

# 観測ロケット (K-10-11号機) の姿勢制御

東 口 實 ・ 細 川 繁 ・ 佐 藤 忠 直

## 3-Axis Attitude Control System of a Sounding Rocket (K-10-11)

By

Minoru HIGASHIGUCHI, , Shigeru HOSOKAWA  
and Tadao SATOO

**Abstract:** A 3-axis attitude control system applied to a sounding rocket (K-10-11) achieves its task in the flight experiment of Sept. 24th, 1975. This system can be applied for various attitude control purposes equipped suitable attitude error sensor fitting to the observation.

This system can be considered as in three parts.

- (1) Attitude sensors: providing pitch, yaw and roll attitude error output voltage that has saturation characteristics at 5 volts and appropriate sensitivity about zero error position.
- (2) Attitude stabilization electronics: including 3 rate gyros and control electronics which gives ON-OFF signal that actuate each one of side jets, and maintaining the vehicle attitude within the dead band in the bang-bang control mode.
- (3) H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> side jets: mounting 6 side jets, at the tail of vehicle each having thrust of 300 gr., two of these control pitch motion and four others control yaw/roll motion. Attaching at the middle of the vehicle 2 side jets those have thrust of 2.3 kg each and generate despinning torque before initiating 3-axis attitude control to reduce 2-rps spin of the rocket.

In this paper, flight test results are also shown, and these are so satisfactory for sun and X-ray star observation.

### 概 要

観測ロケット (K-10-11号機) に搭載した三軸姿勢制御装置は昭和50年9月24日に飛しょうし、好成績をおさめた。観測目的に応じた姿勢センサを使用して姿勢制御系を構成できるように計画してある。この系は三つの部分からできている。

- 1) 姿勢センサ: 零位置附近で適当な感度を持ち、±5 Vで飽和する特性を持ったピッチ、ヨーおよびロール誤差電圧を出力する。
- 2) 姿勢安定エレクトロニクス: 3個のレートジャイロとサイドジェット1基ずつをON-OFFする

出力を発生する制御電子回路を持ち、バングバング制御方式で機体姿勢を不感帯内に保持する。

3) H<sub>2</sub> O<sub>2</sub> サイドジェット：機体後端に6基の推力300g<sub>r</sub>のサイドジェットがあり、2基はピッチ制御に、4基はヨー／ロール制御に使用する。中央部にある。推力2.3 kgの2基のサイドジェットはロケットの約2 rpsのスピンを止めて三軸姿勢制御を始めるためのデスピントルクを発生させる。

本稿には飛しょう実験結果を示してあり、太陽およびX線星観測が満足に行われた。

## 1. はしがき

観測ロケットの姿勢を、その塔載観測装置の目的に合わせて高精度で整定する姿勢制御装置は昭和46年9月のK-10-6号機、昭和47年9月のK-10-8号機、昭和50年9月のK-10-11号機で飛しょう実験が行われた。このうちK-10-8号機については姿勢基準となる2自由度ジャイロの機体スピンに対するドリフトが大きくその目的を達成することはできなかった。この他のK-10-6号機、K-10-11号機では観測器を太陽の方向に20'以内の精度で指向させることができた。

一般に観測ロケットの姿勢制御は、観測器の観測方向を所定の方向に向けることが重要である。高精度を望む場合には、観測器の方向誤差を直接に姿勢制御装置の入力として使用することが望ましい。すなわち別に姿勢制御用姿勢センサを設けると、この姿勢センサの基準軸と観測装置基準軸との間の相対関係を確認し、所定の値に調整するAlignmentが必要になり、余分の誤差源を含むからである。

K-10-6号機、K-10-8号機では姿勢センサを含んだものとして姿勢制御装置を一体形式で設計試作したが、K-10-11号機では姿勢センサと姿勢安定装置とを独立のものとしてできるように計画し、設計した。観測ロケット用姿勢制御装置の目的を十分に達成するためには、観測器の形態、仕様、観測目的に合致した姿勢センサを選定し、この出力として得られる姿勢誤差を零とするように姿勢安定化装置を動作させる。これによって姿勢制御装置を標準化でき、多種多様の観測目的に対して、適用できる姿勢制御系を用意できる。

本稿はK-10-11号機において飛しょう試験を行なったシステムについて紹介する。

## 2. 姿勢制御系

### 2.1 機体姿勢の決定

K-10-11号機は太陽紫外スペクトルの観測器および宇宙X線の観測器を塔載して居り、それぞれ観測の精度を高めるために、太陽方向およびX線源(CYG X-1)の方向に出来るだけ長時間観測器の方向を保持していることが要求される。

この時太陽方向は、太陽センサを使用することによりロケットの飛しょう時期に無関係に検出し、また誤差を知ることができる。しかしX線源の方向は天球上でさらにもう一つの方向を指定することになり、これに利用できる太陽に匹敵する確実さを持つ基準物は容易には得られない。考え得るものとして(1)ジャイロスコープ、(2)地磁気ベクトル方向、

(3)地球水平線がある。このうち(1)のジャイロスコープは、K-10型ロケットの第2段がスピン安定によって飛しょうするため、これによるドリフトが生ずるものと考えられる。

このドリフトは十分な地上試験によって推定は可能であろうが、推力飛行中の加速度が大

きい状態での値は飛しよう試験の結果を持たねばならない。このことがK-10-8号機の飛しよう実験結果の不調の最大の原因であり、現在の所充分期持に感じ得る実験に使用可能な簡単なジャイロは入手は困難であろう。

(3)の地球水平線は、二方向に対する相対値から地球中心方向に対するロケットの軸の方向を測定できる。しかし高度が300km以下では、地球の視角が約 $73^\circ$ を半径とする円となり、適当な走査を行なうか、あるいは広角の地球水平線センサを用意しなくてはならない。

ロケットの場合、測定は少なくとも1秒以下で行われることが必要であり、走査はかなり困難である。

K-10-11号機では(2)の地磁気ベクトル方向を使用して、ロケットの姿勢を定めた。

ロケットの姿勢は機軸が太陽方向に一致し、ロケットの側面(地磁気センサと機軸とで定まる面に平行な面)が地磁気ベクトルと直交するように制御される。

## 2.2 姿勢制御系の構成

観測目的にしたがって最も適した姿勢測定が行なわれ、それを受けて姿勢を目標状態に制御し、安定にこれを保持する安定制御装置を用意する立場から制御系の構成を定めた。図1は構成を示したものであり、姿勢測定を行ない誤差を出力する姿勢検出部、姿勢角誤差と姿勢角変化とからサイドジェット駆動電気信号を発生する安定制御電子回路(制御エレクトロニクス部、CNE)、および三軸制御開始のためのデスピソおよび制御を行なう過酸化水素サイドジェットの三つの部分から構成されている。

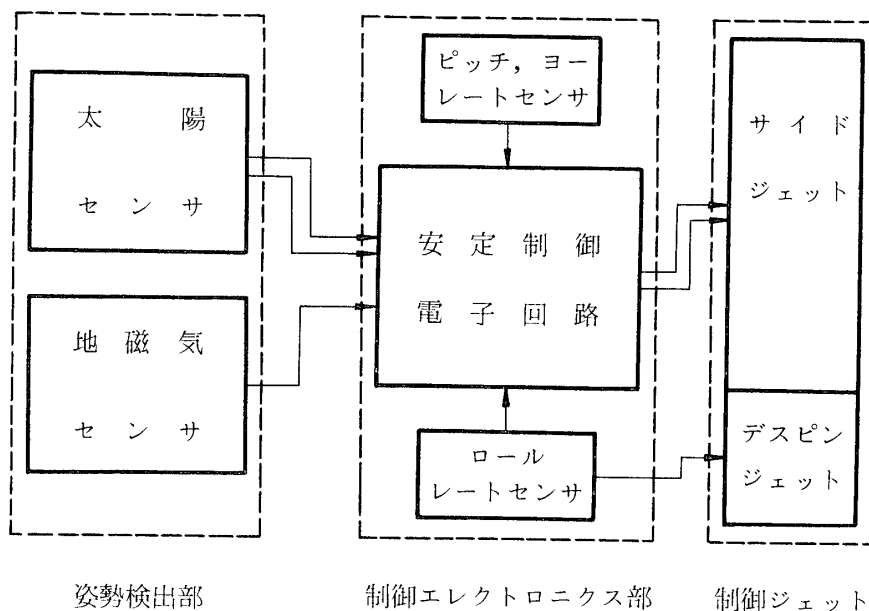


図1 姿勢制御系の構成

これはまた姿勢制御装置の分割単位とも考えてよく、それぞれの部分について、個々に特性を規定し、製作して試験した後総的に組み合わせる。K-10-11号機では姿勢検出部を西研究室(東京天文台)で担当し、安定制御電子回路を東口研究室および三菱プレジジョン

株式会社で、過酸化水素ジェットを長友研究室および三菱重工業株式会社長崎造船所で担当している。

### 2.3 姿勢制御系の基本設計

姿勢制御系はロケットの機体に固定した直交する三つの軸のまわりの姿勢角について制御する。この姿勢検出軸と制御用サイドジェットの軸との関係、および配置は図2に示す通りである。

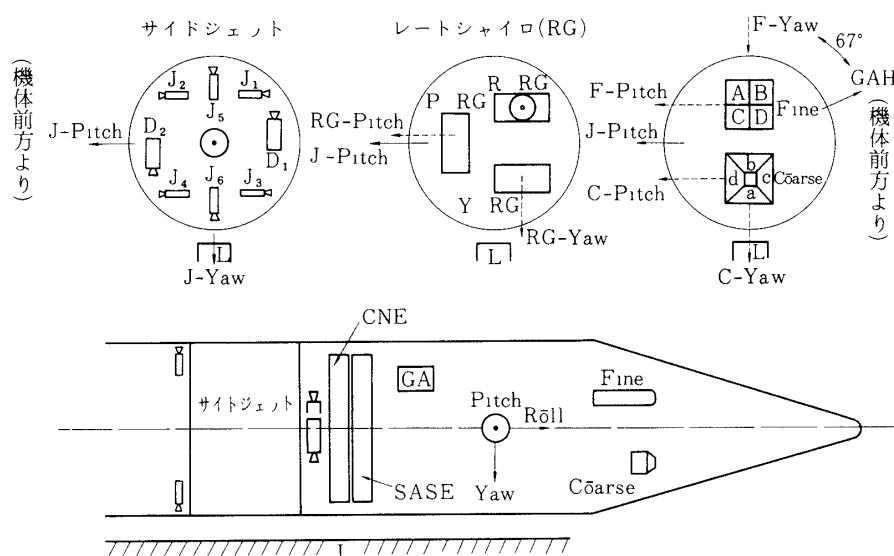


図2 K-10-11号機姿勢制御系の配置

ロケットの機軸方向をロール軸、この軸に直交し、ランチャ上で水平、右向きをピッチ軸、ロール軸およびピッチ軸に直交して、ランチャ上で下向をヨー軸と呼ぶ。姿勢制御はこのロール軸、ピッチ軸、ヨー軸に関してそれぞれ独立に行なわれる。すなわち機首が上を向いた状態がピッチ角が正の状態であり、この時制御用サイドジェット  $J_6$  が作動して機首を下向きにする動作を行なう。また機首が右を向いた時がヨー角が正であり、この時制御用サイドジェット  $J_2$ 、 $J_4$  が作動して機首を左へ補正する動作を行なう。ロールに関しては機体後方より見て時計まわり (CW) がロール角が正であり、図のGAHベクトルと機軸とを含む平面内に地磁力線があってGAH出力が零となるように  $J_1$ 、 $J_4$  または  $J_2$ 、 $J_3$  の制御ジェット対が作動して姿勢をかえる。

図3は制御信号の流れを示した系統図である。太陽センサからは機体の上下方向 (ピッチ) 左右方向 (ヨー) に関する姿勢誤差が得られる。一方地磁気姿勢計 (GA) からは回転 (ロール) 誤差信号が得られる。これらの信号はいずれも安定化のための姿勢角変化速度測定用のレートジャイロ出力信号と適当な比率で加算し、その出力が不感帯幅  $\Delta$  をこえた時に制御ジェットを作動させる。すなわち姿勢角誤差を  $\theta_a$ 、姿勢変化速度を  $\dot{\theta}_a$  とすると

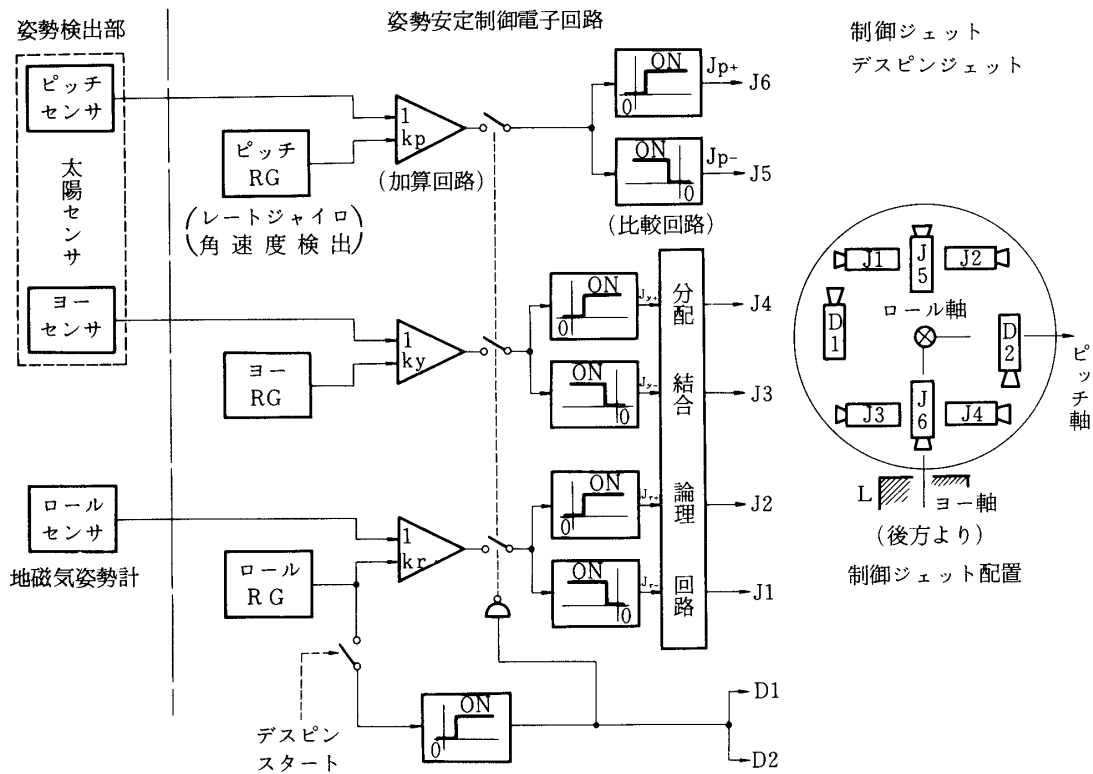


図3 系統図

$$\begin{aligned} \theta_a + k_a \dot{\theta}_a \geq \Delta_a \text{ ならば } J_{a+} : \text{on} \\ |\theta_a + k_a \dot{\theta}_a| < \Delta_a \text{ ならば } J_{a+}, J_{a-} : \text{off} \\ \theta_a + k_a \dot{\theta}_a \leq -\Delta_a \text{ ならば } J_{a-} : \text{on} \end{aligned}$$

となる。ここで  $a$  はピッチ ( $p$ )、ヨー ( $y$ )、ロール ( $r$ ) のいずれかを示し、 $J_{a+}$ 、 $J_{a-}$  は対応する修正動作を行なうためのジェットを示す。ピッチ、ヨー、ロールのそれぞれを全く独立に制御するためには8基の制御ジェットが必要である〔1〕が、ヨーとロールとを共用することにより、この姿勢制御装置では制御ジェットは6基となっている。そこで図の分配結合論理回路によって  $J_1 \sim J_4$  の制御ジェットをヨー ( $J_{y+}$ 、 $J_{y-}$ ) とロール ( $J_{r+}$ 、 $J_{r-}$ ) との組み合わせ (表5) に対応させている。

ここで  $k_p$ 、 $k_y$ 、 $k_r$  および  $\Delta_p$ 、 $\Delta_y$ 、 $\Delta_r$  の値は最終の制御誤差および姿勢変化速度の要求から定められる。しかしこの制御が定常状態に入って、振動している状態に対して最適の値では、制御開始当初での大きな制御誤差に対する応答は必ずしもよいとは云えない。

本姿勢制御装置の制御特性の目標値を表1に示す。ここでオフセットは制御応答の中心値 (零点) の誤差であって、姿勢検出部の誤差出力の零点変動、安定化用レートジャイロ出力の零点変動などによって生ずる。この条件と、利用し得る制御ジェットの推力 (300gr) とから  $k_a$ 、 $\Delta_a$  を定めて制御系の定常応答を計算した。これを表2に示す。

表1 姿勢制御の目標性能

		ピッチ	ヨー	ロール
制御の定常 状態での オフセット	走査幅	$\pm 20 \text{ min}$	$\pm 20 \widehat{\text{min}}$	$\pm 1^\circ$
	速度	10 min/sec 以下	$20 \widehat{\text{min}}/\text{sec}$ 以下	—
		$\pm 10$ 以内	$\pm 10 \widehat{\text{min}}$ 以内	$\pm 0.2^\circ$ 以内

表2 K-10-11号機姿勢制御系の定常応答(計算値)

	ピッチ		ヨー		ロール
推力* 1) (kg)	0.39		0.39 X 2		0.39 X 2
モーメントアーム (m)	0.695		0.695		0.14
慣性能率 (kg-m-sec <sup>2</sup> )	5.37		5.37		0.615
角加速度 (deg/sec <sup>2</sup> )	2.89		5.78		5.09
不感帯幅 ( $\Delta$ ), (deg)	0.34	1.45	0.34	1.45	10.2
制動比 ( $k$ ), (sec)	0.24	1.02	0.24	1.02	0.3
走査幅 ( $\widehat{\text{min}}$ )	$\pm 19$	$\pm 80$	$\pm 18$	$\pm 74$	$\pm 66$
走査速度 ( $\widehat{\text{min}}/\text{sec}$ )	8.7	7.2	17	14	29
周期 (sec)	9.0	44.5	4.3	20.5	9.3
Duty	0.0223	0.0037	0.0469	0.0082	0.02
姿勢誤差感度 (V/deg)	2.5	0.588	2.5	0.588	0.5
オフセット (rms), ( $\widehat{\text{min}}$ )	5.3		5.3		9.4

\* 1) 過酸化水素ジェットの場合、真空中では推力が空気中の約30%増となる。

姿勢制御は姿勢誤差が非常に大きい ( $30^\circ \sim 40^\circ$ ) 状態から始まり、約10~15秒後に姿勢誤差が  $0.5^\circ$  以下の状態になる。制御系としてはこの最初の10秒間は引込制御で、姿勢誤差感度を  $0.59 \text{ V/deg}$  として飽和をさせ、また制動比  $k = 0.74 \text{ sec}$  と大きくして行き過ぎを生じないようにし、引込時間を短かくした。ピッチ、ヨーに関して姿勢角誤差が  $2^\circ$  以下、角速度が  $2^\circ/\text{sec}$  以下になった時に、表2に示した定常状態の制御となるように切替えている。

表2のピッチ、ヨーそれぞれの右側は参考のために切替が行なわれなかった場合の特性の計算値を示したものである。またシミュレーション例を図4 a, bに示す。

ロケットの機軸は制御のリミットサイクルによって天空を走査するので、この走査の位相を制御することは困難であり、振幅周期も制御ジェットの推力、機体の慣性能率、重心位置の変化によって影響を受ける。後の実験データに示すように必ずしもきれいなリミットサイクルが得られているわけではない。

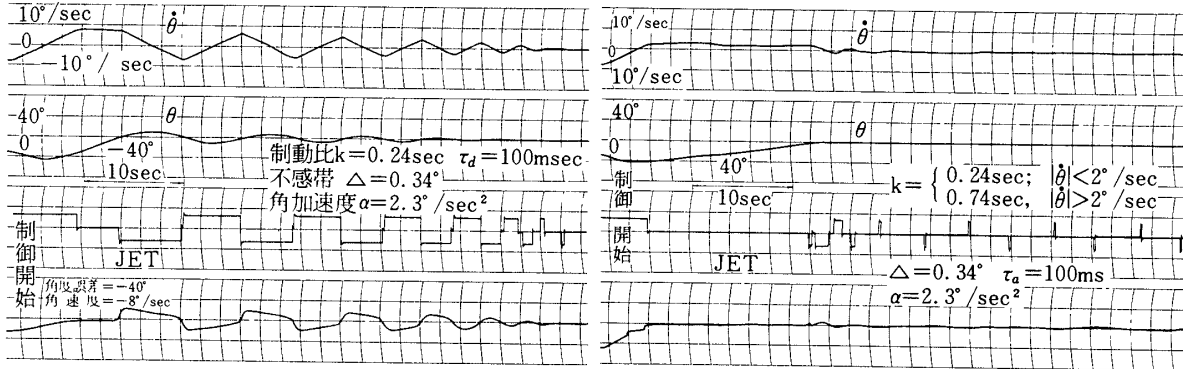


図 4 a ピッチ引込制御計算例  
kの切替がない時

図 4 b K-10-11号機ピッチ引込制御計算例  
kを切替えた時

### 2.4 姿勢制御装置の動作シーケンス

K-10型ロケットは2段ロケットで、第1段は尾翼安定、第2段はスピン安定によって飛ばしようにさせている。姿勢制御および観測は発射後46秒の第2段燃焼終了、開頭後に開始するが、この時には約2rpsのスピンを保持して居り、制御ジェットのみで三軸制御の状態にするにはロール（スピン）制御の影響が大きい。そこで頭胴部と第2段モータを切断し、デスピジェット（図3：D<sub>1</sub>, D<sub>2</sub>）により頭胴部のスピン速度を約10°/secまで下げ、その後三軸制御を開始する。この時間は約10秒間であり、デスピン用ジェットの停止信号はロール角速度検出用レートジャイロによって与えられる。この信号は同時に三軸制御開始信号となっている。この制御開始信号は、何らかの異常によってデスピン動作が不完全であったような場合には、直接に外部から与えられて、制御動作を始めさせる。

制御動作は、前節で述べたようにまず引込制御モードに入る。ここでまず姿勢誤差が2°以下、姿勢角変化速度が1.4°/sec以下になるまで制御を行ない、この後定常状態の精密制御モードに切りかわる。

姿勢制御は制御ジェットの燃料である過酸化水素が消費しつくされるまで行われる。

### 2.5 姿勢制御装置各部の特性

#### 2.5.1 姿勢検出部

a) ピッチ，ヨー姿勢（太陽センサ）〔2.3〕

姿勢検出用太陽センサは±90°の範囲を検出する粗太陽センサと、視野が±8°で、零点附近の精度を上げた望遠鏡形式の精太陽センサと使用している。これは、制御開始時の引き込みを容易にするため、地球の反射の影響を除くよう考慮されている。

ピッチ，ヨー姿勢誤差は図2の配置の太陽センサ出力について表3の加減算を行なって計算を行なって計算できる。この出力は太陽光の強度によって変化し、したがって誤差電圧出力と誤差角との関係も変動する。この変動については地上における校正測定から外挿して、

太陽センサ前置増幅器の利得を決定する処置をとった。

また一方粗センサと精センサとはその出力を加算することで合成し、図5に示すように、ロケットの姿勢が精センサの範囲に入ったことを、粗センサ出力の低下と精センサ出力の増加との両方の条件で確認して粗センサを切り離している。これによって誤差角に対する誤差電圧の係数は変化するが、制御系としては特に問題にならない。

ピッチ、ヨー姿勢誤差電圧出力が次の条件を満足するように設計された。

- (1) 零点附近誤差電圧出力：2.5 V/(degree)
- (2) 姿勢誤差が $\pm 2^\circ$ から $\pm 90^\circ$ の間で出力： $\pm 4$  V以上 $\pm 5.5$  V以下（複号同順）
- (3) 出力零点変動： $\pm 167$  mV ( $\pm 4$  min) 以下

b) ロール姿勢（地磁気センサ）[4]

地磁気姿勢計のGAH出力を使用することとした。ロールの零位置は地磁気センサの検出軸の取付方向によって定まる。K-10-11号機では図2の配置に示すようにランチャ上での機体上方から右側（機首より見て） $67^\circ$ の面内に地磁気磁力線があるときに、GAH出力が零になるように取り付けられた。

したがって図2で図示した機軸を含む $67^\circ$ の面に地磁気磁力線がある場合に対して反時計方向（機首より見て）のときに、ロール姿勢誤差は正と定義している（制御系では回転を後から見ているので）。この場合も同じく磁界の大きさによって誤差電圧と誤差角との関係は変動するが、10%程度の偏差で定めれば充分である。

ロール姿勢センサとしての設計条件は次の通りである。

- (1) 零点附近誤差電圧出力：0.5 V/(degree)
- (2) 姿勢誤差が $\pm 10^\circ$ 以上の時、出力は $\pm (5 \pm 0.5)$  V、ただし姿勢誤差が $180^\circ$ の附近では出力電圧は下ってもよい。
- (3) 出力零点変動： $\pm 50$  mV ( $\pm 0.1^\circ$ ) 以下

## 2.5.2 姿勢安定制御電子回路 [5]

これは制御エレクトロニクス部とも呼ばれている。姿勢検出部で検出された姿勢誤差を零

表3 姿勢誤差の計算

	ピッチ姿勢誤差	ヨー姿勢誤差
粗センサ	$a - b$	$c - d$
精センサ	$-(C+D)$ $+ (A+B)$	$-(B+D)$ $+ (A+C)$

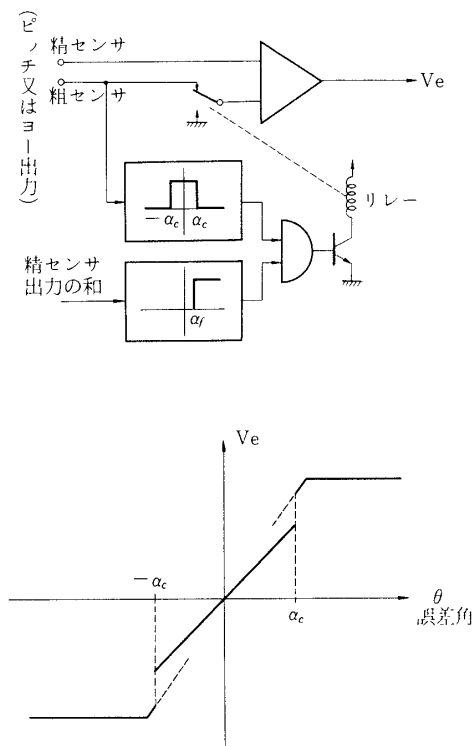


図5 太陽センサ精粗の切替



にように、機体の姿勢を変化させまた安定に保持する機能を持つ。ピッチ、ヨー、ロールの三軸について、同一の形式の中央に不感帯を持つON-OFF制御系(図6)をそれぞれ構成している。図6は真空中で動作する飛しよう体の姿勢制御系の一軸に関する動作系統を示したものであり、衛星のガスジェット制御系も同じである。姿勢誤差と、安定な制動のきいた制御応答を得るための姿勢角変化速度(レートジャイロ出力)との和の大きさが不感帯幅 $D$ 以下の場合にはアクチュエータの推力を零にして自由運動をさせ、和が $D$ より大きい場合には姿勢が零位置へ向うようにアクチュエータを動作させる。姿勢変化速度が大きい( $(\dot{\theta}_s/k < \dot{\theta}_s)$ よりも)時には姿勢誤差に関係なく速度を小さくするように動作する。

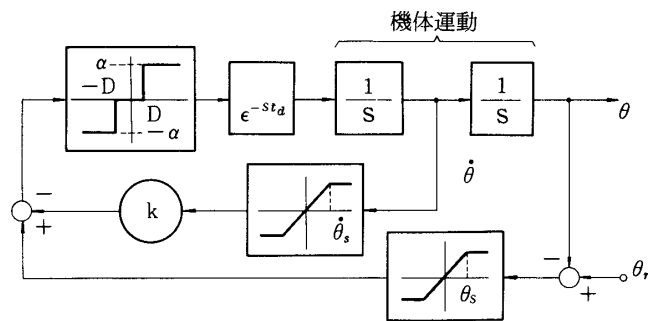


図6 姿勢制御の動作系統図

この制御系により、機体の姿勢はピッチ、ヨー、ロールそれぞれの軸のまわりで不感帯幅(± $D$ )の間を制動比( $k$ )で定まる速度で揺動している。これが観測方向の走査幅と速査速度に対応する。各軸についての設定値は表4に示す通りで、機体姿勢は表2に示す特性を持つように定められている。

ここでレートジャイロ出力の零点残留電圧、加算補償増幅器の零点ドリフトのために姿勢誤差を零とする位置が影響を受ける。表4の零点変動はこれを示したものであり、さらに太陽センサ信号処理回路のドリフトを含めて表2に示した姿勢誤差の零点のオフセットがみこまれる。

表4 姿勢安定制御部の制御パラメータ

	不感帯幅(D)	制動比(k)	零点変動
ピッチ	0.85V	0.6 V/(deg/sec)	0.14V (3.4')以下
ヨー	0.85V	0.6 V/(deg/sec)	0.14V (3.4')以下
ロール	0.6 V	0.15V/(deg/sec)	0.06V (0.12°)以下

ピッチ，ヨー，ロール各軸について得られたON-OFF信号は対応するアクチュエータ（サイドジェット）の推力をON-OFFする。K-10-11号機では，ヨーとロールとが組合わせ動作を行なうようになって居り，図2に示した $J_1 \sim J_4$ の4基のサイドジェットを表5の組合せで動作させる。

表5 制御ジェットの動作

作 動 指 令				作 動 ジェット			
$J_{y+}$	$J_{y-}$	$J_{r+}$	$J_{r-}$	$J_1$	$J_2$	$J_3$	$J_4$
ON	—	—	—	ON	—	ON	—
—	ON	—	—	—	ON	—	ON
—	—	ON	—	—	ON	ON	—
—	—	—	ON	ON	—	—	ON
ON	—	ON	—	—	—	ON	—
ON	—	—	ON	ON	—	—	—
—	ON	ON	—	—	ON	—	—
—	ON	—	ON	—	—	—	ON

\*1) — はOFFを示す。

\*2)  $J_{a+}$ ,  $J_{a-}$  は同時にONとなることはない。

\*3)  $J_{p+}$  は  $J_6$  に,  $J_{p-}$  は  $J_5$  に常に対応しているの  
で表からは省略した。

タイマからのデスピン開始信号が入って来ると，まずロールレートジャイロによるスピンレートの計測を開始し，同時に大推力のデスピン制御ジェット電磁弁を開く。

スピンが減速し，ロールレートジャイロ出力が $10^\circ/\text{sec}$ 以下になるとデスピン制御ジェットを閉じ，小推力(300gr)の制御ジェットによる三軸姿勢制御を開始する。何らかの異常があってロールレートジャイロ出力が $10^\circ/\text{sec}$ 以下にならない場合にそなえて，タイマから12秒おくらせて姿勢制御スタート信号が送られても三軸姿勢制御は開始するが，通常はデスピン終了の検出が早いので，これで三軸姿勢制御は始まる。

三軸姿勢制御開始の時には機首方向は $30 \sim 40^\circ$ の誤差を持つ状態にあり，定常状態を最適にする制御パラメータでは行きすぎが多くなるなどの欠点がある。そこでレートジャイロ出力により角速度饋還比を切りかえて〔5〕最適制御切替線に近い状態にしている。

姿勢安定制御部で測定されるロケット機軸まわりの角速度三成分，入力として受けている姿勢誤差，出力である制御ジェットへの指令とその動作状態，制御電子回路の電源などの状態は内部の信号変換処理回路で7個のチャンネルにまとめられ，PCMテレメータを通して地上で受信している。

### 2.5.3 サイドジェット装置 (CNエンジン部)〔7,9〕

頭胴部の一部になっていてこの上に制御エレクトロニクス部，太陽センサエレクトロニクスなどが取付けられる。したがって姿勢センサ本体を除いて制御系を一体として組上げ，試験することもできる。過酸化水素を燃料とするピッチ，ヨー，ロール三軸制御可能なジェットを下部に組合わせ，また上部には推力が大きいデスピジェット2基を塔載している。

サイドジェットは燃料の過酸化水素( $\text{H}_2\text{O}_2$ )を触媒で分解させて高温，高圧のガス(水蒸気)を発生する高温ガス方式のジェットである。燃料はステンレスタンクの内部に隔膜をおいて蓄積されて居り，これを $\text{N}_2$ ガスで加圧して押し出す方法をとっている。 $\text{H}_2\text{O}_2$ は反応室の直前にある電磁弁で常時は停止しているが，制御信号により電磁弁が開くと反応室で

分解して、高温水蒸気となって噴射し推力を生ずる。

表 6 過酸化水素ジェットの特徴

諸元 エンジン	推 力 <sup>*1)</sup> (kg × 基)	作 動 時 間 (sec)	慣 性 能 率 <sup>*3)</sup> (kg-m-sec <sup>2</sup> )	モーメント アーム(m)	角 加 速 度 (rad/sec <sup>2</sup> )
デスピ	3.3 × 2 (2.3 × 2)	10.5 <sup>*4)</sup>	0.615	0.165	1.77 (1.23)
三 軸 制 御	ピッチ	0.43 × 1 (0.3 × 1)	220sec (3基, 連続)	5.37	0.663
	ヨー	0.43 × 2 (0.3 × 2)			
	ロール	0.43 × 2 (0.3 × 2)	0.615	0.140	0.196 (0.137)

- \* 1) ( ) 内は地上における値.
- \* 2) 総推力 = 450 (320) kg - sec
- \* 3) 慣性能率は計算値である.
- \* 4) 初期スピンのとき.

エンジン部は図7に示すように外径414mm、長さ410mmの円筒形ステンレス製胴体内に容量1.2lの過酸化水素タンク2個と容量0.33lの加圧用窒素ガスタンク2個を収容

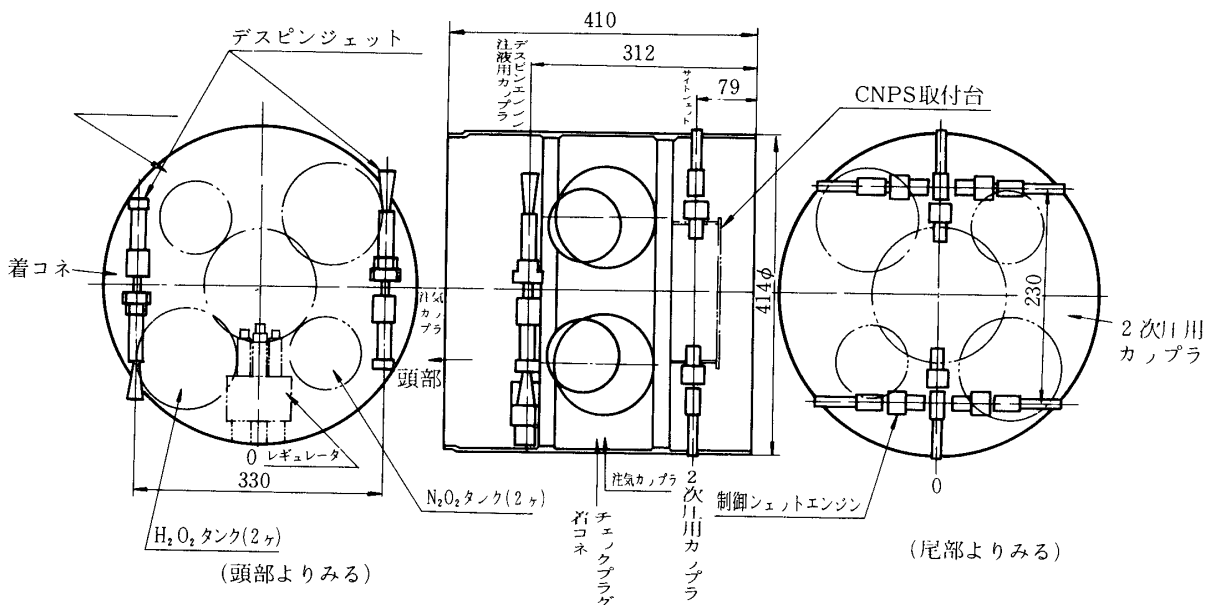


図 7 a K-10-11号機制御エンジン全体概要図

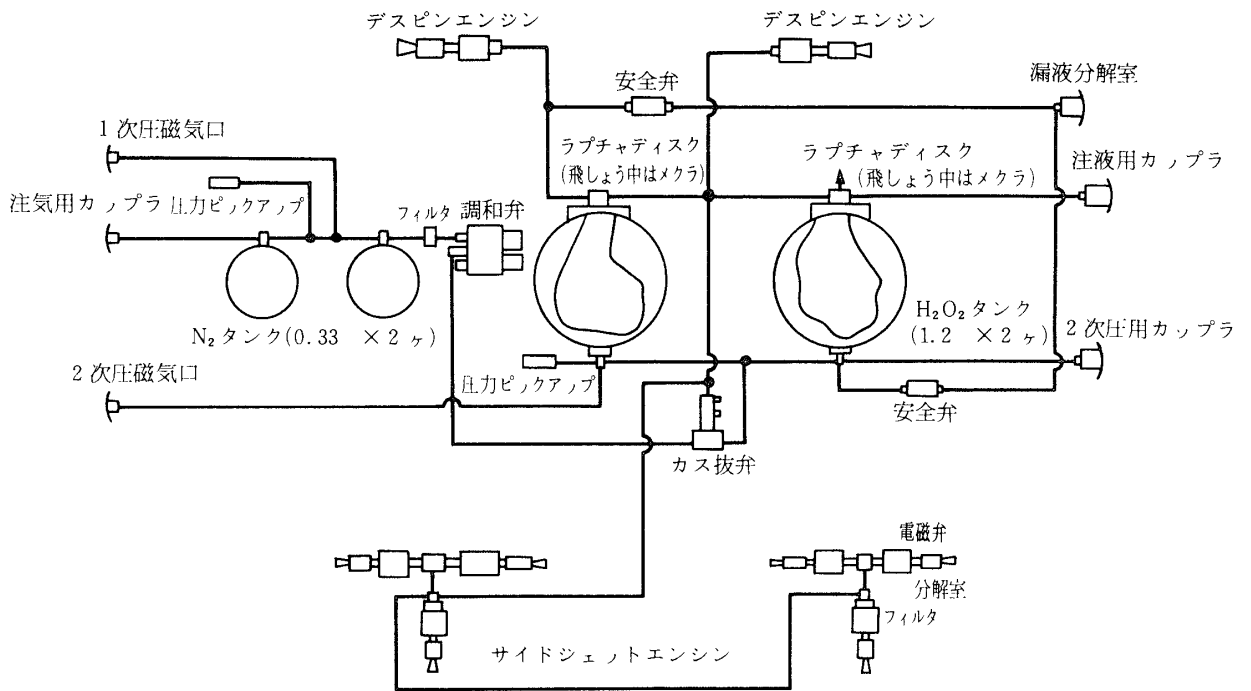


図 7 b K-10-11号機制御エンジン配管図

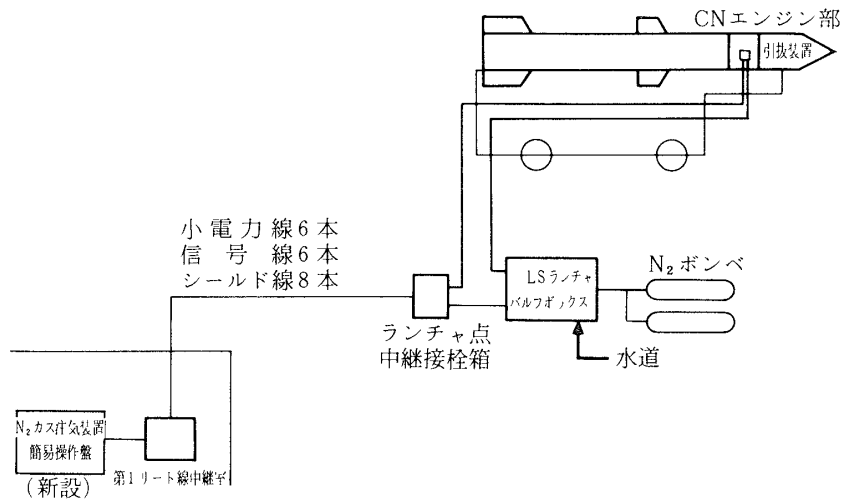


図 8 K-10-11号機制御エンジン用加圧窒素注気装置概要図

して、両端にデスピンの2.3 kg 推力のサイドジェット2基と三軸制御用の0.3 kg 推力のサイドジェット6基とをそれぞれ取付けてある。この燃料(2.4 l)によって320 kg-secの総推力を発生させる。

過酸化水素ジェットは表6に示す諸元を持っている。作動時間は制御開始の時の初期条件で変化する。表に示した値はむしろ悪い場合であり、三軸制御の場合の作動時間は400秒以上とみこまれる(定常状態になった時の作動時間比は最大10%程度であるので)。

燃料の過酸化水素は発射作業の中間(約2時間前)に注液し、発射直前に加圧用窒素ガスを封入する。そこで図8に示す遠隔操作の窒素ガス封入装置を使用している。同時に事故時の過酸化水素稀釈用として水を噴射できるように、水道配管をしている。

#### 2.5.4 姿勢制御系の動作の監視

表7に示すようにPCMテレメータの×2を2チャンネル、ノーマルを4チャンネル、×(1/4)を4チャンネル使用して姿勢制御系の各部を監視している。ここでCNは制御、SASEは太陽センサエレクトロニクス部、Yはヨー、Pはピッチ、Rはロール、RGはレートジャイロ出力(角速度)である。

表7 K-10-11号機姿勢制御系用テレメータチャンネル

Word No.	DATA
W 36 (×2)	(CN-2)/P, (SASE-Y)/P
W 37 (×2)	CN-1, commutator
W 62	CN-3, SASE-P
W 65	CN-4, SASE-HK
W 66	CN-5, Jet command / Ans., No. 1
W 67	CN-6, Jet command / Ans., No. 2
W 106 (×1/4)	CN-10, R-RG
W 107 (×1/4)	CN-8, P-RG
W 205 (×1/4)	CN-9, Y-RG
W 206 (×1/4)	CN-7, Y-Error

### 3. 飛しよう実験結果

K-10-11号機は昭和50年9月24日14時00分に発射された。ロケットの飛行、塔載機器の作動はすべて正常であった。姿勢制御装置の動作は発射後120.5秒にタイマからの信号によりデスピン制御ジェットの噴射が始まり、その5.4秒後にロールレートジャイロによってスピン速度が10°/sec以下になったことを検出して、三軸姿勢制御に切りかえられた。この時の太陽角は約50°で、初期引き込み制御に約20秒を要し、図9.aに示すように機首方向(ピッチ角、ヨー角)は姿勢誤差が20°角以内の、またロール角は1°以内の定常制御状態になった。これは全飛しよう期間にわたって安定に保持されている。制御開始前の状態は次の通りであった。第2段燃焼終了、開頭(60秒)後、発射後118.5秒に頭胴部が切断され、この時のスピン数は1.57rpsであった。切断時に頭胴部のプリセッションが大きくなってい

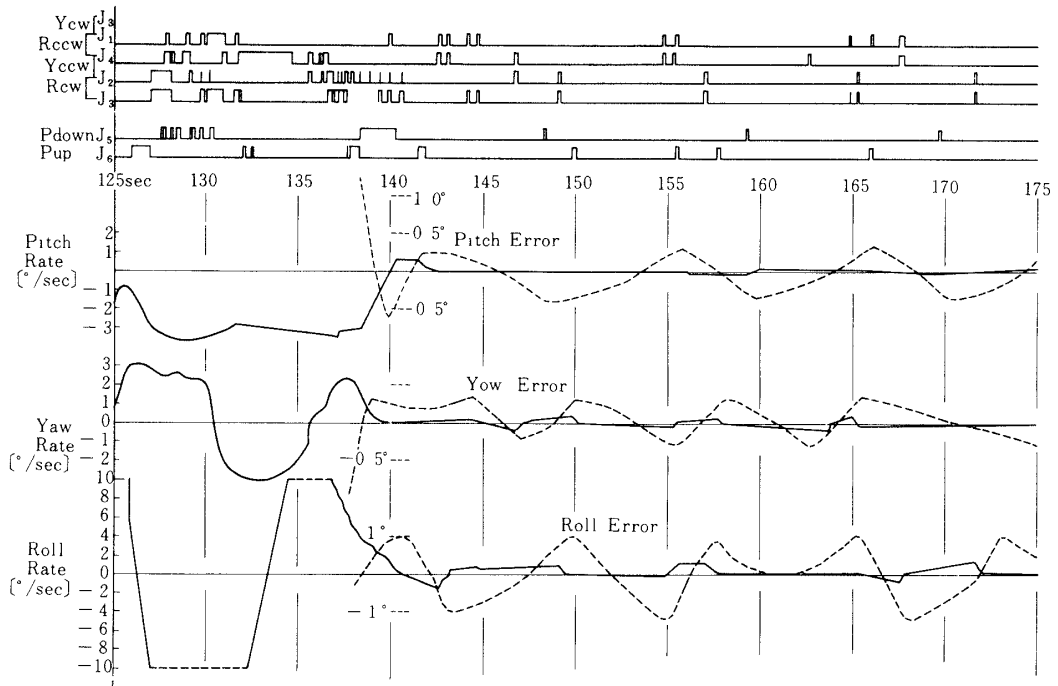


図 9 a K-10-11号機の姿勢制御

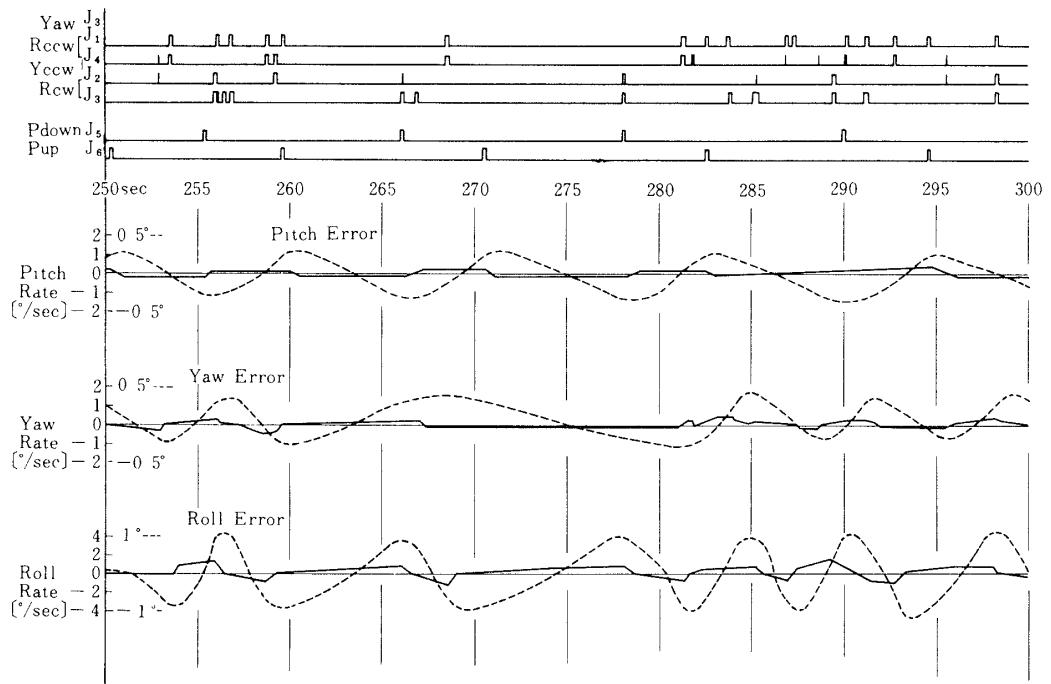


図 9 b K-10-11号機の姿勢制御

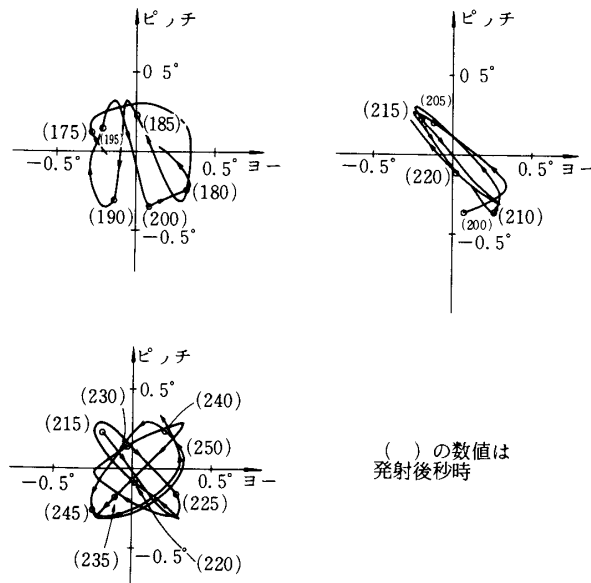


図 9c K-10-11号機頭胴部機首の運動(発射後175秒~250秒)

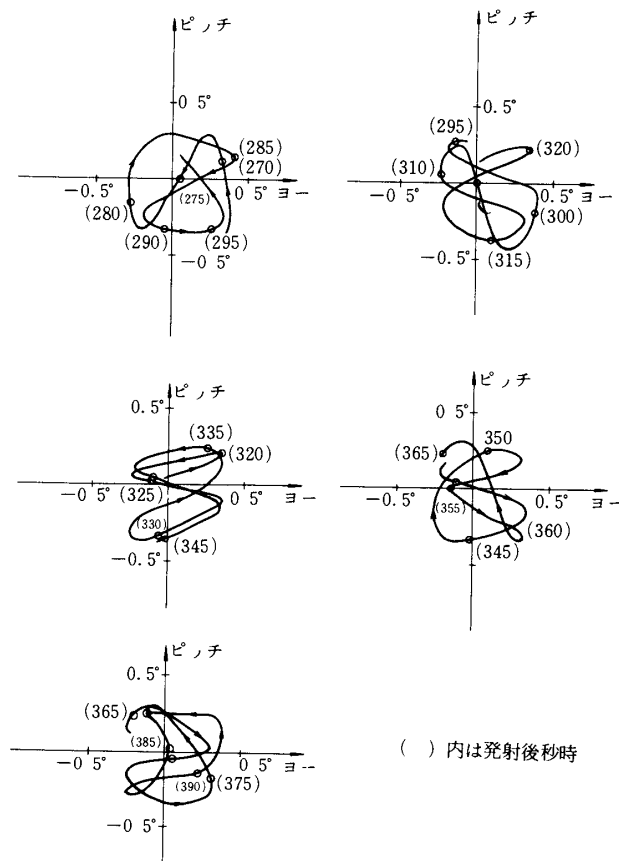


図 9d K-10-11号機頭胴部機首の運動(発射後270秒~390秒)

るが、その後のデスピ動作、三軸姿勢制御の開始は問題なく行なわれている。

姿勢制御に関して、その姿勢の経過を図9a～dに示す。図9aはデスピ停止直後、三軸姿勢制御開始の状態を示したものである。機首方向は発射後140秒には所要の太陽方向から $0.3^\circ$ 以内に入っていたことが、ピッチ角、ヨー角データからわかる。またロール姿勢はかなり行きすぎを生じたが、機首方向とほぼ同時期に定常制御状態に入っている。図9bは制御が充分定常状態に達した250秒～300秒の状態を示している。ピッチ角はほぼ一定の周期を持つが、ヨー角は不規則にみえる。これは制御ジェットをロール、ヨー制御に共用した結果制御動作に結合が生じているためと考えられる。また個々の制御ジェットの推力の大きさが不均一の影響もある。制御の周期は7秒～15秒であり、対応する制御ジェットの1回の動作は50～100msのパルス状で燃料消費は非常に少なかった。図9c, dは図9a, bに加えてピッチ、ヨー軸に関する機首の動きを示したもので、ヨーの周期がピッチ周期のほぼ $1/2$ になっていることが認められる。これはヨー制御ジェットが2基でありピッチ制御ジェットが1基であって推力が2倍になっていることに対応している。制御ジェットについて燃料消費量は表8に示す通りであった。デスピ開始直前のスピ数は1.57rpsであり、燃料消費量からみてK-10型ロケットの最大スピ(3rps)に対しても充分の能力を持っていることがわかる。

表8 制御ジェット飛しようデータ

	機能	時間	推力×時間(消費燃料)		実績 計画
			計画値	実績	
1	デスピ	× + 120 sec   132 sec	4.6 kg × 10.5 sec (0.34 l)	4.6 kg × 5.5 sec (0.18 l)	52.4 %
2	3軸制御	× + 132 sec   417 sec	0.3 kg × 960 sec (2.06 l)	0.3 kg × 32.4 sec (0.07 l)	3.4 %
	総計		336 kg・sec (2.40 l)	35.0 kg・sec (0.25 l)	10.4 %

(注1) 3軸制御の消費量をP, Y, Rに分ければ次のとおりである。

$$P = 1.6\%, \quad Y = 2.2\%, \quad R = 6.6\%$$

#### 4. 結 言

観測ロケット用姿勢制御装置は観測対象および塔載観測装置から希望される姿勢にロケット機体姿勢を制御することを目的とする。したがって姿勢検出器は観測目的に応じて適当な方式のものを選択し、妥当な精度を持たせた方がよい。このようなことから姿勢安定制御を行なう部分をできるだけ汎用のもので、集約標準化されたものとするをK-10-11号機に対して試みた。

制御動作に関しては充分の性能を発揮し、その目的は達せられたとあってよい。しかし実



際の機体姿勢は観測器の姿勢検出器(アスペクトメータ)で測定された方向と比較すると20°角の誤差を持つことが明らかとなっている〔2,3〕。これは制御系用太陽センサの感度が不均一であったために生じたものと推定されている。

特に高精度の観測を指向する場合に、制御系用の姿勢検出器はそのために設けるのではなく、観測装置の一部として計画し包含することが必要である。すなわち観測がその目的の方向で行なわれる時に出力が零となり、姿勢がその方向から異なる時に正、負の極性を持つ電圧を出力する姿勢検出器を観測装置の一部として考えることが望ましい。このことにより効果的な観測が可能となるであろう。

終りにのぞみK-10-11号機の実験、本報告のまとめにあたって御援助をいただいた本研究所小田教授、松岡助教授に深く感謝する。また野村教授、秋葉教授、石谷助教授には姿勢制御装置の構成にあたって有益な御意見をいただき、また御援助をたまわった。制御ジェット担当は三菱重工、長崎造船所である。他にも御援助、御協力いただいた方々も多い。ここにあつく御礼を申し上げる。

1976年10月5日 計測部

#### 参 考 文 献

- [1] 東口, 石谷, 佐藤: M-4 S ロケットの制御, 宇宙研報告, Vol 11, No. 1(B), pp 179 ~ 206 (昭50/3)
- [2] 東口, 小尾, 吉本: K-10-11号機太陽センサデータ処理回路, 宇宙研報告, 本号
- [3] 西, 東, 山口: 姿勢制御用太陽センサの指向性について, 宇宙研報告, 本号
- [4] 青山, 遠山, 田中: K-10-11号機地磁気姿勢センサ, 宇宙研報告, 本号
- [5] 東口, 辻本, 平岡: 観測ロケット用姿勢安定制御装置について, 宇宙研報告, 本号
- [6] K-10-11号機飛しよう実験計画書, 本研究所 SES データセンタ, SES-TN-75-061 (昭50/9)
- [7] 長反, 秋葉, 東口, 上杉, 船越, 笠井: M-4S, CNエンジン部について, 宇宙研報告, vol 11, No. 1(B) pp 207~251, (昭50/3)
- [8] 東口, 白田: 太陽指向観測ロケットの姿勢制御, 電子通信学会, 宇宙・航行エレクトロニクス研究会資料, SANE 73-2 (昭48/4)
- [9] K-10-11飛しよう試験, CNS J 部飛しようデータ解析, 三菱重工業株式会社長崎造船所特殊機械部, N 97-24 M-0351