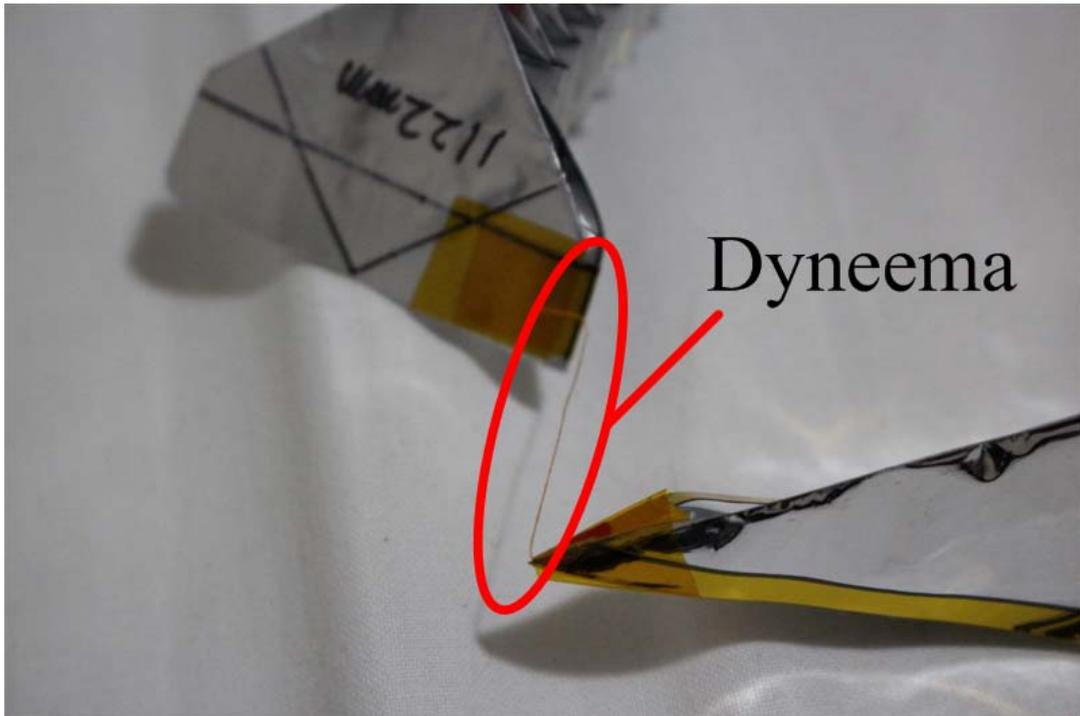
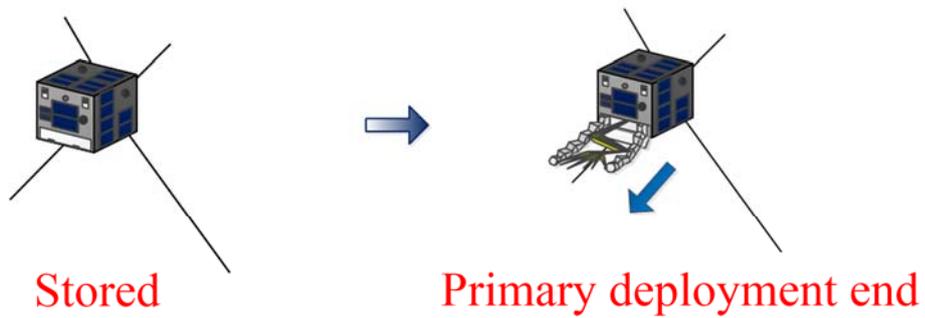


図 1.12 膜面とチューブを接続するダイニーマ

≡ Primary deployment



≡ Secondary deployment

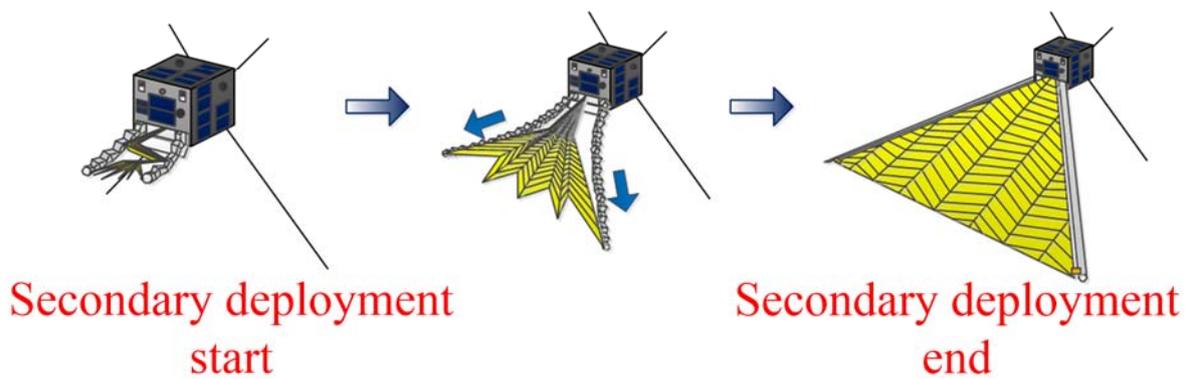


図 1.13 展開シーケンス

次に、SPROUT のガス注入システムを図 1.14 に示す。ガス注入システムはガスカートリッジ、SMA バルブ、ガスレギュレータ、電磁バルブとそれらを接合する配管で構成されている。ガスカートリッジには N_2 ガスが 12 MPa の圧力で充填されており、SMA バルブ内にあるニクロム線が加熱されてニードルが伸展し、ガスタンクを塞いでいた蓋が押し当てられることで穴が開く。開放された N_2 ガスはレギュレータを介して約 200 kPa まで減圧される。その後、電磁バルブを用いてチューブ内の圧力が 50 kPa になるように圧力制御される⁶⁾。

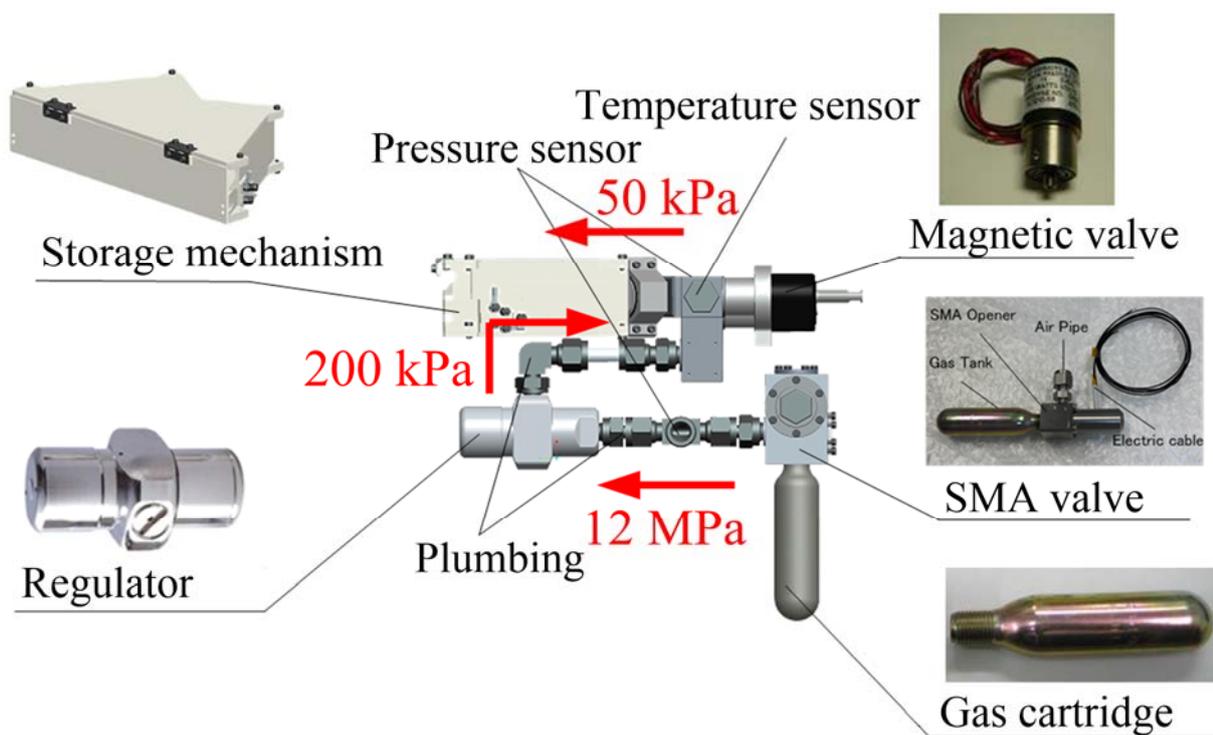


図 1.14 ガス注入システム

このシステムを用いて展開した SPROUT 地上モデルを図 1.15 に示す。

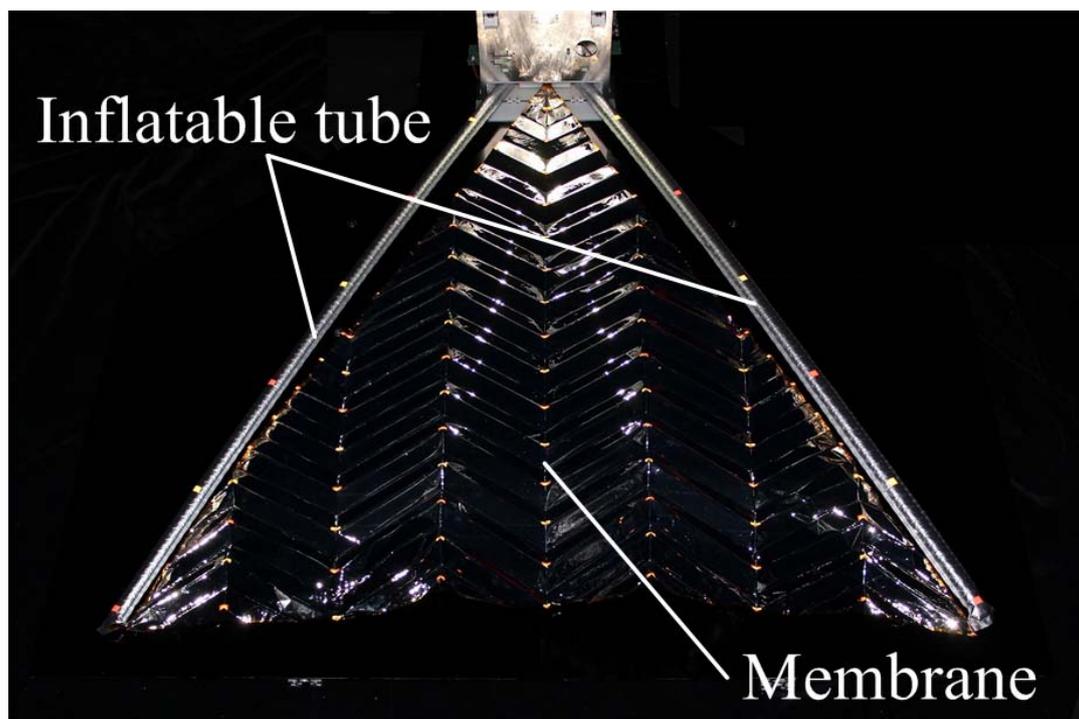


図 1.15 展開後の SPROUT 地上モデル

1.3. SPROUT の軌道上膜面展開結果

打ち上げから約 1 年後の 2015 年 6 月 23 日にメインミッションである軌道上での膜面展開を行った。SPROUT ではステレオ視によりチューブ・膜面に取り付けられた特徴点から三次元位置を計測することを念頭に置いていたため、膜面の左右から 2 台のカメラで撮影を行った (図 1.16)。

特徴点とは光が当たると反射するテープを切って作製したものであり (図 1.17)、チューブと膜面の決められた場所に複数箇所貼りつけてある。また、特徴点の諸元を表 1.5 に示す。

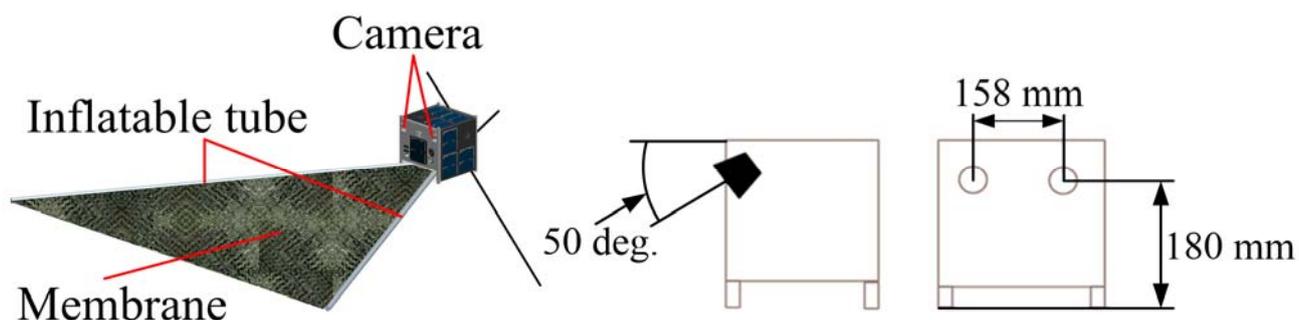


図 1.16 カメラ取り付け位置

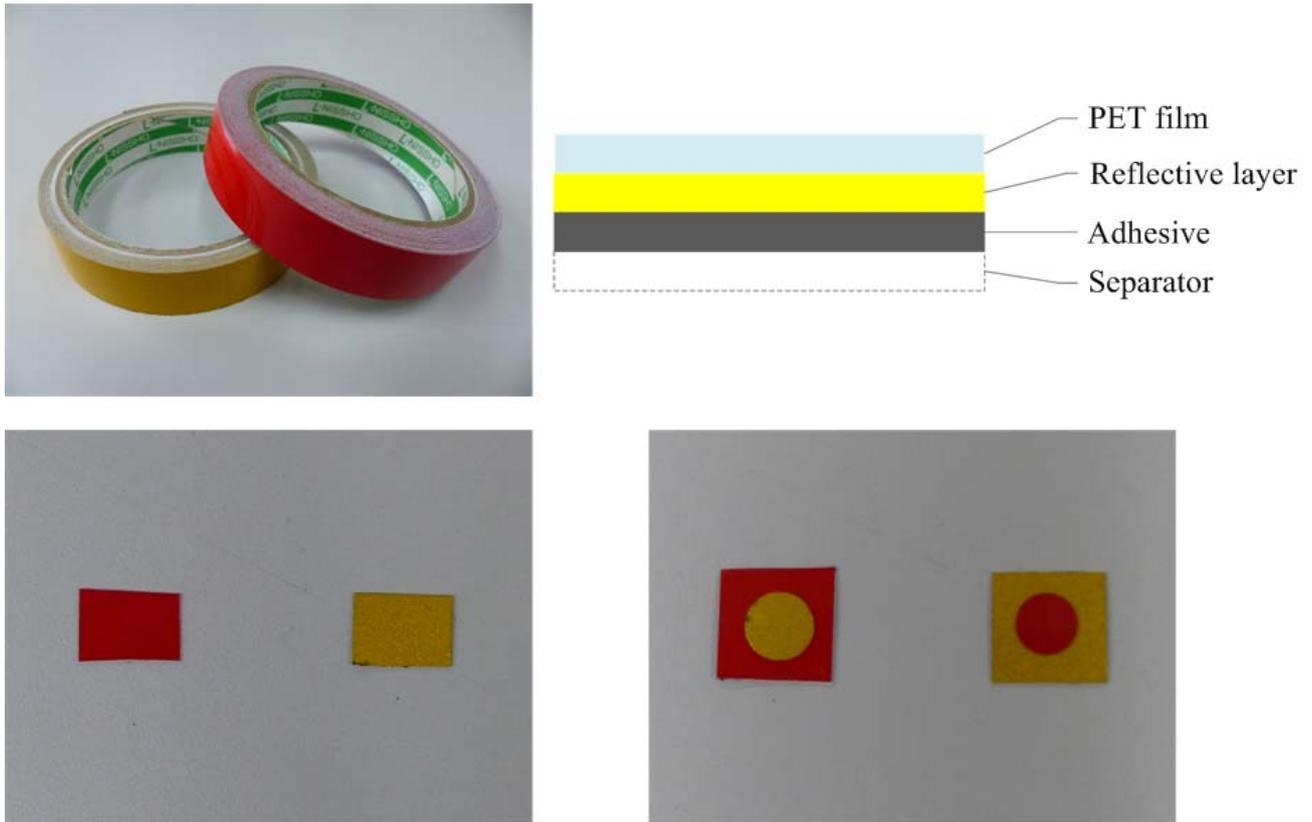


図 1.17 再帰反射テープ構成と特徴点作製例

表 1.5 特徴点諸元

Base material	PET film
Adhesive	Acrylic
Thickness	120 μm
Adhesive force	16 N/25 mm

なお、当初は膜面展開中の連続カメラ撮影を予定していたが機器の不調により取得には至らなかったため、改めて展開後に膜面の撮影を行った。その画像が以下の図 1.18 である。

この撮影画像と、撮影画像から三次元位置復元した結果得られた三次元位置座標を基に地上にて展開状態を再現した模擬撮影を行った。その画像が以下の図 1.19 である。また、図 1.19 を別角度から撮影すると図 1.20 のようになった。

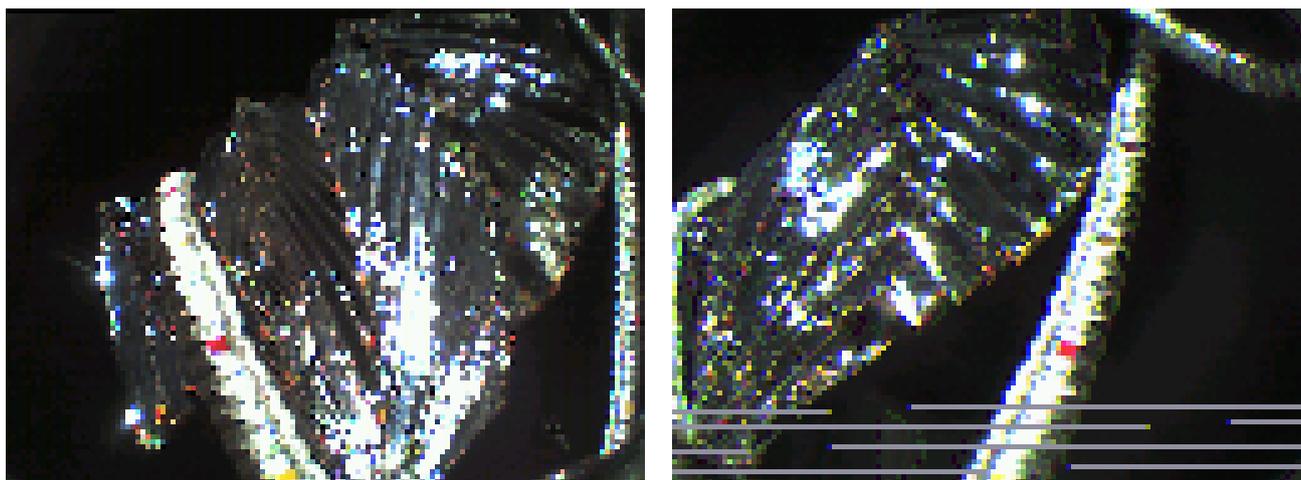


図 1.18 左右のカメラで撮影した軌道上の膜面展開画像



図 1.19 軌道上画像を基に地上にて展開状態を再現した画像

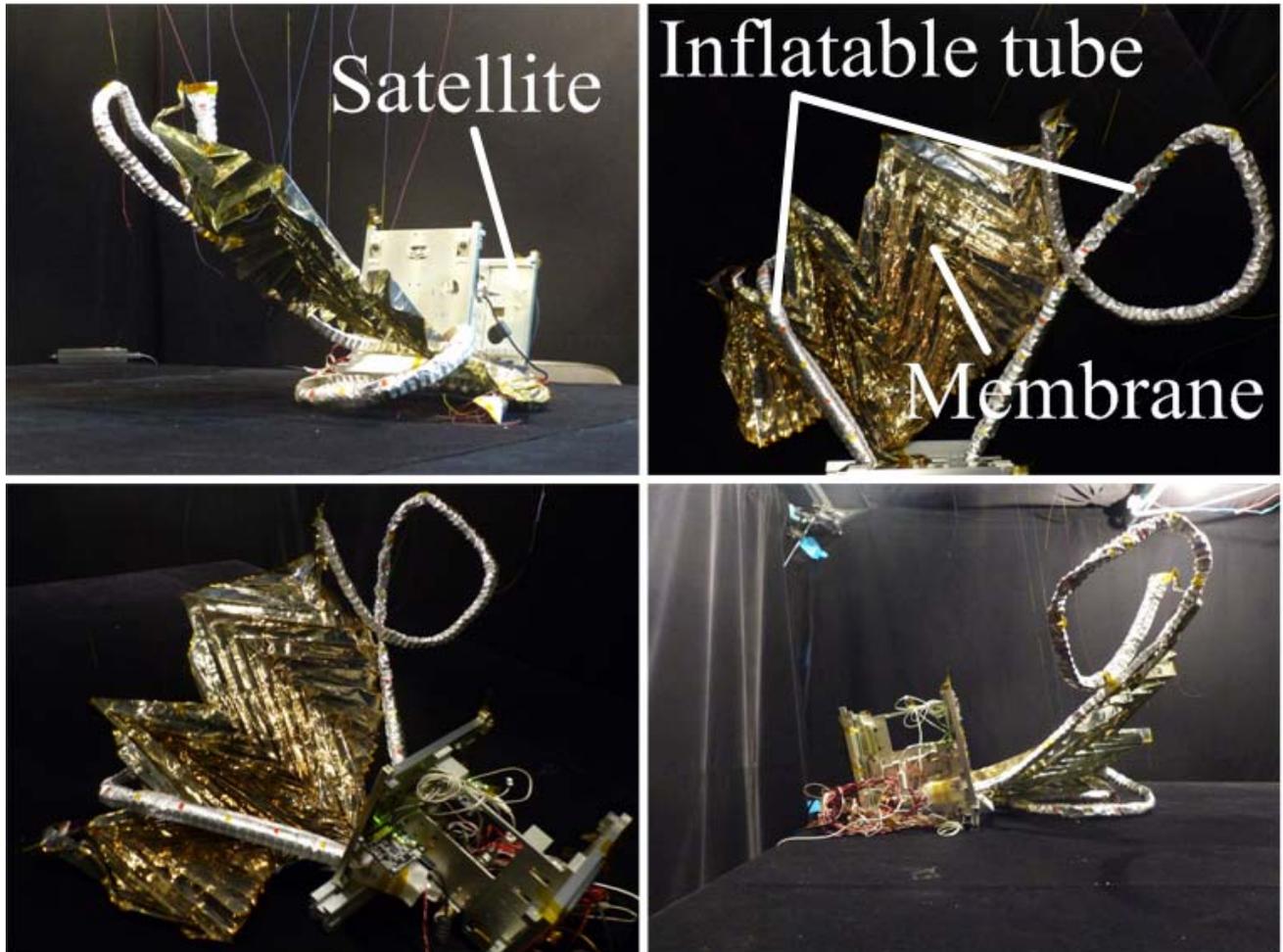


図 1.20 地上にて再現した展開状態を別角度から撮影した様子

この結果から、チューブは大きくスパイラルし、膜面はめくれ上がるような形状であることが明らかとなった。また、これを三次元位置復元して膜面展開率を計測した結果、当初予定していた 80%を大きく下回る約 15.2%ということが判明した。なお、ここでの膜面展開率とは「完全に展開した場合の膜面積を 100%とした場合に、軌道上展開の膜面がどのくらい展開したかの割合」であり、膜面の伸展方向とは垂直な方向から見たときの投影面積を基準として計算している。

さらに、ガス注入圧も予定していた 50 kPa に達しておらず、最大でも約 33 kPa であったこともわかった (図 1.21)。

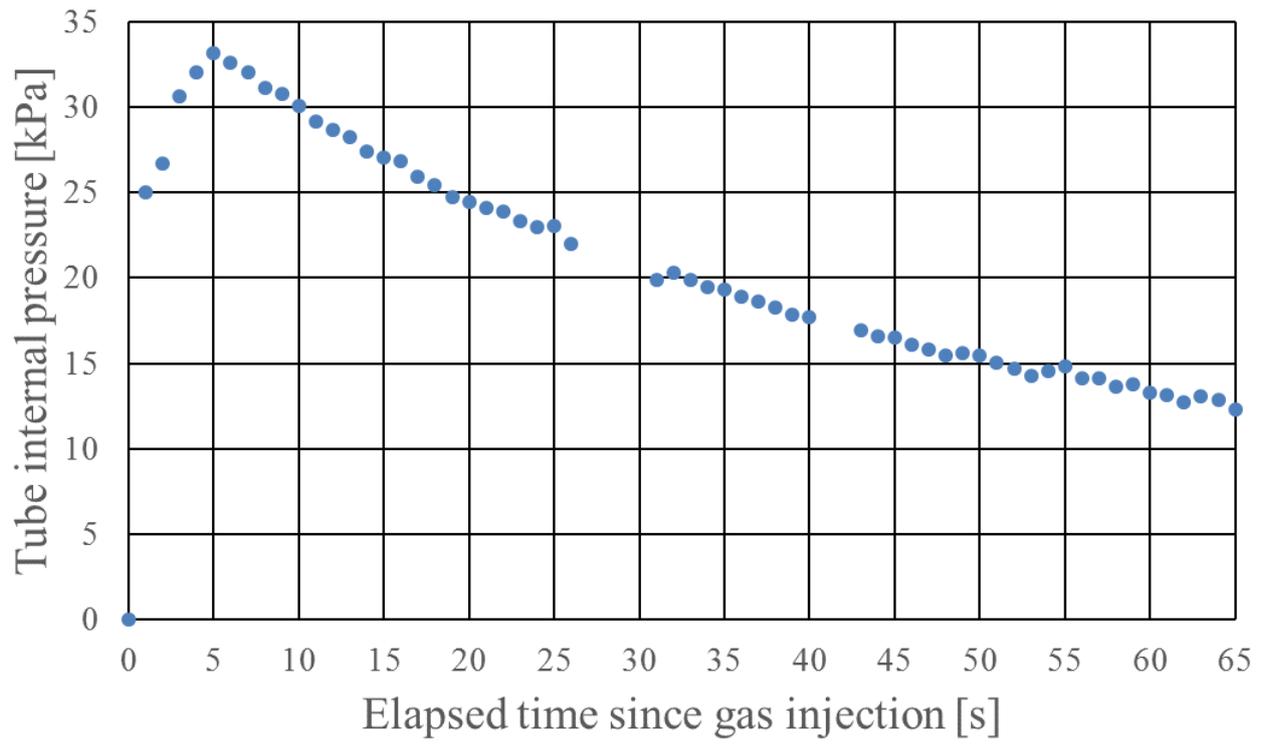


図 1.21 軌道上膜面展開時のガス注入圧履歴

2. 研究目的とアプローチ方法

本研究では以下のアプローチに従い、「展開失敗の原因の究明と完全に展開した場合の展開挙動を再現すること」を目的として研究を行う。

- (1) 軌道上の膜面の状態を確かめたうえで、原因の推測をする。
- (2) 推測した原因を基に実験のパラメータを決め、実際に実験（航空機微小重力実験と長期収納後展開実験）を行う。

これによって推測の妥当性の検証とともに、無重力と長期収納が複合膜面にどのような影響を与えたのかを検証し、考察をする。

3. 実験

3.1. 航空機微小重力実験

展開の検証を行うにあたり、宇宙空間特有の環境である微小重力環境を模擬するため、航空機がパラボリックフライトすることで作り出した微小重力下で再現実験を行った。パラボリックフライトによって $1 \times 10^{-2}G$ 程度の微小重力が約 20 秒間形成される (図 3.2) ので、その間に SPROUT の複合膜面構造物を模した実験供試体を展開させ挙動を追った。実験に使用した航空機 MU-300 を図 3.1 に示す。



図 3.1 航空機 MU-300

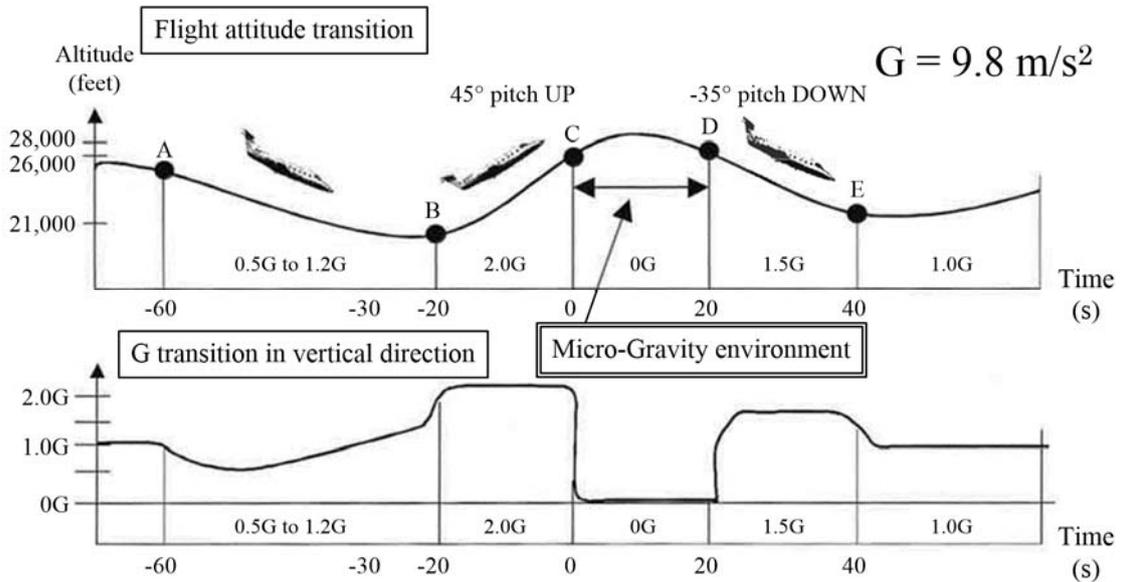


図 3.2 重力変化グラフ^[7]

3.1.1. 実験実施項目

航空機内で行うことができる実験回数やスペースに制限があるため、実験条件と回数は以下の要件を満たすように選定した。

- ▶ サイズは実寸大のものだけでなく、実寸よりも小さい縮小モデルでも大まかな挙動をみる。
- ▶ チューブによる影響と膜面による影響を切り分けられるようにする。
- ▶ ガス注入圧の違いによる変化をみる。
- ▶ 回数は製造誤差による違いの影響と重要度を考慮し実寸大のものを優先して行う。縮小モデルについては製造誤差の影響が小さくなると考えられるので、各1回ずつ行う。

以上の条件を満たす実験実施項目を表 3.1 に示す。

表 3.1 実験実施項目

Size	Tubes + membrane or Only tubes	Pressure control value	Number of times
440 mm (Tube: 462 mm)	Tubes + membrane	30 kPa	1
		50 kPa	1
		70 kPa	1
	Only tubes	30 kPa	1
		50 kPa	1
		70 kPa	1
1100 mm (Tube: 1122mm)	Tubes + membrane	50 kPa	3
	Only tubes	50 kPa	2
1540 mm (Tube: 1562 mm)	Tubes + membrane	50 kPa	3

また、それぞれの大きさの膜面とチューブを図 3.3～図 3.6 に示す。



図 3.3 1540 mm サイズ膜面



図 3.4 1100 mm サイズ膜面



図 3.5 440 mm サイズ膜面



図 3.6 インフレータブルチューブ (上から順に 1562 mm, 1122 mm, 462mm)

3.1.2. 実験で取得したデータ

航空機微小重力実験で取得したデータと取得方法を以下の表 3.2 にまとめる。

表 3.2 実験で取得したデータと取得方法

Acquired data	Acquisition method
Pressure of gas to be injected into inflatable tube	Pressure sensor
Strain data of inflatable tube	Piezo sensor
Temperature of gas to be injected into inflatable tube	Temperature sensor
Deployment video data	Video camera

3.1.3. 実験装置機能ブロック

実験に用いる実験装置の機能ブロック図を以下の図 3.7 に示す。システムは後述する無重力検知信号を受けることで、実験装置の機能が動作するように設計されている。使用するセンサは圧力センサ、ピエゾセンサ、温度センサであり、ピエゾセンサに関しては、データ取得を行う際にノイズが乗らないようにするため、他のセンサとは違う基板にてデータ取得を行う。

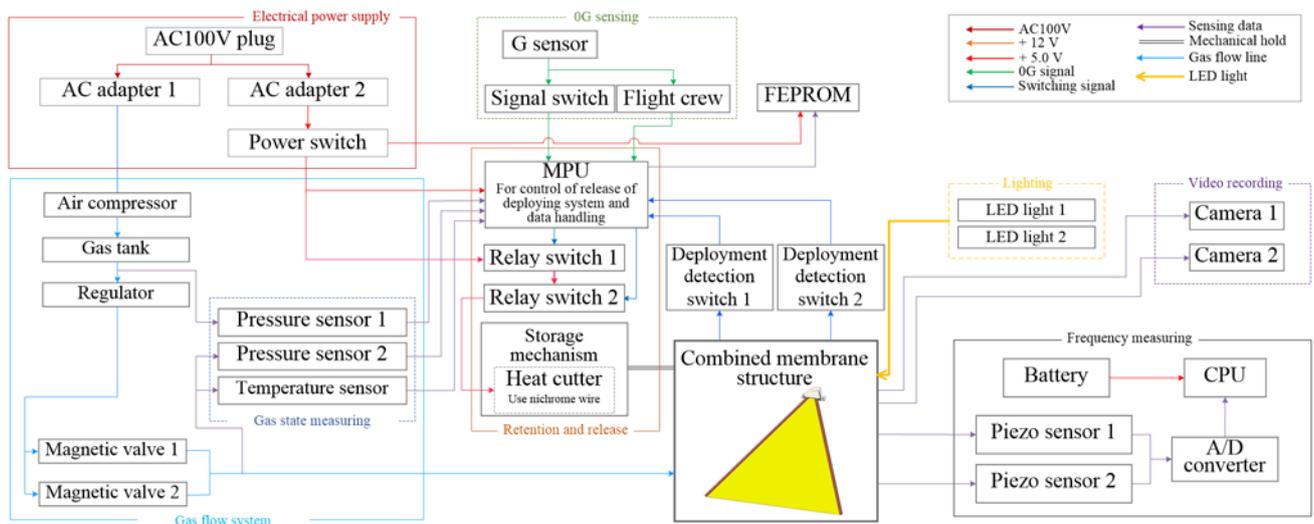


図 3.7 機能ブロック図

また、航空機微小重力実験のガス注入システムである Gas Flow System の詳細図を図 3.8 に示す。なお、基本的なシステムは SPROUT に準拠しているが、航空法の制限上高圧ガスの使用は禁止されているため、ガス注入システムについてはコンプレッサーとガスタンクを用いて空気を注入するものに変更した。

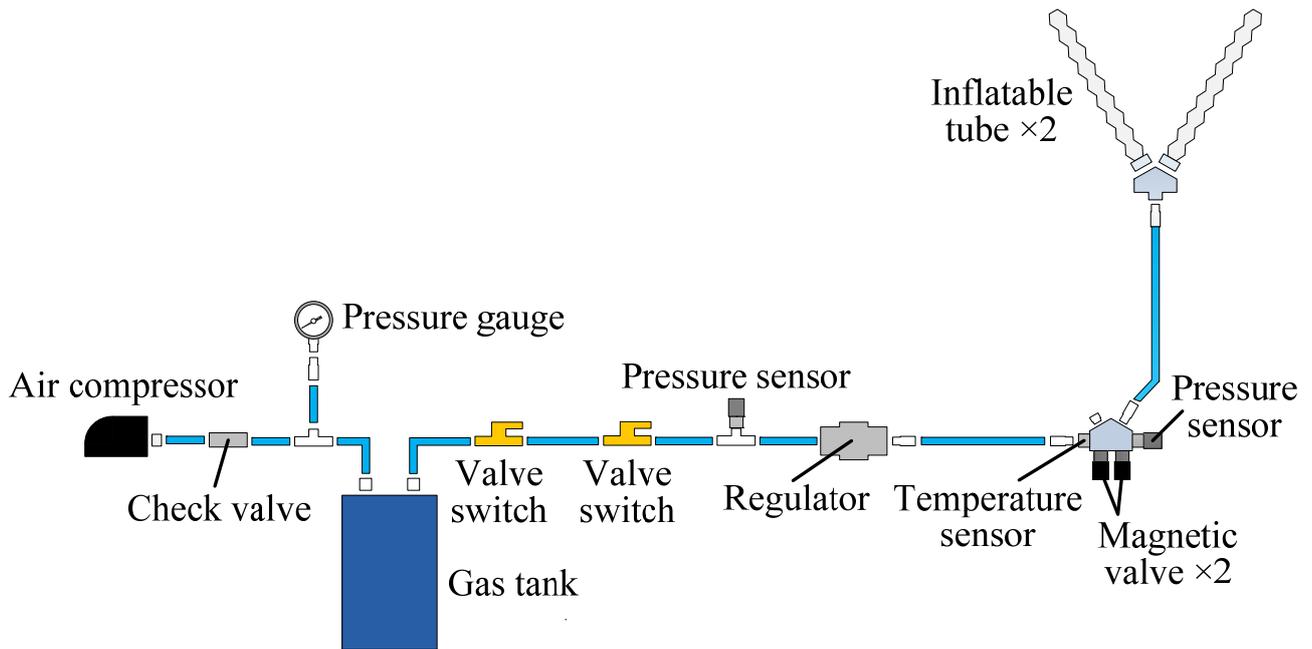


図 3.8 航空機微小重力実験用ガス注入システム

3.1.4. 機内配置と実験スペース

航空機内には実験をできるラックが3つ存在する。展開物は展開後の大きさがラック内に納まらないため1100 mm サイズ、1540 mm サイズの展開は図 3.9のラック1とラック2の間にある空間で、440 mm サイズの展開はラック2の前にある空間で行う。機内には椅子が3つ設置してあるがラック2の前で行う440 mm サイズの展開実験時には展開後の展開物が椅子に接触してしまうため、ラック2の前にある椅子は取り外した。

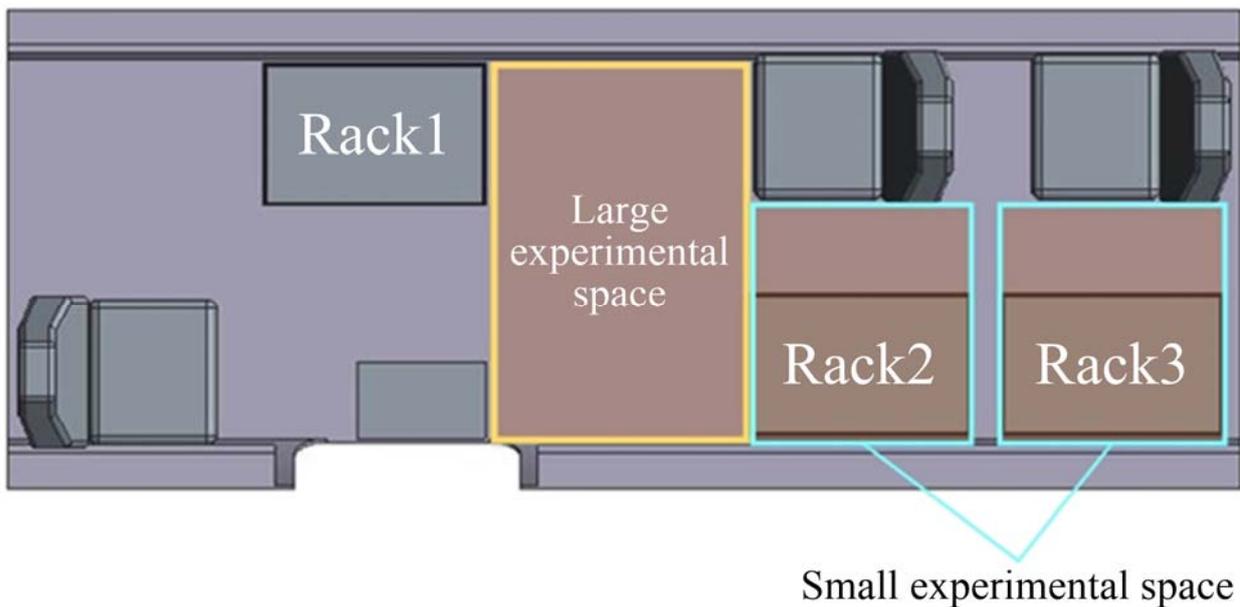
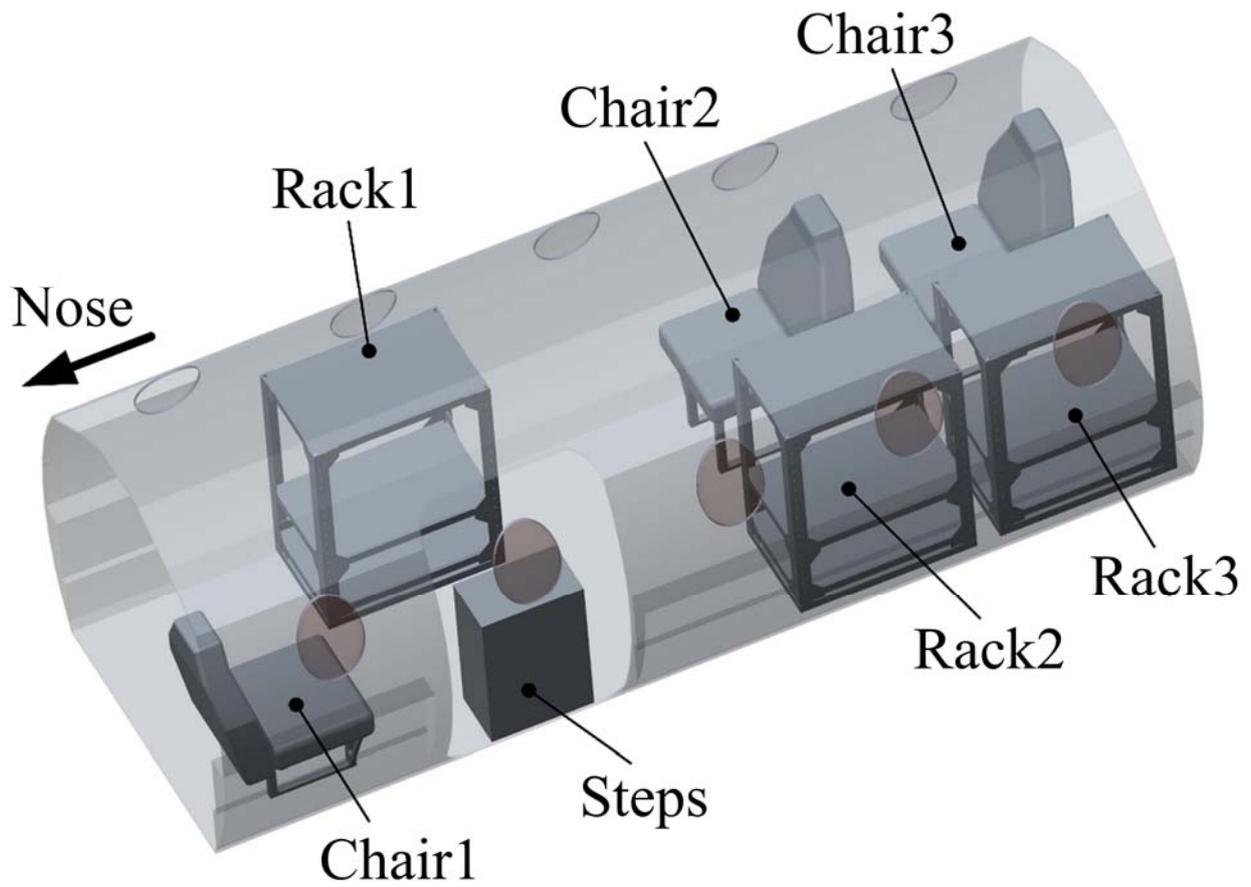


図 3.9 機内配置図および実験スペース

3.1.5. 無重力検知信号

展開は航空機側から発信された無重力検知信号を受けて行われる。無重力検知信号は無重力検知信号分配器を通じて各ラックに分配される。図 3.10 に分配器の設置場所、配線の取り回しについて示す。配線は壁に沿わせて、テープで固定する。

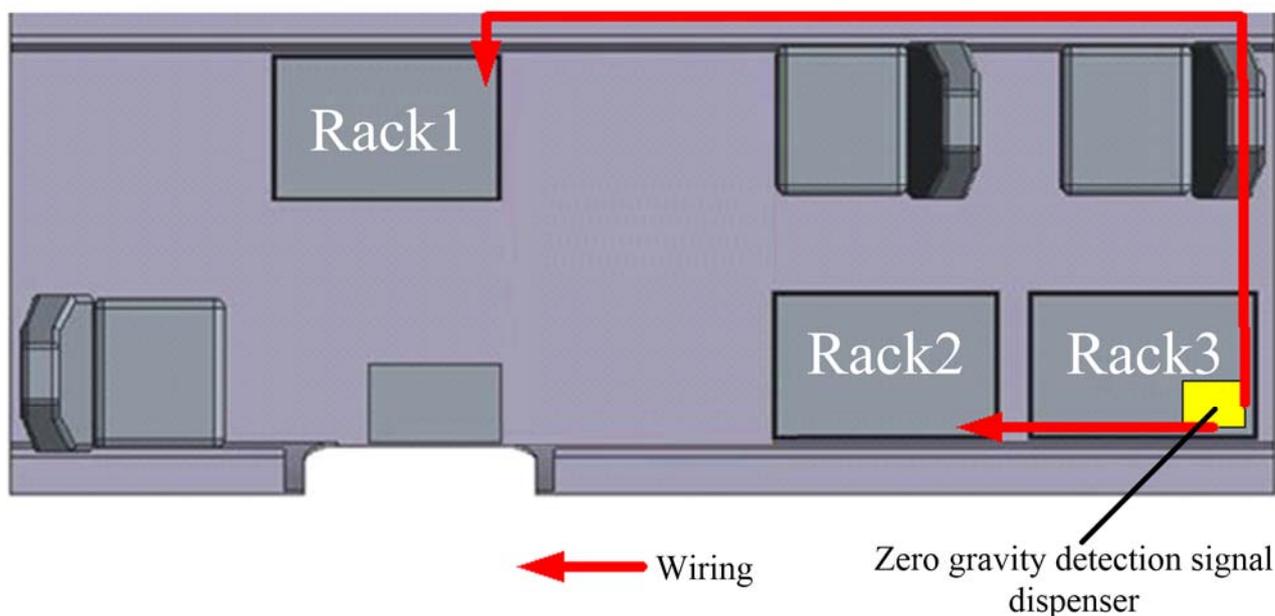


図 3.10 無重力検知信号分配器設置場所と各ラックへの配線の取り回し

3.1.6. 実験の特徴

i) 供試体の特徴

膜構造物の収納には SPROUT で用いたものと同じ機構を有する膜構造物収納機構を使用する。なお、実験治具に収納機構をボルトやクサビロックランパーで取り付けられるようにするため一部外形寸法を変更した点はあるものの、膜構造物収納部分の内径寸法は一切変更していないため影響はない。収納機構外形寸法は横幅 260 mm × 奥行 138 mm × 高さ 39 mm であり、チューブと膜面は、展開前はこの中に収納されている (図 3.11)。この収納機構は、ニクロム線加熱により蓋を保持するダイニーマが溶断され、インフレータブルチューブおよび膜面が展開するというものである。

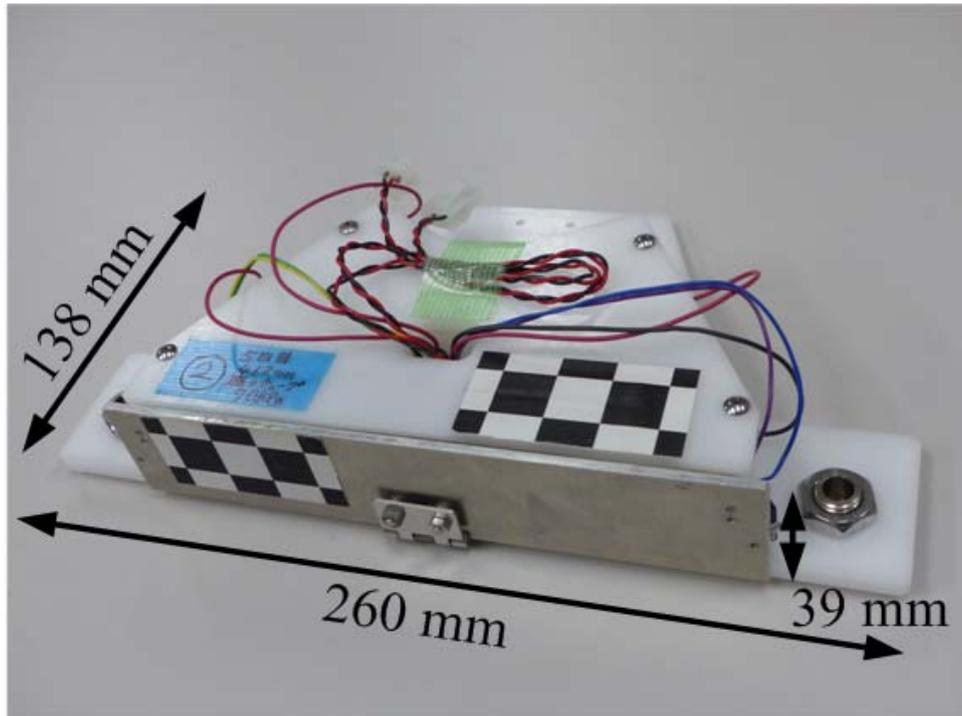


図 3.11 構造物収納後の収納機構外形寸法

航空機微小重力実験では同じ日に複数回の実験を実施するため、この収納機構はその日に行う実験回数分作製をする。実験前の収納機構は、供試体収納 BOX に入れておき、実験前に治具への固定および配線、ガスホースの接続を行う。実験後は、使用済み収納機構を取り外し再び供試体収納 BOX に入れる。これを繰り返す事で、1 フライトの間に複数回の実験を実施する。

実験で展開する正三角形の膜面の大きさは一辺が 440 mm, 1100 mm, 1540 mm の 3 パターンであり、それぞれの収納機構からの展開時のイメージ図を図 3.12 に示す。

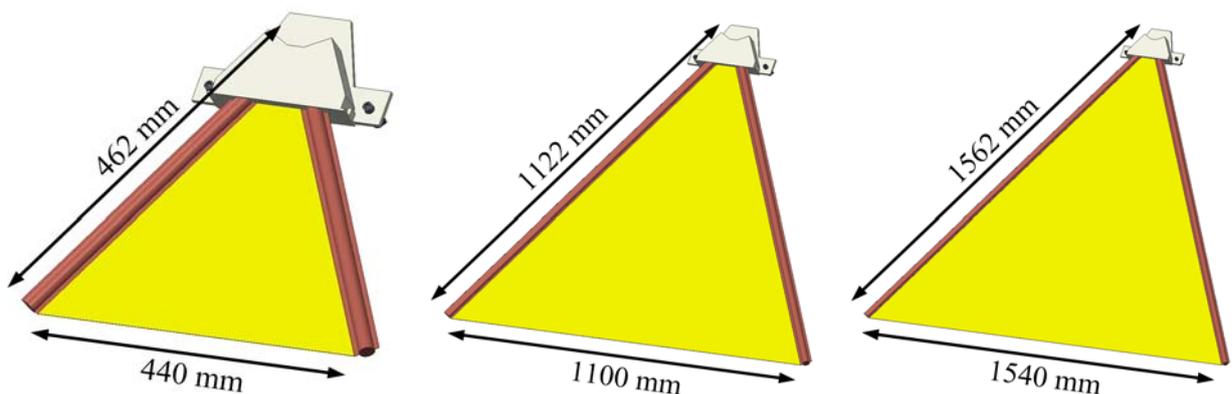


図 3.12 膜面展開時イメージ

(左: 440 mm 膜面サイズ, 中: 1100 mm 膜面サイズ, 右: 1540 mm 膜面サイズ)

ii) 計測・撮影装置（各センサ・カメラ）

膜面展開実験の計測および撮影は以下に示す機器を用いて行う。

ラック 1 での展開実験に関する動画撮影用カメラはラック 2 に設置し、ラック 2 側から膜面全体が写るようにフレームレート 80 fps で 2 台のカメラで撮影を行った。ラック 2 での展開実験に関する動画撮影用カメラはラック 2 上部に設置し、膜面全体が写るようにフレームレート 60 fps で展開物を見下ろす方向から 2 台のカメラで撮影を行った。2 台を使用したのはステレオ視によりチューブ・膜面に取り付けられた特徴点から三次元位置を計測するためである。

動画撮影用カメラの諸元を図 3.13 に示す。



Camera (Rack1)

Manufacturer: GoPro
Model number: GoPro HERO4 black
Power supply: Li-ion (1160mAh)
Picture angle: horizontal 122.6°, vertical 94.5°
Frame rate: 80 fps
Size: 59 mm × 40.5 mm × 30 mm
Weight: 88 g



Camera (Rack2)

Manufacturer: ソニー株式会社
Model number: HDR-CX535
Optical zoom: × 30
Picture angle: horizontal 65°, vertical 40°
Frame rate: 60 fps
Size: 57.5 mm × 130.5 mm × 66.5 mm
Weight: 360 g

図 3.13 動画撮影用カメラ諸元

取得するデータを得るための、圧力センサ、ピエゾセンサ、温度センサの諸元を図 3.14 に示す。



Pressure sensor

Manufacturer: Honeywell
Model number: 19C030PA4K
Power supply: 10 ~ 15 V
Pressure resistant: 620 kPa
Pressure range: 0 ~ 206 kPa
Operating temperature: -40 ~ 125°C



Piezo sensor

Manufacturer: 株式会社東京センサ
Model number: DT1-028K/L
Size: 12 mm × 30 mm
Thickness: 40 μm
Operating temperature: 0 ~ 70°C



Temperature sensor

Manufacturer: 林電工株式会社
Model number: CRZ-1632
Size: 0.25 mm × 0.15 mm × 12 mm
Temperature range: -40 ~ 400°C

図 3.14 センサ類諸元

iii) ガス関連装置

インフレーターブルチューブ内に注入する空気は図 3.15 に示す機器を用いて圧縮・貯蔵・制御する。コンプレッサーに関しては、航空法の制限により最大でも 0.3 MPa までの圧力で空気を圧縮する。なお、ガスタンクの耐圧強度は 0.98 MPa であり、実験は最大圧力 300 kPa = 0.3 MPa で行うので耐圧強度を十分有している。



Air compressor
Manufacturer: 大自工業株式会社
Model number: ML-270
Power supply: 12.0 V
Rated current: 3.5 A
Pressure setting range: 5 ~ 825 kPa
Size: 185 mm × 77 mm × 150 mm
Weight: 770 g



Gas tank
Manufacturer: 株式会社日建
Size: 160 mm × 260 mm × 170 mm
Weight: 3 kg



Power conversion plug for compressor
Manufacturer: サンワサプライ株式会社
Model number: DN-DCAC01
Input: 100 ~ 240 V, 50/60 Hz
Output: 12 V
Rated current: 10 A
Size: 153 mm × 60 mm × 39 mm
Weight: 470 g



Check valve
Manufacturer: CKD株式会社
Model number: CHV2-6
Size: φ 38 mm × 75 mm
Weight: 47 g



Regulator
Manufacturer: 日本炭酸瓦斯株式会社
Model number: NR-18
Pressure Range: 0.2 ~ 0.3 Mpa
Operating temperature: 0 ~ 40°C
Size: 40 mm × 40 mm × 80 mm
Weight: 120 g

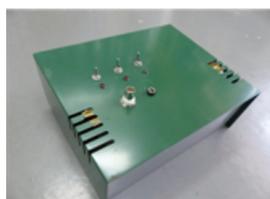


Magnetic valve
Manufacturer: Predyne
Power supply: 5.0 V
Rated power: 0.65 W
Size: 50 mm × 50 mm × 60 mm
Weight: 500 g
Operating temperature: 2 ~ 35°C

図 3.15 ガス関連装置諸元

iv) 実験管理装置

実験に関する実行指令や取得データ（カメラ以外）の管理は実験管理装置にて行う（図 3.16）。基板や指令用マイコンのプログラムは SPROUT に準ずる。



Experiment management device
Size: 230 mm × 190 mm × 90 mm
Weight: 500 g

図 3.16 実験管理装置諸元

v) LED 照明装置

航空機には窓が付いているが、実験中は余計な光が入り込まないように暗幕で全て塞ぐ。したがって、展開構造物を照らすために LED 照明装置を使用する。ラック 1 とラック 2 では必要となる明るさが異なるためそれぞれのラックで使用した LED 照明装置を図 3.17 に示す。



図 3.17 LED 照明装置諸元

vi) 実験用治具

・実験用治具（ラック 1 での展開）

ラック 1 での実験で、供試体用治具はラック天板に取り付けられ、供試体（収納機構）は金属プレートを通じて治具と固定されている（図 3.18, 図 3.19）。治具と金属プレートとは M12 のボルトで固定され、金属プレートと供試体とは株式会社イマオコーポレーションのクサビロッククランパー（図 3.20, 図 3.21, 表 3.3）で固定されている。クサビロッククランパーはクランパーとケースの 2 つの部品から成り立っており、簡単に取り付け・取り外しができるので実験ごとの供試体の取り付け・取り外しを短時間に行うことができる。クランパーは金属プレート側、ケースは供試体側に付いている。供試体用治具は組み立て時に一部ラックから飛び出してしまうので、航空機の離着陸時は飛び出してしまう部分についてはラック内に収納しておく。

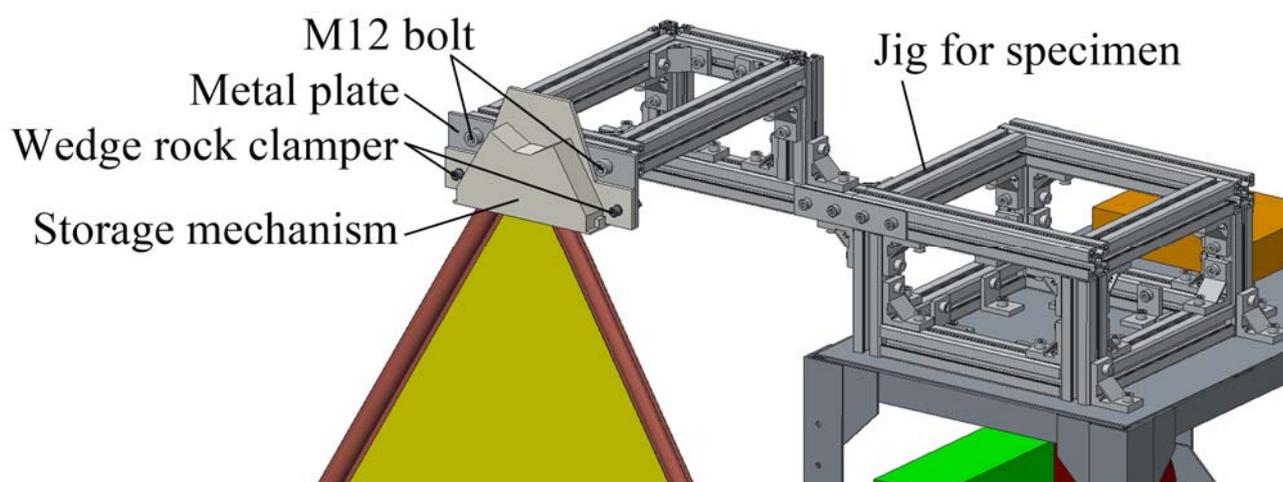


図 3.18 供試体固定方法概要図（ラック 1）

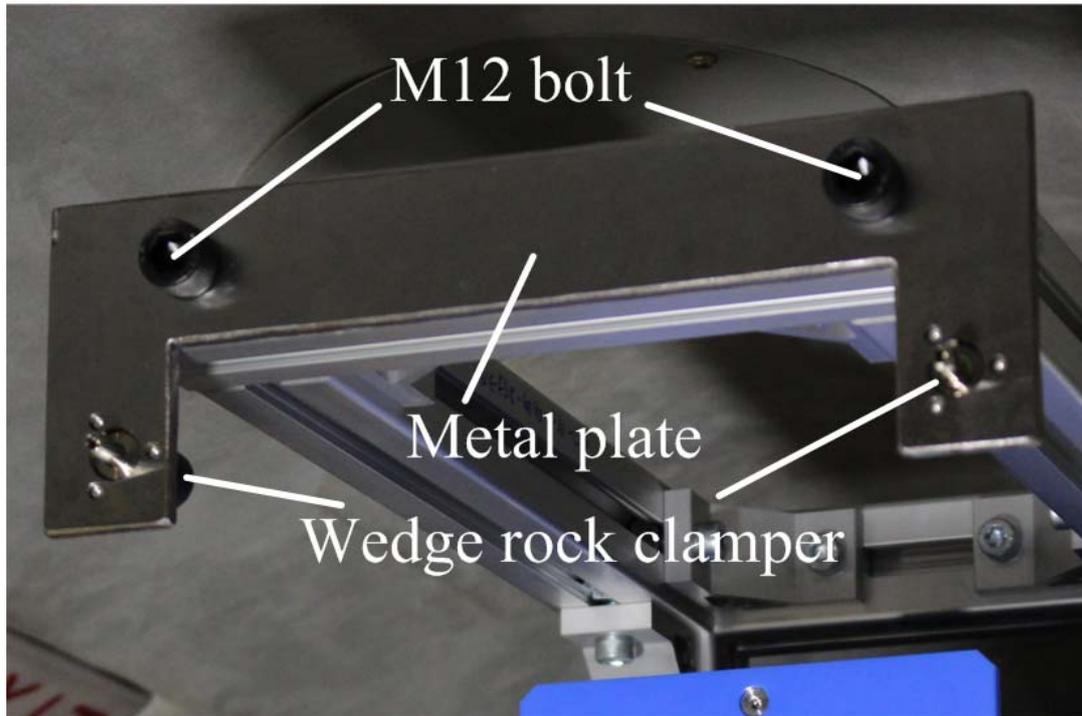


図 3.19 供試体固定部拡大写真（ラック 1）

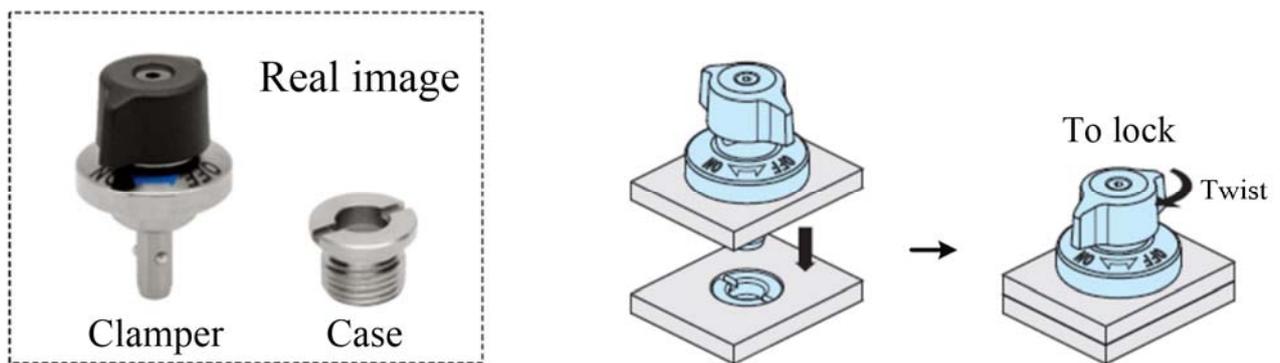


図 3.20 クサビロッククランパー

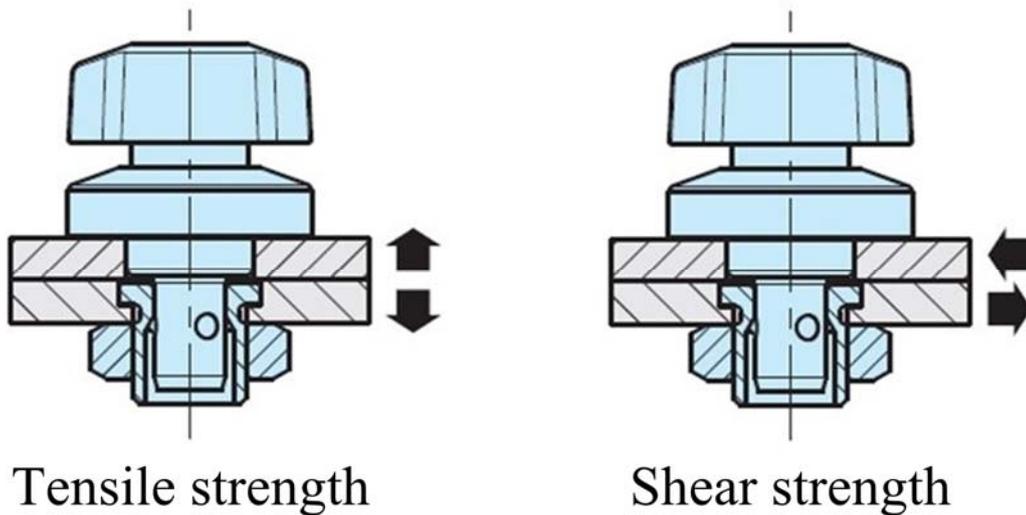


図 3.21 クサビロッククランパーの引張強度とせん断強度方向

表 3.3 クサビロッククランパーの引張強度とせん断強度諸元

Model number	QCWE0625-10
Tensile strength	500 N
Shear strength	3000 N

・実験用治具 (ラック 2 での展開)

ラック 2 での実験では、供試体 (収納機構) は金属プレートを介してラックと固定されている。ラックと金属プレートとは M6 のボルトで固定されている (図 3.22)。金属プレートと供試体とはクサビロッククランパーで固定されている。クランパーは金属プレート側、ケースは供試体側に付いている。金属プレートは組み立て時に一部ラックから飛び出してしまうので、航空機の離着陸時はラック内に収納しておく。

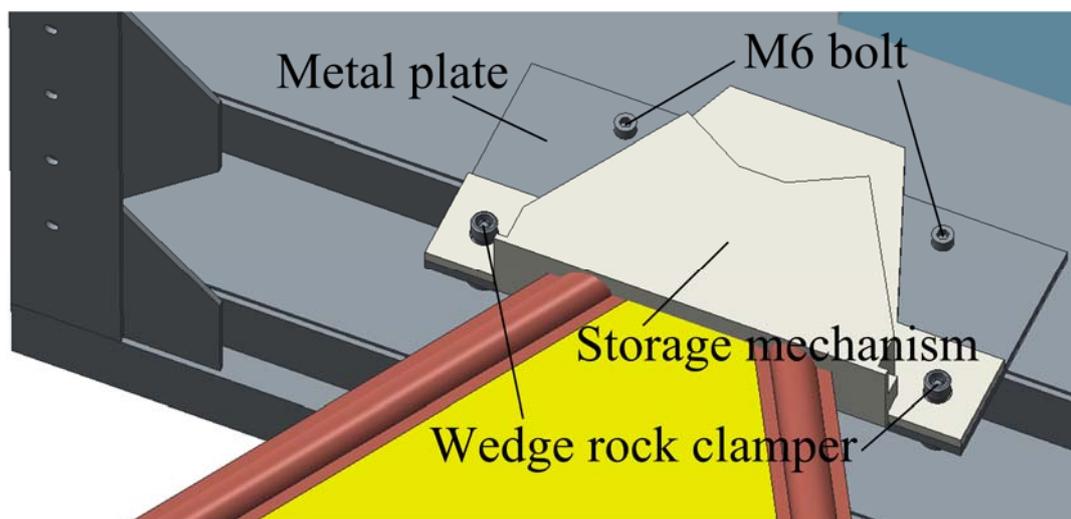


図 3.22 供試体固定方法概要図 (ラック 2)

vii) 供試体収納 BOX

実験前および実験後の供試体（収納機構）は，ラック内に設置した供試体収納 BOX に収納する．供試体収納 BOX にはネットをかぶせておき，中に収納した供試体が微小重力時に飛び出さないようにする（図 3.23）．

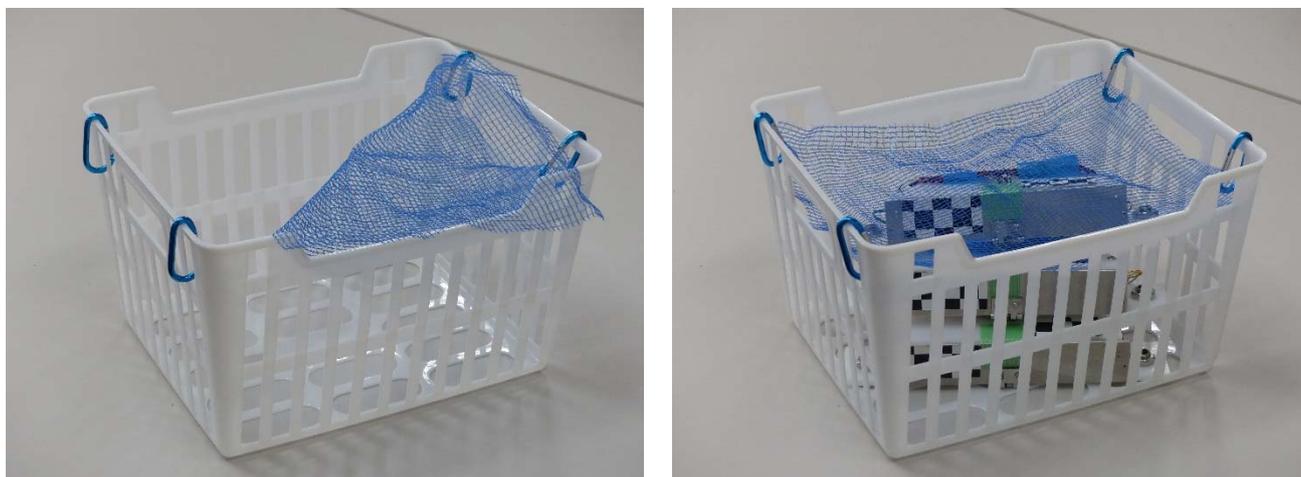


図 3.23 供試体収納 BOX（左）と供試体収納時の様子（右）

3.1.7. 実験装置取り付けと機内レイアウト

機内では展開構造物のサイズによってラック 1，ラック 2 を使い分けて実験を行う．それぞれの展開時のラック内取り付けイメージ，機内イメージを示す．

【ラック 1 展開実験時】

ラック 1 (1100 mm 膜面サイズ, 1540 mm 膜面サイズ) で行う複合膜面構造物の展開時のイメージを図 3.24, 図 3.25 に示す. 図 3.24, 図 3.25 は 1100 mm 膜面サイズであるが, 1540 mm 膜面サイズの場合も同様である.

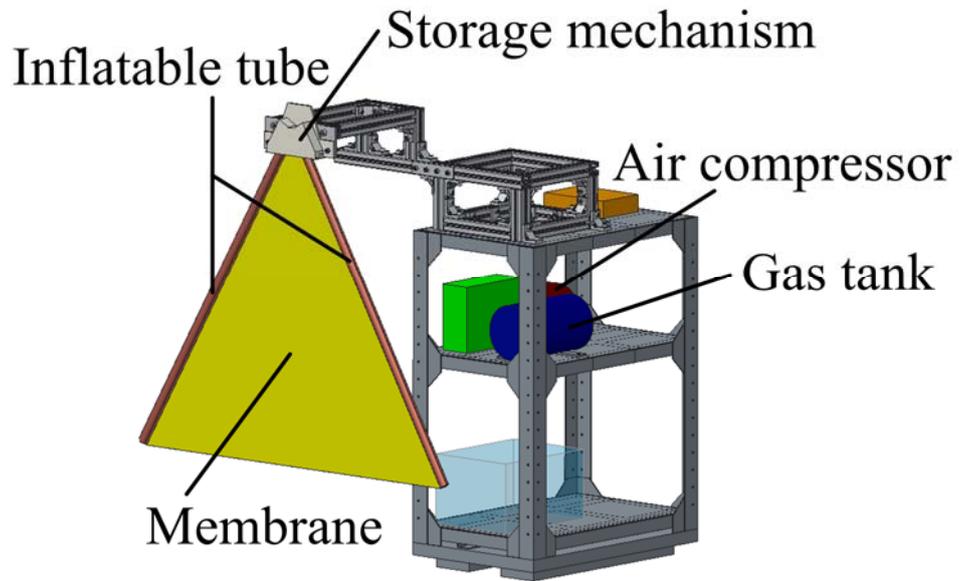


図 3.24 1100 mm 膜面サイズ展開時のラック内取り付けイメージ

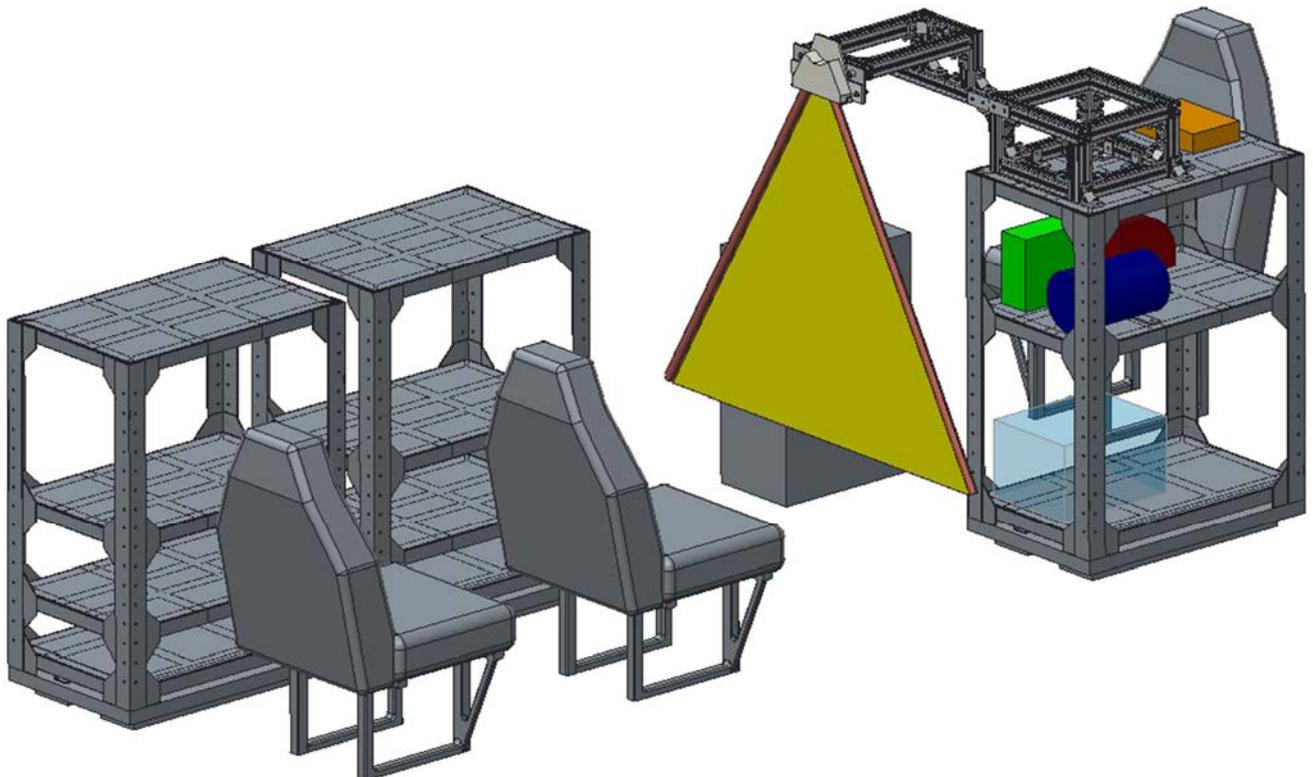


図 3.25 1100 mm 膜面サイズ展開時の機内イメージ

【ラック 2 展開実験時】

ラック 2 (440 mm 膜面サイズ) で行う複合膜面構造物の展開時のイメージを図 3.26, 図 3.27 に示す。

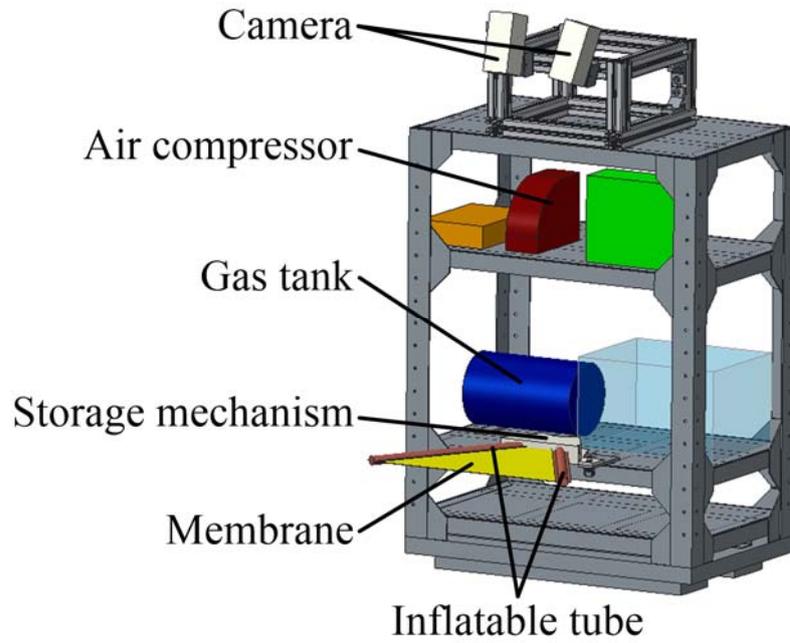


図 3.26 440 mm 膜面サイズ展開時のラック内取り付けイメージ

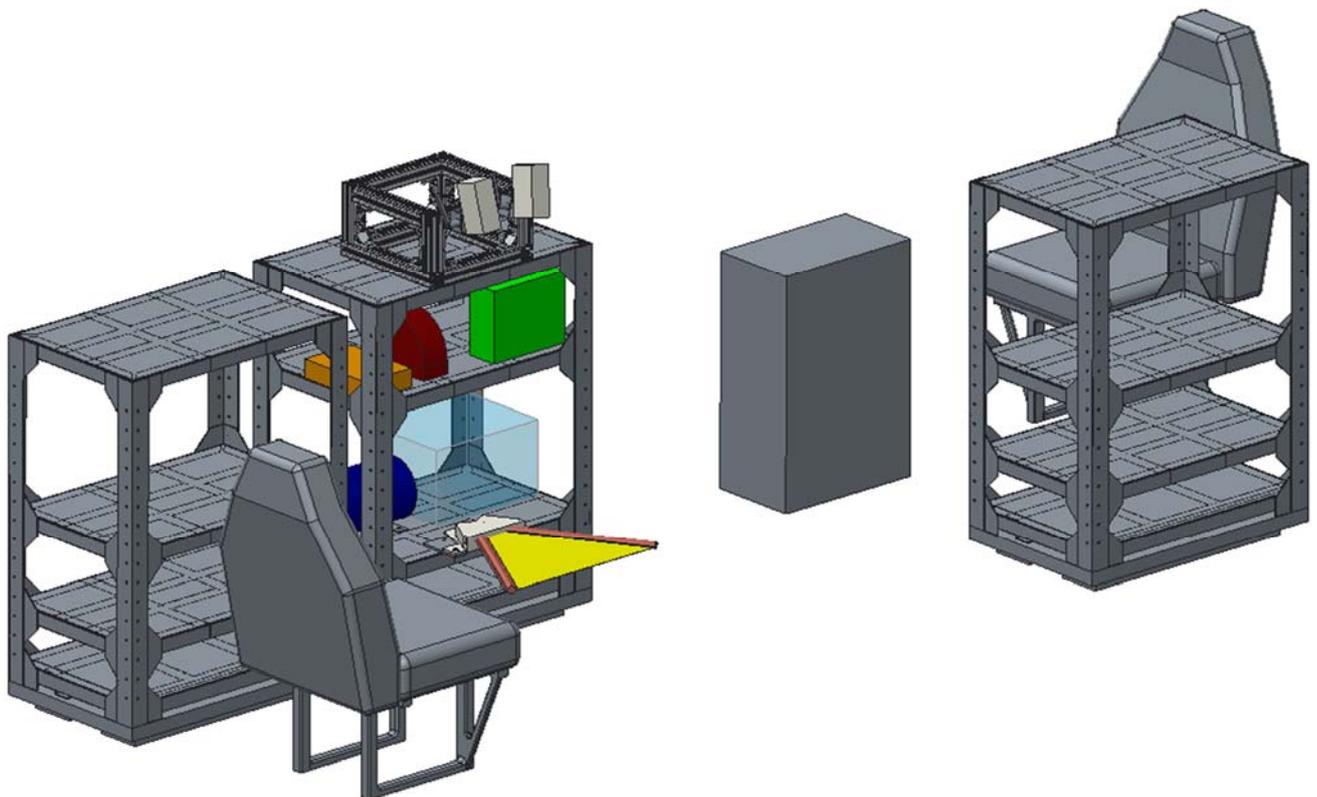


図 3.27 440 mm 膜面サイズ展開時の機内イメージ

3.2. 長期収納後展開実験

SPROUT では打ち上げから膜面展開までに約 1 年の時間があった。そこで、航空機微小重力実験では検証することができなかった長期収納による影響をみるため複合膜面構造物の長期収納後展開実験を行った。

供試体には複合膜面構造物収納後、常温・大気圧下・1G 重力下で約 3 年 5 か月間保管してあったものを使用し、常温・大気圧下・1G 重力下でエアークンプレッサーを用いて 50 kPa のガス圧にて展開させた。

3.2.1. 実験で取得したデータ

長期収納後展開実験で取得したデータと取得方法を以下の表 3.4 にまとめる。

表 3.4 実験で取得したデータと取得方法

Acquired data	Acquisition method
Pressure of gas to be injected into inflatable tube	Analog pressure gauge
Deployment video data	Video camera

3.2.1. 実験の特徴

i) 供試体の特徴

膜構造物の収納には SPROUT で用いたものと同じ機構を有する膜構造物収納機構を使用する（図 3.28）。この収納機構は、ニクロム線加熱により蓋を保持するダイニーマが溶断され、インフレータブルチューブおよび膜面が展開するというものである。

供試体は複合膜面構造物収納後、常温・大気圧下・1G 重力下で約 3 年 5 か月間保管してあったものである。



図 3.28 長期収納後展開試験で使した構造物収納後の収納機構

実験で展開する複合膜面構造物は軌道上のものと同じく膜面は一辺が 1540 mm, チューブは長さ 1562 mm のものである. 収納機構からの展開時のイメージ図を図 3.29 に示す.

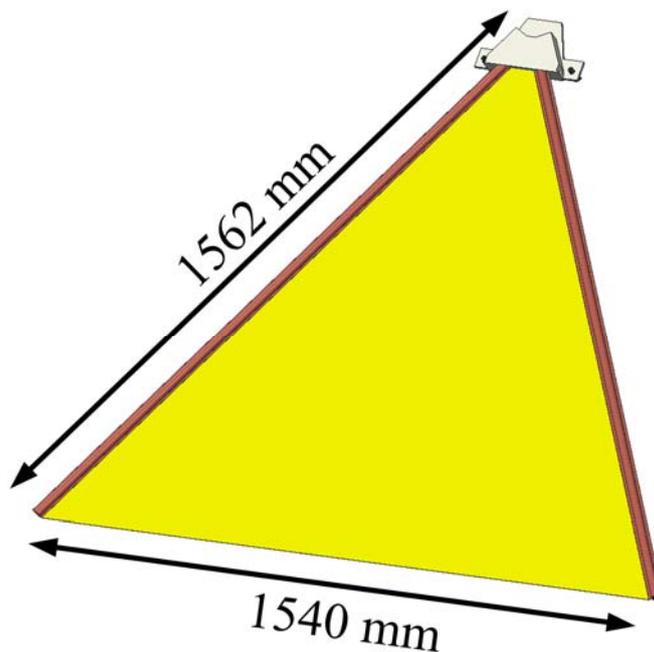


図 3.29 長期収納後展開実験での膜面展開時イメージ

ii) 撮影装置 (カメラ)

展開動画は 3 台のカメラを使用して撮影した. そのうち 2 台はステレオ視によりチューブ・膜面に取り付けられた特徴点から三次元位置を計測するため膜面全体が写る方向から, もう 1 台は記録用として本来衛星がある方向からである. いずれも動画のフレームレートは 60fps で撮影した.

動画撮影用カメラの諸元を図 3.30 に示す.

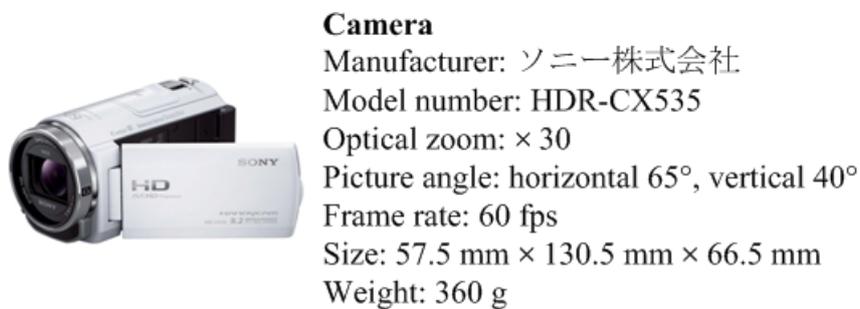


図 3.30 動画撮影用カメラ諸元

iii) ガス関連装置

インフレーターチューブ内に注入するガスは空気を使用し、図 3.31 に示すエアークンプレッサーを用いて圧縮・貯蔵した。



Air compressor

Manufacturer: アネスト岩田キャンベル株式会社

Model number: WL7028

Power supply: Single phase 100 V

Control method: Pressure switchgear type

Tank capacity: 28 l

Motor output: 0.75 kW

Discharge air quantity (50/60 Hz): 65/75 l/min

Pressure setting range: 0.67~0.85 MPa [6.8~8.8 kgf/cm²]

Size: 850 mm × 350 mm × 620 mm

Weight: 36 kg

図 3.31 エアークンプレッサー諸元

また、長期収納後展開実験のガス注入システムである Gas Flow System の詳細図を図 3.32 に示す。

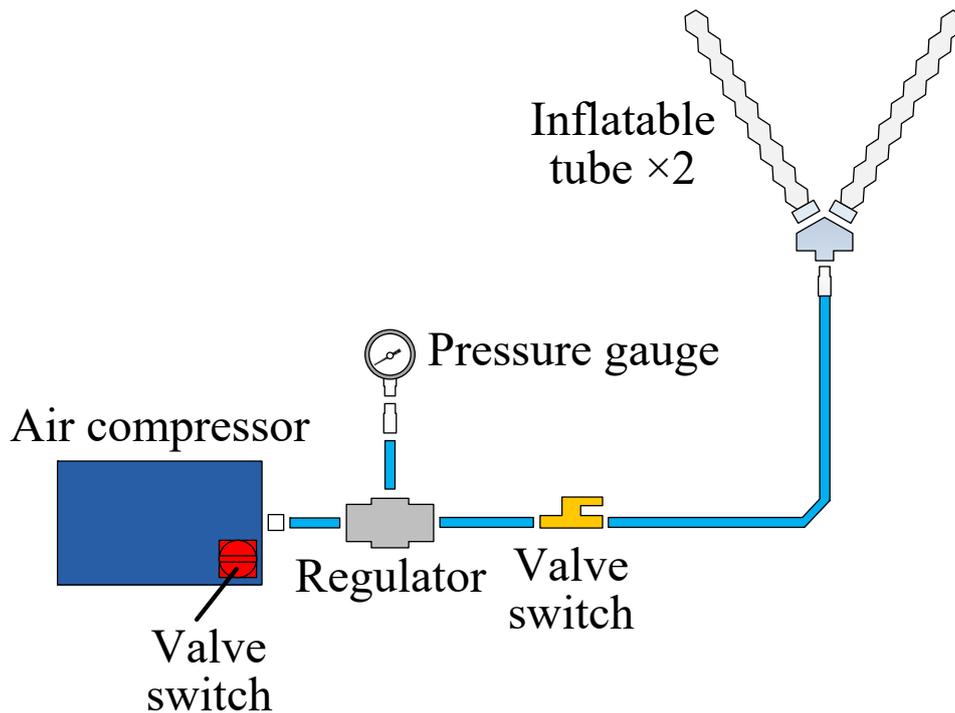


図 3.32 長期収納後展開実験用ガス注入システム

iv) 実験用治具

実験は宮崎・山崎研究室が保有する暗室内にて治具を組み実施した。治具には図 3.33 に示すように傾斜がついており、チューブ・膜面が接するアクリル板の表面にはドライループという潤滑剤を塗布することで重力下でも極力重力と摩擦の影響を抑えた実験を行うことができる。

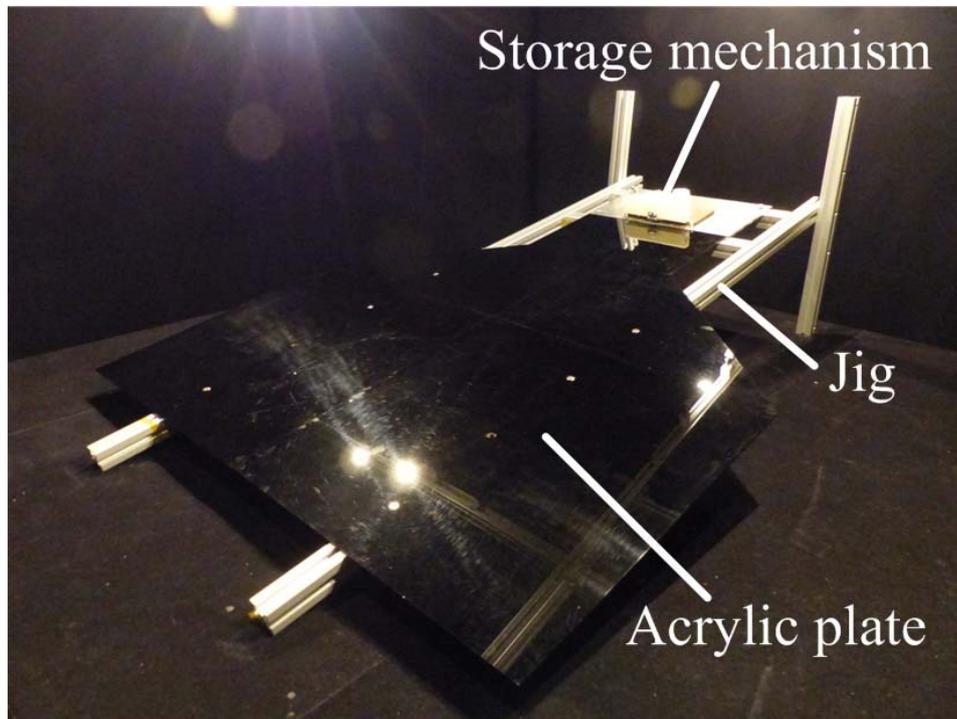


図 3.33 展開用治具

3.2.2. 実験装置レイアウト

展開時の収納機構取り付けイメージを図 3.34 に示す。

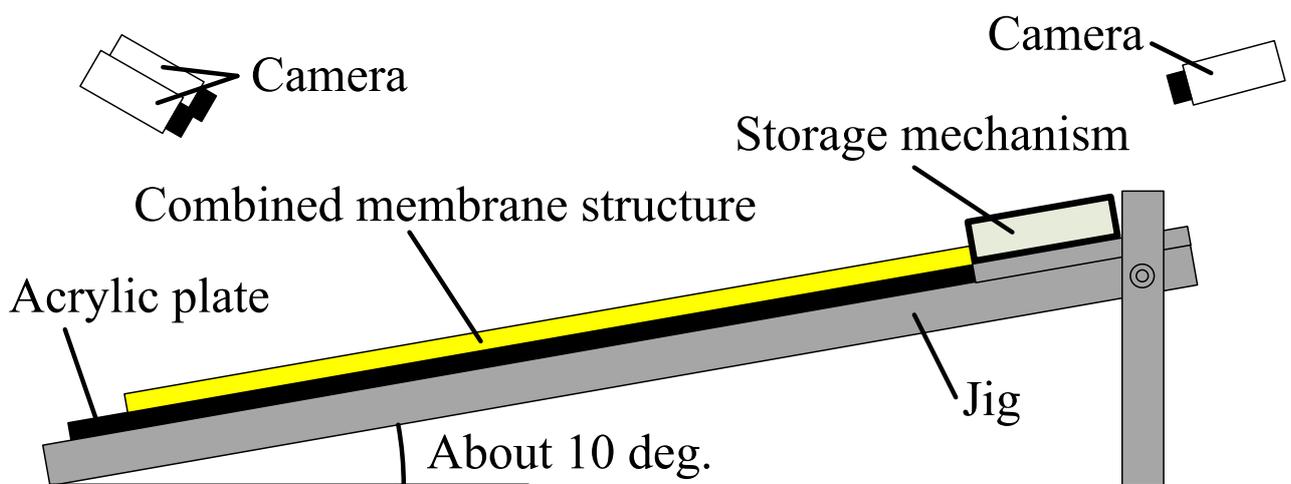


図 3.34 長期収納後展開実験の実験装置レイアウトイメージ

4. 実験結果

4.1. 航空機微小重力実験

4.1.1. 膜面の引っかかり

展開実験の結果、「膜面サイズ 1540 mm, チューブ + 膜面, 50 kPa」の実験の内 1 回で、展開時に膜面が収納機構内部で引っかかることによって展開が妨げられる現象が発生した (図 4.1).

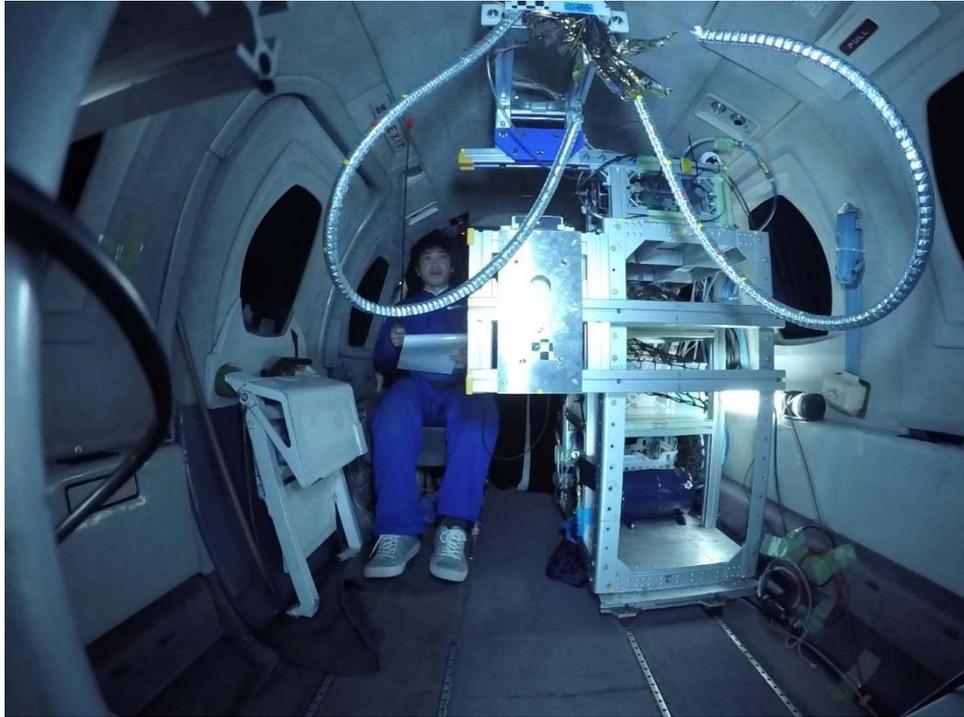


図 4.1 膜面の引っかかりによる展開拘束

軌道上膜面展開において膜面が拘束されたであろう位置は、最後に膜面を収納機構内に収納するときの「く」の字型の折り目付近であるとみられる。この場所には膜面の折り目が集中しており、段差（高さ）が付きやすい。「く」の字型の折り目は、打ち上げ前に地上で展開試験をしているときにも引っかかったことがある場所である (図 4.2 左)。今回の航空機微小重力実験で膜面が拘束された位置も、画像を見ると「く」の字型の折り目付近である (図 4.2 右)。



図 4.2 「く」の字型の折り目による膜面の引っかかり (左：地上試験, 右：航空機微小重力実験)

4.1.2. 展開しきった場合

膜面やチューブが引っかかりからず展開しきった場合においては、図 4.3 に示すようにすべての実験パターンについてチューブが展開方向に対して上側に湾曲しつつ展開していることが判明した。



Membrane size 1100 mm, 50 kPa
(First time)



Membrane size 1540 mm, 50 kPa
(Second time)



Membrane size 1100 mm, 50 kPa
(Second time)



Membrane size 1540 mm, 50 kPa
(Third time)



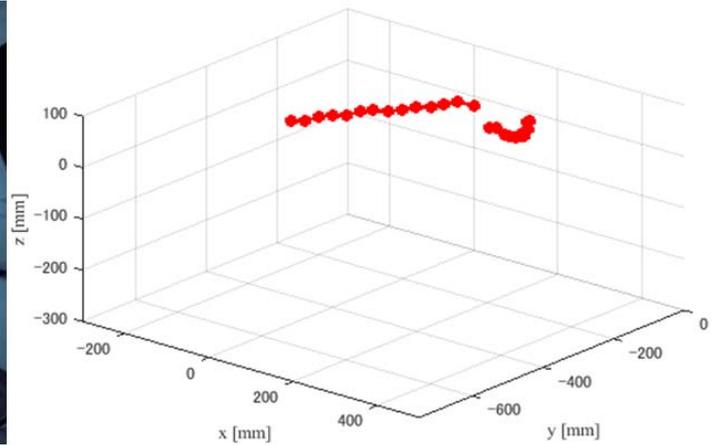
Membrane size 1100 mm, 50 kPa
(Third time)

図 4.3 チューブ + 膜面 実験時のチューブの湾曲

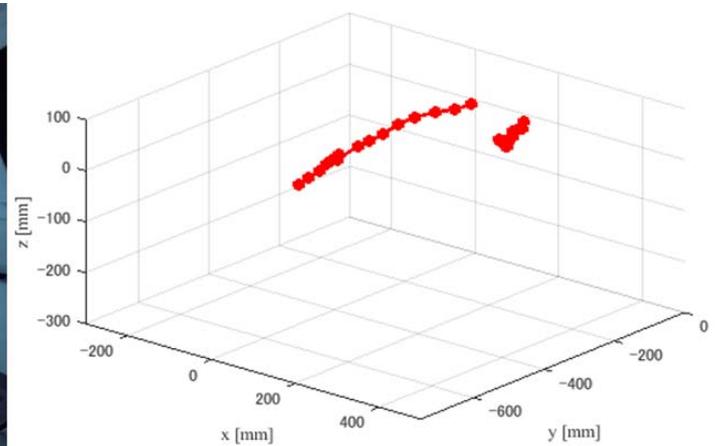
また、膜面が付いていないチューブのみの場合でも実験を行ったところ、同様に湾曲しながら展開をしていた。

さらに、膜面がある場合とない場合で比較すると、膜面がある場合の方が展開しきるまでに時間を要していた。

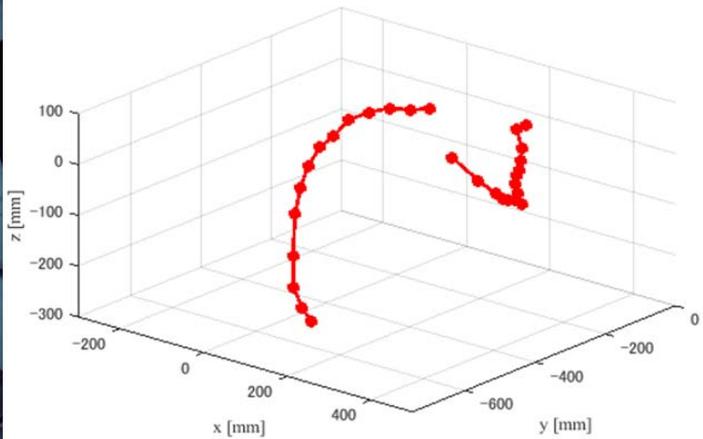
図 4.4～図 4.6 に各実験条件における展開時の写真とチューブの三次元位置復元結果を示す。なお、経過時間については蓋が展開し始める点を 0 s とした。



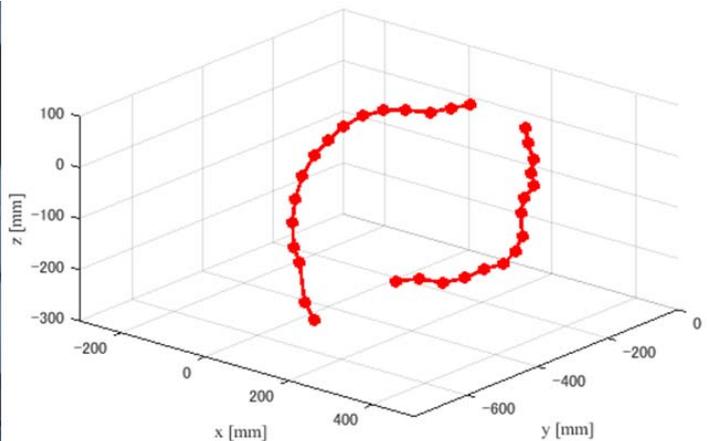
$t = 5.57$ s



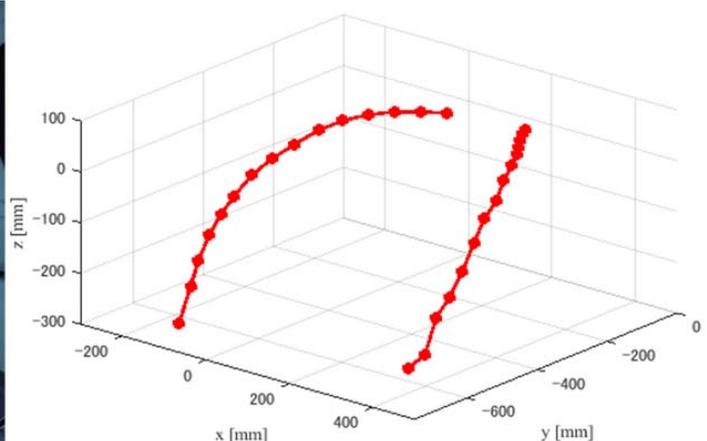
$t = 8.53$ s



$t = 15.1 \text{ s}$

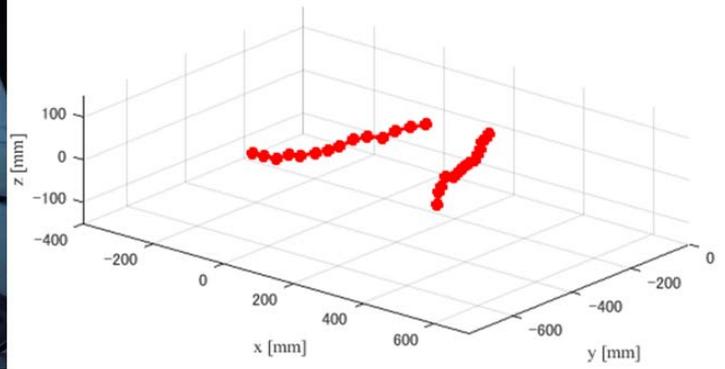


$t = 18.1 \text{ s}$

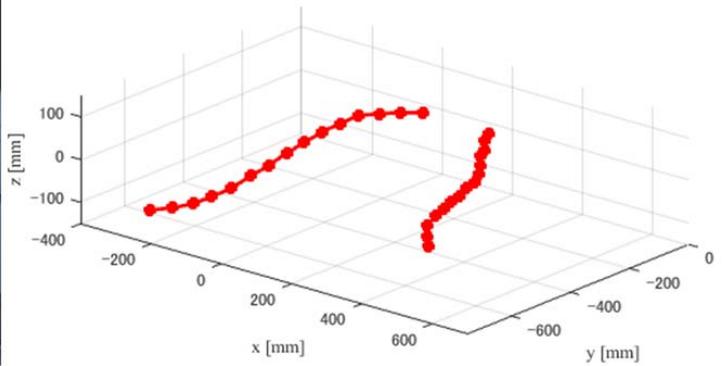


$t = 23.6 \text{ s}$

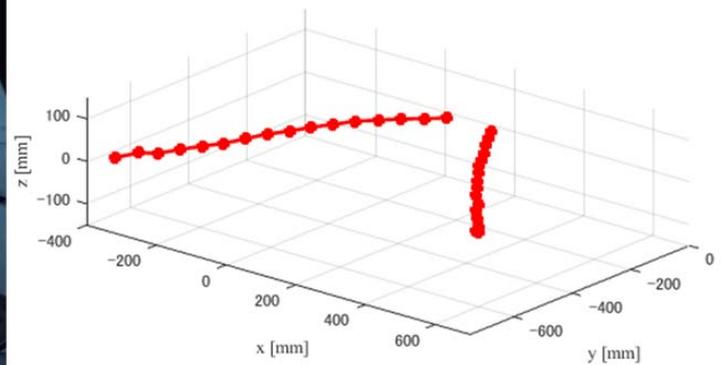
図 4.4 展開状況と三次元位置復元結果【1100 mm サイズ, チューブ + 膜面, 50 kPa (1回目)】



$t = 6.77 \text{ s}$

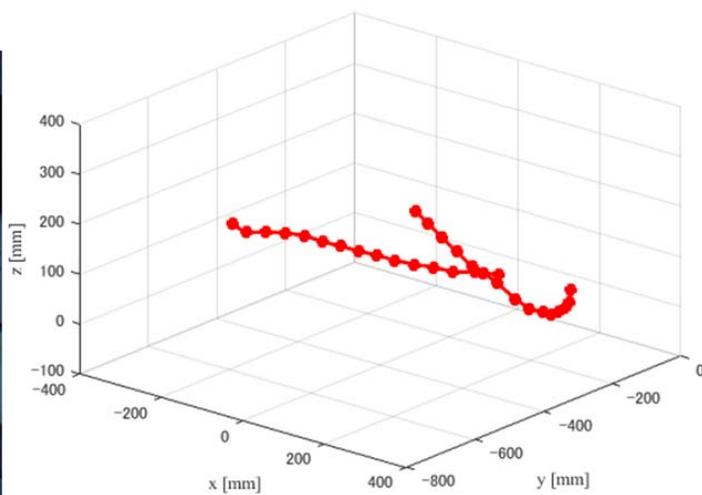


$t = 9.43 \text{ s}$

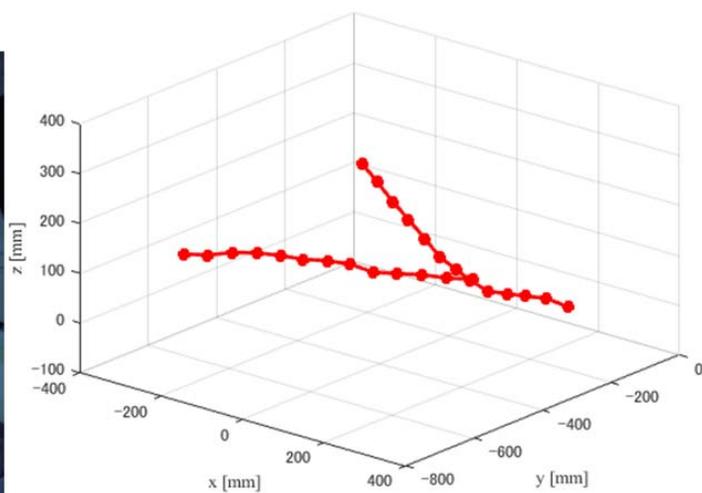


$t = 13.4 \text{ s}$

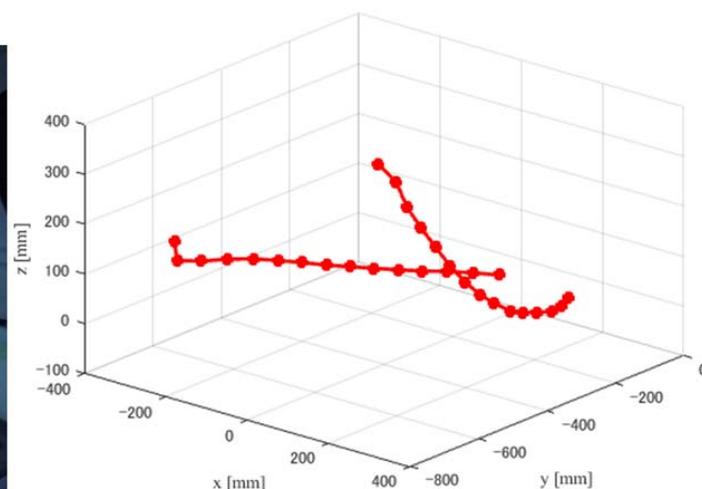
図 4.5 展開状況と三次元位置復元結果【1100 mm サイズ, チューブのみ, 50 kPa (1回目)】



$t = 10.5 \text{ s}$



$t = 12.2 \text{ s}$



$t = 13.9 \text{ s}$

図 4.6 展開状況と三次元位置復元結果【1100 mm サイズ, チューブのみ, 50 kPa (2回目)】

4.2. 長期収納後展開実験

長期収納後展開実験を行った結果、一次展開時にはチューブも膜面も復元力によって押し出されることなく（図 4.7 左）、ガスを注入する二次展開時においても膜面が収納機構内部に引っかかることによって展開が妨げられる現象が発生した（図 4.7 右）。この後に手で牽引しつつ展開をさせようとしたものの複数の特徴点の粘着層が膜面とくっついてしまったこと（図 4.8）、チューブが2本とも完全に折れ曲がってしまったこと（図 4.9）から 50 kPa で展開しきるということはなかった。

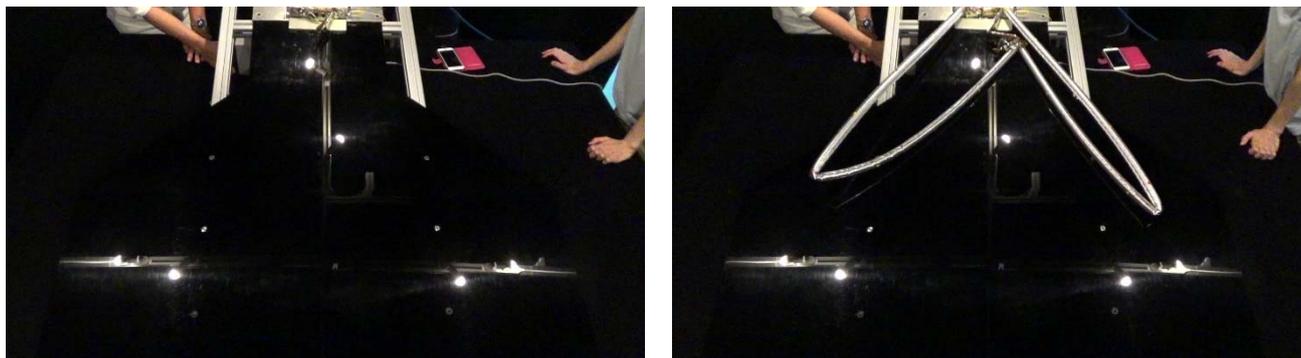


図 4.7 長期収納後展開実験での展開結果（左：一次展開後、右：二次展開後）



図 4.8 特徴点の粘着層と膜面のくっつき



図 4.9 チューブの折れ

長期収納後展開実験に関しては実験の結果ほとんど展開していないが，二次展開後の膜面について三次元位置復元を行った．その結果，膜面の投影面積から計算した膜面展開率は約 0.0342%であることがわかった．なお，ここでの膜面展開率とは「完全に展開した場合の膜面積を 100%とした場合に，長期収納後展開実験の膜面がどのくらい展開したかの割合」であり，膜面の伸展方向とは垂直な方向から見たときの投影面積を基準として計算している．

図 4.10 に二次展開後の膜面の写真とその三次元位置復元結果を示す．

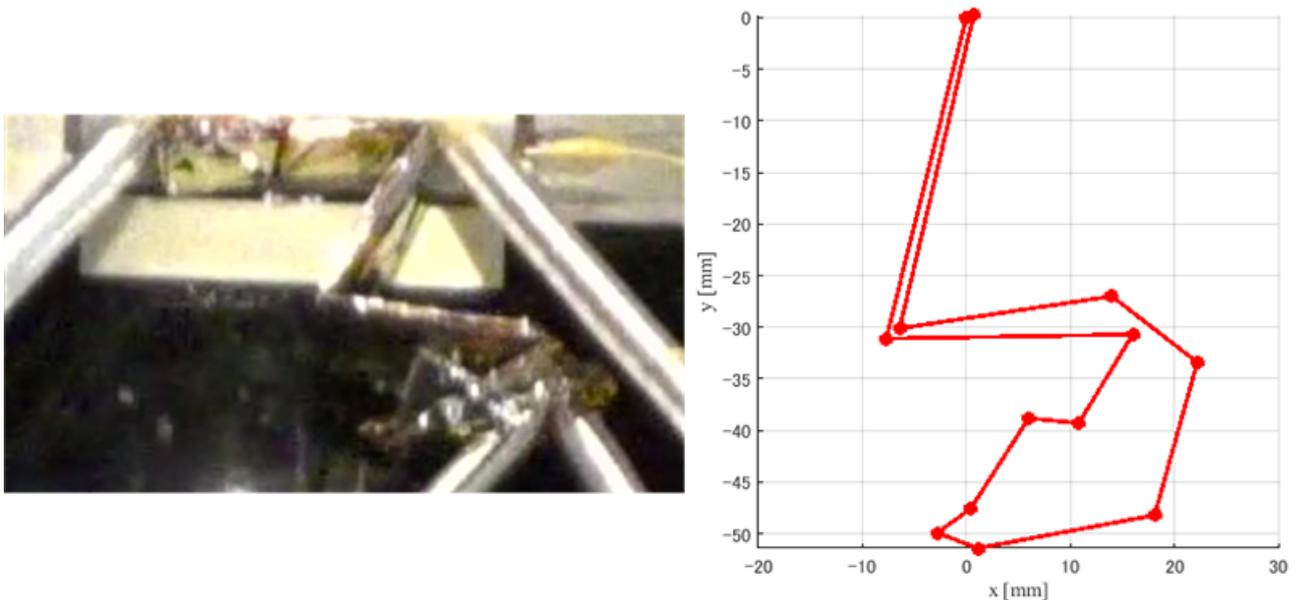


図 4.10 二次展開後の膜面の展開状況と三次元位置復元結果

また、膜面が拘束された位置は航空機微小重力実験同様、「く」の字型の折り目付近であった(図 4.11).



図 4.11 二次展開後の「く」の字型の折り目による膜面の引っかかり

5. 考察

航空機微小重力実験での展開については、膜面の有無に関わらずチューブが湾曲しながら展開していることがみて取れた。念のため微小重力実験時に航空機のいずれかの方向に G がかかっていないかを、航空機に搭載されたデータロガーで記録した重力変化データにて確認を行った (図 5.2～図 5.15)。グラフの縦軸は重力値、横軸はデータロガーで記録し始めてからの経過時間を示している。また、座標軸は図 5.1 のようにしており、グラフ内での凡例はそれぞれ

- zero gravity signal : 無重力検知信号. 展開フラグ
- X-axis : X 軸. 機軸方向
- Y-axis : Y 軸. 翼方向
- Z-axis : Z 軸. 床方向

を表している。



図 5.1 重力変化データの座標軸設定

【膜面サイズ 1100 mm, チューブ + 膜面, 50 kPa (1 回目)】

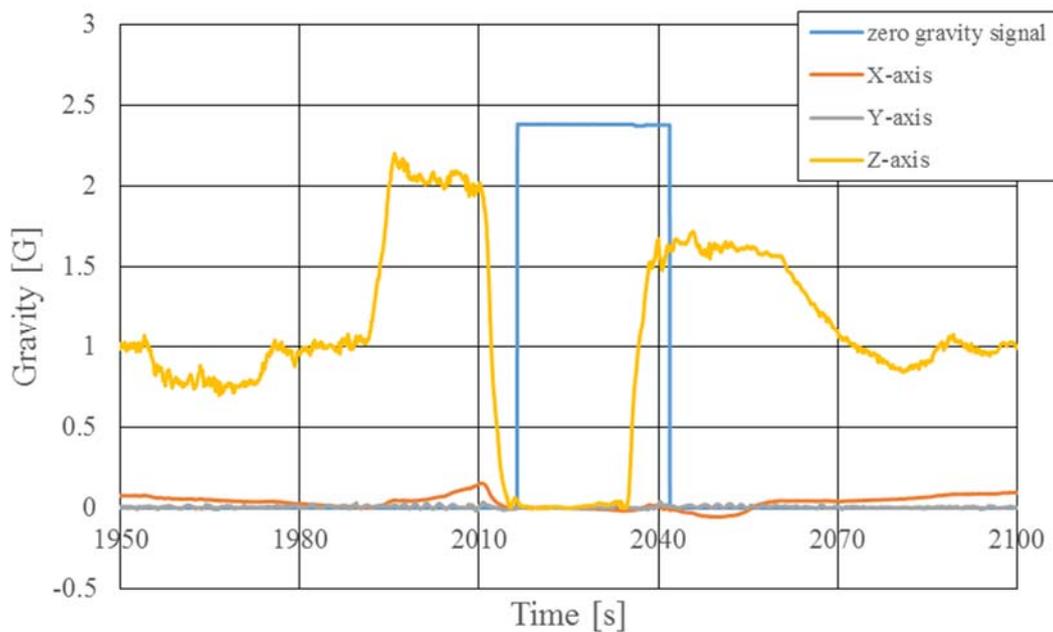


図 5.2 膜面サイズ 1100 mm, チューブ + 膜面, 50 kPa (1 回目) の重力変化データ

【膜面サイズ 1540 mm, チューブ + 膜面, 50 kPa (1回目)】

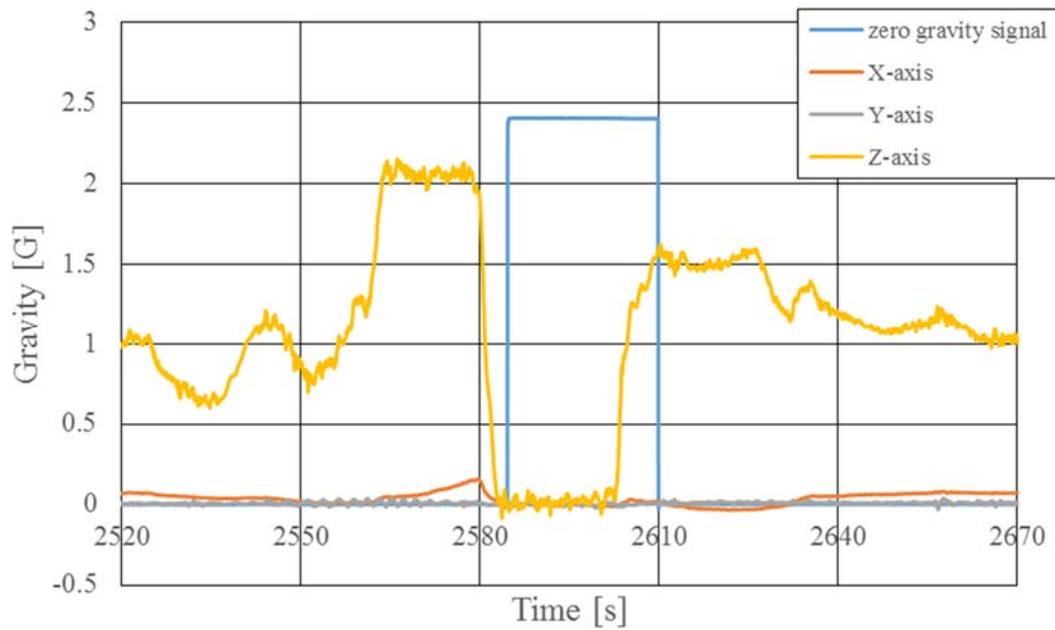


図 5.3 膜面サイズ 1540 mm, チューブ + 膜面, 50 kPa (1回目) の重力変化データ

【膜面サイズ 1100 mm, チューブのみ, 50 kPa (1回目)】

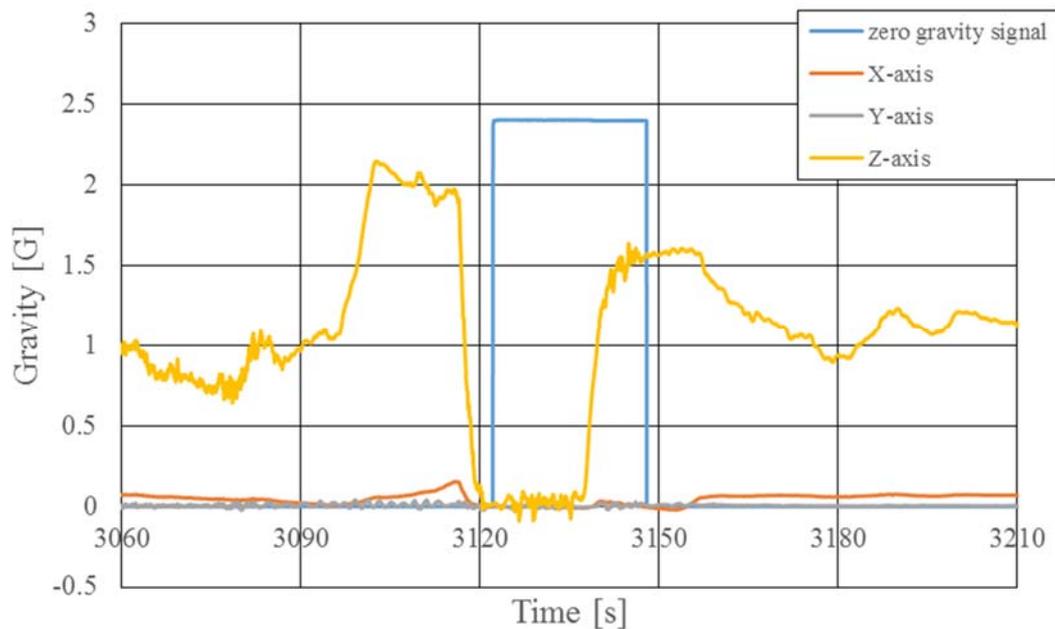


図 5.4 膜面サイズ 1100 mm, チューブのみ, 50 kPa (1回目) の重力変化データ

【膜面サイズ 1540 mm, チューブ + 膜面, 50 kPa (2回目)】

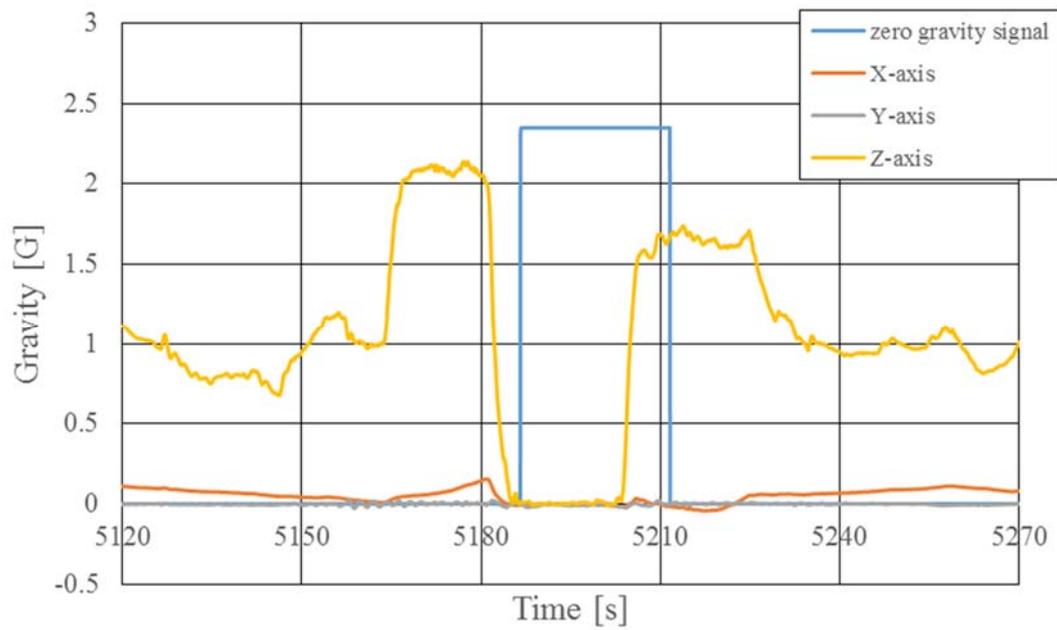


図 5.5 膜面サイズ 1540 mm, チューブ + 膜面, 50 kPa (2回目) の重力変化データ

【膜面サイズ 1100 mm, チューブ + 膜面, 50 kPa (2回目)】

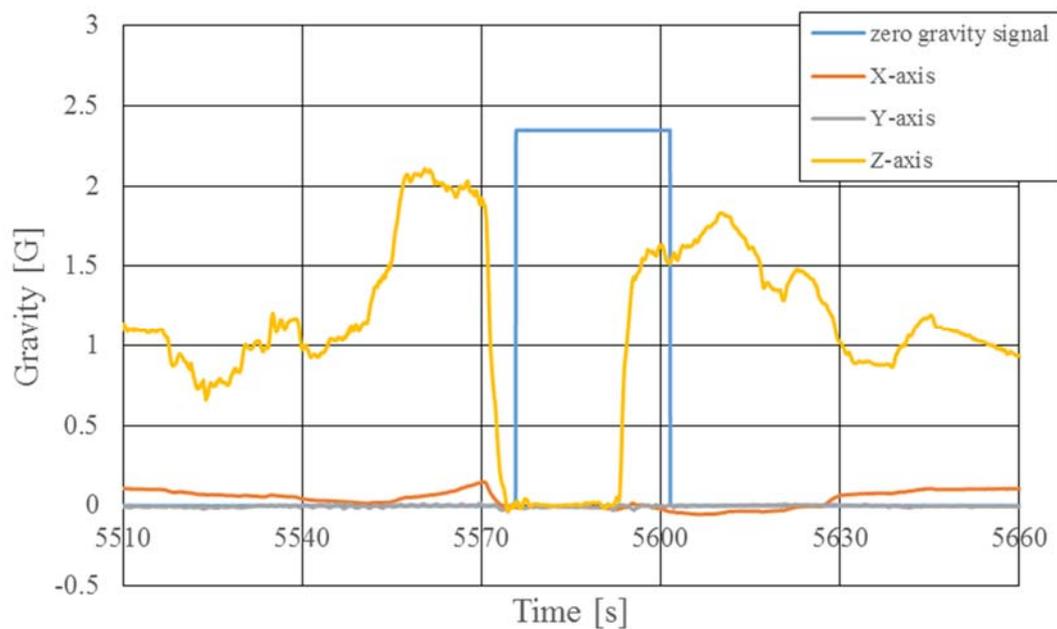


図 5.6 膜面サイズ 1100 mm, チューブ + 膜面, 50 kPa (2回目) の重力変化データ

【膜面サイズ 440 mm, チューブ + 膜面, 50 kPa】

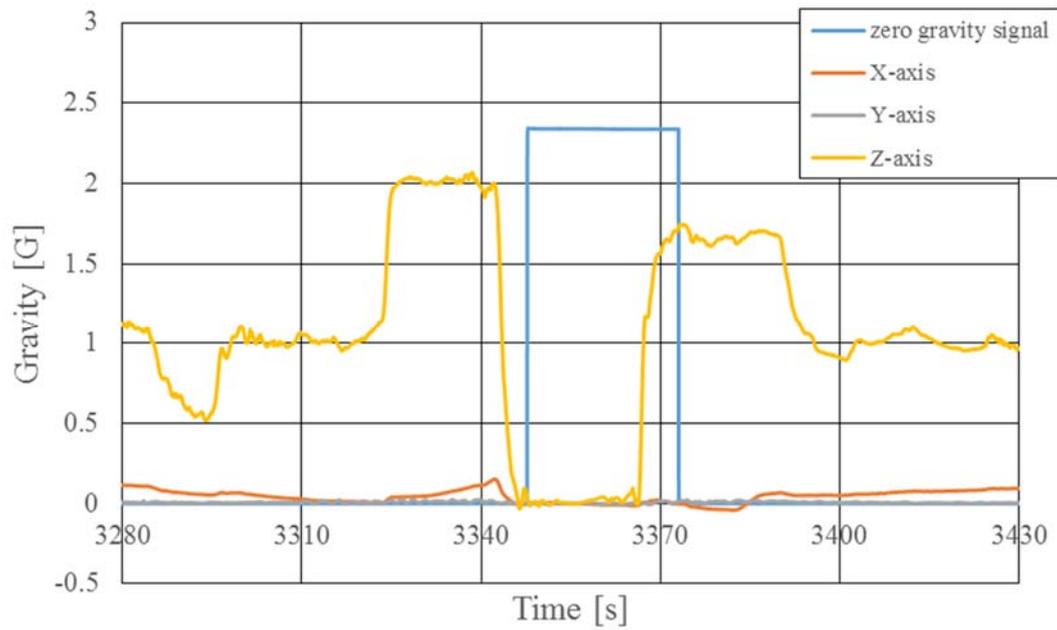


図 5.7 膜面サイズ 440 mm, チューブ + 膜面, 50 kPa の重力変化データ

【膜面サイズ 440 mm, チューブのみ, 50 kPa】

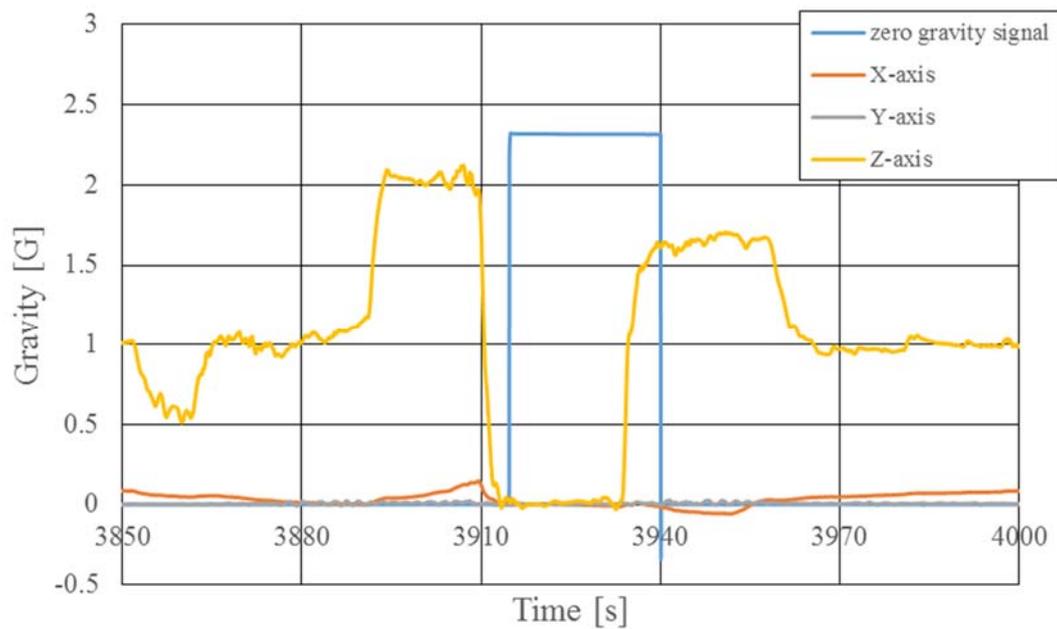


図 5.8 膜面サイズ 440 mm, チューブのみ, 50 kPa の重力変化データ

【膜面サイズ 440 mm, チューブ + 膜面, 30 kPa】

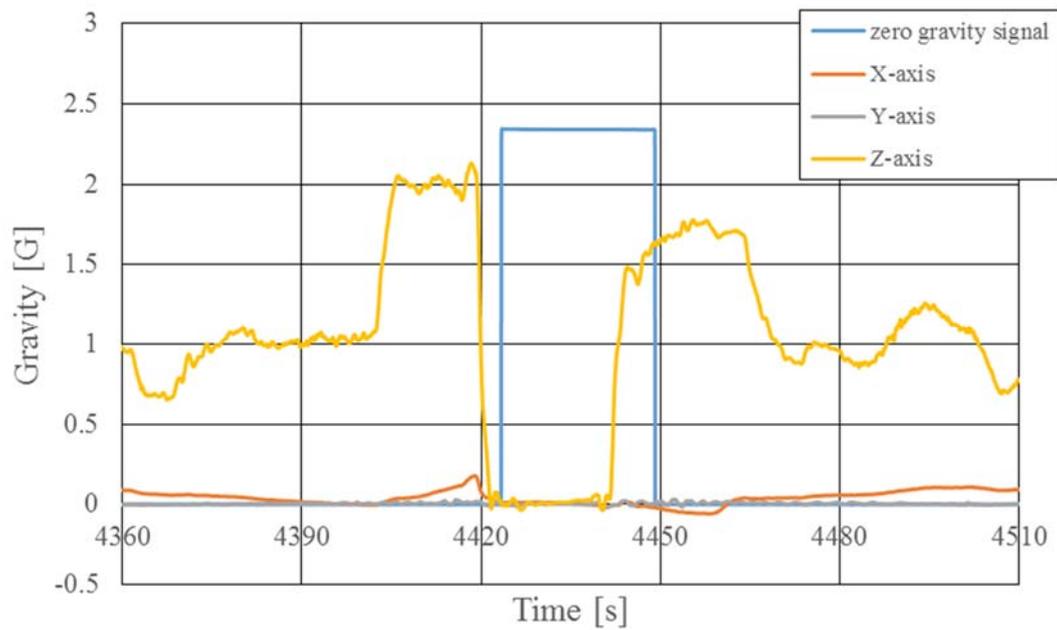


図 5.9 膜面サイズ 440 mm, チューブ + 膜面, 30 kPa の重力変化データ

【膜面サイズ 440 mm, チューブのみ, 30 kPa】

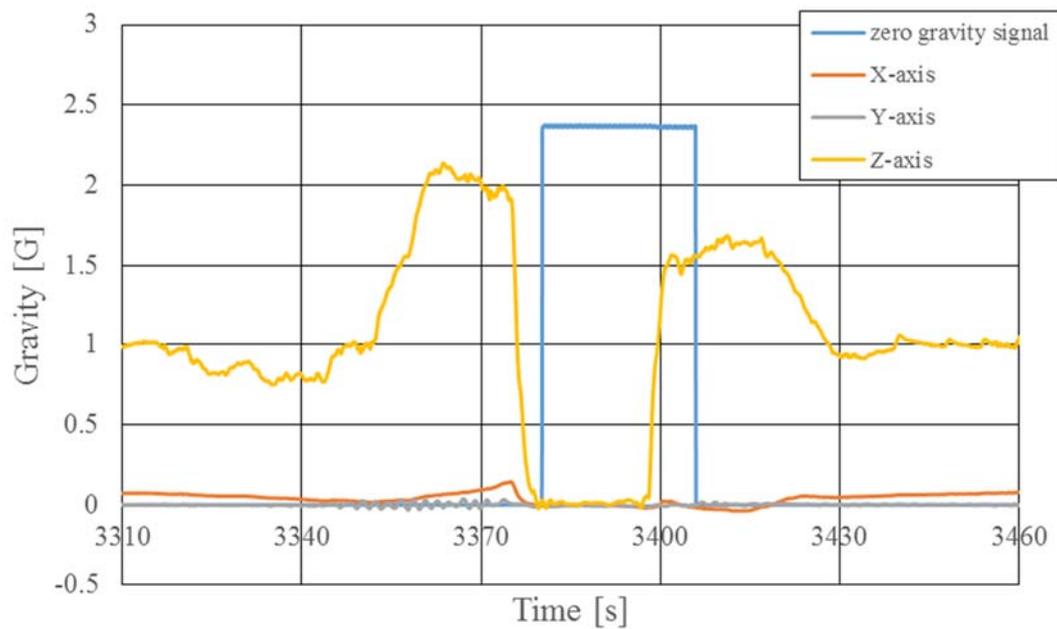


図 5.10 膜面サイズ 440 mm, チューブのみ, 30 kPa の重力変化データ

【膜面サイズ 440 mm, チューブ + 膜面, 70 kPa】

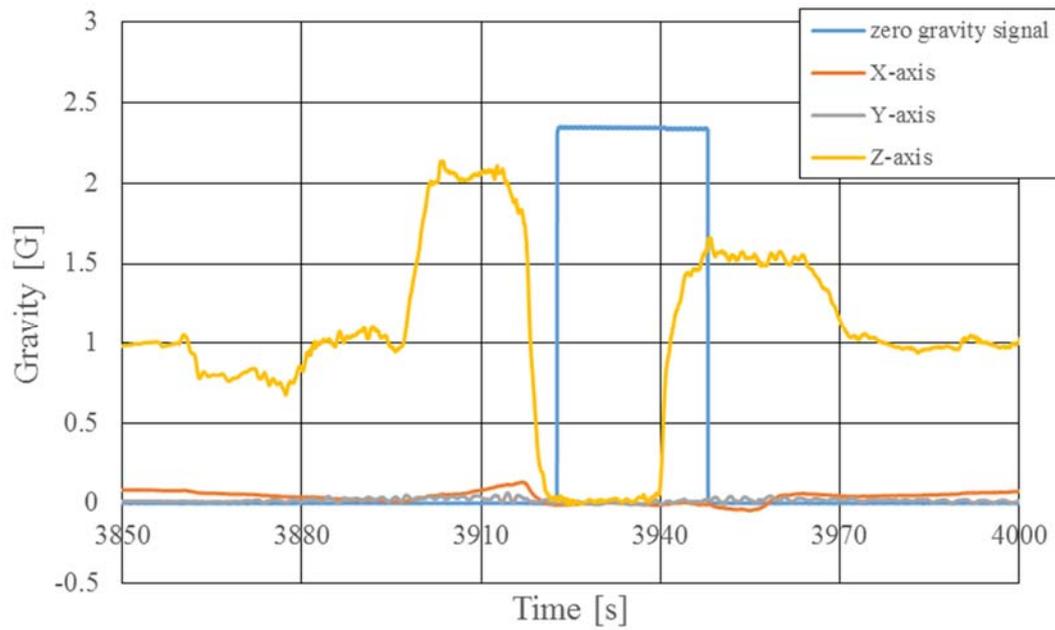


図 5.11 膜面サイズ 440 mm, チューブ + 膜面, 70 kPa の重力変化データ

【膜面サイズ 440 mm, チューブのみ, 70 kPa】

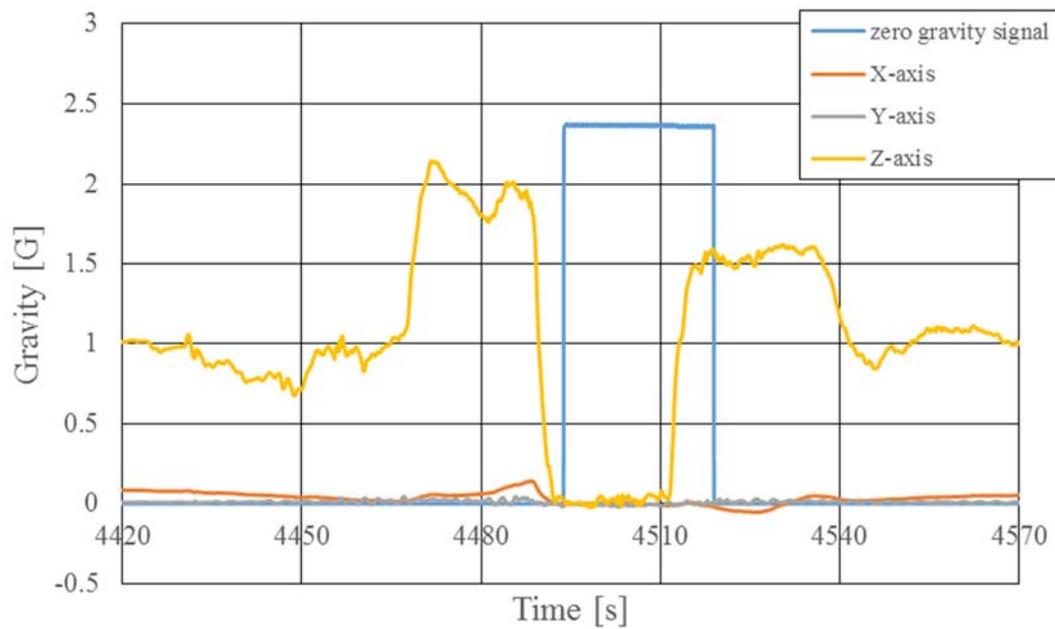


図 5.12 膜面サイズ 440 mm, チューブのみ, 70 kPa の重力変化データ

【膜面サイズ 1540 mm, チューブ + 膜面, 50 kPa (3回目)】

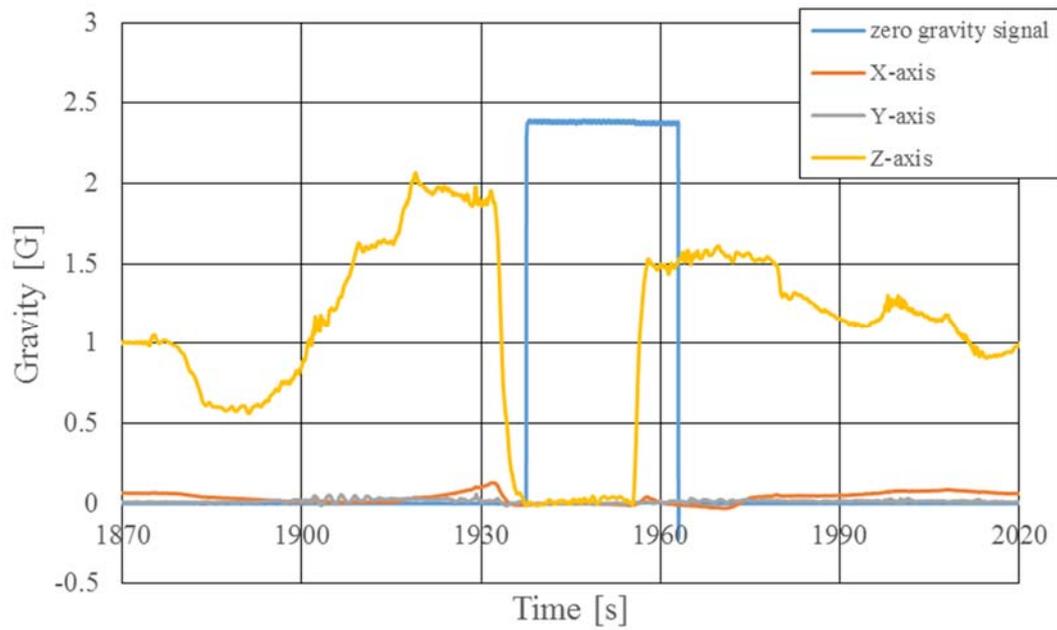


図 5.13 膜面サイズ 1540 mm, チューブ + 膜面, 50 kPa (3回目) の重力変化データ

【膜面サイズ 1100 mm, チューブ + 膜面, 50 kPa (3回目)】

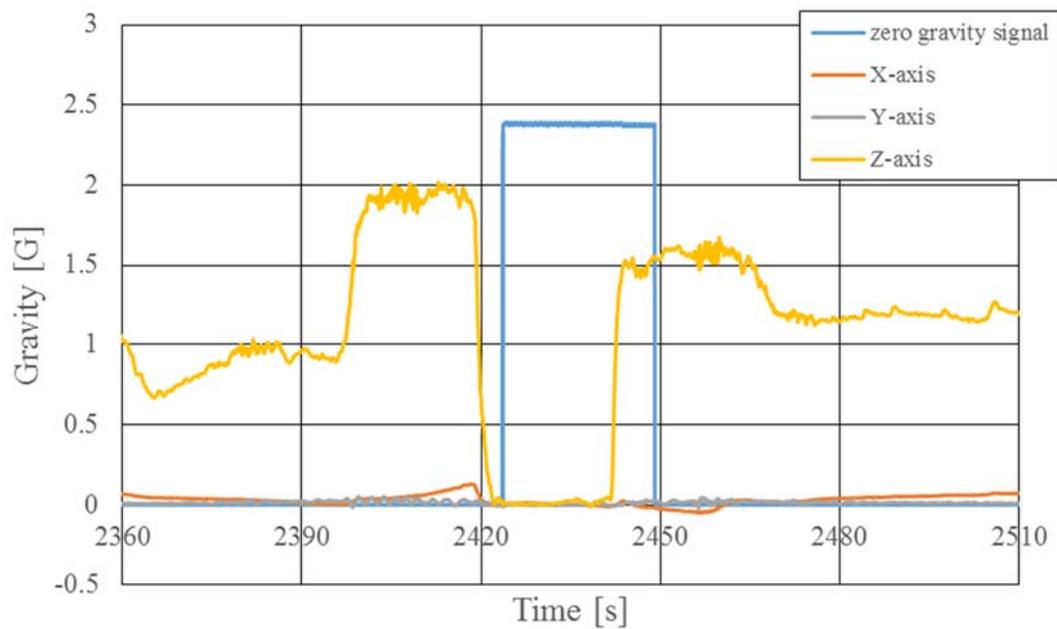


図 5.14 膜面サイズ 1100 mm, チューブ + 膜面, 50 kPa (3回目) の重力変化データ

【膜面サイズ 1100 mm, チューブのみ, 50 kPa (2回目)】

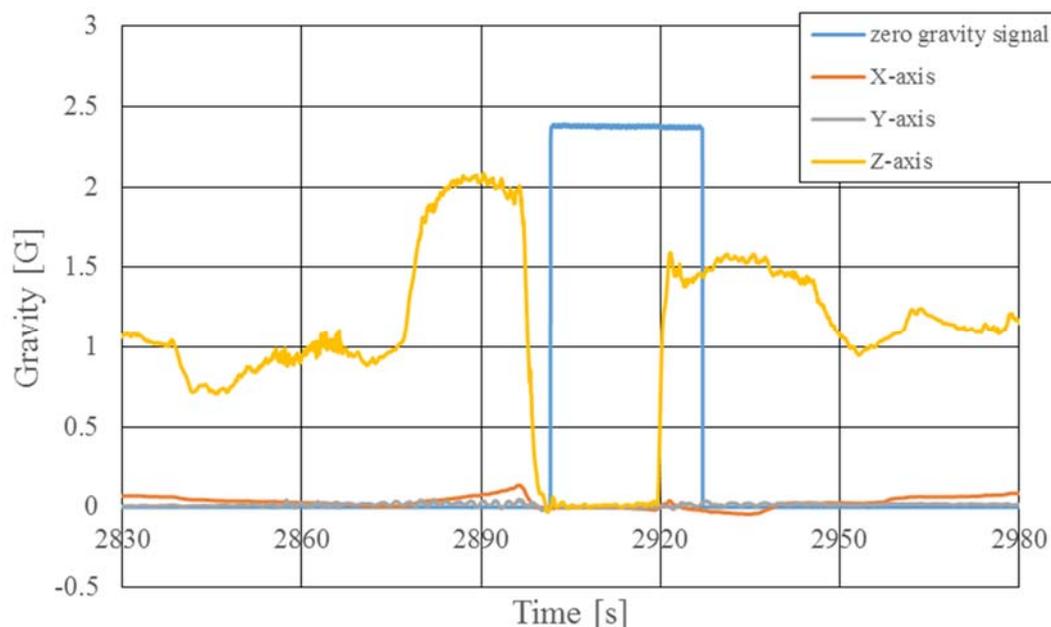


図 5.15 膜面サイズ 1100 mm, チューブのみ, 50 kPa (2回目) の重力変化データ

その結果いずれの実験時も三軸ともにほぼ重力の影響はなくなっていることが確認できたことから、チューブが湾曲することに関してはチューブ自体に原因があることが推測できる。

また、膜面がある場合の方が展開しきるまでに時間を要していたことから、膜面の展開がチューブの展開を妨げる方向に影響を与えていたことがわかる。

さらに展開の様子を細かくみていくと、展開初期のチューブのたわみが展開後期の形状に影響を与えていることがわかった。このことより、チューブにあらかじめ付いていた曲がり癖がそのまま残る形で最終形状に達しているといえる。

展開初期にたわみが付く原因としては、以下の点が考えられる。

- ▶ チューブは専用のコテを用いて人間が手作業で折り目を付けているので、折り目の幅や折りの強さの違いといった折り癖が出てしまう。
- ▶ チューブを収納機構に収納する際は、伸展とは逆方向に圧縮して押し込んでいる。収納機構はチューブの太さよりも若干幅が広がっているため圧縮した状態では全体的に波打つ。実際、フライトモデルのチューブ収納時の画像を確認したところ、圧縮されている段階でチューブが波打っていた(図 5.16)。
- ▶ チューブはアルミラミネートフィルムでできていて折り癖が付きやすく、折ることによってさらに剛性が高まる。よって一度付いてしまった曲がり癖はなかなか自然には解消しない。

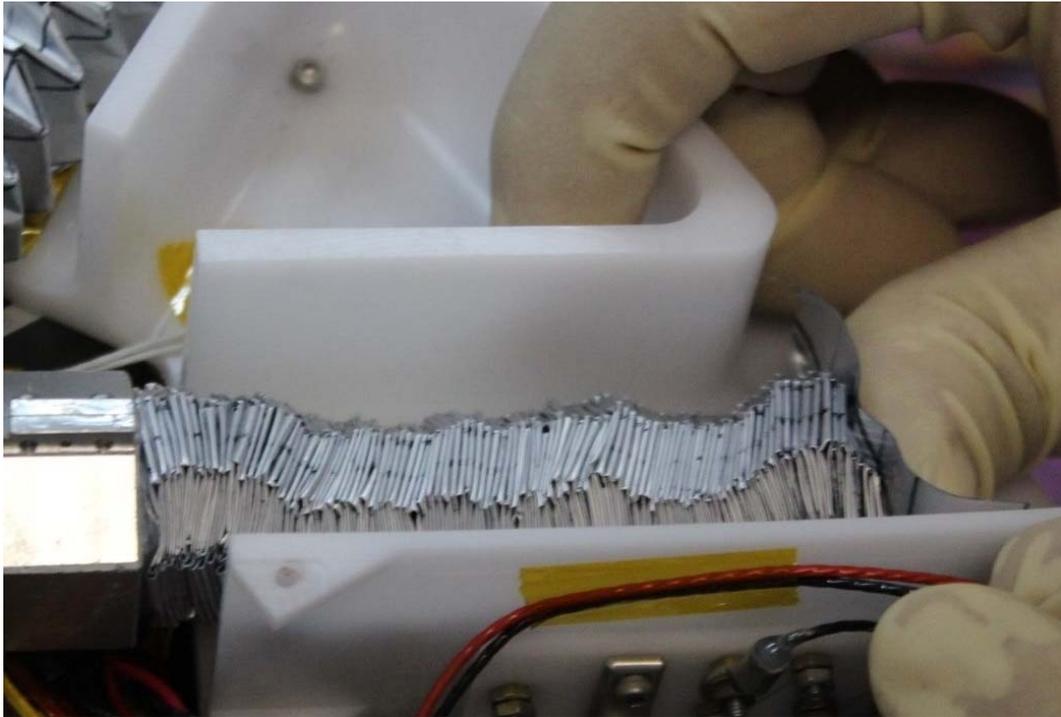


図 5.16 収納時の圧縮によりチューブが波打っている様子（フライトモデル）

また、二次展開にてガスが注入されると、一次展開時に付いてしまっている曲がり癖に沿ってガスが流れるため、カーブの外側にガスの力が集中してしまう。さらに膜面が付いている場合は、膜面の方が展開するのに時間がかかるので、チューブは膜面に引っ張られてより大きく湾曲することで最終形状に至ることが考えられる。

軌道上の構造物が展開しきらなかった直接の原因としては航空機微小重力実験、長期収納後展開実験と過去の地上試験にて確認された膜面の折り目が集まって高さ方向に厚みが出ている「く」の字型の部分が収納機構との摩擦によって引っかかったことだと推測でき、これは軌道上での撮影画像と比較しても整合性が取れている。

「く」の字型の折り目ができてしまう理由に関しては膜面の折り畳み方法によるものである。膜面は展開時の状態から（図 5.17 左）ミウラ折りに沿って折っていくがそのままでは縦に長い状態となり収納機構内に収めることができない（図 5.17 中）。そこで収納機構内のサイズに合わせて何か所かに折り目を付けて（図 5.17 右）のようにギザギザの状態にしてから収納している。このギザギザの状態の折り目の部分が「く」の字型の折り目にあたる部分である。



図 5.17 膜面の折り畳み方

ギザギザの状態のものを収納機構に入れるために圧縮すると図 5.18 左のようになる。これを別方向から見ると縦の高さ方向に厚みが出ていることがわかる（図 5.18 中）。この厚みが収納機構の高さ方向に出っ張ってしまい、引っかかりの原因となる（図 5.18 右）。

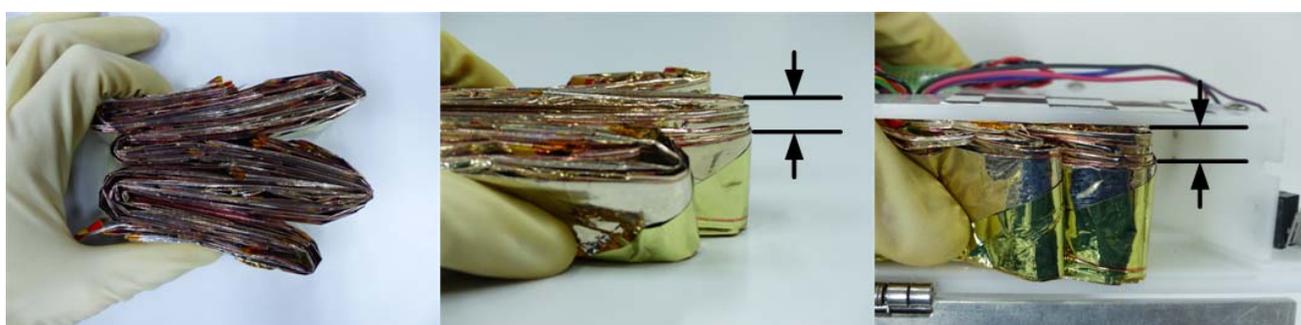


図 5.18 収納時の膜面と縦方向の厚み

なお、軌道上展開時と地上実験時ではチューブに注入されるガスの温度が異なる。軌道上展開ではチューブに注入されるガスは2本とも0℃以下であったのに対して、航空機微小重力実験では約20℃であった。これらのことより、ガスの温度の違いが展開に影響を及ぼした可能性も考えられる。しかし、航空機微小重力実験・長期収納後展開実験ともに軌道上と同様に膜面が引っかかっていたことを考えると、軌道上のガスの温度が低いことが原因でチューブの伸展力が弱まって膜面が引っかかったと言い切ることはできない。また、複合膜面構造物が展開しきらなかったことへの影響度は膜面の引っかかりによる展開拘束力>ガスの温度の違いによるチューブの伸展力であると推測できる。したがって膜面の引っかかりの原因としてガスの温度の違いが大きく影響したことはないと考察できる。

ただし膜面の引っかかりを回避するためには単にチューブに注入するガス圧を高くすればいいというものではない。ガス圧に関しては、高くしすぎるとチューブの破裂を招くことがチューブ耐圧試験によって確認されている。実際、軌道上での50 kPaという数字はその耐圧試験の結果から導き出された値である。また、長期収納後展開実験での展開については、二次展開時に手で牽引した際の状況から、仮にガス圧を高くしても展開しきることはなかったと思われる。したがって完全に展開させるためには、収納機構・チューブ・膜面・特徴点いずれかの構造を変えなければならない。

例えば収納機構の構造を変えるとすれば、図 5.19 左に示すようにチューブと膜面の部分で収納機構内部の寸法を変えることが挙げられる。チューブ自体は収納機構に引っかかるという現象は今までに確

認されておらず、引っかかったのはどの展開の場合でも膜面のみである。現在の設計では収納機構内部の縦方向の高さは基本的に膜面のミウラ折りの折り幅基準で設計されているためチューブにとっては縦方向に緩く、膜面にとってはぎりぎりの高さである。そこで、チューブの収納部はもう少しチューブの縦幅に沿って狭くする。また、チューブの横幅方向にも狭くすることでチューブの全体的なたわみを防止できる（図 5.19 左 青枠）。膜面の収納部については縦方向にもう少し広くすることで「く」の字型の折り目があっても引っかかることを防止できる（図 5.19 左 橙枠）。

また展開方向の収納機構内部の長さ設計（図 5.19 右）に関しても、一次展開時のチューブと膜面の折り目の復元力による押し出しを期待してぎりぎりの長さ設計にしてあるが、一次展開しなかった長期収納後展開実験のときでさえもガス注入によりチューブは展開している。したがってチューブ収納部（図 5.19 右 青枠）・膜面収納部（図 5.19 右 橙枠）ともにもう少し長くした設計にするだけでも収納時の押し込みによるチューブの全体的なたわみの改善、膜面の折り目の硬化しにくさ、特徴点の粘着層のくっつきにくさ、収納時の人力でのメンテナンス性の改善が期待できる。これは新たな展開方法を構築することに比べれば比較的簡易に実現でき、重量や容量もそれほど変化が伴うものではない。この収納機構の内部寸法設計の考え方は SPROUT 以外の膜面展開構造物についても同様に応用できるものである。

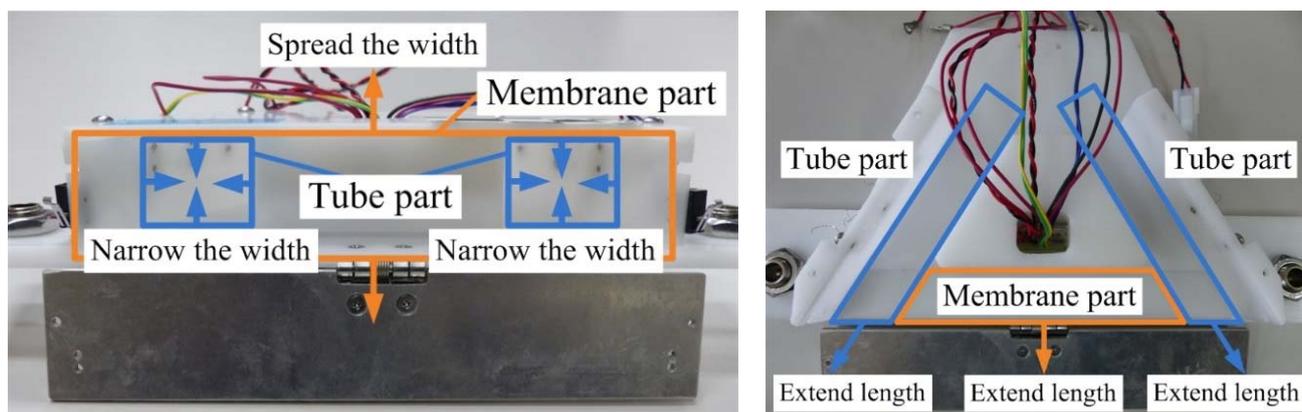


図 5.19 収納機構の改善例（左：高さ方向，右：長さ方向）

その他にも、膜面のミウラ折りの折り幅を高さ方向に狭くすることで収納機構に引っかかりにくくする、チューブを太くして収納時に収納機構内でたわみにくくするなどが考えられ、特にチューブを太くすることに関しては人間が手作業で付けた折り目の幅や折りの強さの違いといった折り癖の影響が、断面二次モーメントが大きくなることで増す曲げ剛性によって緩和される可能性がある。

6. 結論

本研究では軌道上の結果を基にその再現と原因の解明，完全に展開したらどうなるかを明らかにするために2つの実験を行った。それらの結果から，軌道上膜面展開において発生したとみられる現象には以下の点が挙げられる。

- ガス注入圧が足りなかった。
- 長期収納によって膜構造物が硬化していた。
- 膜面の折り目が集まって高さ方向に厚みが出ていた。

これらの現象が複合的に起きたうえに，それを回避するために対策を取らねばならない収納機構の構造や膜構造物自体の設計がこれらの現象に対応できていなかったために膜面が収納機構内部に引っかかってしまったことが展開しきらなかった原因であると推定できる。

7. 今後の課題

今後の課題としては数値解析において実験結果の妥当性を評価するとともに、より多様な複合膜面構造物の展開挙動を事前に推定し、収納時の条件までも考慮した展開構造物の設計ができるようになることを目指す。

8. 参考文献

- [1] 嶋崎信吾, 村田亮, 丸木悠暉: パラボリックフライトによる微小重力環境を利用した柔軟宇宙構造物の軌道上挙動推定法. *Int. J. Microgravity Sci. Appl.* Vol. 31 No. 3, 2014, p.142.
- [2] NASA SPINOFF TECHNOLOGY TRANSFER PROGRAM: Solid-State Recorders Enhance Scientific Data Collection. At https://spinoff.nasa.gov/Spinoff2010/ct_8.html.
- [3] 奥泉信克, 白澤洋次, 宮崎康行, 森治: 小型ソーラーセイル実証機 IKAROS の薄膜セイル展開挙動. *日本マイクロ重力応用学会誌* Vol. 29 No. 1, 2012, p.48.
- [4] 宇宙航空研究開発機構: 小型ソーラー電力セイル実証機「IKAROS」. At http://www.jaxa.jp/projects/sat/ikaros/index_j.html.
- [5] 大日向健人, 日本大学超小型人工衛星開発チーム, 山崎政彦, 宮崎康行: 複合膜面構造物展開実証衛星「SPROUT」の運用速報及び今後の計画. 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2014-4513, 2014, p.1.
- [6] 丸木悠暉: 複合膜面構造物におけるインフレーターブルチューブの伸展挙動. 日本大学大学院修士論文, 2016, p.6.
- [7] 財団法人日本宇宙フォーラム: 航空機による無重力実験ガイドブック. 独立行政法人宇宙航空研究開発機構, 2013, p.22.

9. 謝辞

本研究を進めるにあたり、未熟な私に対して終始ご指導をいただきました宮崎康行教授、山崎政彦助教には心より感謝いたします。お二方には研究ミーティングをはじめ様々な場面で貴重なご意見をいただきました。ここまでたどり着けたのは、学部の衛星工房所属時代から研究室配属を経て現在に至るまで何度となく支えてくださったおかげだと思っています。お二方の物事に関する考え方・視点にはいつも驚かされ圧倒されっぱなしだったのですが、今後は私自身がそれを身につけるだけでなく実行できるようにしていきたいと思います。本当にありがとうございました。

同期の多田君、立松君、田村君、山田将太君には精神面でとても大きな支えになってもらいました。研究室での日常生活のたわいない会話が、後から思えばどれほど重要でかけがえのない時間だったのかを考えると、とても貴重なものに思えます。本当にこの4人が同期であってよかったです。ありがとうございました。

後輩のみなさんには研究室生活で大変お世話になりました。とても楽しく充実した日々を過ごすことができたのは優秀な後輩たちに恵まれたからです。特に河原林君、吉原君とは学部1年生のときから共に活動してきたこともあり、私の中では同期同然の存在です。CanSat「SCOOPS」や衛星設計コンテスト「BALAENA」でのプロジェクトは多くの苦労が伴うものでしたが、この2人がいたからこそどんなときでもチーム内でお互いの考えを理解して信頼しあおうという雰囲気形成され、活動ができたのだと思っています。また、河添君、鈴木修斗君、福永さんには航空機微小重力実験をするにあたって多くのお手伝いをしていただきました。この方々がいなければ実験は成し遂げられませんでした。ありがとうございました。

これまで卒業していかれた数多くの先輩方にも感謝申し上げます。右も左も分からない状態だった私に、研究だけでなく大学生活や研究室生活でもいつもの確かなアドバイスやフォローをしていただきました。特に研究関連で学部のお世話になった吉野さん、大学院のお世話になった丸木さんにはいろいろと助けていただきました。ありがとうございました。

最後に、大学と大学院合わせて6年間通わせていただき、一番近くで見守っていただいた両親には心から感謝いたします。本当にありがとうございました。

10. 付録

10.1. 航空機微小重力実験 実験手順

ここに、航空機微小重力実験で行った実際の実験手順を示す。なおここでは、SPROUT を模した構造物の展開は「複合膜面」を意味する Combined Membrane の頭文字をとり、「CM」という名称になっている。以下ではラック 1 の実験手順となっているが、ラック 2 の場合は使用するカメラが変更（HDR-CX535 にて 60 fps）になるだけで基本的に行う作業は同じである。

10.1.1. ラック 1 での実験

【離陸前確認作業】

・カメラ

GoPro（ラック 1 を撮影するもの 2 台）

- （午後）バッテリーが充電されているかを確認（充電は前日の実験終了後に行っておく）。
- （午後）外部バッテリーが充電されているかを確認（充電は前日の実験終了後に行っておく）。
- （午後）バッテリーと外部バッテリーが接続されている。
- （午後）SD カードが挿入されている。
- （午後）前日の動画が SD カードから抜き出されている。
- （朝）GoPro の電源が入り、動画を撮影できる状態かを確認する。

・ラック用照明（ラック 1 を照らす 2 台）

- （午後）Eneloop（1 台につき 6 本、計 12 本）が充電されているかを確認（充電は前日の実験終了後に行っておく）。
- （午後）Eneloop（1 台につき 6 本）が挿入されている。
- （午後）取り付け用のナット、スペーサーが一緒についているかを確認。

・供試体（収納機構）

- （ホテル）収納機構の中にチューブ・膜面が入っていることを確認。そのときに、収納機構に書いてある実験（番号と内容）と、中のチューブ・膜面の中身が一致していることを必ずチェックする。
- （ホテル）収納機構の蓋がダイニーマによって固定され、閉じていることを確認。そのときにダイニーマがニクロム線に接していることを目視で確認する。
- （朝）当日行う実験内容に沿った収納機構が航空機内に乗っているかを、収納機構に書かれた実験内容と照らし合わせて確認。
- （午後）基板 BOX の Eneloop（2 本）が充電されているかを確認（充電は前日の実験終了後に行っておく）。
- （午後）実験管理装置の中のバッテリー（1 本）を充電しておく。

・配線 / ガスフローライン関係

- (午後, 朝) 配線がすべてつながっているかを確認.
- (午後) コンセントに「実験管理装置用 AC アダプタ」, 「シガーソケットコンセント」の 2 つのプラグがささっていることを確認.
- (午後) 「実験管理装置用 AC アダプタ」は実験管理装置とあらかじめ接続しておく (図 10.1).

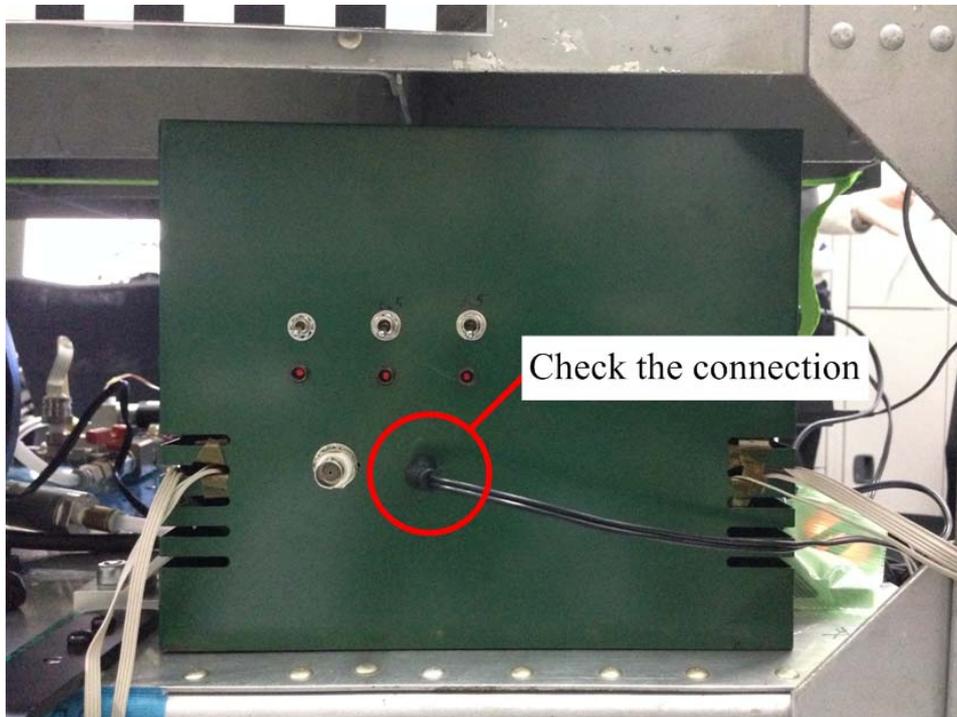


図 10.1 実験管理装置との接続

- (午後) シガーソケットコンセントのプラグをコンセントにさすと, 赤と緑の LED が 2 つ点灯し, コンプレッサーの画面が表示されるようになるのでそれを確認する (図 10.2).
※点灯しない場合はコンプレッサーとシガーソケットコンセント間の接続不良 (赤色の LED 部) である場合が多いので, しっかりと接続し直す.

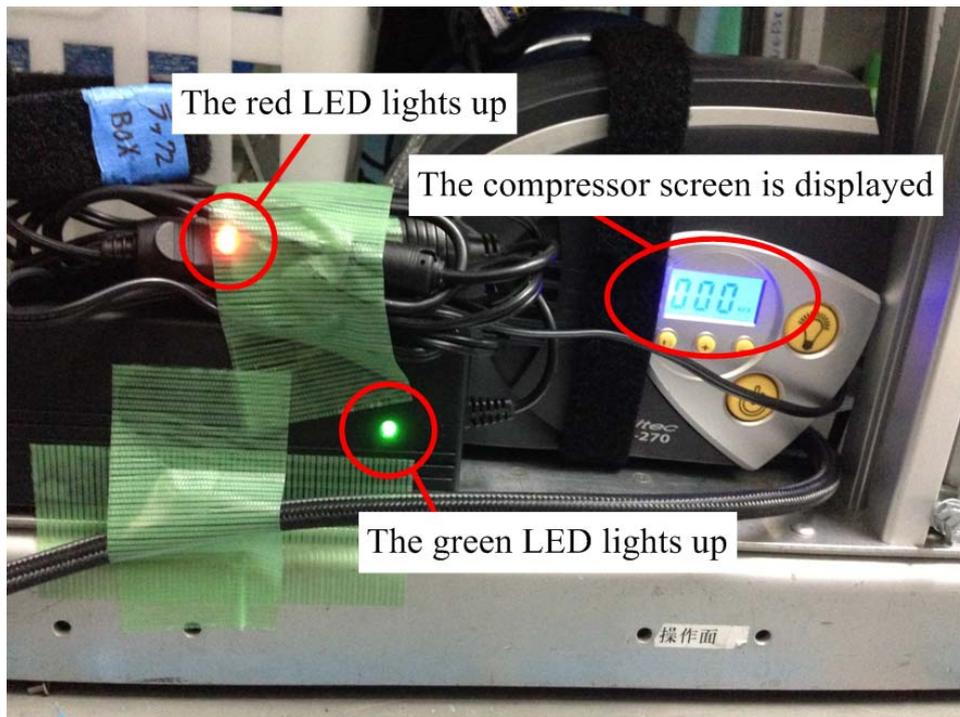


図 10.2 LED と画面表示の点灯

- (午後) ガスホースの 2 ヶ所のバルブが ON (ホースと並行の向き) になっていることを確認する (図 10.3). バルブは養生テープで固定しておく.

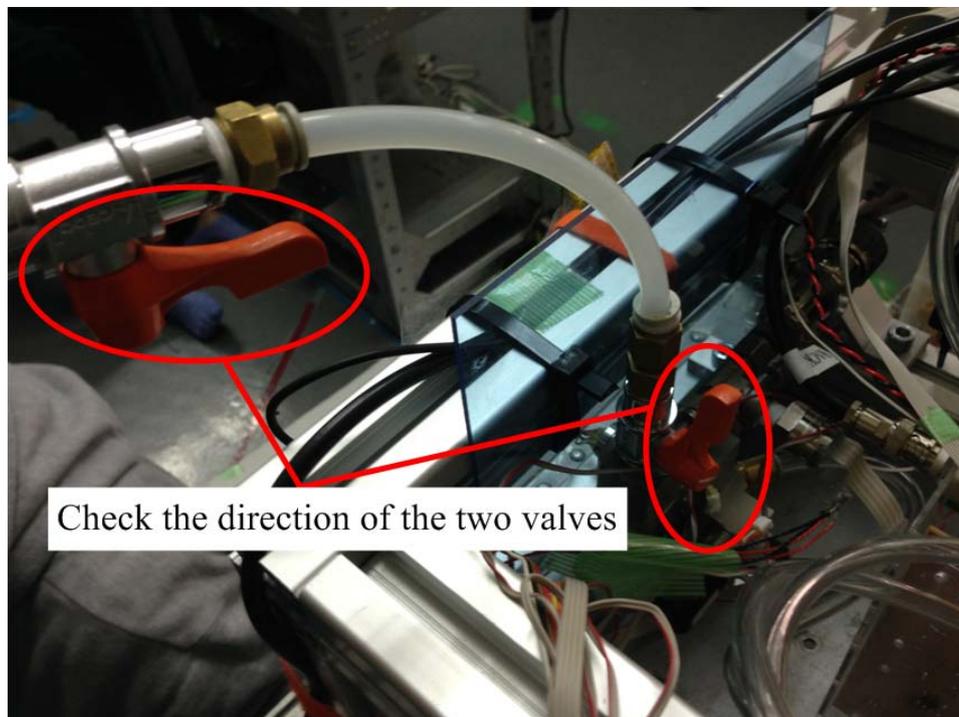


図 10.3 バルブが ON になっていることを確認

□ (朝) 離陸前にあらかじめガスタンクにガスを 300 kPa まで充填しておく。また、このときにリークが起きていないかを音と目視で確認する。

・ 治具関係その他

- (朝) 治具設置に必要な治具及びねじ、六角レンチ、電動ドライバー（ドライバー用ドリル含む）がそろっていることを確認。また、チューブを弾く指示棒も搭乗者（ラック 1 での展開はラック 1 搭乗者、ラック 2 での展開はラック 2,3 側搭乗者）は持っていく。
- (午後) 折りたたんだ膜面を固定する用の養生テープをラック 1 に 7 枚貼りつけておく。
- (午後) あらかじめ BNC ケーブルを「実験管理装置」と「基板 BOX」に設けられたジャックにそれぞれ接続しておく。
- (午後) リユースチューブを用いてセンサのデータ取得ができるかの確認。
- (午後) 基板 BOX と実験管理装置の ROM を消去しておく。

【離陸～パラボリックフライト終了までの手順】

・ 離陸後、カメラ用治具、供試体用治具を組み立てる。治具を組み立てる際はねじの種類の違いに注意する。

※ねじ頭が青いものはプレートブラケット用（図 10.4）

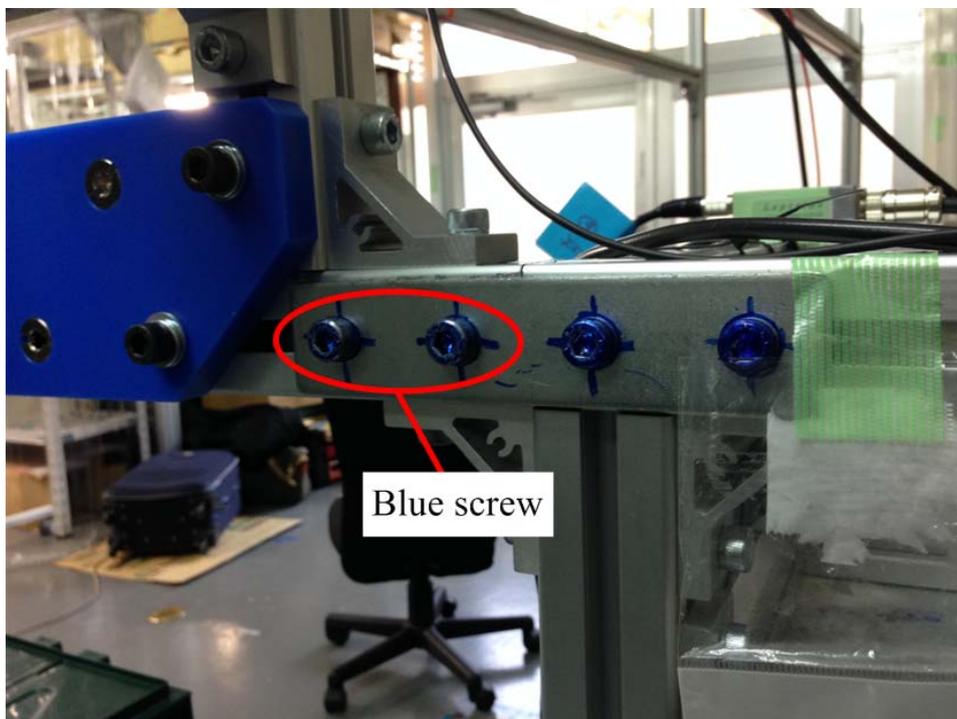


図 10.4 プレートブラケット用ねじ

・GoPro の設定が「1440, 80 fps」になっていることを確認し、カメラキャリブレーションをする（膜面の運動領域を網羅するように、最低でも 20 枚以上。搭乗者はあらかじめ練習しておく）。キャリブレーション後は GoPro の撮影を停止しておく。

※このとき、手持ちの LED で同期をとることを忘れない。

・ラック 2 に取り付けられた、ラック 1 の展開構造物を照らす 2 台の LED 照明の電源を ON にする。2 台とも明るさは最大、角度は床に対し垂直にする。（図 10.5）



図 10.5 照明・カメラの取り付け位置と角度

・ガスタンクの内圧が足りないときはコンプレッサーを動作させ（図 10.6）、内圧を 300 kPa にする。確認はアナログ圧力計（図 10.7）の数字を信頼するものとし、合間をみて内圧が上昇していることを確認する。

※基本的には設定圧力で自動停止するが、まれに停止しない場合がある。その場合は手動でコンプレッサーのボタンを押し停止させる。

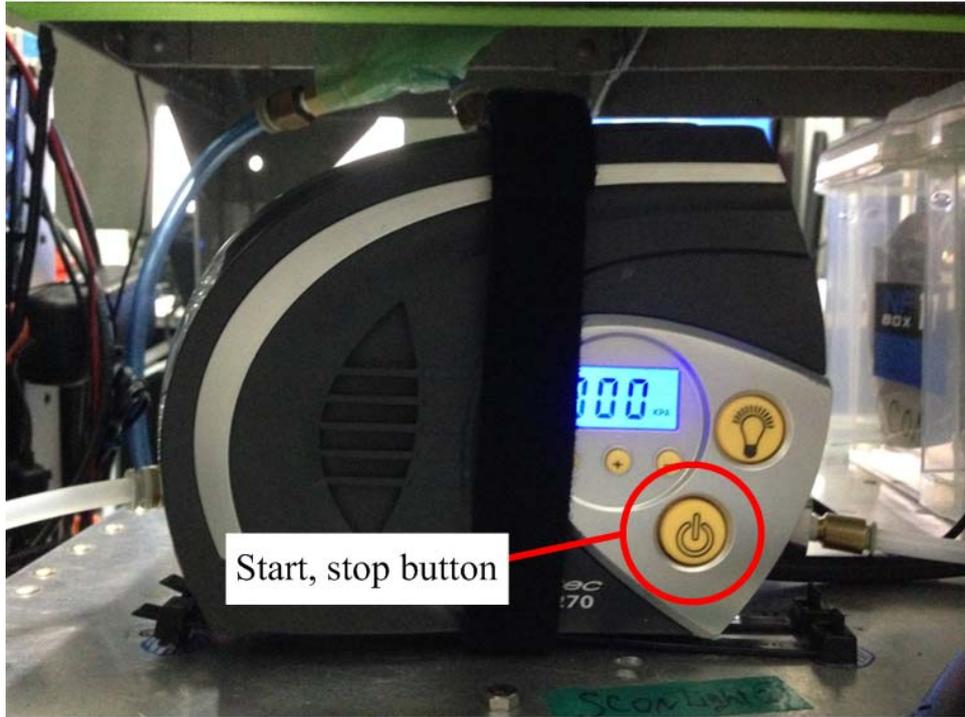


図 10.6 コンプレッサー動作のスタート，ストップボタン

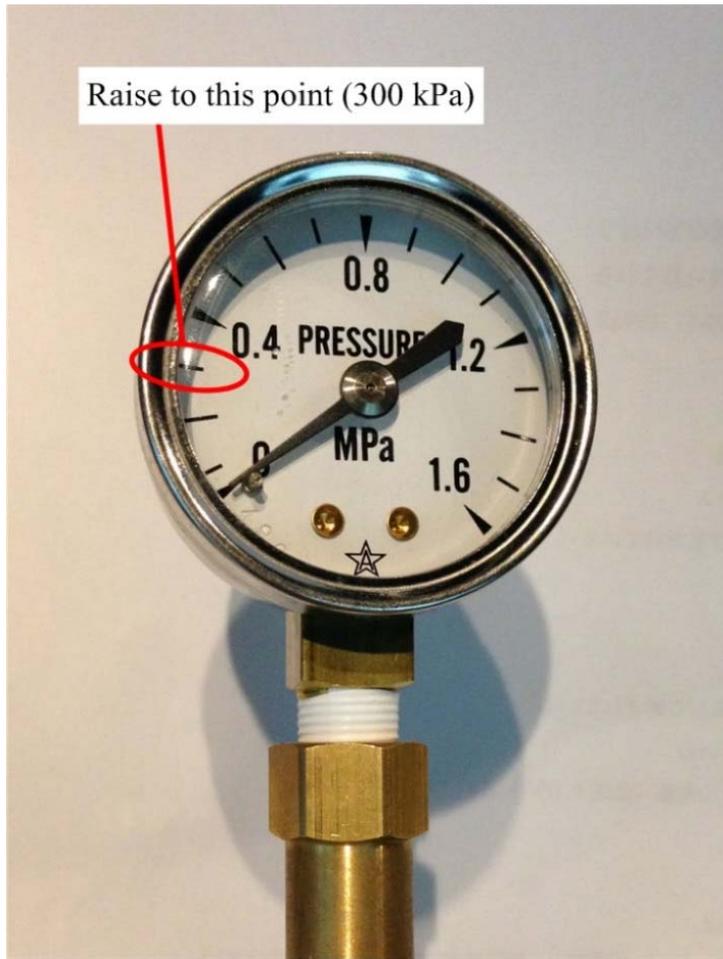


図 10.7 ガス圧確認用アナログ圧力計

- ・ 収納機構を番号順に供試体収納 BOX（図 10.8）から取り出す。
- ※このとき，収納機構に示された番号を確認し，順番を間違えないようにする。

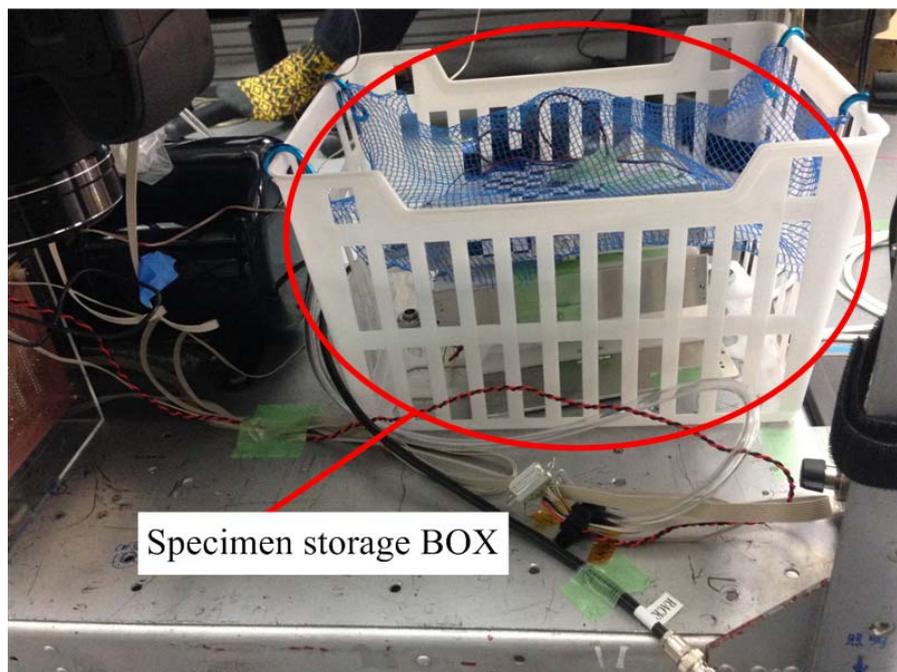


図 10.8 供試体収納 BOX

- ・ D-sub を収納機構に接続する（図 10.9）。
- ※収納機構をクサビロッククランパーで固定する前にやっておく（クランパー固定後に D-sub を取り付けようとすると，クランパーが外れることがあるため）。

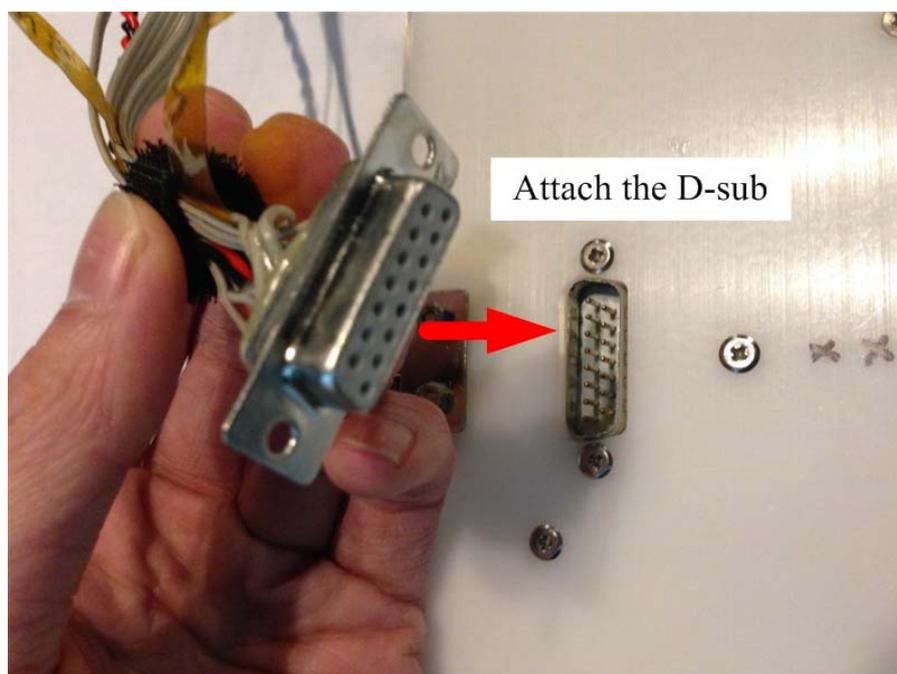


図 10.9 D-sub の取り付け

・収納機構とガスホースを、ホースにある青い線の部分まで接続する（図 10.10）. ガスホースの取り付け（or 取り外し）は、図 10.11 に示すように継手の可動部分を押し込めつつ行う。

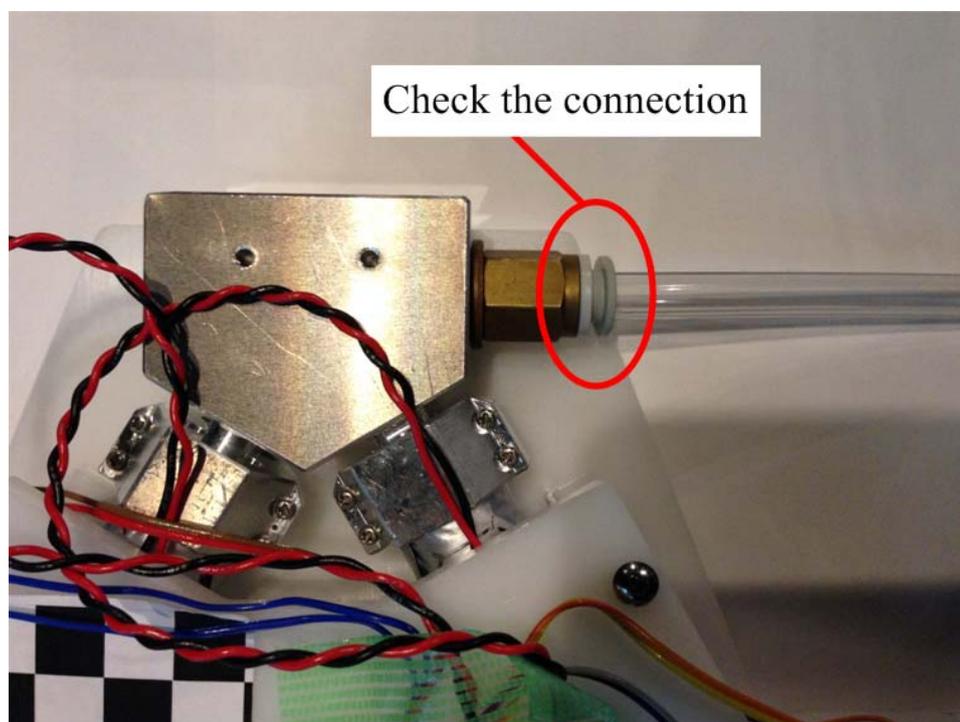


図 10.10 ガスホースの接続

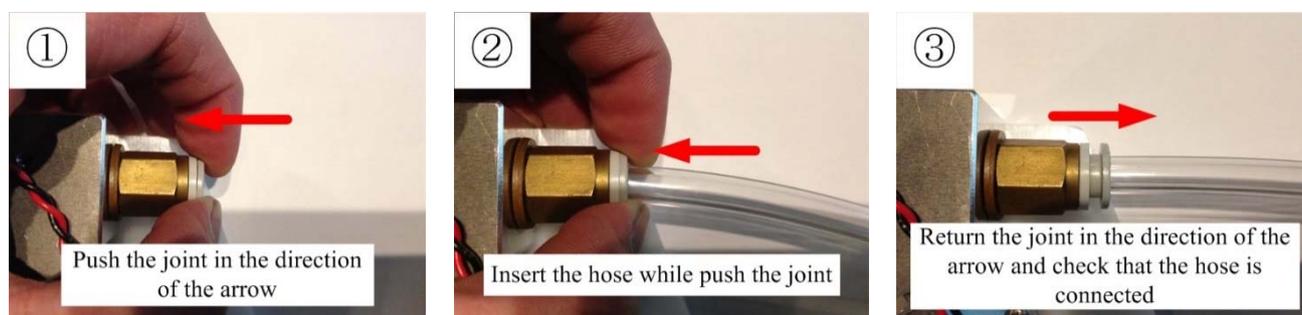


図 10.11 ガスホースの接続方法

・ラック 1 の前まで出てきた後に、収納機構を 2 つのクサビロッククランパーで治具と固定する。クランパーは「OFF」が外れる方向、「ON」が固定される方向である（図 10.12）。余った配線はラック 1 につけておいた養生テープで固定する。

※このとき、クランパー付近を治具と収納機構を挟み込むように手で押さえながら行わないと、クランパーが浮いたままになってしまい、きちんと固定されず外れる原因となる（図 10.13）。

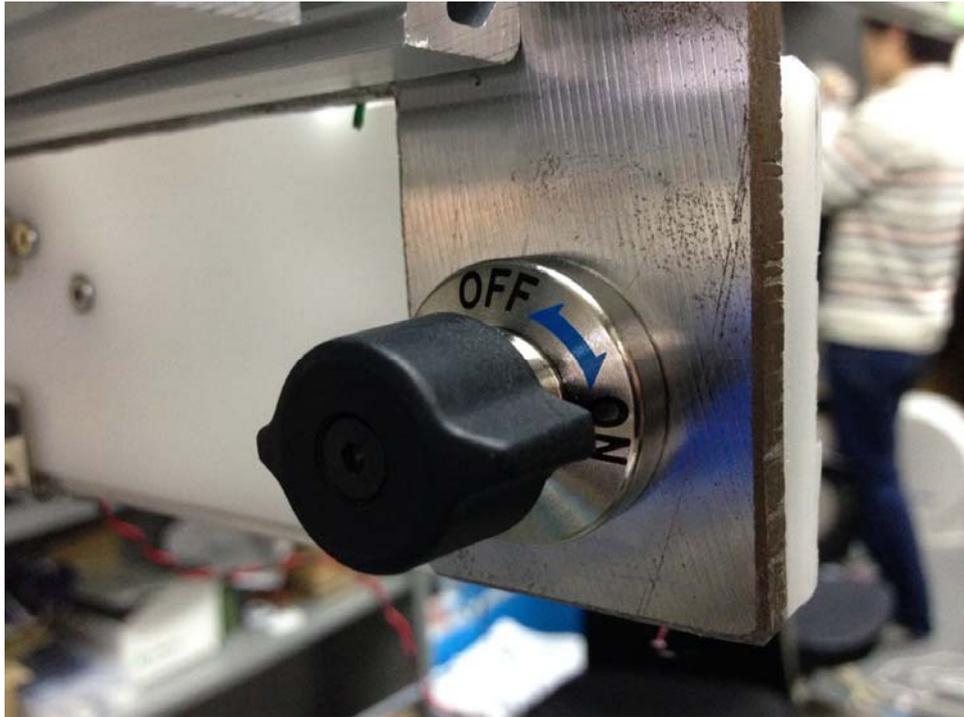


図 10.12 「OFF」が外れる方向, 「ON」が固定される方向

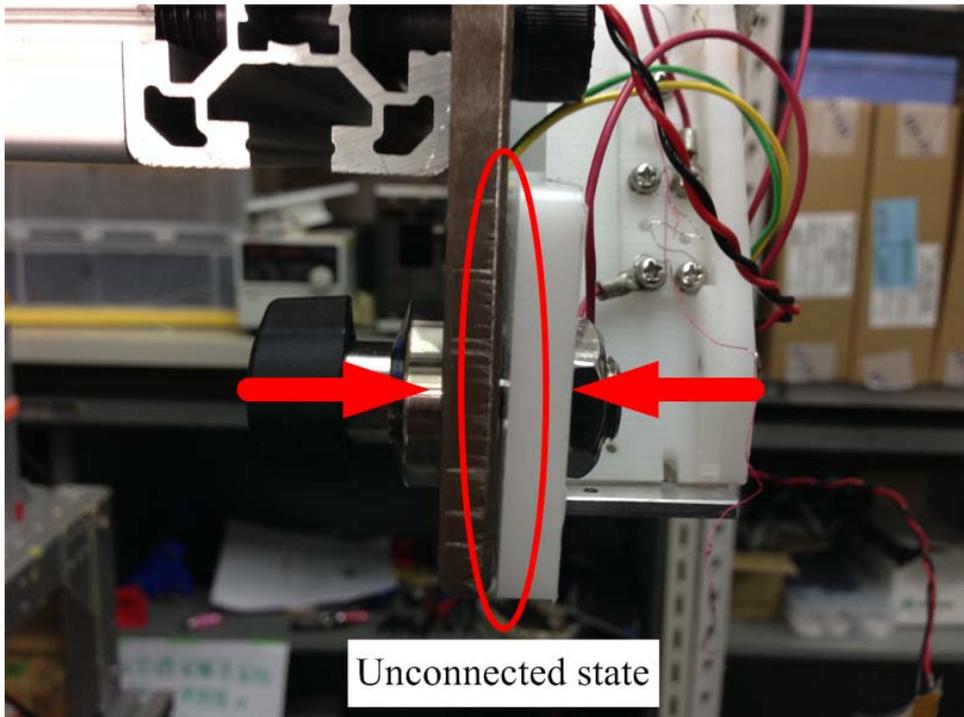


図 10.13 収納機構が金属プレートから浮いてしまっている状態

・「実験管理装置」には「RACK1-2」, 「基板 BOX」には「RACK1-1」の BNC ケーブルをそれぞれ接続する (図 10.14).

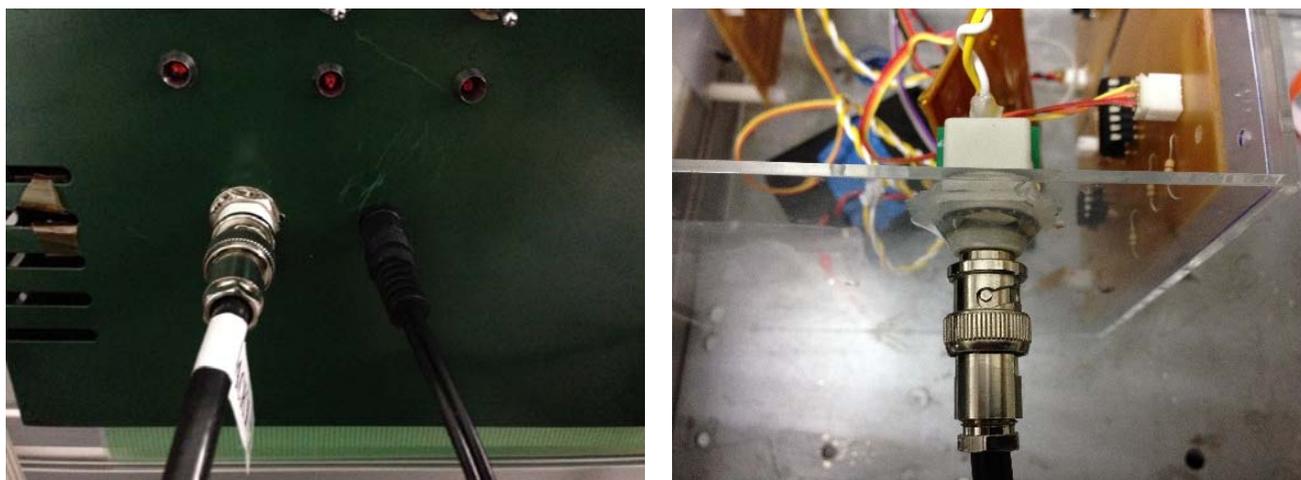


図 10.14 BNC ケーブルの接続 (実験管理装置 (左), 基板 BOX (右))

- ・実験管理装置のスイッチを番号順に 3 つとも ON にする。
- ※スイッチを ON にすると実験管理装置の赤色の LED が点灯する (図 10.15)。

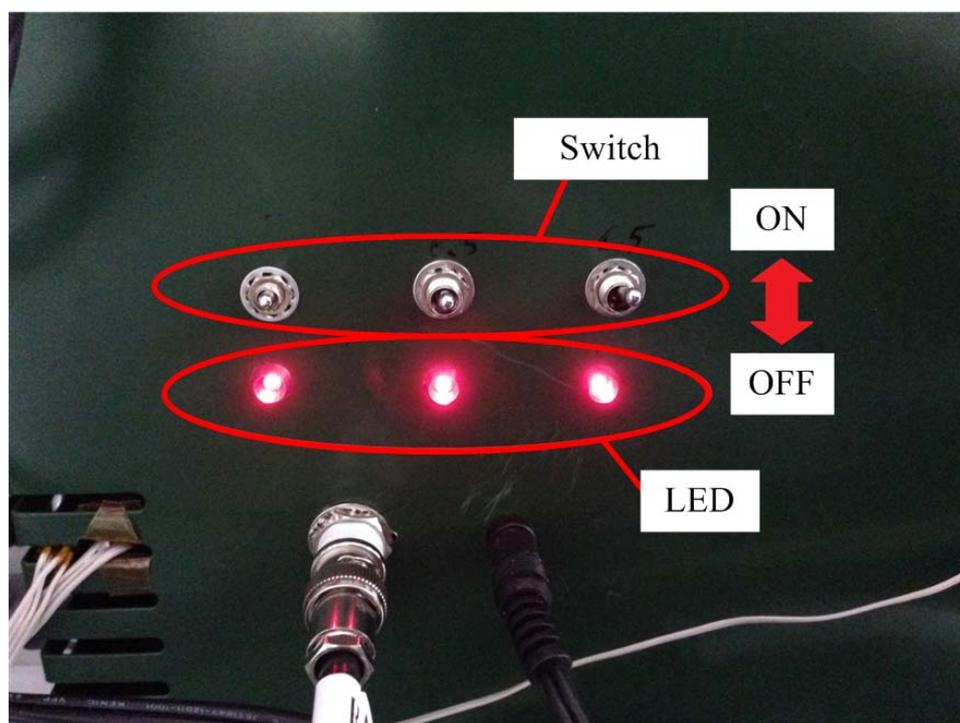


図 10.15 実験管理装置のスイッチ 3 つを ON にする

- ・基板 BOX のバッテリーを ON にする。

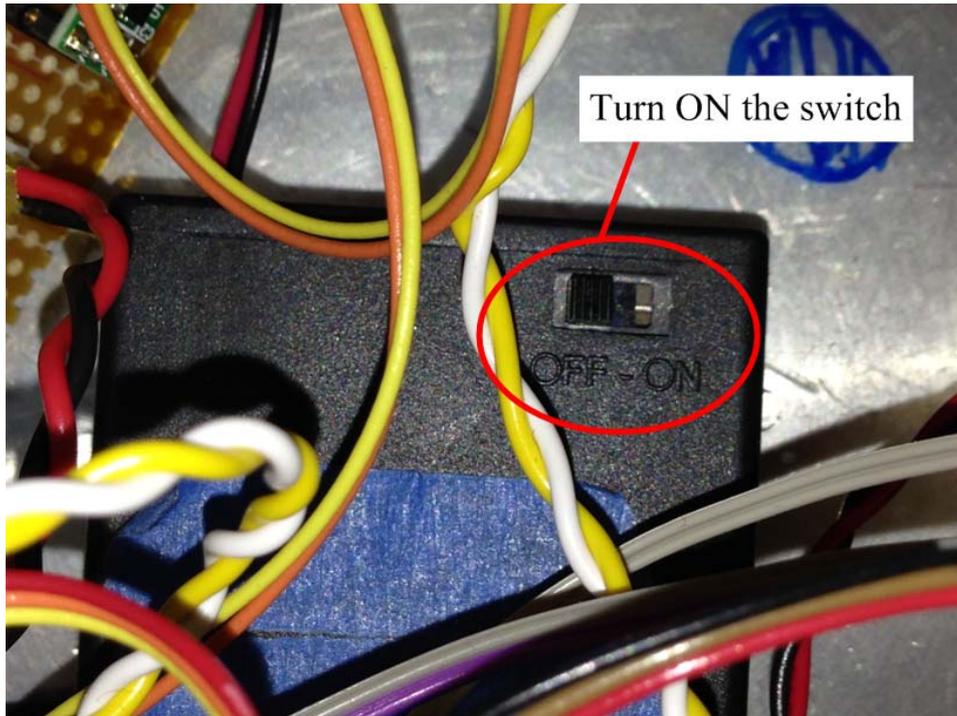


図 10.16 基板 BOX のバッテリーを ON

・ GoPro を 2 台とも ON にし、動画の撮影を開始する。

※GoPro の設定は「1440, 80 fps」。

・ 準備が完了したらシートベルトを締め、指示棒を伸ばしておく。

・ 無重力検知信号によって収納機構の蓋が開き膜面展開するのを確認する。

・ チューブが展開したら、ラック 1 搭乗者から見て右側のチューブのできるだけ先端を 2 回指示棒（図 10.17）で弾く。

※チューブの展開途中では弾かない。ラック 1 での展開はラック 1 搭乗者が担当。



図 10.17 指示棒

- ・コンプレッサーを動作させ，ガスタンクの内圧を 300 kPa にする.
 - ・GoPro を 2 台とも OFF にし，動画の撮影を終了する.
 - ・膜面展開後は，チューブと膜面をつないでいるカプトンテープを取った後，膜面は折り目に沿って半分くらいまで折り直してから収納機構から取り外して，ラック 1 についている養生テープでラック 1 側面に固定し，そのあとクサビロックランパー，ガスホース，D-sub の順に取り外す．チューブは収納機構に巻きつけるようにして収納する．実験が終わった収納機構は，供試体収納 BOX に収納する．このとき展開後の膜面をつぶさないように注意しながら，収納機構は番号によって定められた位置（もともとあった場所）に再び収納する.
 - ・次の収納機構の準備を行う． → 「収納機構を番号順に供試体収納 BOX から取り出す。」へ戻る
 - ・CM の実験がすべて終了したら，実験管理装置のスイッチを番号順に 3 つとも OFF，基板 BOX のバッテリーを OFF にし，念のため BNC ケーブルを「実験管理装置」と「基板 BOX」に設けられたジャックからそれぞれ取り外しておく（誤動作を防ぐため）.
 - ・GoPro の設定が「1440, 80 fps」になっていることを確認し，カメラキャリブレーションをする（膜面の運動領域を網羅するように，最低でも 20 枚以上．搭乗者はあらかじめ練習しておく）．キャリブレーション後は GoPro の撮影を停止しておく.
- ※このとき，手持ちの LED で同期をとることを忘れない．

【パラボリックフライト終了後】

- ・地上でカメラの誤差評価を行う。GoPro の設定は「1440, 80 fps」になっていることを確認する。
- ・動画の抜き出し, バッテリーの充電 (GoPro 本体, GoPro 用外付けバッテリー, 照明・基板 BOX 用 Eneloop), 収納機構の準備等, 「離陸前確認」で示した部分の (午後)・(ホテル) での作業をする。

10.2. 航空機微小重力実験ラック画像

実際に航空機微小重力実験でラック内に実験装置を設置したときの写真について, ラック 1 を図 10.18 に, ラック 2 を図 10.19 に示す。

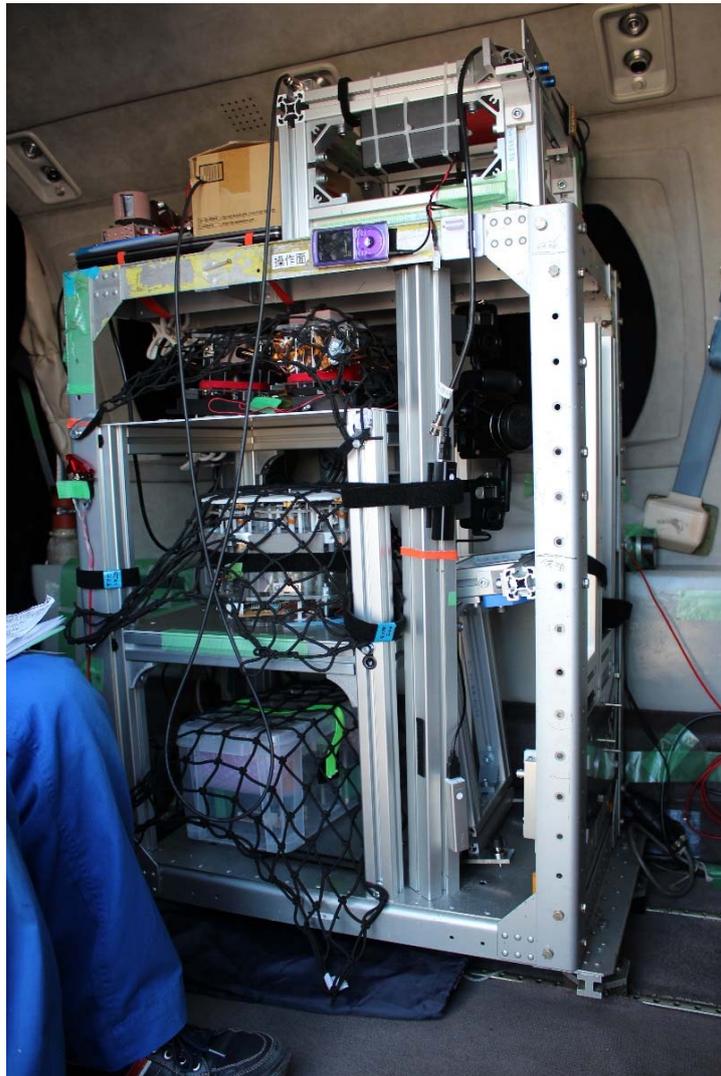


図 10.18 ラック 1 実験装置収納写真

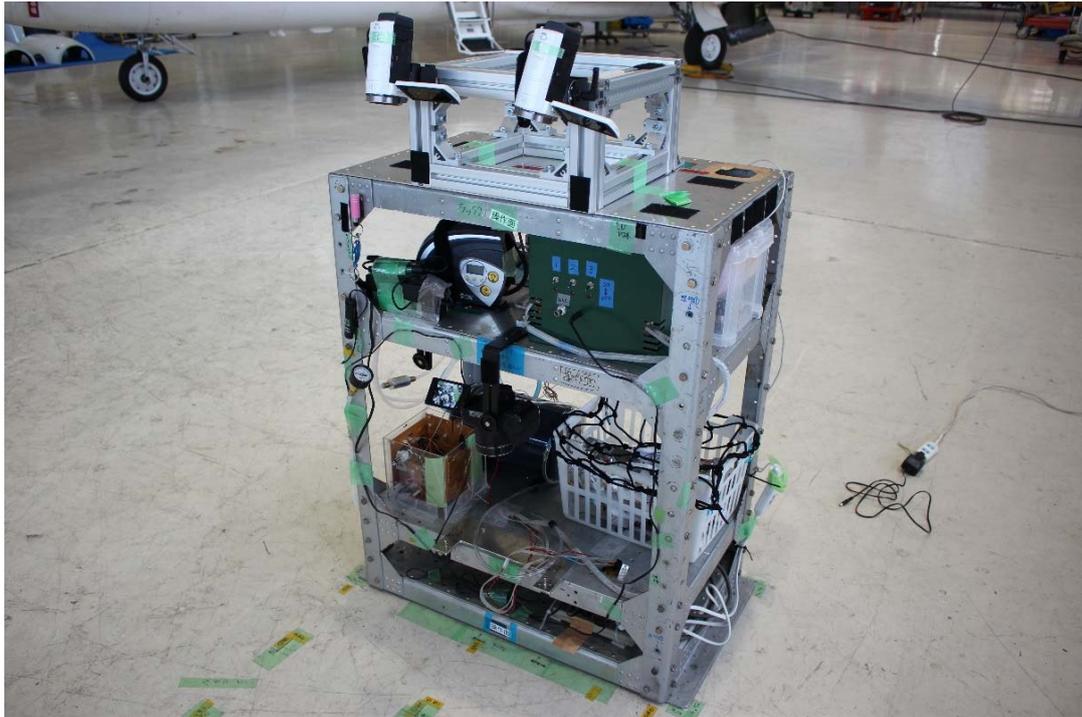


図 10.19 ラック 2 実験装置収納写真

10.3. 航空機微小重力実験でのガス注入圧履歴

航空機微小重力実験で膜面が引っかけたとき（膜面サイズ 1540 mm，チューブ + 膜面，50 kPa）のガス注入圧履歴を図 10.20 に示す．なお，このときのガス圧は絶対圧である．

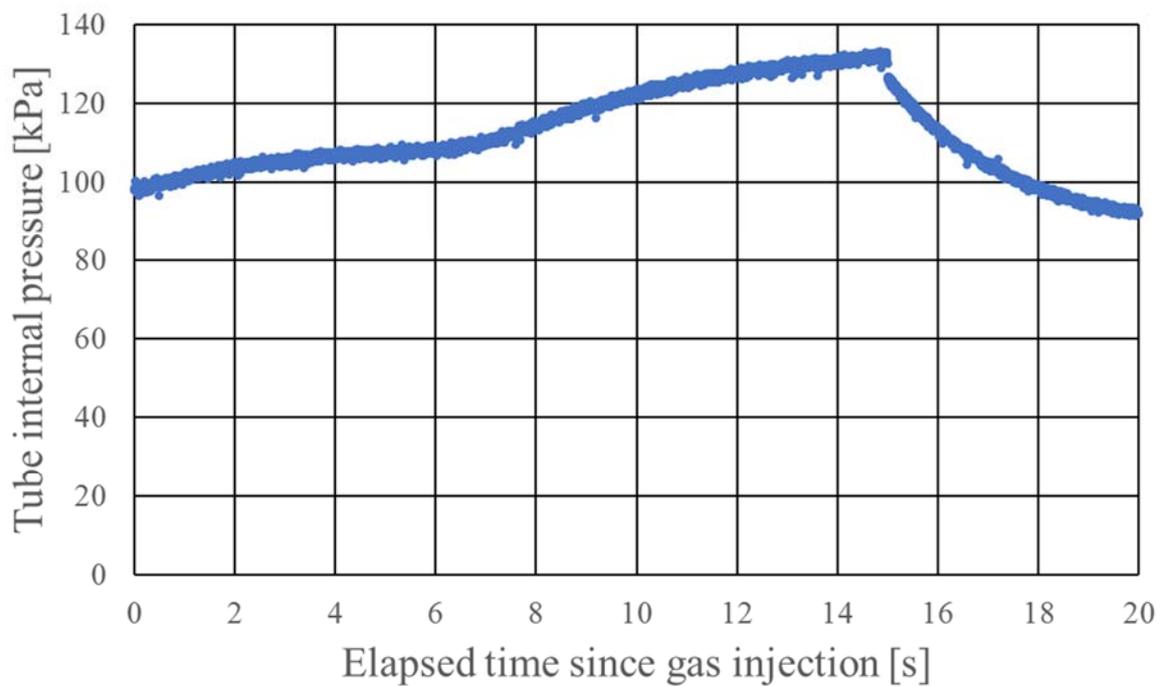


図 10.20 航空機微小重力実験で膜面が引っかけたときのガス注入圧履歴
（膜面サイズ 1540 mm，チューブ + 膜面，50 kPa）