

# 大気球を用いた大型膜面の準静的展開実験

森 治<sup>1</sup>・西 牧 修 平<sup>2</sup>・松 本 道 弘<sup>2</sup>・岩 倉 淳<sup>3</sup>・荒 川 将 孝<sup>4</sup>・  
芝 崎 裕 介<sup>2</sup>・花 岡 史 紀<sup>2</sup>・杉 田 昌 行<sup>5</sup>・志 田 真 樹<sup>1</sup>・川 口 淳一郎<sup>1</sup>

## Static Deployment of Large Membrane Using a Balloon

By

Osamu Mori<sup>1</sup>, Shuhei Nishimaki<sup>2</sup>, Michihiro Matsumoto<sup>2</sup>, Atsushi Iwakura<sup>3</sup>,  
Masataka Arakawa<sup>4</sup>, Yusuke Shibasaki<sup>2</sup>, Fuminori Hanaoka<sup>2</sup>, Masayuki Sugita<sup>5</sup>,  
Maki Shida<sup>1</sup> and Jun'ichiro Kawaguchi<sup>1</sup>

**Abstract** : ISAS/JAXA is studying a deployment method using centrifugal force for solar power sail mission. When a large membrane is deployed dynamically, it is twisted and vibrations are excited. Thus it is required to be deployed statically. The mechanisms for static deployment are developed. The static deployment of the square sail of diameter 20m using a high altitude balloon is demonstrated. The pre-examination on ice rink is also performed. In this paper, the contents and results of these experiments are reported in detail.

### 概 要

ISAS/JAXA が提案しているソーラー電力セイル計画では、 $\phi 50\text{m}$  程度の膜面を遠心力で展開・展張することが重要な技術課題となっている。一般に、大型膜面を動的に展開する場合、膜面がねじれて振動が発生する。よって、膜面を準静的に展開することが必要となる。そこで、新たに準静的展開機構を開発し、これを大気球から吊り下げ、 $\phi 20\text{m}$  の膜面の準静的展開実証を行った。また、事前実験として、スケートリンク上で  $\phi 10\text{m}$  の展開も実施した。これらの実験内容・結果について詳細に報告する。

**重要語**：大型膜面，準静的展開，ソーラーセイル

### 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推進を提案している [1]。

---

<sup>1</sup> 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部

<sup>2</sup> 東京大学 大学院工学系研究科 航空宇宙工学専攻

<sup>3</sup> 東海大学 大学院工学研究科 航空宇宙専攻

<sup>4</sup> 東京電機大学 大学院工学研究科 精密システム工学専攻

<sup>5</sup> 青山学院大学 理工学部 機械創造工学科

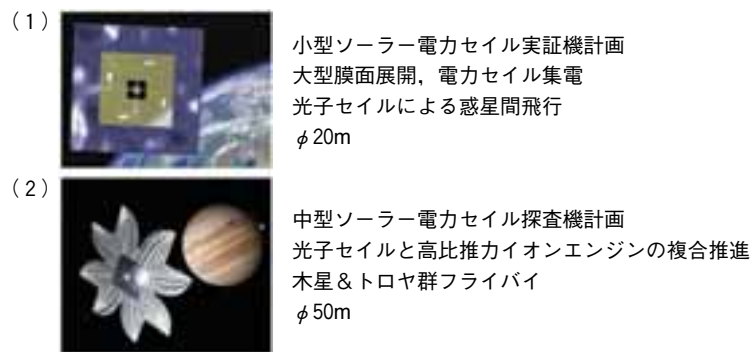


図1 ソーラーセイルミッション

この新たな複合推進システムを実証するために，ソーラーセイル WG では，図1に示す2つのソーラーセイルミッションを計画している [2]．まず，小型ソーラー電力セイル実証機計画では，大型膜面展開・電力セイル集電の後，世界初の光子セイルによる惑星間航行を実現する(1)．そして，中型ソーラー電力セイル探査機計画では，光子セイルとイオンエンジンのハイブリッド推進を実施し，木星およびトロヤ群小惑星フライバイを達成する(2)．

ソーラーセイルの重要技術課題の一つに大型膜面展開がある．(1)ではφ 20m，(2)ではφ 50m の膜面を展開しなくてはならない．一般に，ブームやマストを伸展し展開する方法が考えられ，φ 20m 級の膜面展開試験が実施されている [3]，[4]．一方，本 WG では，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方法を検討している．このスピン型ソーラーセイルでは，大型膜面を軽量に展開できる反面，展開運動および姿勢制御が複雑となる．

膜面形状は複数提案されており，著者らはこの中のクローバ型膜面について扱っている．この展開手順は二段階に分けられ，展開機構の実用化に特に有利であると考えられる．なお，スピン型ソーラーセイルの形状はいずれも張力構造であることが必要であり，他の膜面も本質的に同様に扱うことができる．よって，一つの膜面を扱うことで普遍的な検討が可能である．

クローバ型膜面展開実験フローを図2に示す．まず，真空槽を利用した真空落下試験（φ 0.8m 膜）を経



図2 クローバ型展開実験フロー

て、2003年8月に大気球を利用した準真空落下試験によって $\phi 4\text{ m}$ の逆傘型（クローバ型の前身）膜の動的な二次展開を実現した [5]。次に、スピントーブル試験（ $\phi 2.5\text{ m}$ ）を踏まえ、2004年8月にS-310観測ロケットを用いて、 $\phi 10\text{ m}$ のクローバ型膜の動的・二次展開に成功した [6]。大型な膜面を急激に展開する場合、コリオリ力によって膜面がねじれたり、展開後に膜面が逆に構体に巻き付いたりするため、ゆっくりと展開する必要がある。これを踏まえ2005年5月には、大気球を用いて、世界最大級の $\phi 20\text{ m}$ のクローバ型膜面を準静的に展開する実験を実施した。しかしこの試験は放球のアクシデントや機器の不具合によって十分な実験検証ができなかった [7]。そこで、クローバ型を簡略化した四角型の同サイズの膜面の準静的展開実験を計画し、その予備試験として、アイスリンク上で $\phi 10\text{ m}$ の膜面展開実験を行うこととした。

本論文では、構築した準静的展開機構および実験システムを紹介し、スケートリンク実験・気球実験の内容を明らかにする。そして、得られた実験結果について詳しく考察し、これを踏まえた解析についても示す。

## 2. 気球実験概要

### 2.1 準静的展開の必要性

大型膜を急激に展開する場合、展開後に大きな振動が発生し、場合によっては膜面が構体に巻き付くという現象が発生する。ゆっくりと展開する場合には、振動の発生を抑制し、安定した展開が可能となる。簡易モデルを用いてこのメカニズムを説明する。

構体を円柱、膜面を4本のテザー先端の質点とすると、この運動は図3を参照して、以下のように表される。

$$\begin{bmatrix} 4m & 4mR \sin \theta_b & 0 \\ 4mR \sin \theta_b & I + 4m(R^2 + l^2 + 2Rl \cos \theta_b) & 4m(l^2 + Rl \cos \theta_b) \\ 0 & 4m(l_2 + R \cos \theta_b) & 4ml^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{I} \\ \ddot{\theta}_a \\ \ddot{\theta}_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 4ml(\dot{\theta}_a + \dot{\theta}_b)^2 + 4mR \cos \theta_b \dot{\theta}_a^2 + F_l \\ -8m(l + R \cos \theta_b)\dot{I}(\dot{\theta}_a + \dot{\theta}_b) + 4mRl \sin \theta_b (2\dot{\theta}_a + \dot{\theta}_b)\dot{\theta}_b + \tau_a \\ -8ml\dot{I}(\dot{\theta}_a + \dot{\theta}_b) - 4mRl \sin \theta_b \dot{\theta}_a^2 + \tau_b \end{bmatrix} \quad (1)$$

ただし、 $l$ は膜面の展開長さ、 $\theta_a$ はスピン角、 $\theta_b$ は膜面のねじれ角（位相遅れ）、 $m$ は各膜面の質量、 $I$ はドラムの慣性モーメント、 $R$ はドラム半径、 $F_l$ 、 $\tau_a$ 、 $\tau_b$ はそれぞれ、 $l$ 、 $\theta_a$ 、 $\theta_b$ に対する外力・トルクを表している。

ここで、スピン角速度 $\dot{\theta}_a$ が一定での展開を考える。 $\theta_b$ は以下のように表される。

$$4ml^2\ddot{\theta}_b = -8ml\dot{I}(\dot{\theta}_a + \dot{\theta}_b) - 4mRl \sin \theta_b \dot{\theta}_a^2 + \tau_b \quad (2)$$

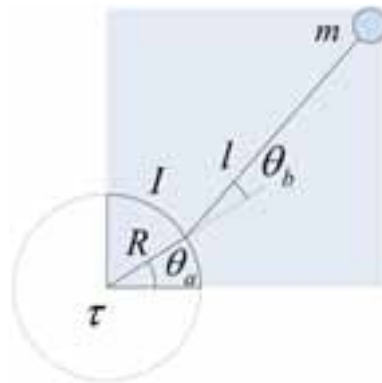


図3 簡易モデル

右辺の第一項はコリオリ力，第二項は遠心力に起因する．コリオリ力は展開速度  $\dot{l}$  に比例し，展開方向と垂直に働く．よって，膜面を急激に展開すると第一項が大きくなり膜面がねじれる．

展開速度が十分に小さく  $\dot{l} \approx 0$  が成立する場合，第一項はゼロとなり，第二項により  $\theta_b = 0$  を中心に振動する．この振動は，曲げモーメントによって減衰するが，柔軟な膜面ではこのダンピングの効果は小さく， $\theta_b$  が小さい場合には，角速度  $\sqrt{R\dot{\theta}_a^2/l}$  の振動が発生する．スピン角速度が一定ではなく，角運動量保存状態での運動もほぼ同様となる．

以上より，膜面が展開するとコリオリ力によって膜面にねじれが発生し，膜面が振動することが示された．展開速度が早く，展開時間が長くなるほど，このねじれが大きくなり，展開後の振幅も大きくなる．さらに，膜面が十分大きい場合 ( $l \gg R$ ) には，膜面がドラムに逆方向に巻き付きやすくなる．S-310観測ロケット実験では，空転機構を用いてこれを回避していたが，太陽電池が貼り付けられた膜面には適用することができない．

ただし，膜面をゆっくりと展開する場合 ( $\dot{l} \approx 0$ ) には膜面の振動の原因となるコリオリ力が発生しない．よって，柔軟・大型の膜面展開には， $\dot{l} \approx 0$  の条件が必須となる（この議論は膜の折り方に依存しない）．本論文では， $\dot{l} \approx 0$  の条件が満たされる展開を準静的展開，満たされない展開を動的展開と定義する．

## 2.2 膜面展開実験の比較

膜面展開実験はさまざまな形態で実施されている．ここではそれぞれの特徴について述べる．

### ①真空槽落下実験，気球落下実験

サイズ：～4 m

重力：小

空気抵抗：小

スピン：角運動量保存

### ②スピントーブル実験

サイズ：～3 m

重力：1 G

空気抵抗：スピン状態に対して発生（風洞内）

スピン：角速度一定

### ③S-310観測ロケット実験

サイズ：～10m

重力：微小

空気抵抗：微小

スピン：角運動量保存

### ④スケートリンク実験

サイズ：～15m

重力：1 G（おもりを氷上に滑らせて垂れ下がり防止）

空気抵抗：大（おもりの遠心力でねじれ軽減）

スピン：角速度一定

### ⑤気球吊り下げ実験

サイズ：～40m

重力：1 G（おもりの遠心力で垂れ下がり軽減）

空気抵抗：小（おもりの遠心力でねじれ軽減）

スピン：角速度一定

※ これらの実験では、スピン軸以外の姿勢がほとんど変化しないため、展開アンバランスがドラムの姿勢に与える影響等は、別途検討する必要がある。

動的展開を①～③で実現した。①は展開時間が数秒しか取れないため、二次展開のみを行った。②は風洞中の空気対流によってスピン状態では空気抵抗はほぼゼロとなるため、展開後の膜面形状を観察するのに用いた。③では微小空気抵抗下で比較的大型な膜面を展開できるため、展開ダイナミクスを解析するための運動モデルを構築した。また、世界で初めて宇宙空間での展開を実現した。

一方、④、⑤は大型膜面および大型展開機構を搭載できるため、準静的展開機構の実証に適している。これらの実験は角速度一定で実施するため  $\theta_b$  は式(2)のように表される。準静的展開であるので右辺第一項は無視できる。また、 $\tau_b$  は空気抵抗によるトルク  $\tau_{air}$  とほぼ一致し、膜面にねじれが発生する。よって、展開後は  $\theta_b = 0$  ではなく、 $\theta_b = \sin^{-1}(\tau_{air}/4mRl\dot{\theta}_a^2)$  を中心に振動する。そこで、おもりを追加し  $m$  を大きくすることでねじれを小さくする。

膜面が円形状の場合、 $\tau_{air}$  は以下のように表される。

$$\tau_{air} \approx -\pi C_d \rho (\phi/2)^5 \dot{\theta}_a^2 / 5 \quad (3)$$

ただし、 $C_d$  は展開した膜面面積に対応する空気抵抗係数、 $\rho$  は空気密度、 $\phi$  は展開した膜面直径である。スケートリンク実験では気球実験に比べ、 $\rho$  が大きいので、ねじれ軽減のために膜面に対するおもりの質量を大きくする必要がある。一方、おもりと膜面の遠心力の和は、④と⑤でほぼ等しくなるため、おもりの遠心力をすべて膜面の遠心力として換算した擬似膜面サイズを一致させることができる。さらに、⑤では大型膜面を用いるため、膜面のハンドリングを含めた展開実証が可能である。よって、スケートリンク実験は気球実験の予備実験として非常に適している。

### 2.3 膜面形状

ソーラーセイル WG では、主として、円型膜面を一段階で展開する方法とクローバ型膜面を二段階に分けて展開する方法を検討している(図4)。円型については、折り畳み方によって、扇子型[8]・回転二重折型[9]・擬似対数螺旋型[10]に分けられる。これらはいずれも折り目が半径方向にほぼ平行であり、遠心力だけでなく周方向の張力も積極的に用いて展開する。一方、クローバ型は折り目が半径方向とほぼ垂直であり、遠心力を直接利用して展開できるため引っかかりがより発生しにくいと考えられる。筆者らはクローバ型の展開について検討を行っている。

クローバ型の展開手順を図5に示す。(1)–(3)は一次展開、(4)–(6)は二次展開である。まず、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。ロックを解除し、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ことでクローバ形状となる。

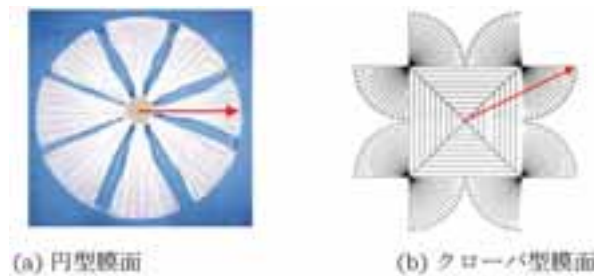


図4 膜面形状

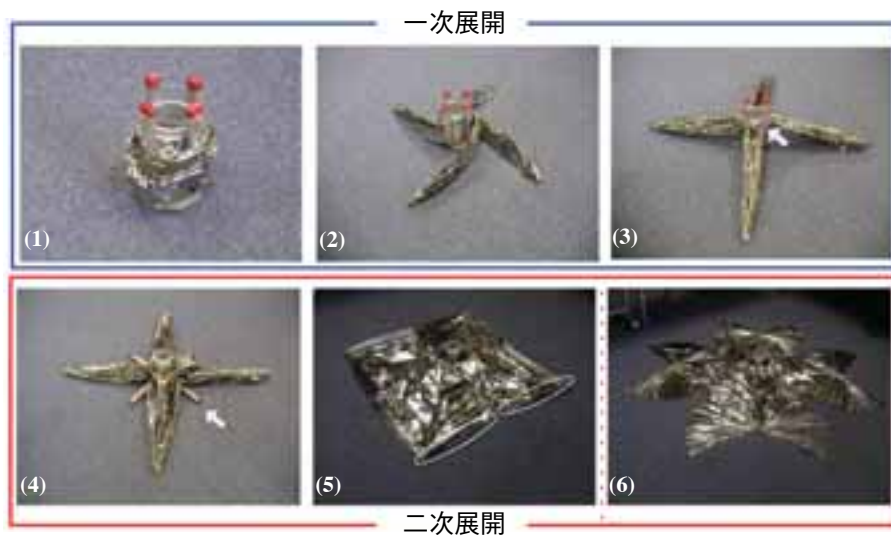


図5 クローバ型展開手順

クローバ型は、S-310観測ロケット実験において、動的展開に成功したが、一次展開時に図6のように扇形部の一部がこぼれるという現象が発生した。2005年5月に行った気球実験では、準静的展開用に膜面に取り付けたテザーでこぼれを軽減し、準静的一次展開に成功した。しかし、二次展開途中でスピンの停止し、展開を完了できなかった。この原因として、空気抵抗が大きく、スピン用モータに過剰な負荷が加わったことがあげられる。そこで、今回の気球実験ではクローバ型の扇形部をカットした四角型を用いることとする。この展開手順はクローバ型展開手順の(6)を省略している。本実験の目的は膜面展開機構の実証であり、開発した展開機構はどちらの膜面形状にも対応可能である。よって、四角型を採用することで、実験意義は変わらず、より確実に展開を達成できる。

四角型では、膜面の曲げ剛性が大きくなると均等に展開しない可能性が指摘されている。本実験では膜面の曲げ剛性が十分小さいため問題とならないが、ソーラー電力セイルミッションでは、太陽電池セルを貼り付けるため、この曲げ剛性が展開に悪影響を及ぼさないか検討が必要である。

スピン型のソーラーセイル形状はいずれも張力構造となっており、2.1節の議論が成立する。単純形状の四角型を解析することで、スピン型全般に通ずる普遍的な検討ができる。

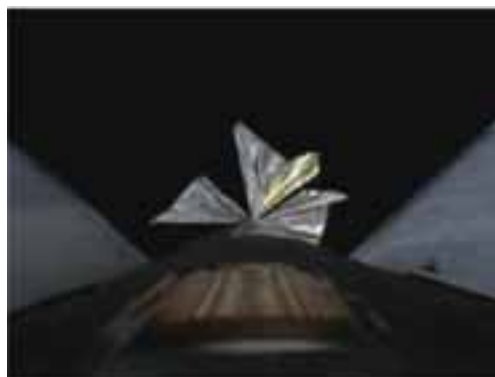


図6 S-310観測ロケット実験での膜面のこぼれ



## 2.4 展開システム

展開システムの概要を図7に示す。本システムはゴンドラとドラムで構成されている。ゴンドラには中心にモータ1と左右にスラストが取り付けられている。

モータ1は出力750Wであり、出力1500Wのインバータによって駆動する。モータ1でドラムを回転させ、ドラムに巻きつけられた膜を遠心力で展開する。スラストは、モータ1の反力を打ち消し、ゴンドラが回転しないようにする。モータ1およびインバータは $-20^{\circ}\text{C}$ 、 $4\text{ mmHg}$ の低温真空下での無負荷試験において正常に動作した。しかし、2005年5月に行った気球実験では、二次展開中にモータ1が緊急停止したことを踏まえ、このような場合には、スラストがドラムだけでなくゴンドラもスピンさせて、展開実験を続行できるようにした。

一方、ドラムには膜を準静的に展開する機構が備えられている。図8にこの概要を示す。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、一次展開時のヨーヨー展開の進展を妨げることが出来る。ドラムとオリの相対回転を、モータ2を用いて低速に制御することにより、準静的な展開を実現する (a)。一次展開後に4本のオリの柱を倒し、二次展開を開始する。二次展開はそれぞれのベタル（三角形部）に這わされたテザーおよびガイドによって拘束される。各テザー長さはリール機構を経由してモータ3で制御することができる。4つのモータ3を同期させ、テザーを低速に繰り出すことで、膜面を一様に準静的展開することができる (b)。

4本のオリの柱を拘束するために、1本のテザーを各オリの柱にある溝に沿ってオリ一周分這わせてある。一次展開が進展するとドラム上部にあるカッターがオリ下部にある刺繍糸を切断し、PICのスイッチがONになる。PICは一次展開終了のタイミングにあわせて電熱線の電源をONにしてこのテザーを焼き切り、オリの柱を解放する (c)。なお、このシステムは昨年度の気球実験でも採用しており、正常に機能した。

## 2.5 姿勢制御システム

ゴンドラは図9に示す姿勢制御システムを搭載し、ドラム回転時にも目標姿勢を維持することが可能である。ゴンドラの左右にアーム長3mのスラスト系統があり、どちらもCCW方向（順方向）に2つ、CW方向（逆方向）に1つのスラストが取り付けられている。設計トルクはCCW方向 $\tau_{ccw}=403.2\text{ Nm}$ 、CW方向 $\tau_{cw}=164.1\text{ Nm}$

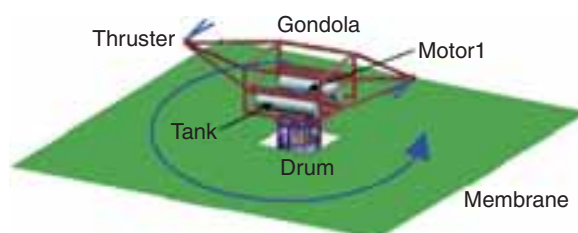
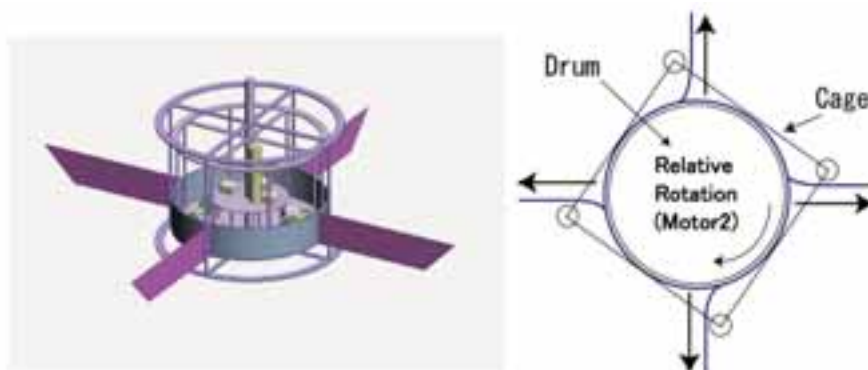
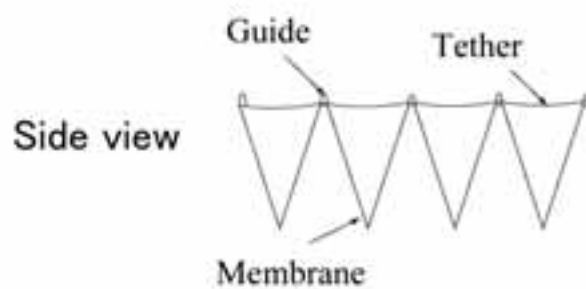
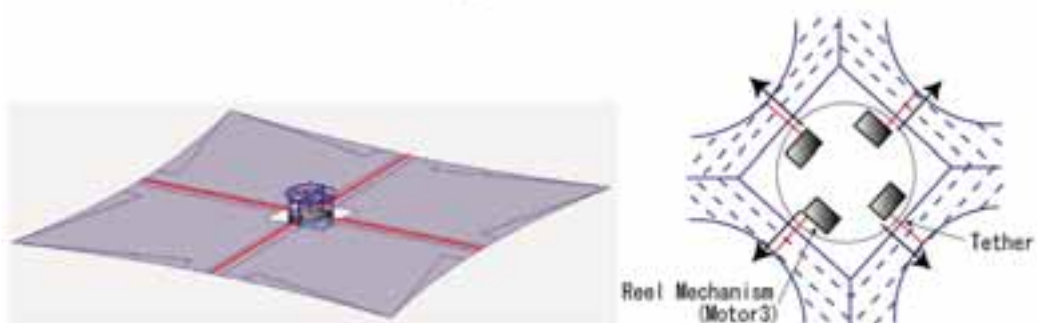


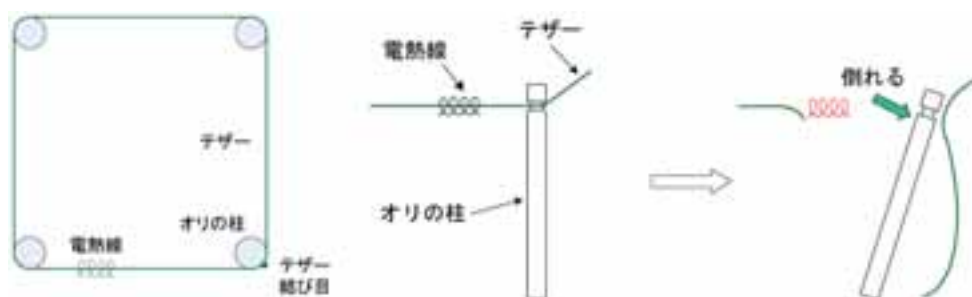
図7 展開システム



(a) 一次展開



(b) 二次展開



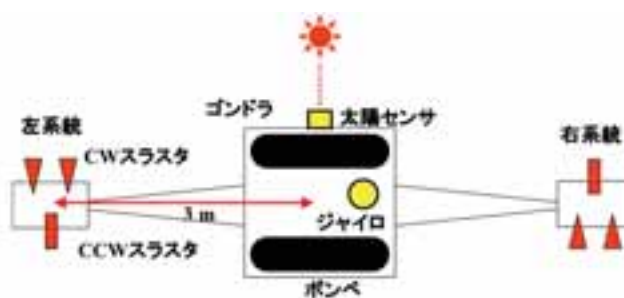
(c) オリの柱の拘束・解放





(d) ドラム・オリ

図 8 準静的展開機構



(a) 姿勢制御システム概要



(b) 姿勢制御コンポーネント

図 9 姿勢制御システム

である。CCW 方向はモータが順回転したときのトルクをキャンセルする方向である。制御モードは、静止制御モード、消費制御モード、低速制御モード、高速制御モードの 4 つがあり、姿勢センサはジャイロと太陽センサの 2 つを用いる。静止制御モードは、モータ 1 によるドラム回転時に CCW および CW スラスタを噴射してゴンドラを静止することを目的としている。消費制御モードは安全上の理由で、膜面展開終了後に、CW スラスタを解放し、ポンペ残量を零にするためのものであり、このとき、ゴンドラが回転ないように CCW スラスタを適切なタイミングで噴射する。どちらのモードも太陽未捕捉時にはジャイロのみによる切り替え線制御、太陽捕捉時にはジャイロと太陽センサによる切り替え線制御（太陽センサによってジャイロドリフトをキャンセルすることが可能）によって姿勢を維持する。切り替え線を中心に制御 deadband を設定することでセンサノイズ等の影響を抑制する。一方、低速制御モード、高速制御モードはモータ 1 が上空で動作しなかった場合、システム全体

をスピンさせることを目的とする．得られるスピンレートは低速制御モードが0.3125Hz，高速制御モードが0.375Hzである．これらは，ジャイロのみの切り替え線制御で行われる．窒素ガスポンペはCFRP ポンペ（150リットル）を2本用いている．これは，表1に示すように市販の鋼製ポンペ（50リットル）6本分に該当し，CFRP ポンペ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．

## 2.6 気球システム

本実験は，20万立方メートルの大気球 B200-7号機で，展開システム（PI 部）を吊るし，上空37.0kmにおいて展開実験を行う．図10に示すように，実験状況を撮影するためのカメラを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25.7m上側に離れた．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．

## 2.7 パラメータ設定

図11に運動モデルを示す．膜面は正方形で各先端にはおもりが取り付けられている． $\phi$ は展開した膜面の差し渡しであり，これが十分大きい場合， $\phi/2 \approx l + R \approx l$ が成立する．また，膜面の質量がおもりに比べ十分小さい場合，展開面内の運動はおもりの遠心力と膜面の空気抵抗で表される．上述したようにそれぞれの力によるトルクは以下のようになる．

$$\text{遠心力によるトルク} : 4mR(\phi/2)\sin\theta_b\dot{\theta}_a^2 \quad (4)$$

$$\text{空気抵抗によるトルク} : -\pi C_d \rho(\phi/2)^5 \dot{\theta}_a^2/5 \quad (5)$$

ねじれ角はこれらのトルクの和が零となる点でつりあう．一方，展開面外の傾き角 $\theta_c$ はおもりの遠心力と重力の比で決まる．膜面の差し渡しを $\phi$ とすると，膜面のねじれと傾きは以下のように表される．

$$\text{ねじれ} : \sin\theta_b = \pi C_d \rho(\phi/2)^4 \dot{\theta}_a^2/20mR \quad (6)$$

$$\text{傾き} : \tan\theta_c = g/(\phi/2)\dot{\theta}_a^2 \quad (7)$$

ねじれ角と傾き角が25deg以下の条件を満たすように各パラメータを決定した．

$$\phi=20\text{m}, \dot{\theta}_a \geq 0.25\text{Hz}, m=1.5\text{kg}, R=0.85\text{m}, C_d=0.05, \rho=0.006235\text{kg/m}^3$$

$C_d$ は展開した膜面面積に対応する空気抵抗係数である．差し渡しは実験目標より決まり，ドラム半径は中型探査機サイズを想定して設計した．空気抵抗係数は正確な値が分からないため，マージンを考慮して多少大きく見積もり，空気密度は上空37kmでの値を用いた．ここで，ねじれ角と傾き角の制約よりおもり質量とスピンレ

表1 鋼製ポンペとCFRP ポンペの比較（20MPa，300リットルの窒素ガス）

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

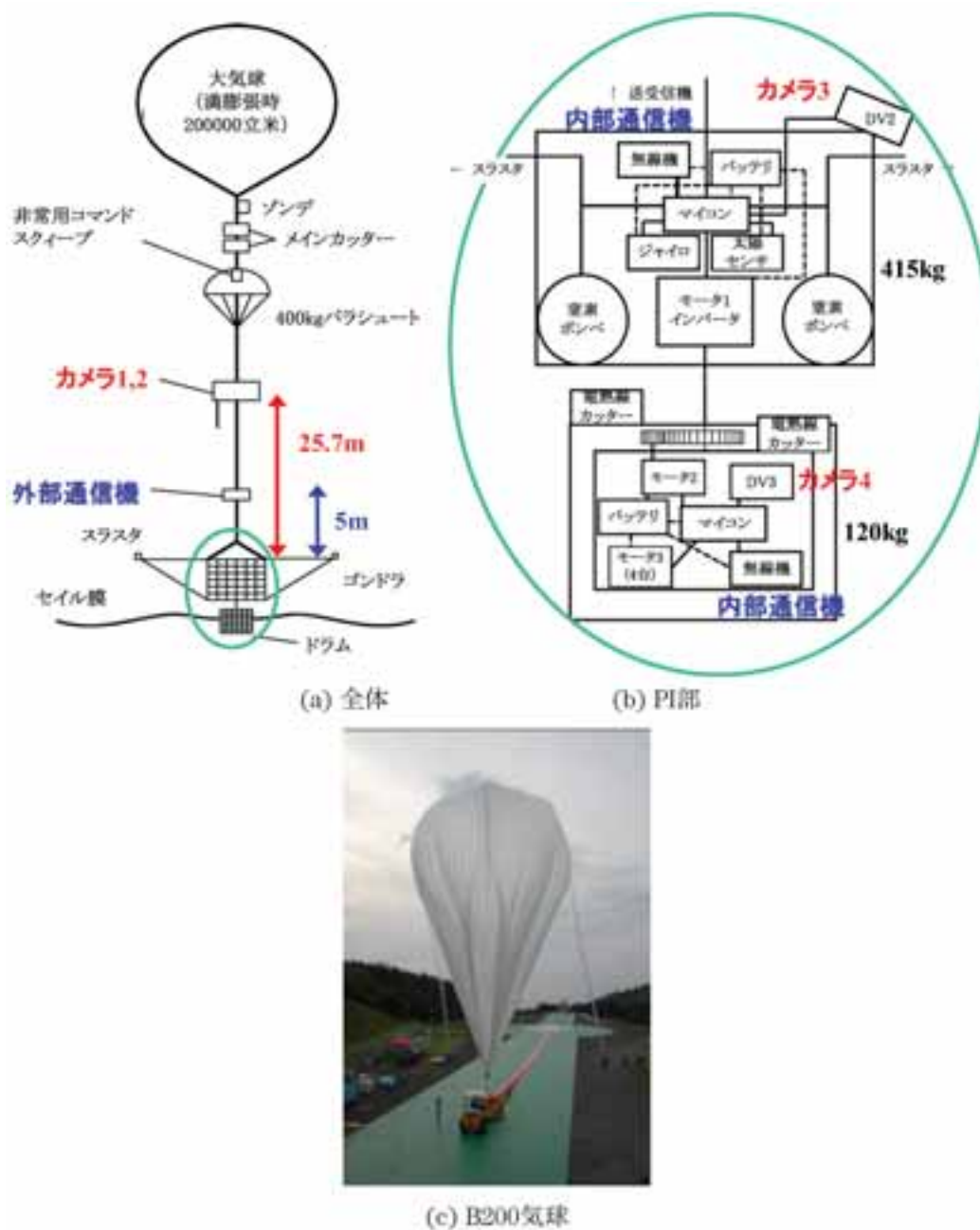


図10 気球システム

ト範囲を設定した。

膜面の設計を図12に示す。膜面材料は片面に100Åのアルミ蒸着を施してある、厚さ $12\mu\text{m}$ のPET（ポリエチレンテレフタレート）を用いた。膜面の外側の一边を14.25mとして正方形の差し渡し20mを確保した。また、一次展開後オリの柱を解放する際に、オリの柱が膜と干渉しないように、膜面の内側の一边を2.34mとし十分なスペースをあけた。折り目間隔を21.25cm、折り返し数を28とした。膜面の各頂点には1.5kgのおもり、各ペタルの中央部にはテザーおよびガイドを取り付けた。膜面の質量は数kgであるため、膜面の質量を無視することはできず、式(6)、(7)において膜面の遠心力も考慮する必要がある。これによりねじれ角は大きくなり、傾きは小さくなるがいずれも数degしか変化しない。

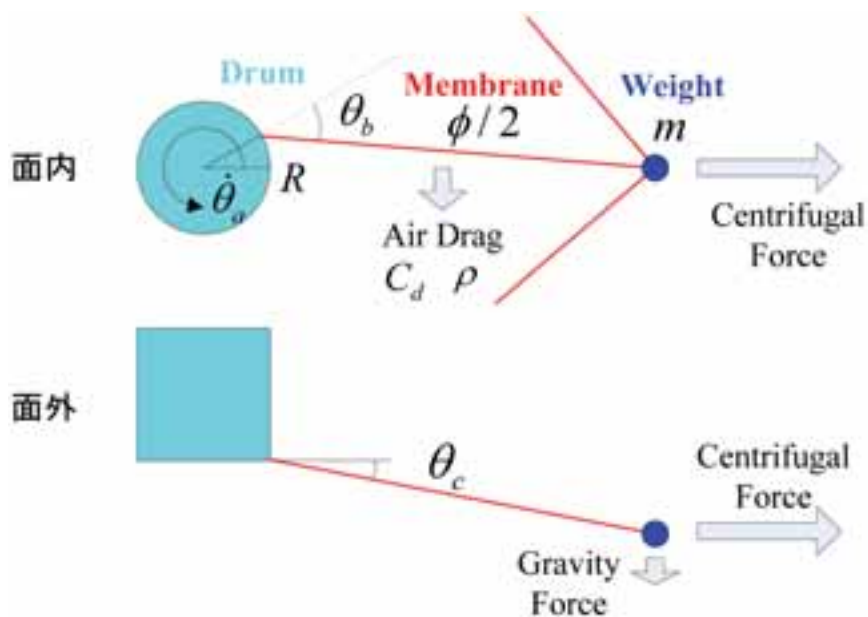


図 11 気球実験の運動モデル

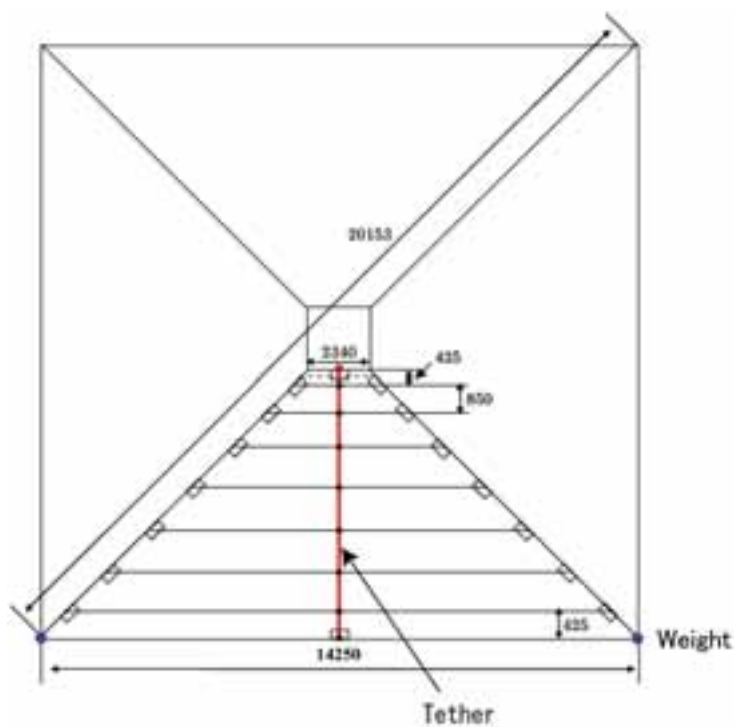


図 12 膜面の設計

## 2.8 変更内容

今回の実験は、2005年5月に行った気球実験と同様、大型膜面の準静的な展開を実現することを目指しているが、前回実験結果を踏まえ以下の点を変更している。

### (1) 膜面

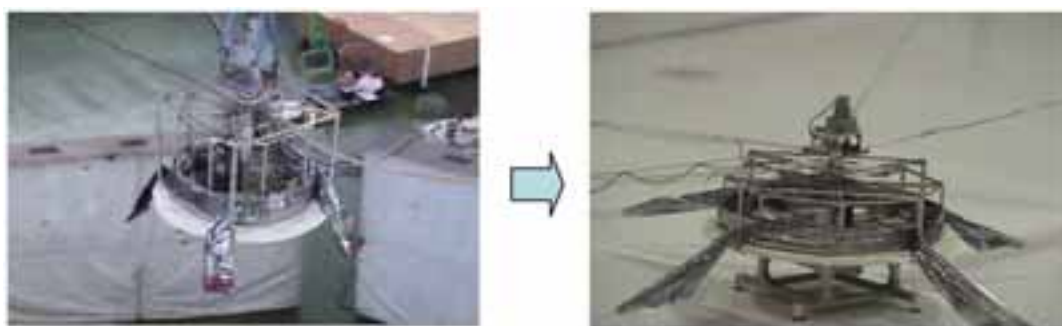
クローバ型から四角型へ変更した。膜面のこぼれが小さく空気抵抗を抑制できるという点で展開に有利である。展開手順は簡略化されるが、同じ展開機構を検証できる。

## (2) 展開シーケンス

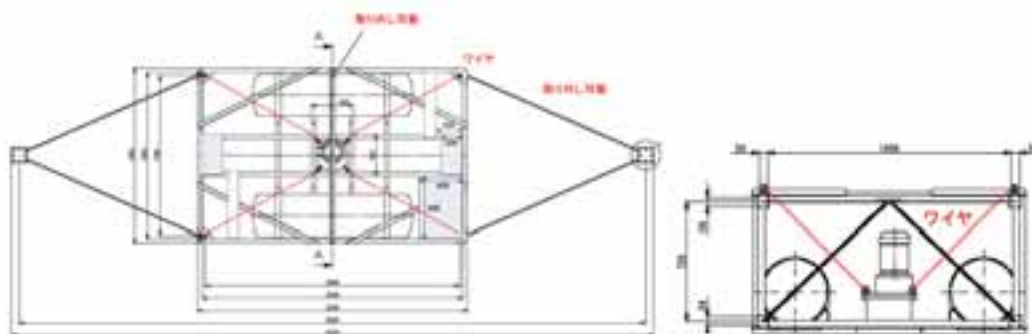
一次展開および二次展開を確実に準静的に行うため、どちらも展開時間を90秒から180秒に変更した。また、前回の実験では、モータ1はCCW方向に一定のスピンのレート(0.33Hz)としていたが、今回は、CCW方向(順方向)に4段階(0.125, 0.25, 0.30, 0.33Hz)、CW方向(逆方向)に3段階(0.125, 0.25, 0.30Hz)の速度を用意し、切り替えられるようにした(確実に展開を実現するために、ノミナルケースでは、なるべく小さいスピンのレート0.25Hzで空気抵抗を抑制し、展開後にスピニアップして0.33Hzとする)。さらに、前回実験は静止制御モードと消費制御モードしかなかったために、放球トラブルやモータ1の非常停止に対処できなかったことを踏まえ、スラストでCCW方向にシステム全体をスピンさせることも可能とし、低速制御モード(0.3125Hz)と高速制御モード(0.375Hz)を新たに用意した。

## (3) スラスト

前回の実験に比べ、CCWスラストトルクの設計値を1.5倍以上大きくした。これにより、高速スピンに切り



(a) 旧ドラムから新ドラムへのサイズ変更



(b) ギンドラの設計



(c) 輪の切断

図13 ドラム・ギンドラの設計

替えても制御できるようになった。なお、スラスタのアーム長は3mで変更していない。

#### (4) ドラム・ゴンドラの設計

ドラムサイズを前回実験の $\phi 1.2\text{m}$ ,  $h 0.88\text{m}$ から $\phi 1.7\text{m}$ ,  $h 0.64\text{m}$ に変更した。直径を大きくすることで、膜面の展開をより確実にし、重量増を避けるため高さを低くした。この変更を受け、ゴンドラのサイズも $2.1\text{m} \times 2.1\text{m} \times 1\text{m}$ から、 $2.8\text{m} \times 1.7\text{m} \times 0.8\text{m}$ に変更し、図7で示した放球台の設置を可能にした。安全率3を確保しながら、軽量化を行うため、一部ワイヤを用いた。また、前回実験では、回収時にゴンドラ・ドラムの結合部で軸が切断したことを踏まえ、スプリングピン2箇所、ねじ4箇所さらに中心にねじ1箇所を加えた。

#### (5) その他の搭載機器

通信機やリチウムイオンバッテリーのスペックを変更した。

## 2.9 コマンド・テレメトリ・展開シーケンス

2.8節の変更を踏まえ、以下のコマンド・テレメトリを用意した。

#### 直接コマンド

1. カメラ3電源 ON
2. カメラ3電源 OFF
3. スラスタ静止制御 ON
4. スラスタ消費制御 ON
5. スラスタ制御 OFF
6. スラスタ低速制御 ON
7. スラスタ高速制御 ON
8. モータ1スピニングアップ
9. モータ1スピニングダウン
10. モータ2制御 ON
11. モータ2制御 OFF
12. モータ3制御 ON
13. モータ3制御 OFF

#### 選択コマンド

1. ゴンドラ系電圧 ON/OFF
2. モータ1非常停止 ON/OFF
3. カメラ4／ドラム系電源 ON/OFF
4. オートシーケンス ON/OFF

#### デジタルテレメトリ（ゴンドラ側）

1. ゴンドラ系電源電圧 ON/OFF
2. カメラ3電源 ON/OFF
3. スラスタ制御 bit 1
4. スラスタ制御 bit 2
5. スラスタ制御 bit 3
6. モータ1制御下位 bit
7. モータ1制御中位 bit
8. モータ1制御上位 bit
9. ドラム系電源 ON/OFF
10. カメラ4電源 ON/OFF
11. オートシーケンス ON/OFF
12. 通信1（ゴンドラ→ドラム）確立確認

#### デジタルテレメトリ（ドラム側）

1. 通信2（ドラム→ゴンドラ）確立確認
2. モータ2制御 ON/OFF
3. モータ3-1制御 ON/OFF
4. モータ3-2制御 ON/OFF
5. モータ3-3制御 ON/OFF
6. モータ3-4制御 ON/OFF
7. 選択コマンド1状態
8. 選択コマンド2状態
9. 選択コマンド3状態
10. 選択コマンド指定 bit 1
11. 選択コマンド指定 bit 2
12. 選択コマンド指定 bit 3



## アナログテレメトリ（一般）

1. モータ 2 角度
2. ボンベ圧力
3. 減圧弁圧力
4. モータ 1 角速度
5. モータ 1 角度
6. CCW 噴射パルス
7. CW 噴射パルス
8. 太陽角センサ
9. レートジャイロ
10. モータ 3 - 1 角度
11. モータ 3 - 2 角度
12. モータ 3 - 3 角度
13. モータ 3 - 4 角度
14. (サブコミ 1) ドラム系電源電圧 1
15. (サブコミ 2) ドラム系電源電圧 2
16. (サブコミ 3) ゴンドラ系電源電圧
17. (サブコミ 4) CCW 電磁弁圧力
18. (サブコミ 5) CW 電磁弁圧力

## アナログテレメトリ（温度）

1. ボンベ 1 温度
2. ボンベ 2 温度
3. 減圧弁 1 温度
4. 減圧弁 2 温度
5. 電磁弁 1 温度
6. 電磁弁 2 温度
7. フレーム温度
8. 通信機温度

展開が順調に進んだ場合のノミナルシーケンスを以下のように設定した。

1. カメラ 2 電源 ON
2. カメラ 3 電源 ON
3. ゴンドラ系電源 ON
4. カメラ 4 / ドラム系電源 ON
5. スラスタ静止制御 ON
6. モータ 1 スピニアップ (0.125Hz)
7. モータ 1 スピニアップ (0.25Hz)
8. オートシーケンス ON (一次展開180秒, 電熱線カット10秒, 二次展開180秒)
9. モータ 1 スピニアップ (0.30Hz)
10. モータ 1 スピニアップ (0.33Hz)
11. モータ 1 スピンドアウン (0.30Hz)
12. モータ 1 スピンドアウン (0.25Hz)
13. モータ 1 スピンドアウン (0.125Hz)
14. モータ 1 スピンドアウン (0 Hz)
15. オートシーケンス OFF
16. スラスタ消費制御 ON
17. カメラ 4 / ドラム系電源 OFF
18. ゴンドラ系電源 OFF
19. カメラ 3 電源 OFF
20. カメラ 2 電源 OFF

### 3. スケートリンク実験

#### 3.1 スケーリング

気球実験の準備段階において、機構の検証を行うため、スケートリンク上で膜面展開実験を行った。実験概要を図14に示す。気球実験で使用する準静的展開機構が観客席からひもでも吊されている。モータ1を回転させ、ドラムに巻きつけられた膜面を展開する。膜面の各頂点に取り付けたおもりはリンク上を滑走するため、展開運動は二次元（面内）に限定されるが、スピンレートを比較的小さく設定することができ、空気抵抗を軽減できる。

膜面の質量がおもりに比べ十分小さい場合の運動モデルを図15に示す。展開面内の運動は、膜面の空気抵抗、おもりの遠心力に加え、おもりの摩擦にも支配される。摩擦力が膜のスピン軸回りに与えるトルクは以下のように表される。

$$\text{摩擦力によるトルク} : -\mu \, 4 \, m g (\phi / 2) \quad (8)$$

ただし、 $\mu$  は動摩擦係数である。これらのトルクの和が零となる点でつりあう。 $\phi / 2 \gg R$  を前提とすると膜面のねじれは以下のように表される。

$$\text{ねじれ} : \sin \theta_b = \pi C_b p (\phi / 2)^4 / 20 m R + \mu g / \theta_a^2 R \quad (9)$$

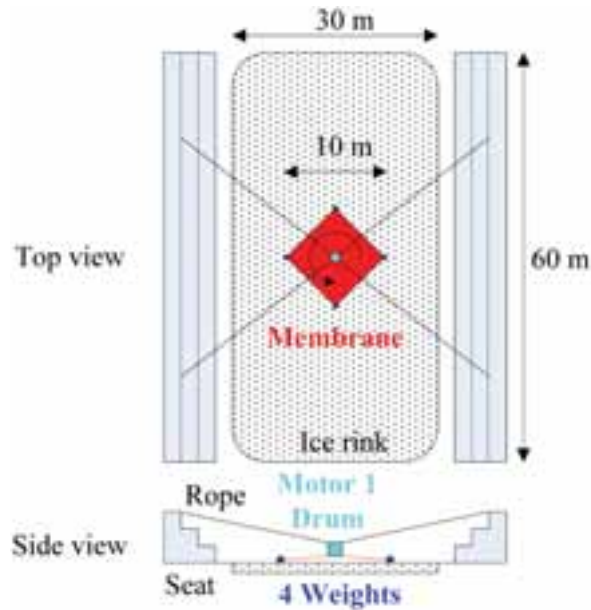


図 14 スケートリンク実験概要

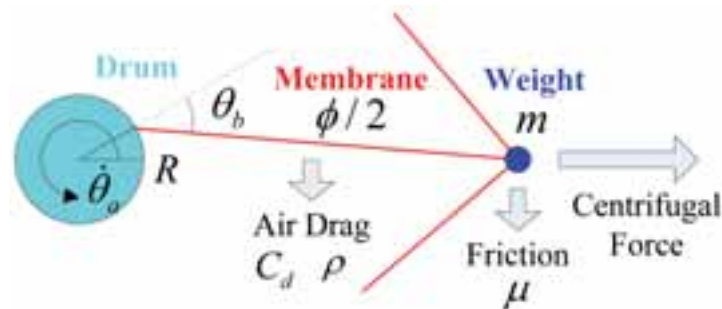


図 15 スケートリンク実験の運動モデル

ねじれ角が90deg 以下の条件を満たすように各パラメータを決定した。

$$\phi=10\text{m}, \dot{\theta}_a=0.18\text{Hz}, m=10\text{kg}, R=0.85\text{m}, C_d=0.05, \rho=1.225\text{kg/m}^3, \mu=0.03$$

$C_d$  は展開した膜面面積に対応する空気抵抗係数である。  $\rho$  の値は、地上では高度37km 地点に比べ200倍程度となる（よって、大型膜面展開の展開には、気球を用いることが不可欠である）。ただし、膜面サイズを小さくすれば、空気抵抗トルクは急激に低下する。そこで、膜面サイズを気球実験の半分として実験を計画した。おもりにはカーリングのストーン（ジュニア用）を使用し、 $\mu$  を小さく、 $m$  を大きくした。

### 3.2 シーケンス・結果

以下の膜面展開シーケンスで実験を行った。

- 0 sec：モータ 1 回転開始
- 180 sec：一次展開開始
- 318 sec：一次展開終了
- 330 sec：オリ解放，二次展開開始
- 420 sec：二次展開終了

モータ 1 回転開始後、0.18Hz で安定して回転するために 2 分程度必要であるため、一次展開開始は 3 分後としている。また、当初は前回の気球実験同様、一次展開・二次展開ともに90秒としていたが、一次展開が準静的に行われず、膜面が振動した。一次展開時は各ペタルが独立に運動するため、位相が遅れたペタルがとなりのペタルに追い抜かれるという現象も見られた。そこで、一次展開時間を138秒と長くすることで対処した。

実験結果を図16に示す。この実験において  $\phi$  10m の膜面を準静的に展開することができた。一次展開では、終盤に若干の膜面のこぼれも見られたが、各ペタルのアンバランスはなく、ほぼ均一な展開が実現できた。二次展開でも、モータ 3 のトルク負けによりテザーが若干早く進展したが、一様な展開を実現できた。よって、本展開機構において、準静的な一次および二次展開が実現できることが実証された。

展開後は空気抵抗が大きくなり、膜面がねじれた。このときのねじれから、展開した膜面面積に対応する空気抵抗係数  $C_d$  の値は0.02であると推定できた。さらに、図17に示すように、展開した膜面の垂直成分に対応する

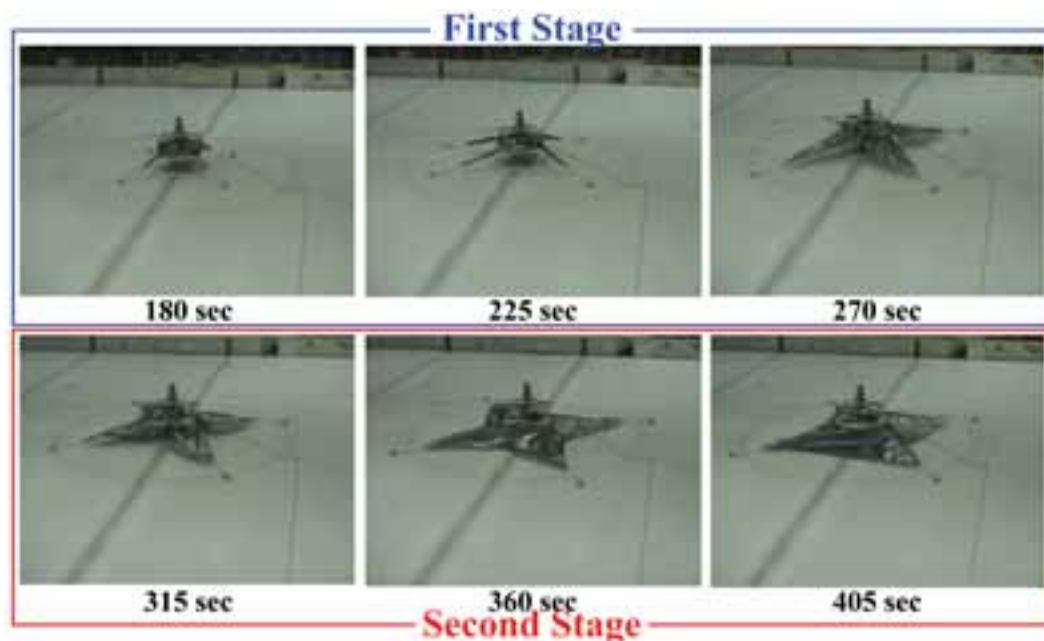


図 16 スケートリンク実験結果（時刻原点はモータ 1 回転開始）

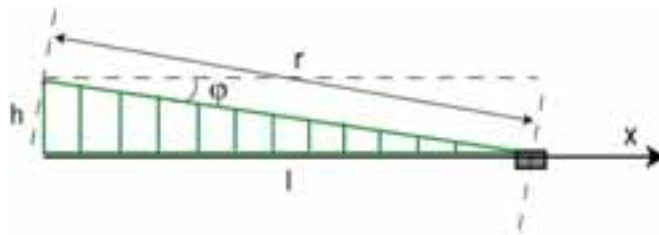


図 17 膜面垂直成分

空気抵抗係数は  $C_d = 0.66$  となる。気球実験において、高速スピン制御モードで  $0.375\text{Hz}$  にした場合でも、遠心力、空気抵抗トルクは、本スケートリンク実験とほぼ同等であり、準静的展開機構および膜面の強度上問題ないことも確認できた。

## 4. 気球実験

### 4.1 概要

2006年8月下旬に三陸大気球観測所において気球実験を行った。日程および作業内容は以下のとおり。

- 8/22 (火) : 移動, 荷物受け取り
- 8/23 (水) : 作業場確保, 荷物確認, 各系単体試験, RCS 取り付け, 気密チェック
- 8/24 (木) : ACU センサキャリブレーション, 各系の搭載・配線, かみ合わせ試験
- 8/25 (金) : 安全講習, ドラム系動作試験, 姿勢制御試験
- 8/26 (土) : モータ1エンコーダ・地上系修正, 重量測定
- 8/27 (日) : 通信試験, 放球台設置確認, 保温対策
- 8/28 (月) : フィールドかみ合わせ, 膜面取り付け, バッテリ充電, 窒素パージ, 配線固定
- 8/29 (火) : 荷姿・放球台設置, 最終かみ合わせ, 運用打ち合わせ
- 8/30 (水) : 放球・実験・回収, 荷物梱包
- 8/31 (木) : 記念撮影, 移動, 打ち上げ

気球グループの手厚いサポートと天候に恵まれ、ほぼ予定通りに作業を進めることができた。

### 4.2 実験手順

8月30日(水)に放球・実験・回収を行った。実験シーケンスとして、実際に送信したコマンドおよびその時刻を以下に示す。

- 6:10 : <放球>
- 8:24 : カメラ2電源 ON
- 8:25:49: カメラ3電源 ON
- 8:26:36: ゴンドラ系電源 ON
- 8:27:37: スラスタ静止制御 ON
- 8:35:17: モータ1スピニアップ ( $0.125\text{Hz}$ )
- 8:35:54: モータ1スピンドアウン ( $0\text{Hz}$ )
- 8:36:46: スラスタ制御 OFF
- 8:37:24: カメラ3電源 OFF
- 8:38 : カメラ2電源 OFF

9:12	: <実験高度到達>	
9:13	: カメラ 2 電源 ON	
9:14:09	: カメラ 3 電源 ON	
9:14:47	: カメラ 4 / ドラム系電源 ON	→ カメラ 4 反応なし
9:16:23	: スラスト静止制御 ON	
9:17:03	: モータ 1 スピニングアップ (0.125Hz)	
9:17:42	: モータ 1 スピニングアップ (0.25Hz)	
9:18:53	: モータ 1 非常停止 ON	← モータ 1 停止
9:19:38	: モータ 1 非常停止 OFF	
9:20:14	: モータ 1 スピニングアップ (0.125Hz)	→ モータ 1 反応なし
9:20:34	: モータ 1 スピニングダウン (0 Hz)	
9:21:33	: スラスト低速制御 ON	→ 1 ペタル動的二次展開
9:22:26	: オートシーケンス ON	→ 3 ペタル動的二次展開
9:25:53	: オートシーケンス OFF	← モータ 2 停止
9:26:47	: モータ 2 制御 ON	→ モータ 2 反応なし
9:28:14	: モータ 3 制御 ON	→ 準静的二次展開
9:30:25	: スラスト高速制御 ON	
9:31	: カメラ 4 / ドラム系電源 ON	
9:32	: カメラ 4 / ドラム系電源 OFF	
9:33:34	: スラスト低速制御 ON	
9:34:56	: モータ 1 スピニングアップ	→ モータ 1 反応なし
9:40	: スラスト制御 OFF	← 窒素ガス使い切り
9:41	: カメラ 4 / ドラム系電源 OFF	
9:41	: ゴンドラ系電源 OFF	
9:42	: カメラ 3 電源 OFF	
9:48	: <気球切り離し>	

#### 4.3 放球

2005年の気球実験において、放球台側のゴンドラ側面にフラッシュを取り付けたために放球時に放球台と干渉し、ゴンドラ側面から外れ、長さ10mのワイヤで吊り下げられた状態となって浮上するというアクシデントが発生した。今回はフラッシュをスラスト側の側面に取り付けた。また、カメラ3、ブイについては前回同様、海側の側面に取り付けた。

6時10分に放球した。今回は放球時に放球台との干渉はなく、ゆっくりと浮上した。放球時に図18に示すようにオリの柱が解放され倒れていることを確認した。この段階では、原因は特定できず以下の3つが考えられた。

- ・電熱線を ON/OFF する PIC が誤作動した。
- ・オリの溝からテザーが外れた。
- ・テザーが解けた、または、切断した。

#### 4.4 上昇中

気球上昇途中の8時17分頃、減圧弁下流の圧力が通常より高い値である6.3MPaを示していることを確認した。放球前には、ボンベ圧は15MPa以上であり、減圧弁において4MPaに調圧している。配管系等図より、2

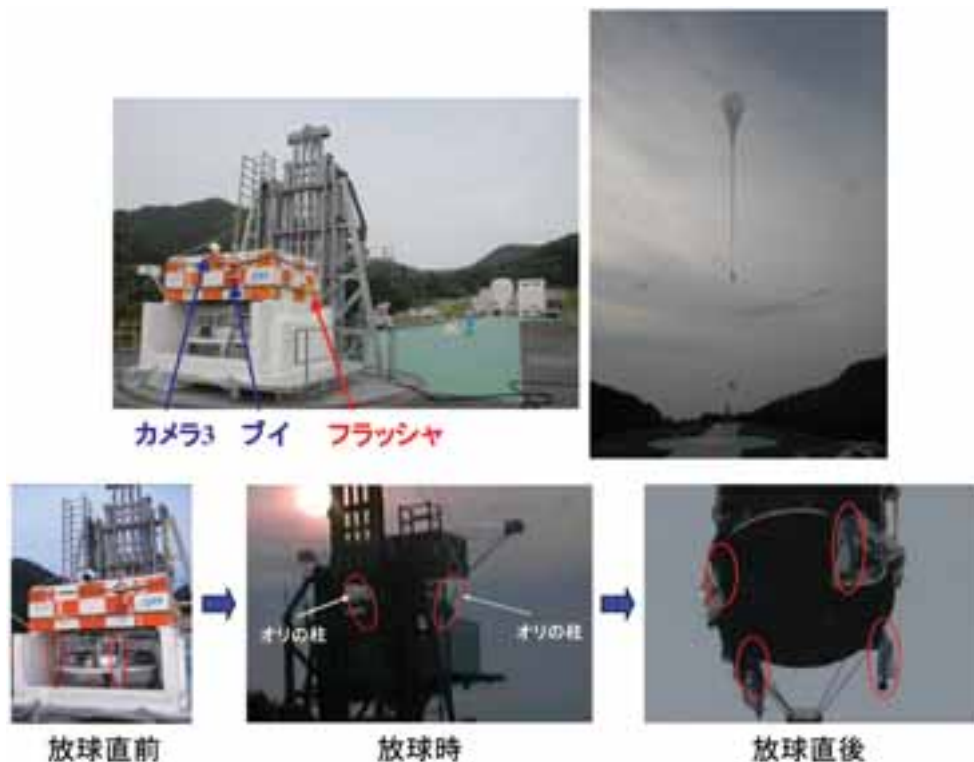


図 18 放球

つの減圧弁の一方で、微小リークが発生したと考えられる。電磁弁の耐圧は約20.7MPaであり問題はないが、スラスト噴射により電磁弁を開くことで配管内の圧力を正常値に戻すこととした。

まず、スラストの姿勢制御モードをスラスト静止制御モードとした。しかし、姿勢が安定していたため、スラストは噴射しなかった。そこで、モータ1を回転させ、反力によって姿勢外乱を加えたところ、スラストが噴射し圧力は正常となった。図19に配管系統図と減圧弁・ポンペ圧力履歴を示す。

#### 4.5 スピニアップ

9時12分、実験高度37kmに到達し、当初予定していたシーケンス通りにコマンドを送信していった。しかし、カメラ4の電源がONとならなかった。これはヒータがうまく作動しなかったためと考えられる。事前に設定した運用フローチャートに従い、そのまま作業を続行した。

次に、0.25Hzにスピニアップさせた時点でモータ1が停止した。非常停止によりモータ1をリセットし、再度モータ1によりスピニアップを試みたが、モータ1は動作しなかった。ただし、実験本番でもモータ1が停止する可能性もあると考え、2.8節で述べたように、低速制御モードと高速制御モードを予め用意していた。よって、スラスト低速制御によりゴンドラを含めた実験システム全体をスピンさせる運用に切り替えることとした。

#### 4.6 一次展開

図20にカメラ2からの展開画像を示す。スラスト低速制御ON後にオートシーケンスONを送信することで、準静的な一次展開を実施する予定であったが、4.3節で示したように、放球時にオリの柱が解放されたため、スラスト低速制御を開始した直後に1つのペタルがヨーヨー展開により一気に展開した。準静的展開の場合、膜面が図21に示す溝から少しずつ繰り出される予定であったが、実際には溝から外れてドラムのまわりを回りながら展開したと考えられる。他の3つのペタルは溝に引っかかっていたため展開しなかったと考えられる。各ペタル



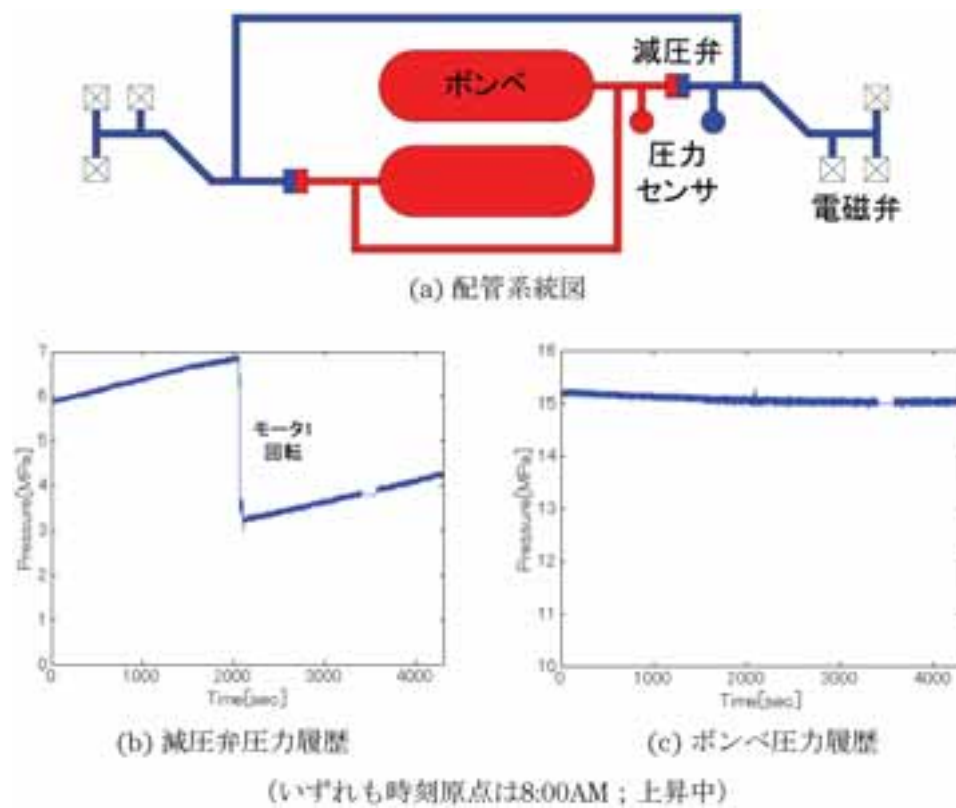


図19 減圧弁リーク

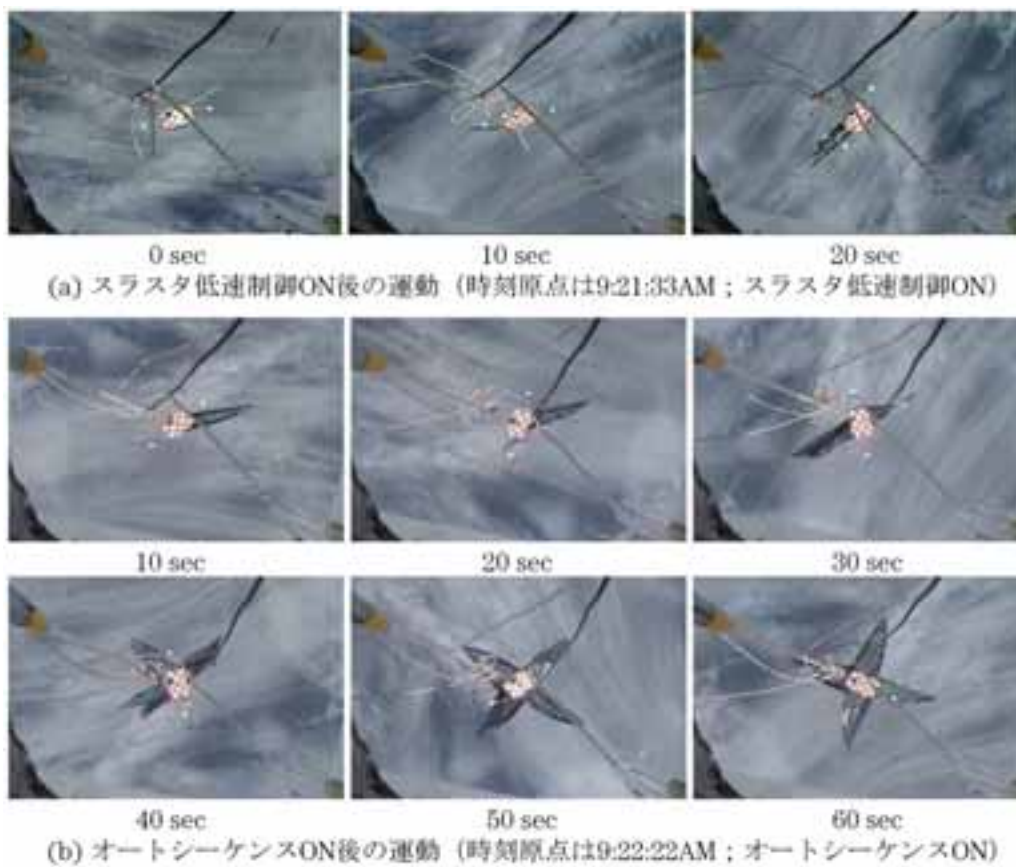


図20 一次展開の様子 (カメラ2)

は90deg ずつ位相をずらして、ドラムのまわりに巻き付けられているが、図21に示すように他のペタルを踏み潰して追い抜くことで、1つのペタルのみ展開することは可能である。1ペタルのみ展開後、オートシーケンスによってオリとドラムを相対回転させたところ、膜面が溝から外れ、残りのペタルも順々にヨーヨー展開した。オートシーケンス開始約60秒後には、動的な一次展開が完了し、膜は十字型を形成した。

一次展開終了直後にモータ2が停止した。オートシーケンスを停止し、モータ2の再起動を試みたが、動作しなかった。ただし、一次展開が完了し、オリの柱も解放されていることを確認できたため、次のステップに進むこととした。

#### 4.7 二次展開

モータ3制御ONコマンドを送信し二次展開が開始された。膜は予定通り約180秒後に正方形を形成した。図22にカメラ2による画像、図23にモータ3の角度履歴を示す。これらから、二次展開は各ペタルが準静的にかつ均一に制御されたことが分かる。なお、二次展開開始120秒後にスラスト高速制御ONとし、スピンレートを0.375Hzに上げた。

#### 4.8 窒素ガス使い切り

膜面展開後、スラスト高速制御をしばらく維持し、膜面挙動を観察し、その後、再びスラスト低速制御に戻した。スラスト消費制御は行わず、スラスト低速制御によって、ボンベ内のガスを使い切ることとした。実験中の窒素ガス使用状況を図24に示す。ボンベ圧より窒素ガスを使い切ったことを確認した後に、スラスト制御を停止し、展開実験を終了した。

#### 4.9 着水・回収

実験終了後、実験装置はパラシュートにより海上に着水した。総合技術研究本部のヘリコプタにより搜索し、

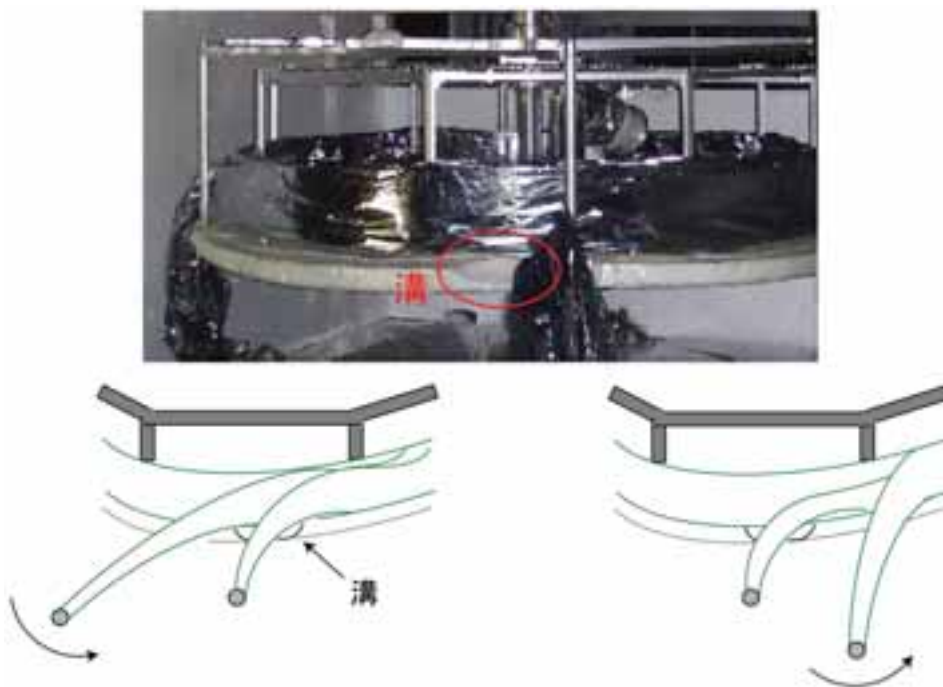


図 21 ヨーヨー展開の追い抜き

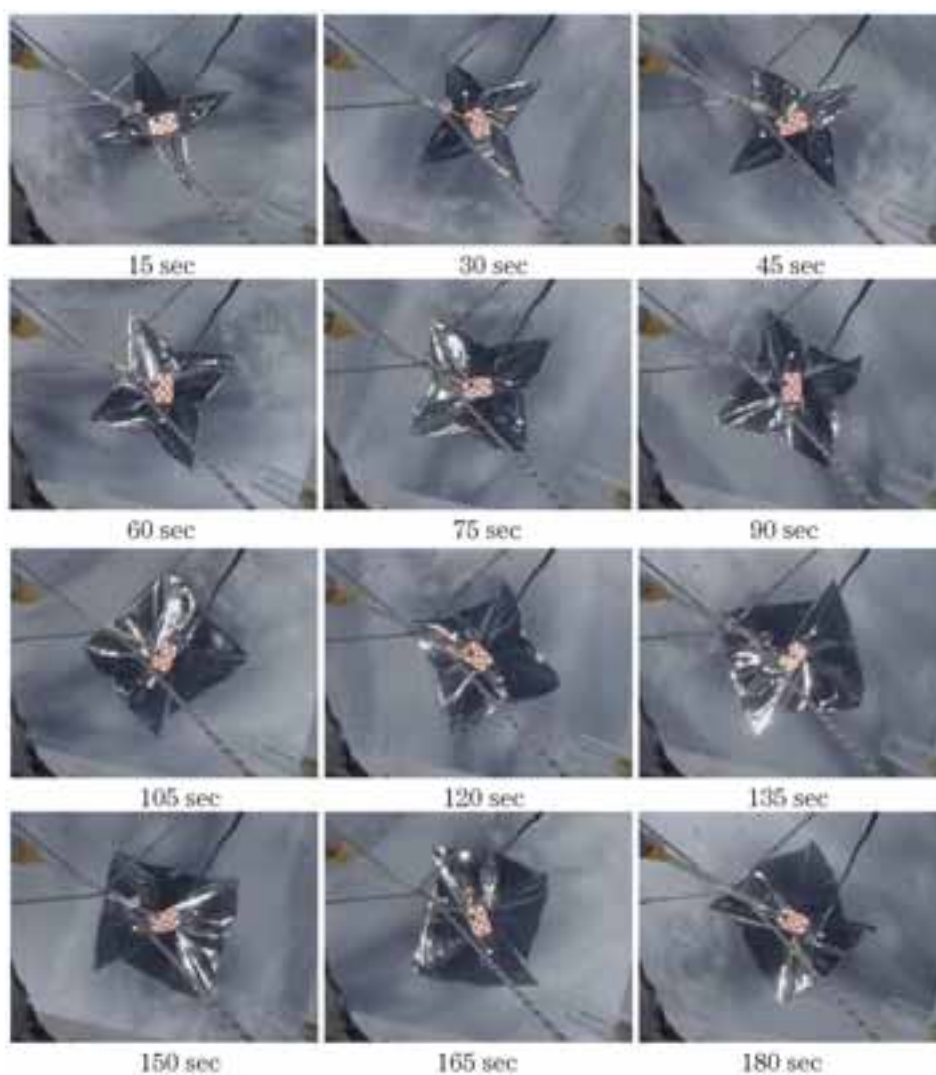


図 22 二次展開の様子（カメラ 2）（時刻原点は 9 : 28 : 14AM；モータ 3 制御 ON）

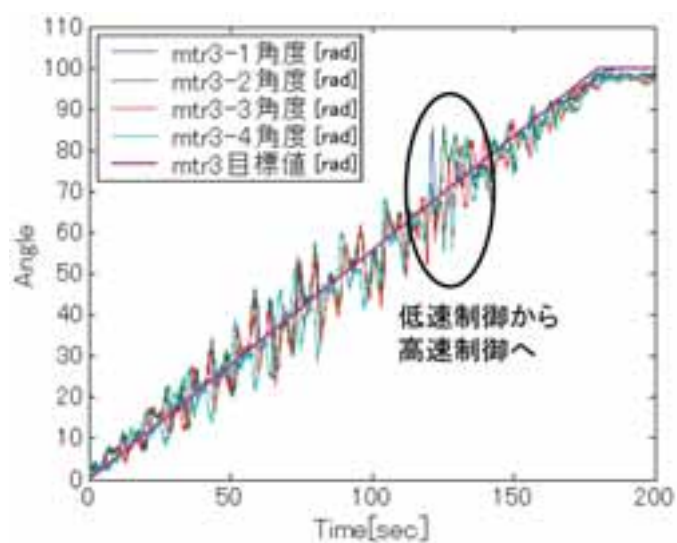


図 23 モータ 3 角度履歴（時刻原点は 9 : 28 : 14AM；モータ 3 制御 ON）

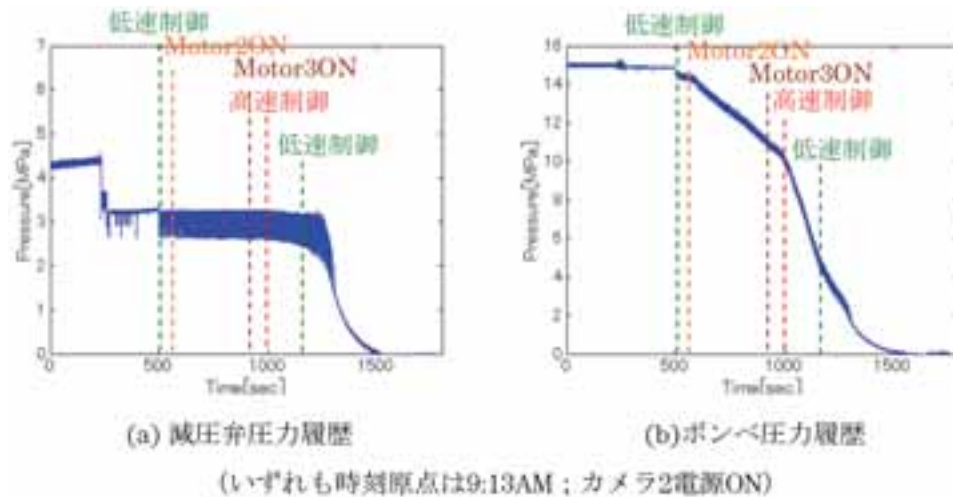


図 24 窒素ガス使用状況



図 25 着水・回収

回収船により慎重に引き上げられ、無事回収することができた。2.8節で述べたように、ゴンドラとドラムの結合軸を補強したことも成功の要因である。

## 5. 考察・運動解析

### 5.1 オリの柱の解放

放球時にオリの柱が解放されたことについて、回収後の構体を調査し、以下を確認した。

- 1) ドラムは全体を通して、大きなダメージはなかった。
  - 2) 刺繍糸は切断されておらず、電熱線電源は常に OFF であった。
  - 3) 電熱線部分にはテザーは残っていなかった。
- 2) より電熱線を ON/OFF する PIC が誤作動した可能性、3) よりオリの溝からテザーが外れた可能性がそれぞれ否定される。テザーが解けた、または、切断された可能性について検証する。

・テザーが解けた

テザーは3回に硬結びを行っており、事前実験（構造棟実験、リンク実験等）で解けたことはない。ただし、図8に示したように、オリの柱の位置でテザーを結んでおり、オリの駆動方向とテザーが解ける方向が一致して





図 26 オリの柱の解放調査

おり，テザーが結び目で解けたという可能性は否定できない．

#### ・テザーが切断された

テザーを這わせてある部分（特に，電熱線やオリの柱）に，テザーが引っかかることがないように設計されている．オリの長さ，おもりの質量等から，1 G 下でテザーに加わる張力は4 N 程度である．一方，テザーの最大張力は380 N 程度である．放球時の衝撃（2 G 程度）および，結び目の強度低下を考慮しても十分な安全率を確保している．ただし，膜の先端におもりが取り付けられているため，膜の一部が引っかかった可能性もあり，放球時にテザーに加わる張力履歴は正確には分からない．よって，放球時の衝撃により，テザーが切断した可能性は残される．

## 5.2 モータ 1 の停止

4.5節で述べたように，0.25 Hz にスピニアップした時にモータ 1 が停止した．図27にゴンドラ系電源電圧，モータ 1 角速度を示す．これらよりモータ 1 が作動し始めたと同時に電圧は大きく降下し始め，モータ 1 が停止すると回復していることが分かる．これは，モータ 1 はインバータに過度の電力要求を出し，インバータはこれに応えることができなかったことを示している．電力要求が大きくなった理由としては，低温によりモータ 1 の摩擦が増大したことがあげられる（真空恒温槽にてインバータとモータ 1 の動作試験は実施していたが，低温による摩擦の増大については，評価していなかった）．

モータ 1 停止後は，スラストを用いたスピンで代用した．モータ 1 停止時の空転トルクは343 Nm であり，モータ 1 が受ける空気抵抗トルクに比べ十分大きいので，モータ 1 が空転することはない．図29にゴンドラに取り付

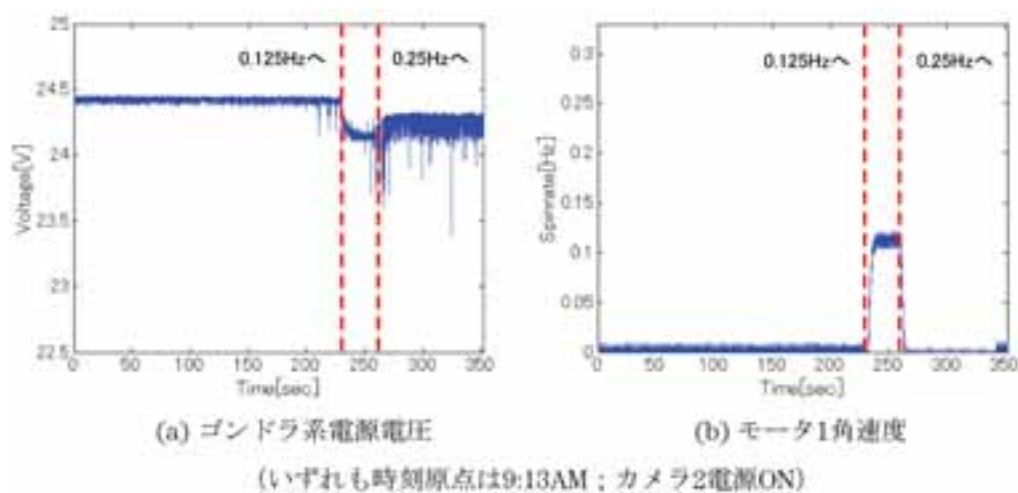


図 27 モーター 1 の停止調査

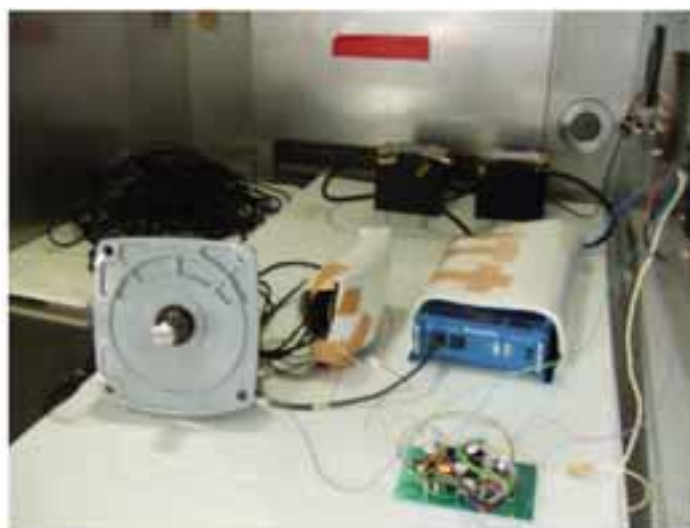


図 28 真空恒温槽試験の様子

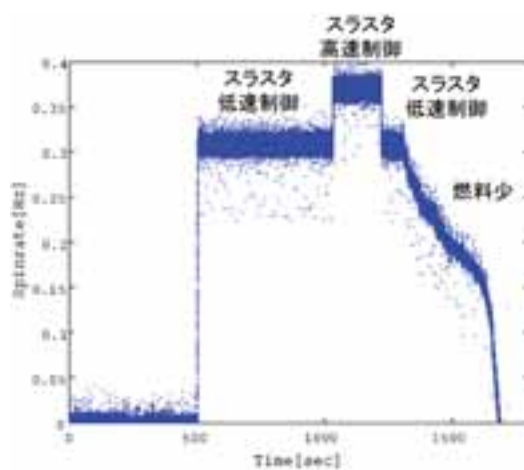


図 29 ギョンドラ角速度 (時刻原点は 9 : 13AM ; カメラ 2 電源 ON)



けられていたレートジャイロの履歴を示す。

### 5.3 モータ 2 の停止

モータ 2 の角度履歴を図30に示す。回収後のドラムとオリの相対角度はモータ 2 の停止時の角度とほぼ一致しており、異常はなかった。また、モータ 2 が停止した時点で膜は十字型を成しており、すでにオリの柱は解放されていることから膜と干渉することはない。しかし、ドラムの軸ではなく、オリの軸がゴンドラに直接結合している機構であったため、膜面が空気抵抗を受けると、モータ 2 が負荷を受ける。スペック上はモータ 2 の最大トルクは空気トルクに対し一定のマージンを有するが、モータ 1 と同様、低温によって摩擦が増大したとすると、相対回転するためのトルクを発生できなかった可能性がある。

### 5.4 膜面のねじれ・振動

回収後、カメラ 2-4 を確認したところ、カメラ 4 は録画されていなかった。これは、テレメトリでカメラ 4 の電源 ON を確認できなかったことと矛盾しない。カメラ 2, 3 は、展開挙動の録画に成功した。図31にカメラ 3 が撮影した画像を示す。この撮影記録から膜面の挙動を確認したところ一次展開ではほとんど振動が発生していないことが確認できた。二次展開においても、途中までは振動がなかったが、二次展開開始120秒後にスラストを低速制御 (0.3125Hz) から高速制御 (0.375Hz) に変更したところ、振動が発生した。これはスピンレート上昇により一時的に膜面にねじれが発生し、その後、振動となったと考えられる。この振動は減衰することなく二次展開終了後まで続いた。これより、動的な展開に限らず、急激な姿勢変更を行うと振動が発生し、一度振動が発生すると膜面の曲げモーメントが小さいために減衰しないことを意味している。展開面内だけでなく展開面外についても同様である。この対策として、図32左図のようなダンピング機構を同右図のようにソーラー電力セイル探査機の膜の根元に挿入するのが有効であると考えられる。各ダンパーは向かい合うダンパーとセットで機能し、2 組のダンパーはそれぞれ面内・面外の振動減衰を行う。

### 5.5 膜面の傾斜

膜およびおもりは重力の影響を受けるため、膜は傾斜する。この傾斜角をカメラ 3 の画像より求める。図33にカメラ 3 の取り付け位置を示す。取り付け角度は下向きに29.2degであり、画角は上下が32deg、左右が56degである。これらを考慮に入れて求めた傾斜履歴（二次展開中）を図34に示す。比較のため式(7)（膜面の質量・ねじれを考慮しない場合の解析解）のグラフも併せて示した。これより、低速制御 (0.3125Hz) における傾斜は22deg程度、高速制御 (0.375Hz) の場合13deg程度であることが分かる。これらは解析解より大きい。この

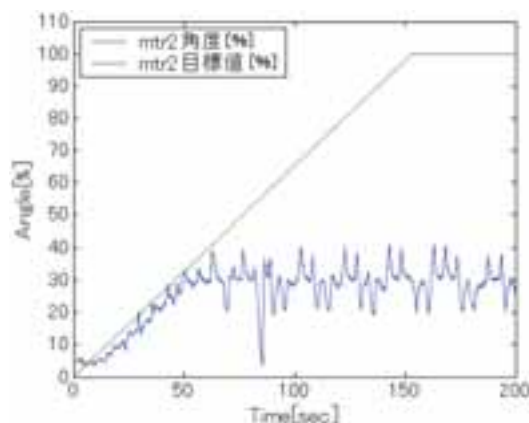


図 30 モータ 2 の角度履歴（時刻原点は 9 : 22 : 26AM ; オートシーケンス ON）

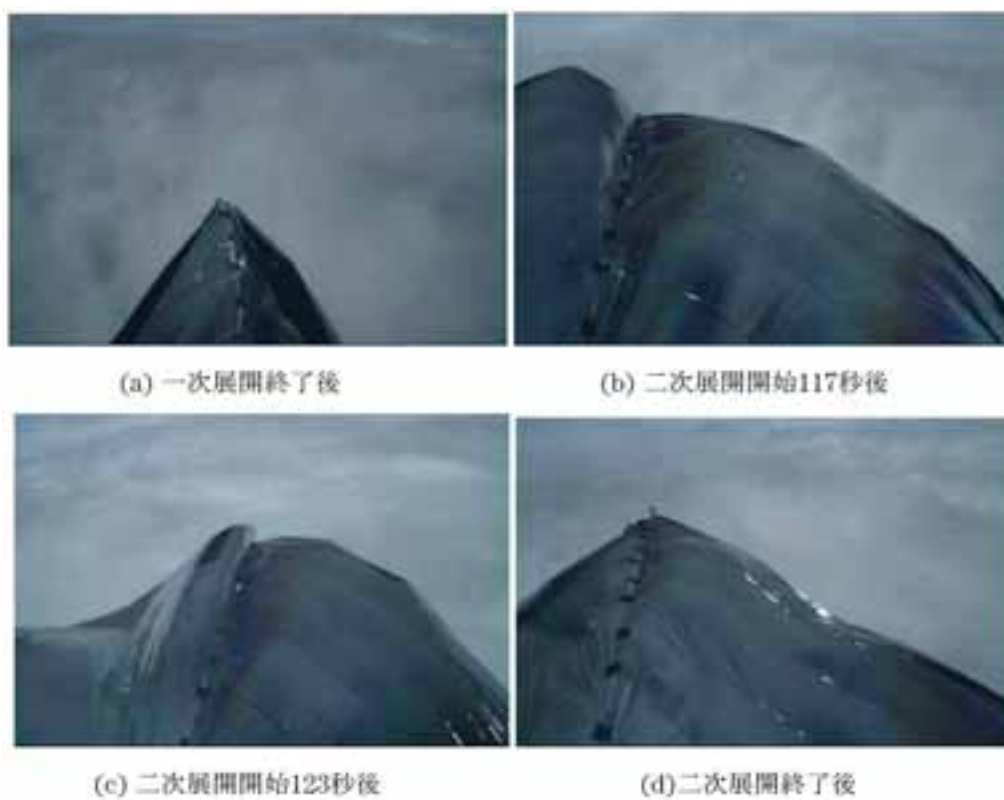


図 31 カメラ 3 の画像

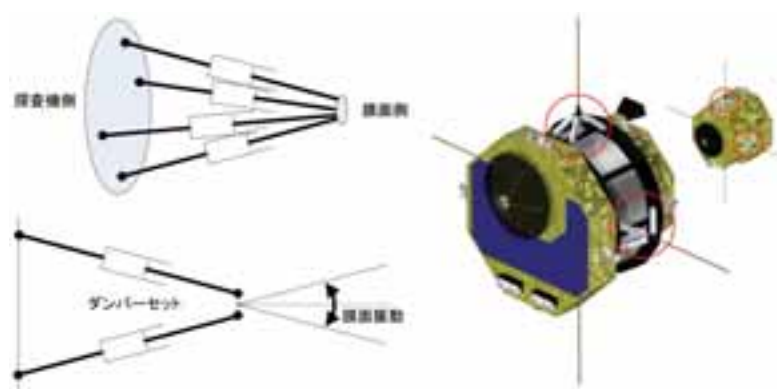


図 32 ダンピング機構

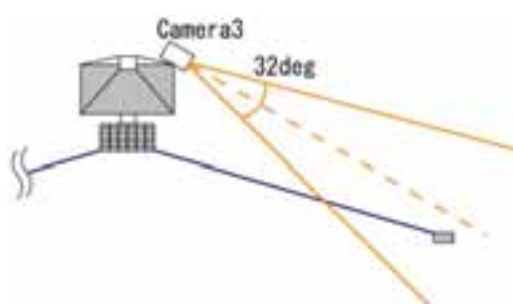


図 33 カメラ 3 取り付け角度

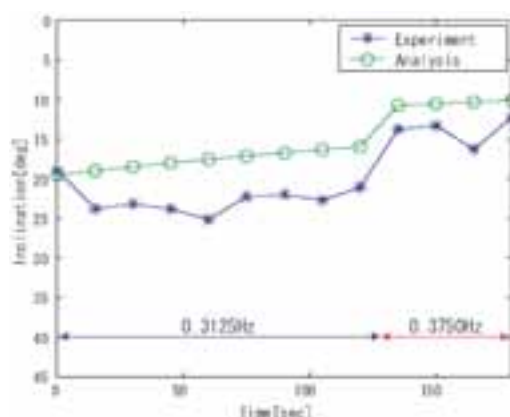


図 34 傾斜（時刻原点は 9 : 28 : 14AM ; モータ 3 制御 ON）

理由として、膜面の質量・ねじれの影響があげられる。ただし、0 秒においては、実験値と解析解はほぼ一致していることから、二次展開開始前まではこれらの影響をほとんど受けていないと考えられる。

## 5.6 空気抵抗係数

本実験で取得したカメラ 2, 3 の画像にはどちらもドラムは含まれない。また、あいにくカメラ 4 の画像は取得できなかった。よって、スケートリンク実験のように膜面の正確なねじれ角を求めることができず、空気抵抗係数を算出することができない。そこで、スラスタの噴射履歴から空気抵抗係数を推定することとした。

### 1) CCW スラスタトルクの推定

スラスタトルクはあらかじめ測定してあったが、最終的にゴンドラに取り付ける過程において、様々な要因から推力が低下することが考えられる。よって三陸大気球実験場にて行ったスラスタ制御試験からトルクを求めることにした。ゴンドラのみをロープで吊るし、低速制御 (0.3125Hz) で回転させた。目標角速度到達までの CCW 方向スラスタの噴射時間とゴンドラの角速度の履歴を図 35 に示す。スラスタ噴射時間は積分値で表されている。ゴンドラは約 5 秒で 0.3125Hz に到達し、その間の CCW 方向スラスタの噴射時間は 3.28 秒であった。このとき、CW 方向スラスタは全く噴射してなかった。これらのデータから角運動量保存則により CCW 方向のトルクを求めた結果、240.9Nm となり、設計値よりも小さくなった。ただし、スイベルの摩擦は無視し、ゴンドラの

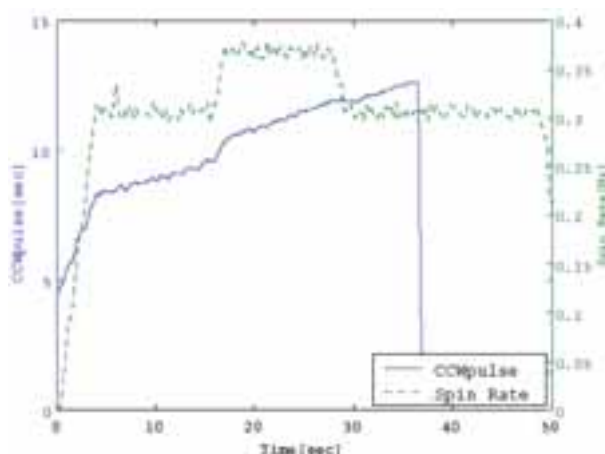


図 35 CCW スラスタ噴射履歴とゴンドラ角速度（地上実験）

慣性モーメントはスラスト、ポンペ、モータの位置を考慮し、 $404.1\text{kgm}^2$ とした。

挙動：スラスト制御試験（地上実験）

仮定：CCW スラストトルク積＝運動変化トルク積>>スイベル摩擦トルク積

条件：ゴンドラの慣性モーメント＝ $404.1\text{kgm}^2$

結果：CCW スラストトルク＝ $240.9\text{Nm}$

## 2) スイベル摩擦トルクの推定

スラスト噴射履歴をトルクのつり合いに入力して空気抵抗係数を求めることができる。ただし、展開システムは気球に吊られているため、スラストにより気球自体も回転したと考えられる。これらを求めるために、空気抵抗を受けていない状態でのつり合いを考える必要がある。しかし、本実験では実験システムが回転し始めたと同時に一つのペタルが展開を始めてしまった。そこで一次展開が終了し膜が十字型を形成している時点では、膜は空気抵抗をほとんど受けていないと考え、この状態でのつり合いを考えた。

図36に気球実験でのスラスト噴射履歴を示す。CCW 方向は実験システムの回転を加速する方向であり、気球自体の空気抵抗を補うため、一定量の噴射が必要となる。一次展開終了後0-60秒における噴射累計時間は9.24秒であった。一方CW 方向は回転を減速させる方向であるため、ほとんど噴射せず、累計は0.37秒であった。これは、CCW 方向に比べて十分小さく無視できる。よって膜からの空気抵抗を受けない状態でも、スラストは60秒間で $240.9 \times 9.24 = 2225.9\text{Nm}$ のトルク積を必要とし、平均トルクは $37.1\text{Nm}$ となる。

挙動：一次展開後・低速制御（気球実験）

仮定：CCW スラストトルク積＝スイベル摩擦トルク積>>空気抵抗トルク積

条件：CCW スラストトルク積>>CW スラストトルク積

CCW スラストトルク＝ $240.9\text{Nm}$

結果：スイベル摩擦トルク（低速制御）＝ $37.1\text{Nm}$

## 3) 空気抵抗係数の推定

二次展開開始後は、空気抵抗トルクに応じて、スラストが噴射していると考え、空気抵抗係数を求める。二次展開開始後90-120秒までの30秒間で考えた。CCW 方向スラストの噴射時間の累計は9.60秒であり、CW 方向は0.044秒であった。膜半径として90-120秒までの膜半径の平均である $9.05\text{m}$ を用いて、スラストトルクと膜面・気球の空気抵抗トルクのつり合いより展開した膜面面積に対応する空気抵抗係数を導出したところ、 $C_d = 0.044$ が得られた。図17に示すように、膜面に垂直に作用する成分を考慮する場合、 $C_d = 0.73$ となった。これはスケー

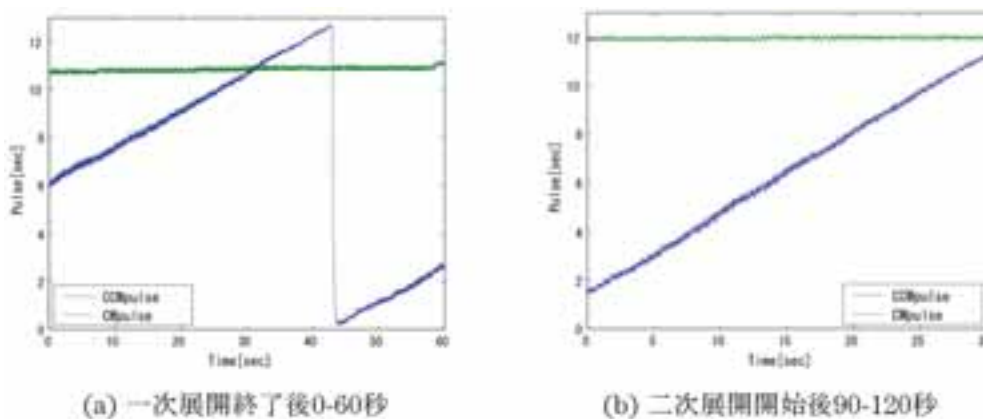


図 36 スラスト噴射履歴（気球実験）

トリック実験での結果、 $C_d = 0.66$ にはほぼ一致する。実験内容および算出方法が異なるにもかかわらず両者が一致したことで、これらは信頼性の高い数値であると考えられる。

挙動：二次展開中・低速制御（気球実験）

仮定：CCW スラストトルク積＝スイベル摩擦トルク積＋空気抵抗トルク積

条件：CCW スラストトルク積＞CW スラストトルク積

CCW スラストトルク＝240.9Nm

スイベル摩擦トルク（低速制御）＝37.1Nm

結果：空気抵抗係数（展開した膜面全体の面積）＝0.044

空気抵抗係数（展開した膜面の垂直成分）＝0.73

実ミッションにおける膜面展開では、空気抵抗を考慮する必要はないが、上記結果は、地上での膜面の運動解析に重要な参照値となる。また、ソーラーセイルの膜面を利用したエアロキャプチャを行う惑星探査機等の研究にも必要なデータとなる [11], [12]。

## 6. 成果・結論

気球実験で得られた主要な成果は以下の4点である。

### 1) 世界最大級の膜面展開

差し渡し20mの大型膜面展開に成功した（スケートリンク実験では差し渡し10mの中型膜面展開に成功した）。

### 2) 世界初の準静的展開

前回の気球実験（2005年5月）で準静的な一次展開を実現し、今回の気球実験で、動的な一次展開と準静的な二次展開に成功した（スケートリンク実験では、準静的な一次展開と準静的な二次展開を連続して達成した）。

### 3) 新たな実験方法の開拓

上空で空気抵抗を抑制し、広いスペースを活用して実施したという点において、これまでの気球実験と異なり、新しい実験方法を提示した（スケートリンク実験では、低摩擦下でゆっくりと運動させることで空気抵抗を抑制した）。

### 4) 膜面の運動モデルの検証

大型膜面の展開挙動を観測することにより、運動モデルを検証した。

これらの成果も踏まえ、以下の結論が得られた。

#### 1) 膜面のねじれ・振動

動的に展開すると膜面展開時にコリオリ力によってねじれが発生し、展開後に一定の振動が発生するメカニズムを明らかにし、準静的な展開によってこれを回避できることを示した。本結論は膜面形状に依存せず、張力構造全般に適用できる。また、展開運動に限らず、姿勢制御等で一度振動が発生すると柔軟膜面は曲げモーメントが微小であるため、抑制するのが難しい。この一対策として、面内および面外の振動を減衰させるためのダンピング機構についても提案した。

#### 2) 準静的展開機構

準静的な一次展開および準静的な二次展開機構の有効性が実証された。本機構はクローバ型用に開発されたものであるが、本実験では四角型の展開を実現した。

#### 3) 力学モデル

スケートリンク実験では、遠心力・空気抵抗・摩擦、気球実験では、遠心力・空気抵抗・重力で支配される力学モデルをもとに各種パラメータを設定した。実際の膜面の展開運動は、ほぼ計画通りであり、モデルが適切で

あることが示された。また、両実験結果から得られた空気抵抗係数が一致したことから、信頼性の高い数値として今後、地上での膜面運動解析やエアロキャプチャ等の研究で用いることができると考えられる。

## 7. 謝 辞

本実験は気球グループの手厚いサポートにより実施することができました。本当にありがとうございました。

## 参 考 文 献

- [1] 川口淳一郎, ソーラーセイル WG: ソーラー電力セイル計画について, 第6回宇宙科学シンポジウム, 1-03, ISAS, 2006年1月.
- [2] 森治, 津田雄一, 川勝康弘, ソーラーセイル WG: ソーラーセイル小型計画による膜展開・航行の技術開発, 第7回宇宙科学シンポジウム, P1-02, ISAS, 2006年12月.
- [3] G. Greschik and M. M. Mikulas, "Design Study of a Square Solar Sail Architecture," J. of Spacecraft and Rockets, Vol. 39, No. 5, 653-661, 2002.
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] Y. Tsuda, O. Mori, S. Takeuchi and J. Kawaguchi, "Flight Result and Analysis of Solar Sail Deployment Experiment using S-310 Sounding Rocket," Space Technol., Vol. 26, Nos. 1-2, pp. 33-39, 2006.
- [7] 森治, 中納知樹, 多羅尾康太, 志田真樹, 津田雄一, 佐伯孝尚, 川口淳一郎: 大気球を用いたソーラーセイル膜面の準静的展開実験, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA RR-05-012, pp. 31-56, 2006.
- [8] S. Takeuchi and J. Onoda, "Deployment Motion of Spin Type Solar Sail," 13th Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics, 109-112, 2003.
- [9] 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.
- [10] 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.
- [11] E. Nakazawa, "Feasibility Study on Low-Ballistic-Coefficient Aerocapture Vehicle with Membrane Decelerator for Planetary Exploration," Master Thesis, Graduate School of Frontier Sciences, University of Tokyo (2004).
- [12] 山田和彦: 超音速流中における膜状物体の挙動および空力特性に関する研究, 平成12年度東京大学工学系研究科修士論文 (2001).