

大型気球用吊り紐の機械特性測定実験報告

莊司泰弘（阪大工）

1. はじめに

気球ゴンドラの方位角制御は、様々な気球実験で必要とされ、実験の成否を左右する重要な技術要素であり、我が国でも多くの適用例がある[1, 2]. しかしながらその設計と評価手法はいまだに経験に頼る部分が多い. 一方、気球実験の高度化に伴うゴンドラの大型化とこれに伴う気球の大型化、実験コストの増加により、システムの設計と評価試験を可能な限り飛翔実験せずに行い、その上で飛翔実験において成果を上げることが求められている.

ゴンドラの方位角制御系を地上実験と数値解析によって設計検証するためには、気球、吊り紐、ゴンドラで構成される気球系の動力学と外乱量の数値モデルが必要である. 過去には 1960 年代後半～70 年代に為された西村、矢島らによる気球系力学モデルの検討や、飛翔中の気球の挙動を測定する試みが為された[3-5]. しかし、近年の気球の大型化やフライトシステムの更新等を反映する必要性や、より実態に即した詳細なモデル獲得のため、筆者らにより気球系動力学モデルの再構築が進められている [6-8].

本稿では、気球とゴンドラを接続し、気球が受けた鉛直軸回りの外乱トルクをゴンドラへ伝達する、吊り紐の機械特性に着目する. 我が国で現在運用される全ての大型気球の吊り紐は、1 本で気球とゴンドラを接続する 1 本吊り型か、平行な 2 本のロープの途中を水平な金属棒ではしご状に結合して吊り紐の剛性を高めるラダー型が採用される. しかしラダー型を採用した場合でも、気球尾部とパラシュート頭部の結合部を 1 本のロープで接続しており、剛性のボトルネックとなる. よって、気球からゴンドラへのトルクの伝達特性を理解するためには、1 本の吊り紐の機械特性を定量的に理解することが不可欠である.

本稿では、1 本吊り型の力学モデルを提案し、パラメータ取得実験と、モデルフィッティングによるパラメータ推定の結果を報告する.

2. 吊り紐の力学モデル

B09-01 実験におけるゴンドラの方位角速度履歴より、角速度が減衰振動をしている様子が見られた[8,9]. そのときの環境大気圧は 1/100 気圧以下であり、ゴンドラ本体に働く空力による減衰とは考えにくい. そこで減衰の要因は吊り紐にあるとして、ねじれ角 θ に対する吊り紐のねじれトルク $T(\theta)$ を、減衰項を含む次式のように置く.

$$T(\theta) = T_s + T_v + T_f \quad (1)$$

T_s はバネトルク、 T_v は粘性トルク、 T_f は摩擦トルクである. ここで摩擦モデルとして Dahl の摩擦モデル[10]を導入する. Dahl のモデルは、変位 θ における摩擦トルク T_f を、堅さ σ 、クーロン摩擦トルク T_c を用いて、

$$\frac{dT_f(\theta)}{d\theta} = \sigma \left| 1 - \frac{T_f}{T_c} \operatorname{sgn}(\dot{\theta}) \right|^i \left(1 - \frac{T_f}{T_c} \operatorname{sgn}(\dot{\theta}) \right) \quad (2)$$

と表す. ここで変数 $i(> 0)$ は θ に対する T_f の特性を決めるパラメータで、 $0 < i < 1$ で脆性、 $1 \leq i$ で延性とされる. ここでは一般的に多く用いられる $i = 1$ を採用する. また、このモデルでは最大摩擦はクーロン摩擦トルクであり、 $T_c \geq T_f > 0$ である. 式を角速度 $\dot{\theta}$ の符号の場合分けで解き、 $\operatorname{sgn}(\dot{\theta})$ で整理すると式が得られる.

$$T_f(\theta) = T_c \left(1 - 2 \exp \left(- \frac{\sigma}{T_c} (A + \theta \cdot \operatorname{sgn}(\dot{\theta})) \right) \right) \cdot \operatorname{sgn}(\dot{\theta}) \quad (3)$$

$T_f(\theta)$ が示すヒステリシスは再現性を持つことが期待されるので、 A を $|T_f(A)| = T_f(\infty)$ となる変位とする. バネモデル、粘性減衰モデルは $T_s = k \cdot \theta$ 、 $T_v = c \cdot \dot{\theta}$ として、吊り紐のねじれトルクは次式で表される.

$$T(\theta) = k\theta + c\dot{\theta} + T_c \left(1 - 2 \exp \left(- \frac{\sigma}{T_c} (A + \theta \cdot \operatorname{sgn}(\dot{\theta})) \right) \right) \cdot \operatorname{sgn}(\dot{\theta}) \quad (4)$$

3. 測定実験

3.1 実験装置

実際に気球の飛翔で使用される吊り紐の特性値を得るため、吊り紐のねじり試験を行った。供試体を表 1 に、実験装置の外観を図 1 に、実験条件を表 2 に示す。

供試体は JAXA の大型気球で使用される吊り紐と同じ、アラミド繊維ロープ（東京製綱繊維ロープ(株)製 エースライン、両端アイスプライス加工、熱収縮チューブ保護）とし、表に示すロープ径、長さの計種類に対して実験を行った。

実験装置は、供試体に飛翔中の吊り紐と同様に張力とねじりを同時に与え、張力、ねじり角、ねじりトルクを計測できる構造とした。供試体は空中に水平に配置され一端を固定される。他端は計測器ブロックを挟んでチェーンブロックにより引っ張られる。計測器ブロックは張力を測るロードセル（協和電業）、ねじりトルクを測る回転トルク計（協和電業）、ねじり角を計測するオプティカルロータリエンコーダ、および供試体をねじるモータで構成される。固定端と計測器ブロックはキャスタの上に載せ、それぞれの回り止めと張力、ねじれトルク以外のストレスリリーフとした。

実験は、供試体に張力がかかっている状態で 1 方向に等速でねじり、測定されるトルクが 2~3Nm 程度になったときの回転角を片振幅として、2 往復計測を行った。ねじり角速度は全ての実験で等しく 5deg/s とした。張力を実験の間およそ一定に保つため、回転角が振幅に至ったときに随時調整した。

表 2：供試体

供試体番号	外径 [mm]	芯径 [mm]	芯断面積 [mm ²]	全長 [m]	引張強度 [ton-f]
1	14	11.5	53.7	2.0	9.27
2				4.0	
3				20	
4	10	8.2	28.8	2.0	5.04
5				4.5	
6				16	
7	18	15.0	92.1	1.5	14.5
8				20	

表 1：実験条件

供試体番号	張力 [kgf]	片振幅 [deg]	角速度 [deg/s]	温度 [degC]
1	300	360	5	15±2
2, 4		720		
5, 8		1440		
3, 6	900	2880		
7		45		

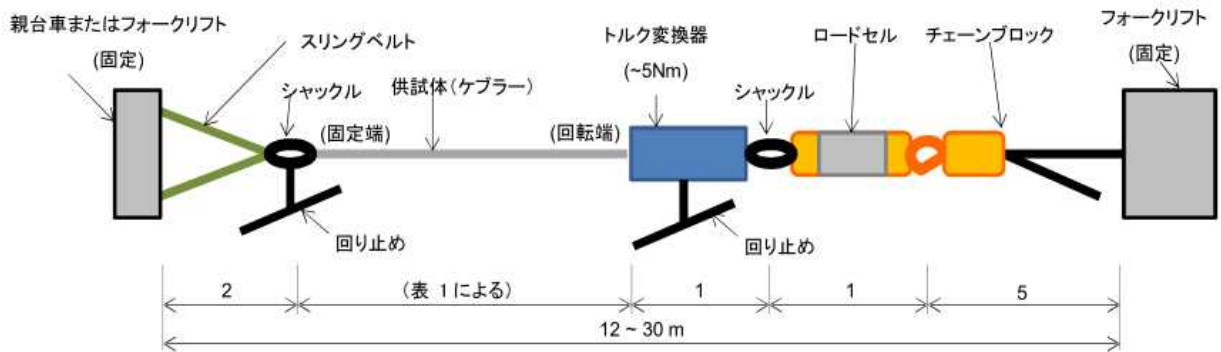


図 1：実験装置の構成

3.2 実験結果

実験結果の一例として、供試体 1 に 900kg の張力を印加したときの実験結果を図 2 に示す。左図は実験経過時間[s]に対するねじれ角[deg]、張力[kg-f]、ねじれトルク[Nm]、右図がねじれトルク[Nm]-ねじれ角[deg]を示す。図中赤線部が $\dot{\theta} \neq 0$ の区間であり、3.3 の解析で用いた部分である。右図の $T - \theta$ 線図に、明確な再現性のあるヒステリシス曲線が観察された。曲線の進行方向は時計回りである。 $\dot{\theta}$ の符号が反転する $\theta = \pm 360[\text{deg}]$ において、 T にギャップが見られた。この間の θ の移動量からモータギアヘッドのバックラッシュと思われる。他の実験結果においても、同様のヒステリシス曲線を得ることができた。

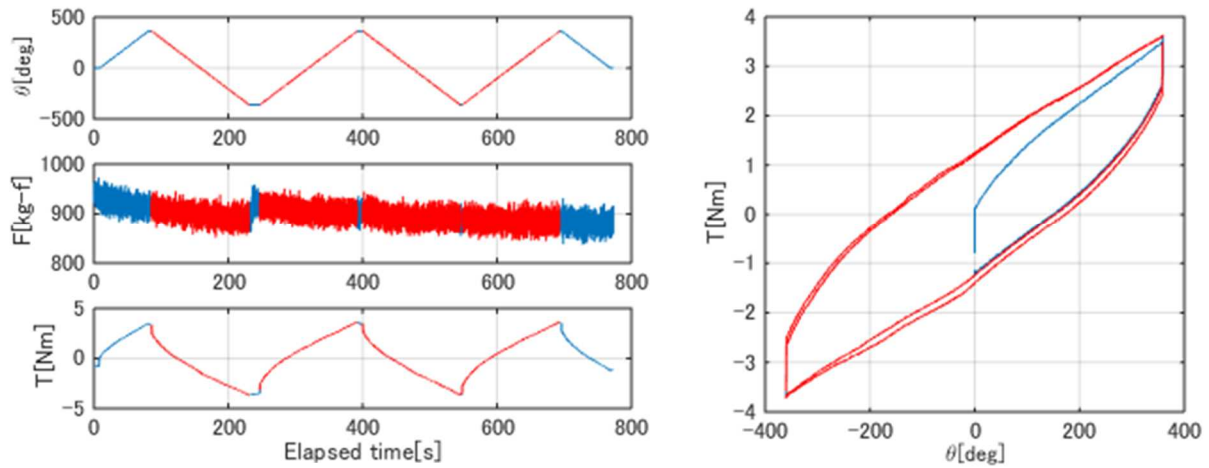


図 2：張力 900kg の実験結果

表：図 3 のフィッティングパラメータ

k	T_C	σ	A
0.00589	0.0801	0.000527	-5.37
0.00650	0.0163	0.000172	0.00
0.00661	0.0243	0.000226	-3.15
0.00662	0.0166	0.000176	0.00

3.3 パラメータ解析

実験データにおいて、 $\dot{\theta} = 0$ となる前後の T を観察すると、 $\dot{\theta} = 0$ となる直前の T を $\dot{\theta} = 0$ となった後も維持していた。もしトルクモデル式において粘性項 T_v が有効であるとする、 $\dot{\theta} = 0$ の前後において T_v はごく短時間のうちに $T_v = 0$ となると予想され、その分 T にも減少が見られると考えられる。

しかし今回の実験においてそのような様子は観察されなかった。よって本検討では $c \sim 0$ として扱う。

実験データより $\dot{\theta} \neq 0$ であるときの測定値の組 (θ, T) を抽出し、 $\dot{\theta} < 0$ の (θ, T) を原点回りに反転させる。これによって全てのデータを $\dot{\theta} > 0$ と見なすことができる。

一例として図 3 に 3.2 の実験結果（水色）に式 4 を最小二乗フィッティングした結果（赤色）を示す。適切なパラメータを選ぶことで、ギャップ以降の実験値によく合う $T - \theta$ 曲線を得ることができた。同様にその他の実験結果でもパラメータ推定を行い、値を得た。

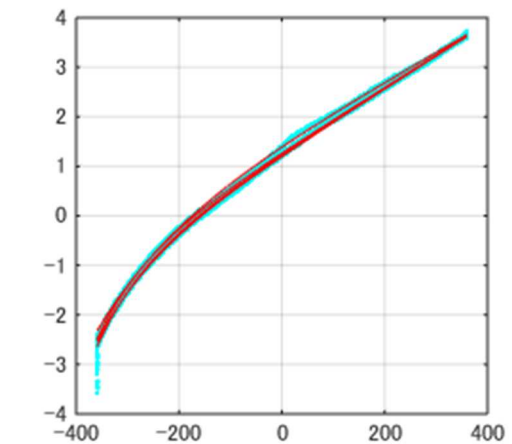


図 3：実験値（水色）とモデル（赤色）

3.4 解析値の評価

本原稿執筆時点で解析とモデル化を進めており、図 4 にその一例を示す。推定パラメータのうちモデル曲線の形状を決める k 、 σ 、 T_C について供試体の長さ L で整理した。 $k - L$ についてはバネと自然長の関係から類推される $k \propto 1/L$ の関係が見られた。一方 T_C は張力 F に比例し、 F は供試体内で場所によらず一定と考えられるので、 T_C は L によらず一定であると予想された。しかし実際には負の相関に見える様相を示した。 σ に関しても $\phi = 14, 18\text{mm}$ で顕著な負の相関が見られた。 $\phi = 10\text{mm}$ では明確な相関を見出せなかった。しかし L に依存した変化が見られることから、今後の詳細な解析により $\sigma - L$ の関係が見出せるものと期待される。

全体とし導出されたパラメータの値が小さく、有効桁が十分に確保できない結果が一部で見られた。今後解析手法を見直し、より信頼できるパラメータの導出が必要である。

4. まとめと今後の展開

本稿では、気球吊り紐の 1 本吊り時の力学パラメータを地上実験とモデルフィッティングによる推定で求めた。今後他の温度帯（0°C、-15°C）で取得したデータについても解析を進め、ロープの構造も考慮に入れて供試体長 L 、供試体径 ϕ 、張力 F 等のパラメータを用いて正規化し、力学パラメータの定式化を目指す。

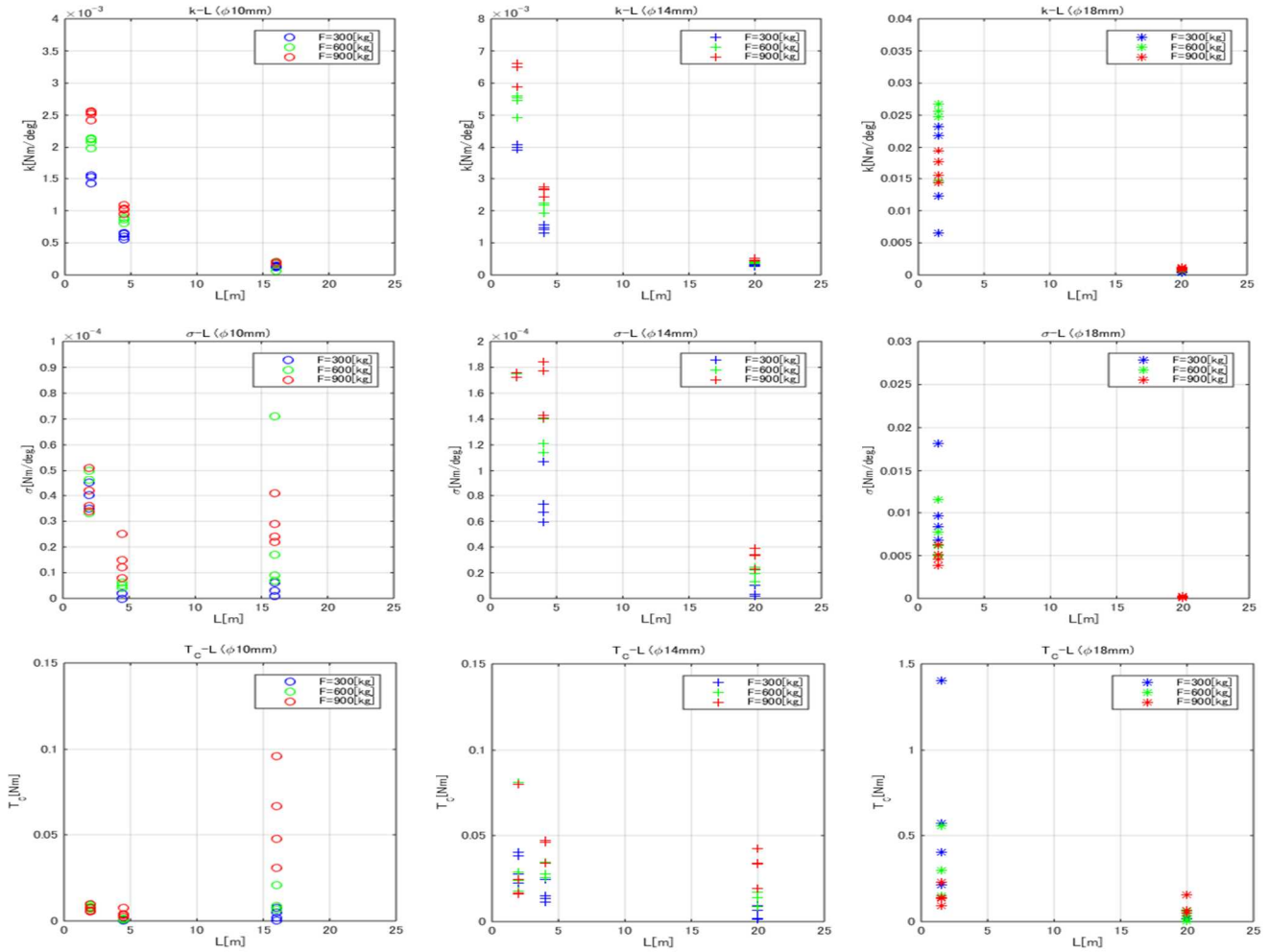


図 4 : 供試体長 L で整理した推定 k , σ , T_c

謝辞

本研究は、JSPS 科研費の助成 25820080 を受けて行われた。また測定実験にあたっては JAXA 大気球実験室に実験場所、機材の提供を、中野壽彦氏（大分高専）より作業支援を受けた。関係各位の支援に感謝します。

参考文献

- [1] 田中, 矢島 他, 気球望遠鏡 BAT-2 の開発, 宇宙科学研究所報告, 27 巻:, 1990.
- [2] Y.Shoji et al, Highly Precise Pointing Control System on a Balloon-Borne Telescope for Optical Observations of Planets, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan Vol. 8, No. ists27, 2010.
- [3] 西村 他, 水平浮遊時における気球の動作について, 東大宇宙航空研究所報告第 7 巻 1 号, pp257-268,1971
- [4] 西村 他, よりもどし方式による方向規正, 東京大学宇宙航空研究所報告, 5 巻 1 号, 1969.
- [5] J. Nishimura, N. Yajima et al, A control system for a balloon-borne telescope, Advances in Space Research, vol 1, 127–133, 1981.
- [6] 莊司, 坂東, 福家, ダイナミクスシミュレータの構築を目指した気球系ダイナミクス特性の測定, 平成 23 年度大気球シンポジウム集録, 2011
- [7] 莊司 他, 気球の運動がゴンドラ方位角へ与える影響の考察, 平成 24 年度大気球シンポジウム集録, 2012
- [8] 莊司 他, 飛翔中の気球ゴンドラの運動に関する解析, 平成 25 年度大気球シンポジウム集録, 2013
- [9] P.J. Buist, et al, “GPS Experiment on the Balloon-based Operation Vehicle”, in Proc. of PLANS 2010, IEEE/ION Position Location and Navigation Symposium, May 4-6, 2010
- [10] P.R.Dahl, Solid Friction Damping of Mechanical Vibrations, AIAA Journal, Vol.14, No.12, pp.1675-1682, 1976.