

||||| 特集：大気球を利用した微小重力実験システム |||||  
(解説)

## 微小重力実験に向けた軽量高高度気球の開発

齋藤 芳隆・井筒 直樹・石川 毅彦・稲富 裕光・橋本 樹明

### Development of Light-weight High-altitude Balloons for the Micro Gravity Experiments

Yoshitaka SAITO, Naoki IZUTSU, Takehiko ISHIKAWA,  
Yuko INATOMI and Tatsuaki HASHIMOTO

#### Abstract

The scientific balloons have been used for various space missions including the micro gravity experiments. To ensure the long experiment time, we developed the high altitude balloon using thin main shell covered by additional caps. This technique is to evaluate the possible maximum strain on the balloon film at various flight altitude assuming the axis symmetrical shape conserving the surface density and support the weak points by adding more films as caps. In this paper, after reviewing the balloon experiment and basic equations to determine the balloon shape, the capping technique will be introduced and its applications to the micro gravity experiment will be described.

#### 1. はじめに

科学観測用大気球は、飛行機より高く、人工衛星よりも低い高度に長時間にわたり滞在できる唯一の飛翔体である (Fig. 1)。気球本体はポリエチレンで作られた巨大な袋であり、大きいものではドーム球場ほどのサイズにも達する。日本における大気球の打ち上げは、2007年までは岩手県大船渡市三陸町の三陸大気球観測所から、2008年からは、北海道広尾郡大樹町の大樹航空宇宙実験場から行なわれている。三陸大気球観測所が開かれた1971年以来、毎年10機程度、合計600機以上が打ち上げられてきた。

大気球は、宇宙線物理学、赤外線天文学、高エネルギー宇宙物理学、超高層大気物理学、宇宙生物学など様々な分野での科学観測に利用されており、新しい輸送、探査技術の工学実験も、大気球を使って行われている。

気球の飛翔時の基本構成を Fig. 2 にしめす。気球の下にパラシュート、観測装置が順に吊り下げられる。気球頭部には、ヘリウムガスを逃がす排気弁、ゴンドラの中には、バラスト投下装置があり、この2つを制御することで気球の高度や上昇下降速度を制御する。気球下部には排気口があり、高度が上がると気球が満膨張になると余分なガスはここからあふれだし、以後、一定高度を飛翔する。飛翔の終了の際には地上からの指令電波でカッターを作動さ



Fig. 1 A balloon just launched from the Sanriku Balloon Center.

せ、気球と観測装置とを切り離し、落下傘により観測装置をゆっくりと安全に降下させる。また、この際に同時に気球本体も破壊する。

気球はヘリウムガスをためて打ち上げられ、地上を離れると偏西風にのり太平洋の方へと飛翔する。この風は高度11~15 kmで最も強く、時には時速100 km以上にも達する。さらに高く上がり、高度20 kmを越えると風向きは季節によって変わり夏場は東風、冬になると西風へと変化する。このため、高い高度での滞空時間が確保できる弱い東風が吹いている5-6月期と8-9月期に多くの気球実験が行なわれる。この時期は、当初、太平洋の方に流されていった気球が上空の風により日本に向かってもどるため、回収が容易である。

宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部（以下、ISAS/JAXA）では、宇宙理工学の共同利用研究機関として、全国の大学などの研究機関に所属する研究者と共同し、こういった大気球を用いた気球実験を行なうと共に、新たな科学観測、工学実験を実施できる次世代気球の研究、技術開発が進めている。

微小重力実験もこの一環として行なわれている。微小重力実験用の気球に対して要求されることは、できるだけ高い高度まで観測装置を飛翔させることである。気球の重量が表面積に比例するのに対し、浮力は体積に比例するため、大きな気球ほど高い高度まで飛翔させることができる。しかし、飛翔時の安全性やコストの観点からは小さい方が望ましい。このため、我々は、気球をより薄いフィルムで製作し、必要な部分のみを補強する技術を開発し、微小重力実験用の気球はこれに基づいて製作したものを利用

している。この技術は、アメリカなど諸外国において、大重量の観測装置を気球で飛翔できるようにするために利用されているものであるが、我々は同一の重量の観測装置をより小さな軽い気球で飛翔できるようにする系統的な最適化を行なった。

本論文では、気球の形状設計について述べた後、今回行なった軽量化の方法を紹介し、実際の気球実験への適用の現状について述べる。

## 2. 気球の形状

気球は薄い膜面から形成されており、二軸の引張応力のみが働く系である。Fig. 3のように、平面曲線Cを軸Aの回りに回転させた形状を仮定し、各記号を割り当てることにする。また、気球のフィルムは満膨張になるまでの途中の状態では、 $\phi$ 方向に余っている。したがって、周方向の張力は働かず、縦方向の張力のみが働くと考えられる。z方向、r方向の力のつり合いの式をたて、整理することによって以下の式を導くことができる<sup>1)</sup>。

$$rT_{\theta} \frac{d\theta}{ds} = -rw_e g \sin \theta - \Delta\rho g (z - z_0)r \quad (1)$$

$$\frac{d(rT_{\theta})}{ds} = rw_e g \cos \theta \quad (2)$$

式(1)の意味するところは、両辺をrで除した式で考えるとわかりやすい。dθ/dsは曲率半径の逆数であり、張力を曲率半径で除した値がその場所における圧力に等しいことを述べている。また、式(2)の意味するところは、張力を周方向に全周にわたり積分した量は、重量の増加の分だ

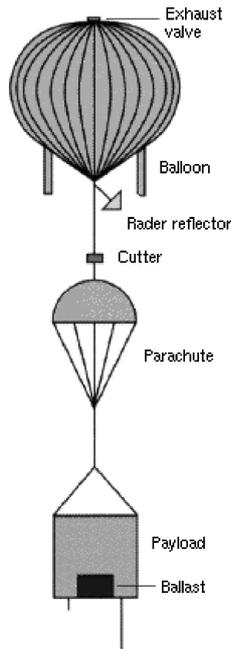


Fig. 2 Typical configuration of a flight train.

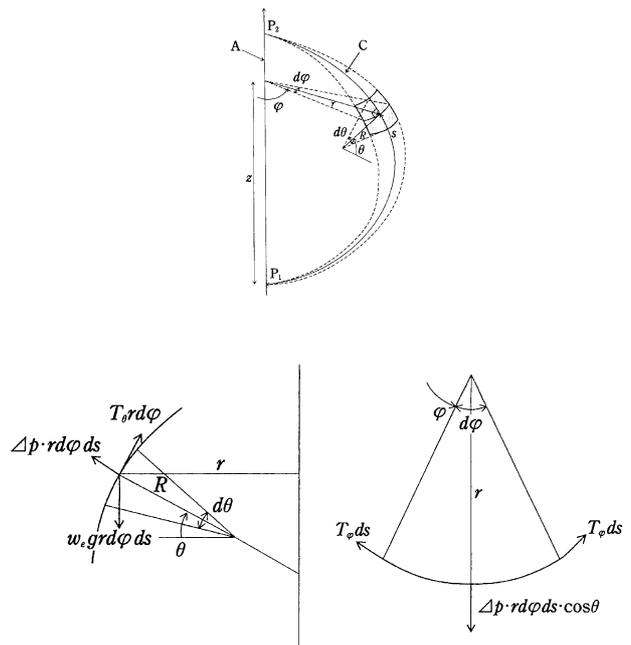


Fig. 3 Notation used to derive the balloon shape.

け上にいくほど大きくなることを述べている。

気球の頭部、尾部に働く引っ張り力をそれぞれ、 $F_1$ 、 $F_2$  とし、無次元長さ $\lambda$ ,

$$\lambda = \left( \frac{F_1 + F_2}{\Delta \rho g} \right)^{\frac{1}{3}} \quad (3)$$

を導入すると、以下のように両式を無次元化することができる。

$$\tilde{r} \tilde{T}_\theta \frac{d\theta}{d\tilde{s}} = - (2\pi)^{-\frac{1}{3}} \sum \tilde{r} \frac{d\tilde{r}}{d\tilde{s}} - (\tilde{z} - \tilde{z}_b) \tilde{r} \quad (4)$$

$$\frac{d(\tilde{r} \tilde{T}_\theta)}{d\tilde{s}} = (2\pi)^{-\frac{1}{3}} \sum \tilde{r} \frac{d\tilde{z}}{d\tilde{s}} \quad (5)$$

気球の形状はこの式を解いたものである。ここで、諸量を以下のように無次元化した。

$$\tilde{r} = \frac{r}{\lambda}, \quad \tilde{z} = \frac{z}{\lambda}, \quad \tilde{z}_b = \frac{z_b}{\lambda}, \quad \tilde{s} = \frac{s}{\lambda} \quad (6)$$

$$\tilde{T}_\theta = \frac{T_\theta}{\Delta \rho g \lambda^2} \quad (7)$$

また、以下の幾何学的関係式も用いた。

$$\frac{dr}{ds} = -\sin \theta \quad (8)$$

$$\frac{dz}{ds} = \cos \theta \quad (9)$$

ここで、 $\Sigma$  は、無次元化皮膜重量であり、

$$\Sigma = \frac{w_s g}{(2\pi)^{-\frac{1}{3}} \Delta \rho g \lambda} \quad (10)$$

で定義される。式(4)、(5)における形状パラメーターは $\Sigma$  だけであり、同一の $\Sigma$ をもつ気球は相似である。したがって、気球の形状は $\Sigma$ の値で表現できる。 $\Sigma$ が小さいほど、相対的に吊り下げ重量が大きい。

ここまでの議論では、気球は同一素材のフィルムのみで構成されることを暗に仮定して来たが、実際問題としてそれは不可能である。気球の尾部、頭部においては同一高さのフィルム材料は少ないのに対し、縦方向に働く張力は減少しない。ゴム風船のひもが付けられた部分が伸びるのはこのためである。この問題を解消するために、大気球では頭部と尾部を結ぶロードテープと呼ばれる比張力の大きいテープによって補強し、上下の特異点には金属金具を導入している。断面積あたりのテープの本数は縦方向の位置によって変化しないため、上記の問題を解消することができる。

### 3. 気球の軽量化—多層膜気球の開発—

一般に、気球かかる応力が最大となるのは、地上でガスをつめている時である。この際、気球頭部の一部のみにガ

スがつまっている状態となり、強度に寄与するのは一部のフィルム、ロードテープに過ぎない。また、打ち上げられた後も風を孕んでは変形するため、前章で述べた軸対称の形状からは逸脱した形状をとる。こういった状況を解析的に計算する試みも行なわれているが、我々は、以下の議論により、気球の応力指標を定め、それを基準とした気球の設計を行なっている<sup>2)</sup>。

#### 3.1 フィルムに働く応力の基準

気球フィルムの応力評価の基準として採用したのは、余ったフィルムやロードテープの質量を平均的に分布させ、軸対称を仮定して計算した平均的な気球形状において、フィルム、および、ロードテープにかかる最大応力である。すなわち、フィルムの応力の最大値 $\sigma_{\max}$ を以下で評価する。

$$\sigma_{\max} = \left[ \min \left( r(s), R_m(s) \right) \Delta p(s) / t(s) \right]_{\max} \quad (11)$$

ここで、 $s$ はゴアに沿って測った子午線上の長さ、 $r$ 、 $R_m$ 、 $\Delta p$ 、 $t$ は、それぞれ、周方向曲率半径、縦方向曲率半径、気球内外の圧力差、有効フィルム厚み（フィルムの厚みによる強度の差を考慮した厚み）であり、いずれも $s$ の関数である。この値は最悪条件における値であり、こういった状況に陥る前に気球は余りのフィルムを移動させこの状況が自動的に解消されることになるはずである。したがって、この値を基準にする安全率は小さくてよく、標準吊り下げ重量の際に2.5以上、最大吊り下げ重量の際に2.25以上を採用した。この基準は、飛翔して実績として問題を生じていない従来の単層の気球の場合に同様の計算を行ない、それと同程度の値となるように定めた。

この地上での基準に加えて、上空で満膨張になった際においても同様の計算を行ない、これをもう一つの基準とした。この状況においては、実際の気球は前章で示した軸対称形状とはほぼ一致している。したがって、この値に対する安全率は大きくとる必要があり、上の比較を行ない、7.0以上を採用した。

#### 3.2 ロードテープに働く応力の基準

ロードテープに働く応力の基準は、上記の平均形状において、ある子午線上の長さ $s$ における全張力を、余らずに寄与しているロードテープで支えていると仮定した際に働く最大張力とした。すなわち、最大ロードテープ張力 $F_{\max}$ を以下で評価する。

$$F_{\max} = \left[ T(s) / \min \left( \int \left( N r(s) / R(s) + 1 \right), N \right) \right]_{\max} \quad (12)$$

ここで、 $R$ 、 $N$ はそれぞれの位置における、満膨張時の気球半径、ロードテープの総数である。吊り下げ重量が設計値と等しい場合には、 $r(s) = R(s)$ が成り立つが、一般には等しいとは限らないため、上式での評価を行なっている。

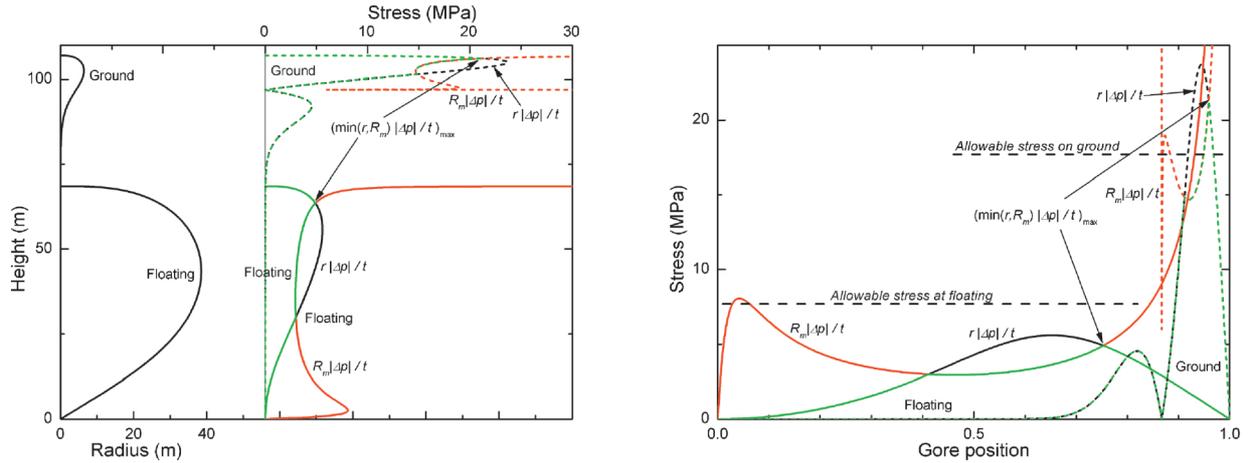


Fig. 4 Distribution of the maximum strain on the film at the ground and that at the full expansion for a 200,000 m<sup>3</sup> balloon with a suspension weight of 700 kg made of 20 μm single main shell films.

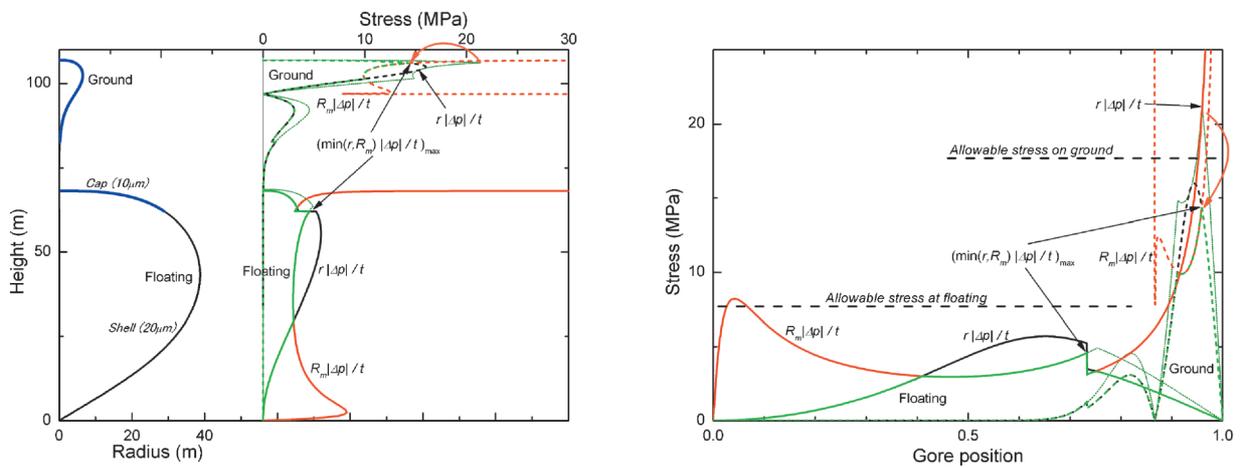


Fig. 5 Distribution of the maximum strain on the film at the ground and that at the full expansion for a 200,000 m<sup>3</sup> balloon with a suspension weight of 700 kg made of 20 μm main shell films capped by 30 m of 10 μm films.

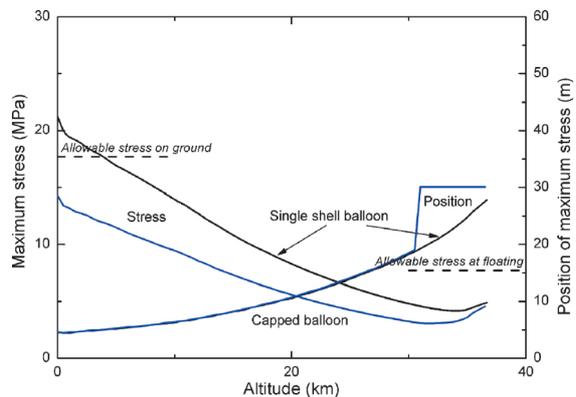


Fig. 6 Comparison of a single shell balloon with 20 μm film and a capped balloon capped by additional 10 μm films of 30 m long for a 200,000 m<sup>3</sup> balloon with a suspension weight of 700 kg.

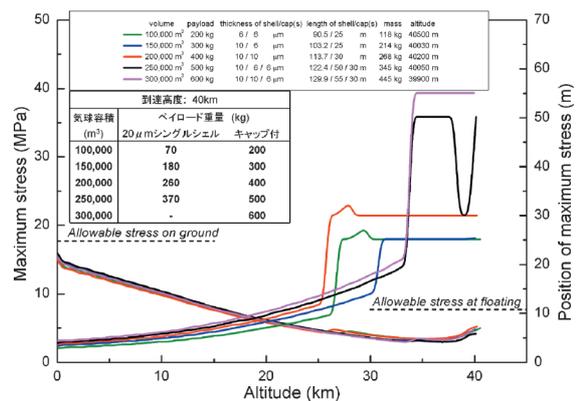


Fig. 7 Comparison of various capped balloons for the microgravity experiments requiring the level flight altitude of 40 km.

**Table 1** Specification of balloons for the micro gravity experiments

Date of experiment	2006/5/27	2006/9/12	2007/5/29	2009/?/?
Volumn (1000 m <sup>3</sup> )	200	300	300	300
Shell thickness ( $\mu\text{m}$ )	10	10	10	20
Shell length (m)	112.7	129.3	129.3	127.8
Cap 1 thickness ( $\mu\text{m}$ )	10	10	10	20
Cap 1 length (m)	30.0	55.0	55.0	36.0
Cap 2 thickness ( $\mu\text{m}$ )	—	6	6	—
Cap 2 length (m)	—	30.0	30.0	—
Load tape strength (lbs)	200	200	200	300
Num of load tape	87	100	100	104
Shape $\Sigma$	0.25	0.25	0.25	0.35
Balloon weight (kg)	283	435	430	640
Max. suspension weight (kg)	460	400	400	380
Min. suspension weight (kg)	370	600	600	990
Payload weight (kg)	210	303	306	300
Ballast weight (kg)	80	130	130	280
HK system weight (kg)	110	130	120	100
Level altitude (hPa)	2.6	2.5	2.4	2.9

この値に対する安全率は5.0以上を採用した。

### 3.3 設計の例

Fig. 4 に、容積200,000 m<sup>3</sup>の気球で吊り下げ重量700 kg、フィルムの厚み20  $\mu\text{m}$ 、ゴア数とロードテープ本数87の場合の応力の変化を示す。Fig. 4 左では、左に地上、および、満膨張時の気球形状を示し、右に高さの関数として、式(11)に登場する周方向の応力、縦方向の応力を示す。この二つの応力のうち小さい方が実際の応力となり、式(11)で求められる最大応力  $\sigma_{\text{max}}$  はこの分布の最大値である。この気球の場合、最大応力が発生するのは、地上では気球頭部の近傍、満膨張時では気球の肩に相当する最大直径よりもいくらか頭部に近い側に存在する。

Fig. 4 左では、高さの関数として最大応力を示したが、これをゴアに沿った長さ  $s$  を全長で規格化した量の関数として示したのが Fig. 4 右である。満膨張時では、基準値以下となっているが、地上ではこれを満たしていない。ここで、前者の基準値は $-40^{\circ}\text{C}$ におけるフィルム破断強度の1/7.0倍をとり、後者の基準値は $25^{\circ}\text{C}$ におけるフィルム破断強度の1/2.25倍をとっている。

この気球に長さ30 m、厚み10  $\mu\text{m}$ のフィルムを頭部に重ねると Fig. 5 に示すように、頭部の応力分布が緩和され、基準値以内に収めることができる。このフィルムの増加による重量の増加は8%に過ぎない。Fig. 6 に Fig. 4, 5 で地上と満膨張時に行なった最大応力の変化を全高度に対して計算し、高度の関数として示した。

Fig. 7 には、微小重力実験への適用を念頭においた、高度40 km に到達する様々な吊り下げ重量の気球を示す。厚み10  $\mu\text{m}$ のフィルムをメインシェルに利用し、多層化した気球では、厚み20  $\mu\text{m}$ のフィルムのシングルシェルの気球に比べ100 kg 以上の搭載量の増加が可能となっている。

実際の気球の設計に当たっては、本体のフィルム厚み、被せるフィルムの厚み、枚数、長さ、ロードテープ強度およびその本数を変化させ、吊り下げ重量を満たす条件下において気球重量が最小となる解を探し、気球の仕様としている。

我々はこの設計方針のもとに気球頭部モデルを製作し、地上でガス注入した際に問題ないことを確認するとともに、水モデル試験（ヘリウムガスの代わりに水を注入し、密度比に応じたスケーリングモデルを用いた試験<sup>3)</sup>）を行ない、設計に問題ないことを検証した。

## 4. 微小重力実験への適用

わが国において、気球を用いた微小重力実験が初めて試みられたのは1981年のことである<sup>4)</sup>。この際は、気球が小さく、到達高度が30 km 程度と限られていた上、ドラッグフリー機構もなかったため、可能な実験時間の制限が強かった。2005年より開始された一連の気球実験では、前章で紹介した多層膜の大型気球を適用することで、高度40 km からの落下が可能になった。これまでの気球実験で利用した気球の仕様を Table 1 に示す。なお、2006年9月の実験では、放球直前の気球が突風のために割れる事故があり、飛翔してない。

2007年の実験における工学ゴンドラの飛翔航跡と高度変化を Fig. 8 に示す。午前6時に放球された気球は、順調に5 m/sec の速度で上昇し、2時間半後に高度41.5 km のレベルフライトに入った。その後、回収しやすい沿岸に近付いた後、9時45分に微小重力実験部を投下した。これに伴い、気球は高度が上昇している。落下を見届けた後、気球と工学ゴンドラを切り離し、実験を終了させた。工学ゴンドラは10時半に釜石沖に着水した。この実験においては、

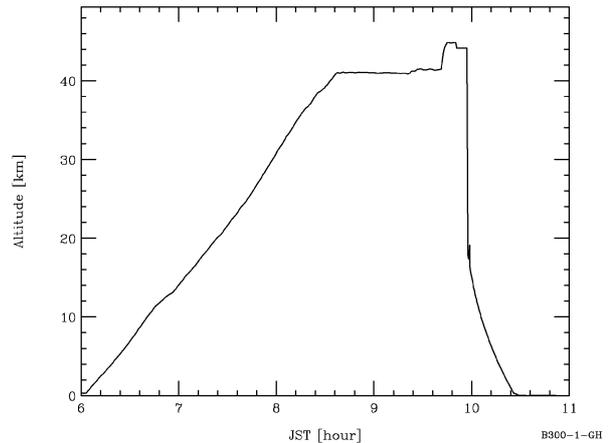
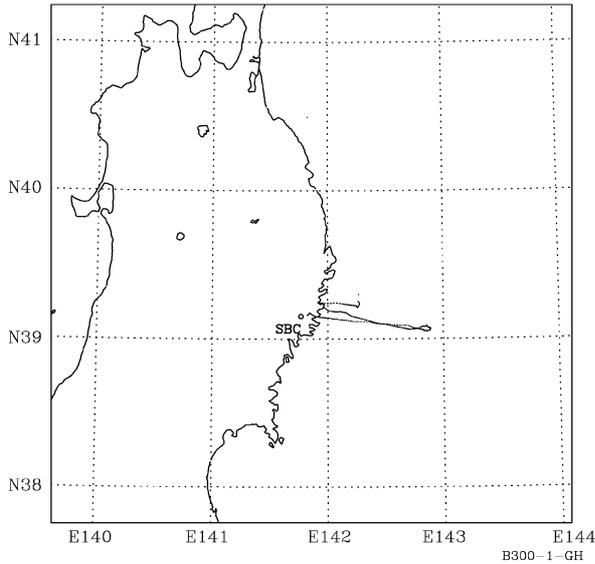


Fig. 8 The trajectory and the altitude curve of the micro gravity experiment in 2007.

30秒近い微小重力環境が達成され、線香花火の燃焼に関する実験が行われた<sup>7)</sup>。

## 5. おわりに

我々は、気球を多層膜化するという観点から気球の最適化を行ない、微小重力実験用の気球として、従来に比べ100 kg 程度軽量化した気球を提供することに成功した。この技術は、吊り下げ重量2300 kg の大型気球の設計にも生かされている。

我々は、世界最高気球到達高度記録 (53 km) をもつ気球<sup>5)</sup>に代表される観測器重量を数 kg 程度に制限し、より高度を飛翔することに主眼をおいた気球の開発も行っており、この過程で、世界で最も薄い気球フィルムの開発にも成功している<sup>6)</sup>。このタイプの気球、フィルムに本論文で述べた多層膜化の技術を適用することで、高度は犠牲になるものの搭載重量を増やした気球を製作することも可能である。

今後もこういった新しい気球の開発を進め、ユーザーにとって使いやすい環境を提供するとともに、新しい気球により気球実験の可能を広げてゆく所存である。

本研究にあたっては ISAS/JAXA の大気球実験室の方々

に大変尽力していただいた。また、本研究の一部は、文部科学省の科学研究費補助金 (16GSO220) を受けて行ったものである。

## 参考文献

- 1) 矢島信之, 井筒直樹, 今村剛, 阿部豊雄: 気球工学, 2 章, 22, コロナ社 (2004).
- 2) 井筒直樹, 福家英之, 飯嶋一征, 松坂幸彦, 並木道義, 川崎朋美, 瀬尾基治, 鳥海道彦, 山田和彦, 斎藤芳隆, 山上隆正, 中田孝, 松嶋清穂: 宇宙航空研究開発機構研究報告大気球研究報告, JAXA-RR-05-12 (2006) 1.
- 3) 西村純, 他: 東京大学宇宙航空研究所報告, 3 (1967) 379.
- 4) 並木道義, 太田茂雄, 秋山弘光, 山上隆正, 粕豊, 西村純: 宇宙科学研究所報告特集第 4 号 (1982) 27.
- 5) 斎藤芳隆, 山上隆正, 松坂幸彦, 並木道義, 鳥海道彦, 横田力男, 広沢春任, 松嶋清穂: 宇宙科学研究所報告特集第 45 号, (2003) 1.
- 6) E. Mizuta, D. Akita, H. Fuke, I. Iijima, N. Izutsu, Y. Kato, J. Kawada, Y. Matsuzaka, M. Namiki, N. Nonaka, S. Ohta, Y. Saito, M. Seo, A. Takada, K. Tamura, M. Toriumi, K. Yamada, T. Yamagami, T. Yoshida, K. Ichimura and T. Kobayashi: ISTS-2008, (2008).
- 7) 石川毅彦, 稲富裕光, 橋本樹明, 澤井秀次郎, 斎藤芳隆, 吉光徹雄, 坂井真一郎, 小林弘明, 藤田和央, 坂東信尚, 後藤雅享: JASMA, 3 (2007) 25.

(2008年12月15日受理)