

気球尾部の改良について

ISAS/JAXA： 加藤洋一，濱田 要，福家英之，飯嶋一征，井筒直樹，梯 友哉，
松坂幸彦，斎藤芳隆，佐藤崇俊，田村啓輔，莊司泰弘，吉田哲也

1. はじめに

気球飛翔実験に使用する気球の標準化を進めていくに当たり、実際の飛翔中に気球尾部に加わる荷重がどの程度か、その荷重に対して現仕様の気球尾部が十分に耐え得るかの確認、また、より改善するための検討、及び改良案について試作、試験を行った。その結果を整理する。

2. 気球飛翔中の尾部に加わる荷重計測

2. 1 計測方法

気球飛翔実験に於いて気球尾部に加わる最大荷重を確認するため、飛翔中のゴンドラに加わる加速度の計測を行った。気球尾部に加わる荷重は、ゴンドラの加速度の気球軸方向の成分とゴンドラ重量の積により求める。図2-1に加速度計測器搭載例、及び図2-2に使用した加速度計測器を示す。

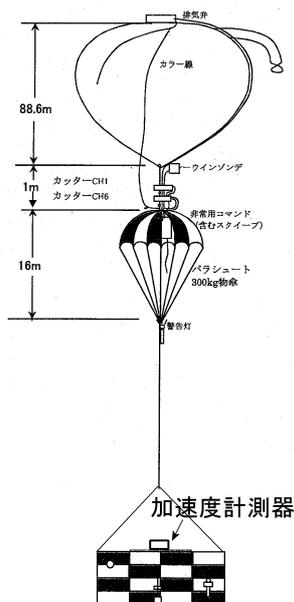
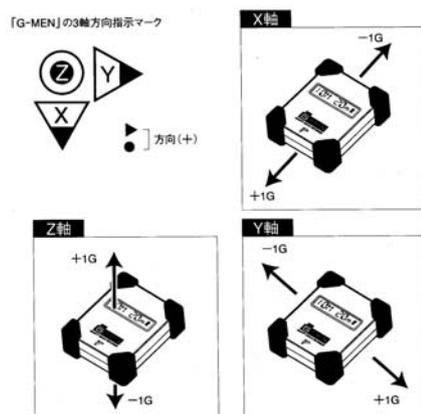


図2-1 加速度計測器搭載例



{加速度計測器} G-MEN DR10
{計測器の設定}
・ サンプルング周期 0.010sec
・ 記録間隔は1回/5sec、5sec間の最大値を記録
・ 計測器のZ (+) 軸を上面とするように、ゴンドラ上部に固定

図2-2 加速度計測器

2. 2 計測結果

2009~2010年の間の気球飛翔実験で得たゴンドラの加速度計測結果(気球軸方向 最大値)を表2-1に示す。この結果より飛翔実験中に気球尾部が受ける加速度は、放球時が最大であり約 2Gであった。

表2-1 加速度計測結果(Z軸方向)

実験No.	放球時	開傘時(参考)	着水時(参考)
B09-08 (気球 B300, 自由浮力 12%, ゴンドラ重量 611kg)	1.4 G	2.8 G	21.2 G
B10-01 (気球 B100, 自由浮力 13.5%, ゴンドラ重量 955kg)	2.4 G	2.2 G	22.8 G
B10-04 (気球 B100, 自由浮力 11.5%, ゴンドラ重量 327kg)	1.4 G	1.8 G	12.8 G

3. 気球尾部耐荷重試験

標準気球として使用している、B5, B15, B50, B200, B300, B500について、耐荷重の要求値を最大吊り下げ荷重×2G(放球時想定加速度)×2(安全率)として耐荷重試験を実施した。

3. 1 耐荷重試験結果

試験結果は、表3-1の通りである。

表3-1 気球尾部耐荷重試験結果

気球	要求値 (kg)	結果
B5	1040	結果良好
B15	2140	結果良好
B50	2840	ジュビリバンド* (No. 4) が2.5ton で外れた。
B100	3480	気球下部の下側のジュビリバンド(製品 No. 4) が外れた。ジュビリを No. 5 品と交換し再試験をした。結果は良好。{1}
B200	3800	ジュビリバンド (No. 4) が3.5ton で、2cm ほど抜けかかった。
B300	3960	結果良好{1}
B500	3960	3ton 弱でジュビリバンド (No. 5) が外れた。 (但し、通常ジュビリバンドは2本使うところ、下部側1本掛けで試行した試験)

* ジュビリ®バンド：気球フィルムを尾部金具に締め付けるバンド。No. が大きいほど耐荷重が大きい。

4. 尾部強度改善検討

3項に示す結果より、最大吊り下げ重量のゴンドラの放球に対しては、気球尾部について改善検討が必要と思われる。現在、想定される最大級のゴンドラの重量には約 2000 kgの物もあり、その実験では B300～ B500クラスの気球を使うことになるが、放球時の加速度が 2Gとなった時の安全率は 1より小さくなる可能性もあり得る。その場合、尾部の強度余裕が小さくなるため、尾部構造を見直す必要がある。

4. 1 尾部の改善検討

(1) 尾部構造(現仕様)

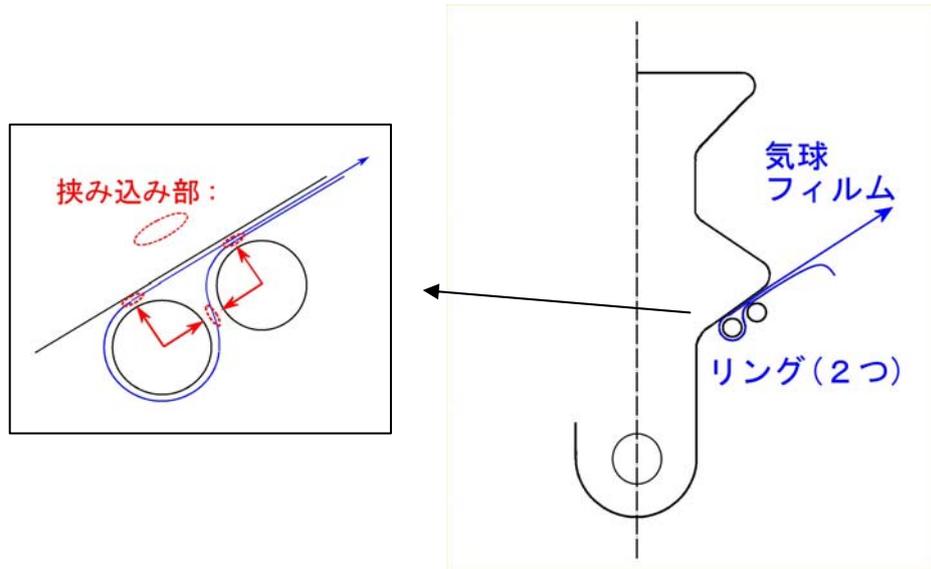
図4-1に現仕様の尾部構造を示す。この構造では、荷重はジュビリバンドを広げる方向に働き、ジュビリバンドの耐荷重を越えるとジュビリバンドのネジ部がネジ山を越えて滑り、気球フィルムを挟み込む力が小さくなる。



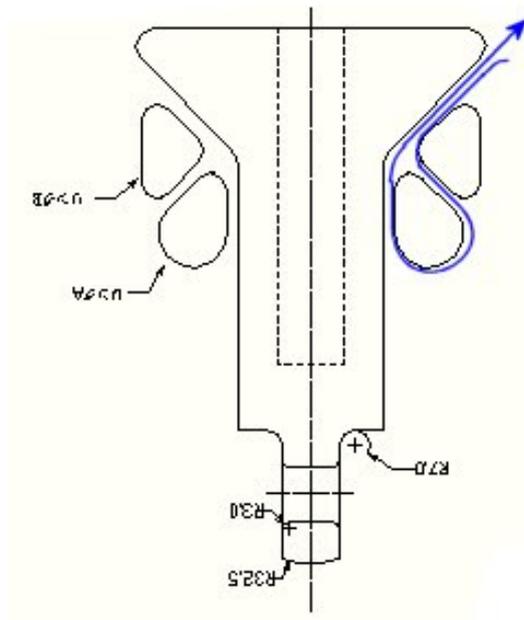
図4-1 尾部構造(現仕様)

(2) 改善検討

気球フィルムをジュビリバンドで締める方法ではなく、気球フィルムを尾部金具本体と2つのリングで互いに締め付け合う構造を検討した。図4-2に検討案を示す。



案1



外観写真 (紙は気球フィルムの模擬)

案2 (フィルムの挫滅を考慮し、挟み込む面積を確保した案)

図4-2 尾部構造(検討案)

5. 検証試験

5. 1 試験供試体

試験には、B350の尾部モデルを使用し、供試体の上下端を改良案2の尾部金具で施工した。
図5-1に供試体概要を示す。

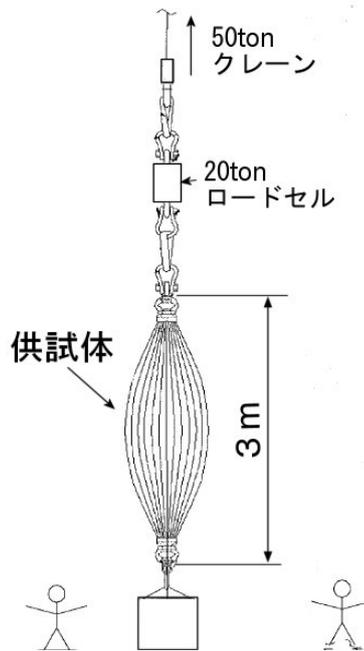


図5-1 供試体概要

5. 2 試験条件

(1) 強度試験

2ton～10tonまで、2tonの間隔で、各1分間、荷重を掛け、各荷重での尾部の異常の有無を確認する。

また、11.6tonの荷重を掛けた状態で5分間保持し、気球フィルムのずれ、尾部の異常の有無を確認する。

(2) クリープ試験

5.8tonの荷重を掛けた状態で5時間保持し、気球フィルムのずれ、尾部の異常の有無を確認する。

5. 3 試験結果

強度試験、クリープ試験とも、気球フィルムのずれ、尾部の損傷等はなく良好な結果であった。

6. まとめ

(1) 検討課題

検討課題としては、以下が挙げられる。

・ 加工性の向上

製造工程に於いて、気球フィルムを2重リングに通す作業に手間がかかるため、現尾部構造と比較すると加工時間が多くかかる。但し、製品の仕上がりとしては良好で、気球フィルムは均一に巻き込めている。

・ 気球のタイプ毎に尾部金具の寸法の検討が必要

今回は、B350気球をモデルとして、試作、試験を行った。

他のタイプの気球に適用する場合は、気球フィルムの厚さや枚数、ロードテープの本数に種々の組み合わせがあるため、それぞれの気球に適する尾部金具の寸法の検討が必要である。

(2) 結論

今回実施した尾部構造の改良検討、及び試作、試験を通して、B350気球に想定される最大吊り下げ重量のゴンドラの放球に対し、改良案により耐荷重性を充分満足できることが確認できた。

7. 参考文献

[1] 藤倉航装資料：H20.5 08-BAL-0006 標準化気球下部強度試験 (BC300, BC100) 報告書