

ソーラー電力セイルの展開総合実験

森 治¹, 白澤 洋次², 今泉 継男³, 三桝 裕也⁴, 元岡 範純²,
佐藤 祥悟², 田中 啓太², 浦町 光², 善場 祐介², 北嶋 麻里絵⁵,
羽染 円絵⁵, 志田 真樹¹, 田中 孝治¹, 澤田 弘崇¹, 船瀬 龍¹,
遠藤 達也¹, 奥泉 信克¹, 矢野 創¹, 岡本 千里¹, 横田 力男¹,
津田 雄一¹, 佐伯 孝尚¹, 川口 淳一郎¹, ソーラーセイル WG

Overall Deployment Experiment of Solar Power Sail

By

Osamu MORI¹, Shirasawa YOJI², Tsuguo IMAIZUMI³, Yuya MIMASU⁴,
Norizumi MOTOOKA², Shogo SATO², Keita TANAKA², Hikaru URAMACHI²,
Yusuke ZEMBA², Marie KITAJIMA⁵, Mitsue HASOME⁵, Maki SHIDA¹,
Koji TANAKA¹, Hirotaka SAWADA¹, Ryu FUNASE¹, Tatsuya ENDO¹,
Nobukatsu OKUIZUMI¹, Hajime YANO¹, Chisato OKAMOTO¹, Rikio YOKOTA¹,
Yuichi TSUDA¹, Takanao SAIKI¹, Jun'ichiro KAWAGUCHI¹ and
Solar Sail Working Group

Abstract

The Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) will make the solar power sail craft demonstrate for both its photon propulsion and thin film solar power generation during its interplanetary cruise. The spacecraft deploys and spans its membrane taking the advantage of the spin centrifugal force. The deployment system of large membrane was developed. The overall deployment experiment of solar power sail using a balloon was planned. However the balloon was not launched due to the bad weather. In this paper, the contents and significance of the experiment are reported.

概 要

ソーラーセイル WG では、太陽の光子の圧力を受けて進む光子セイルに、薄膜太陽電池を貼り付けて大電力を発生し高比推力のイオンエンジンを駆動する推進システム、ソーラー電力セイルの検討を進めている。このシステムの確立において重要な技術課題である大型膜面の展開機能を検証するため、大気球を用いた大型膜面の展開総合実験を計画し、展開システムの開発を行った。あいにく実験場の天候不良により平成 20 年度に続き、放球を実施できなかったが、本論文では、この実験の内容および位置付けについて紹介する。

重要語：ソーラー電力セイル, 大型膜面, 展開システム

¹ 宇宙航空研究開発機構

² 東京大学 大学院工学系研究科 航空宇宙工学専攻

³ 電気通信大学 大学院情報システム学研究科 情報ネットワークシステム学専攻

⁴ 九州大学 大学院工学府 航空宇宙工学専攻

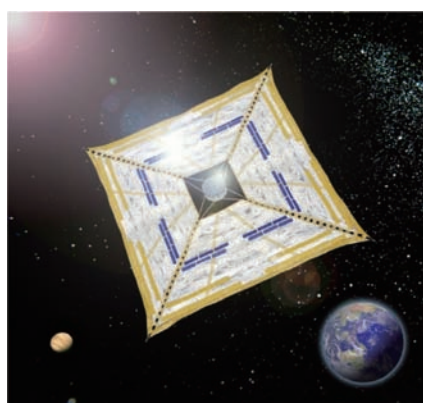
⁵ 東海大学 大学院工学研究科 航空宇宙学専攻

1. はじめに

JAXA では、太陽光圧を利用するソーラーセイル推進に加えて、膜面に貼り付けた薄膜太陽電池で大電力を発生することによって高比推力のイオンエンジンを駆動する複合推進システムを提案している。この新たな推進システムを実現するために、2つのミッションを計画している。まず、ソーラー電力セイルの技術実証を目的として、2010 年度に小型ソーラー電力セイル実証機「IKAROS(Interplanetary Kite-craft Accelerated by Radiation Of the Sun)」の打ち上げを計画している [1]。このミッションでは、ミニマムサクセスとして、大型膜面（ $\phi 20\text{m}$ ）の展開・展張および薄膜太陽電池による発電、フルサクセスとして、光子セイルによる加速・航行の実現を掲げている。この成果を受けて、2010 年代後半に、中型ソーラー電力セイル探査機の打ち上げを計画している [2]。このミッションでは、さらに大型な膜面（ $\phi 50\text{m}$ ）を展開し、光子セイルとイオンエンジンを統合した推進機関によって、木星およびトロヤ群小惑星探査を行う（図 1）。

ソーラー電力セイルの実現のための主要な技術的課題の一つが、大型膜面を展開する機構の開発である。海外ではブームやマストを用いた方法が検討されているが（図 2）[3]、著者らは、スピンによる遠心力を利用して展開・展張する方式を検討している。この方式は支柱を用いないため比較的軽量で、膜面が大型化しても適用できる半面、展開挙動が複雑になるため、これまでさまざまな展開実験を行い検証してきた（図 3）。まず、2003 年 8 月に大気球 B30 を利用した準真空落下試験によって $\phi 4\text{m}$ の逆傘型膜の動的な二次展開を実現した [4]。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 [5]。そして、2006 年 8 月には、大気球 B200 によって $\phi 20\text{m}$ の正方形膜を準静的に展開した [6]。これらの実験結果を踏まえ、 $\phi 20\text{m}$ の正方形膜を準静的・動的二次展開により展開する機構の開発を進めている。

著者らはこれまで、この展開機構に要求される各種機能の地上試験を行ってきており、これらの総合機能試験として、大気球を用いた実験を提案した。地上で膜面を展開機構に収納しておき、上空でスラストによってスピニングした後、2段階に分けて膜面を展開する。この様子を複数のカメラで撮影するとともに、各種データを取得し、数値解析結果と比較・検証する。本実験では、実機を想定した膜面・展開機構を用い、収納・展開の方法・手順も極力一致させることで、展開に関係する機器の動作や機能が、気球という異なった環境下で、どのように作動するかを総合的に評価する。本実験は平成 20 年度夏季に計画していたが、あいにく実験場の天候不良により放球できなかったため、平成 21 年度夏季に再度計画した。



2010年度
小型ソーラー電力セイル実証機「IKAROS」
・ $\Phi 20\text{m}$ 級膜面の展開・展張
・薄膜太陽電池による発電
・光子セイルによる加速実証・航行技術の獲得



2010年代後半
中型ソーラー電力セイル探査機
・ $\Phi 50\text{m}$ 級膜面の展開・展張
・高比推力イオンエンジンによるハイブリッド推進
・木星観測・トロヤ群小惑星探査

図 1 ソーラー電力セイルミッション

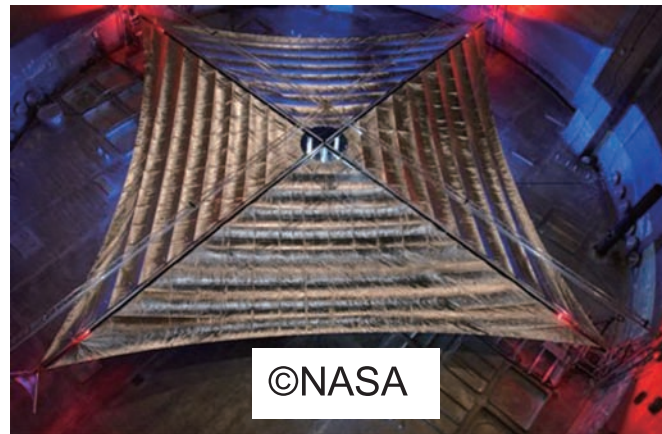


図2 ブーム型ソーラーセイル

		一次展開						
(写真)								<p>時期：2004年8月 方法：S310観測ロケット34号機 内容：動的展開試験 膜面：直径10mのクローバ型 目的：膜面運動モデルの構築 結果：良好に展開，取得データを解析モデルに反映</p>
(解析)								
(写真)								
(解析)								
		二次展開						
								<p>時期：2006年8月 方法：B200大気球7号機 内容：準静的展開試験 膜面：差し渡し20mの四角型 目的：準静的展開機構の実証 結果：良好に展開，取得データを展開方式・展開機構に反映</p>
		<p style="text-align: center;">一次展開 二次展開</p>						

図3 過去の展開実験

2. ソーラー電力セイルの膜面展開

ソーラー電力セイル（IKAROS および中型ソーラー電力セイル探査機）の膜面形状，展開方式については，ソーラーセイル WG 内で製作・展開・制御・コンセプト等について様々な検討が重ねられ，四角型の膜を二段階に分けて展開する方式が採用された。本実験ではこの形状の膜面を使用して，二段階の展開方式についての検証を試みる。ここではその膜面形状および展開方式について紹介し，実際に膜面を展開する機構の開発経緯について解説する。

2.1. 膜面

膜面形状・搭載品配置を図4に示す。膜面の材料は厚さ $7.5\mu\text{m}$ のポリイミド樹脂、膜面の形状は差し渡し20mの正方形で4つの台形ベタルに分割される。膜面上には、薄膜太陽電池以外にも姿勢制御デバイス、理学観測機器等が搭載され、これらのハーネスが引き回されている。膜面の内側はテザーによって本体と結合される。膜面の先端にはおもり（0.5kg）が取り付けられており、膜面の展開・展張をサポートする。

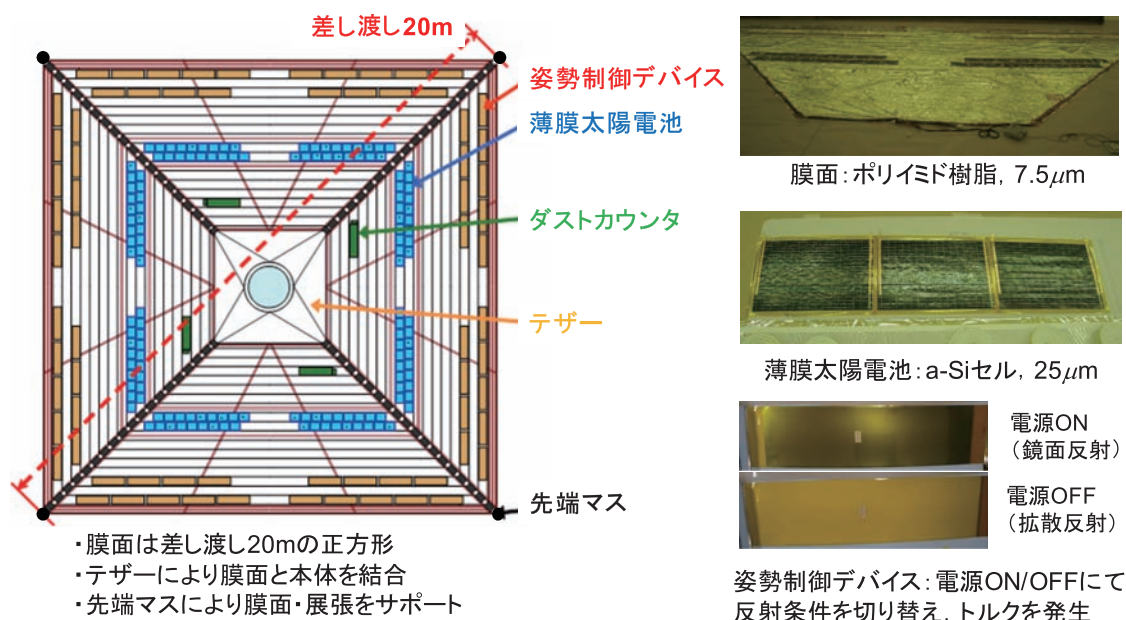


図4 膜面形状・搭載品配置

2.2. 膜面展開

膜面の展開手順・機構を図5に示す。本体をスピンさせて膜面を遠心力により展開し、展張状態を維持する。展開は2段階に分けられ、本体側面に搭載された展開機構によって一次展開を準静的に、二次展開を動的に実現する。収納状態では、折りたたまれた台形ベタルを4つ合わせて十字型にした膜面が本体に巻き付けられており、4本の回転ガイドによって保持されている。また、4つの先端マスが本体に固定されている。はじめにこの先端マスを解放する。一次展開では回転ガイドを本体に対して相対回転させることで、ヨーヨー展開の進展を抑えながらゆっくりと膜面を繰り出し、十字型を形成する。二次展開では回転ガイドを分離することによって各ベタルが遠心力で一気に展開し正方形となる。膜面の展開を実現する展開機構は、膜面収納部の半径は0.63m、高さは0.30mであり、ここへ0.28mの折り幅で畳んだ膜を巻き付ける。先端マスはアクチュエータにより分離する。収納部上下に配置した2つの円形のベアリングを介して4本の回転ガイドが接続され、DC ブラシレスモータにより相対回転する。ガイドの下部はバネヒンジによって保持され、上部をアクチュエータにより解放することによって半径方向に倒すことができる。著者らは、この展開手順・機構で実際に膜面が展開できるかどうかを検証するため、その機能モデルによって部分的な試験を進めている（図6）。同時に、多粒子モデルやFEMモデルによるシミュレーションも実施している（図7）。

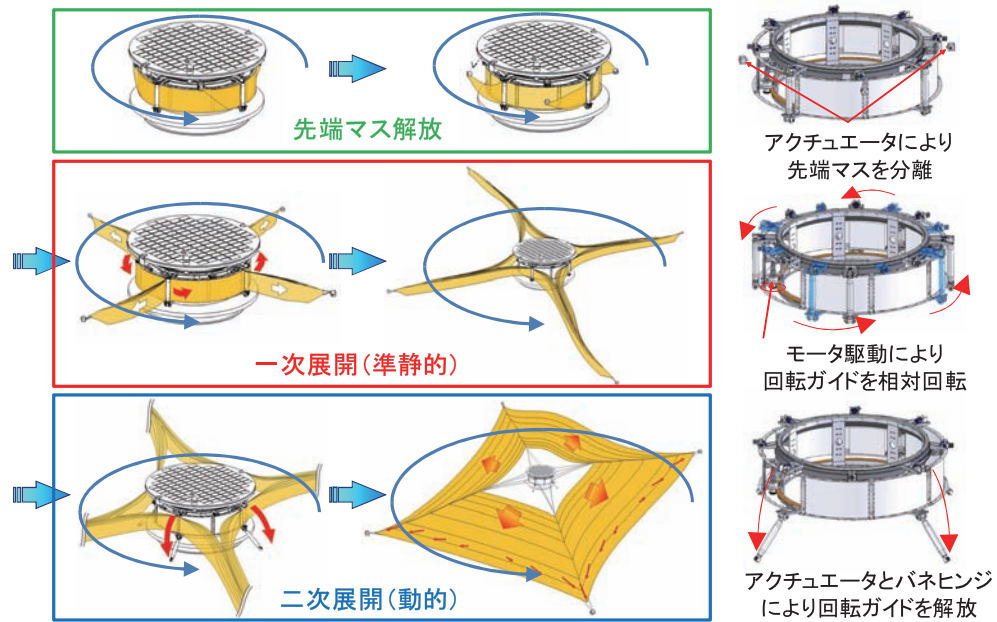


図5 膜面の展開手順・機構

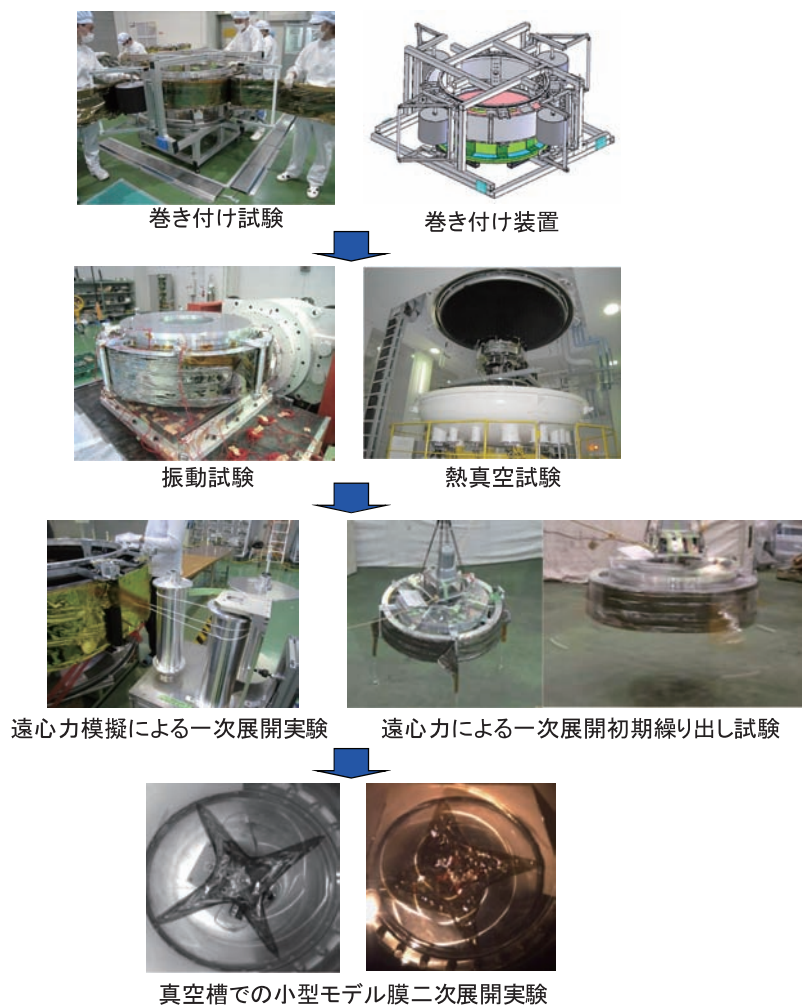


図6 地上試験例

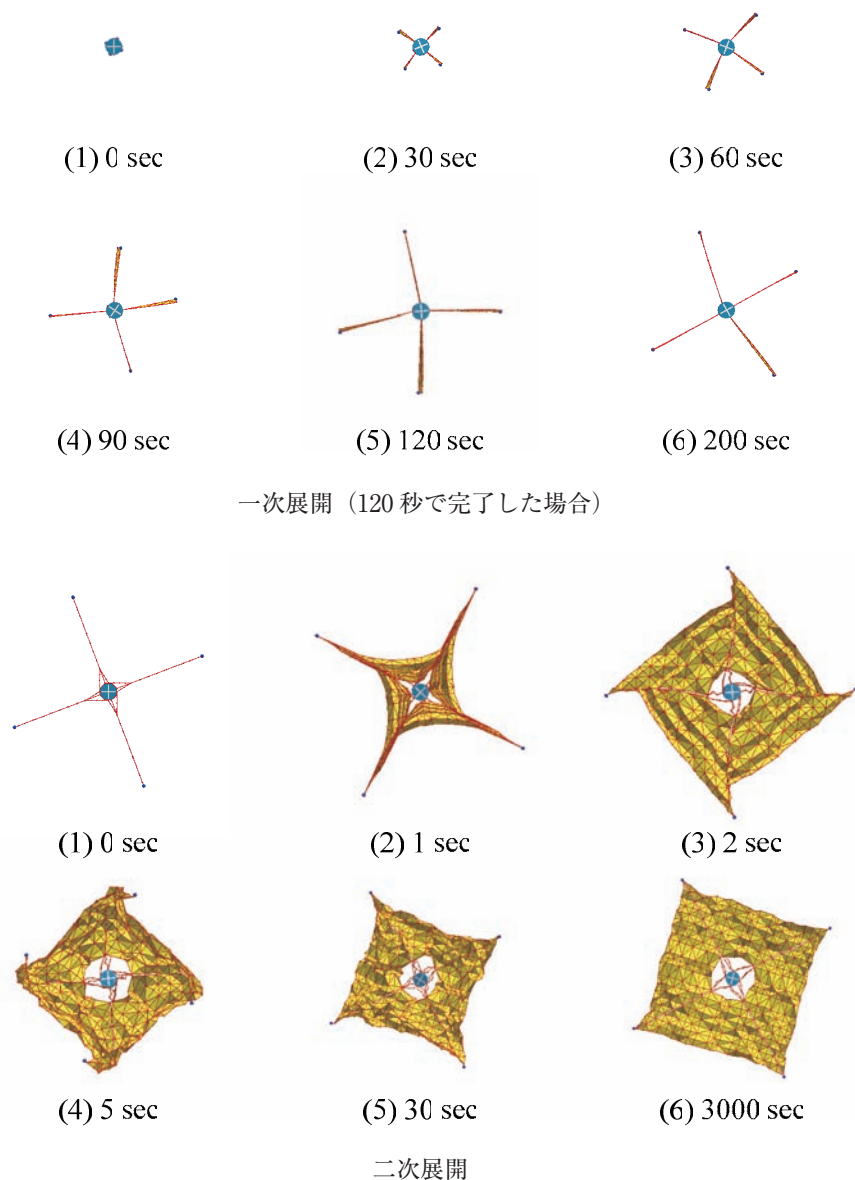


図7 多粒子モデルによる展開シミュレーション例 (フライト環境を想定)

3. 大気球を用いた展開総合実験

3.1. 実験概要

本実験では、実機を想定した展開機構・膜面モデルを用いる。先端マスの重量も実機と同様、1個あたり0.5kgとしている。ただし、膜面の搭載デバイスは1つのペタルを除いてダミー品を使用する。1G低圧環境下において、展開機構を用いて実際に膜面を展開することで、これらの設計が適切であるか確認することを目的とする。

実験の概要を図8に示す。本実験は大気球にゴンドラ・展開機構を吊り下げ、ゴンドラに搭載された推進系およびジャイロを用いて、スピン制御を行い、この遠心力を用いて展開機構に巻き付けられた膜面を展開する。スピン制御に対し気球が回転しないように、ゴンドラおよび展開機構はスィベルを介して気球に接続する。本実験では、重力の影響により膜が垂れ下がり、この角度が大きいと膜面が展開機構に引っかかり正常に機能なくなる恐れがある。このため、遠心力と重力の関係から垂れ下がり角が30deg以内に収まるスピンレートを解析的に求め、この範囲内で角運動量保存則に極力合致するようにスピンレートのプロファイルを設定した。

膜展開前には 36rpm までスピニングアップし、一次展開では相対回転モータの回転量に応じて徐々にレートを下げ、一次展開終了時には 18rpm まで落とす。一次展開での相対回転量は約 582deg で、先端マスの位置で約 8.9m の回転半径まで展開する。二次展開は、4 本の回転ガイドを解放することにより行われ、膜が展開することによる展開機構のスピニングレートの激減を防ぐため、18rpm の一定スピニングを保つように制御する。回転ガイドの解放は、これを固定しているラインを電熱線により切断することによって行う。

膜展開の様子は、5 台（気球側：2 台、展開機構側面：3 台）のカメラで撮影する。気球側の 2 台は、膜面が正常に展開されるかを大域的にモニタするものであり、展開機構側面の 3 台は、膜面が回転ガイドに引っかからないか・相対回転時にハーネスが引っかからないか・空気抵抗による膜面の位相遅れが適切な範囲に収まっているかを確認するもので、展開機構の機能をモニタする。その他、膜面に搭載した各種デバイスやハーネスの機能を確認するテレメトリを取得する。これにより、膜展開時に搭載デバイスの機能を損傷させることがないか検証する。

実験シーケンスを図 9 に示す。気球は B300 を使用し、高度 39km において水平飛行に入り実験を開始する。実験時間は 30 分程度であり、この間に各種テレメトリを取得し展開シーケンスを完了する。この後、パラシュートにより海上へ着水・回収し、カメラの撮影データを取得する。テレメトリ・コマンドリストを図 10 に示す。

本実験は平成 20 年度夏季に計画していたが、あいにく実験場の天候不良により放球できなかったため、平成 21 年度夏季に再度計画した。平成 20 年度からの変更点は以下の通り。

- ・膜面搭載品テレメトリの見直し
(薄膜太陽電池、液晶デバイス、加速度センサ、ダストカウンタ)
- ・GND 共通化の徹底 (バッテリーの GND をゴンドラのフレームに落とす)
- ・実験装置の運搬性向上 (クレーンで容易に運搬できるようにする)
- ・展開機能の冗長化 (データ処理系が故障した場合でも最低限の展開を実施できるようにする)
- ・データ処理系プログラムの書き換え (BOX を開けなくても書き込み可能とする)
- ・バッテリーの再充電 (バッテリーを搭載した状態で充電可能とする)

実験環境を模擬した展開シミュレーション結果を図 11 に示す。フライト環境を模擬した展開シミュレーション結果である図 7 と比較すると、展開面内（スピニング軸に直交）の展開挙動はほぼ一致することが分かる。一方、展開面外（スピニング軸）方向は重力方向と一致し、膜面の垂れ下がりが発生するため、展開挙動を完全には模擬できない。

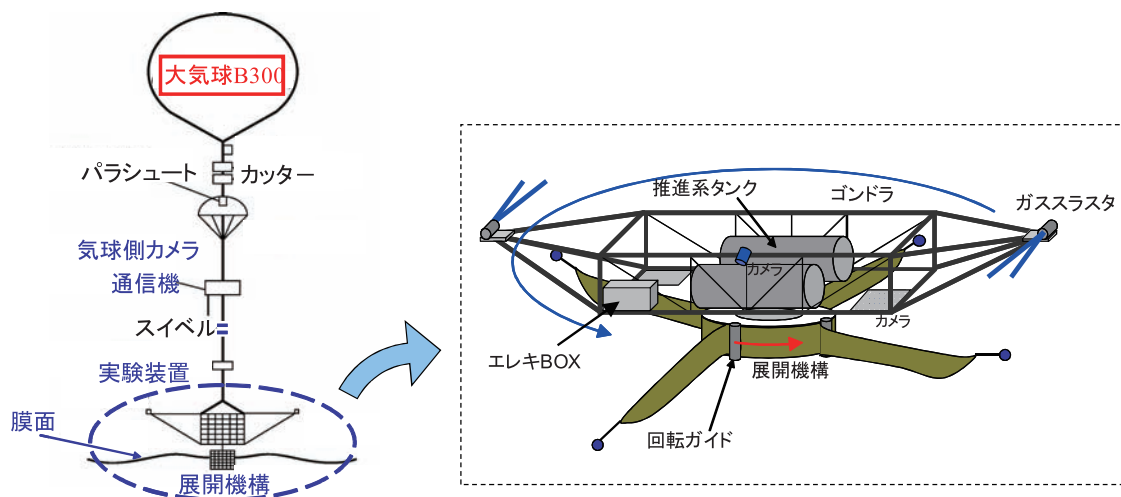


図 8 気球実験概略

放球

- ・無線カメラON

前作業

- ・実験装置電源ON
- ・カメラON

一次展開実験

- ・スピニアップ(36rpm)
- ・相対回転モータ制御
- <1次展開>
- ・挙動確認(36rpm→18rpm)

二次展開実験

- ・回転ガイド開放
- <2次展開>
- ・挙動確認(18→16→18rpm)
- ・(時間のある限り展開状況を確認)
- ※スラスタは二次展開用制御ONのままガスを使い切る

後作業

- ・展開実験装置電源OFF
- ・カメラOFF

着水

- ・無線カメラOFF
- ・回収(カメラは必須)

30分程度

図9 実験シーケンス

デジタルテレメトリ(12)		アナログテレメトリ(温度, 7)		直接コマンド(13)	
1-1	実験装置電源ON/OFF	1	タンク温度	1	展開準備開始
1-2	カメラ2電源ON/OFF	2	減圧弁温度	2	展開実験開始(再開)
1-3	回転ガイドch1ON/OFF	3	電磁弁温度	3	展開実験停止
1-4	回転ガイドch2ON/OFF	4	ゴンドラ温度	4	展開実験一時停止
1-5	データ処理系サブテレメ1状態	5	展開機構温度	5	回転ガイド展開ch1
1-6	データ処理系サブテレメ2状態	6	モータ温度	6	回転ガイド展開ch2
1-7	データ処理系サブテレメ指定ビットLow	7	データ処理系温度	7	スラスタ正転5秒噴射
1-8	DCモータ1 ON/OFF	アナログテレメトリ(14)		8	スラスタ逆転5秒噴射
1-9	姿勢制御デバイスON/OFF	1	加速度センサZ	9	モータ正転
1-10	データ処理系サブテレメ指定ビットHigh	2	24V系電源電圧	10	モータ逆転
1-11	カメラ3電源ON/OFF	3	12V系電源電圧	11	データ処理系 リセット
1-12	カメラ4電源ON/OFF	4	加速度センサX	12	ジャイロ切り替え
デジタルテレメトリ2(12)		5	加速度センサY	13	TBD
2-1	選択コマンド3状態	6	レートジャイロ1	選択コマンド(8)	
2-2	選択コマンド4状態	7	レートジャイロ2	1	実験装置電源ON
2-3	回転ガイド1分離スイッチ	8	CCW噴射パルス		実験装置電源OFF
2-4	回転ガイド2分離スイッチ	9	CW噴射パルス	2	1次展開flag
2-5	回転ガイド3分離スイッチ	10	CCW電磁弁圧力		2次展開flag
2-6	回転ガイド4分離スイッチ	11	CW電磁弁圧力	3	カメラ ON
2-7	展開機構リミットスイッチ	12	タンク圧力		カメラ OFF
2-8	選択コマンド1状態	13	減圧弁圧力	4	姿勢制御デバイス ON
2-9	選択コマンド2状態	14	モータ角度		姿勢制御デバイス OFF
2-10	選択コマンド指定ビット	アナログテレメトリ(サブコミ, 7)			
2-11	選択コマンド指定ビット	S1	薄膜太陽電池1電圧		
2-12	選択コマンド指定ビット	S2	薄膜太陽電池2電圧		
		S3	薄膜太陽電池1電流		
		S4	薄膜太陽電池2電流		
		S5	ダストカウンタ出力		
		S6	加速度センサ温度		
		S7	100V系電源電圧		

図10 テレメトリ・コマンドリスト

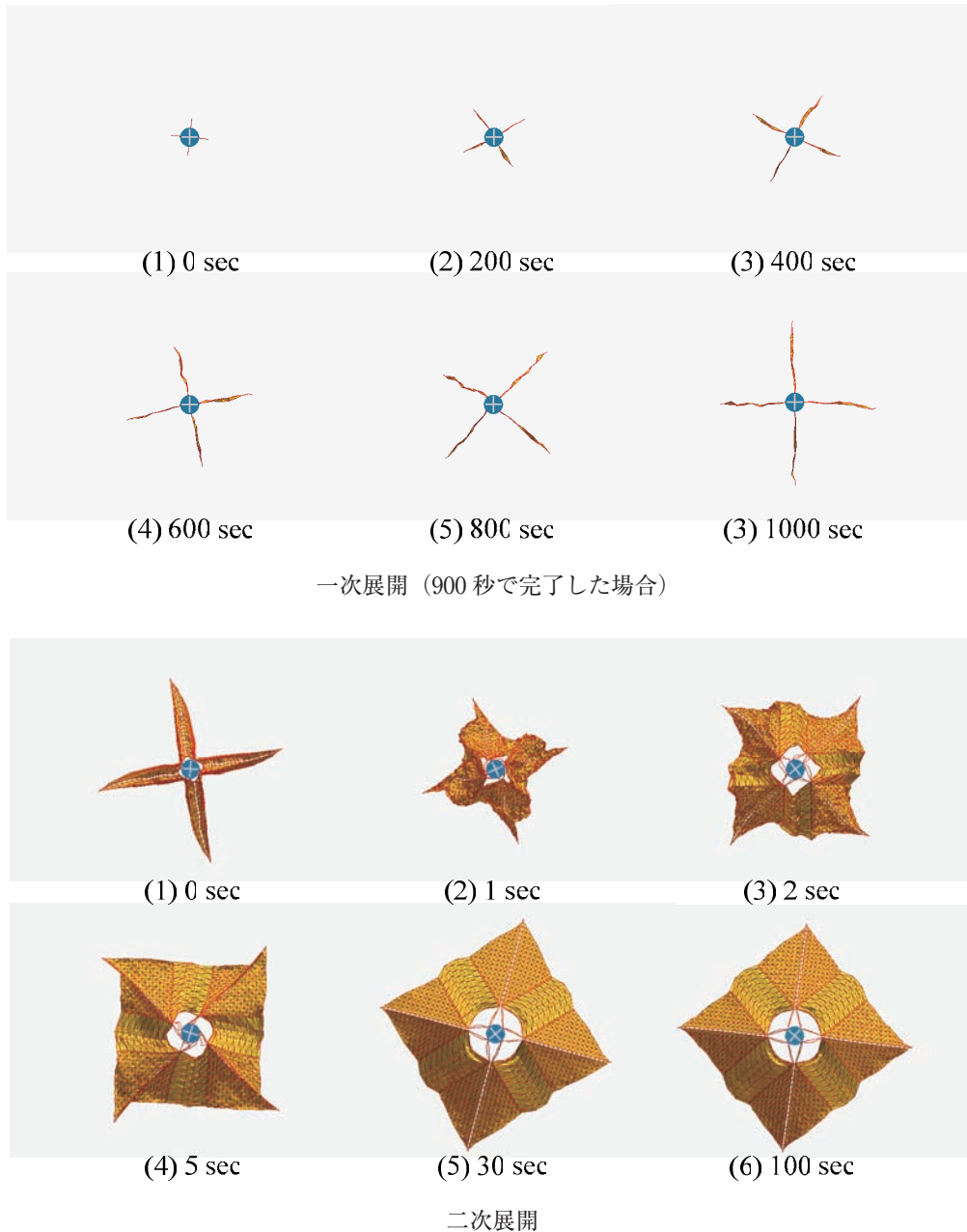


図 11 多粒子モデルによる展開シミュレーション例 (気球実験環境を想定)

3.2. 実験目的・意義

本気球実験では、実機を想定した膜面・展開機構を用い、収納・展開の方法・手順も極力一致させることで、展開に関係する機器の動作や機能が、気球という異なった環境下で、どのように作動するかを確認する。高高度環境は空気抵抗が小さく実環境に近いことが大きなメリットであるが、本質的に重力の影響は排除できず、膜面の垂れ下りなど、宇宙環境では発生しない別の現象も現れるため、本実験では、ダイナミクス面までは模擬できない（ダイナミクスは基本的にシミュレーション以外には確認のしようがない）。ただし、展開に関する機器について、作動させる環境や条件の違いを考慮して、気球での実験環境下で起きる事象は予測・想定でき、その点で、結果が予想に反していた場合には、再吟味を行い、シミュレーションを併用した上で、反映すべきものは反映して、成功確率を高めることができる。あえてシミュレーションに拠らない方法で展開システムの問題点をあぶり出すことが目的であり、そこに意義がある。

地上・上空・宇宙での主な実験手段として、それぞれ真空槽・気球・観測ロケットがある。通常地上で膜面の展開実験を行う場合、空気抵抗と重力が問題となる。真空槽内で落下させる間に膜面を展開させることで、空気抵抗・重力を軽減できるが、真空槽のサイズから展開できる膜面サイズは $\phi 0.8\text{m}$ 、実験時間は0.5秒に制約を受ける[7]。気球を用いて上空から落下させる場合、上空の空気抵抗から膜面サイズは $\phi 4\text{m}$ 、実験時間は0.5秒に制約を受け[4]、さらに、観測ロケットを用いて宇宙空間を弾道場合する場合、搭載質量・飛行経路から膜面サイズは $\phi 10\text{m}$ 、実験時間は2分となる[5]。これらの展開実験ではダイナミクスをある程度模擬できるが、実験時間が不十分であり、一次展開について準静的な実験を行うことができない。

一方、真空槽内および上空で吊り下げて展開実験を行う場合、重力の影響を受けるが、実験時間を十分確保でき、準静的な実験を実施できる。さらに、大型の気球を用いれば、 $\phi 20\text{m}$ の膜面を1/200以下の環境で展開することが可能となり、膜面や展開機構について実機と同等品を用いた実験を実施できる。これは非常に大きなメリットである。上述したように、本実験では展開面内の挙動はよく一致するが、展開面外は重力により膜面の垂れ下がりが発生する。そこで、スピンレートを調節し、垂れ下がり角度を一定値以下に抑えることで、宇宙空間での展開挙動に近づけ、実機相当の展開機構・膜面のスペックで展開を実現できる見通しがついた。よって、この環境下で実際に展開することで、展開機構・膜面が適切に機能するか検証し、実機の展開システムの問題点をあぶり出すこととした。なお、力学環境を完全に模擬した実験を行うには、実際にフライトを行う必要があり、IKAROSは中型ソーラー電力セイル探査機の事前実証という位置付けで実施する。

3.3. 実験経過

2009年8月、相模原において展開機構への膜の巻き付けを行い、この後、実験場に輸送して、ゴンドラへ組み付け、すべてのテレメトリ・コマンドの機能の確認を行い、シーケンスを通してスピンレート制御が正常に行われることを確認した。実験場での作業状況を以下に示す。

- 1日目：移動、作業場所確保（格納庫）、スケジュール確認
- 2日目：荷物確認、推進系組付・リーク試験、エレキ噛み合わせ
- 3日目：薄膜太陽電池回路単体試験、機器固定、回転ガイド保持テザー選定
- 4日目：膜面固定、初期繰り出し試験（1回目）
- 5日目：繰り出し条件調整、初期繰り出し試験（2回目）
- 6日目：相対回転試験、カメラ取り付け調整
- 7日目：防寒対策、配線固定
- 8日目：防水対策、回転ガイド解放アンバランス試験、ヒータ強化
- 9日目：配線固定、運用室整備、電波干渉試験、断熱強化
- 10日目：作業休日
- 11日目：パッキング、カメラ取り付け
- 12日目：最終噛み合わせ、コネクタ固定
- 13日目：バッテリー充電、初期繰り出し試験（3回目）、撤収、移動

特に、赤字で示した試験・作業は、展開システム開発の重要課題である以下の5つの機能確認・確保に対応している。

- 1) 初期繰り出し試験⇒膜面の引っかかりの有無
- 2) 回転ガイド解放アンバランス⇒膜面の均一な展開
- 3) 相対回転試験⇒相対回転配線の引き回し
- 4) ヒータ強化、断熱強化⇒展開機構の熱制御
- 5) カメラ取り付け調整⇒展開挙動の確認

1)では、一次展開の初期において膜が弛むことなく正常に展開するかを確認するため、スラスタを実際に噴射してゴンドラを36rpmでスピンさせて展開機構を相対回転させる初期繰り出し試験を行い、正常に展開されることを確認した。2)では、二次展開において、電熱線によって膜面を拘束している回転ガイドを解放する実験を行い、4つのガイド

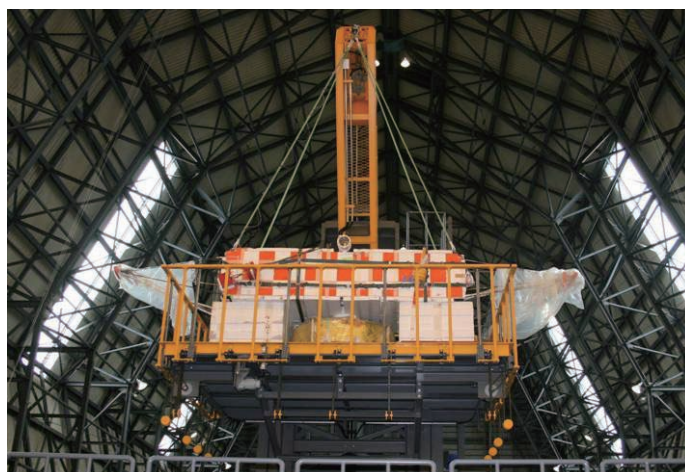
の解放タイミングのずれが0.5秒以内に収まることを確認した。各種試験の後、放球台に設置し、放球待機状態となった。これらの実験場での様子を図12に示す。



初期繰り出し試験



電波干渉試験



放球台への設置作業

図12 実験場での作業の様子

3.4. 放球

事前試験・作業をすべてクリアして放球待機の状態に入ったが、昨年に引き続き天候の都合により放球を実施することはできなかった。別途、地上実験を実施中であり気球実験で確認できなかった項目について補完する方針である。

4. 結 論

ソーラー電力セイルの重要な技術課題である大型膜面展開について四角型膜面の2段階展開方式について検討し、それを実現するための展開システムを開発している。このための試験の一環として、大気球を用いたソーラー電力セイルの展開総合実験を計画した。実験システムを完成させ、各種事前試験により正常に機能することを確認し放球待機の状態へと移行した。天候の都合上、放球は見送りとなり実験を実施できなかった。本実験で確認できなかった項目については、別途、地上実験を実施中であり補完する方針である。

参考文献

- [1] J. Kawaguchi, O. Mori, Y. Tsuda, T. Yamamoto, R. Funase, H. Sawada, Y. Kawakatsu and M. Morimoto, “World’s First Solar Power Sail Demonstration Flight in Interplanetary Cruise in 2010,” 59th International Astronautical Congress, IAC-08. A3.6.15, Glasgow, Sep.29-Oct.3, 2008.
- [2] Kawaguchi, J., “A Solar Power Sail Mission for A Jovian Orbiter and Trojan Asteroid Flybys,” 35th COSPAR Scientific Assembly, COSPAR04-A-01655, Paris, July 18-25, 2004.
- [3] Greschik, G. and Mikulas, M. M., “Design Study of a Square Solar Sail Architecture,” Journal of Spacecraft and Rockets, 39 (2002), pp.653-661.
- [4] 奥井, 水谷, 南川, 津田, 川口: 大気球を利用したソーラーセイル展開実験, 平成 15 年度大気球シンポジウム, pp.71-74, ISAS, 2003 年 11 月.
- [5] 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.
- [6] S. Nishimaki, O. Mori, M. Shida and J. Kawaguchi, “Stability and Control Response of Spinning Solar Sail-craft containing A Huge Membrane,” 57th International Astronautical Congress, IAC-06-C1.1.07, Valencia, Oct. 2-6, 2006.
- [7] T. Murakami, “An Experimental Study on the Deployment Behavior of Membrane Structure under Spin Motion,” 53rd International Astronautical Congress, IAF-02-W.2.04, Houston, Oct. 10-19, 2002.