

ガスジェットによる大型ゴンドラの方角制御

矢島信之・太田茂雄・秋山弘光・岡部選司
西村 純・橋本保成・川口淳一郎

(1988年8月10日受理)

Side-jet Azimuth Control System for Large Balloon Gondola

By

Nobuyuki YAJIMA, Shigeo OHTA, Hiromitsu AKIYAMA,
Yorigi OKABE, Jun NISHIMURA, Yasunari HASHIMOTO
and Junichiro KAWAGUCHI

Abstract: An azimuth control system using N_2 gas thruster (S-J control system) has been developed and employed for the quick and steady control of a large and heavy balloon gondola. In the gondola, a winged space vehicle and a booster rocket are to be installed for its re-entry flight test. When the balloon reaches ceiling altitude, the gondola is oriented to the required direction by using the S-J control system and then the vehicle is released from the gondola.

A preliminary flight test has been carried out to test the S-J control system and a separation mechanism of the vehicle at Sanriku Balloon Center in May 1987. The experimental results show that this control system is applicable for the actual re-entry flight test of the winged space vehicle.

1. はじめに

宇宙空間より、滑空によって地上に帰還する有翼飛翔体の研究は、昭和57年度より宇宙科学研究所で開始された。小型モデルを用いた大気中の滑空実験は、61年度と62年度、へ

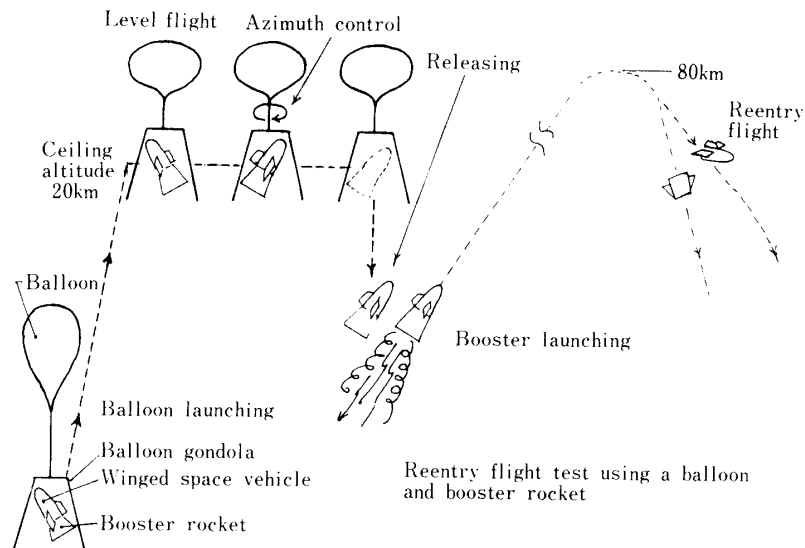


図1 気球を用いた有翼飛翔体実験

リコプターによる滑空実験が実施された。次の段階として、ブースターロケットを用いて有翼飛翔体を100 km近い高度にまで打上げ、再突入・滑空実験を行うことが計画されている。その際、ブースターロケットの能力および有翼飛翔体モデルの性能等から、ブースターロケットの発射は地上からではなく、気球を用いて、約20 km上空より行う必要が生じた。この実験の概要を図1に示す。気球は、そのゴンドラ内にブースターロケットを着装した有翼飛翔体を搭載して放球される。気球が水浮遊に入った後、まず、ゴンドラの方角を所定の方角に制御し、次に有翼飛翔体をゴンドラより分離して自由落下させ、約1秒後にブースターロケットに点火し上昇を開始する。約80 kmの高度に達した地点で、ブースターロケットは分離され、有翼飛翔体は大気圏滑空を行って地上まで飛翔する。

上記の実験シーケンスにおいて、ゴンドラの方角制御は、ブースターロケットの発射方向を決定するものであるため、十分確実な制御が必要とされる。本論文は、このゴンドラ方角制御を実施するために新たに開発された窒素ガスを推進剤とするサイドジェット(SJ)方向制御システムに関する報告である。気球ゴンドラの方角制御は、宇宙観測としてこれまでも多く試みられているが、本実験のようなロケット発射方向を決定することを目的とした制御は初の試みである。制御システムに要求される機能もかなり異なる。そこで、適切な制御がなされるよう事前に詳しく検討を行うとともに、ほぼ同一のモデルを用いて予備的な気球実験を行い、動作特性を確認した。本論文では、そうした制御動作の検討内容と実際のフライトテストの結果の解析を述べ、ガスジェットによる方向制御が、こうした目的には適していることを述べる。

2. 方向制御の特徴と制御方式の選定

これまでに行なわれている気球ゴンドラの方角制御は、主に天文観測や宇宙観測のた

めであって、観測器を観測対象に長時間、一定の精度で向け続けるか、あるいは天空面を走査することを目的としていた。これにたいし、ここで述べる有翼飛翔体の飛翔実験におけるゴンドラの方位角制御は、従来の方位角制御と比べて以下のような特徴を有している。

- (1) 制御対象であるゴンドラの鉛直軸回りの慣性モーメントが $1000 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ と大きい。これは、通常のその10倍以上である。
- (2) 制御持続時間は、たかだか30分程度と短かくてよい。
- (3) 制御精度への要求はさほど厳しくなく、 $1\sim 2$ 度角程度である。ただし、有翼飛翔体を分離する瞬間の制御の確実性は重要である。

こうした特徴点を持つ制御を行うためには、制御方式は動作可能時間は短かくてよいが、その間に大きな駆動トルクが得られるものでなければならない。これまでに、開発された気球ゴンドラの方位角を制御する方式としては、「よりもどし方式」、「リアクションホイール方式」、「CMG方式」があり、実用に供されているが、いずれも今回の目的には必ずしも適しているとは言い難い。すなわち、

- (1) よりもどし方式：DCモータにより気球つりひもをねじって制御する方式である。標準タイプのものが用意され、これまで小型のゴンドラには数多く使われて来た。構造も簡単で信頼性も高いが、制御の足場となる気球から長いつりひもを介して制御するため、大きな駆動トルクを得ることがむずかしく、慣性モーメントの大きいゴンドラでは制御の応答および精度が低下する。もし今回のような大型ゴンドラを制御するとすれば、標準タイプのものでは不十分で新たに大型のシステムを開発する必要がある。
- (2) リアクションホイール方式、CMG方式：いずれも、ゴンドラ内でフライホイールを使って角運動量を変化させ、駆動回転力を得る方式である。前者は、フライホイールを加減速する際の反作用トルクを利用し、後者は高速で回転するフライホイールの回転軸を傾ける時に発生するジャイロ効果によるトルクを利用する。長時間、高精度で方向制御を行うのに適するが、制御システムは複雑であり、今回の目的には合致しない。
- (3) サイドジェット方式[1]：ガス噴射で得られる推力を利用するもので、推進剤はガスボンベに蓄えて使用することとなる。その特徴としては、
 - (i) 動作時間が短かくてもよければ、大きなトルクを得ることは容易である。
 - (ii) 制御システム、制御アルゴリズムが単純にできる。
 - (iii) 有翼飛翔体にも利用されている、ロケットの誘導制御技術を活用できる。

以上の比較検討から、必要なガス容量を蓄えるためのボンベの容積、重量が許容範囲内となるならば、SJ制御方式が有効であろうと判断される。後述するように、制御システムの重量は全重量の10%程度になるとの見通しを得たので、この方式を採用することとした。

3. 制御動作の検討

3.1 基本制御動作

SJ 方向制御方式は、磁気センサによりゴンドラの方角 θ_{az} を検出し、その信号を基にサイドジェットのスラット方向を切り換え、ゴンドラを $\theta_{az}=0$ の方向に向ける。スラット量は 1, 0 の二値の ON/OFF 制御である。安定な制御を行うため、スラット方向の切り換えには、方位角 θ_{az} にその角速度 $\dot{\theta}_{az}$ を加えた値を用いる。また、零点近傍でスラットが頻りに切り換わり、ガスの消費量が増大するのを防ぐため、要求精度の範囲内で $\pm \theta_{db}$ の不感帯を設ける。したがって、SJ 方向制御のスラット切変動性は

$$\left. \begin{array}{ll} \theta_{az} + n \cdot \dot{\theta}_{az} > \theta_{db} & \text{マイナス方向のスラット} \\ -\theta_{db} \leq \theta_{az} + n \cdot \dot{\theta}_{az} \leq \theta_{db} & \text{スラットせず} \\ \theta_{az} + n \cdot \dot{\theta}_{az} < -\theta_{db} & \text{プラス方向のスラット} \end{array} \right\} \quad (1)$$

ここで係数 n はゴンドラ角速度成分を加える際のゲインである。

ここで、鉛直軸回りのゴンドラ慣性モーメントを I_{az} 、SJ の発生トルクを T_s 、つりひものよじれなどによる外乱トルクを T_d 、ゴンドラの初期角度、角速度、角加速度をそれぞれ θ_0 、 $\dot{\theta}_0$ 、 $\ddot{\theta}_0$ とすれば、ゴンドラのスラット角および角速度 θ_{az} 、 $\dot{\theta}_{az}$ はそれぞれ、

$$\dot{\theta}_{az} = \ddot{\theta}_0 \cdot t + \dot{\theta}_0 \quad (2)$$

$$\theta_{az} = \frac{1}{2} \ddot{\theta}_0 \cdot t^2 + \dot{\theta}_0 t + \theta_0 \quad (3)$$

ここで、 $\ddot{\theta}_0 = (K \cdot T_s + T_d) / I_{az}$ であり、 K は、(1) 式の切替特性に従い、 $-1, 0, 1$ と変化する。上記 2 つの式より、 $\dot{\theta}_{az}$ と θ_{az} の関係は、

$$\theta_{az} - \theta_0 = \frac{1}{2} \left(\frac{\dot{\theta}_{az} - \dot{\theta}_0}{\ddot{\theta}_0} \right)^2 + \left(\frac{\dot{\theta}_{az} - \dot{\theta}_0}{\ddot{\theta}_0} \right) \dot{\theta}_0 \quad (4)$$

で表わされる 2 次式である。任意の初期条件から、切替特性に従って $\theta_{az}=0$ へと制御が収束する過程を、縦軸を $\dot{\theta}_{az}$ 、横軸を θ_{az} とする位相面上で示すと、良く知られた ON/OFF 制御の切替曲線となる。

3.2 制御パラメータの検討

3.2.1 推進トルク

ガスジェットによって発生する推進トルク T_s は、その量が大きいほど早く確実な方向制御が可能となるが、その分容量の大きいガスボンベを使用せねばならず限界がある。ここでは次の条件を設計の目安とした。

- (1) ゴンドラが目標の方向に収束する時間は 100 秒程度
- (2) 連続的にスラット可能な時間は 15 分程度
- (3) 放球時の安全性から、ノズルの腕の長さは 1 m 程度。

制御時間が最も長くなるのは、ゴンドラが目標方向の反対側を向いている場合である。

最短時間制御は、その中間で噴射方向が切り変り、目標に収束する場合である。すなわち50秒で $\pi/2$ rad 進めばよい。実際には外乱トルクの影響もあり、最短時間制御が行なわれない場合もあるので、安全性も考慮し、25秒で $\pi/2$ rad 進むよう設計すると、推進トルク T_s は、

$$\frac{1}{2} \left(\frac{T_s}{I_{az}} \right) t^2 = \frac{\pi}{2} \quad (5)$$

より、ゴンドラ慣性モーメント $I_{az}=1000 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ とすれば、 $T_s \approx 5 \text{ N}\cdot\text{m}$ となる。

この推力を15分間連続発生させるためには窒素ガス7 kg程度が必要となるが、市販の内容積35リッターのボンベに初期圧力200気圧を充填すれば実現可能である。

3.2.2 微分補償ゲインの決定

SJ方向制御の応答特性は、式(3)から明らかなように、ゴンドラの初期状態 θ_0 、 $\dot{\theta}_0$ 、 $\ddot{\theta}_0$ および微分補償ゲイン n に依存する。そこで、予想される初期条件にたいする適切なゲイン n を決定しておく必要がある。

つりひものよじれトルク T_d 、ゴンドラ初期速度 $\dot{\theta}_0$ は水平浮遊高度に到着し、気球の運動が十分小さくなった時点で制御を開始するとして無視すれば、1回の噴射切変で制御が完了する最短時間制御は、前項でも述べたように、 $\theta_{az}=\theta_0/2$ の点で切り換えが行なわれればよい。その点での $\dot{\theta}_{az}$ は、(4)式より、

$$\dot{\theta}_{az} = \sqrt{\ddot{\theta}_0 \cdot \theta_0} \quad (6)$$

となる。これより求める n は、 θ_{ab} を無視すれば、(1)式より、

$$n = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\theta_0}{\dot{\theta}_0}} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\theta_0 \cdot I_{az}}{T_s}} \quad (7)$$

となる。ここで $\theta_0=1/2$ rad より制御を開始することを標準とし、 $I_{az}=1000 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ 、 $T_s=5.0 \text{ N}\cdot\text{m}$ とすれば、 $n \approx 5$ となる。制御応答は、 θ_0 が適正值より大きくなるとハンティングが増大し、小さい場合にはオーバーダンピングとなる。 $n=5$ において、種々のゴンドラ初期

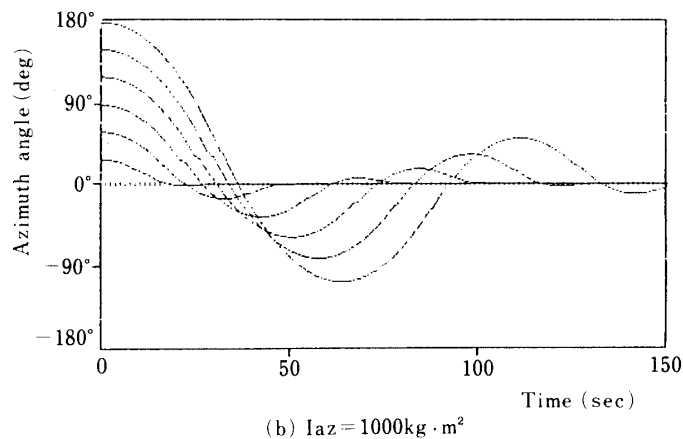


図2 種々の初期ゴンドラ方位角からの制御応答シミュレーション

表1 初期条件（ゴンドラ初期角度 θ_0 、角度速 $\dot{\theta}_0$ 、吊りひもトルク T_d ）
の変化と制御特性、 $\theta_0 = T_s/I_{az} = 0.005$ の場合

θ_0 (rad)	$\dot{\theta}_0$ (rad/sec)	T_d (N・m)	収束時間 (sec)	噴射比
1.0	0.0	0.00	65.0	0.49
1.0	0.0	0.20	58.8	0.56
1.0	0.1	0.00	150.2	0.49
1.0	0.1	0.20	148.2	0.56
1.0	0.2	0.00	NOT CONVERGE	IN 5 MIN
1.0	0.2	0.20	NOT CONVERGE	IN 5 MIN
1.0	0.3	0.00	NOT CONVERGE	IN 5 MIN
1.0	0.3	0.20	NOT CONVERGE	IN 5 MIN
1.0	0.4	0.00	NOT CONVERGE	IN 5 MIN
1.0	0.4	0.20	NOT CONVERGE	IN 5 MIN
2.0	0.0	0.00	140.3	0.49
2.0	0.0	0.20	111.4	0.56
2.0	0.1	0.00	222.9	0.49
2.0	0.1	0.20	NOT CONVERGE	IN 5 MIN
2.0	0.2	0.00	NOT CONVERGE	IN 5 MIN
2.0	0.2	0.20	NOT CONVERGE	IN 5 MIN
2.0	0.3	0.00	NOT CONVERGE	IN 5 MIN
2.0	0.3	0.20	NOT CONVERGE	IN 5 MIN
2.0	0.4	0.00	NOT CONVERGE	IN 5 MIN
2.0	0.4	0.20	NOT GONVERGE	IN 5 MIN

角度から出発した場合の計算機シミュレーション波形を図2に示す。目標と反対方向である $\theta_0 = \pi$ rad から制御が開始される最悪条件の場合でも3分以下で収束しており、実用上問題のない特性が得られている。

3・2・3 ゴンドラ初期速度およびつりひも復元トルクの影響

前項の考察では $\dot{\theta}_0$ と T_d を無視したが、もし制御開始時にそれ等が加わったならば、収束時間は増大する。そこで、それらの外乱要因の種々の組合せについて、収束時間を調べた結果を表1に示す。

ゴンドラ初期速度 $\dot{\theta}_0$ は 0.1 rad/sec 程度までは十分制御可能であることがわかる。レベルフライト中の気球の回転は通常 0.01 rad/sec 以下であるので、上昇中の回転運動の影響が残っていなければ問題は無い。

つりひものバネ定数 k_s は、あらかじめ地上試験で正確に測定することの困難な量である。経験的には、太さ 8 mm ϕ 、長さ 10 cm のナイロンロープに質量 100 kg、慣性モーメン

ト $10 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ の荷重を吊した場合の回転振子の周期は約 60 秒である。これよりつりひものバネ定数 k_s' を求めると、

$$k_s' = \left(\frac{2\pi}{T}\right)^2 \cdot I_{az} = \left(\frac{2\pi}{60}\right)^2 \cdot 10 \doteq 0.1 (\text{N}\cdot\text{m}/\text{rad}) \quad (8)$$

となる。本実験では、長さ 26 m、ロープ径 16 mm ϕ のつりひもを用いる。ロープのバネ定数は、半径の 4 乗に比例し、長さに反比例するので、

$$k_s = k_s' \times \frac{0.1}{26} \times \left(\frac{16}{8}\right)^4 = 0.006 (\text{N}\cdot\text{m}/\text{rad}) \quad (9)$$

となる。表 1 中の $T_d = 0.1 \text{ N}\cdot\text{m}$ は、ロープ 16 回転分となり、10 分間程度制御を持続するには実用上問題のない量である。

3.2.4 噴射遅れ時間

SJ システムは、電磁バルブの動作遅れ等により (1) 式の切変特性に時間遅れを生ずる。もしこの遅れ量が大きいと、 $\theta_{az} = 0$ の近傍で連続的に左右の噴射が起り、リミットサイクルを生じ、ガス消費量が著しく増大する。今遅れ時間を t_d とすれば、 t_d 秒間の噴射により発生するゴンドラの回転速度が不感帯幅 $\pm \theta_{db}$ を越える量であれば、リミットサイクルを発生するのに十分な条件となる。その量を遅れ時間 t_d の限界の目安とすれば、

$$\ddot{\theta}_0 \cdot t_d < 2\theta_{db}/n \quad (10)$$

の条件を満たさねばならない。ここで $\ddot{\theta}_0 = T_s/I_{az} = 0.005 \text{ rad}/\text{sec}$, $\theta_{db} = 0.02 \text{ rad}$, $n = 5$ とすれば、

$$t_d < 1.6 \text{ (sec)} \quad (11)$$

となる。

3.3 制御システム

SJ 方向制御システムは、図 3 に示すように、i) 方位角センサ、ii) 制御エレクトロニクス回路、iii) ガス制御システムより構成される。

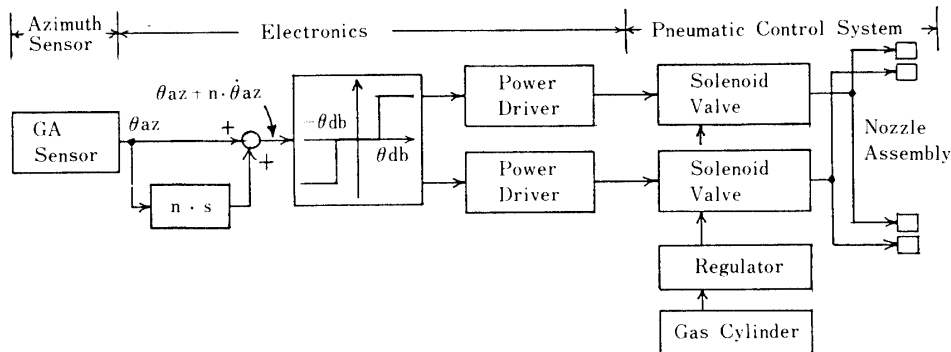


図 3 SJ 方向制御システムの構成

3・3・1 方位角センサ

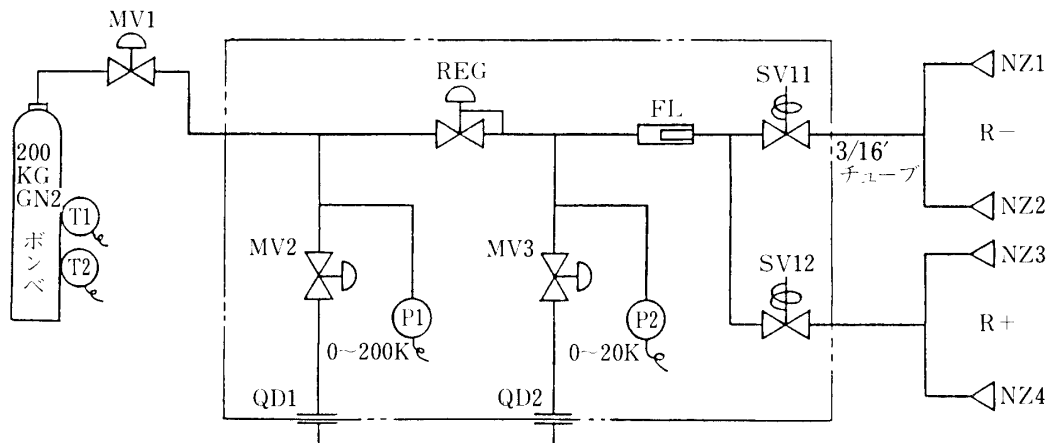
ゴンドラの方角角の検出には、フラックスゲート型磁気センサを用いて、地磁気を検出して行う。磁気センサは、一般に周囲の磁性体および強電流による磁界の影響を受ける。特に本システムでは、電磁バルブが動作する際の電磁ノイズの影響を受け易く、その結果は制御応答を悪化させる。そこで、非磁性体を用い、センサをゴンドラのフレームから約1 m 離して影響を避けた。

3・3・2 制御エレクトロニクス回路

制御回路は、磁気センサの出力を受け、比例プラス微分回路により、 $\theta_{az} + n\dot{\theta}_{az}$ の特性を作り、次に不感帯 θ_{ab} 、 $-\theta_{ab}$ を持つ2チャンネルの比較回路により、(1)式に示す切変特性を作り、電磁バルブ駆動回路への指令信号を出力する。なお比較回路には、ノイズの影響を低減させるため、 θ_{ab} の1/4程度のヒステリシス特性を持たせた。この特性がない場合には、磁気センサ出力に含まれるノイズが微分補償回路で増巾され、電磁バルブが微小振動し、好ましくない。このヒステリシス幅は狭いので、制御特性への影響は無視できる。比較回路のスレッシュホールド幅およびヒステリシス幅の角度換算値は、各々 $\pm 1.4^\circ$ および $\pm 0.37^\circ$ である。

3・3・3 ガス制御システム

ガス制御システムは、ボンベに蓄えられた高圧窒素を減圧弁を介して設定圧力に減圧した後、2組の電磁弁を操作することによりノズルよりガスを噴射し、左右方向のトルクを発生させる。このガス制御システムの構成図を図4に示す。ガスボンベは内容積35 l であり、初期圧力200 kgf/cm²で7 m³、8.75 kgの窒素ガスを蓄える。減圧弁によりチャンバ内圧力は6.6 kgf/cm²に設定され、高度20 kmで1ノズル当たり2.5 Nの推力を発生する。2



MV1~3 : 手動弁 NZ1~4 : ノズル QD1~2 : テストポート
 SV11~12 : 電磁弁 FL : フィルター T1~T2 : 温度センサ
 REG : 減圧弁 P1~2 : 圧力センサ (T2は予備)

図4 ガス制御システムの構成

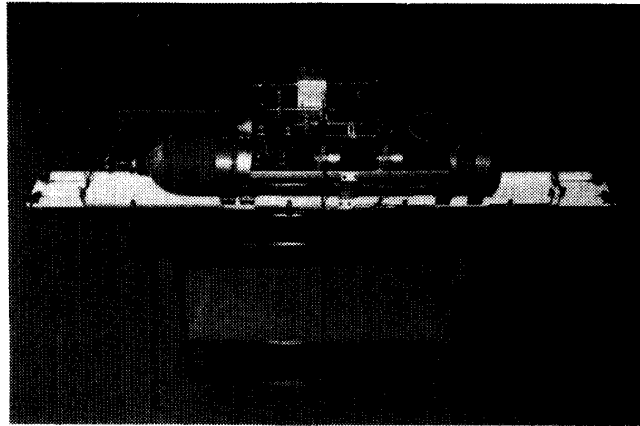


写真1 SJ方向制御システムの外観
(除・電子回路部)

個1組のノズルが2対各々長さ1mの取付腕の端に固定されており、 $\pm 5 \text{ N}\cdot\text{m}$ のトルクによりゴンドラを駆動することとなる。

ガスジェットシステムの外観図を写真1に示す。ガスポンペの下側にノズル取付用の腕を固定し、上段には電磁弁、減圧弁等の流体制御機器を取り付けたパネルを固定し、全体としてコンパクトな一体構造となっている。全重量は約90kgである。

SJの噴射遅れは実測によって求めた。立上り、立下り等の遅れ特性を表2に示す。最も長い遅れ特性でも100ms以下であり、3・2・4で検討した結果である1.6秒の許容範囲に十分入っている。

4. 実験結果

気球を用いた有翼飛翔体実験は、ゴンドラのサイズ・重量とも通常の宇宙観測用のゴンドラに比べて格段に大きく、かつ実験内容も異っているため、事前に予備放球実験を行うことにした。その主目的は有翼飛翔体をゴンドラより分離する機構の機能確認、大型ゴンドラの放球技術のテスト、および本SJ方向制御システムの動作テストである。実験に用いられたゴンドラの概要を図5に示す。底面3.45m×3.45m、高さ4.7m、重量約980kg、鉛直軸回りの慣性モーメント $1000 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ である。SJ方向制御システムはその上段部に組込まれている。

放球は昭和62年10月3日7時21分に行なわれ、8時25分に水平浮遊に入り8時33分より実験が開始され、9時20分に有翼飛翔体の分離落下実験が行なわれ成功した。その間、SJ方向制御を含め、全ての機器は正常に動作した。

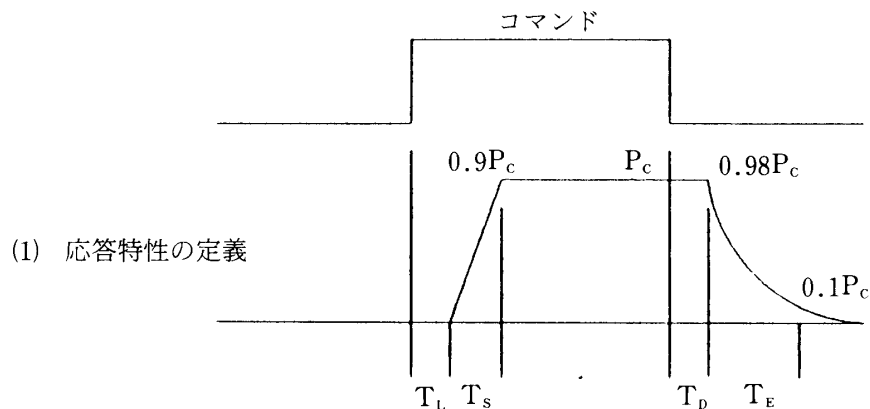
4・1 方向制御実験

SJ方向制御の実験は、気球の水平浮遊中以下の目的で3回行なわれた。

第1回：

8時33分21秒(JST)より3分16秒間。

表2 ガスジェット噴射の応答遅れ



- T_L 弁閉信号から内圧立上り開始までに必要な時間(msec)
 T_S 内圧立上り開始から $90\%P_c$ までの時間(msec)
 T_D 弁閉信号から $98\%P_c$ になる時間(msec)
 T_E $98\%P_c$ から $10\%P_c$ に降下するまでの時間(msec)
 P_c 弁閉信号入力時のチャンバ内圧値(kgf/cm²)

(2) 実験結果 (常温)

実験番号	配管サイズ・長さ		スロート径	特性長	P_c	T_L	T_S	T_D	T_E
		m							
V185S03	—	0.0	1.85	0.73	6.44	25	18	13	21
V185M03	3/16	0.5	1.85	2.36	6.15	27	23	15	40
V185L03	3/16	1.0	1.85	4.00	5.94	31	28	16	60

(3) 噴射応答特性 (常温, 推定値)

エンジン	配管			スロート径	特性長	T_L	T_S	T_D	T_E
	サイズ, in	肉厚, in	長さ, m						
Roll ⁺	3/8	0.028	1.45	1.85	5.7	31.08	34.23	19.45	82.84
Roll ⁻	3/8	0.028	1.45	1.85	5.7	31.08	34.23	19.45	82.84

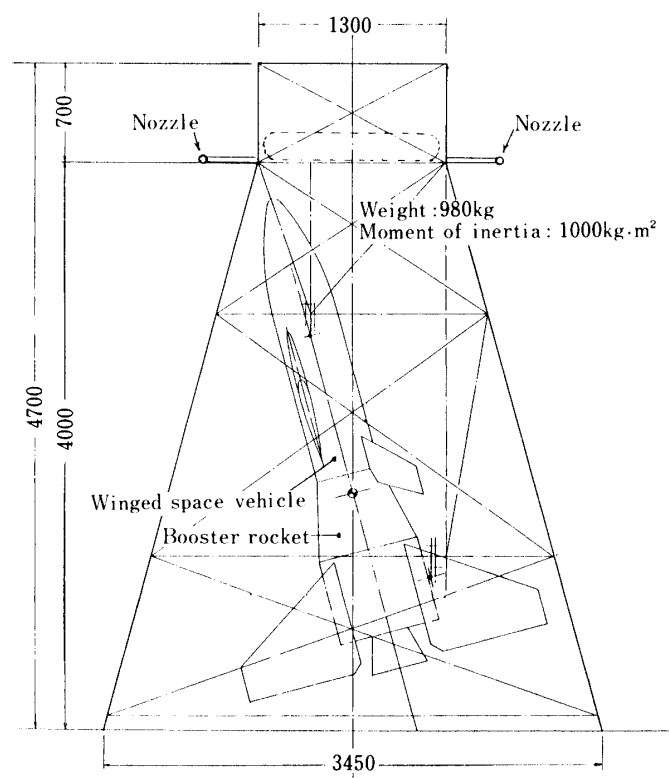


図5 有翼飛翔体気球予備実験に用いられたゴンドラ

目的：制御方向，応答速度，制御精度，ガス消費量等の基本特作確認。

第2回：

8時48分14秒（JST）より11分44秒間。

目的：比較的長時間にわたる制御の持続性と安定性の確認。

第3回：

9時10分01秒（JST）より10分間。

目的：有翼飛翔体切離し実験。

上記3回の方向制御実験のテレメータ記録波形を図6に示す。波形は上より，太陽センサ，磁気センサ（X），磁気センサ（X）のハイゲイン（10倍），電磁バルブ（-）方向噴射指令，電磁バルブ（+）方向噴射指令信号である。

4・2 制御特性

4・2・1 制御開始時の条件と過渡応答特性

3回の実験における制御開始時の条件と制御動作内容を表3にまとめて示す。第1回，第2回ともかなり大きい初期角度 θ_0 （約2 rad, 100度角程度）から制御が開始されたが，いずれも1分強の短い時間で収束している。第3回目は，ほとんど $\theta_0=0$ よりスタートしたが， $\dot{\theta}_0$ が0.03 rad/sec と大きかったため，0.2 rad程度オーバーシュートし，収束には24

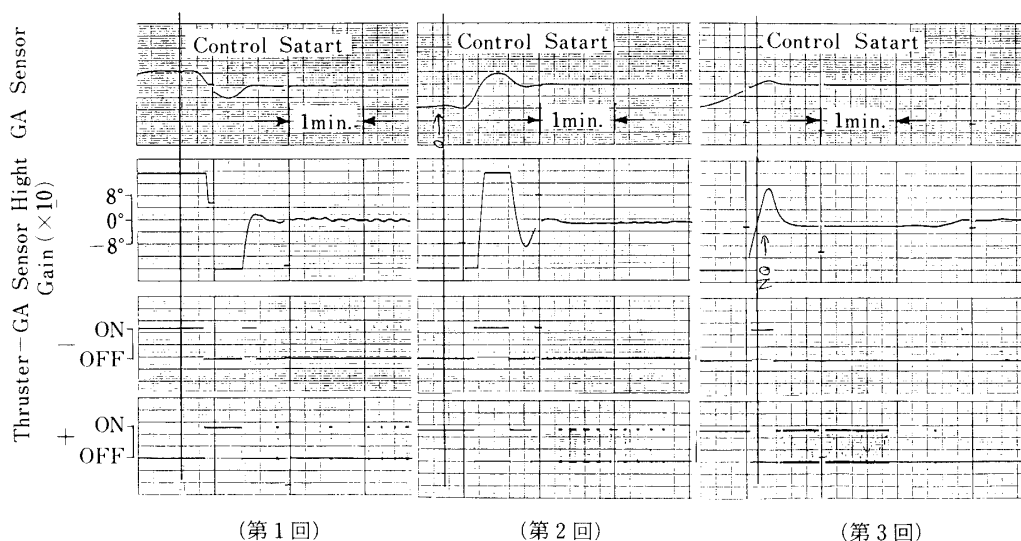


図6 方向制御実験テレメータデータ

表3 制御開始時の条件と制御動作

項目	実験回数		
	第一回	第二回	第三回
初期角度 (rad)	1.7	-2.2	0
初期角速度 (rad/sec)	0.01	0.02	0.03
オーバーシュート量 (rad)	0.67	0.53	0.20
収束時間 (sec)	72	76	24
噴射切り替え回数	3	4	2

秒を要した。

第1回目の実験について、同一初期条件での制御応答をコンピュータシミュレーションにより求めた結果を、実際の応答波形と並べて図7に示す。両者の波形はよく一致しており、SJ方向制御システムは、上空ではほぼ設計内容と同様の動作をしていたことが分る。

4.2.2 つりひものよじれ

つりひものよじれトルクに関しては、制御時間の短い第1回目には影響が見られない。第2回目では、よじれ零の初期位置よりゴンドラの方角を変えた分のよじれトルクが最初にあり、それに対抗して、SJはガスを微少時間噴射している。しかし約4分後には気球が回転したためか、よじれによるトルクが逆方向となり、そのため制御中心は不感帯を横切って反対側に達し、次に逆方向の噴射が始まっている。第3回目はさらに複雑で、制御が収束して2.5分後には、不感帯の反対側に移動し、1.5分間留った後再びもどり、それ以降よじれトルクは漸次増大している。ただし3回とも、制御が収束した以降のガス噴射時間

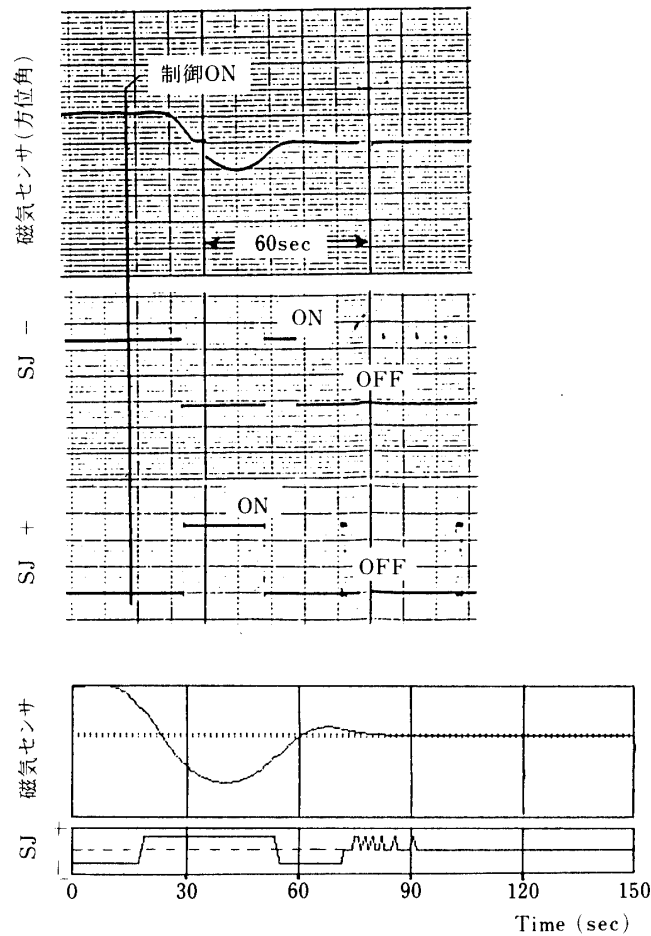


図7 上空における制御応答波形（上）と同一条件でのコンピュータシミュレーション波形（下）
（第1回目の実験）

は、読み取り不可能なほど短かく、後述するようにガス消費量も僅かである。したがって、つりひものよじれによるトルクは小さく、制御への影響は無視できると考えてよい。

4・2・3 微小振動成分

図6のGAセンサのハイゲイン出力を詳細に見ると、第1回目の制御では、制御の過渡状態が収束した後も0.02 rad (P-P)の小さな振動が顕著に残っている。第2回目は0.007 rad (P-P)と小さいがやはり存在する。第3回目の制御応答には見当たらない。この振動の周期は10秒であり、ゴンドラとつりひもの結合点回りの振子運動のものと思われる。この振子運動の要因は次の2つであろうと考えられる。

- (1) 上昇中の気球の激しい回転、揺れ等により発生したもの。
- (2) ゴンドラの内部にはロケットが斜めに取り付けられているので、鉛直軸と慣性主

表 4 制御精度および変動幅

実験	精 度	変動幅 (P-P)
第1回	0.05 rad (2.8°) 以内	0.02 rad (1.2°)
第2回	同 上	0.007 (rad) (0.4°)
第3回	同 上	0

軸は一致していない。このため、SJ 方向制御により Gondra が回転すると鉛直軸以外の軸方向の回転が発生し、振子運動となる。

実際にはこの2つが混存しているが、第1回目と第2回目では、ほぼ Gondra の回転速度が同一でありながら振動の振幅が大きく異なること、および図5の波形の中には含まれていないが、第1回目の制御が開始される以前にも、GA センサ出力中にこの振動が入っている部分があり (Gondra が自由回転をしていて、GA センサの出力が零近傍に来た時の波形の中に)、(1)の要因が主要であろうと考えられる。しかしいずれの場合もその振幅は制御精度要求の範囲内である。もし、気球が水平浮遊高度に達した後、SJ 方向制御を開始するまでに30分以上取ればこの振動成分を減らす上でより有効である。

4・2・4 制御精度

過渡状態を経過した後の制御は、つりひものよじれが僅かに残っているのでほぼ全てにわたり、不感帯の一方の端によっている。制御の途中でよじれが逆になった第2回目と第3回目の場合には、不感帯の反対側に移動しているが、制御が続いている10分間程度の間でせいぜい1回であり、頻繁な移動はない。また不感帯近傍でのリミットサイクルも発生していない。

制御実験中、不感帯の幅にも変化はなく、磁気センサの零点を中心に安定な制御が行なわれていたと考えてよい。3回の制御実験における制御精度と変動幅のまとめを表4に示す。第1回目と第2回目の変動幅は、4・1・3に述べた微小振動成分によるものである。

4・3 ガス消費量

方向制御を行っている間のガス消費量は、ガスボンベ圧力を計測することによりチェックした。また、電磁弁を操作する指令信号もテレメータを通じて伝送しており、ガス噴射時間を知ることができる。3回の制御実験におけるそれらの量を表5に示す。

ボンベ圧力降下より明らかなように、大きな初期 Gondra 角度から出発した第1回と第2回の制御の場合には、Gondra の向きが目標方向に収束するまでの初期制御に全消費量の70%以上を消費している。第3回目の消費量は初期制御と姿勢保持制御とでほぼ同一であるが、これは制御応答からも明らかなように、Gondra の初期角度が極めて小さく、収束時間も短いためである。いずれの場合とも姿勢保持に用いられたガス消費量は僅かである。初期制御と姿勢保持制御におけるガス噴射時間の比較も試みたが、後者の1回の噴射時間幅は極めて狭く、テレメータ波形より読み取ることは困難であった。これらのことから、姿勢保持制御段階ではつりひものよじれによるトルク等、外乱トルク量が十分小さく、制御系を乱していないことがわかる。

表5 ガス消費量

		第1回制御	第2回制御	第3回制御
1) GN ₂ ボンベ圧力	kgf/cm ² G			
開始時	kgf/cm ² G	182	162.2	136.6
終了時	kgf/cm ² G	162.2	136.2	127.6
2) ボンベ圧力降下				
初期制御	kgf/cm ²	19.8	19.5	4.3
保持制御	kgf/cm ²		6.5	4.7
3) 初期制御噴射秒時				
Roll ⁺	sec	20+11.3	27.5	7.6
Roll ⁻	sec	29.8	25.9+16	(8.3)
4) 初期制御全噴射時間	sec	61.1	69.4	(15.9)
5) 全 GN ₂ 消費量	Nm ³	0.693	0.91	0.315

3回の方向制御テストで消費された全 N₂ガス量は約 2 m³であり、この量は全容量 7 m³の 30%弱である。3回の制御時間の合計は 25 分間であって、要求されている制御持続時間をほぼ満していることから、搭載したガスボンベの容量は本実験の目的に適合していることも実証された。

5. ま と め

これまでの科学観測用気球ゴンドラと比べ 10 倍以上の 1000 kg・m²という大きな慣性モーメントを有するゴンドラの方角を制御する手段として開発した SJ 方向制御システムについて述べた。SJ 方向制御は、搭載できるガス容量によって制御持続時間が制約を受けるが、今回適用したゴンドラの目的から、持続時間は 30 分程度でよいため、本システムの適用が図られた。その程度の動作時間でガスを消費してよいため、5 N・m という大きな駆動トルクが得られ、上記のような大型ゴンドラを最大 2～3 分で目標の方向に向けることができる。

本制御システムの予備フライトテストは 1987 年 10 月 3 日に三陸大気球観測所より行なわれ、制御機能の確認が図られた。上空での制御動作テストにおいて、制御システムの全ては正常に動作し、有効なデータが得られた。制御応答特性、精度等は設計通りであった。つりひものねじれが制御動作におよぼす影響も小さく、実質的には何ら問題はなかった。多少問題となるのは、周期 10 秒程度の早い微小振動が制御動作中も残っていることである。ただし振幅は最大でも 1 度角程度であるので許容誤差範囲内である。気球上昇中に生じた振動の残留分が主要因であると考えられるので、可能な限りレベル到着後時間を取って方向制御を始めるのがよいであろう。

ガス消費量は、3 回、合計 25 分間の制御実験で全容量の 30%を使った。つりひものねじ

れの影響が少なかったこともあって、要求された制御持続時間にたいし、3倍以上の余裕を有している。

以上の結果から、今回新たに開発し予備フライトテストを行ったSJ方向制御システムは、有翼飛行体の気球を用いた再突入飛行実験におけるゴンドラの方向制御システムとして有効であることが確かめられたといえる。

参 考 文 献

- [1] 藤井正美ほか：ガスジェットコントロール，宇宙航空研究所報告，第5第1号(B)(1969)p. 144.