

大気球を用いたソーラーセイル膜面の準静的展開実験

森 治¹, 中 納 知 樹², 多羅尾 康 太², 志 田 真 樹¹,
津 田 雄 一¹, 佐 伯 高 尚¹, 川 口 淳一郎¹

Static Deployment Experiment of Solar Sail Membrane Using a Balloon

By

Osamu Mori¹, Tomoki Nakanoh², Kohta Tarao², Maki Shida¹,
Yuichi Tsuda¹, Takanao Saiki¹, and Jun'ichiro Kawaguchi¹

Abstract: One of the most important assignments of the solar powered sail proposed in ISAS/JAXA is the static deployment of its membrane whose diameter is about 50m. The demonstration of the deployment mechanism is performed using a balloon. First, the sail shape and its folding pattern are investigated by the dynamic deployment using a spinning table. Next, the deployment motion is analyzed by numerical simulations using multi-particle model in order to decide the sail size. Finally, the experiment system is introduced and the experiment results are shown in detail.

概 要

ISAS/JAXA が提案しているソーラー電力セイルでは直径50m 程度の膜面を準静的に展開する必要がある。この膜面展開機構を提案し、大気球実験により実証することとした。本論文では、このための準備として、スピントーブルを用いてクローバ型の展開実験を行い、1次展開と2次展開を連続して行うための膜面の折り方や形状を検討する。次に、多粒子系モデルを用いた数値シミュレーションによって、展開運動を解析し、気球実験のための膜面のサイジングや準静的展開機構を用いた運動の検証を行う。さらに、これを踏まえて構築した実験システムを紹介し、最後に、得られた実験結果について詳細に考察する。

重要語：ソーラーセイル，準静的膜面展開，多粒子モデル

1. はじめに

ソーラーセイルは太陽光中の光子から運動量を得ることができ、推進剤を搭載する必要がないため、将来の深宇宙探査のための推進機関の一つとして期待されている。宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部では、受光膜の一部を薄膜太陽電池で構成し、それにより得られる電力を利用して、超高比推力のイオンエンジンを駆動するハイブリッドセイルを提案している。現在、WGにおいて、直径50m 程度の膜面を展開し、木星フライバイと

¹ 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部

² 東京大学 大学院工学系研究科 航空宇宙工学専攻

それに続くトロヤ群小惑星とのフライバイを行うミッションを検討している [1]。

ソーラーセイルの展開は、ブームやマストを進展する方法 [2]–[3] や、膜面の各先端に宇宙機を結合し、宇宙機間のフォーメーションフライングで実現する方法 [4] 等が提案されている。本 WG では、直径50m の膜面をより軽量に展開するために、システム全体を回転させ、遠心力によって、膜面の展開および保持を行うことを想定している。

膜面の形状としては、円型とクローバ型の2種類に分けられる。さらに、円型については、折り畳み方によって、扇子型 [5]・回転二重折型 [6]・擬似対数螺旋型 [7] に分けられる。この中でクローバ型のみは、展開が十字形状まで展開する1次展開と最終形状まで展開する2次展開の2段階に分けることができ、周方向の張力を積極的に用いなくても、展開が実現できる。周方向の張力に依存した展開では膜面の各要素の相対位置によって周方向の張力が変化するため、展開状況が定まりにくい。一方、クローバ型では、周方向の張力による展開運動の不確実性を抑えることができる。特に、コリオリ力等の動体力や外力を小さくすれば、展開運動を一定にできると考えられる。本論文では、クローバ型の展開について扱う。

著者らは、実際に展開できることを確認するために、真空槽を利用した真空落下試験 ($\phi 1.5\text{m}$ 膜) を経て、2003年8月に大気球を利用した準真空落下試験 ($\phi 4\text{m}$ 膜) を行い [8]、クローバ型の前身であるの逆傘型の動的な2次展開を実現した。これを踏まえ、2005年6月に大気球を用いて、より大きなスケールのクローバ型膜面を準静的に1次および2次展開する実験を計画した。

本論文では、まず、このための準備として、スピントーブルを用いてクローバ型の動的展開実験を行い、1次展開と2次展開を連続して行うための膜面の折り方や形状を検討する。次に、多粒子系モデルを用いた数値シミュレーションによって、すでに行った展開実験の運動を解析し、大気球実験のための膜面のサイジングや準静的展開機構を用いた運動の検証を行う。さらに、これを踏まえて構築した実験システムを紹介し、最後に、得られた実験結果について詳細に考察する。

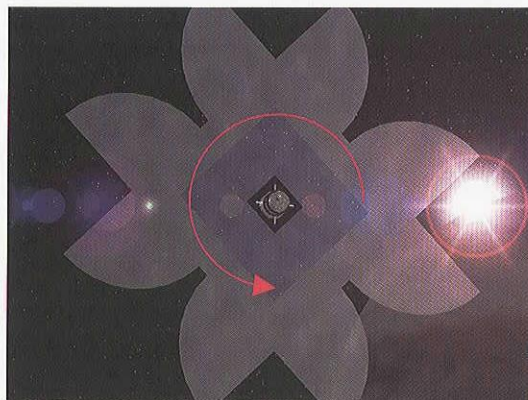


図1 ソーラー電力セイル

2. 膜面形状

2.1. 逆傘型形状とクローバ型形状

2003年に行った気球実験では図2に示す逆傘型形状の膜面を用いて、2次展開（十字形状から最終展開形状までの展開）に成功した。しかし、その後の検討も含め、以下の2つの問題が明らかになった。

(A) 各ペタルが完全に展開しない

図3の実験結果から分かるように、膜面は途中までしか進展しない。これは、膜面の折り目が最終的に、遠心方向と一致することが原因である。

(B) 2次展開前の形状維持に不都合である。

膜面が遠心力で2次展開を開始しないように白矢印の部分を押さえておかなければならない。このために、本体からアームを伸ばす必要がある。

(C) 各ペタル間をつなぐブリッジが必要である。

ブリッジがない場合、各ペタルは遠心方向につぶれてしまう。ブリッジはペタルの形状を保つ一方で、展開時にペタルの運動を干渉する可能性がある。

これらの問題を解決するために図4で示すクローバ型を新たに提案する。この型は、(A)に対応するために従来のペタル形状から90degの扇形を引いている。最終的な展開状態において、膜面の折り目方向と遠心方向のなす角は十分大きく、展開が最後まで進むことが期待できる。また、(C)へ対応するために、各ペタル間をつないで、ブリッジを削除した。

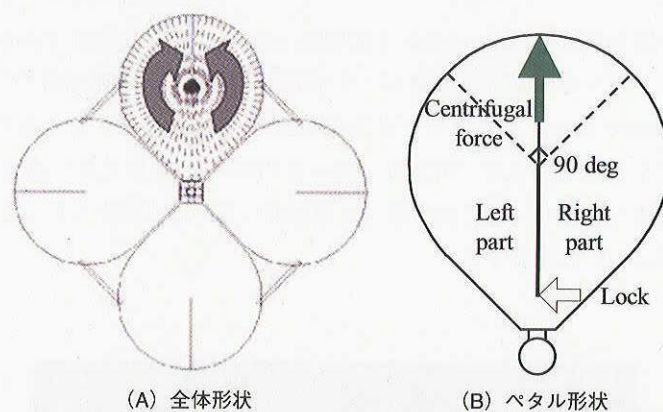


図2 逆傘型形状

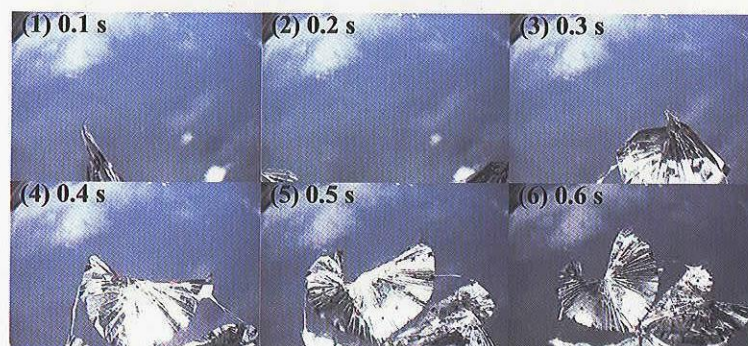


図3 逆傘型展開実験

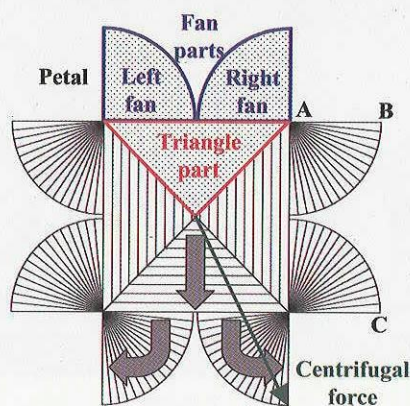


図4 クローバ型形状

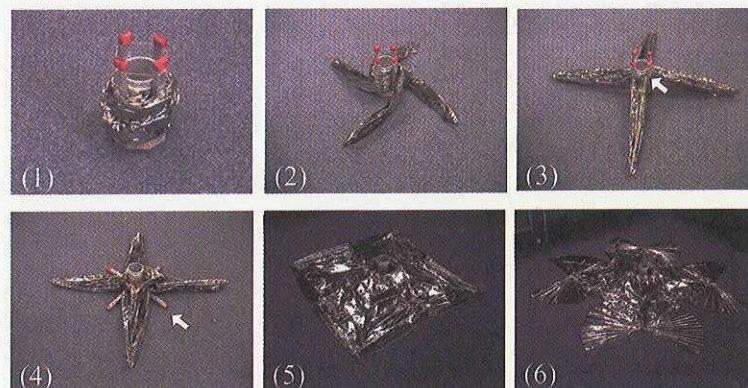
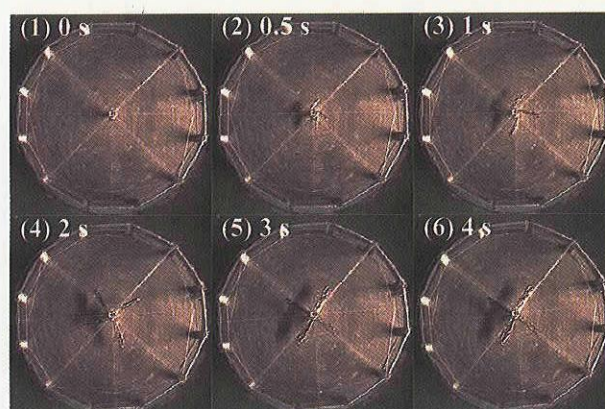
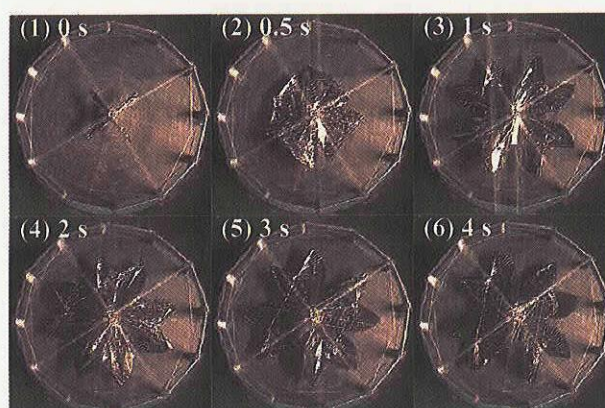


図5 展開手順

クローバ型の展開手順を図5に示す。(1)～(3)が1次展開、(4)～(6)が2次展開である。1次展開では、初期状態からヨーヨー展開によって、4つのペタルを展開し、十字形状とする。十字形状は(3)の白矢印に示したように根元をロックすることで維持できる。このロックは本体に取り付けることができるので、問題点(B)で示したアームは必要ない。ロックを解除し、まず三角形部、続いて(5)の○の部分に折り込まれている扇形部を展開する。本展開は遠心力を最大限に利用し、周方向の張力を積極的に用いる必要がないことが大きな特徴である。以下では、クローバ型の展開について検証する。



(a) 1次展開



(b) 2次展開

図6 クローバ型展開実験

2.2. スピンテーブル実験

クローバ型膜面の1次・2次展開時の運動、および、展開後の形状を確認するために、スピンテーブルを用いて直径2mの膜面を2Hzで回転させ、動的に展開する実験を行った。

実験結果を図6に示すように、本実験により、1次展開・2次展開を連続して、実現できた。ヨーヨー展開による1次展開後に、本体で膜面の根元をロックすることで、十字形状を維持でき、このロックを解除すると、三角形部・扇形部の順で展開していることが示された。また、2次展開は最終形状まで進展し、形状を維持できることも示された。一方で、後述するように1次・2次展開ともに、膜面がスピンテーブル中心軸に巻き付いていることも確認できた。

3. 気球実験概要

動的に展開する場合、膜面が本体に巻き付く。膜面スケールが大きくなるほど、この巻き付きは大きくなるため、大きなサイズの膜面の場合、準静的に展開しなければならない。そこで、気球実験で準静的な展開を検証する。

3.1. スケーリング

はじめに膜面のスケールを決定する。上空でも大きな膜面を展開する場合、空気抵抗の制約を受ける。空気抵抗により機体が受けるトルクは $\tau = Fr = 0.5C_d \rho v^2 S r \propto \omega^2 r^5$ であり、膜面半径の5乗に比例する。膜面サイズが大きくなるとトルクが一気に増大する。

一方、このトルクは角速度の2乗にも比例するので、角速度を小さくすることで抑制できる。しかし、本実験では、展開時間を長く取るため、膜を落下させずに気球に吊り下げたまま実験を行う。このときの重力による膜面の傾き角は $\Theta \approx \tan^{-1}(2g/\phi\omega^2)$ と表され、角速度を小さくすると、傾きが増大してしまう。

以上を踏まえ、図7に示すように、膜面サイズを21mとし、各ベタルに1.5kgの中心マス1個と、0.27kgの先端マス2個を取り付けることで空気抵抗と傾きの問題を緩和して、展開実験を行うこととした。直径20mクラ

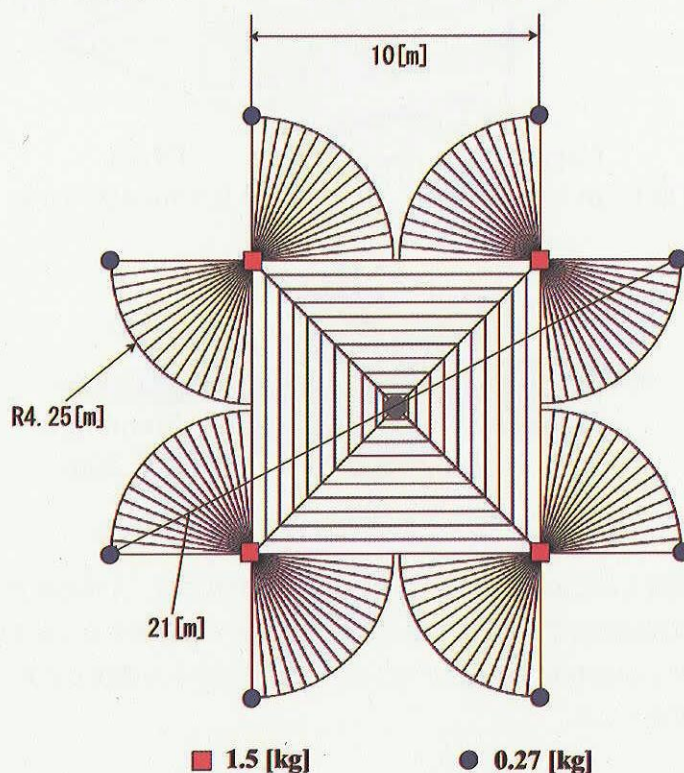


図7 中心マスと先端マス

表1 膜面スペック

PET (ポリエチレンテレフタレート)	
厚さ	12 [μm]
密度	920 [kg/m^3]
中心部正方形の1辺の長さ	10.0 [m]
周辺部扇形の半径	4.25 [m]
正面面積	213 [m^2]
質量	2.36 [kg]
1次展開後慣性モーメント	11.8 [kgm^2]
2次展開後慣性モーメント	92.4 [kgm^2]
その他	片面に100Åのアルミ蒸着

スの膜面の展開は世界でも最大級で、本実験の重要性は非常に高いと考えられる。表1に膜面のスペックを示す。

3.2. 準静的展開システム

図8に展開システムの概要を示す。本システムは気球に吊るされたゴンドラとドラムから構成される。ゴンドラに搭載されたモータでドラムを回転させることによって、ドラムに巻き付けられた膜面を展開する。ゴンドラはスラストを用いて、モータからの反トルクをキャンセルする。

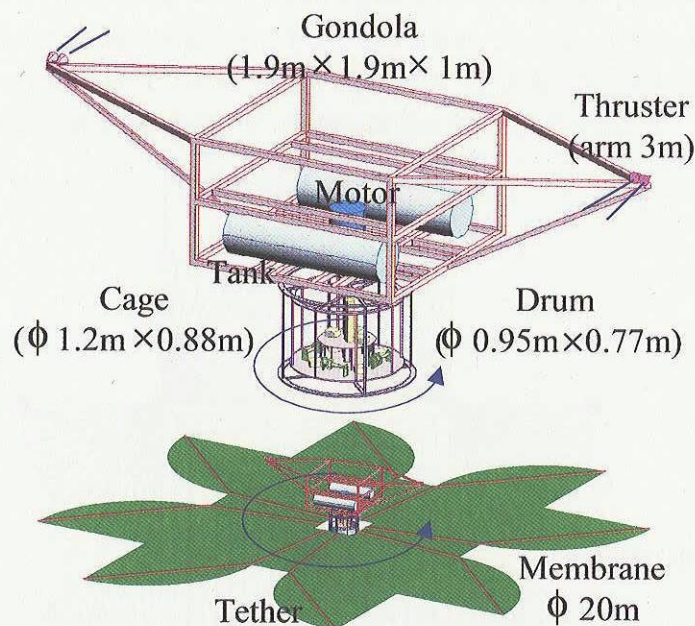
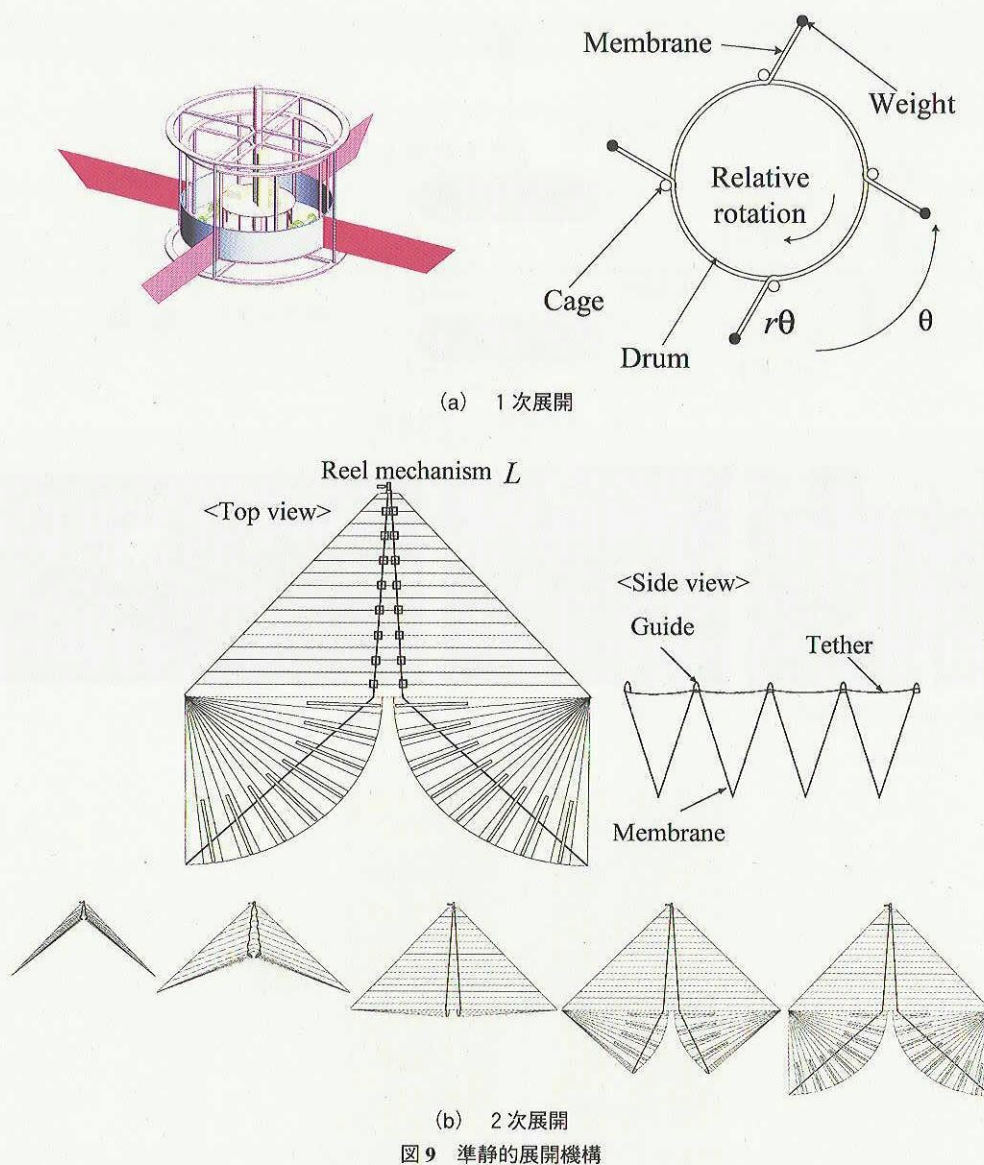


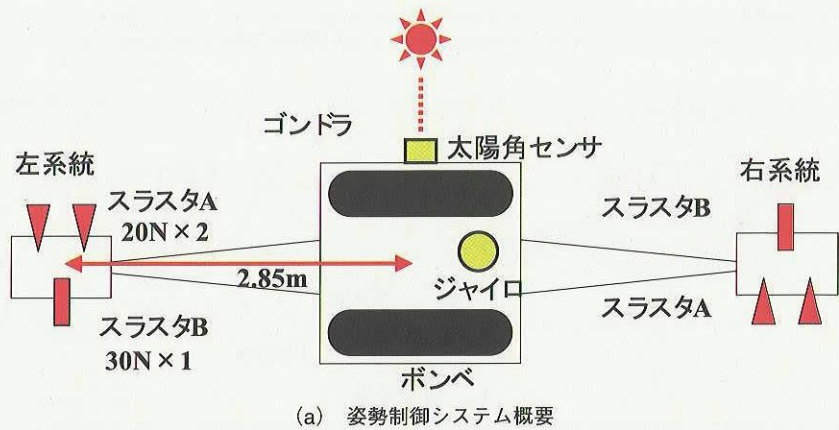
図8 展開システム

図9に準静的な展開を実現するための機構を示す。ドラムのまわりには、4本の柱からなるオリが取り付けられており、ドラムとオリは相対回転することができる。この相対角 θ を制御することで準静的な1次展開を実現する。また、膜面にはテザーが這わせてあり、ドラムに搭載されたリール機構でテザーの長さを調整することで、準静的な2次展開が可能となる。

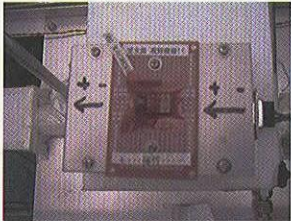


3.3. 姿勢制御システム

ゴンドラは図10に示す姿勢制御システムを搭載し、ドラム回転時にも姿勢を一定に保つようにしている。ゴンドラの左右にどちらもアーム長2.5mのスラスト系統があり、20NのスラストAが2機、30NのスラストBが1機を有している。スラストAはモータトルクをキャンセルする方向、スラストBはその反対方向に取り付けられている。制御モードは、両方向制御モードと消費制御モードがあり、前者は、ドラム回転時にスラストA、Bを噴射してゴンドラを静止することを目的としている。一方、後者は安全上の理由で、ドラム停止後に、スラストBをリークし、ボンベ残量を零にするためのものであり、このとき、ゴンドラが回転しないようにスラストAを噴射する。いずれの場合も、太陽角センサと圧電ジャイロによるPD制御（切り替え線制御）を採用している。窒素ガスボンベはCFRP製ボンベ（200リットル）を2本用いている。これは、表2に示すように市販の鋼性ボンベ（50リットル）6本分に該当し、CFRP製ボンベを用いることで軽量化および省スペースを実現している。



(b) 左スラスト系統



(c) 太陽センサ



(d) ポンペ

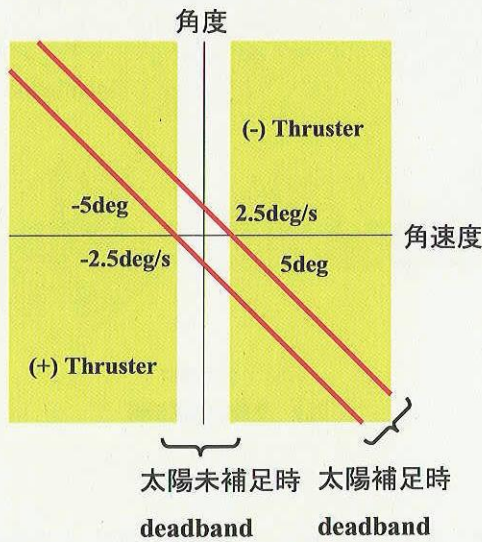


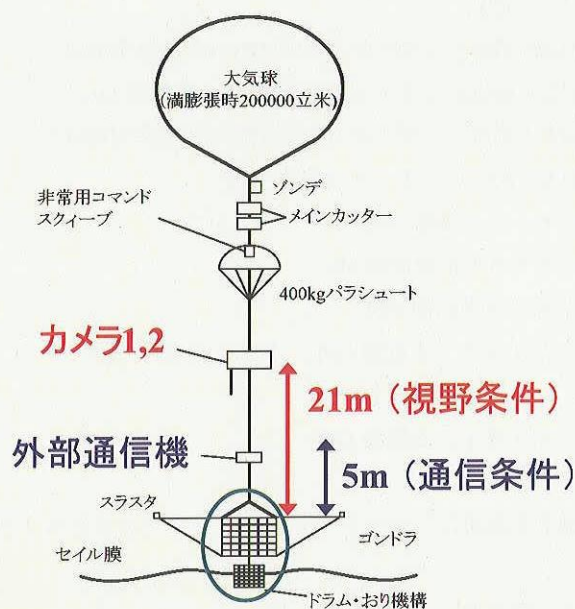
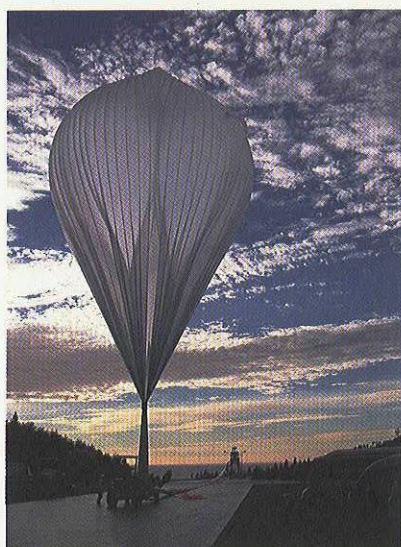
図 10 姿勢制御システム

表 2 鋼性ポンペと CFRP ポンペの比較

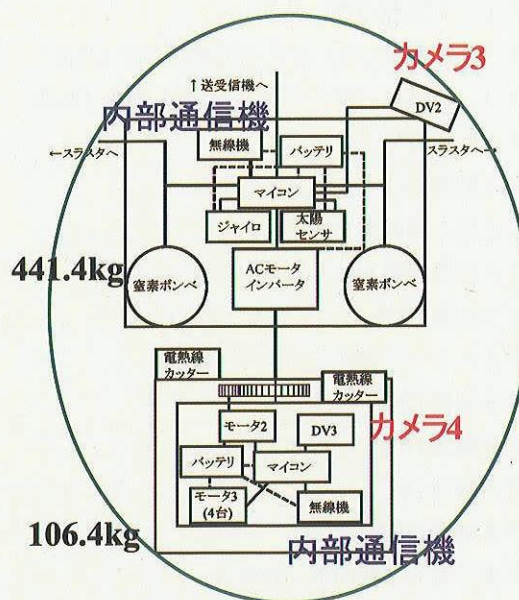
ポンペの種類	市販の鋼製ポンペ	CFRP ポンペ
容器重量 (DRY)	56kg×6 本 (20MPa, 50L 容器の場合)	52kg×2 本
ガス重量	65kg	65kg
容器重量 (WET)	401kg	169kg

3.4. 気球実験システム

本実験は、20万立方メートルの大気球 B200-5 号機で、PI 部（ゴンドラおよびドラム・オリ）を吊るし、上空35-40km において展開実験を行う。図11に示すように、実験状況を撮影するためのビデオカメラを4台用意した。このうち、カメラ1、2は、膜面全体を視野に入れるため、ゴンドラから21m 上方向に離れた。カメラ3はゴンドラ、カメラ4はドラムに設置した。カメラ1は運用に用いることを主目的とし、無線によりリアルタイムで映像を確認できる。カメラ2-4は膜の挙動解析を目的とし、高画質な映像を録画し実験終了後に回収する。通信機は、地上とゴンドラが通信するための外部通信機、ゴンドラとドラムが通信するための内部通信機を搭載している。外部通信機は膜が展開しても通信リンクを確保できるようにゴンドラから5m 上方向に離して設置した。



(a) 概要



(b) PI 部

図 11 気球実験システム

3.4. シーケンス・コマンド・テレメトリ

本実験で想定していたシーケンスを示す.

放球直後：カメラ 1 電源 ON

X+0s : カメラ 2 電源 ON

X+60s : ギンドラ系電源 ON

X+120s : カメラ 3, 4 電源 ON, ドラム系電源 ON

X+180s : スラスタ両方向制御 ON

X+240s : モータ 1 制御 ON

X+300s : オートシーケンス ON

Y+0s (X+300s) :

Y+10s (X+310s) : モータ 2 制御 ON (1 次展開90s)

Y+100s(X+400s) : モータ 2 制御 OFF, 電熱線 ON

Y+110s(X+410s) : モータ 3 制御 ON (2 次展開90s)

Y+200s(X+500s) : モータ 3 制御 OFF

X+680s : モータ 1 制御 OFF

X+740s : スラスタ消費制御 ON

X+1060s : スラスタ制御 OFF

X+1100s : カメラ 3, 4 電源 OFF, ドラム系電源 OFF

X+1160s : ギンドラ系電源 OFF

X+1220s : カメラ 1, 2 電源 OFF

これを実現するために, コマンド, テレメトリ (デジタル・アナログ) を以下のように設定した.

コマンド

1 カメラ 1 電源 ON

2 カメラ 2 電源 ON

3 カメラ 1, 2 電源 OFF (共通)

4 カメラ 3, 4 電源 ON, ドラム系電源 ON (共通)

5 カメラ 3, 4 電源 OFF, ドラム系電源 OFF (共通)

6 モータ 1 制御 ON

7 モータ 1 制御 OFF

8 スラスタ両方向制御 ON

9 スラスタ消費制御 ON

10 スラスタ制御 OFF

11 オートシーケンス ON

12 モータ 2 制御 ON

13 モータ 2 制御 OFF

14 モータ 3 制御 ON

15 モータ 3 制御 OFF

16 ギンドラ系電源 ON/OFF (選択式)

※ コマンド12-15はオートシーケンス途中で膜面が引っかけた場合に対する予備コマンドである.

デジタルテレメトリ

- 1 カメラ 3 電源 ON/OFF ※ 1
- 2 カメラ 3 録画 ON/OFF ※ 2
- 3 カメラ 4 電源 ON/OFF ※ 1
- 4 カメラ 4 録画 ON/OFF ※ 2
- 5 モータ 1 制御 ON/OFF ※ 2
- 6 スラスタ制御ビット 1 ※ 3
- 7 スラスタ制御ビット 2 ※ 3
- 8 オートシーケンス ON/OFF ※ 2
- 9 ゴンドラ系電源 ON/OFF ※ 2
- 10 ドラム系電源 ON/OFF ※ 2
- 11 通信 ON/OFF ※ 1

※ 1 ON : 点滅, OFF : Low

※ 2 ON : High, OFF : Low

※ 3 無制御 : ビット 2-Low, ビット 1-Low
 両方向制御 : ビット 2-High, ビット 1-Low
 消費制御 : ビット 2-High, ビット 1-High

アナログテレメトリ A

- 1 ボンベ 1 温度
- 2 ボンベ 2 温度
- 3 減圧弁 2 温度
- 4 電磁弁 2 温度
- 5 フレーム温度
- 6 ボンベ 1 圧力 : $7.0293 \times V - 0.1087$ [MPa]
- 7 ボンベ 2 圧力 : $7.0285 \times V - 0.1116$ [MPa]

アナログテレメトリ B

- 1 電磁弁 1 圧力 : $0.4010 \times V - 0.0069$ [MPa]
- 2 電磁弁 2 圧力 : $0.4009 \times V - 0.0058$ [MPa]
- 3 CCW 噴射パルス : $51.2 \times V$ [pulse]
- 4 CW 噴射パルス : $51.2 \times V$ [pulse]
- 5 太陽角センサ : $131.0 \times (V - 2.5)$ [deg]
- 6 レートジャイロ : $50.0 \times (V - 2.5)$ [deg/s]
- 7 モータ 1 角速度 : $V \times 0.4 / 5.0$ [Hz]
- 8 モータ 1 角度 : $V \times 200.0 / 5.0$ [rev]
- 9 モータ 2 角度 : $V \times 450.0 / 360.0 / 5.0$ [rev]
- 10 モータ 3 -A 角度 : $V \times 15.3$ [rev]
- 11 モータ 3 -B 角度 : $V \times 15.3$ [rev]
- 12 モータ 3 -C 角度 : $V \times 15.3$ [rev]
- 13 モータ 3 -D 角度 : $V \times 15.3$ [rev]

14 ゴンドラ系電源電圧： $V \times 5.0$ [V]

15 ドラム系電源電圧： $V \times 4.830$ [V]

4. 数値シミュレーション

前章で示した膜面のサイジング，取り付けるおもりの質量およびシーケンス等は，数値シミュレーションによって決定・確認した．本章ではこの詳細について述べる．

4.1. 多粒子モデル

シミュレーションモデルとして，多粒子モデルを用いる [9]–[10]．図12(a)，(b)はクローバ型の1次展開モデルおよび2次展開モデルである．1次展開モデルでは各ペタルをテザーとみなし，50の集中質量に分割している．2次展開では，ペタルの形状を考慮し，折り目に171の集中質量を配置している．集中質量の重量は，その点が膜面の中で占める面積から求める．また，集中質量間はばね・ダンパによって結合されるとし，ばね定数は仮想仕事の原理を用いて決定する．

$$m_i \ddot{\mathbf{q}}_i = \mathbf{C}_i + \sum \mathbf{T}_{ij} + \sum \frac{m_i \mathbf{D}_{ijk}}{m_i + m_j + m_k} + m_i \mathbf{g} \quad (1)$$

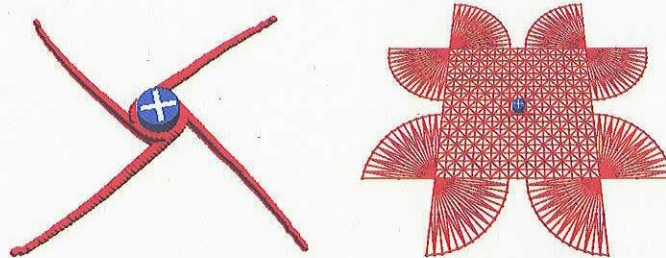
ここで， \mathbf{C}_i は，集中質量 i と本体との接触力， \mathbf{T}_{ij} は，集中質量 i, j 間の張力， \mathbf{D}_{ijk} は集中質量 i, j, k から構成される三角形の面積 S_{ijk} に働く空気抵抗とする．

$$\mathbf{T}_{ij} = \left\{ k_{ij} \left(1 - \frac{l_{ij}}{l_{ij}^d} \right) - c_{ij} \left| \dot{\mathbf{q}}_j - \dot{\mathbf{q}}_i \right| \right\} \frac{\mathbf{q}_j - \mathbf{q}_i}{l_{ij}} \quad (2)$$

$$\mathbf{D}_{ijk} = \frac{1}{2} \rho U_{ijk}^2 C_d S_{ijk} \frac{\mathbf{U}_{ijk}}{U_{ijk}} \quad (3)$$

$$l_{ij} = \left| \mathbf{q}_j - \mathbf{q}_i \right| \quad (4)$$

$$\mathbf{U}_{ijk} = \frac{m_i \dot{\mathbf{q}}_i + m_j \dot{\mathbf{q}}_j + m_k \dot{\mathbf{q}}_k}{m_i + m_j + m_k} \quad (5)$$



(a) 1次展開モデル (b) 2次展開モデル

図12 クローバ型シミュレーションモデル

4.2. シミュレーション結果

はじめに，すでに行った逆傘型展開実験およびクローバ型展開実験の実験結果と比較して，シミュレーションモデルが適切であることを検証する．図13，14にそれぞれ逆傘型展開実験，クローバ型展開実験に対応したシミュレーションの結果を示す．これらより，展開時の膜面形状が非常によく一致していることが分かる．

特に，逆傘型展開では，コリオリ力等の影響でペタルは左側と右側で対称な運動を行わない．すなわち，左側部が圧縮力を受け，展開面積が小さくなっていることが，実験だけでなく，シミュレーションによっても再現されている．また実験では，0.5s以上となると空気抵抗が大きくなり，これより先の展開運動および展開状態での形状を知ることができない．そこで，シミュレーションを用いて，0.5s以上の運動も計算を行ったところ，2

章の(A)で指摘したように、各ベタルが完全に展開しないことを確認することができた。

図15にクローバ型展開実験とシミュレーションにおける点 A, B, C (図4 参照) の位置の比較を示す。破線が実験データ、実線がシミュレーションデータを表している。(a)より、スピンをを行いながら、1次展開および2次展開を実現していることが確認できる。(b)において、1次展開時に点 A が本体まわりを回転しているのは、ヨーヨー展開を行うためである。一方、2次展開時にも点 A は本体まわりを回転している(実験では、120deg 程度、シミュレーションでは60deg 程度)。これは2次展開時に膜面が本体に巻き付いたことを表しており、動的な展開であるために、膜面の展開に伴い、膜面の角速度が急激に減少したことが原因である。よって、準静的な展開ではこの現象は生じないと考えられる。(c)、(d)においても点 A 同様に、点 B, C が本体まわりを回転していることが分かる。

以上より、数値シミュレーション結果は実験結果と非常によく一致しており、膜面の展開運動の検証に用いることができると考えられる。

多粒子モデルを本気球実験条件に適用したシミュレーション結果を図16に示す。これより、本実験システムを用いて準静的な展開が実現できることが分かる。なお、2次展開終了時には、膜面が一部機体に巻き付いているが、これは空気抵抗の影響であり、動的な運動で生じた現象ではないことに注意する。

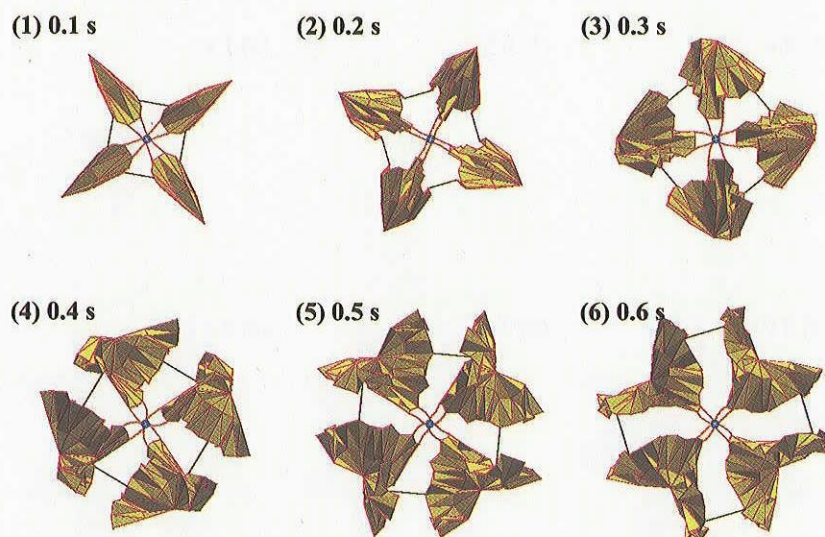


図 13 逆傘型展開シミュレーション

(1) 0 s



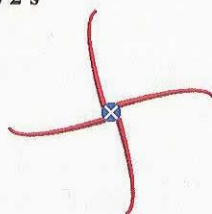
(2) 0.5 s



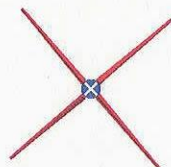
(3) 1 s



(4) 2 s



(5) 3 s



(6) 4 s



(a) 1次展開

(1) 0 s



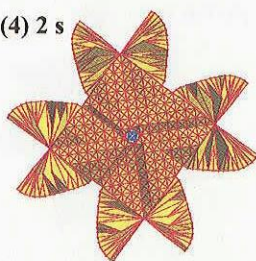
(2) 0.5 s



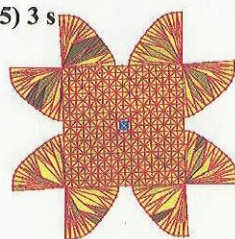
(3) 1 s



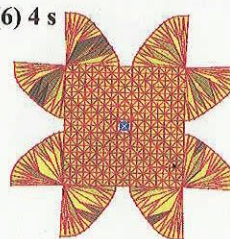
(4) 2 s



(5) 3 s



(6) 4 s



(b) 2次展開

図 14 クローバ型展開シミュレーション

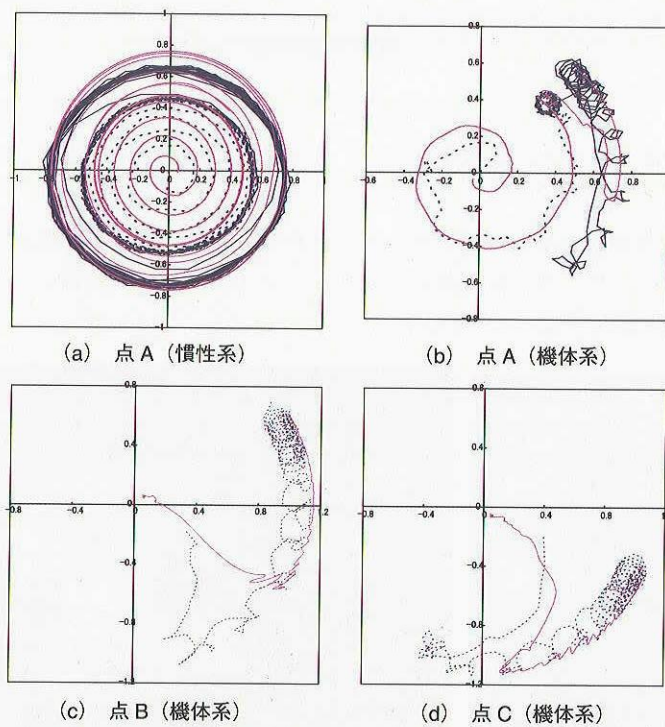


図 15 クローバ型展開実験およびシミュレーションの比較

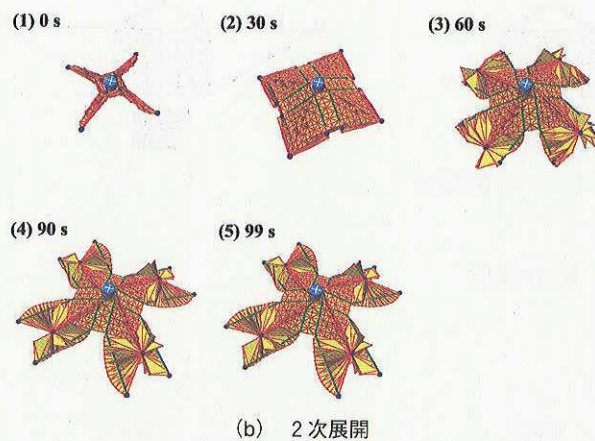
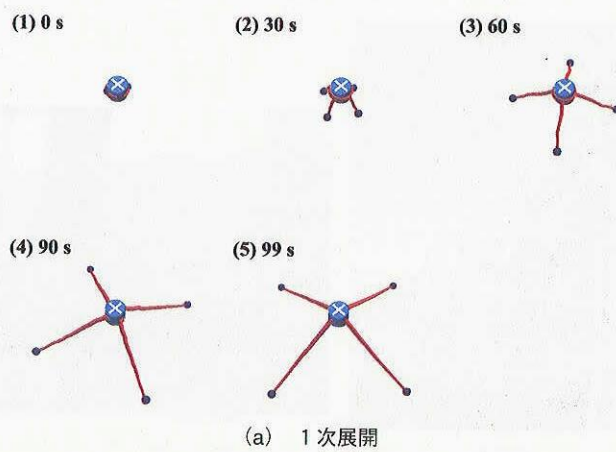


図 16 気球実験シミュレーション

5. 気球実験結果

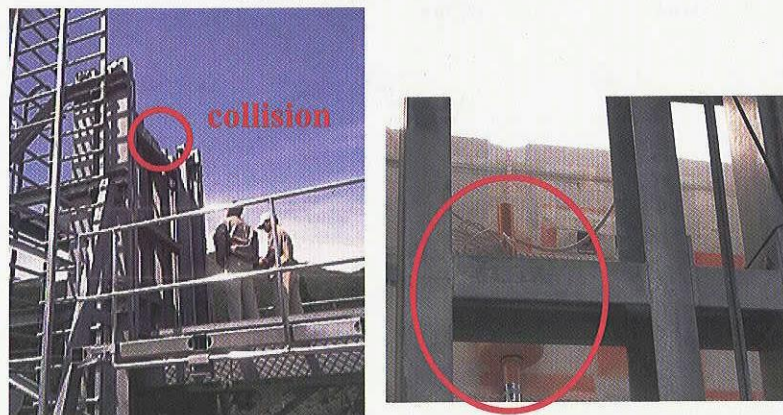
5.1. 放球

2005年5月29日（日）午前6時1分に放球を行った。地上気象状況は天候：曇り，風速：0.5m/s，気温：13 degCであった（図17）。

放球時にゴンドラ側面が放球台に衝突するアクシデントが発生した。複数の実験班員が目撃した情報によると，この結果，図18に示すように，気球搭載機器のフラッシャーがゴンドラ側面からはずれ，長さ約10mのワイヤで吊り下げられた状態となって浮上していった。



図 17 放球状況



(a) 放球台

(b) フラッシャー

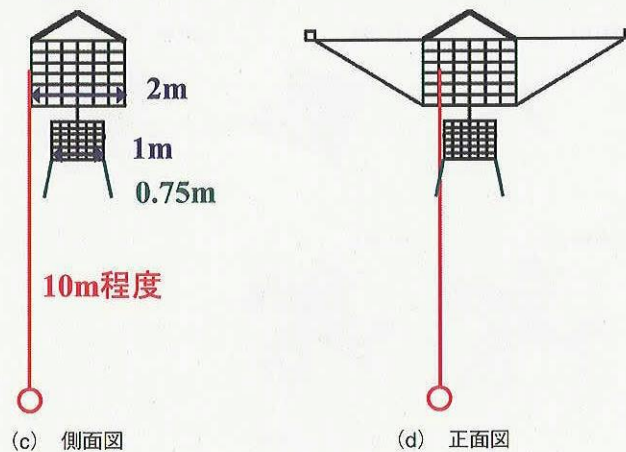


図 18 放球アクシデント

このトラブルの発生メカニズムは、気球頭部に取り付けてあったカラーが放球装置から海側 1 m 地点に落下したという事から次のように推測できる。

気球頭部は一度海側に流されたが、観測器重量が 680 kg と重かったことと地上風が弱かったため、放球装置側に引き戻され、リフトアップした。

5.2. 運用

このアクシデントを踏まえ、放球直後から気球が目標高度に達し実験を開始する（午前 9 時ごろ）までの間に緊急で対応策の検討を行った。

ゴンドラの 1 辺は 2 m、ドラムの直径は 1 m、初期状態における膜の垂れ下がり は 0.75 m である。このため、ドラムを回転させただけでは、膜はワイヤと干渉することはないが、1 次展開により膜が伸展すると、ワイヤに絡まることが予想される。ワイヤの太さは 3 mm であり、膜が巻き付いたときにワイヤが切れることは期待できない。

そこで、ゴンドラを回転させフラッシャーの遠心力でワイヤを鉛直方向から角度を持たせることで、膜との干渉を回避する方法を模索した。しかし、3.4 節で示したように、スラストに関するコマンドは両方向制御 ON・消費制御 ON・制御 OFF の 3 種類しかなく、直接ゴンドラを回転させることはできない。そこで姿勢制御則図 10 (e) を踏まえて間接的にゴンドラに角運動量を与えることはできないかと考え、以下を検討した。

- ・太陽センサが太陽を検知できない姿勢で消費制御 ON/OFF を繰り返す
- ・太陽センサが太陽を検知できる最大角付近で両方向制御 ON/OFF を行う
- ・両方向制御 ON/OFF、または、消費制御 ON/OFF を短期間で繰り返す
- ・モータ 1 の ON/OFF と両方向制御 ON/OFF を併用する

しかし、いずれの案もワイヤに角度を持たせるのに十分なスピンを与えることは困難であるとの結論であった。

気球が目標高度に到達したことを踏まえ、一旦状況確認のため、ゴンドラ系電源を ON とし ($X+0s$ とする)、スラスト制御を行わないまま、モータ 1 を回転させることとした。これは上述したように 1 次展開前では、膜とワイヤは干渉しないことを前提としていたのだが、カメラ 1 の映像は予想外の挙動を示した。ゴンドラの側面からぶらさがっているはずのフラッシャーがドラムのスピンと同期して回転していたのである (図 21(a))。これは、フラッシャーのワイヤが膜かドラムかオリのいずれかに巻き付いていることを意味している。そこで、ドラム系電源を立ち上げ、スラスト両方向制御およびカメラ 2-4 の録画を開始し、オートシーケンス開始のコマンドを送信した ($X+500s$)。

1 次展開開始後 10 秒程度経過すると膜面が見え始め、伸展していく様子を監視できた (図 21(b))。まず、4 つのペタルのうち、1 つはフラッシャーのワイヤが絡まっていた、他の 3 つと比べて、伸展が遅れていることを確認した。このペタルはその後、他のペタルに追い抜かれたがペタル間で直接干渉することにはなかった (図 21(c))。ただし、ペタルの進展が遅れたため膜面が破れて、膜面がこぼれた (図 21(d))。1 次展開完了後、オリが開放されて、2 次展開シーケンスが開始されると、正常に伸展したペタル間の膜面はこれに沿って広がっていくことを確認できた (図 21(e), (f))。しかし、その後、展開していた 3 つのペタルが急に減速し (図 21(g))、膜が展開する前に絡まってしまう (図 21(h))、そのまま展開シーケンスは終了した。

本来ならば膜面展開時の姿勢制御によってガスを消費するはずであったが、途中までしか進まなかったために、ガスが大量に余ってしまった。そこで、ガスをリークして使い切ることとした。まず、モータ 1 制御 OFF のコマンドを送信した。そして、スラスト消費制御 ON とした。テレメトリによって 2 つのボンベの圧力が 0.1 MPa 程度まで低下したことを確認して、スラスト制御 OFF とした。その後、ドラム系電源・ゴンドラ系電源・各カメラ電源を OFF して運用を終了した。

本運用におけるコマンド送信時刻を以下に示す。

06:02:42 (放球時) カメラ 1 電源 ON
 09:08:58 (X+0s) ゴンドラ系電源 ON
 09:10:05 (X+67s) モータ 1 制御 ON
 09:12:53 (X+235s) カメラ 3, 4 電源 ON, ドラム系電源 ON
 09:13:33 (X+275s) スラスト両方向制御 ON
 09:15:48 (X+410s) カメラ 2 ON
 09:17:18 (X+500s) オートシーケンス ON
 09:21:32 (X+754s) モータ 1 制御 OFF
 09:22:36 (X+818s) スラスト消費制御 ON
 09:52:05 (X+2587s) スラスト制御 OFF
 09:53:47 (X+2689s) カメラ 3, 4 電源 OFF, ドラム系電源 OFF
 09:54:32 (X+2734s) ゴンドラ系電源 OFF
 10:22:51 (X+4433s) カメラ 1, 2 電源 OFF
 ※ゴンドラ系電源 ON の時刻を X+0s とした。

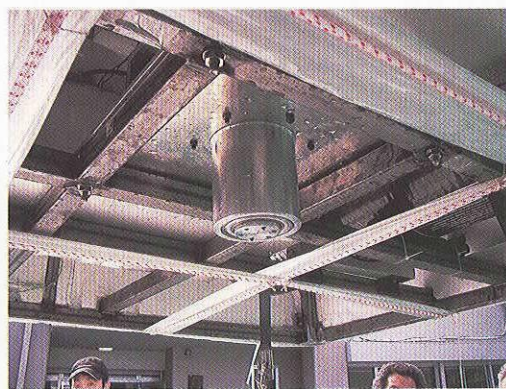
5.3. 回収

実験器は気球から切り離された後、パラシュートによって海上へ緩降下した。回収船によってゴンドラの引き揚げ作業を行ったのだが、このときに再びアクシデントが発生した。ドラム・オリ部が海上へ姿をあらわした直後に船体が大きく揺れ (図19(a)), ドラム・オリが船のサイドに衝突した。これにより、ゴンドラとドラム・オリをつないでいた軸が切断され (図19(b)), ドラム・オリ部は海中へ沈んでしまった。ゴンドラ部とカメラ 1, 2 の回収は成功した。

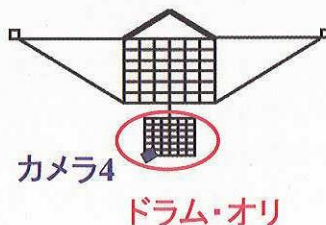
ドラム・オリ部の回収失敗により、フラッシャーを結んでいたワイヤがどのように巻き付いていたか直接確かめることができなくなった。また、重要な手がかりとなるカメラ 4 も失った。その他、次期気球実験で再利用可



(a) 回収船による引き上げ作業



(b) 軸の切断跡



(c) カメラ 4 の取り付け位置

図 19 回収アクシデント

能であったドラム系電源バッテリーおよび内部通信機等も海中へ沈んだ。

5.4. 考察

図21, 22に得られたカメラ2, 3の画像を示す。カメラ2は、カメラ1と同様、膜面全体を上から見下ろす視野を持ち、一方、カメラ3は姿勢制御されて静止したゴンドラに搭載され、膜面を横から捉えている。図21, 22の各画像は時刻同期されている。これらから5.2節で示した膜面展開状況を確認できた。特に、ペタルが伸展するのに合わせて、フラッシャーの回転半径が大きくなっていることから、フラッシャーのワイヤはペタルに巻き付いていたと考えられる。ここで以下の3つの疑問について考える。

Q1 なぜ、ワイヤはペタルに巻き付いたのか？

Q2 なぜ、1次展開中にワイヤの巻き付いたペタルの伸展が遅れたのか？

Q3 なぜ、2次展開中にペタルが減速したのか？

これらに対する考察は以下のとおり。

A1 図18(c)に示すように、モータ1を回転させただけでは、ワイヤとペタルは接触しないはずである。しかし、ワイヤが10deg程度傾けば、ペタルに接触する。よって、図20(a)に示すように、モータ1を回転したときにワイヤがペタルに絡まり、その後、モータ1の軸の回りに巻き付いて、切断されたと考えられる。なお、図20(b)に示すようにワイヤが巻き付いていないペタルは巻き付いたペタルの下側を通して追い抜いたことが画像より確認できた。通常、ペタルの伸展が進むほど鉛直からの角度が大きくなるので、伸展が遅れたペタルが上側であったということは、フラッシャーが巻き付き、遠心力を得ていたことを意味している。

A2 この質問に対する論理的な解答は得られていない。ワイヤが直接巻き付いたのはペタルであるが、ドラム・オリにも巻き付いていた可能性が高く、これらが干渉した結果、ペタルの伸展が遅れたと考えられる。

A3 図23に得られたテレメトリデータを示す。モータ1の回転数と周波数（図23(a)）から、モータ1は2次展開中のX+615sごろ停止していることが分かる（なお、モータ1制御ON/OFFのデジタルテレメトリは、モータ制御OFFのコマンドを送信するX+754sまではONとなっているが、X+615sに一瞬OFFとなっている）。このため、ペタルは減速し、膜面が絡まったと考えられる。

ではなぜモータ1が停止したのであろうか？

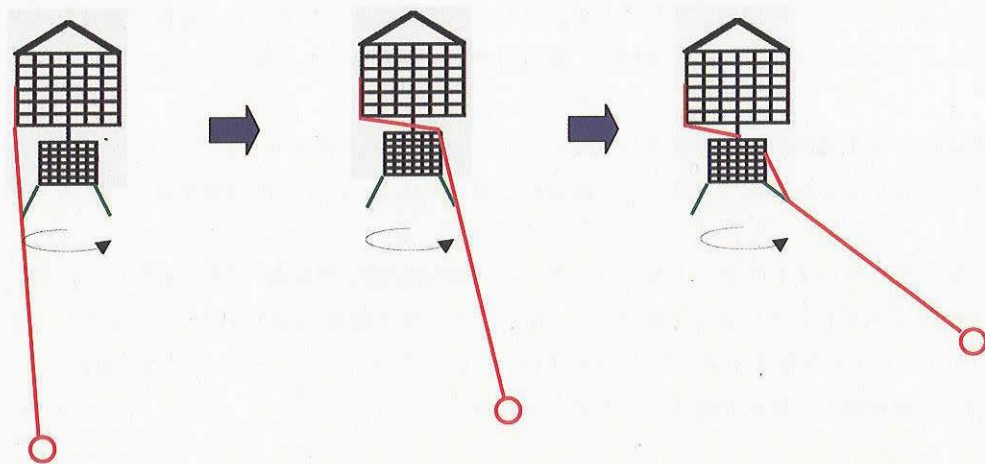
まず考えられるのは、切断されたワイヤが軸に巻き付いてモータ1を停止させたことである。ゴンドラのバッテリー電圧（図23(d)）を見るとX+615s直前で電圧が急激に減少し、X+615s以降、元の電圧に戻っている。これは、モータ1に大きな負荷がかかって、その後緩和されたことを意味している。ただし、この負荷がワイヤの巻き付きによるものか、それとも膜面展開に伴う空気抵抗によるものかは区別できない。このほかのモータ1停止の原因として、ノイズ等で誤った信号が入力されたことも考えられる。

以下ではその他のテレメトリについて検証する。

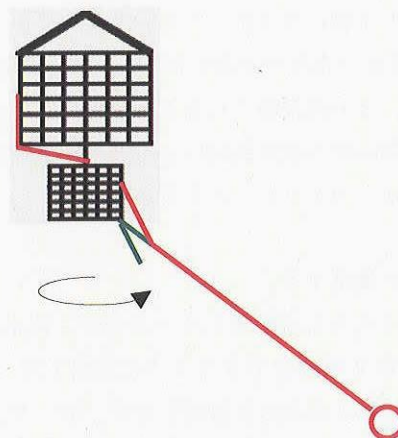
モータ2, 3は、アナログテレメトリのみしか用意しなかったが、停止時には2.5Vのアナログ電圧をリターンすることにより制御ON/OFFについても確認できるように設計した（図23(b), (c)）。このデータにより、モータ2およびモータ3B, 3Cはシーケンスどおり回転したが、モータ3A, 3Dはモータ1が停止した後に回転できなくなっていることが分かる。この原因はモータ1の停止により膜面が展開されずテザーがリール部に絡まったことが考えられる。

姿勢データとして太陽角センサ・圧電ジャイロの値(図23(e))を取得した。これと噴射パルスの値(図23(f))を合わせると、姿勢制御状況を以下であったことが類推できる。まず、X+67sでモータ1を回転させるとその反動でゴンドラがスピンした。次にX+275sで両方向制御をONとするとスラストBを噴射し、ゴンドラが静止した。X+500sでオートシーケンスを開始すると、今度はスラストAの噴射回数が増加した。膜面の展開が進むほど空気抵抗が大きくなるので、噴射回数もそれに伴い急激に増加した。X+615sでモータ1が停止すると再びスラストBが噴射し、ドラム・オリの慣性でゴンドラが回転するのを防いだ。そして、X+818sに消費制御を開始すると、スラストBが完全に開いた状態となり、スラストAが一定間隔で噴射して、ゴンドラを静止状態に保った。なお、姿勢制御は太陽角センサと圧電ジャイロの切り替え線制御で行っている。両方向制御開始時において、太陽センサが太陽を検出できない姿勢であったために、角速度制御を行いゴンドラを静止させ続けた。その後、消費制御を開始すると、ゴンドラが若干回転したため、X+930sごろに太陽を捕捉し、角度制御に切り替わった。この後は太陽を外すことがなく、姿勢をより安定的に制御することができた。

スラストの噴射に伴い、ポンベの圧力(図23(g))が変化する。両方向制御によって、圧力が若干低下したが、まだ十分ガスが残っていることが分かる。上述したように安全上の理由から消費制御を行い、ポンベを圧力0.1MPa程度にまで低下できたことが確認できる。また、噴射に伴いポンベとバルブの温度が急激に低下することが予め分かっていたため、ヒータでこれらの温度を高い状態に制御しておき温度が -40degC 以下とならないようにした。温度データ(図23(h))により、X+0sにおいて、ポンベとバルブがフレイムより高い温度であり、噴射による温度低下を軽減したことが確認できる。



(a) 巻き付き・切断



(b) 追い抜き

図20 ワイヤ・ベタルの挙動



(a) 1次展開開始時 (X+500s)



(b) 1次展開中1 (X+535s)



(c) 1次展開中2 (X+565s)



(d) 1次展開終了時 (X+595s)



(e) 2次展開開始時 (X+605s)



(f) モータ1停止時 (X+615s)



(g) モータ1停止後1 (X+620s)

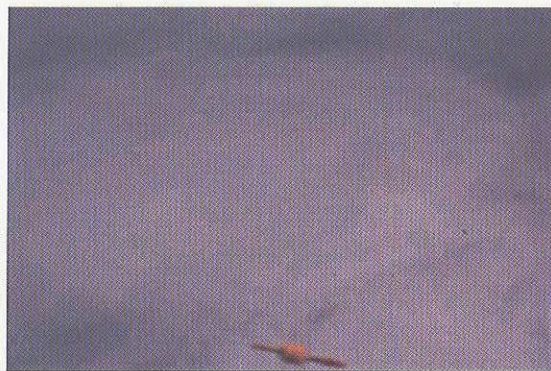


(h) モータ1停止後2 (X+630s)

図 21 カメラ 2 画像



(a) 1次展開開始時 (X+500s)



(b) 1次展開中1 (X+535s)



(c) 1次展開中2 (X+565s)



(d) 1次展開終了時 (X+595s)



(e) 2次展開開始時 (X+605s)



(f) モータ2停止時 (X+615s)

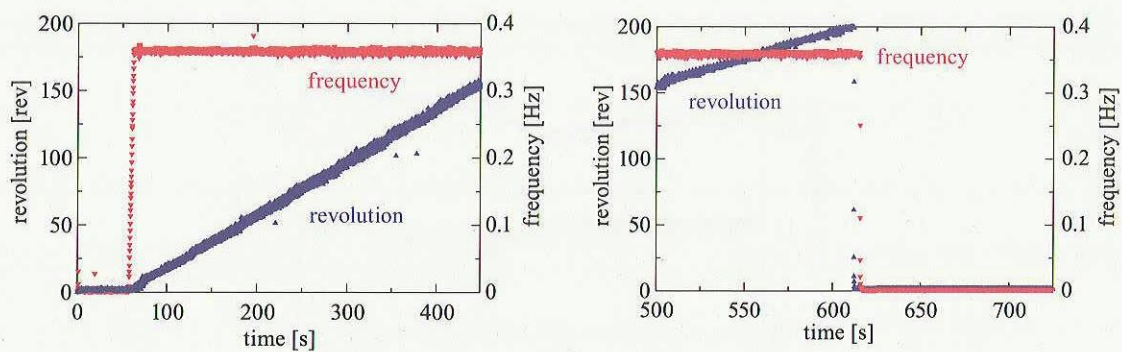


(g) モータ2停止後1 (X+620s)

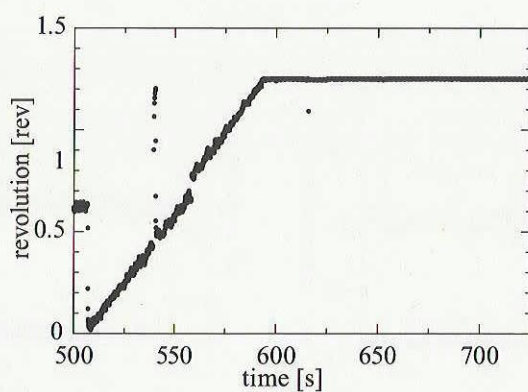


(h) モータ2停止後2 (X+630s)

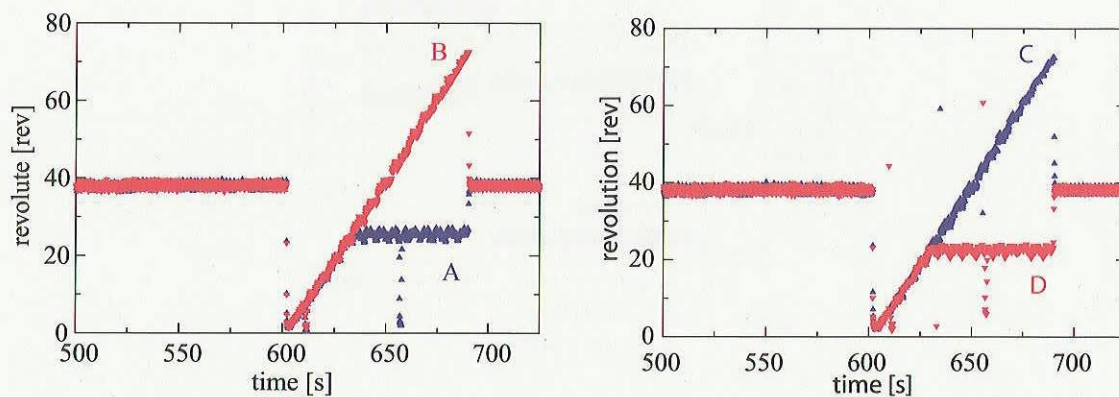
図 22 カメラ 3 画像



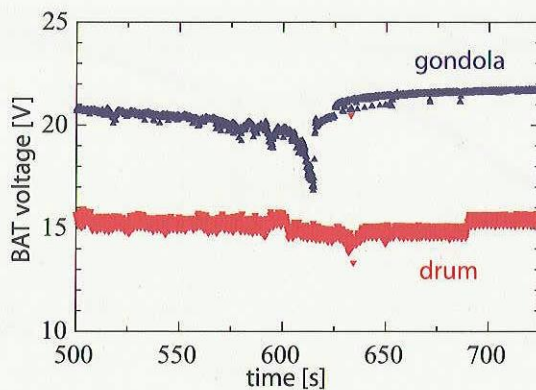
(a) モータ 1



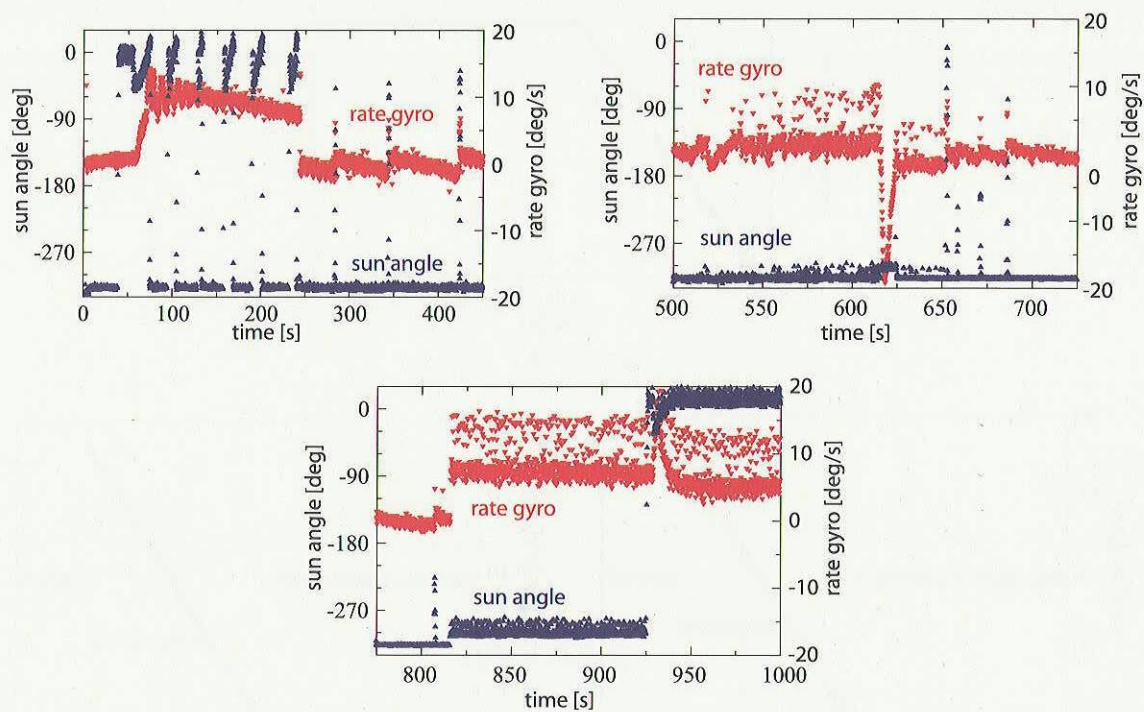
(b) モータ 2



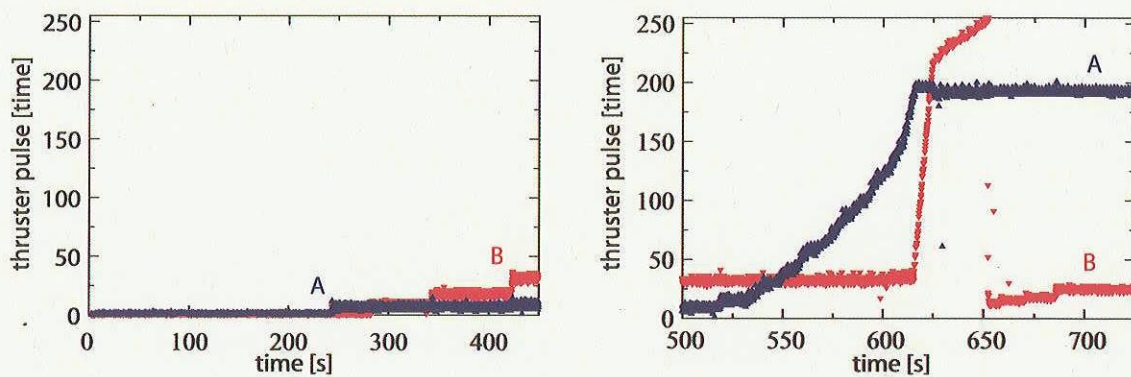
(c) モータ 3

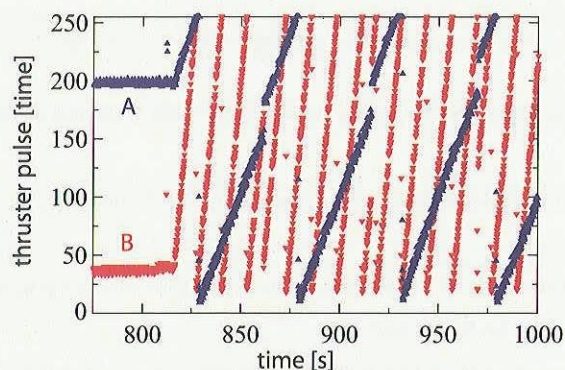


(d) 電源電圧

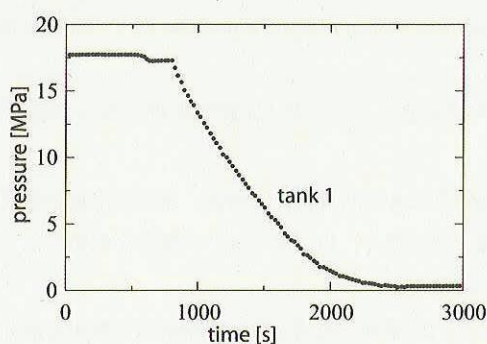


(e) 姿勢

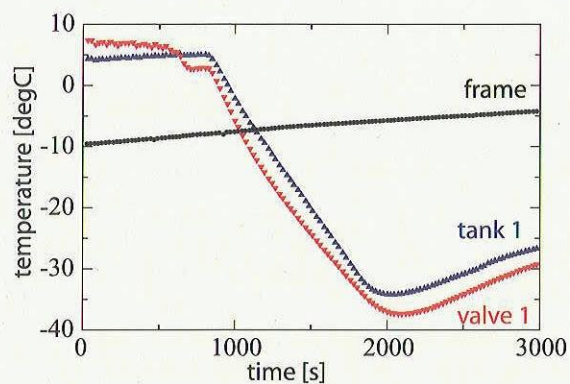




(f) 噴射パルス



(g) ポンプ圧力



(h) 温度

図 23 テレメトリデータ

6. 結 論

ソーラー電力セイルの課題である巨大膜面の展開を実証するために、クローバ型膜面を準静的に展開するための方法を考案し、これを実証するために、大気球を用いて20mサイズのクローバ型膜面を展開する実証試験を計画した。準静的な1次・2次展開のために、オリ・ドラムおよびリール機構からなる展開機構を開発した。また、展開時に姿勢を制御するためのシステムを構築し、気球搭載のための軽量化・省スペース化を行った。実験時に起きたアクシデントを踏まえた運用および得られた実験データを詳細に示し、多方面から実験結果についての考察を行った。

参 考 文 献

- [1] Kawaguchi J., “On the Realistic Planetary Exploration via Solar Sail,” 12th Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics, 177–184, 2002.
- [2] Greschik G. and Mikulas M. M., “Design Study of a Square Solar Sail Architecture,” J. of Spacecraft and Rockets, Vol.39, No.5, 653–661, 2002.
- [3] Hinkle J. D., Warren P. and Peterson L. D., “Geometric Imperfection Effects in an Elastically Deployable Isogrid Column,” J. of Spacecraft and Rockets, Vol.39, No.5, 662–668, 2002.
- [4] Matunaga S., et al., “Initial Investigation on Deployment and Control of Tether–Controlled Spinning Membrane,” 13th Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics, 124–129, 2003.
- [5] Takeuchi S. and Onoda J., “Deployment Motion of Spin Type Solar Sail,” 13th Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics, 109–112, 2003.
- [6] 古谷寛, 升岡正, 井上陽介: スピン型ソーラーセイル膜面の折り畳みと展開特性, 第48回宇宙科学技術連合講演会, 784–787, 2004.
- [7] 渡辺啓隆, 名取通弘: 大型太陽電池セルの折り畳みと展開, 第48回宇宙科学技術連合講演会, 796–800, 2004.
- [8] 奥井武彦, 水田大哉, 南川幸毅, 津田雄一, 川口淳一郎: 大気球を利用したソーラーセイル展開試験, 平成15年度大気球シンポジウム, 71–74, 2003
- [9] 松井崇雄: 多粒子系モデルによる大型膜面宇宙構造物の動的解析に関する研究, 東京大学大学院修士論文, 2002.
- [10] 村上誠典: 回転場における膜構造物の展開運動に関する研究, 東京大学大学院修士論文, 2003.