てオン・ラインでモデル・フォロイングを実行した。特に、測定できない状態量を推定するオブザーバの設計では、収束の速い推定機構の構成を検討し、さらに飛行条件によって変化しやすいパラメータ変動によるオブザーバ機構および全体のモデル・フォロイング系の応答を具体的な航空機モデルの数値を用いてシミュレートした。パラメータ感度を低減して閉ループ特性を改善させる方策として P-I-制御系設計を検討して、その効果を具体的な計算例で示した。積分動作を挿入することによってオブザーバを含む閉ループ系のパラメータ感度はかなり改善されることが明らかになったがさらに厳密には未知パラメータの同定と測定不可能な状態の推定とを含む“適応オブザーバ”の設計が不可欠のように思われるが、この方面の研究に関しては別の機会に報告する予定である。

参 考 文 献

- 1) A. C. CONVERSE: Optimization, Holt, Rinehart and Winston Inc., 1970.
- 2) 市川, 金井, 大島: パラメータ最適化法による最適制

- 御理論及びその航空機最適制御設計への応用, 航空学会誌, Vol. 17, No. 186, July 1969, pp. 259~266.
- 3) S. J. ASSEO: Application of Optimal Control to Perfect Model Following, J. Aircraft, Vol. 7, No. 4, July-Aug. 1970, pp. 308-313.
 - 4) 金井, 足立, 塚原: モデル規範型適応制御手法による航空機飛行制御系の構成, 第13回 SICE 学術講演会予稿集, Aug. 1974, pp. 265-266.
 - 5) D. G. LUENBERGER: An Introduction to Observer IEEE Trans. on Automatic Control, Vol. AC-16, No. 6, Dec. 1971, pp. 596-602.
 - 6) R. L. CARROLL and D. P. LINDORFF: An Adaptive Observer for Single-Input Single-Output Linear Systems, IEEE Trans. on Automatic Control, Vol. AC-18, No. 5, Oct. 1973, pp. 428-435.
 - 7) G. LUDERS and K. S. NARENDRA: Stable Adaptive Schemes for State Estimation and Identification on Linear Systems, IEEE Trans. on Automatic Control, Vol. AC-19, No. 6, Dec. 1974, pp. 841-847.
 - 8) C. A. WINSOR and R. J. ROY: The Application of Specific Optimal Control to the Design of Desensitized Model Following Control Systems, IEEE Trans. on Automatic Control, Vol. AC-15, No. 3, 1970, pp. 326-333.

赤外線によるロケットの姿勢検出*

Attitude Detection for Rocket Using Infrared Radiation

豊 田 実**・石 堂 正 弘**

Minoru TOYODA, Masahiro ISHIDO

飯 野 博 司***

& Hiroshi IINO

Abstract

The attitude of a rocket is determined by two kinds of angle which are formed between the axis of a rocket and two standard lines. The one is a pitch angle, and the other is a yaw angle.

In this paper, the method of the design of a horizon sensor device to determine a pitch angle, the observed results using it and the discussion on them are reported.

The output of this device is remarkably affected by the several factors such as the time constant of a sensor, the altitude and the attitude of a rocket and the setting angle of a sensor for a rocket. So that, making these factors as parameters, the method of the design for the optical system and the amplifier of this device

were studied.

Two horizon sensor devices designed based on these results were boarded on the rocket L-3H-7 and the rocket K-10-10 respectively. The observed results by these two devices gave not only the pitch angles of two rockets, but also the temperature distribution of the earth from which the yaw angles were gained.

1. ま え が き

ロケットの姿勢検出には目的が二つある。その一つはロケットの姿勢制御であり、他の一つは各種の搭載機器（たとえばX線星観測用、宇宙赤外線観測用などの機器）への姿勢データの供給である。姿勢検出センサとしては、地磁気センサ¹⁾、地平線センサ、サン・センサ、スター・センサ等があり、通常これらのうちの二つを組み合わせることによってロケットの姿勢を知ることができる。われわれは、このうち地平線センサについて検討し、実験を行ってきた。地平線セ

* 昭和49年10月22日 第18回宇宙科学技術連合講演会で講演, 昭和50年4月4日原稿受理

** 神戸大学工学部計測工学科

*** 古野電気株式会社 (ただし神戸大学大学院工学専攻科在籍中に本研究に従事)

ンサとは赤外線検出器を用い、地平線での赤外線量の変化に基づき、ロケットの位置での天頂とロケットのなす角度（すなわちピッチ角）を検知するセンサである。ただし、われわれは光学系の波長帯域を適当に広くして地表信号をもとらえることにより、ピッチ角のほかにヨー角（ロケットのスピンの軸と軌道とのなす角の水平面に対する射影）をも求めうることを見出したので、以下これらについて述べる。

第2章においては、まず地平線センサとしての装置の設計方法について述べる。この場合、二つの問題点がある。その一つは装置の増幅器の利得設定であり、これは最終的には地上実験、いいかえると地上でのシミュレートにより決定される。他の一つはセンサのロケットに対する設定角であって、これはピッチ角の精度に大きな影響を与えるのみならず、設定角がロケットの飛しょう状態に適合していないと、センサが全く地球を走査しないことも起こりうる。また、高度・ピッチ角・センサ設定角などの間の関係、およびこれらの誤差に基づくピッチ角の誤差についても検討した。

第3章においては、上記の方法に基づいて設計した地平線検出装置を、東京大学宇宙航空研究所のロケット L-3 H-7 号機、K-10-10 号機に搭載して行った実験結果とそれに対する考案を示し、さらにこの章において、地表からの赤外線信号によるヨー角の決定法についても述べる。

2. 原理および設計方法

2.1 原理 地球およびそれを取り巻く大気は約 270 K の黒体に相当する赤外線放射をしており、一方天空のそれは約 4 K に相当する。したがって地球と天空の境界には赤外線量の急激な傾斜があり、これを赤外線検出器により検出するのが地平線センサである。ここで地平線というのは地球表面ではなく、それより約 30 km 上空の CO₂ 夜光層をいう。この CO₂ の赤外線に対する吸収帯は 4.3 および 15 μ m 付近にあり、このうち地平線センサでは太陽の散乱光の影響の少ない 15 μ m の吸収帯を用いる。このため 15 μ m の光学フィルタを用い波長制限を行うのが普通である。地平線を検出するには、センサの視野が地平線を横切る光学系の走査が必要である。これにはミラーやレンズの回転、振動によるものと、ロケットまたは衛星自体の回転によるものとがある。前者には種々の方法があり、例えば conical scan system, horizon point tracking system, horizon tracking system, chord scan system 等がある。後者はスピン安定型衛星やロケットに用いられ、以下に述べる地平線検出は、この場合についてである。スピン安定ロケットにおける地

第1図 ロケットと地平線の幾何学的関係および地平線センサの信号波形

平線検出システムは、一般に機体にセンサを固定し、ロケットのスピンの利用して走査する方式が用いられ、ロケットには通常数 Hz のスピンの周波数が加えられる。なお、以下において、センサ視野が地球を見ている時間を EST (Earth Scanning Time の意)、天空を見ている時間を SST (Space Scanning Time の意) と略記する。

高度 h [km] のロケットにおける、センサのロケットスピンの軸に対する設定角 γ 、センサ視野が地球を見ている角度 θ およびピッチ角 β との関係を示したのが第1図(a)である。図において、 P_1 点で視野が天空から地球に入り、 P_2 点で地球から天空に出る。このときセンサには第1図(b)に示すような赤外線エネルギーが入射する。センサ出力を微分波形にすると第1図(c)に示すようになる。(b)図では $P_1 \rightarrow P_2$ の間、(c)図では b の間で地表を見ており、EST にあたる。したがってロケットのスピンの軸を中心として地球を見ている角度 2θ は、次のように表わされる。

$$2\theta = 2\pi(b/a) \quad (1)$$

第1図でロケットは YZ 平面内にあって、次の幾何

学的関係にある。

$$\cos \alpha = \cos \gamma \cos \beta + \sin \gamma \cos \theta \sin \beta \quad (2)$$

$$\sin \alpha = (R+h')/(R+h) \quad (3)$$

ここで β : ロケットのピッチ角, γ : センサのロケットに対する設定角, 2θ : EST に対応する角度, h : ロケット高度, h' : 見かけの地平線高度 (CO_2 層の高度), R : 地球の半径である。(2), (3) 式よりピッチ角 β は次式で与えられる。

$$\beta = \cos^{-1} \{ [\cos \alpha \cos \gamma + \sin \gamma (\sin^2 \gamma \cos^4 \theta - \cos^2 \gamma \cos^2 \theta + \cos^2 \alpha)^{1/2}] / (\cos^2 \gamma + \sin^2 \gamma \cos^2 \theta) \} \quad (4)$$

2.2 地平線検出装置の設計 地平線検出装置はセンサ部と増幅器部より成る。センサ部はコリメータ, Ge-レンズ, フィルタよりなる光学系と赤外線検出素子および前置増幅器で構成される。センサの視野はコリメータおよび Ge-レンズにより決まる。赤外線検出素子としては, 常温で動作し, 感度が良く, しかも時定数の小さなものがよい。この装置を設計する場合, 光学系の設計 (レンズ, フィルタ), センサのロケットに対する設定角, 赤外線検出素子の選定, エレクトロニクス部の設計 (増幅器の利得, 帯域幅) について考えなければならないが, これらは相互に関連し合っている。これらの設計において検討すべき基本事項は次のごとくである。

(a) 赤外線入射エネルギー, (b) 赤外線入射エネルギーの立ち上がり特性, (c) 出力信号レベル, (d) ロケットのスピンの 1 周期中にセンサ視野が地球を見ている時間の割合, (e) 姿勢検出精度,

以下, この順に述べる。

(a) **赤外線入射エネルギー** 前述のように地平線センサは天空と地球の放射赤外線エネルギーの差を検出している。赤外線検出素子に入射するエネルギーの差は次式で示される。

$$W = \frac{A_1 A_2}{f^2} \int_0^\infty (E(T_1, \lambda) - E(T_2, \lambda)) \eta(\lambda) d\lambda \quad (5)$$

ここで, T_1 : 黒体とみなした地球の温度 (約 270 K), T_2 : 黒体とみなした天空の温度 (約 4 K), A_1 : 光学系開口面積, A_2 : 検出器受光面積, f : レンズの焦点距離である。 $E(T, \lambda)$ は温度 T の黒体からの単位面積, 単位立体角, 単位波長当たりの放射エネルギーで次式で示される。

$$E(T, \lambda) = \frac{1}{\pi} \frac{C_1}{\lambda^5} \left(e^{C_2/\lambda T} - 1 \right)^{-1} \quad [\text{W/sterad} \cdot \text{cm}^2 \cdot \mu] \quad (6)$$

ここで, $C_1 = 3.7402 \times 10^4 \text{ W}\mu^4/\text{cm}^2$, $C_2 = 1.4385 \times 10^4 \mu \cdot \text{deg}$ である。また, $\eta(\lambda)$ は光学系の効率すなわち, Ge-レンズ, フィルタの透過特性および検出素子の波長感度特性の積である。後述のロケット K-10-

10 号機の搭載装置 (Ge-レンズは開口径 11.5mm ϕ で透過率は 50%, 焦点距離は 7.5mm. 検出素子の受光面積は 0.2 $\times$ 0.2mm 2 でフィルタは用いない。) に対する入射エネルギーを求めると $W = 1.75 \times 10^{-6} \text{ W}$ となる。赤外線検出素子としては, われわれの開発した Mn-Co 系の酸化物よりなる蒸着薄膜サーミスタを用いた^{2), 3)}。検出素子の感度を $R(\lambda)$ とすると検出素子出力電圧は (5) 式より次のようになる。

$$V_{\text{out}} = \frac{A_1 A_2}{f^2} \int_0^\infty (E(T_1, \lambda) - E(T_2, \lambda)) \eta(\lambda) R(\lambda) d\lambda \quad (7)$$

ここで, $T_1 = 270 \text{ K}$, $T_2 = 4 \text{ K}$ とすると, われわれの利用する波長領域 (2~20 μm) では, $E(270 \text{ K}, \lambda) \gg E(4 \text{ K}, \lambda)$ であるから次のようになる。

$$V_{\text{out}} = \frac{A_1 A_2}{f^2} \int_0^\infty E(270 \text{ K}, \lambda) \eta(\lambda) R(\lambda) d\lambda \quad (8)$$

(b) **赤外線入射エネルギーの立ち上がり特性** 光学系視野が地平線を横切るとき, 光学系への入射エネルギーはステップ入力と考えられる。しかし実際には光学系で決まる (主としてコリメータ, Ge-レンズ, サーミスタ) 視野の拡がりのため, 地平線が視野に入り始めてから (またはは始まってから) 完全に入るまで (またはは完全に出るまで) の過渡時間 t_r が存在する。いま視野角を w [rad] とすると, これは次式で表わされる⁴⁾。

$$t_r = \frac{T}{2\pi} \left(\frac{\sin \alpha}{\sin \gamma \sin \beta \cos \theta} \right) w \quad (9)$$

ただし, T はロケットのスピンの周期 [sec] で, α と θ は (2), (3) 式で求められる。一例として視野角: 1.5°, スピン周期: 500 msec, ピッチ角: 25° とした場合の立ち上がり時間と高度の関係を図 2 に示す。

(c) **出力信号レベル** 光学系への入射エネルギーの立ち上がりは, 上記の視野の拡がりのため第 3 図に示すように鈍い波形になる。これを次に示す 2 次曲線で

第2図 高度に対する立ち上がり時間の関係

第3図 入射赤外線の上上がり波形

近似し、この入力波形に対する系の応答について検討する。すなわち

$$\begin{aligned} 0 \leq t \leq t_0, \quad W(t) &= at^2 \\ t_0 \leq t \leq 2t_0, \quad W(t) &= at^2 - 2a(t-t_0)^2 \\ t \geq 2t_0, \quad W(t) &= W_A \end{aligned} \quad (10)$$

ただし、 $at_0^2 = W_A/2$, $t_0 = t_r/2$ である。これをラプラス変換すると

$$\mathcal{L}[W(t)] = W_A \frac{1}{t_0^2 s^3} \left(1 - 2e^{-t_0 s} + e^{-2t_0 s} \right) \quad (11)$$

ここで検出素子の感度を R 、時定数を τ_s とすると、検出素子の伝達関数は $R/(1+\tau_s s)$ で表わされる。また、このときの増幅器の利得を A とし、出力信号に微分特性を持たせるとして、その低域遮断周波数を f_s とすると、増幅器の伝達関数は $A\tau_s s/(1+\tau_s s)$ で表わされ、これらと (11) 式の積が出力 $\mathcal{L}[V_0(t)]$ となる。実際の回路においては増幅器の高域特性、テレメータの帯域幅を考慮すると、より精密になる。この $\mathcal{L}[V_0(t)]$ を逆変換すると入射エネルギーに対する地平線検出装置の出力応答が求められる。ここで R, τ_s は使用する検出素子によって、また W_A は (5) 式により決まる。上上がり時間 t_r は (9) 式によって求められる。したがって増幅器の出力は増幅器の利得 A と低域の時定数 τ_s とで決まり、この微分波形出力のピーク・ピーク値がテレメータの動作範囲におさまるように利得 A を決めればよい。出力 $V_0(t)$ と (9) 式からピッチ角に対する上上がり時間および出力レベルの関係が求められる。その結果を第4図に示す。いま、地平線検出装置の出力のピーク電圧を V_p とすれば $V_p = ARWU_{0,peak}$ となる。ここで、 A は増幅器の利得、 R は光学系を含めた感度、 W は入射エネルギー、 $U_{0,peak}$ は増幅器の出力波形のピーク値を表わす。出力波形が微分波形の場合、視野に地球が入るときと出るときに正、負のパルスを生じ、出力信号のピーク・ピーク値は $2V_p$ となる。テレメータでの動作範囲を $0 \sim v_i$ とすれば、 $0 < 2V_p < v_i$ でなければならない

第4図 ピッチ角に対する増幅器の出力レベルおよび上上がり時間の関係

い。これより増幅器の利得 A の上限が決められる。一例として、われわれが実験を行ったロケット K-10-10 号機の場合について考えると、 R は 500 V/W 、 W および $U_{0,peak}$ は (5) 式および第4図から、それぞれ $1.75 \times 10^{-6} \text{ W}$, 0.32 となり、 $V_p = 2.8 \times 10^{-4} \times A$ で表わされる。さらに、 v_i は 5.0 V であるから $A \leq 79 \text{ dB}$ が求められ、利得は約 80 dB 必要であることがわかる。なお、実際には増幅器の高域特性等のため信号はさらに減衰することが考えられ、このため最終的には後述する地上実験によって利得を決定することが必要である。

(d) ロケットのスピンの1周期中にセンサ視野が地球を見ている時間の割合 ロケットのスピンの1周期中においてセンサ視野が地球を見ている時間の割合は、センサ設定角、高度およびピッチ角によって決まる。ロケットの予定高度、予定ピッチ角をもとにして適当なセンサ設定角を選ばなければならない。スピン1周期中の地球を見る割合を対地比、天空を見る割合を対空比と呼ぶとすると、対地比は (2) 式から次式で表わされる。

$$\text{対地比} = \frac{1}{\pi} \cos^{-1} \left(\frac{\cos \alpha - \cos \gamma \cos \beta}{\sin \gamma \sin \beta} \right) \quad (12)$$

この関係を示したのが第5図であり、横軸が対地比である。これによるとピッチ角の変動により出力信号は、前述のように振幅変調を受けるとともにパルス幅変調をも受けることがわかる。また、第5図(高度200km)においてセンサ設定角 76° 付近では、ピッチ角の変動に対して対地比はほとんど変わらないことがわかる。したがって、この付近の設定角は避けた方がよい。また、(2) 式から

$$\frac{\partial \theta}{\partial \beta} = \frac{\cos \theta \cos \beta - \cos \alpha}{\sin \theta \sin \alpha \sin^2 \beta} \quad (13)$$

これはピッチ角の変化分に対する対地比の変化の割合で、地平線センサの姿勢検出感度ともいえるべきもので、 $|\partial \theta / \partial \beta|$ の大きい方がよい。一例として第6図(a)

第5図 ロケット・スピンの1周期の間に地表を見ている時間の割合

(a)

(b)

第6図 ピッチ角および高度に対するピッチ角検出精度

に高度 200 km における $\partial\theta/\partial\beta$ とピッチ角の関係を、第 6 図 (b) には $\partial\theta/\partial\beta$ と高度の関係を示す。

(e) 検出精度 ロケットのピッチ角は(2), (4) 式で求められる。このピッチ角に關する誤差の要素は h, h', γ, θ であり、これらの要素の誤差のピッチ角に与える影響について以下に考える。

まず、 CO_2 発光層高度の誤差 $\Delta h'$ によるピッチ角の誤差 $\Delta\beta$ は

$$\Delta\beta = \frac{\tan \alpha}{\cos \gamma \sin \beta - \sin \gamma \cos \theta \cos \beta} \frac{\Delta h'}{h+R} \quad (14)$$

$\Delta h'$ として見込まれる誤差を 5 km と考え、このときのピッチ角、高度に対する等誤差曲線を求めた結果を第 7 図に示す。ロケットの飛しょう高度が決まる第 7 図に基づき、ピッチ角の誤差が小さくなるように設定角を選べばよい。

また、センサ設定角の誤差 $\Delta\gamma$ によるピッチ角の誤差は

$$\Delta\beta = \frac{\cos \gamma \cos \theta \sin \beta - \sin \gamma \cos \beta}{\cos \gamma \sin \beta - \sin \gamma \cos \theta \cos \beta} \Delta\gamma \quad (15)$$

により与えられる。

さらに、スピン 1 周期の間にセンサが地球を見ている角度 2θ の測定誤差 $\Delta\theta$ によるピッチ角の誤差は次のようになる。

$$\Delta\beta = \frac{\sin \varphi \sin \alpha \sin^2 \beta}{\cos \varphi \cos \beta - \cos \alpha} \Delta\theta \quad (16)$$

最後に、高度の誤差 Δh によるピッチ角の誤差 $\Delta\beta$ は

$$\Delta\beta = -\frac{\tan \alpha \sin \alpha}{\cos \gamma \sin \beta - \sin \gamma \cos \theta \cos \beta} \frac{\Delta h}{h+R} \quad (17)$$

となる。

これらの誤差が最小になるようにセンサの設定角を選べばよい。一例としてロケット K-10-10 号機の場合を考える。この場合、最高高度は 250 km、ピッチ角は $20^\circ \sim 25^\circ$ と予想されており、また今回の装置は地平線検出以外に地表温度分布を知るため、できるだけ対地比を大きくするようにしたので、第 5, 6, 7 図からセンサ設定角を 70° とした。この場合、高度 200~250 km での飛しょう時のピッチ角は $\pm 1^\circ$ 以下である。

2.3 地上実験 前節においては、一定の近似のもとでの入射赤外線エネルギーと出力電圧の関係を求め、これより増幅器の最大利得を求めたが、実際の地平線検出装置における最終的な増幅器の利得の設定は地上実験による。その場合の装置を第 8 図に示す。ここで、チョッパーには黒体塗料が塗布されており、パルス・モーターにより駆動され、その回転数はロケットのスピン周波数に等しい。チョッパーが回転すると、センサの光軸には地球に相当する標準黒体 ($T_B = T_R + \Delta T$) からの赤外線と、天空に相当するチョッパーの羽根の部分 (T_R : 室温に等しい) からの赤外線が交互に入射する。ここで、室温を基準とした、標準黒体との温度差 ΔT は、天空に相当する黒体温度 4K と地球に相当する黒体温度 270K とのエネルギー差に相当することから求められる。一例として、Ge-レンズおよび赤外線検出素子として前記の蒸着薄膜サーミスタを使用し、それらの光学的特性を考慮した場合、室温 24°C の場合は約 62°C の標準黒体を用いることによって天空と地球のエネルギー差をシミュレートすることができる。信号の立上がり時間はチョッパーの回転数、

第7図 高度の誤差に基づくピッチ角の等誤差曲線

第8図 地上でのシミュレート実験装置の配置

センサ視野角と光軸からの距離で決まるが通常、前2要素は決まっているので光軸との距離を変えることによって立上がり時間が変わる。

3. 実験およびその結果と考察

3.1 実験 ロケット L-3H-7 と K-10-10 号機に地平線検出装置を搭載し、実験を行った。そのときの仕様を第1表に示す。K-10-10号機の場合、増幅器は2系統設けてあり、Aチャンネルは地平線信号用であり利得は約 70 dB、他方 B チャンネルは地表温度パターン計測用であって利得は前者より 10 dB 高くしてある。また、これらに用いた赤外線検出素子は熱型検出器であるため、検出素子の温度を知る必要がある。そのため熱電対を用いて検出素子およびロケット内壁の温度モニターを行った。

3.2 実験結果および検討

(a) ピッチ角 (地平線信号) L-3H-7⁴⁾, K-10-10⁵⁾ 号機における実験の生データを第9図に示す。これらパルスのピーク値は周期的に変動しており、ロケットの歳差運動によると思われる。L-3H-7号機の場合、その周期は 8.4 sec、K-10-10号機の場合は約9.4 sec であり、これらの値は地磁気センサによる結果とほとんど一致している。第9図(a)において地平線信号が正、負のパルスになって現われていることがわかる。ところが第9図(b)では、その波形は少し違っている。これは正、負パルスが接近し過ぎたためであり、センサはほとんど地表をのみ見えていて、わずかの時間しか天空を見ていないためであると考えられる。したがって、このロケットの飛しょう状態は最初に予定されたものとはかなり違っていた (ピッチ角:

第1表 ロケット L-3H-7, K-10-10 号機における地平線検出装置の仕様

	K-10-10 号機	L-3H-7 号機
検出器		
感度 (V/W)	500	200
D^* ($\text{cm} \cdot \text{Hz}^{1/2} \cdot \text{W}^{-1}$)	10^7 以上	1.0×10^7
特定数 (msec)	5	1.7
光学系		
Ge-レンズの口径 (mm ϕ)	15	14
焦点距離 (mm)	6	8
視野角	$1.5^\circ \times 1.5^\circ$	$4^\circ \times 4^\circ$
センサ設定角	70°	83°

小) と思われる。なお、第9図で大きな正、負のパルスの間にあるパルスは地表からの信号であり、これについては次節に述べる。この地平線信号をもとにして(4)式によりピッチ角を求め、それを図示したのが第10図である。L-3H-7号機においては打上げ時にピッチ角は大きく変わっているが、打上げ後100秒くらいからは、第10図(a)にみられるようにロケットの姿勢はほとんど一定に保たれている。また、ロケットの歳差運動によるピッチ角の正弦波状の変動がみられ、その振幅は約 6° 、周期は 8.4 sec である。一方、K-10-10号機においては第10図(b)に示すようにピッチ角は予想されたものより小さいことがわかる。さらに、第10図(a)に見られるような歳差運動による正弦波状の変動が見られない。これについては飛しょう時にロケットがあまり立ち過ぎたため、センサ視野はほとんど地球のみを見ていることになり、このため地平線信号の正、負パルスが接近しすぎたことに原因があるのではないかと考えられる。この正、負パルスが接近した場合について以下に考察を試みる。

センサへの入射赤外線エネルギーは第11図の点線

(高度 334 km)

(a)

(b)

第9図 搭載実験の地平線センサ信号波形

第10図 ロケット打ち上げ後のピッチ角

で示すような波形であると考え。ここで、 t_1 はロケットのスピンのためセンサ視野が天空から地表に入る時刻であり、 t_2 は地表から天空に移る時刻である。この入射波形に対し、実際にはセンサ視野の拡がりのため、実線のような、なまった方形波となる。次にこれについて考察する。

この場合、 $t_s = t_2 - t_1$ がESTである。また、この波形の立上がりとし下がりは対称であるとして、2.2節(c)のモデルを適用する。 $t_s \gg 0$ のとき、立上がりに対する応答は正規化すると次のようになる。

$$u_0(t) = \mathcal{L}^{-1} \left[\frac{4}{t_r^2} \frac{\tau_a(1 - 2e^{-t/t_r} + e^{-2t/t_r})}{s^2(1 + \tau_a s)(1 + \tau_i s)} \right] \quad (18)$$

ここで、 $u_0(t)$: 正規化したステップ入力に対する出力、 t_r : 入射赤外線の上上がり時間 ($t_r = 2t$)、 τ_a : 増

幅器低域時定数 ($f_a = 1/2\pi\tau_a$)、 τ_i : 検出器時定数である。

第11図に示す入力に対する出力は次のようになる

$$\begin{aligned} 0 \leq t \leq t_s, \quad u(t) &= u_0(t) \\ t \geq t_s, \quad u(t) &= u_0(t) - u_0(t - t_s) \end{aligned} \quad (19)$$

(19)式によって求めた出力応答波形の一例を第11図(b)に示す。ただし、 f_a は30 Hz、 τ_i は5 msecである。第11図において、 a, b はセンサ視野が天空から地表に入ったときと出たときの時刻であり、その出力微分波形のピークは、それぞれ a', b' となる。したがって、パルスのピーク位置がずれ、パルス間隔の大きく変わることがわかる。この入力信号のパルス間隔(SST)と出力波形におけるパルス間隔との関係を立上がり時間をパラメータとして図示したのが第12図

第11図 入射赤外線波形およびそれに対する増幅器の応答波形

第12図 入射赤外線における SST と増幅器出力における SST の関係

である。これによると、SST が 30~40 msec 以下では直線からずれ、姿勢検出の精度が著しく低下することがわかる。この傾向は立上がり時間が大きくなるほど著しくなる。K-10-10号機の場合、この非直線性が現われる領域はスピン周期を 300 msec とすると、対空比 0.15 以下の領域に相当する。実際の出力波形から求められる対空比は、約 0.05 で姿勢検出の悪い領域に入っていたことがわかる。このため歳差運動によ

第13図 地表信号パルスの位置

る EST の変化がほとんど現われなかったものと考えられる。

(b) ヨー角 (地表温度パターン——地表信号)
第9図において、大きな正、負パルスの中に存在するパルスが地表からの赤外線信号であり、地表温度パターンが得られている。前節で求めたピッチ角、高度、

設定角、およびロケットの位置等からロケットのスピンの応じたセンサ視野の地表走査軌跡が求められ、前述のパルス位置に対応した地表上の位置を求めることができる。L-3H-7号機の場合の地表温度パターンを地図に書き込んだのが第13図(a)である。ただし、この場合ロケットは常に飛翔方向に向いているとした。これによるとBにプロットした点群は日本列島をとらえていることが推定される。そこで、ロケットを飛ばす方向から15°頭を北へ振ってパルス位置をプロットしたのが第13図(b)であり、日本列島にかなりよく一致していることがわかる。この結果、ロケットのヨー角が決定されることになる。いいかえると、地平線センサーで地表からの赤外線信号をとらえると、ピッチ角のみならずいま一つの姿勢要素であるヨー角をも知ることができるということである。また、第13図でAにプロットした点群は硫黄諸島に対応しているものと思われる。

3.3 ロケット内温度モニター L-3H-7号機におけるロケット内壁および地平線センサ内の温度モニタ

第14図 打上げ後のロケット内の温度変化

の時間変化を第14図に示す。第14図(a)で、打上げ直後の温度の急上昇は打上げ時の空気との摩擦によるものであり、また600秒付近での温度の急上昇はロケットの大気圏への再突入によるものと考えられる。第14図(b)からわかるようにエレクトロニクス部の温度上昇は約8~9°C(ロケット内の場所によって多少は異なるであろう)であり、これはK-10-10号機の場合も同程度である。

4. 結 言

赤外線検出器を用いた地平線センサの設計方法について、立上がり時間、検出精度などの面から考察した。また、現在までにロケット搭載実験を2回行っており、その結果についての検討を行った。これらからいえることは、ロケットが予定どおりに飛べば一つのセンサでも十分な精度でピッチ角を知ることができるが、予定よりも大きく姿勢が変わったときには精度が悪くなるということである。また、全高度にわたって良い精度でピッチ角を知ることにもむづかしい。したがって、複数個の地平線センサを設けることが望ましい。また、光学系の入射波長域を適当に広くし地表信号をもとらえると、地表温度パターン計測が行なわれるのみならず、これからロケットのヨー角が算出でき、ロケットの姿勢の2要素を知りうることとなる。

謝 辞

ロケット打上げ、その他で東京大学宇宙航空研究所、日立製作所(L-3H-7号機関係)、大泉製作所(K-10-10号機関係)の方々にお世話になったが、特に佐藤昭文氏(日立電子エンジニアリング)、松本誠一氏(大泉製作所)には装置の製作、調整に終始ご協力頂いたことを付記し、深く謝意を表します。

参 考 文 献

- 1) 齊藤: 科学衛星計画シンポジウム, (1965) p. 122.
- 2) 豊田, 松本, 石堂, 大出: 昭和46年宇宙観測シンポジウム, p. 183.
- 3) 豊田, 石堂, 村岡: 東京大学宇宙航空研究所報告, 第10巻3号(B), (1974) p. 683.
- 4) 豊田, 松本, 石堂, 大出: 2) に同じ. p. 189.
- 5) 豊田, 石堂, 飯野: 3) に同じ. p. 677.