

大型気球用繊維強化膜材料の力学的特性

南 宏和*1, 多賀 正*2, 豊田 宏*3

瀬川 信哉*4, 呉 鶯*5

概 概

超高分子量ポリエチレン繊維で粗く織りあげた基布に、両面から40ミクロンのポリエチレンフィルムをサンドイッチ状にした膜材料が、特に高い引張強度と引裂強度を持つ大型気球用として開発された。この膜材料は、平成4年に鹿児島県内之浦町にある文部省宇宙科学研究所鹿児島宇宙空間観測所から打ち上げられた有翼飛翔体大気圏再突入実験用の気球に使用され、その高引張、引裂強度を有することの優位性を十分に発揮した。本報では、この膜材料の力学的特性について報告する。

1. はじめに

本膜材料を用いて作られた気球は、大気圏再突入実験のための有翼飛翔体をロケット発射高度約18.5kmまで、持ち上げるために用いられたもので^{1), 2)}、その高度での非常な低温の雰囲気温度でも強度を保持することと取り扱いやすさなどの信頼性の向上に重点を置かれて開発された^{3), 4)}。本報告では、今後の設計用資料として、この膜材料の以下に示す力学的特性の測定結果をまとめる。

- (a) 温度26℃と-80℃での1軸引張強度、破断ひずみ及び引裂強度
- (b) 常温での2軸応力-ひずみ関係
- (c) 常温での2軸クリープ特性
- (d) 常温での2軸応力緩和特性
- (e) 常温でのクラック引裂強度特性

2. 試料

本膜材料の試料断面を写真1に示す。これは、たて糸を切断して断面を見た写真である。たて糸を構成する超高分子量ポリエチレン繊維の断面が見られる。また、基布を両面からサンドイッチしたポリエチレンフィルム断面も見られる。基布は図1に示す粗いからみ織である。常温で測定した、試料の重さ(1㎡あたりの重さ)、厚さ及び糸密度を表1に示す。

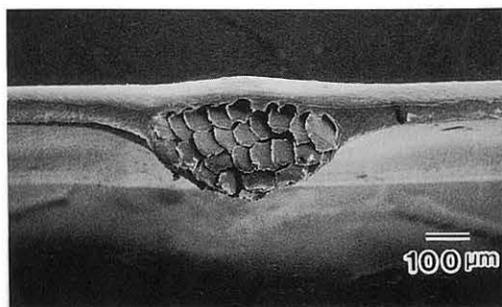


写真1 試料断面

*1 太陽工業株式会社 空間技術研究所 副所長
*3 太陽工業株式会社 品質保証室 材料開発課 課長代理
*5 太陽工業株式会社 空間技術研究所 主任

*2 太陽工業株式会社 生産本部 課長
*4 太陽工業株式会社 空間技術研究所 主幹研究員

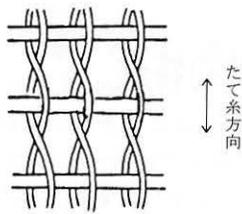
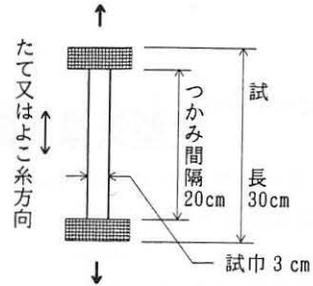


図1 基布



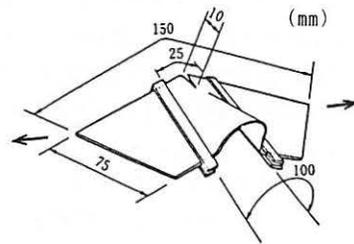
引張速度はクランプ間で200mm/分

図2 ストリップ1軸引張試験

表1 重さ、厚さ及び糸密度

	標 本 値					平均値
	1	2	3	4	5	
重さ (gf/nf)	96.9	96.4	96.9	96.3	96.4	96.6
厚さ* (mm)	0.18	0.18	0.18	0.18	0.19	0.18
糸密度 たて糸 (本/in.)	10	10	10	10	10	10
よこ糸	11	11	11	11	11	11

* 厚さは不均一である。マイクロメーターによる計測であるので最厚部の測定値を示す。



引張速度はクランプ間で200mm/分

図3 トラペゾイド引裂試験

3. 1軸引張強度、破断ひずみ及びトラペゾイド引裂強度

図2に示すストリップ1軸引張試験で、たて糸方向、よこ糸方向それぞれの破断強度、破断ひずみと破断までの応力-ひずみ曲線を測定した。また、図3に示すトラペゾイド引裂試験で、たて糸方向、よこ糸方向それぞれの引裂強度を測定した。試験は26℃と-80℃（恒温槽使用）の雰囲気温度で行った。表2に破断強度、破断ひずみ及び引裂強度の測定結果を示す。破断までの応力-ひずみ曲線は図4に示す。ここで、縦軸の応力は、引張荷重を変形前の試料巾で割った値を用いている。従って応力の単位は変形前の単位巾あたりの力 (kgf/cm) である。表2で、26℃での測定値に対する-80℃での測定値の比率を見ると、（たて糸方向）：（よこ糸方向）についてそれぞれ、引張破断強度は 0.89:1.01, 破断ひずみは 0.86:0.76, 引裂強度は 0.68:0.74である（たて糸方向の-80℃での測定値/26℃での測定値:よこ糸方向の-80℃での測定値/26℃での測定値）。図4で1軸応力-ひずみ曲線は、やや非線形ではあるが、破断に至るまで剛直な特性を示している。

表2 温度26℃と-80℃での引張破断強度、ひずみ及び引裂強度

		標 本 値					平均値
		1	2	3	4	5	
引張破断強度* (kgf/cm)	たて糸 26℃	23.0	22.4	23.6	23.2	22.9	23.0
	方向 -80℃	19.6	21.3	21.1	22.3	18.4	20.5
	よこ糸 26℃	27.8	27.5	27.7	27.6	27.3	27.6
	方向 -80℃	28.3	28.1	24.9	29.3	29.2	28.0
引張破断ひずみ* (%)	たて糸 26℃	7.8	7.8	8.0	8.0	7.9	7.9
	方向 -80℃	7.0	7.5	6.8	6.5	6.0	6.8
	よこ糸 26℃	6.0	5.8	5.8	5.8	5.7	5.8
	方向 -80℃	4.5	4.5	4.2	4.5	4.5	4.4
引裂強度** (kgf)	たて糸 26℃	13.0	13.1	13.2	13.7	13.7	13.3
	方向 -80℃	8.8	9.3	9.6	8.8	8.7	9.0
	よこ糸 26℃	12.5	12.4	13.1	12.7	12.1	12.6
	方向 -80℃	9.9	10.4	9.9	7.7	8.7	9.3

* JIS L 1096に準拠してストリップ1軸引張試験（図2）で計測した。

** JIS L 1096に準拠してトラペゾイド引裂試験（図3）で計測した。

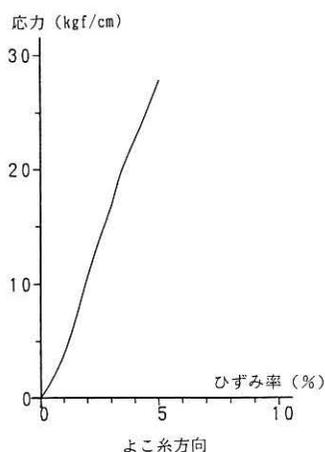
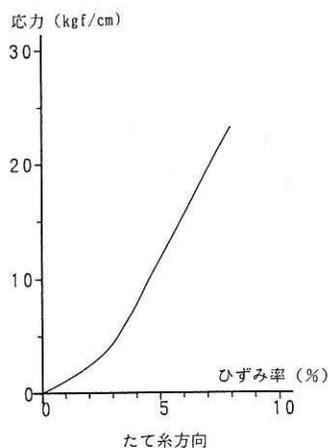


図4 ストリップ1軸引張試験による破断までの応力-ひずみ曲線 (温度26℃)

4. 2軸応力-ひずみ関係

写真2のように、試料巾24×24cmの十字形試験体に2軸伸長を与えて2軸応力-ひずみ曲線を測定した。雰囲気温度は17～25℃である。応力は各軸方向の荷重を上述の試料巾で割った値で、単位は変形前の単位巾あたりの力(kgf/cm)を用いる。与えた最大応力は表2に示した26℃での引張破断強度の約20%とした。従って、ここでの2軸応力-ひずみ曲線は限られた応力範囲、低い応力範囲での測定結果である。2軸伸長⁵⁾

は、応力比(たて糸方向応力:よこ糸方向応力)が常時あらかじめ設定された値になるように行われる。引張速度はクランプ間4mm/分である。この伸長途上で、たて糸方向とよこ糸方向の応力-ひずみ曲線がそれぞれ測定される。応力は各軸のロードセルで、ひずみは針のついた直線型ポテンシオメーターを試料に差し込んで測定した。その結果を図5、図6に示す。図5は応力比条件が、1:1, 2:1, 1:2の場合を示す。これらは同じ最大応力までの2軸伸長を3回繰り返した結果である。図6では応力比条件が、1:1の場合で、伸長曲線が収れんするまで繰り返した場合の結果を示した。なお、図7は同試験装置でのたて糸方向にのみ荷重を与える試験(応力比1:0)、及びよこ糸方向にのみ荷重を与える試験(応力比0:1)の結果であり、これはすなわちそれぞれ前述の最大応力までの1軸伸長の結果である。図5～図7の伸長曲線からみて、破断応力の20%以下である低応力域(この応力範囲はほぼ構造設計時のいわゆる設計応力範囲とみられる)でも2軸及び1軸応力-ひずみ曲線の非線形性は小さい。また、異方性ははっきりしている。曲線にヒステリシスがあり、伸長後に残留ひずみが見られる。しかし多くの繰り返し伸長で曲線は収れんする。

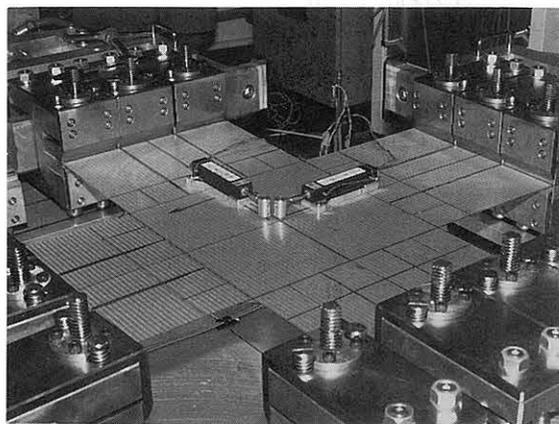


写真2 2軸引張試験

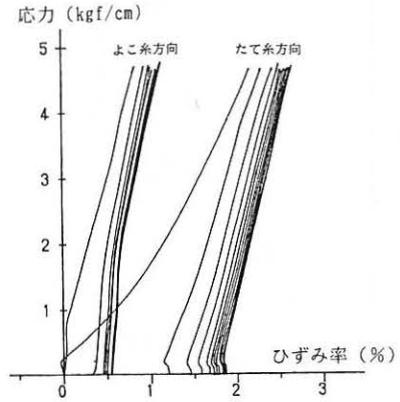
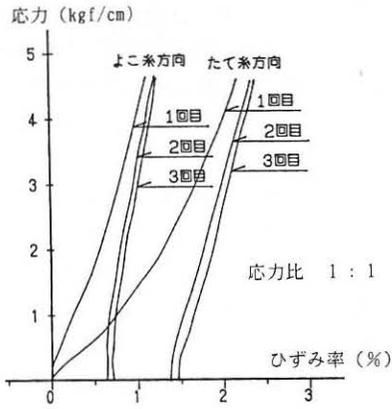


図6 取れんまでの繰り返し応力-ひずみ曲線 (応力比1:1)

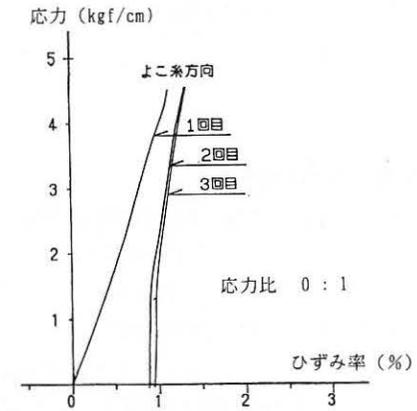
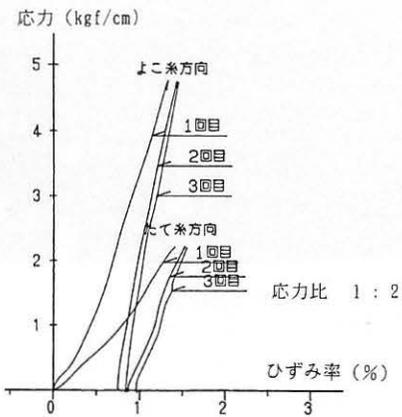
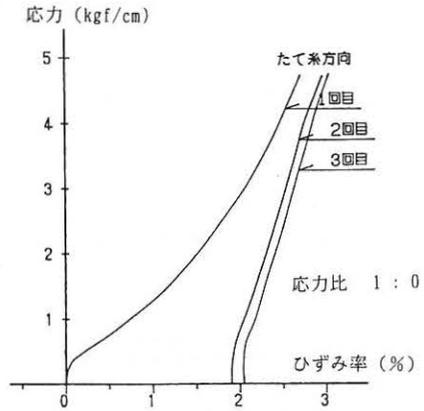
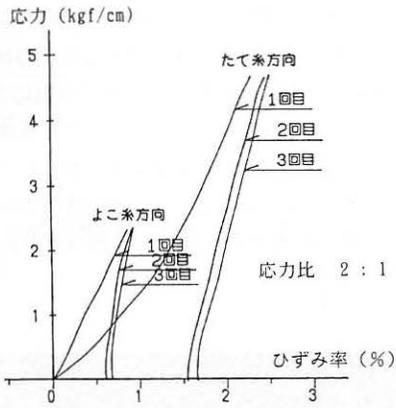


図5 2軸応力-ひずみ曲線 (応力比 1:1, 2:1, 1:2)

図7 1軸応力-ひずみ曲線 (応力比 1:0, 0:1)

5. 2軸クリープ特性

写真3に示す2軸クリープ試験を行った。試料巾は、 $16 \times 16 \text{ cm}$ である。雰囲気温度は $23 \sim 27^\circ \text{C}$ であった。一定荷重はプーリーを介しておもりを用いて掛けた。たて糸方向応力とよこ糸方向応力の比率は、前述の2軸引張試験と同様に、(たて糸方向応力:よこ糸方向応力)で表す。与えた一定応力は、 1.25 kgf/cm である。なお、1軸応力状態(応力比1:0, 0:1)での試験も行った。測定結果を図8に示す。よこ糸方向よりも、たて糸方向でクリープは顕著である。

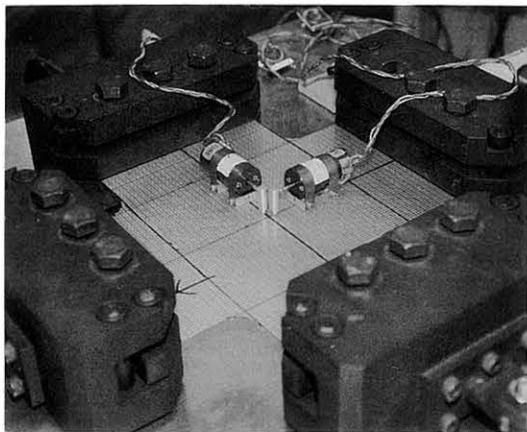


写真3 2軸クリープ試験

6. 2軸応力緩和特性

最初だけ応力比1:1となるように初期応力 1.25 kgf/cm を与え、雰囲気温度 $24 \sim 26^\circ \text{C}$ で2軸応力緩和試験を行った。試料巾は $40 \times 40 \text{ cm}$ である。なお、初期応力 1.25 kgf/cm で、たて糸方向(初期応力比1:0)とよこ糸方向(初期応力比0:1)の1軸応力緩和試験も行った。結果を図9に示す。たて糸方向もよこ糸方向もほぼ同じ応力緩和特性を示す。

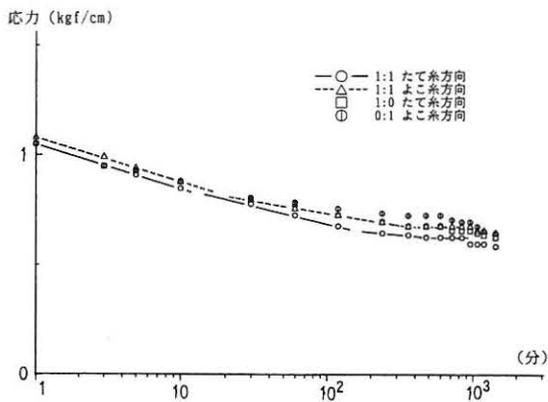


図9 1軸、2軸応力緩和試験結果

7. クラック引裂強度

図10に示したように巾 30 cm (よこ糸方向)、クランプ間 20 cm (たて糸方向)の試料の中央に初期長さ $2 a$ のクラックを作り、クランプ間 200 mm/分 の引張速度で1軸伸長を与えた。常温での試験である。荷重はクラックが拡大し伝播した後急激に低下するが、この過程で記録した最大荷重を変形前の試料巾で割り、この応力値をクラック引裂強度と定義する。このクラック引裂強度の、表2で示した1軸引張破断応力に対する比率は、クラックがある場合の強度残存率と言える。試験状況を写真4に、測定結果を図10に示す。クラックが 5 cm で強度残存率は約50%である。この値は、著者らの経験上⁶⁾建築用膜材料(東京ドームや博覧会パビリオン用など)の値に比べて、およそ2倍程度であり、膜材料としてかなり大きな値と言える。

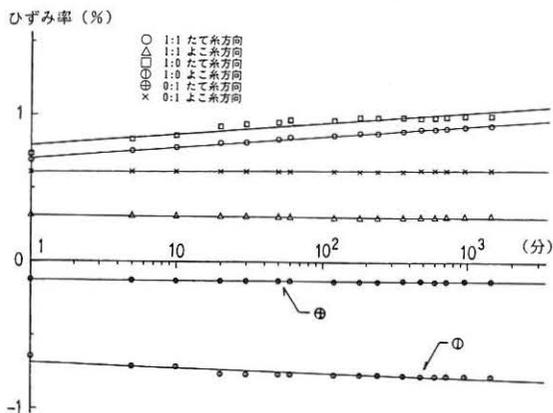


図8 1軸、2軸クリープ試験結果

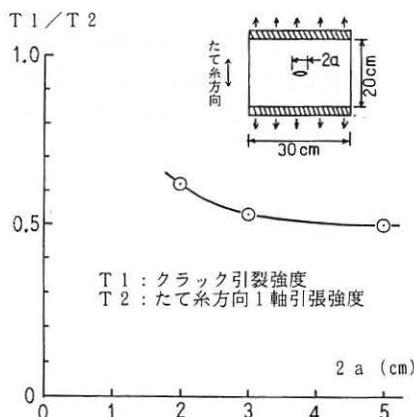


図10 初期クラック長さとクラック引裂強度の関係 (常温)

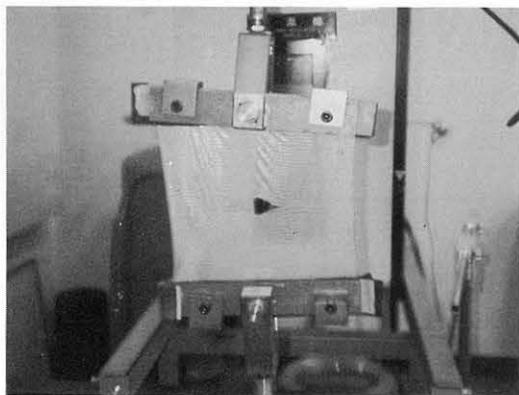


写真4 試験状況 (クラック引裂試験)

8. まとめ

この繊維強化膜材料は種々ある気球用膜材料の中の1つとして開発されたものであるが、軽く、強く、取り扱い易い(気球の打ち上げ作業を行う時に膜体の破損に対して余り気をつかわなくても良い)膜材料ができたと言えるだろう。これらの性能は繊維で強化したことによっており、その利点が十分に発揮された。以下、試験結果を見ながらこの繊維強化膜材料の特性について簡単に述べてみる。 -80°C の低温でも、引張破断強度、引裂強度とも高い値を保っている。この点は開発の条件に含まれていたことではあるが、特筆すべきことであると思われる。1軸引張試験の応力-ひずみ曲線はほぼ線形の性質を示し、他の織布膜材料に

見られるような低応力での低剛性域もなく、初めから立ち上がっている。この性質は2軸応力-ひずみ特性でも見られた。これらは繊維の織りが粗いため織り伸びが出ないことに依っており、2軸応力-ひずみ特性でも応力比の違いによる応力-ひずみ曲線の際立った差は出なかった。この膜材料はどちらかと言うとフィルムに近い性質を示すと言えるだろう。2軸クリープ特性を見ると、たて糸方向のクリープがはっきり認められる。長時間使用する構造物を設計する場合には、このことに注意する必要がある。クラック引裂強度特性を見ると、クラックがある場合の残存強度率は高い。もし気球が破損箇所を持ったまま打ち上げられたり、又は上空で何らかの破損を生じて、破損が大きく拡がりにくくなるため気球の信頼性が高くなると言える。

この繊維強化膜材料は信頼性を要求される気球の材料として非常に適していると言える。今後の課題としては、長期間使用する場合に必要な耐久性に関する調査をする必要があるだろう。

参考文献

- 1) Y.Inatani, R.Akiba, M.Hinada, M.Nagatomo : 「Atmospheric Reentry Flight Test of Winged Space Vehicle」 Proceedings of The Eighteenth International Symposium on Space Technology and Science, Kagoshima, 1992.
- 2) 「有翼飛翔体大気圏再突入実験 RFT-2 計画書」 宇宙科学研究所, 1992年.
- 3) 雑田 元紀, 秋葉 謙二郎, 稲谷 芳文 他 : 「繊維強化気球の開発」 大気球シンポジウム, 1989年.
- 4) R.Akiba, J.Nishimura, M.Hinada, et al. : 「A Development of A Balloon Made of Fiber Reinforced Film」 AIAA 11th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, 1991.
- 5) 南 宏和, 瀬川 信哉 : 「コーテッド平織物の2軸引張実験」 材料 Vol.41 No.463, 1992年.
- 6) 南 宏和, 豊田 宏, 呉 鶯 : 「コーテッド平織物のクラック引裂強度特性」 材料 Vol.41 No.465, 1992年.

MECHANICAL PROPERTIES OF FIBER REINFORCED FILM
FOR LARGE-SCALE BALLOONS

Hirokazu MINAMI*¹, Tadashi TAGA*², Hiroshi TOYODA*³

Shinya SEGAWA*¹, Wu YUNG*¹

SYNOPSIS

We have developed fiber-reinforced polyethylene film for large-scale balloons. By reinforcing the film with fiber, we were able to obtain higher reliability than when the film was not reinforced with fiber. The balloon made with this film was used for the atmospheric re-entry flight test of a winged space vehicle done by ISAS (Institute of Space and Astronautical Science) in February 1992 at Kagoshima Space Center. The test successfully demonstrated the higher reliability of this film. In this paper, we report on the mechanical properties of this film.

*1. Center for Space Structure Research, Taiyo Kogyo Corporation

*2. Production Division, Taiyo Kogyo Corporation

*3. Material Development Section, Taiyo Kogyo Corporation