

## 火山専用空中赤外映像装置の開発研究 (第1報)

植原茂次\*・熊谷貞治\*・高橋 博\*\*・高橋末雄\*\*\*・  
幾志新吉\*\*\*\*・矢崎 忍\*\*\*\*・田中 厚<sup>○</sup>・北村慎一<sup>○</sup>

国立防災科学技術センター

### Developmental Study on New Airborne Multi-spectral Scanner System Specifically Oriented to Thermal Observation of Volcano (First Report)

By

S.Uehara, T.Kumagai, H.Takahashi, M.Takahashi, S.Kishi and S.Yazaki

*National Research Center for Disaster Prevention, Japan*

A.Tanaka and S.Kitamura

FUJITSU LIMITED, Japan

#### Abstract

As for the research on the prediction of volcanic eruption, many studies have been conducted based on the observations of volcanic earthquake, ground tilt and deformation, and the detections of thermal, geomagnetic and gravitational anomalies of volcanoes. Recently, thermal infrared images taken from the air and ground based thermal scanners have been utilized as very prospective means for the watch of volcanic activities and short-term prediction of volcanic eruption.

However, the existing airborne thermal scanners cannot detect precisely the temperature of volcano body more than about several ten centigrade, because of the many difficulties involved in thermal remote sensing technology, regarding both hardware and software, and especially as concerns the lack of proper thermal infrared detectors and adequate ground resolution for detecting temperature of fume from craterlet and fissure.

Aiming at the improvement of technological problems existing in the area of thermal remote sensing of volcano, National Research Center for Disaster Prevention (NRCDP) has been conducting a developmental study on a new airborne multi-spectral scanner system (MSS) since 1980, and at present in 1984, the study is on the final stage of designing MSS and of testing a few parts of the MSS made on experimental basis.

This report includes the basic design of the MSS in Part I, and conceptual designs of the real-time wireless transmission system of the data taken by the MSS to ground station and of the data processing system at them ovable ground

---

\* 第3研究部, \*\* 国立防災科学技術センター所長, \*\*\* 第2研究部, \*\*\*\* 第4研究部

○ 富士通株式会社, 無線事業部, 特機技術部

station in Part II and Part III respectively. The results obtained through this study are as follows.

#### Part I

1. The specifications for the design of the MSS are given below.
  - (1) Spectral bands  
3 infrared bands ( $\mu\text{m}$ ): 3-5, 7.5-8.2, 8-13.  
5 visible-near infrared bands ( $\mu\text{m}$ ): 0.4-0.5, 0.5-0.6, 0.6-0.7, 0.7-0.8, 0.8-1.0.
  - (2) Observed temperature  
range ( $^{\circ}\text{C}$ ):  $-10 - +1500$   
accuracy:  $\pm 1^{\circ}\text{C}$  for  $-10 \sim +30^{\circ}\text{C}$ ,  $\pm 3\%$  of observed temperature for more than  $+30^{\circ}\text{C}$
  - (3) Quantization of image data: 256 (8bit) for both visible and infrared.
  - (4) Field of view  
effective field of view: vertical/one side direction  $60^{\circ}$   
instantaneous field of view: 1.5mrad.
  - (5) Reference for thermal data: three blackbodies
  - (6) Data of airplane attitude of flight: rolling(With automatic correction), pitching and yawing.
2. Based on the analyses on the adequate scan over-lapping for the operational movements of airplane, S/N ratios for visible-near infrared bands, NETD's (Noise Equivalent Target-temperature Difference) for thermal bands and MTF (Modulation Transfer Function) of the system, and further taking into account of the available capacity of high density digital data recorder, the rotating rate of the scan mirror with four reflectors and the instantaneous field of view are set at 25 rps and 1.5 mrad respectively.
3. The synthetic MTF of the system is estimated as about 0.41 for each spectral band, which means sufficient resolving power of the MSS system.
4. Based on the experiments on the deterioration of optical reflectivity of the mirrors due to exposing in volcanic gasses, evaporating aluminum onto the base metal and glass of mirrors and coating with  $\text{SiO}_2$  are revealed as optimum surface treatments of the mirrors.

#### Part II

In order to transmit image data of three channels of the MSS (one visible and two thermal bands) as serial digital data by wireless system in real-time, Two-Phase PSK mode is adopted based on the comparison its C/N and bit error rate with the ones of PCM/FSK mode. And system configuration is examined.

#### Part III

The data processing system of ground station consists of three parts of monitoring, data processing and storing. The monitoring can be done in real-time by three B/W displays with scrolling images corresponding to transmitted data. The data processing part furnishes a color display on which topographical features and superposed thermal distribution of volcano body can be displayed.

目 次

まえがき	1	—オーバーラップ量に関する実験と解析	17
第1編 航空機搭載MSSの詳細設計	3	3.1 概 要	17
1. 空中赤外映像装置に係わる基本的原理	3	3.2 航空機動揺調査	18
1.1 熱測定 の原理	3	3.2.1 調査の諸元	18
1.1.1 黒体の放射	3	3.2.2 航空機動揺観測データ	20
1.1.2 Plank の法則	3	3.3 航空機の動揺が走査映像に及ぼす	
1.1.3 Stefan - Boltzman の法則	4	影響の解析	22
1.1.4 Wien の変位則	5	3.3.1 スキャンオーバーラップ	22
1.1.5 分光放射率	5	3.3.2 航空機の動揺と走査位置	23
1.1.6 大気中の赤外線 の伝播と減衰	6	3.3.3 航空機動揺データを用いた映	
1.2 赤外線測定システム	8	像シミュレーションと画素	
1.2.1 赤外線測定システムの概要	8	抜け率	24
1.2.2 背景の赤外放射	9	3.3.4 解析結果	26
1.2.3 赤外線検出機器		4. MSS の構造設計と機能解析	30
(赤外映像装置)	9	4.1 概 要	30
2. 火山専用空中赤外映像装置の設計仕		4.2 MSS の機構設計	30
様とその説明	12	4.2.1 MSS の形状寸法	30
2.1 概要説明	12	4.2.2 MSS の機能系統と光学系の	
2.2 航空機搭載MSS部の仕様		構成	30
(詳細設計まで)	12	4.2.3 四面走査鏡の走査と視野角	32
2.2.1 搭載航空機機種及びMSS		4.2.4 集光エネルギーの伝播, 分光,	
設置孔直径	12	検知の方式	34
2.2.2 観測波長	12	4.2.5 光学コンポーネントの透過率	34
2.2.3 温度測定	13	4.2.6 可視近赤外域の検知器とその	
2.2.4 可視近赤外域	13	性能	35
2.2.5 赤 外 域	14	4.2.7 赤外域の検知器とその性能	35
2.2.6 視 野 角	14	4.2.8 参照光源の諸元	36
2.2.7 参照光源	15	4.2.9 映像信号増幅部の構成と性能	36
2.2.8 航空機位置, 姿勢等検出	15	4.2.10 MSS 各部の電圧レベル配分	38
2.2.9 データの記録	15	4.3 走査検知部のMTFの解析	42
2.2.10 機上モニタ	16	4.3.1 MTF	42
2.3 リアルタイムデータ伝送システム		4.3.2 光学系のMTF	43
(基本設計のみ)	16	4.3.3 瞬時視野のMTF	47
2.4 地上データ処理部		4.3.4 電気系のMTF	47
(基本設計のみ)	17	4.3.5 総合MTF	48
3. 航空機の動揺とMSSのスキャンオーバ		4.4 可視近赤外域のS/N	51

4.5 赤外域のS/N, NETD .....	53	3. 変調方式 .....	89
4.5.1 赤外域のS/N .....	53	4. 回線設計 .....	91
4.5.2 赤外域のNETD .....	56	4.1. 受信レベルの計算 .....	92
4.5.3 大気条件によるNETD .....	59	4.2 雑音レベルの計算 .....	93
5. 走査検知部の方式設計 .....	62	4.3 受信C/N .....	93
5.1 ミラーの耐環境性能の調査と表面 処理方式 .....	62	5. 機器の構成 .....	94
5.1.1 第1回調査 .....	62	6. 問題点と対策 .....	95
5.1.2 第2回調査 .....	66	7. 音声送受信機 .....	96
5.1.3 走査鏡, 集光鏡の表面処理方 式に対する結論 .....	70	7.1 性能諸元 .....	96
5.2 参照光源部の方式 .....	71	7.2 構成 .....	96
5.2.1 基準熱源の方式設計 .....	71	7.3 TXユニット .....	98
5.2.2 天空光の採光方式設計 .....	73	7.4 PAユニット .....	98
5.3 MSSの架台方式設計 .....	74	7.5 RXユニット .....	98
5.3.1 防振対策 .....	74	7.6 コントロールユニット .....	98
5.3.2 姿勢調整機構 .....	77	第Ⅲ編 地上データ処理部の基本設計 .....	99
5.3.3 位置の固定機構 .....	78	1. 地上データ処理部の機能等 .....	99
5.4 光学チョッパの同期方式設計 .....	79	2. 地上データ処理部の構成 .....	99
6. A/D変換部および記録部の方式設計 .....	80	2.1 バンド分離部 .....	99
6.1 サンプルング周波数 .....	80	2.2 記憶部 .....	100
6.2 ビットレート .....	80	2.3 信号変換部 .....	101
6.3 記録部の設計方式 .....	81	2.4 信号処理部 .....	101
7. 制御監視部の方式設計 .....	81	2.5 制御部 .....	103
7.1 機上モニタ .....	81	2.6 モニタ部〔1〕 .....	103
7.2 動揺補正 .....	82	2.7 モニタ部〔2〕 .....	103
8. 位置姿勢データ検出部の方式設計 .....	83	2.8 記録部〔1〕 .....	103
8.1 センサ .....	83	2.9 記録部〔2〕 .....	103
8.2 動揺補正方式 .....	84	2.10 電源部 .....	103
9. 電源部の設計 .....	84	3. 各部の性能・諸元 .....	104
10. システム構成 .....	85	3.1 モニタ部〔1〕及び〔2〕 .....	104
11. 航空機搭載MSS部詳細設計のまとめ と課題 .....	85	3.2 記録部〔1〕 .....	104
		3.3 記録部〔2〕 .....	104
		4. 技術的問題点及び検証 .....	105
第Ⅱ編 リアルタイムデータ伝送システムの 基本設計 .....	88	参考文献 .....	106
1. データ伝送システム .....	88		
2. 伝送路S/N, 符号誤り率 .....	88		

## まえがき

火山噴火の前兆現象である地震活動、地殻変動、火山ガス・噴出物の組成変化、重力・地磁気の変化等の諸現象は、高温のマグマが地殻中に貫入してくる結果であって、いわば、マグマとその熱の移動に伴って発生する2次的現象といえる。従来はこの2次的現象の観測を主体として火山噴火予知の研究が進められてきたが、最近はより直接的な火山体の熱測定が短期的な火山噴火予知の確度を高める上で重要視されるようになってきた。

火山体の熱異常の観測は噴気孔、地熱地帯等で温度計及び赤外放射計等により、直接的、間接的に実施されてきた。しかし地上観測では視野の制約から得られない火山体の熱分布の検出、及び噴火の危険を避けて広範囲にかつ迅速に火山活動監視を行う必要上から、1970年頃より、航空機搭載の多重スペクトルスキャナーセンサ(MSS: multi-spectral scanner)の熱赤外バンドを用いたリモートセンシング技術を適用して、火山体の熱異常域を検出し、更に地上調査によるグラントルースデータを基準に、熱異常域の温度測定の可能性を追求する試みがなされてきた。例えば、文部省科学研究費による自然災害科学総合研究、火山噴火予知研究の内、主要活火山における熱的状態の調査研究では、1974年から1976年の間に15の活動火山に関して各種の航空機MSSによる測定が、火山研究を実施している大学及び国の研究機関により行われた。また、1977年の有珠山の噴火、1978年の御岳山、阿蘇山の噴火、最近活発な噴火活動を継続している桜島の噴火等に際しても、航空機MSSによる熱異常域の観測及び火口等の温度測定が試みられている。

これらの観測研究の結果は、現存の空中赤外映像装置が、高温部の測温機能を具備しないこと、及び地上分解能が火口や断裂等の精細な温度分布を検出するには十分でないこと等の理由により、地上の温度測定結果と比較して著しく低温の値となっており、常温域から高温域にわたる広い温度帯域を必要とする火山体の熱測定は既存の空中赤外映像装置では不可能であることが明らかとなった。

しかしながら一方で、火山体の熱異常域が検出されたことにより、他の観測手法では得られなかった火山活動に関する新しい情報を得ることができ、またマグマの挙動を直接的に把握できる可能性があることから、航空機による熱測定手法は、短期的な火山噴火予知の有力な手段として、その利用可能性に大きな期待が持たれるに至り、火山専用の空中赤外映像装置の開発が強く要請された。さらに、最近の三宅島噴火では、溶岩流のシミュレーションの研究成果が得られ、減災上具体的に役立つことが実証されたが、この手法を一層有効に利用するためには、溶岩の噴出口をいち早く知ることが課題であり、本装置はこの目的に適した唯一のものと期待されている。

昭和53年7月、測地学審議会は“第2次火山噴火予知計画の推進について”の建議を行った。この中では、火山観測研究の拡充強化と共に、予知手法等の開発研究の重要性が指摘さ

れ、火山専用空中赤外映像装置の開発については、国立防災科学技術センターの任務として明示された。

一方、昭和53年4月、活動火山対策特別措置法が改正され、火山現象の研究観測体制の整備、火山噴火予知に関する科学技術研究の推進を国の責務と規定した。

更に、昭和56年7月、内閣総理大臣により決定された“防災に関する研究開発基本計画”にも、火山噴火予知の有効な手段として、火山専用空中赤外映像装置等の開発が明示されている。

以上のような情勢を背景として、国立防災科学技術センターでは、火山専用空中赤外映像装置の開発研究を推進するために、所内の地震防災研究連絡会の中に、火山専用空中赤外映像装置の開発に関する研究委員会を設け、所外の学識経験者及び所内の研究者により、装置の設計概念、設計仕様の検討、関連する技術的諸問題の討議、民間企業に請負させた設計及び部分試作・試験の成果の評価検討等の開発研究を推進してきた。

この開発研究は、昭和59年度の早期に、航空機搭載MSSについての詳細設計、新しい技術適用部分に対する試作・試験が総べて完了し、実機的设计・製作の段階に達することになっている。昭和59年度を初年度とする第3次火山噴火予知5カ年計画の建議でも、国立防災科学技術センターは、火山専用空中赤外映像装置の開発を引続き行い、その実現を図ることが要請されている。

本報告は、昭和54年度から59年度までに得られた研究成果の内、第1報として、航空機搭載MSS部の詳細設計、リアルタイムデータ伝送システム及び地上データ処理部の基本設計までを整理し取纏めたものである。

なお今後、高温部検知器試作・試験、光ファイバー光学系の試作・試験等を順次速報として早期に発表することとしている。

本研究委員会の構成者を下記に記する。

委員長	専門委員	加茂 幸介	京都大学防災研究所教授、桜島観測所所長
	専門委員	源田秀三郎	千葉大学名誉教授
	専門委員	堤 捨男	京都工芸繊維大学工芸学部教授
	専門委員	三輪 卓司	千葉大学工学部教授
	職員	所 長	(前第2研究部長) 高橋 博
		第3研究部	植原 茂次、熊谷 貞治、
		第2研究部	高橋 末雄
		第4研究部	幾志 新吉、矢崎 忍

また本研究は富士通株式会社の協力を得て行われた。更に、各種実地調査等には各専門委員の協力を得た他、航空機動揺調査には、航空宇宙技術研究所、アジア航測株式会社の協力を得た。ここに記して感謝の意を表する次第である。

## 第I編 航空機搭載MSSの詳細設計

### 1. 空中赤外映像装置に係わる基本原理

#### 1.1 熱測定の原理

熱エネルギーは、物質粒子のランダムな運動のエネルギーであり、その物質中の熱エネルギーの密度は、その物質の温度で測定される。このランダムな運動は、電子の軌道運動の変化を惹き起す粒子の衝突、或は分子又は原子粒子の振動及び回転運動を生ずる。衝突によって生じられた運動の高いエネルギーの状態は、電磁波の放射によって低いエネルギー運動に自然と移行する。このように、熱エネルギーは、放射エネルギーに変化することができる。

##### 1.1.1 黒体の放射

黒体と呼ばれる理想的な熱放射体は、熱エネルギーを熱力学的に、最大の割合で放射エネルギーに変換する物体を云う。黒体は放射が熱エネルギーの変換に起因する場合の最大変換率の決定に対して有用な概念である。

プランク (Planck) は、熱力学的な理論に基づいて、黒体放射に関する重要な式を導き出した。同じ温度を有するいかなる物質も、黒体の放射率を上回る熱的放射をすることは出来ない。また、放射と逆の過程である吸収についても、黒体は放射エネルギーのスペクトルバンドに係わりなく、総べての入射エネルギーを吸収し、熱エネルギーに変換する場合でも同様に最大の割合となる。

##### 1.1.2 Planck の法則

黒体からの熱放射の分光発散度は次の Planck の式で与えられる。

$$W_\lambda = (2\pi hc^2/\lambda^5) \cdot [\exp(ch/\lambda kT) - 1]^{-1} \quad \dots\dots\dots (1.1)$$

$$= (C_1/\lambda^5) \cdot [\exp(C_2/\lambda T) - 1]^{-1} \quad \dots\dots\dots (1.2)$$

ここで、

$W_\lambda$  : 分光放射発散度,  $W \cdot cm^{-2} \cdot \mu m^{-1}$

$\lambda$  : 波長,  $\mu m$

$h$  : Planck 定数 =  $6.625 \times 10^{-34} W \cdot S^2$

$T$  : 黒体の絶対温度, K

$C$  : 光速 =  $2.9979 \times 10^{10} cm \cdot S^{-1}$

$k$  : Boltzmann 定数 =  $1.3805 \times 10^{-23} W \cdot S \cdot K^{-1}$

$C_1 = 2\pi hc^2 =$  放射第1定数 =  $3.7415 \times 10^4 W \cdot cm^{-2} \cdot \mu m^4$

$C_2 = ch/k =$  放射第2定数 =  $1.4388 \times 10^4 \mu m \cdot k$

この黒体の分光発散度の分布は、温度の関数であるので、その分布をみるために、火山の測温における対象温度範囲で、300K, 350K, 400K, 500K, 700K, 900K, 1,100K, 1,500 K

について計算結果を図 1.1 に示す。

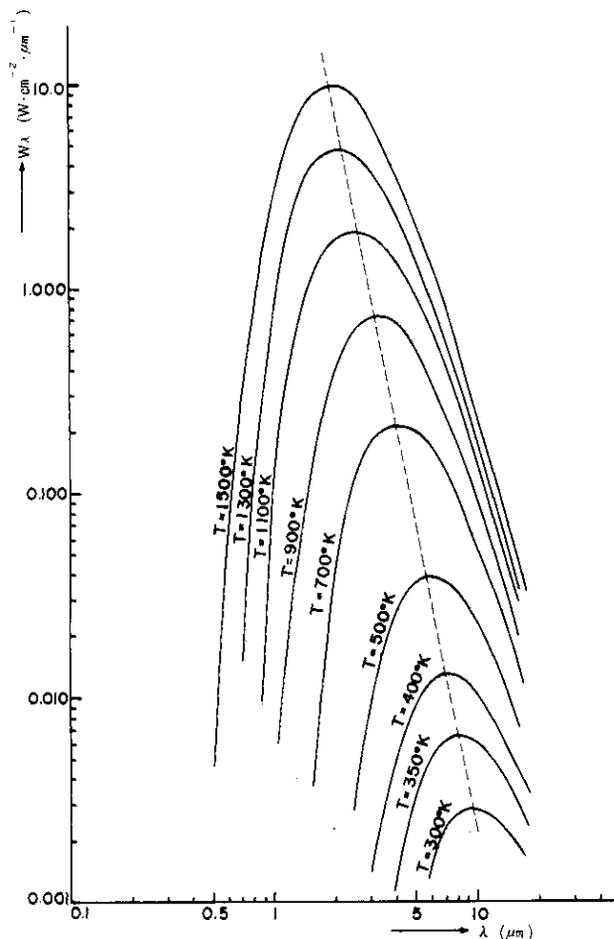


図 1.1 温度 300 ~ 1500 K に対する黒体の分光放射発散度  
 Fig. 1.1 Spectral distribution of blackbody radiation at different temperatures

1.1.3 Stefan-Boltzmann の法則

(1.1) 式を波長 0 ~ ∞ の区間で積分すると、

$$\begin{aligned}
 W &= \int_0^{\infty} W_{\lambda} d\lambda = \int_0^{\infty} (2\pi hc^2 / \lambda^5) [\exp(ch / \lambda kT) - 1]^{-1} d\lambda \\
 &= (2\pi^5 k^4 / 15c^2 h^3) \cdot T^4 = \sigma T^4 \dots\dots\dots (1.3)
 \end{aligned}$$

ここで W : 放射発散度, W · cm<sup>-2</sup>

σ : Stefan-Boltzmann の定数 = 5.6697 × 10<sup>-12</sup> W · cm<sup>-2</sup> · K<sup>-4</sup>となり, Stefan-Boltzmann の全放射に関する四乘法則が得られる。即ち黒体からの放射発散度は T の 4 乗に比例して増加する。

1.1.4 Wien の変位則

分光放射発散度  $W_\lambda$  を最大とする波長  $\lambda_m$  は、Plank の式 (1.1) を微分して求めると、

$$\lambda_m T = 2,897.8 \text{ (}\mu\text{m} \cdot \text{K)} \quad \dots\dots\dots (1.4)$$

の関係が得られる。従って  $\lambda_m$  は温度  $T$  が低い程長波長側に、また高い程短波長側に移行する。この関係を Wien の変位則と呼んでいる。この関係を用いて、図 1.1 の各温度に対する  $\lambda_m$  を求めると表 1.1 が求められる。赤外域の分光放射発散度が一樣な精度で検出できる手段はないので、この法則を直接測温に用いることはできない。

温度 $T$ ( $^{\circ}\text{K}$ )	$\lambda_m$ ( $\mu\text{m}$ )
300	9.66
300	8.28
400	7.24
500	5.80
700	4.14
900	3.22
1,100	2.63
1,300	2.22
1,500	1.93

表 1.1 各温度に対する黒体の最大分光発散度の波長  
 Table 1.1 Wave length at maximum spectral existence of blackbody radiation at different temperatures

1.1.5 分光放射率

一定の温度を有するいかなる物体も、その物質特性に応じた放射を出している。この放射特性は、同一温度の黒体の分光放射発散度を基準として表現するのが便利である。従って、その物質の分光放射発散度を  $W_m \lambda$  とし、同一温度の黒体の分光放射発散度を  $W_B \lambda$  とすれば、分光放射率  $\epsilon(\lambda)$  は次式で表わされる。

$$\epsilon(\lambda) = \frac{W_m \lambda}{W_B \lambda} \quad \dots\dots\dots (1.5)$$

分光放射率は、殆んど物質について、その温度及び環境温度に対して独立であり、蒸発とか酸化とかといった原子の基本的配列及び分子組成等が変化しない限り大きな変化はない。

Kirchhoff の法則は、熱的平衡条件下においては、或る物質の分光放射率は、その物質の分光吸収率に等しくなければならないと述べており、この法則は、温度差が極端に大きくない場合、熱的平衡が保たれていない条件下でも、良い精度で成立することが明らかとなっている。

従って、Kirchhoff の法則は、殆んどの現地条件に適用可能であり、物質の分光放射率は、その物質の分光吸収率を測定することによって実用的に決定することが一般的である。

固体及び液体の熱放射スペクトルは若干のスペクトル上の特異性をもっており、それにより物質を判別することができる。

多くの一般的物質は、8～14  $\mu\text{m}$  の赤外域では、大体同様な分光放射率を有してお

り、その範囲は0.85から0.95の間である。3～6 μmの赤外域では、分光放射率が可成り変動する傾向があり、従って地上物質のリモートセンシングによる低温域の場合には、8～14 μm帯域を使う方が賢明である。

分光放射率の変化により、物質は次の3種類に分類される。

- 1) 黒体 (Blackbody)  $\epsilon_\lambda = \epsilon = 1$
- 2) 灰色体 (Graybody)  $\epsilon_\lambda = \epsilon = \text{const.} < 1$
- 3) 選択放射体 (Selective radiator)  $\epsilon_\lambda$ は $\lambda$ で変化する

種々な物質の分光放射率を表1.2に示す。水は10～11 μmで分光放射率が0.99で黒体に近いため、リモートセンシングの地上基準物体として用いられることが多い。また、それ以外のスペクトルバンドでも比較的分光放射率の変動は少ないが、鉛直に対する視角を増す程急激に減少するので注意して用いる必要がある。

表1.2 種々な物質の分光放射率

Table 1.2 Spectral emissivity for various materials

物 質	分 光 放 射 率			備 考
	3~5(μm)	7~8(μm)	8~13(μm)	
水	0.95~0.97	0.97~0.98	0.98~0.99	鉛直方向に対する視野角 0°~40°
粘 土	0.83~0.88	0.93	0.93~0.87	温度 90°C
小 砂 利	0.76~0.82	0.84~0.80	0.80~0.77	温度 90°C
花 崗 岩			0.82	
玄 武 岩			0.93	(粗)
アスファルト舗装			0.96	
コンクリート歩道			0.97	
雪			0.80	
柳の若葉	0.94		0.96	乾, 表
西洋ひいらぎ	0.90		0.90	"
かえで	0.87		0.92	"

### 1.1.6 大気中の赤外線の影響と減衰

大気中を伝播する赤外線は、大気中の物質により吸収、散乱されて減衰する。吸収は放射が他のエネルギーに変換される現象で、散乱は放射が微粒子に当たってその方向を広範囲に変える現象である。

大気中に存在するガスは、窒素、酸素、水蒸気、二酸化炭素、メタン、酸化窒素、一酸化炭素及びオゾンであるが、これらのガスの赤外線の吸収は波長による選択性があり、炭酸ガス(CO<sub>2</sub>)、水蒸気(H<sub>2</sub>O)等の3原子分子以上の物質による吸収が大である。

これは、分子のエネルギー形式は、①電子遷移、②振動遷移、③回転遷移及び④併進遷移があるが、赤外線が吸収される場合は、そのスペクトル帯域から振動遷移と回転遷移が重なった振動回転遷移によるものである。

即ち②の振動スペクトルは、赤外域のスペクトルである2～30 μmで観測され、③の回転スペクトルは、遠赤外域で観測される。但し③は②の1/100程度のエネルギーである。入射した赤外線は分子の上記振動及び回転と干渉し、そのスペクトルでエネルギーが吸収される。特に3原子分子以上の分子には、分子内の正負電荷間隔の測度である電気双極子モーメントがあり、これが干渉による振動、回転の変化に伴って変化することにより強い吸収が発生する。つまり非対称性をもつ多原子分子はすべて赤外線の入射により電気双極子モーメントが変化し、それに相当したスペクトルで吸収が生じる。

以上述べた大気中の分子による太陽光の吸収スペクトルの分布を図1.2に、また、海面上で凝縮水17mmのとき、水平距離1.8kmの大気分光透過率の測定値を図1.3に示す。

図1.3から明らかのように、6～7 μm帯は水蒸気の吸収、14 μm以上は炭酸ガスの吸収により、大気の透過率は殆んど零となり、結局、大気を通しての赤外線測定は、8～14 μm帯及び3～5 μm帯の“大気の窓”と呼ばれるスペクトル領域を利用せざるを得ないことになる。

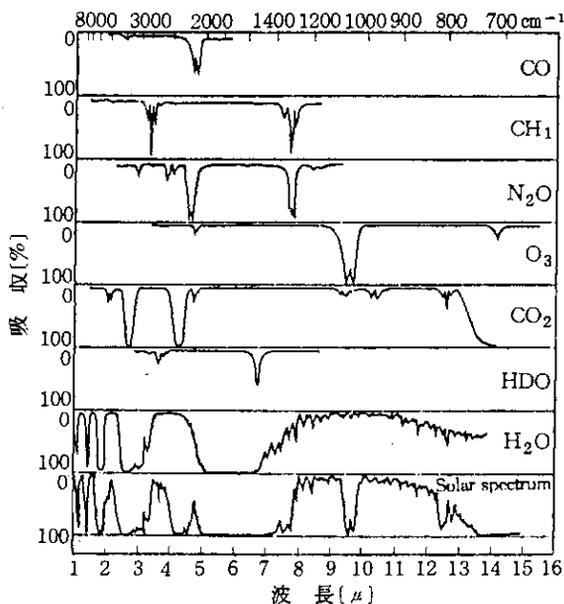


図1.2 大気中の分子による太陽光の吸収スペクトルの分布

Fig. 1.2 Spectral absorption distribution of solar radiation due to various gass molecules in the atmosphere and solar spectrum on the ground

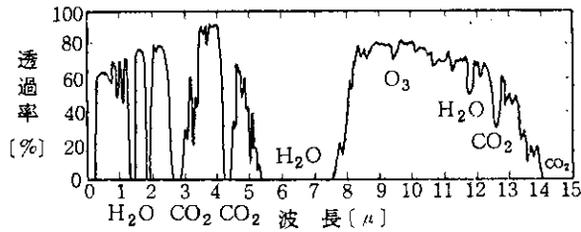


図 1.3 海面上水平距離 1.8 km の大気 の分光透過率

Fig. 1.3 Observed spectral transmissivity through the atmosphere of 1.8 Km horizontal distance above sea surface

散乱は波長より小さい粒子によるレーレ散乱と、大きい分子によるミー散乱とがある。レーレ散乱は理論上波長の4乗に逆比例して大きくなるために、きれいな大気中では波長のより短い光の散乱即ちレーレ散乱が優勢である。もや、スモッグ、煙等に汚れた大気中では、赤外線 の波長と同程度の大きさのエアロゾル粒子によるミー散乱が優勢となる。

大気 の組成は空間的にも時間的にも非常に変動が大きく、赤外線 の吸収・散乱に及ぼす影響も大きいので、測定値の大気補正は非常に重要であり難しい問題である。

## 1.2 赤外線測定システム

### 1.2.1 赤外線測定システムの概要

目標物体の温度を遠隔測定する赤外線計測システムは、目標からの赤外放射のみならず、目標の背景からの赤外放射や、赤外線 の伝播する径路内にある大気 の吸収・散乱及び大気放射の影響、光学系での減衰、赤外線検知器の特性、信号処理、ディスプレイ等の電子回路系の機能等を十分検討して作られる必要がある。上記の諸点を概略図示したのが図 1.4 である。

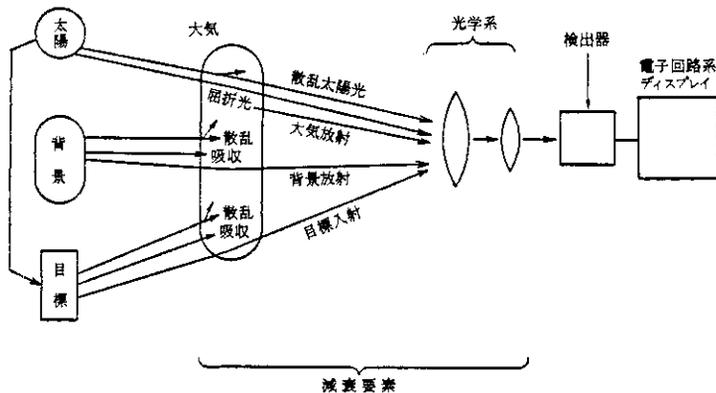


図 1.4 赤外線測定システムの要素

Fig. 1.4 Elements related to infrared measurement system

その要素を整理して列記すると次の6項目となる。

- ① 目標とする赤外放射源
- ② 背景の赤外放射
- ③ 目標以外の強力な赤外放射
- ④ 伝播路中の媒体の影響
- ⑤ 赤外線検出機器
- ⑥ 出力より目標情報を得る装置

### 1.2.2 背景の赤外放射

②の背景放射には、天空背景、地表背景、海面背景がある。3～4 μm 赤外域での背景放射は、天空背景の場合は大気自己放射が強く、水蒸気、炭酸ガス、オゾンなどの3原子分子の温度放射である。その分光分布は、昼夜ともほぼ等しく、気温と湿度により若干の変動があり、天頂角が大きくなるにつれて大気層の見かけの厚さが厚くなることにより強くなる。

地表背景の場合は、昼夜間とも地表物体の温度放射が支配的であるが、航空機による高空からの観測の場合は、地上までの大気放射も配慮する必要がある。

海面背景の場合は、海面の温度放射に天空放射その他の入射が海面で反射された成分、並びに海面から観測点までの大気放射が加わったものである。天空放射等の反射成分は、水面の反射率が角度により大きく変化するので、反射角が大きくなると天空放射は影響が大きくなる。

### 1.2.3 赤外線検出機器（赤外映像装置）

ここでは2次元の赤外映像を得ることを目的としているので、赤外映像装置の基本的事項のみを記述する。

3～4 μm 帯の赤外域を撮影できるフィルムはないので、一定波長域で特定の感度特性をもつ赤外線検知器により走査映像として検出しなければならない。

航空機搭載用の赤外映像装置は、航空機の進行方向に直角に走査して映像を得るが、これには走査鏡を回転させて単一検知器を用いる機械走査式（ラインスキャナー）と呼ばれるものと、走査を多数検知器の配列により電気的に行う電子回路走査式（IRCCD）があるが、後者は未だ開発途上である。

#### (1) 赤外映像装置の性能

性能としては温度分解能、空間分解能が重要である。温度分解能は映像装置で検出できる最小の温度差、即ち映像内の隣接二黒体間の温度差が、信号対装置雑音比が1 (S/N = 1) になることを意味する雑音等価温度差 (NETD = Noise Equivalent Target-temperature Difference) で表わされる。NETD は次式で計算される。

$$(\text{NETD}(\Delta\lambda))_{\tau} = \frac{2}{\pi} \cdot \frac{\sqrt{Ad \Delta f n \cdot NF}}{A_0 \omega^2 \varepsilon \tau_{at} \bar{\tau}_{at}} \left[ \int_{\lambda_{Li}}^{\lambda_{Hi}} D_{\lambda}^* \left( \frac{\partial W_{\lambda}}{\partial T} \right)_{\tau} d\lambda \right]^{-1} \dots\dots\dots (1.6)$$

- ここに、
- Ad : 検知器素子面積 (cm<sup>2</sup>)
  - Δfn : 等価雑音帯域幅 (Hz)
  - NF : プリアンプの雑音指数
  - A<sub>0</sub> : 集光鏡実効開口面積 (cm<sup>2</sup>)
  - ω : 瞬時視野角 (rad)
  - ε : 目標物エミシビティ
  - τ<sub>at</sub> : バンド域における伝搬路分光透過率
  - $\bar{\tau}_{0t}$  : バンド域における光学系の分光透過率
  - D<sub>λ</sub><sup>\*</sup> : バンド域におけるティテクティビティ (cm · Hz<sup>1/2</sup> · W<sup>-1</sup>)
  - $\frac{\partial W_{\lambda}}{\partial T}$  : バンド域における分光エミッタンスの温度変化率 (W cm<sup>-2</sup> μm<sup>-1</sup> K<sup>-1</sup>)
  - λ<sub>Hi</sub> : 高域遮断波長 (μm)
  - λ<sub>Li</sub> : 低域遮断波長 (μm)

一方、空間分解能については、映像に対応する地上の解析可能な最小面積を地上解像力と呼んでいるが、これと関係が深いのは装置の瞬時視野 IFOV (Instantaneous Field of View) で次式で与えられる。

$$\text{IFOV} = \omega^2 = (A/f)^2 \dots\dots\dots (1.7)$$

- ここに、
- ω : 瞬時視野角 (rad)
  - f : 光学系の黒点距離 (mm)
  - A : 検知素子の受光面積 (mm<sup>2</sup>)

しかし、地上解像力と瞬時視野との関係は地上物体の大きさと視野の位置関係により一律には定まらない。

そこである撮像系の空間的な分解能を一般的に評価する手法として MTF (Modulation Transfer Function : 変調伝達関数) の概念が用いられている。これは或る撮像系で一定の空間周波数を持つ対象物を走査したとき、その空間周波数振幅と撮像系出力信号振幅との比を表わすもので、空間周波数が増大すると MTF は減少する。この関係を簡単に示すと図 1.5 の如くである。

撮像系の MTF は、撮像の瞬時視野ばかりでなく、光学系、出力信号電気回路系の応答特性にも関係しているため、撮像系の解像力として最大空間周波数はどの程度の MTF 値で決定すべきかについて明確に示すことはできないが、目的に応じて 0.1 あるいは 0.2 程度の値が採用され、それに基づいて瞬時視野 (画素の大きさ) が決められている。しかし、航空機搭載 MSS の場合は一般的に 0.4 程度を確保することになっている。逆に、瞬時視野が決められている場合、その撮像系の MTF 解析により、瞬時視野に相当する空間周波数の MTF 値から、その撮像系の解像力を評価することができる。

理論的に正確な MTF の定義は次のとおりである。或る撮像系による点の像は一般には点

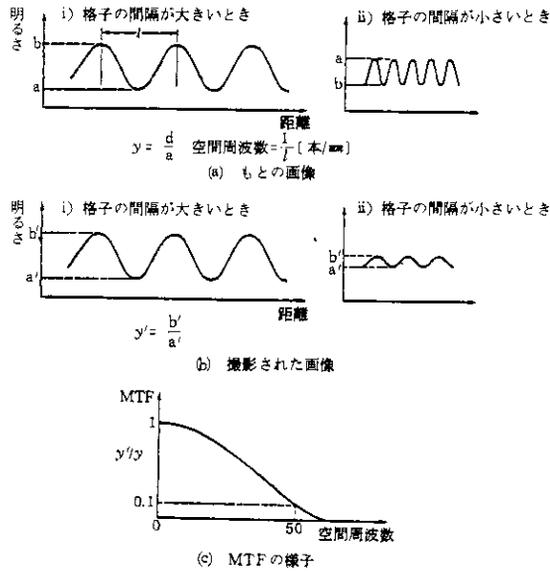


図 1.5 MTF (変調伝達関数)

Fig. 1.5 MTF (Modulation Transfer Function)

にならず、ある広がりをもった像となり、その振幅分布  $h(x, y)$  をその系の点像分布関数 (Point Spread Function PSF) と呼ぶ。

この系の OTF (Optical Transfer Function : 光学伝達関数)  $H(u, v)$  は、PSF のフーリエ変換で定義され次式で与えられる。

$$H(u, v) = \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} h(x, y) e^{-2\pi i (ux + vy)} dx dy \dots\dots\dots (1.8)$$

ここに、 $u, v$  はそれぞれ  $x, y$  方向の空間周波数を表す。

強度分布  $g_I(x, y)$  の像、 $g_O(x, y)$  は次式で与えられる。

$$g_O(x, y) = \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} g_I(x', y') h_I(x - x', y - y') dx' dy' \dots\dots\dots (1.9)$$

両辺のフーリエ変換をとると

$$G_O(u, v) = G_I(u, v) H_I(u, v) \dots\dots\dots (1.10)$$

となり、OTF を用いることにより、コンボリューションが単なる積の形で書けることがわかる。ここに、 $G_O, G_I, H_I$  はそれぞれ、 $g_O, g_I, h_I$  のフーリエ変換である。

撮像系が複合系の場合、全体の OTF、 $H$  は各単位系の OTF、 $H_i$  を用いて次式で表わされる。

$$H = \prod_i H_i \dots\dots\dots (1.11)$$

OTF は一般に複素関数であり、このうち実関数の部分の振幅成分でこれをMTFと呼ぶ。虚関数の部分は位相成分であるが、これはMTFには含まれない。

## 2. 火山専用空中赤外映像装置の設計仕様とその説明

### 2.1 概要説明

火山専用空中赤外映像装置は、第1章で述べた如く、火山の温度を高温部まで精度良く測定する機能ばかりでなく、噴火予知の緊急性に対応して、リアルタイムのデータ伝送及び処理・解析が可能なシステムとして考えられ、また、噴火後の火山災害調査にも役立てることも配慮して、可視部の多チャンネル機能を具備することとして基本設計の仕様が与えられた。この当初の仕様は特に高い地上分解能を要求するなど、設計の段階で仕様の実現可能性を種々な角度からチェックする必要があるが、基本的な考え方は変えなかったが、設計解析の結果を踏まえて若干の修正がなされている。ここでは、詳細設計までの段階で確定した仕様を記すが、設計解析の過程も重要な研究資料と思われるので本報告に含めることとし、それに対応して変更された仕様については若干の解説を加える。

本仕様は、(1)航空機搭載MSS部、(2)リアルタイムデータ伝送システム、(3)地上データ処理部の3部から成るが、(2)及び(3)は基本設計のみに関係している。

更に、詳細設計以後に行った部分試作、試験等についての仕様は、それらの報告の中で述べることとする。

### 2.2 航空機MSS部の仕様

#### 2.2.1 搭載航空機機種及びMSS設置穴直径

- (1) 機種：エアロコマンダ685程度
- (2) MSS設置穴直径、470mm

本仕様は従来空中写真撮影に使われてきた標準的な機種と、航測カメラ設置穴に合わせたもので、詳細設計の段階で明確に与えた条件である。

#### 2.2.2 観測波長

- (1) 可視・近赤外域 ( $\mu\text{m}$ ) : 0.4 ~ 0.5, 0.5 ~ 0.6, 0.6 ~ 0.7, 0.7 ~ 0.8, 0.8 ~ 1.0
- (2) 赤外域 ( $\mu\text{m}$ ) : 3 ~ 5, 7.5 ~ 8.2, 8 ~ 13

(1)については、一般の航空機MSSは10チャンネル以上の多チャンネルを有しているが、データ処理・解析量が莫大となることを考慮して、ランドサットMSSの分光方式に沿うと共に、海底火山観測のための水域情報を得ることを目的として、0.4 ~ 0.5の1チャンネルを付加した。

(2)については、常温からマグマの溶融温度である900℃～1200℃までの広い温度領域をカバーすること、水蒸気の多い火山噴気、噴煙の温度を測定する必要があることから、低・中・高の各温度領域に分けて精度の良い観測を目的として、熱赤外部は3チャンネルを具備することとした。低温域は従来から用いられてきた8～13μm帯の大気の窓領域を用いることとした。中温域については、基本設計の段階で、噴気温度測定を重視して、選択放射体である水蒸気の放射帯域6～7.5μmとしたが、これは同時に大気中の水蒸気の吸収帯でもあるため、基本設計の結果、不適であるとの結論となった。そこで、従来研究的になされてきた地上からの火山噴気温度の測定からの結論<sup>注2-1)</sup>京工繊維大報告を参考として、吸収帯の中心を避けた7.5～8.2μm帯とし、噴気温度及び中温域の測定に当てることを詳細設計の段階で変更した。

高温域の測定は、本開発研究の最も重要な課題の一つであり、従来の航空機MSSには具備されていない機能であるが、Wienの法則に従って、高温域の分光放射発散度の最大が短波長側に移動すること、及び短波長側の大気の窓領域を考慮に入れて、3～5μm帯を採用した。因みに、黒体がこの波長域において最大分光放射発散度を示す温度は600～900Kに相当する。

### 2.2.3 温度測定

(1) 測定温度範囲：-10～+1500℃

(2) 測定温度精度：-10～+30℃ …………… ±1℃

+30℃以上 …………… 対象物温度の±3%

(1)については、火山の熱的状态が、火山活動に伴ってどの様に変化するかを把握するために、平常時の状態から、溶岩の溶融・流動状態までの温度を測定しなければならない。最低の温度は、各期の積雪状況までで十分であり-10℃とした。最高温度は、国内外で実測された溶岩の温度が、その溶融状況・岩質にもよると思われるが大体900～1200℃<sup>注2-2)</sup>理科年表, S54地104であることから、余裕を見込んで、1500℃とした。

(2)の測定温度精度は、観測値の大気及び対象物体の放射等による補正の精度、火山観測の実用上の要求精度、量子化レベルの可能性を配慮して定めたものである。因みにこの精度では、100℃で±3℃、500℃で±15℃、1000℃で±30℃程度の誤差を許容することとなる。

### 2.2.4 可視近赤外域

(1) ダイナミックレンジ：太陽入射の80%まで

(2) 量子化レベル：256(8ビット)

(1)については、可視部の分光放射は、地上対象物が太陽入射光を反射・吸収し、その内の反射光が測定されるわけであるが、この反射光は一般の地上対象物では、太陽入射光の80%をこえることはないので、衛星搭載用の可視近赤外域のセンサーの仕様としても、この値が

使われており、それに沿ったものである。量子化レベルは、ランドサット MSS の場合は、Band 4, 5, 6 に対して 128 (7 ビット)、Band 7 に対して 64 (6 ビット) であるが、ラジオメトリックな分解能を上げる必要から、今後の可視近赤外域については 256 (8 ビット) の量子化が一般的となるのでこれに沿ったものである。一方ラジオメトリックの精度の仕様については、基本設計で相対値  $\pm 1\%$  を示したが、光学系・検知器等の特性は詳細設計段階では現状の技術レベルで可能な範囲で仮定しており、検証は困難であるとみて仕様には含めないこととし、確保可能な S/N 比の検証を行うこととした。

### 2.2.5 赤外域

- (1) ダイナミックレンジ：260 ~ 1,780 K
- (2) 量子化レベル：256 (8 ビット)
- (3) 温度感度 (NETD)：260 ~ 300 K 1°C 以下  
300 ~ 1780 K 5°C 以下

(1)は 2.2.3 の温度判定範囲に対応し、(2)は(1)に対し、低・中・高を测温精度を考慮して各々 8 ビットの量子化が可能とみられることから定めたものである。

(3)は雑音等価温度差と称され、Noise Equivalent Target-temperature Difference の頭文字を採ったもので、温度分解能を表わすが、その意味は、映像場内の隣接 2 黒体間の温度差が、信号対装置雑音比即ち S/N が 1 となる温度で、換言すれば見分けがつく最小の温度差である。これは 2.2.3 の温度測定精度に対応して定められている。

### 2.2.6 視野角

- (1) 有効視野角：垂直方向及び鉛直から片側一方向サイドルッキング共 60°
- (2) 瞬間時視野角：1.5 m rad.

(1)については特に航空機 MSS としては初めてのサイドルッキング機能を仕様で定めた。これは火山噴火中の温度観測が、噴火活動の状況の監視、特に溶岩の流出状況の把握による災害の防止と云う面で重要であることから、火口上空からの観測という危険を避けるために定めたものである。

(2)の瞬時視野角 (IFOV = Instantaneous Field of View) の決定はいくつかの重要な事項の解析・検討から最終的に 1.5 m rad. と定められたものである。即ち火山温度観測上の要求からは、可能な限り IFOV は小であることが、地上分解能を高め、大噴火発生前の前兆としての小噴気口の温度上昇、高温の噴気を伴う断裂の発生等を検出でき、精度の良い短期的な火山噴火予知に資することができる。しかし、一方 MSS の機構としては、走査回転速度の上昇、観測データ量の増大によるデータ伝送及び記録速度・容量への影響等の問題が生ずる。そこで基本設計時には、観測上の要求である 1000 m の高度で直下の地上分解能 1 m を満すこととして 1 m rad を仕様として与えた。

しかし、詳細設計の段階で、航空機の動揺を考慮した走査速度とスキャンオーバーラップ量の解析、8ビットデジタル方式による観測データ記録速度の技術的検討の結果等を総合的に判断して、最終的に1.5 mrad. が採用された。この経緯については後の章で詳述する。

### 2.2.7 参照光源

- (1) 可視近赤外：標準ランプ光源及び天空光
- (2) 熱赤外域：低・中・高温域についての3種の基準熱源を備えること。

(1)の可視域の参照光源は、観測データの精密なラジオメトリックの補正をする場合に必要である。航空機MSSによる観測の場合、このような補正は一般的には行われていないが、火山の噴気・噴煙の観測データに及ぼす影響が必要となる場合を考慮して具備することとした。

(2)については、この航空機MSSが、火山の熱測定を主目的にしていることから、観測値の補正は精密に行う必要があり、低・中・高温域に応じた3種の基準熱源を具備することとした。

### 2.2.8 航空機位置、姿勢等検出

- (1) 変動する航空機の地理上の位置、高度、速度等を精度良く測定し記録する機能を具備すること。
  - (2) 姿勢検出はローリング、ピッチング、ヨーイングに対して可能であること。但し、ローリング、ヨーイングについて、機上で自動または手動操作により補正する機能を可能な限り具備し、検出された姿勢データは記録すること。
- (1)については基本設計の段階では含めていなかった。

航空機MSSの最大の問題点の1つは、その映像の幾何学的歪補正が非常に難しいことにあり、その補正のための航空機の位置、姿勢データが一般的には記録されていないことが多かった。火山の観測は特に山岳地であり、標高差による映像の歪は平地に比して更に極端に悪く、その補正は容易ではないとみられる。しかし、火山の熱異常を伴う地点、小噴気口、断裂等は、その地理的位置を精度良く把握する必要があり、映像の幾何学的歪補正を行うための航空機の位置、姿勢データの観測と記録の機能を具備することは不可欠の条件である。

これらの機能は、最近、航空機の自動慣性航法、DECAシステム等の技術開発により、航空機の位置データはそれらのシステムを具備した航空機では記録が可能となってきている。一方姿勢データについても、三軸のレートジャイロを具備することによって記録は可能である。また、ローリング自動補正機構は従来のMSSでも具備している。従って、この仕様はこれらの技術の現状及び将来の発展の方向を踏えて、映像の幾何学的補正に必要な精密なデータ取得のシステムを全体として設計することを要求したものである。

### 2.2.9 データの記録

データの記録は、観測データ、参照データ、位置・姿勢データ等必要なすべてのデータが

デジタル信号として収録できるものとし、5分間以上の連続観測データの記録及び機上でのテープ交換が可能であること、

この仕様は、データの伝送、処理・解析までの過程でデータの質的低下を防ぎ、取扱いが容易なデジタル信号の方式を採用している。また、5分間の連続観測時間は、航空機速度を250km/hrとすれば、約20kmの測線長となり、火口周辺ならば数コースの映像を撮ることができるので、これを最低の要求とし、機上交換の可能なものとした。

#### 2.2.10 機上モニタ

機上において、各チャンネルの正常な作動状況をリアルタイムに確認するため、任意に選択した1チャンネルのクイックルック装置を具備すること。

機上モニタの機能は、種々な方式が考えられるが、この仕様は、航空機動揺による熱映像の歪等を即時にモニターすることにより、良好な観測データが得られたか否かを判定し、必要に応じて、観測のやり直し、飛行コースの変更等を行い、効果的な観測を実施することを重要視して定めたものである。

### 2.3 リアルタイムデータ伝送システム（基本設計のみ）

- (1) 機上で測定したデータの内、赤外3チャンネルの内2チャンネル、可視近赤外5チャンネルの内1チャンネルを任意に選択して、デジタル信号として、リアルタイムで地上ステーションに無線伝送できること。
- (2) 伝送距離は40km直視範囲とすること。
- (3) 機上と地上との音声による両通話の交信が可能なこと、但し、データ伝送とは別の回線とすること。

リアルタイムデータ伝送システムと2.4に示す移動式の地上データ処理部は、従来の火山の熱観測の結果が、観測データの輸送、処理・解析に時間を要し、緊急の火山噴火予知及び活動監視に対応できなかった点を画期的に改善するため、簡易的ではあっても、迅速に観測データを処理解析して、現地における専門家に提供し、火山噴火災害防止の緊急性に対処することを目的としている。

従って、地形情報を得るための可視近赤外1チャンネルと、熱情報を得るための熱赤外2チャンネルを随意に選択して、デジタル信号として無線伝送する簡易な方式を採用することとした。(2)は航空機と地上データ処理部との距離が40km以内と考えた訳であるが、山岳の多い我国では、一般的にはこの範囲とならざるを得ないと考えて定めた。(3)は地上データ処理部にいる専門家がリアルタイムの映像情報から、更に詳細な観測を航空機搭乗者に指示し、また相互に話し合うことにより観測を効果的に実施しようとするを目的としている。

## 2.4 地上データ処理部（基本設計のみ）

- (1) 地上ステーションで受信されたデータは、記録されると同時に各チャンネル毎リアルタイムで画像表示できること、また任意の受信エリアについて、3チャンネル同時に任意の時間画像表示ができること。
- (2) 選定された任意の受信エリアのデータについて迅速に処理解析を行い、伝送された可視近赤外チャンネルの地形情報画像上に熱赤外チャンネルの高温域又は低温域の熱温度情報を、等温線図又はカラー表示により、重合して表示できる機能を有すること。
- (3) 上記の画像のハードコピーを迅速に作成する機能を有すること。
- (4) 地上ステーションは、トラックに積載可能で着脱可能なコンテナに収用できるものとし、電源部を有すること。

地上データ処理部に対する要求は、航空機観測映像をそのまま地上でも見られること、測定された温度分布を地形情報と重合させて簡易的に画像表示する機能を有することである。これらの要求は、ハード・ソフト共急速に発展を続けている状況からみて、今後種々な可能性が期待できると考えられる。

## 3. 航空機の動揺とMSSのスキャンオーバーラップ量に関する実験と解析

### 3.1 概要

2項で前述したように、このMSSは精度の良い火山の熱測定のために、出来得る限り地上分解能の高度化を図ることとし瞬時視野角1mrad.の仕様を与えたが、その技術的可能性を確認することは、本MSSの方式決定に対して基本的重要性をもっている。この技術的可能性の検討事項は種々の側面をもつが、この項では、航空機の動揺がMSSの走査線に与える歪を明らかにし、走査画像の抜けから実用上許容できる範囲のオーバーラップ量を決定しようとするものである。このことは走査鏡の回転速度を決定することになり、その後の詳細設計の基本となるものであり、同時に画像処理の方式、姿勢データ取得精度等に関する予備的知識を得ることからも重要である。

このため先ず、仕様で定めた航空機の機種を用い予想される測定高度で、気流条件の悪い山岳地から良好な平地上のいくつかの飛行コースを選定し、航空機の動揺データ（ローリング、ピッチング、ヨーイング）を観測し、そのデータを用いて、一定の走査回転速度に対するシミュレーション画像を作り、その画素単位の抜け率を算出して比較して、適切な走査回転速度（スキャンオーバーラップ率）を検討した。この調査の実施に当っては、航空宇宙技術研究所の姿勢計測装置を借用するとともに、同研究所飛行実験部飛行特性研究室長岡遠一氏の御指導を受けるなど協力をいただいた。

### 3.2 航空機動揺調査

#### 3.2.1 調査の諸元

- (1) 調査年月日 昭和56年6月3日 8:40~10:50
- (2) 調査コース (図3.1参照)

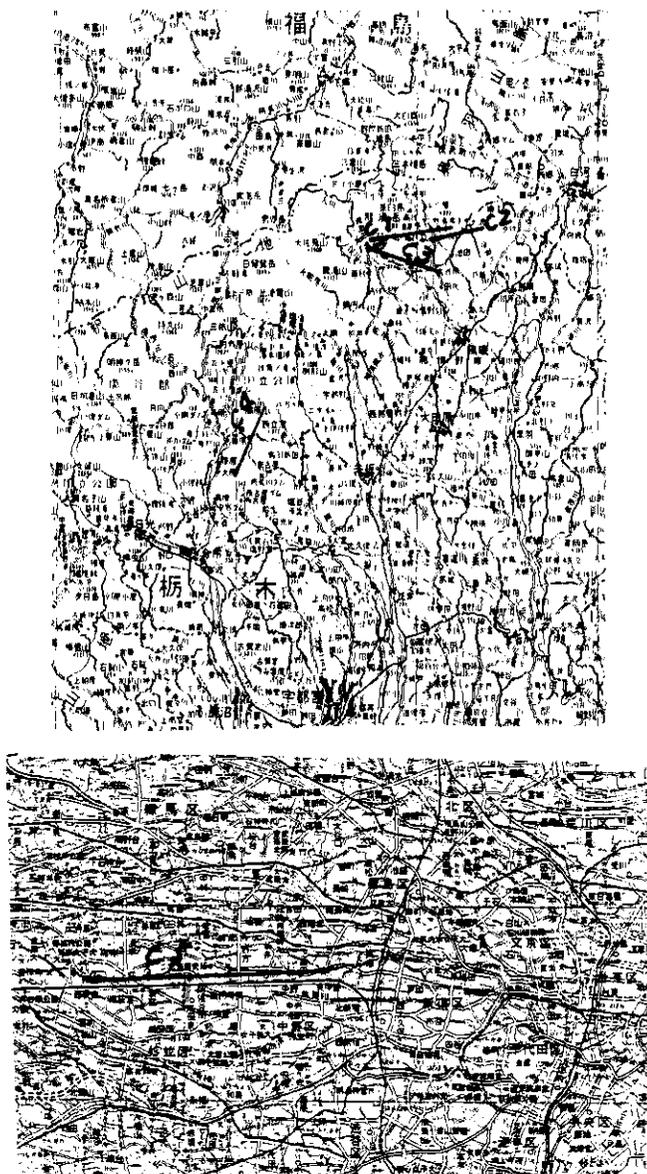


図3.1 航空機動揺調査飛行コース

Fig. 3.1 Flight courses for observation of airplane attitude of flight (roll, pitch, yaw)

- C-1～C-3 那須：気流の悪い山岳地  
 C-4 鬼怒川温泉付近：気流の良い山岳地  
 C-5 東京・中央線沿い：気流の良い平野部
- (3) 航空機 エアロコマンダー 685 型
- (4) 測定機器  
 運動計測装置：パーティカルジャイロ， デレクショナルジャイロ  
 データレコーダー：TEAC R-61  
 ペンレコーダー：三栄測器製  
 対地写真用カメラ：ハッセルブラッド  
 タイマー：AAS TN-1
- (5) 航法装置：ドップラー 72 型（デッカ社）
- (6) データ収集：データ収集のフローシートは図 3.2 に示す。
- (7) 飛行条件：各コースの飛行条件は表 3.1 に示す。

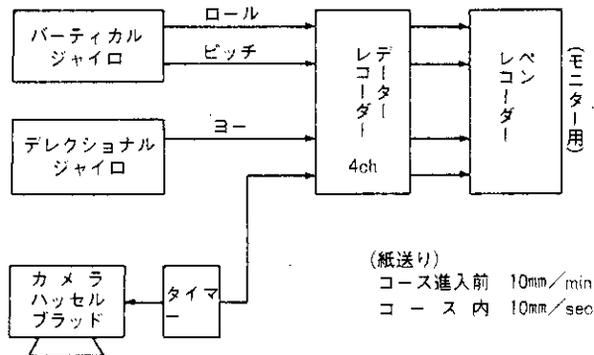


図 3.2 航空機動揺データ収集のフローシート  
 Fig. 3.2 Flow sheet for data acquisition of attitude of flight.

表 3.1 飛行条件

Table 3.1 Flight conditions for observation of attitude of flight

コースNo.	高度 feet (m)	時刻	位置及び気流条件	速度 mile. hr (km/hr)	機首方向
C-1	8,200 (2,500)	09:35-09:40	那須岳付近・気流悪し	140 (259)	E
C-2	"	09:45-09:50	"	160 (296)	E
C-3	"	09:55-10:10	"	200 (370)	E
C-4	"	10:12-10:15	鬼怒川上流・気流良し	160 (296)	S
C-5	3,000 (915)	10:35-10:37	新宿・三鷹・"	160 (296)	W

注) 那須における雲量 10%，北西の風 20 ノット (10.3 m/sec)

3.2.2 航空機動揺観測データ

表 3.1 に示された各コース毎の観測時間の間、航空機の姿勢データが収録されたが、その内、各コース共最も動揺の激しかった部分を14秒間取り出し、表 3.2、図 3.3 に示す。

表 3.2 航空機姿勢データ 単位：度 符号(+) ロール 進行左上り  
ピッチ # 上上り  
ヨー # 右向き

コース 時間	C-1			C-2			C-3			C-4			C-5		
	ロール	ピッチ	ヨー												
0. 0	-2.9	4.7	0.9	-2.4	3.2	4.6	5.6	3.5	-3.7	-4.3	5.9	0.4	0.4	5.8	3.6
2	-2.5	4.7	1.6	-2.4	3.3	4.3	6.1	3.4	-3.1	-4.4	5.9	0.5	0.7	6.0	3.3
4	-2.9	4.8	1.5	-2.2	3.5	4.0	6.9	3.2	-2.4	-4.7	5.8	0.6	0.8	6.0	3.1
6	-3.1	5.1	1.6	-1.5	3.8	4.0	7.8	2.8	-2.0	-4.7	5.7	0.7	0.5	5.8	3.0
8	-3.3	5.5	1.6	0.7	3.7	4.1	8.4	2.6	-1.4	-4.7	5.6	0.8	0.4	5.7	2.7
1. 0	-3.7	6.1	1.8	1.8	3.6	4.2	7.3	2.4	-0.9	-4.7	5.6	0.8	0.3	5.6	2.5
2	-4.3	6.7	2.0	2.0	3.5	4.1	6.7	2.2	-0.4	-4.9	5.5	0.9	0.2	5.6	2.3
4	-3.8	7.0	1.9	1.7	3.4	4.1	5.9	1.8	0	-5.0	5.2	0.9	0.2	5.6	1.7
6	-3.1	7.6	1.8	1.0	3.1	4.1	5.2	1.6	0	-5.3	5.1	0.9	-0.5	5.6	1.6
8	-2.5	8.0	1.7	0.4	2.6	4.2	4.2	1.2	-0.1	-4.9	5.0	1.0	-0.8	5.6	1.6
2. 0	-2.5	8.2	2.2	0.2	2.7	4.2	3.3	1.1	-0.6	-4.4	5.0	1.2	-1.4	5.5	1.7
2	-3.3	8.5	2.4	0.2	2.8	4.4	3.0	1.0	-0.8	-3.6	5.0	1.4	-1.7	5.5	2.0
4	-4.3	8.7	2.4	0.4	2.9	4.5	2.4	1.1	-0.8	-3.8	5.1	1.6	-1.4	5.5	2.4
6	-5.2	8.9	2.4	1.4	3.1	4.7	2.2	1.4	-0.9	-4.9	5.1	1.9	-0.8	5.6	2.7
8	-6.1	8.7	2.4	2.2	3.2	5.0	2.4	1.4	-0.8	-5.3	5.0	2.3	-0.4	5.6	2.8
3. 0	-7.6	8.2	2.5	2.0	3.3	5.2	3.9	1.1	-0.7	-5.0	5.0	2.4	0.4	6.0	2.9
2	-8.8	7.8	2.9	1.7	3.3	4.9	4.3	1.1	-0.5	-4.7	5.0	2.4	0.7	6.2	2.7
4	-8.8	7.1	3.1	2.2	3.3	4.6	4.0	1.3	-0.6	-4.1	5.0	2.0	0.6	6.3	2.4
6	-7.7	6.2	3.5	2.9	3.4	4.2	2.8	1.4	-0.8	-3.7	4.9	1.6	0.1	6.4	2.0
8	-7.0	5.6	3.8	3.0	3.6	4.0	1.8	1.5	-0.9	-4.0	4.5	1.3	-0.6	6.6	1.6
4. 0	-6.8	5.0	3.9	2.2	3.8	4.2	1.1	1.6	-1.1	-4.9	4.1	1.0	-0.9	6.6	0.8
2	-6.6	4.3	3.9	1.9	4.0	4.6	0.4	1.6	-1.3	-4.9	4.0	1.5	-1.5	6.4	0.5
4	-6.4	3.4	3.9	2.7	4.2	5.1	-0.6	1.9	-0.9	-4.3	3.6	1.6	-1.5	6.1	0.2
6	-6.9	3.0	3.9	4.1	4.3	5.7	-0.8	2.2	-0.8	-4.0	3.4	2.0	-1.0	5.6	0.2
8	-7.3	2.5	3.9	5.4	4.3	5.9	-0.8	2.5	-0.5	-3.8	3.4	2.4	-0.7	5.5	0.2
5. 0	-7.9	1.6	3.9	5.8	4.3	5.8	0.0	3.0	0.1	-4.2	3.6	2.5	-0.9	5.6	0.2
2	-8.0	1.4	3.9	5.4	4.2	5.7	0.7	3.4	0.2	-4.9	3.8	3.0	-1.7	5.8	0.2
4	-8.0	0.9	3.2	4.7	3.8	5.7	0.8	3.5	0.1	-6.5	3.4	2.8	-2.0	6.0	0.4
6	-8.1	0.9	2.5	4.1	3.4	5.7	1.3	3.9	-0.8	-7.0	3.1	2.5	-1.7	6.1	0.7
8	-8.1	1.5	-1.4	4.1	3.3	6.1	1.3	4.2	-1.2	-6.8	3.1	2.3	-1.2	6.2	0.9
6. 0	-8.9	1.8	0.3	4.3	3.5	6.3	0.6	4.3	-1.5	-5.8	2.6	2.0	-0.3	6.0	1.2
2	-8.9	2.7	0.6	4.9	4.0	6.4	-0.6	4.3	-1.3	-4.9	2.2	1.7	0.5	6.1	1.5
4	-8.9	3.0	0.2	7.3	4.3	6.2	-0.8	4.3	-1.0	-4.0	2.1	1.7	0.7	6.2	1.6
6	-8.4	2.7	-1.8	9.2	4.7	6.0	-0.5	4.4	0	-3.1	2.0	2.1	1.3	6.3	1.5
8	-5.7	1.6	4.3	10.9	5.0	5.5	1.1	4.5	0.6	-2.9	2.1	2.3	2.2	6.5	0.9
7. 0	-3.7	0.3	7.1	12.4	5.2	5.0	3.1	4.4	0.9	-4.2	2.2	2.0	3.1	6.6	0.9
2	-3.1	3.6	9.9	14.0	5.3	4.7	4.0	4.5	0.9	-6.6	2.1	1.6	3.9	6.8	0.4
4	-3.6	4.2	11.8	16.1	5.5	4.6	3.2	4.7	0.7	-6.8	1.9	2.3	3.0	7.0	0.1
6	-5.2	4.3	13.2	17.8	5.3	4.2	2.0	4.9	-1.1	-6.5	1.5	0.8	1.3	7.1	-0.5
8	-5.2	4.6	13.0	16.1	5.0	4.2	1.6	5.3	-2.1	-5.9	1.3	0.3	0.4	7.0	0.1
8. 0	-4.3	5.1	12.6	13.3	4.5	4.6	1.5	5.4	-3.1	-5.9	1.2	0.0	0.3	7.0	0.3
2	-3.3	4.3	11.2	10.5	4.3	4.7	1.1	5.5	-3.9	-5.8	1.2	0.0	-0.1	7.0	0.8
4	-2.7	3.6	9.8	8.7	3.9	6.0	0.6	5.7	-4.2	-5.4	1.2	0.2	-0.4	7.0	0.9
6	-2.5	0.6	7.9	8.4	3.4	7.2	0.6	6.2	-3.9	-4.8	1.3	0.4	0.4	7.1	1.1
8	-3.1	1.6	6.3	8.2	3.2	8.6	2.4	7.1	-3.1	-4.0	1.4	0.2	1.1	7.2	1.6
9. 0	-3.7	2.5	4.7	8.4	3.0	9.7	3.5	7.4	-2.2	-3.3	1.8	-0.8	0.8	7.3	2.0
2	-4.2	3.2	3.8	8.7	2.8	10.3	3.8	8.0	-2.3	-3.1	2.2	1.7	0.2	7.3	2.4
4	-4.6	3.8	2.7	9.4	3.1	10.5	3.1	8.3	-2.5	-3.3	2.4	2.5	0.2	7.4	2.4

コース 時間	C-1			C-2			C-3			C-4			C-5		
	ロール	ピッチ	ヨー	ロール	ピッチ	ヨー	ロール	ピッチ	ヨー	ロール	ピッチ	ヨー	ロール	ピッチ	ヨー
9. 6	-4.4	4.3	2.4	8.9	3.3	10.2	2.5	8.8	-3.1	-3.8	2.3	3.4	0.6	7.5	2.4
	-3.3	4.3	2.2	8.5	3.4	9.5	2.2	9.0	-3.9	-4.0	2.2	3.8	1.0	7.5	2.1
10. 0	-2.4	4.5	2.4	8.3	3.6	8.8	2.2	9.0	-4.3	-4.2	2.1	3.8	1.6	7.5	1.9
	-2.4	4.5	2.4	8.0	3.8	8.6	1.3	8.9	-4.7	-4.0	2.0	3.5	1.6	7.4	1.8
	-2.9	4.5	3.1	7.3	3.7	8.2	0.6	8.6	-4.6	-3.1	1.8	3.0	1.1	7.6	1.6
	-5.2	4.5	3.9	6.4	3.6	8.1	0.5	8.1	-4.0	-3.1	1.9	2.4	0.7	7.7	1.7
11. 0	-7.5	4.3	4.7	6.2	3.5	8.3	0.6	8.0	-3.3	-4.0	2.2	2.4	0.5	7.9	1.8
	-8.7	4.3	5.0	6.3	3.4	8.6	1.2	8.1	-2.4	-5.2	2.4	2.5	0.1	8.0	2.0
	-8.7	4.3	4.8	6.2	3.4	9.3	1.5	8.2	-1.8	-5.4	2.8	2.7	-0.3	7.8	2.4
	-8.6	4.3	4.2	6.4	3.2	10.2	1.3	8.4	-1.3	-5.2	3.1	3.1	0.2	7.6	2.7
12. 0	-9.1	5.3	3.6	6.7	3.1	11.5	0.4	8.2	-0.8	-4.7	3.1	3.3	0.6	7.4	3.2
	-9.4	6.3	3.1	6.7	2.9	12.3	0.5	8.0	-0.8	-4.0	3.1	3.8	0.8	7.7	3.5
	-8.9	7.4	2.4	6.4	2.7	13.0	0.0	7.6	-0.8	-3.1	3.1	4.0	1.1	8.0	3.8
	-8.0	8.0	2.0	6.8	2.5	13.3	1.0	7.4	-1.4	-3.1	3.1	4.2	1.2	8.0	3.9
13. 0	-6.3	8.9	1.7	7.5	2.5	13.2	-2.6	7.4	-1.7	-3.2	3.2	4.2	1.5	8.0	3.5
	-5.0	9.0	1.9	8.1	2.5	12.8	-3.1	7.4	-2.2	-4.0	3.3	4.2	1.2	8.0	3.2
	-3.3	9.3	2.4	8.6	2.3	12.3	-2.9	7.5	-2.0	-4.8	3.6	4.0	0.9	8.0	2.8
	-2.4	9.3	3.1	9.0	2.4	11.8	-2.6	7.8	-1.7	-4.8	3.7	3.8	0.6	8.0	2.7
14. 0	-1.3	9.3	3.5	9.7	2.4	11.5	-2.1	7.6	-1.3	-4.0	3.8	3.7	0.4	8.0	2.5
	-0.9	9.0	3.9	10.2	2.4	10.9	-1.7	7.3	-0.9	-3.7	3.9	3.5	0.1	8.0	2.5
	-1.5	9.0	4.2	9.9	2.5	10.2	-0.6	7.1	0.0	-3.2	4.0	3.7	0.4	8.0	2.5
	-1.8	9.4	4.7	9.5	2.5	9.6	-0.3	7.0	0.2	-3.5	4.0	3.9	0.4	8.0	2.7
14. 0	-2.5	9.9	5.1	9.3	2.5	9.4	-0.1	6.9	0.4	-4.0	4.1	4.0	0.4	8.0	3.3

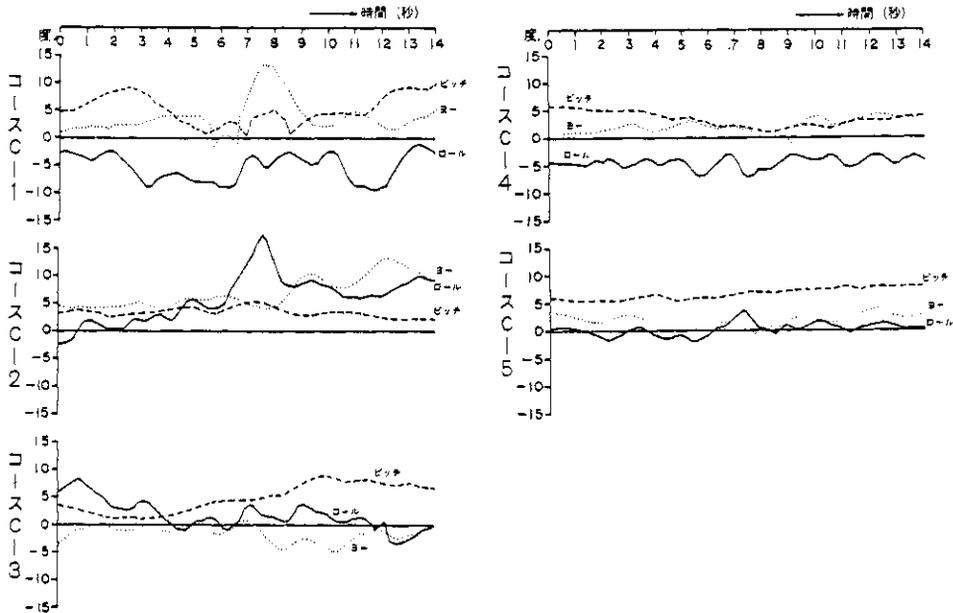


図 3.3 航空機の動揺

Fig. 3.3 Observed data of attitude of flight in each flight course

図 3.3 から、航空機の動揺は、ピッチングは比較的变化が少ないのに対し、ローリング、ヨーイングは変化が大きい。気流の悪い山岳地上空では、ローリングの最大は C-2 コースで 9°/秒、ヨーイングは C-1 コースで 14°/秒が観測されたが、ピッチングの最大は C-1 コースで最大 5°/秒であった。

### 3.3 航空機の動揺が走査映像に及ぼす影響の解析

#### 3.3.1 スキャンオーバーラップ

航空機の動揺を考慮しない場合は、スキャンオーバーラップ率 (p) は、航空機の対地速度 (V m/秒) 及び高度 (Hm) との関係は次式で表わされる。

$$V/H = (1 - p) \omega \cdot n \cdot N \quad \dots\dots\dots (3.1)$$

ここに、

$\omega$  : 瞬時視野角 IFOV (rad.)

n : 走査鏡の回転速度 (rps)

N : 走査鏡面数 (本設計では四面鏡を使用する, N = 4)

V/H と p との関係を具体的に表現するために、対地高度 (H) を 1,000 m 及び 300 m, 対地速度 (V) を 140, 160, 200 ノット, 走査鏡回転数 (n) を 25, 30, 40 rps, 瞬時視野角を 1, 1.5 m rad. として p を計算し図 3.4 に示した。

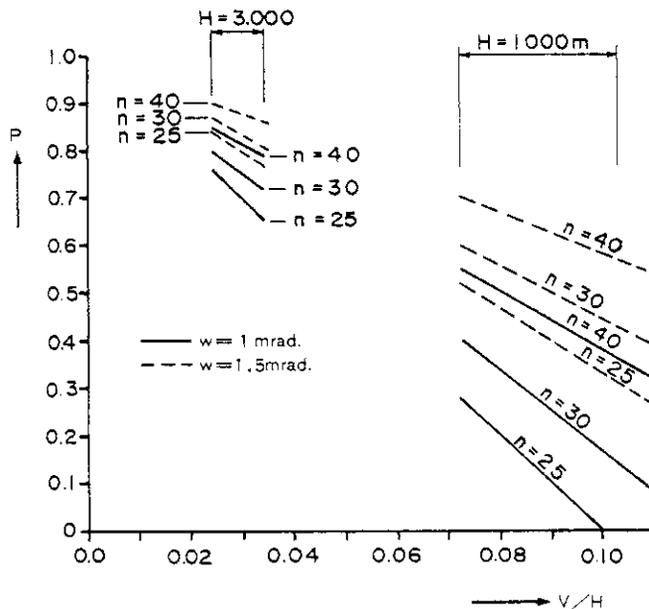


図 3.4 V/H と p との関係

Fig. 3.4 Relation between V/H (flight speed/airplane height from ground) and p (ratio of scan overlapping) for each instantaneous field of view and rotating rate of scan mirror with four reflectors

この図から、瞬時視野角を小さくすると、低高度では、走査速度が遅い場合は十分なスキヤンオーバーラップが得られないことが分る。

### 3.3.2 航空機の動揺と走査位置

高低差の大きい地表面の走査を解析することは困難であるが、地表面を平面と仮定し、一定の対地高度と速度を有する航空機からの MSS の走査線に与える航空機の動揺は、走査線の地表平面の走査位置を解析することにより一応の評価は可能と考えられる。

今ある時刻の MSS の地表走査の座標値を  $(Y_i, X_i)$  とすれば、 $X_i, Y_i$  は図 3.5 より、次式により与えられる。

$$X_i = Z_0 \{ \tan(\phi + \lambda) \cdot \sin \phi \cdot \sec \theta + \tan \theta \cdot \cos \phi \} + V \cdot \Delta t \quad \dots\dots\dots (3.2)$$

$$Y_i = Z_0 \{ -\tan(\phi + \lambda) \cos \phi \cdot \sec \theta + \tan \theta \cdot \sin \phi \} \quad \dots\dots\dots (3.3)$$

- ここに  $\Delta t$ : 走査間隔 (秒)
- $\lambda$ : 走査鏡の回転角 (度)
- $\phi$ : ロール角 (度)
- $\theta$ : ピッチ角 (度)
- $\varphi$ : ヨー角 (度)
- $Z_0$ : 航空機の対地高度 (m)
- $V$ : 航空機の対地速度 (m/秒)

上記角度は、進行方向を X 軸とし、X 軸と同一水平面内右向きに Y 軸、Z 軸は航空機から鉛直下方に採ったとき右ネジ方向を + とするので、ロール角  $\phi$  は X 軸、ピッチ角  $\theta$  は Y 軸、ヨー角  $\varphi$  は Z 軸、走査鏡の回転角  $\lambda$  は X 軸に対してそれぞれ右ネジ方向が + 方向となる。

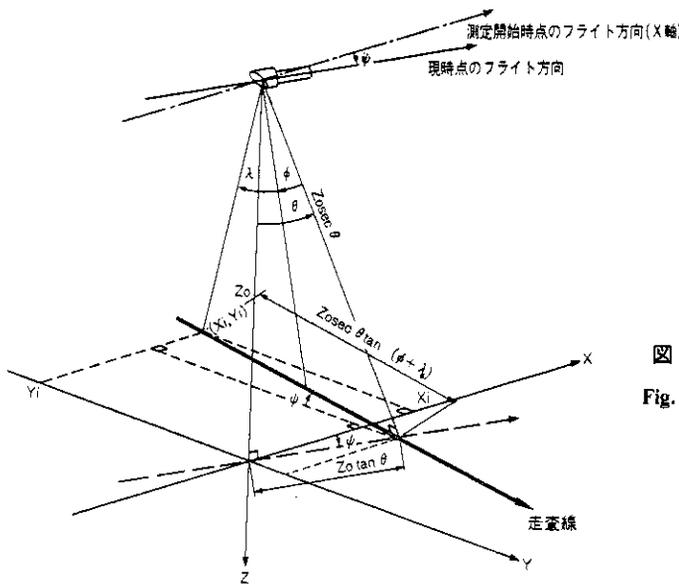


図 3.5 航空機の動揺と走査座標

Fig. 3.5 Coordinates of scan point projected to a plane using observed data of altitude of flight

3.3.3 航空機動揺データを用いた映像シミュレーションと画素抜け率

航空機動揺データを用いた“仮想スキャニングマップ”のシミュレーションは、(3.2)及び(3.3)式に計算条件を与えて行う。仮想スキャニングマップは、仮想平面座標上に各スキャンラインの瞬時視野中心点を投影したものである。この仮想スキャニングマップを特定の画素枠でリサンプリングした場合、画素枠に投影点が含まれないものは、航空機の動揺によりスキャンされなかったものとして、画素の抜け率を(3.4)式で表わす。この抜け率を実用上の観点から検討して、走査回転速度(スキャンオーバーラップ量)に決定する方法を採用した。

$$\text{抜け率} = \frac{\text{走査投影点を含まないリサンプリングの画素数}}{\text{仮想スキャニングマップのサンプリングの全画素数}} \times 100(\%) \dots (3.4)$$

仮想スキャニングマップの計算は、最も航空機動揺の激しかったC-1コースと、最も安定していたC-5コースの動揺観測データを用い、航空機の対地高度を1,000m、速度を140ノット(71.5 m/sec)とし、走査間隔  $\Delta t$  を5 ms(走査回転速度50 rps)、10 ms(25 rps)、12.5 ms(20 rps)として行った。一方、リサンプリングの画素枠の寸法は、1 m × 1.3 m、2.0 m × 2.0 m、4.0 m × 4.0 mの3種について行った。リサンプリングは、走査の始終と左右端で動揺の影響による計算値の不連続が生ずるため、図3.6に示すように、リサンプリング範囲を縮めて行った。

表3.3には仮想スキャニングとリサンプリングに関する上記のパラメータを一括して示している。

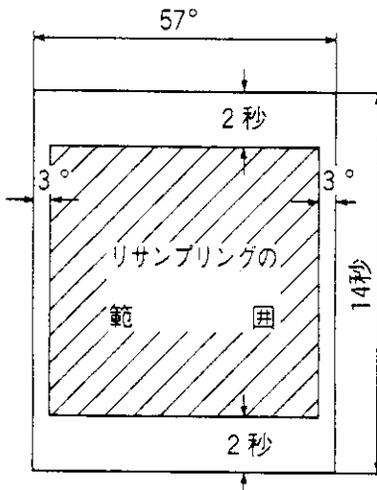


図3.6 リサンプリングの範囲

Fig. 3.6 Range adopted to resampling of projected scan point data on a plane

表3.3 仮想スキャニングとリサンプリングのパラメータ

Table 3.3 Parameters for scan simulation and size of picture element for resampling of simulated scan

パラメータ	
走査間隔	リサンプリング寸法
$\Delta t = 5 \text{ mS}$ (四面走査鏡回転速度50 rps)	1 m × 1.3 m
	2 m × 2 m
	4 m × 4 m
$\Delta t = 10 \text{ mS}$ (四面走査鏡回転速度25 rps)	1 m × 1.3 m
	2 m × 2 m
	4 m × 4 m
$\Delta t = 12.5 \text{ mS}$ (四面走査鏡回転速度20 rps)	1 m × 1.3 m
	2 m × 2 m
	4 m × 4 m
飛行コース	C-1, C-5
比地高度	1,000 m
対地速度	140ノット(71.5 m/sec)

また図 3.7 には、計算のフローを示す。

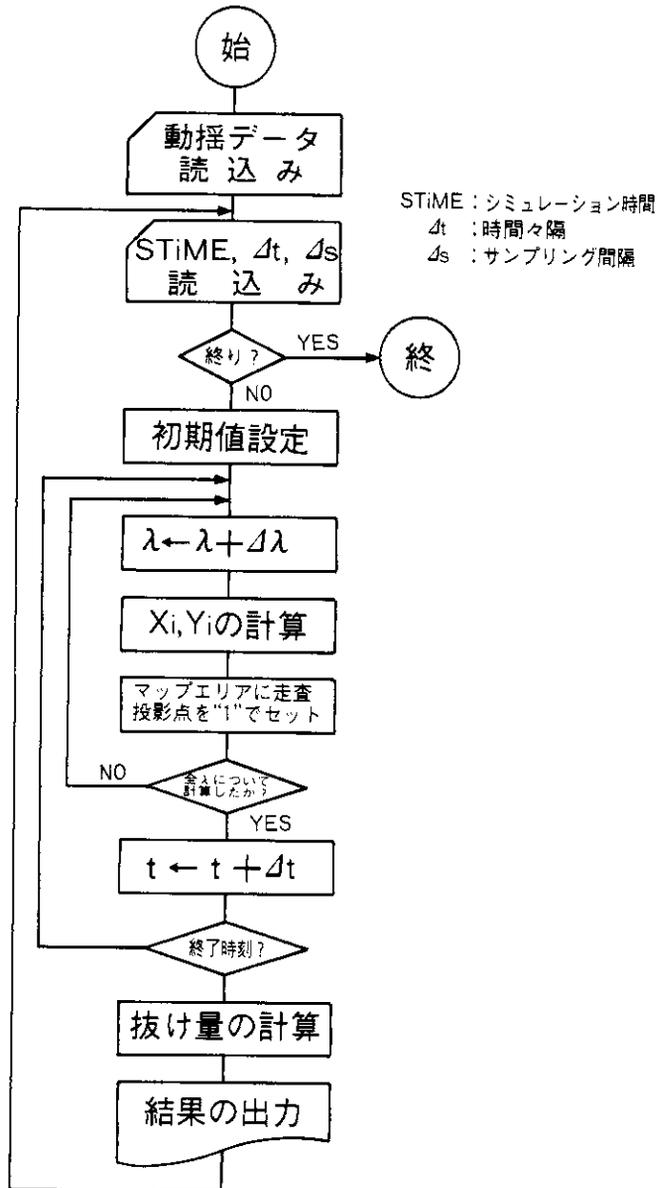


図 3.7 仮想スキャンングとリサンプリング計算フロー

Fig. 3.7 Flow chart for scan simulation and resampling

3.3.4 解析結果

コース C-1 及び C-5 についての解析結果を表 3.4 (a)及び(b)にそれぞれ示す。また仮想スキャンマップのリサンプリング寸法による“抜け”の状況を見るために、Case Noの1, 2, 4, 5, 7, 8 の6ケースについて図 3.8 (a), (b), (c), (d), (e), (f)にそれぞれ示す。

表 3.4 リサンプリング寸法と抜け率

Table 3.4 The percentage of not scanned point for each resampling size of picture element  
 (a) C-1 flight course: mountainous area with strong air turbulence  
 (b) C-5 flight course: plain area with weak air turbulence

(a) C-1 コース (気流の悪い山岳部)

走査周期	オーバーラップ量	リサンプリング寸法	抜け率	Case No
5 mS (50 rps)	66%	1 m × 1.3 m	5.45	1
		2 # × 2 #	1.81	2
		4 # × 4 #	1.61	3
10 mS (25 rps)	30%	1 # × 1.3 #	17.86	4
		2 # × 2 #	5.27	5
		4 # × 4 #	1.66	6
12.5 mS (20 rps)	10%	1 # × 1.3 #	26.98	7
		2 # × 2 #	6.92	8
		4 # × 4 #	2.47	9

(b) C-5 コース (気流の良い平野部)

走査周期	オーバーラップ量	リサンプリング寸法	抜け率	Case No
5 mS (50 rps)	65%	1 m × 1.3 m	0.00	1'
		2 # × 2 #	0.00	2'
		4 # × 4 #	0.00	3'
10 mS (25 rps)	30%	1 # × 1.3 #	0.20	4'
		2 # × 2 #	0.00	5'
		4 # × 4 #	0.00	6'
12.5 mS (20 rps)	10%	1 # × 1.3 #	3.99	7'
		2 # × 2 #	0.00	8'
		4 # × 4 #	0.00	9'

図 3.8 仮想スキニングマップのリサンプリング寸法による抜け画像

Fig. 3.8 Scanning map showing scanned point and not scanned point for each flight course and adopted size of picture element for resampling. Case 1-8.  
 In this figure, R, O, G and P represent the rotating rate of scan mirror with four reflectors, the percentage of scan overlapping, the size of picture element for resampling and the percentage of not scanned point, respectively

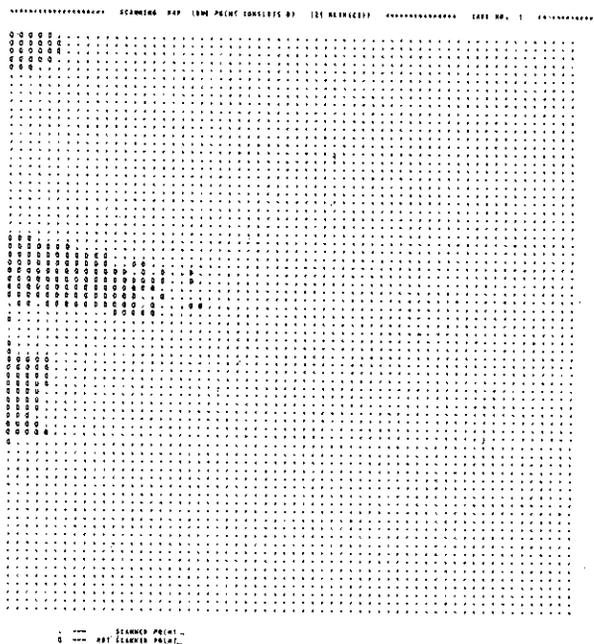


図 3.8(a) Case 1 (R=50 rps, O=65% G=1.0m×1.3m, P=5.45%) R=走査鏡回転速度, O=オーバーラップ率, G=リサンプリング画素寸法, P=画素抜け率 上図○印が抜けた画素, 但し, 図中の1点は121画素を含む。

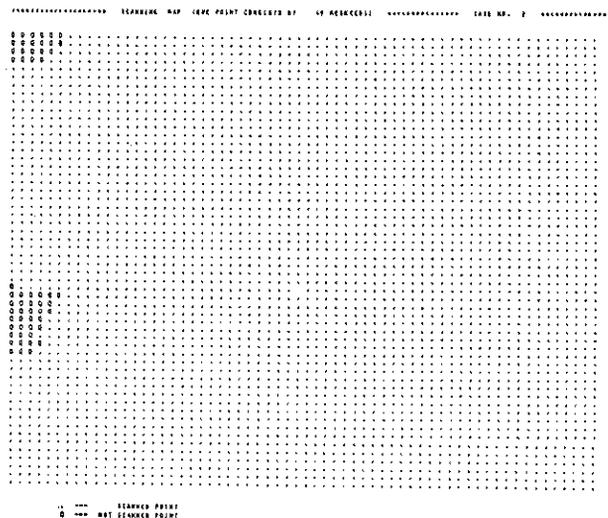


図 3.8 (b) Case 2 (R=50 rps, O=65%, G=2m×2m, P=1.81%) 1点=49画素



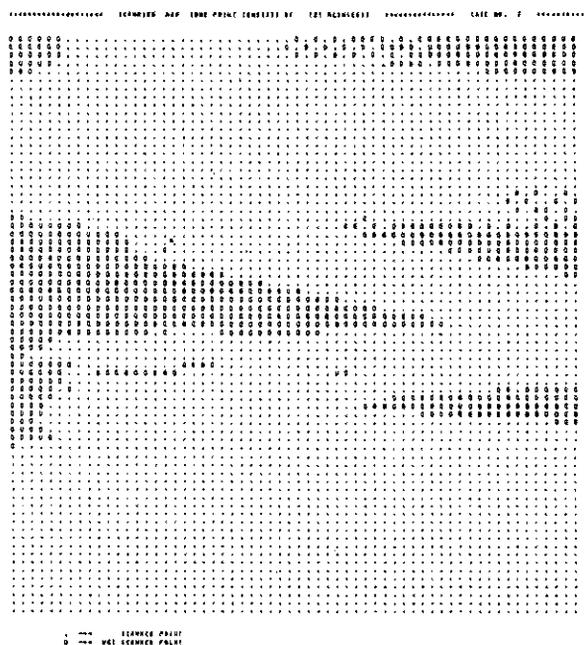


図 3.8 (e) Case 7 (R=20rps, O=10%, G=1.0m×1.3m, P=26.98%) 1点=121画素



図 3.8 (f) Case 8 (R=20rps, O=10%, G=2m×2m, P=6.92%) 1点=49画素

以上の結果を総合的に判断すると、気流の悪い山岳地域では、航空機動揺により走査画像に“抜け”が生ずる可能性は十分あり、“抜け”を発生させないためには、走査速度を 50 rps 以上にしなければならないが、このような高速走査は機械的にも無理が生ずる。悪条件の下でも、同一コースの観測を繰り返すことにより“抜け”を埋めることは可能であるが、データ処理が大量となり画像の歪補正も困難であることから、“抜け”はリサンプリングの画素寸法  $2\text{ m} \times 2\text{ m}$  で数%程度に抑えたい。

以上より、瞬時視野角  $1.0\text{ rad.}$  及び  $1.5\text{ rad.}$ 、走査鏡回転速度 25 rps、及び 40 rps で設計を進めることとする。

#### 4. MSS の構造設計と機能解析

##### 4.1 概要

MSS の構造は、2項に示された各種仕様を満し、3項で検討した走査機能も考慮に入れて設計された。特に構造上重要な問題は、2.2.1(1)で示された MSS 設置穴直径  $470\text{ mm}$  の寸法上の制約条件、サイドルーキングの機構の採用、測温及び測光の効率を高める光学系の構成等である。

次に設計された MSS の機構が、要求仕様を満す機能を有するか否かについて、下記に示す事項について解析が行われた。

- (1) 走査検知部の MTF の解析
- (2) 可視近赤外域の S/N
- (3) 赤外域の S/N, NETD
- (4) 大気条件による NETD への影響評価

##### 4.2 MSS の機構設計

###### 4.2.1 MSS の形状寸法

2.2.1(2)の仕様により、MSS 設置穴寸法が  $470\text{ mm}$  以内に制限されたことから、MSS の走査検知部の外観と寸法は、図 4.1 のように設計された。

###### 4.2.2 MSS の機能系統と光学系の構成

仕様で示した観測波長 (2.2.2, 可視近赤外域 5 チャンネル)、視野角 (2.2.6, 鉛直及びサイドルーキング共  $60^\circ$ )、参照光源 (2.2.7, 標準ランプ・天空光及び 3 種基準熱源)、航空機姿勢検出 (2.2.8)、データの記録 (2.2.9)、機上モニター (2.2.10) の条件を具備した MSS の機能系統を設計し、それを図 4.2 に示す。

また光学系の構成については、寸法及び上記機能系統に基づき設計を行い、図 4.3 に光学系構成配置図を示し、その諸元については、走査鏡を表 4.1、集光鏡を表 4.2 に示す。リレーレンズ系の諸元は瞬時視野角決定後定める。

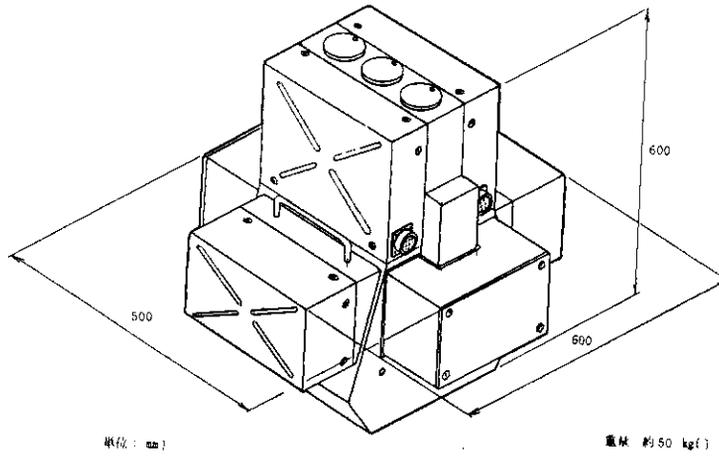


図 4.1 MSS 走査検知部外觀図  
Fig. 4.1 Schematic outlook of planned multi-spectral scanner

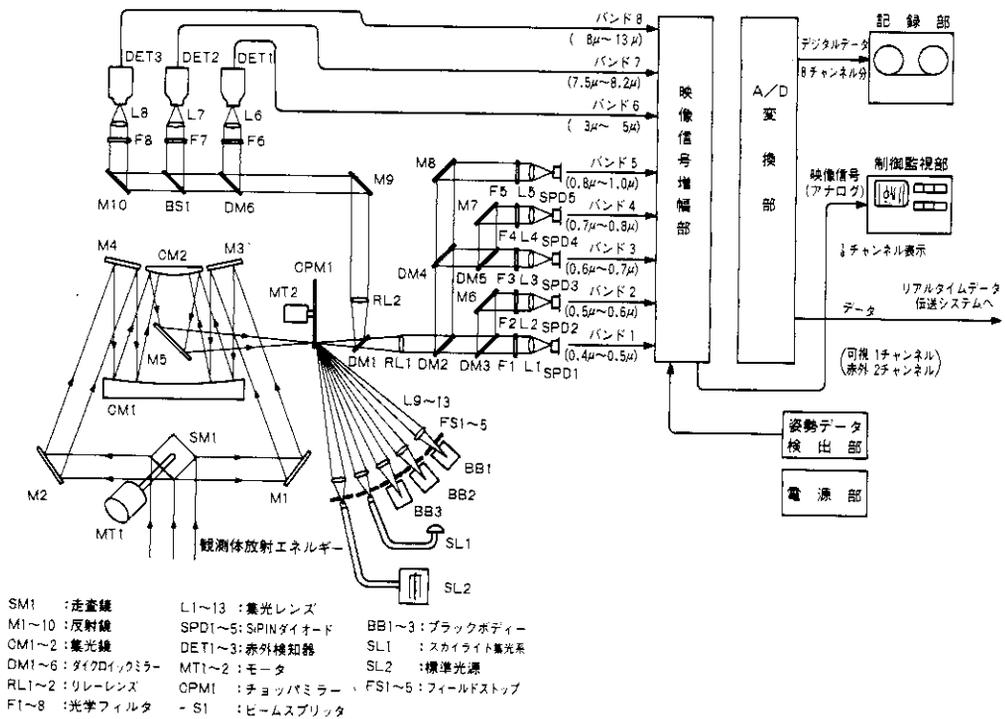


図 4.2 MSS の機能系統図  
Fig. 4.2 Functional diagram of planned MSS

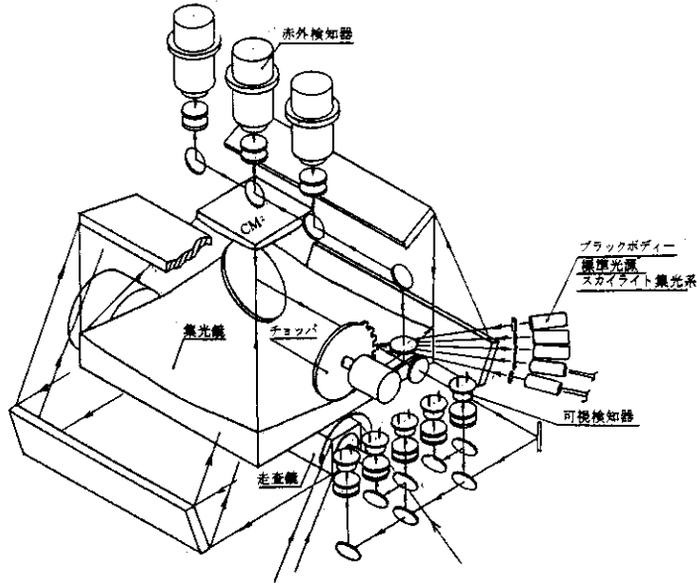


図 4.3 光学系構成配置図

Fig. 4.3 Diagram of optical system of planned MSS

表 4.1 走査鏡の諸元

Table 4.1 Specifications of scan mirror

方 式	回 転 走 査
形 状	正 四 角 柱 (四面鏡)
寸 法	40 mm × 40 mm × 186 mm
回 転 数	2.5 rps. 4.0 rps

表 4.2 集光鏡の諸元

Table 4.2 Specifications of converging mirrors

方 式	Cassegrainian	Ritchey-Chretien
開 口 径	一次鏡 (GM <sub>1</sub> )	263 mm (外接円径)
	二次鏡 (CM <sub>2</sub> )	107.5 mm ( " )
焦 点 距 離	一次鏡	300 mm
	二次鏡	220 mm
F ナ ン バ	一次鏡	1.14
	二次鏡	2.05
実効焦点距離	400 mm	
実効開口面積	160 cm <sup>2</sup>	

#### 4.2.3 四面走査鏡の走査と視野角

四面走査鏡の走査は、図 4.4 に示すように、視野角度 ( $\theta^\circ$ ) は、走査鏡回転角度 ( $\varphi^\circ$ ) の 2 倍となるので、鉛直方向の視野角  $60^\circ$  は、走査鏡回転角度の  $-15^\circ$  から  $+15^\circ$  の回転走査で得られる。また、サイドロッキング鉛直から左右に各  $60^\circ$  の視野は、左側に対して  $-30^\circ$

から $0^\circ$ まで、右側に対しては $0^\circ \sim 30^\circ$ の回転走査で得られる。従って図4.5に示すように光学的視野が左右 $60^\circ$ とれるように走査鏡の配置を行えば、電気的視野各 $60^\circ$ の選択により仕様を満足する視野を得ることができる。

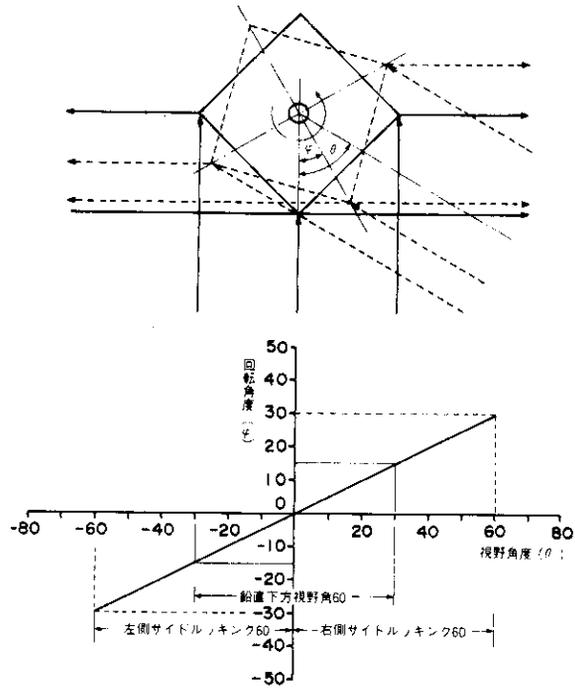


図 4.4 四面走査鏡の回転角と視野角との関係

Fig. 4.4 Relation between rotation angle of scan mirror with four reflectors and angular field of view

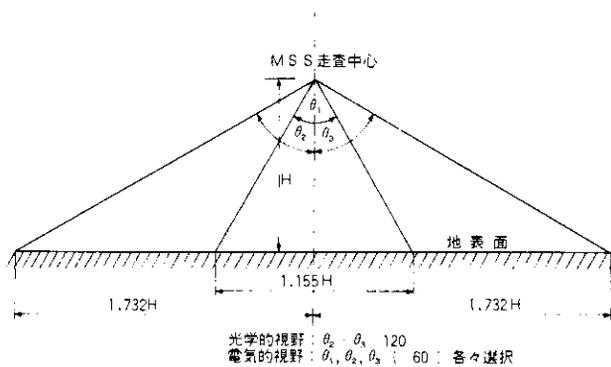


図 4.5 サイドロッキング方式

Fig. 4.5 Side looking mode of planned MSS

#### 4.2.4 集光エネルギーの伝播, 分光, 検知の方式

観測体からの放射エネルギーは、走査鏡、集光鏡により集光され、走査鏡の回転と同期して回転しているチョッパーミラーで視野角以外の光は遮断される。チョッパーミラーを通過した光は、ダイクロミックビームスプリッター DM<sub>1</sub> で熱赤外域と可視近赤外域に分離される。分離された光は、リレーレンズにより平行光束として送られ、更に反射、分光径路を経て光学フィルターで所定の波長域のみが取り出され、集光レンズで検知器に結像される。

参照光源、基準熱源からの放射光は、チョッパーミラーに異なる角度で取付けられた小反射鏡により、観測視野の遮断時間内に順次 DM<sub>1</sub> 以後の光学系に投光され、同じ径路を経て検知器に達する。(図 4.2 参照)

従って、走査検知部の映像信号の配列は、図 4.4 の走査鏡回転角度で表現すると、図 4.6 に示す方式となる。

#### 4.2.5 光学コンポーネントの透過率

光学系内を分光・伝播する観測放射エネルギーは、各光学コンポーネントにおける反射率、透過率によって減衰を受ける。表 4.3 は各バンド毎の光学系径路による透過率を、各光学コンポーネント毎に示すとともに、総合平均透過率を算出したものである。

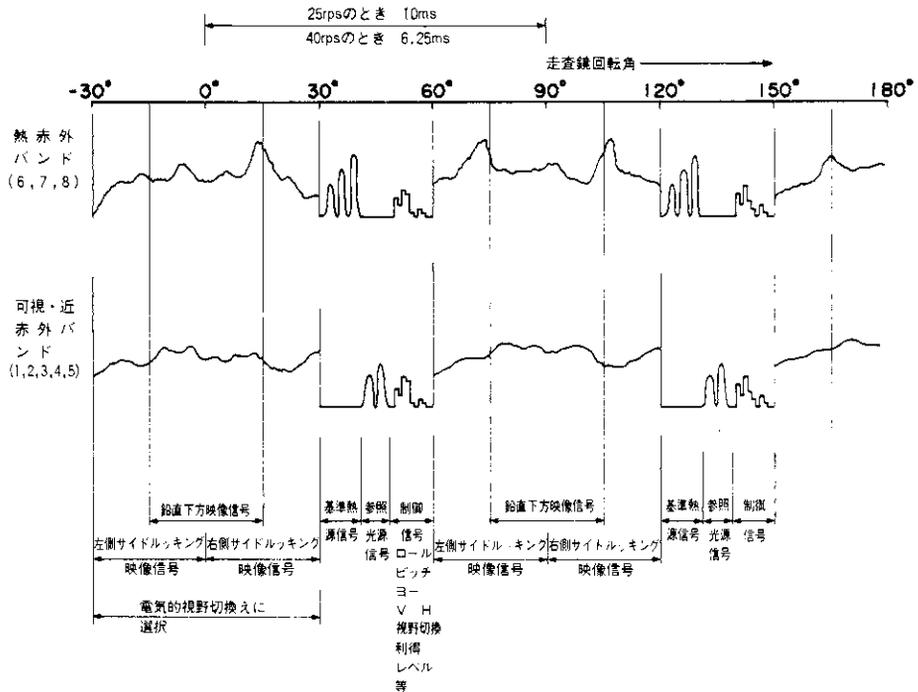


図 4.6 走査映像信号の配列方式

Fig. 4.6 Arrangement mode of data signals corresponding to rotation angle of scan mirror with four reflectors

表 4.3 光学コンポーネントの透過率

Table 4.3 Transmissivity of each optical component and synthetic transmissivity in each spectral band of planned MSS

コンポーネント名称	波長 記号	バンド1	バンド2	バンド3	バンド4	バンド5	バンド6	バンド7	バンド8	備考
		0.4~ 0.5 μm	0.5~ 0.6 μm	0.6~ 0.7 μm	0.7~ 0.8 μm	0.8~ 1.0 μm	3~ 5 μm	7.5~ 8.2 μm	8~ 13 μm	
走査鏡	S M 1	0.8	0.8	0.8	0.8	0.8	0.8	0.95	0.95	アルミニウム蒸着
反射鏡	M 1~5	0.86	0.86	0.86	0.86	0.86	0.86	0.86	0.86	アルミニウム蒸着 M1, M3, M5 又は M2, M4, M5 組合せ
集光鏡	CM 1, 2	0.86	0.86	0.86	0.86	0.86	0.95	0.95	0.95	カセグレ型リッチークレチ ニコ方式、フェーズドシリ カ使用、アルミ蒸着
ダイクロ イックミラー	D M 1	0.7	0.77	0.81	0.8	0.7	0.9	0.9	0.9	
	"	D M 2	0.9	0.9	0.9	0.95	0.95	-	-	
	"	D M 3	0.8	0.95	-	-	-	-	-	
	"	D M 4	-	-	0.9	0.9	0.9	-	-	
	"	D M 5	-	-	0.9	0.9	-	-	-	
	"	D M 6	-	-	-	-	-	0.9	0.9	0.9
リレー レンズ	R L 1	0.75	0.75	0.75	0.75	0.75	-	-	-	2枚構成
	"	R L 2	-	-	-	-	-	0.75	0.75	0.75
反射鏡	M 6	-	0.9	-	-	-	-	-	-	アルミニウム蒸着
	"	M 7	-	-	-	0.9	-	-	-	"
	"	M 8	-	-	-	-	0.9	-	-	"
	"	M 9	-	-	-	-	-	0.9	0.9	0.9
	"	M 10	-	-	-	-	-	-	0.9	"
光学 フィルタ	F 1~8	0.8	0.8	0.8	0.8	0.8	0.8	0.8	0.8	
集光レンズ	L 1~8	0.83	0.83	0.83	0.83	0.83	0.83	0.83	0.83	2枚構成
ビーム スプリック	B S 1	-	-	-	-	-	-	0.5	0.5	
総合平均透過率		0.15	0.17	0.17	0.16	0.16	0.28	0.14	0.13	

4.2.6 可視近赤外域の検知器とその性能

可視近赤外域の検知機は、光伝導効果形の Si-PIN フォトダイオードを用いる。そのレスポンスビリティは量子効果によって定まり、ディテクティブリティは暗電流に支配される。

製造上からは暗電流の“ばらつき”が大きいので、Si-PIN フォトダイオードに対する要求水準は、表 4.4 に示すように、その性能に対して低位のものを採用した。

更にシステムの性能の評価解析に対しては、更にマージンを取ることとして表 4.4 に示す。またこの評価解析のための正規化分光感度特性を図 4.7 に示す。

検知器素子サイズは、光学系の仕様と対照して検討の結果、150 μm 口とする。

4.2.7 赤外域の検知器とその性能

赤外域の検知器としては、検知器のディテクティブリティを目標とする各赤外バンド域で最大とすることができる。Hg Cd Te の3元合金の半導体光導電形検知器を用いることとした。これは半導体の Cd Te と半金属の Hg Te の混合結晶化により作られるもので、 $Hg_x Cd Te_{1-x}$  の x、即ち水銀とカドミウムの混合比を変えることにより波長感度を変えることができるので、選択された赤外バンドに適合した感度特性を得ることができる。特に高温域用として考えている 3~5 μm 帯の検知器は、国産としては既存のものがなく、新たに試作・試験を行う必要がある。

表 4.4 Si-PIN フォトダイオードの性能

Table 4.4 Spectral responsivity and detectivity of Si-PIN photo diode

波長(μm)		レスポンス係数(AW <sup>-1</sup> )	ディテクティブティ(cm Hz <sup>1/2</sup> W <sup>-1</sup> )
性能範囲	λ = 1.0	R <sub>1.0μ</sub> = 0.07 ~ 0.1	D <sub>1.0μ</sub> <sup>*</sup> (100Hz) = 0.2 ~ 0.9 × 10 <sup>12</sup>
	0.8	R <sub>0.8μ</sub> = 0.3 ~ 0.45	D <sub>0.8μ</sub> <sup>*</sup> (100Hz) = 0.8 ~ 4 × 10 <sup>12</sup>
	0.4	R <sub>0.4μ</sub> = 0.02 ~ 0.05	D <sub>0.4μ</sub> <sup>*</sup> (100Hz) = 0.07 ~ 0.4 × 10 <sup>12</sup>
要求性能	1.0	R <sub>1.0μ</sub> = 0.09	D <sub>1.0μ</sub> <sup>*</sup> (100Hz) = 0.3 × 10 <sup>12</sup>
	0.8	R <sub>0.8μ</sub> = 0.40	D <sub>0.8μ</sub> <sup>*</sup> (100Hz) = 1.0 × 10 <sup>12</sup>
	0.4	R <sub>0.4μ</sub> = 0.04	D <sub>0.4μ</sub> <sup>*</sup> (100Hz) = 0.1 × 10 <sup>12</sup>
評価性能	1.0	R <sub>1.0μ</sub> = 0.07	D <sub>1.0μ</sub> <sup>*</sup> (100Hz) = 0.25 × 10 <sup>12</sup>
	0.8	R <sub>0.8μ</sub> = 0.30	D <sub>0.8μ</sub> <sup>*</sup> (100Hz) = 1.0 × 10 <sup>12</sup>
	0.4	R <sub>0.4μ</sub> = 0.03	D <sub>0.4μ</sub> <sup>*</sup> (100Hz) = 0.08 × 10 <sup>12</sup>

(但し、素子温度 25℃)

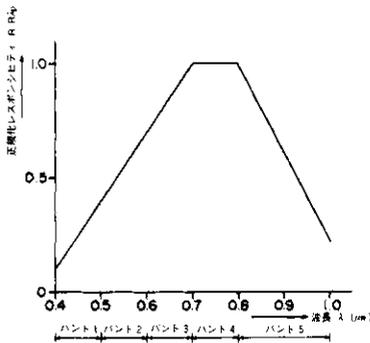


図 4.7 Si-PIN フォトダイオードの分光感度

Fig. 4.7 Spectral sensitivity of Si-PIN photo diode

Hg Cd Te 検知器の性能範囲, 製作上からの性能要求水準, システム評価のためのマージンを考慮した性能については, 表 4.5 に示す。

検知素子サイズは, 可視近赤外部と同様に 150 μm 口とした。

冷却方式は液体窒素注入方式とし, 冷却持続時間は, 2 ~ 4 時間である。

#### 4.2.8 参照光源の諸元

可視近赤外域の参照光源である標準ランプ及び天空光に関する諸元を表 4.6 に, また赤外域の低・中・高温域に対応する 3 種の基準熱源についての諸元を表 4.7 に示す。

#### 4.2.9 映像信号増幅部の構成と性能

##### (1) 可視近赤外バンドの映像増幅部の構成

可視近赤外検知器からの出力は, 低雑音, 高入力インピダンスのプリアンプにより電流・電圧変換を行い増幅する。直流遮断フィルタは, プリアンプの直流ドリフトの影響をなくす

表 4.5 Hg Cd Te 検知器の性能

Table 4.5 Spectral responsivity and detectivity of HgCdTe detector

	波長 ( $\mu\text{m}$ )	レスポンス係数 ( $\text{VW}^{-1}$ )	ディテクティブ係数 ( $\text{cm Hz}^{1/2}\text{W}^{-1}$ )
性能範囲	$\lambda = 12$	$R_{12\mu} = 3 \sim 6 \times 10^3$	$D_{12\mu}^* (1\text{KHz}) = 2 \sim 4 \times 10^{10}$
	7.5	$R_{7.5\mu} = 0.6 \sim 3 \times 10^3$	$D_{7.5\mu}^* (1\text{KHz}) = 0.4 \sim 2 \times 10^{10}$
	5	$R_{5\mu} = 0.4 \sim 2 \times 10^3$	$D_{5\mu}^* (1\text{KHz}) = 1 \sim 3 \times 10^{10}$
要求性能	$\lambda = 12$	$R_{12\mu} = 5 \times 10^3$	$D_{12\mu}^* (1\text{KHz}) = 2 \times 10^{10}$
	7.5	$R_{7.5\mu} = 2.5 \times 10^3$	$D_{7.5\mu}^* (1\text{KHz}) = 1 \times 10^{10}$
	5	$R_{5\mu} = 1 \times 10^3$	$D_{5\mu}^* (1\text{KHz}) = 2 \times 10^{10}$
評価性能	$\lambda = 12$	$R_{12\mu} = 3 \times 10^3$	$D_{12\mu}^* (1\text{KHz}) = 2 \times 10^{10}$
	7.5	$R_{7.5\mu} = 1 \times 10^3$	$D_{7.5\mu}^* (1\text{KHz}) = 1 \times 10^{10}$
	5	$R_{5\mu} = 1 \times 10^3$	$D_{5\mu}^* (1\text{KHz}) = 2 \times 10^{10}$

表 4.6 可視近赤外域の参照光源の諸元

Table 4.6 Specifications of reference light sources for visible-near infrared bands

標準ランプ	定 格	100 V 40 W
	種 別	C光源 (CIE規格)
	光中心距離	80 mm
	光 束	400 $\mu\text{m}$
天空光	採光方式	拡散ドーム, 集光レンズ・グラスファイバー系

方 式	標 準 黒 体	
低温域用	設定温度	283K (10℃)
	設定精度	$\pm 0.2^\circ\text{C}$
	キャビティ径	1.02mm $\phi$
	寸 法	15.88mm $\phi$ $\times$ 22.23mm (円筒形)
中温域用	設定温度	349K (76℃)
	設定精度	$\pm 0.2^\circ\text{C}$
	キャビティ径	1.02mm $\phi$
	寸 法	15.88mm $\phi$ $\times$ 22.23mm (円筒形)
高温域用	設定温度	982K (709℃)
	設定精度	$\pm 0.2^\circ\text{C}$
	キャビティ径	1.02mm $\phi$
	寸 法	25.40mm $\phi$ $\times$ 38.10mm (円筒形)

表 4.7 赤外部の参照光源の諸元

Table 4.7 Specifications of reference blackbody for each infrared band

ためと、必要以上の低周波を通さないために入れる。可変利得増幅回路は、監視制御部からの利得切換信号によりステップ状に利得を変えることができる。低域フィルタは必要以上の高周波を通さないために入れる。直流再生回路は、前段までの増幅回路が直流増幅でないために生ずるレベル偏差を、同一目標のビデオ信号に対して、一定の基準レベルに、クランプ（直流再生）する。クランプする目標は参照光源である。レベル設定は、アルベドに応じて利得を切換えた時のレベルシフトを、監視制御部からのレベル可変信号により修正する。ブランキング回路は、一周期の映像の信号の内、不必要な信号を除去する。信号合成回路は映像信号と各種の補助信号を混合する。補助信号は、姿勢信号（ロール、ピッチ、ヨー）、視野切換信号、利得信号、レベル信号、V/H 信号より構成され、それぞれブランキング周期内にあって決められた時間に位置づけられ、映像信号として送出される。以上、可視近赤外域の映像増幅部の構成を図 4.8 に示す。

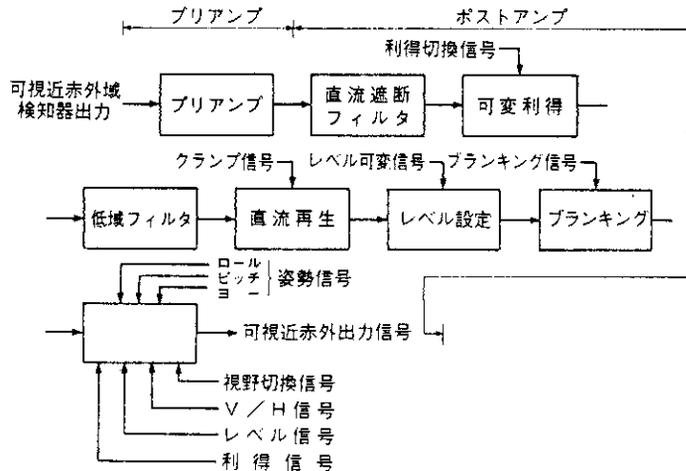


図 4.8 可視近赤外域の映像増幅部の構成

Fig. 4.8 Block diagram of amplification system for visible-near infrared image signals

## (2) 赤外域の映像増幅の構成

可視近赤外域と異なる点は、プリアンプは電圧増幅形となる。クランプする目標は標準黒体である。

## (3) 映像信号増幅部の性能

性能は表 4.8 に示す。また走査検知部の映像信号は、図 4.6 に示されている。

### 4.2.10 MSS 各部の電圧レベル配分

可視近赤外バンド及び赤外バンドの信号レベルダイアを、それぞれ図 4.10、図 4.11 に示す。

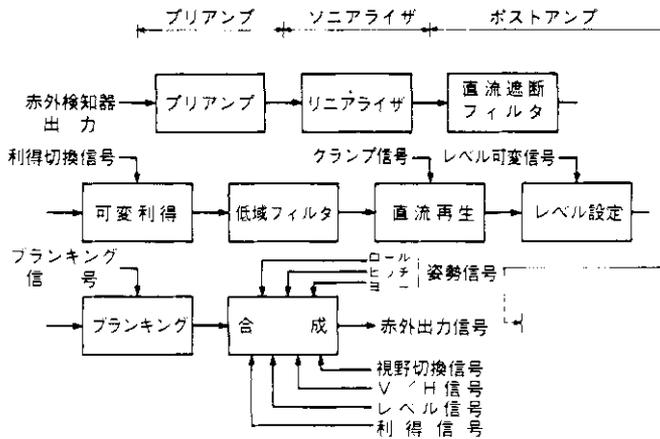


図 4.9 赤外部の映像増幅部の構成

Fig. 4.9 Block diagram of amplification system for infrared image signals.

表 4.8 映像信号増幅部の性能

Table 4.8 Specifications of image signal amplification system

項目	可視近赤外バンド	赤 外 バ ン ド
ダイナミックレンジ	アルベド 80%	260~1780 K
出力電圧	0~5 V	0~5 V 温度測定時 -10℃ 0 V +30℃ 1.25 V +1,500℃ 5 V
映像信号帯域	瞬時視野角 1 mrad 走査鏡回転速度 25rps. 0.955 Hz ~ 314.2 KHz 40rps. 1.527 Hz ~ 502.7 KHz 瞬時視野角 1.5 mrad 走査鏡回転速度 25rps. 0.955 Hz ~ 209.4 KHz 40rps. 1.527 Hz ~ 335.1 KHz	
映像信号通過帯域	瞬時視野角 1 mrad 走査鏡回転速度 25rps. 1.0 Hz ~ 315 KHz 40rps. 1.6 Hz ~ 503 KHz 瞬時視野角 1.5 mrad 走査鏡回転速度 25rps. 1.0 Hz ~ 210 KHz 40rps. 1.6 Hz ~ 336 KHz	
等価雑音帯域幅	瞬時視野角 1 mrad (25rps) 315.126 KHz (40rps) 503.129 KHz 瞬時視野角 1.5 mrad (25rps) 210.122 KHz (40rps) 336.125 KHz	327.659 KHz 516.126 KHz 222.254 KHz 340.723 KHz

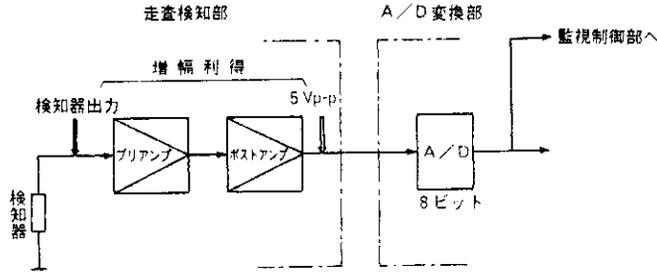


図 4.10 可視近赤外バンド信号レベルダイア (1チャンネル分)  
 Fig. 4.10 Diagram of signal level for visible-near infrared bands (1 channel)

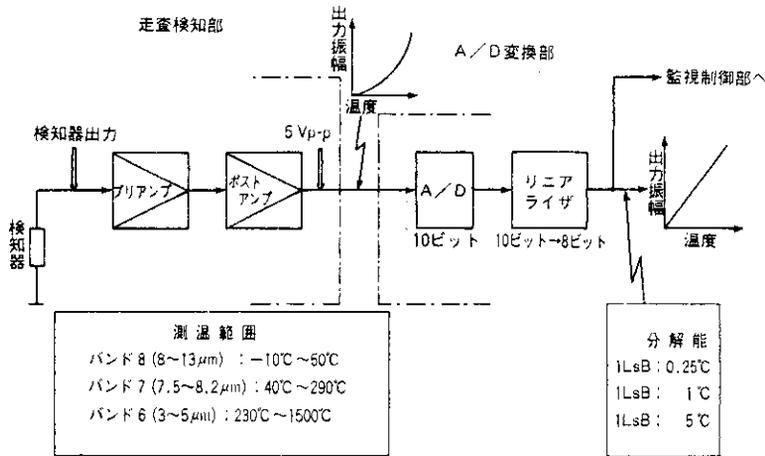


図 4.11 赤外バンド信号レベルダイア (1チャンネル分)  
 Fig. 4.11 Diagram of signal level for infrared bands (1 channel)

これに基づき、可視近赤外バンドではアルベドによる検知出力からレベル配分を決定する。一方赤外バンドについては、赤外入射パワーによる検知出力からレベル配分を決定した上、A/D 変換 — リニアライズ後の测温精度について検討する。

(1) 可視近赤外バンドの電圧レベル配分

アルベド 80% のダイナミックレンジを確保するために、検知器出力を算出し、走査検知部出力でアルベド 80% 相当の信号振幅が 5 Vp-p になる増幅利得を検討する。振幅 5 Vp-p はアンプのスイング能力から決定した。

アルベド 80% 時の可視近赤外各バンドの検知器出力 (is 80%) は、後で述べる式 (4.17) により、瞬時視野角 1 m rad 及び 1.5 m rad に対して算出した結果を表 4.9 に示す。

図 4.10 において、以上の検知出力は、電流—電圧変換をプリアンプ部で行い、ポストアンプで電圧増幅を行っている。各バンドの検知器出力に応じたプリアンプ—ポストアンプの電圧増幅利得の算出結果も表 4.9 に示す。

表 4.9 可視近赤外検知器出力と増幅利得

Table 4.9 Detector output and amplification gain for each visible-near infrared band

波長バンド ( $\mu\text{m}$ )	$\omega = 1\text{ mrad}$		$\omega = 1.5\text{ mrad}$	
	検知器出力 is80%(nA)	電圧増幅利得 (dB)*	検知器出力 is80%(nA)	電圧増幅利得 (dB)*
1 (0.4 ~ 0.5)	11.5	52.8	25.9	45.7
2 (0.5 ~ 0.6)	27.8	45.1	62.6	38.1
3 (0.6 ~ 0.7)	37.4	42.5	84.2	35.5
4 (0.7 ~ 0.8)	34.5	43.2	77.6	36.2
5 (0.8 ~ 1.0)	24.7	46.1	55.6	39.1

\* : プリアンプで電圧変換出力  $e_s = \text{is}80\% \cdot 10^6(\text{V})$  の変換を行った場合

(2) 赤外バンドの電圧レベル配分

赤外各バンドに与えられた観測温度範囲における検知器出力を増幅の結果、走査出力で、 $5\text{ V}_{p-p}$  の振幅が得られる増幅利得を検討する。振幅  $5\text{ V}_{p-p}$  は可視近赤外バンドと同じくアンプのスイング能力から決定した。

検知器出力の算出結果は、表 4.10 に示す。この検知出力は増幅利得算出の要求から、各バンドの観測温度範囲の上限および下限において求め、この差を増幅利得算出の基準とする。

図 4.11 におけるプリアンプ～ポストアンプ間の利得を各バンドにおいて算出した結果も表 4.10 に示す。

(3) A/D 変換分解能と測温精度

走査検知部で得られた映像信号は、観測対象温度対信号増幅特性が非線形であるため、図 4.11 に示すように、A/D 変換した後リニアライズを行う。従って測温精度はリニアライズ出力で検討を行い、次いでこの測温精度を満すための A/D 変換分解能について検討する。

表 4.10 赤外検知器出力と増幅利得

Table 4.10 Detector output and amplification gain for infrared band

波長バンド ( $\mu\text{m}$ )	観測温度 範囲( $^{\circ}\text{C}$ )	$\omega = 1\text{ mrad}$				$\omega = 1.5\text{ mrad}$			
		検知器出力 ( $e_u$ )(V)	検知器出力 ( $e_e$ )(V)	出力差 ( $e_u - e_e$ )(V)	電圧増幅 利得(dB)	検知器出力 ( $e_u$ )(V)	検知器出力 ( $e_e$ )(V)	出力差 ( $e_u - e_e$ )(V)	電圧増幅 利得(dB)
6 (3~5)	230~1500	$5.27 \cdot 10^{-1}$	$2.44 \cdot 10^{-3}$	$5.25 \cdot 10^{-1}$	19.6	$1.186 \cdot 10^{-3}$	$5.49 \cdot 10^{-3}$	$1.184 \cdot 10^{-1}$	12.5
7 (7.5~8.2)	40~ 290	$6.18 \cdot 10^{-1}$	$1.02 \cdot 10^{-4}$	$5.16 \cdot 10^{-1}$	79.7	$1.39 \cdot 10^{-3}$	$2.30 \cdot 10^{-4}$	$1.16 \cdot 10^{-3}$	72.7
8 (8~13)	10~ 50	$4.30 \cdot 10^{-1}$	$1.59 \cdot 10^{-4}$	$2.71 \cdot 10^{-1}$	86.3	$9.79 \cdot 10^{-4}$	$3.50 \cdot 10^{-4}$	$6.21 \cdot 10^{-4}$	78.1

注)  $e_u$  : 観測温度範囲上限温度に対する検知器出力  
 $e_e$  : 観測温度範囲下限温度に対する検知器出力  
 \* : 温度範囲はデジタル化に伴う測温精度の考察から決めた。

a) 測温精度

リニアライザ出力の分解能（8ビット）により決まる精度は±1 LSBである。総合的には分解能の他アナログ部のドリフト成分（利得，DC）により更に処理レンジの0.2%程度の劣化が予想される。

表4.11に分解能による測温精度と総合測温精度の期待値を示す。同表に示す測温範囲は、リニアライザ出力における分解能8ビットの制約の中で、各バンドに与えられた高・中・低各温度の測温精度を最良にするという観点で検討し決定したものである。

表 4.11 測温精度（期待値）  
Table 4.11 Expected accuracy of temperature measurement for each infrared band

波長バンド(μm)	測温範囲(℃)	分解能による測温精度(℃)	総合測温精度(℃)
バンド8(8~13)	-10 ~ 50	±0.25	±0.378℃
バンド7(7.5~8.2)	40 ~ 290	±1	±1.51℃
バンド6(3~5)	230 ~ 1500	±5	±7.54℃

b) A/D 変換分解能

リニアライズ出力で表4.11に示す測温精度を得るには、A/D変換出力における1 LSB当りの温度換算値は、リニアライズ出力における値以下である必要がある。

一方、A/D変換すべき映像信号は、先に述べたように非線形であるので、所定の温度レンジ内で十分な精度を得ようとすれば、リニアライズ出力に与えられた分解能（8ビット）に較べ十分な分解能でA/D変換を行わなければならない。

本システムでは、観測温度に対する検知出力を検討の結果、A/D変換分解能は10ビット以上のものを採用することにした。

4.3 走査検知部のMTFの解析

4.3.1 MTF

本装置の空間周波数領域における相対レスポンスV(p)即ち装置のMTF (Modulation Transfer Function) は次式で表わされる。

$$V(p) = O(p) \cdot F(p) \cdot E(p) \dots\dots\dots (4.1)$$

- ここに、V(p)：装置の空間周波数レスポンス（装置のMTF）
- O(p)：光学系の空間周波数レスポンス（光学系のMTF）
- F(p)：瞬間視野の空間周波数レスポンス（瞬間視野のMTF）
- E(p)：電気系の空間周波数レスポンス（電気系のMTF）

空間周波数pと時間周派数fは式(4.2)に示すように走査を介して結びついている。

$$f = 2\pi nRp \quad \dots\dots\dots (4.2)$$

ここに、 $f$  : 時間周波数 (Hz = cycle/sec)

$n$  : 走査鏡面数

$p$  : 空間周波数 (cycle/rad.)

$2\pi nR$  : 走査回転速度  $R$  (rps) の時の走査角速度 (rad/sec)

本システムでは  $n = 4$ ,  $R = 25$  rps, および  $40$  rps, とし MTF の検討を行う。

#### 4.3.2 光学系の MTF

光学系の MTF として、本装置については回折収差による MTF,  $O_D(p)$  および OFF-AXIS による MTF  $O_A(p)$  の検討を行う。

##### (1) 回折収差による MTF $O_D(p)$

本システムの光学系は Cassegrainian 形を採用するため図 4.12 (a) に示すように、中心部が 2 次鏡で隠されるため、図 4.12 (b) に示すように中心部が隠されている等価レンズ系の収差を求める。

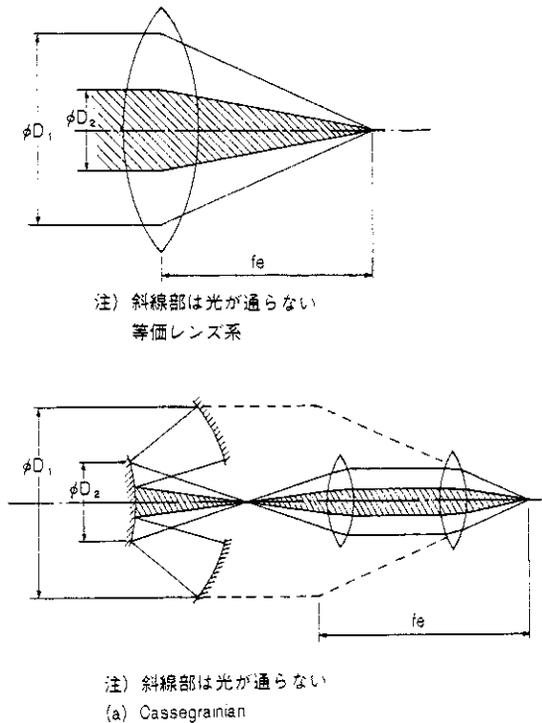


図 4.12 Cassegrainian 光学系とその等価レンズ系  
Fig. 4.12 Cassegrainian optical system and its equivalent lens system

中心が隠されている光学系の回折収差  $\delta$  (rad) は、次式で表わされる。

$$\delta = \frac{2.44 \lambda}{(1 - \eta) D_1} \dots\dots\dots (4.3)$$

ここに、  $\delta$  : 回折収差 (rad)

$\lambda$  : 透過光の波長 ( $\mu\text{m}$ )

$D_1$  : 一次鏡の開口径 (mm)

$\eta$  : 一次鏡と二次鏡の開口比 ( $= D_2/D_1$ )

表 4.2 から、 $D_1 = 263\text{mm}$ 、 $D_2 = 107.5\text{mm}$  で  $\eta = 0.41$  となる。透過光の波長  $\lambda$  を各バンドの中心波長として回折収差を算出した結果を表 4.12 に示す。

表 4.12 各バンドの回折収差  
Table 4.12 Diffractive aberration of each spectral band

バンド番号	波長帯域 ( $\mu\text{m}$ )	中心波長 $\lambda$ ( $\mu\text{m}$ )	回折収差 $\delta$ (rad)
1	0.4 ~ 0.5	0.45	$7.08 \times 10^{-6}$
2	0.5 ~ 0.6	0.55	$8.65 \times 10^{-6}$
3	0.6 ~ 0.7	0.65	$10.22 \times 10^{-6}$
4	0.7 ~ 0.8	0.75	$11.79 \times 10^{-6}$
5	0.8 ~ 1.0	0.90	$14.15 \times 10^{-6}$
6	3 ~ 5	4	$62.9 \times 10^{-6}$
7	7.5 ~ 8.2	7.85	$123.4 \times 10^{-6}$
8	8 ~ 13	10.5	$165.1 \times 10^{-6}$

中心部が隠されている光学系の回折による MTF,  $O_D(p)$  は、 $1 > O_D(p) \geq 0.5$  の範囲で、式 (4.4), (4.5) で近似される。

$$O_D(p) \approx 1 - k (P/P_c) \dots\dots\dots (4.4)$$

$$k = \frac{1.22}{1 - \eta} \dots\dots\dots (4.5)$$

ここに、  $O_D(p)$  : 回折による MTF

$P_c$  : 回折による遮断周波数 (c/rad)

$P$  : 空間周波数 (c/rad)

$\eta$  は 0.41 であるから、 $k$  は式 (4.5) から  $k \approx 2.07$  である。一方回折による遮断周波数  $P_c$  は透過波長  $\lambda$  により異なり、式 (4.6) で表わされる。

$$P_c = \frac{D_1}{\lambda} \dots\dots\dots (4.6)$$

ここに、 $P_c$ ：回折による遮断周波数 (c/rad)

$D_1$ ：一次鏡の開口径 (mm)

$\lambda$ ：透過波長

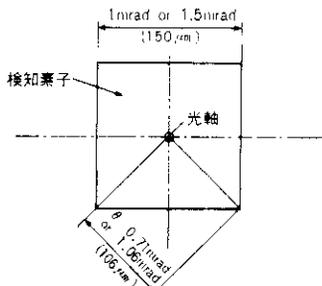
以上から、各バンド毎の回折による MTF、 $O_D(P)$  の計算式を求めると、表 4.13 に示すごとくである。

(2) OFF-AXIS 収差による MTF

OFF-AXIS の収差は、図 4.13 に示すように、検知器素子面上で光軸から外れた点に発生し、コマ収差  $\delta_c$  および非点収差  $\delta_A$  として現われ、各々式 (4.7)、(4.8) で表わされる。

表 4.13 各バンドの回折による MTF  
Table 4.13 MTF due to diffraction of each spectral band

バンド番号	中心波長 $\lambda$ ( $\mu\text{m}$ )	遮断周波数 $P_c$ (c/rad)	回折による MTF, $O_D(P)$
1	0.45	$584.4 \times 10^3$	$1 - 3.54 \cdot 10^{-6} P$
2	0.55	$478.2 \times 10^3$	$1 - 4.33 \cdot 10^{-6} P$
3	0.65	$404.6 \times 10^3$	$1 - 5.12 \cdot 10^{-6} P$
4	0.75	$350.7 \times 10^3$	$1 - 5.90 \cdot 10^{-6} P$
5	0.90	$292.2 \times 10^3$	$1 - 7.08 \cdot 10^{-6} P$
6	4	$65.75 \times 10^3$	$1 - 31.48 \cdot 10^{-6} P$
7	7.85	$33.50 \times 10^3$	$1 - 61.79 \cdot 10^{-6} P$
8	10.5	$25.05 \times 10^3$	$1 - 82.63 \cdot 10^{-6} P$



注)、( ) 内は検知素子の実際の寸法を示す。  
瞬時視野 1 mrad のとき  $\theta$  0.71 mrad  
1.5 mrad のとき  $\theta$  1.06 mrad

図 4.13 検知器素子面の OFF-AXIS 収差の評価位置

Fig. 4.13 Position for estimating off-axis aberration on detector element

$$\delta_c = \frac{0.0625 \theta}{F_e^2} \quad (\text{rad}) \quad \dots\dots\dots (4.7)$$

$$\delta_A = \frac{0.5 \theta^2}{F_e} \quad (\text{rad}) \quad \dots\dots\dots (4.8)$$

ここに,  $\theta$  : OFF-AXIS 角

$F_e$  : Fナンバ ( $f_e/D_1$ )

$\theta$  及び  $f_e$  は, 検知器寸法  $150 \mu\text{m}$  を一定としているので, IFOV (瞬時視野角) により異なり, 次の値をとる.

IFOV	1 m rad のとき	$\theta = 0.71 \times 10^{-3} \text{ rad}$
		$F_e = f_e/D_1 = \frac{150}{263} = 0.57$
IFOV	1.5 m rad のとき	$\theta = 1.06 \times 10^{-3} \text{ rad}$
		$F_e = f_e/D_1 = \frac{100}{264} = 0.38$

これらの値を式 (4.7), (4.8) に代入して求めると

IFOV	1 m rad のとき	$\delta_c = 1.37 \times 10^{-4} \text{ rad}$
		$\delta_A = 4.42 \times 10^{-7} \text{ rad}$
IFOV	1.5 m rad のとき	$\delta_c = 4.59 \times 10^{-4} \text{ rad}$
		$\delta_A = 14.78 \times 10^{-7} \text{ rad}$

となり, 非点収差はコマ収差に較べて無視できることから, コマ収差に基づく MTF は, OFF-AXIS 収差の MTF を代表すると考えられる.

コマ収差による MTF  $O_A(p)$  は, 収差強度分布が所似的に回折の分布と相似であることにより, 式 (4.4) 及び (4.5) より, 式 (4.9), (4.10) で表わされる.

$$O_A(p) = 1 - k (P/P_{\text{COFF}}) = 1 - 2.07 (P/P_{\text{COFF}}) \dots\dots\dots (4.9)$$

$$P_{\text{COFF}} = P_c \cdot \frac{\delta}{\delta_{\text{OFF}}} \dots\dots\dots (4.10)$$

ここに,  $O_A(p)$  : コマ収差による MTF

$P$  : 空間周波数 (C/rad)

$P_{\text{COFF}}$  : コマ収差による遮断周波数 (C/rad)

$P_c$  : 回折による遮断周波数 (C/rad)

$\delta$  : 回折による収差 (rad)

$\delta_{\text{OFF}}$  : OFF-AXIS 収差 (rad)  $\approx \delta_c$  (コマ収差)

表 4.14 に式 (4.9), (4.10) に基づく, 各バンドのコマ収差 (OFF-AXIS 収差) による MTF の計算式を示す.

(3) 光学系の総合 MTF

光学系の総合的な MTF は, (1), (2) で解析した回折による MTF,  $O_D(p)$  および OFF-AXIS コマ収差による MTF,  $O_A(p)$  の積で与えられ, 式 (4.11) となる.

$$O(p) = O_D(p) \cdot O_A(p) \dots\dots\dots (4.11)$$

空間周波数  $p$  に関する計算結果は,  $O_D(p)$ ,  $O_A(p)$  について, 表 4.12 に示す.

表 4.14 各バンドのコマ収差による MTF  
Table 4.14 MTF due to coma of each spectral band

IFOV	バンド 番号	中心波長 $\lambda$ ( $\mu\text{m}$ )	$P_c$ ( $\text{c}/\text{rad}$ )	$\delta$ ( $\text{rad}$ )	$\delta_{\text{OFF}}$ ( $\text{rad}$ )	$P_{c\text{OFF}}$ ( $\text{c}/\text{rad}$ )	収差による MTF $O_A(P)$
1 mrad	1	0.45	$584 \cdot 10^3$	$7.07 \cdot 10^{-6}$	$1.37 \times 10^{-4}$	$3.014 \times 10^4$	$1 - 6.87 \cdot 10^{-5} P$
	2	0.55	$478 \cdot 10^3$	$8.64 \cdot 10^{-6}$	"	$3.017 \times 10^4$	$1 - 6.86 \cdot 10^{-5} P$
	3	0.65	$405 \cdot 10^3$	$10.21 \cdot 10^{-6}$	"	$3.018 \times 10^4$	$1 - 6.86 \cdot 10^{-5} P$
	4	0.75	$351 \cdot 10^3$	$11.78 \cdot 10^{-6}$	"	$3.018 \times 10^4$	$1 - 6.86 \cdot 10^{-5} P$
	5	0.9	$292 \cdot 10^3$	$14.13 \cdot 10^{-6}$	"	$3.012 \times 10^4$	$1 - 6.87 \cdot 10^{-5} P$
	6	4	$66 \cdot 10^3$	$62.8 \cdot 10^{-6}$	"	$3.025 \times 10^4$	$1 - 6.84 \cdot 10^{-5} P$
	7	7.85	$34 \cdot 10^3$	$123.2 \cdot 10^{-6}$	"	$3.058 \times 10^4$	$1 - 6.77 \cdot 10^{-5} P$
	8	10.5	$26 \cdot 10^3$	$164.9 \cdot 10^{-6}$	"	$3.129 \times 10^4$	$1 - 6.62 \cdot 10^{-5} P$
1.5 mrad	1	0.45	$584 \cdot 10^3$	$7.07 \cdot 10^{-6}$	$4.59 \times 10^{-4}$	$0.900 \times 10^4$	$1 - 2.30 \cdot 10^{-4} P$
	2	0.55	$478 \cdot 10^3$	$8.64 \cdot 10^{-6}$	"	$0.900 \times 10^4$	$1 - 2.30 \cdot 10^{-4} P$
	3	0.65	$405 \cdot 10^3$	$10.21 \cdot 10^{-6}$	"	$0.901 \times 10^4$	$1 - 2.30 \cdot 10^{-4} P$
	4	0.75	$351 \cdot 10^3$	$11.78 \cdot 10^{-6}$	"	$0.901 \times 10^4$	$1 - 2.30 \cdot 10^{-4} P$
	5	0.9	$292 \cdot 10^3$	$14.13 \cdot 10^{-6}$	"	$0.899 \times 10^4$	$1 - 2.30 \cdot 10^{-4} P$
	6	4	$66 \cdot 10^3$	$62.8 \cdot 10^{-6}$	"	$0.903 \times 10^4$	$1 - 2.29 \cdot 10^{-4} P$
	7	7.85	$34 \cdot 10^3$	$123.2 \cdot 10^{-6}$	"	$0.913 \times 10^4$	$1 - 2.27 \cdot 10^{-4} P$
	8	10.5	$26 \cdot 10^3$	$164.9 \cdot 10^{-6}$	"	$0.934 \times 10^4$	$1 - 2.22 \cdot 10^{-4} P$

4.3.3 瞬時視野の MTF

瞬時視野  $\omega$  は正弦波状の強度分布をなす空間周波数  $p$  の対象空間に対して、式 (4.12) に示す伝達関数  $F(p)$  で規定される空間フィルタを形成し、これが瞬時視野の MTF となる。

$$F(p) = \frac{\sin \pi \omega p}{\pi \omega p} \dots\dots\dots (4.12)$$

図 4.14 に式 (4.12) による応答特性を示す。空間周波数  $p$  に対する  $F(p)$  は、瞬時視野角 1 m rad および 1.5 m rad の両方について、表 4.12 に示す。

4.3.4 電気系の MTF

電気系の MTF は主に増幅系の高域遮断フィルタの周波数応答特性に支配される。ここでは 4 段の理想 RC 形フィルタを用いることとして MTF を検討する。電気系の MTF、 $E(p)$  は、式 (4.13)、(4.14) で与えられる。

$$E(p) \approx \{ 1 + (p/2.30 p_H)^2 \}^{-2} \dots\dots\dots (4.13)$$

$$p_H = f_H / 2 \pi R_N \quad (\text{C}/\text{rad}) \dots\dots\dots (4.14)$$

- ここに、  
 $E(p)$  : 電気系の MTF  
 $p_H$  : 高域遮断空間周波数 (C/rad)  
 $f_H$  : 高域遮断周波数 (Hz)

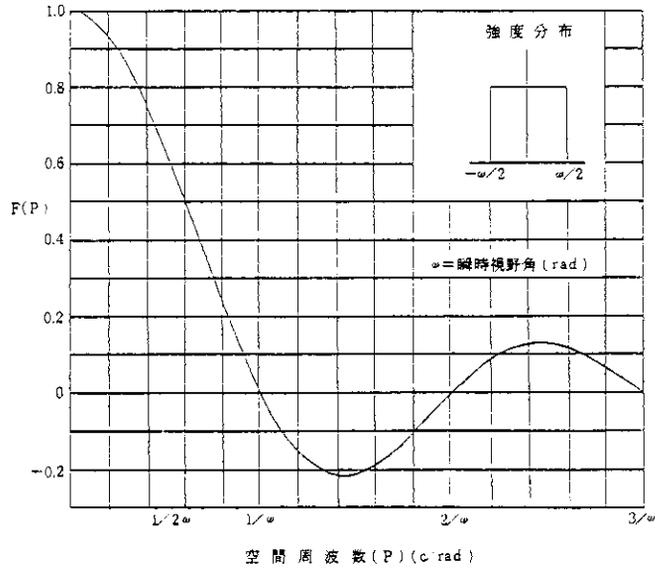


図 4.14 瞬時視野の MTF 図

Fig. 4.14 Relation between MTF and space frequency corresponding to IFOV (Instantaneous Field of View)

R : 走査回転速度 (rps)

N : 走査鏡面数

高域遮断周波数  $f_H$  は、瞬時視野 (IFOV) 1 m rad, および 1.5 m rad, 走査回転速度(R) 25 rps, 40 rps に対して, 表 4.8 に示されており, これより高域遮断空間周波数を求めると次のとおりである.

IFOV = 1 m rad

R = 25 rps       $f_H = 314.2 \text{ kHz}$        $p_H = 500.065 \text{ (C/rad)}$

R = 40 rps       $f_H = 502.7 \text{ kHz}$        $p_H = 500.045 \text{ (C/rad)}$

IFOV = 1.5 m rad

R = 25 rps       $f_H = 209.4 \text{ kHz}$        $p_H = 333.270 \text{ (C/rad)}$

R = 40 rps       $f_H = 335.1 \text{ kHz}$        $p_H = 333.330 \text{ (C/rad)}$

従って, IFOV = 1 m rad のとき  $p_H = 500 \text{ C/rad}$ , IFOV = 1.5 m rad のとき,  $p_H = 333 \text{ C/rad}$  として, 電気系の MTF,  $E(p)$  は式 (4.15) および (4.16) となる.

IFOV = 1 m rad       $E(p) \approx \{ 1 + (p/1,150)^2 \}^{-2}$  ..... (4.15)

IFOV = 1.5 m rad       $E(p) \approx \{ 1 + (p/766)^2 \}^{-2}$  ..... (4.16)

上式に基づいて計算した結果は, 表 4.15 に示す.

4.3.5 総合 MTF

総合 MTF は式 (4.1) で与えられる. 計算結果を表 4.16 及び図 4.15 に示す.

表 4.15 各部 MTF の計算結果

Table 4.15 Calculated MTF's due to diffraction, coma, instantaneous field of view and electric system for each space frequency

空間周波数 P (C/rad)	回折による MTF				コマ収差による MTF, O <sub>A</sub> (P)				瞬時視野の MTF, F(P)		電気系の MTF, E(P)	
	O <sub>D</sub> (P)				IFOV = 1 mrad		IFOV = 1.5 mrad		IFOV = 1 mrad	IFOV = 1.5 mrad	IFOV = 1 mrad	IFOV = 1.5 mrad
	(*) バンド 1, 2, 3, 4, 5	バンド 6	バンド 7	バンド 8	(*) バンド 1, 2, 3, 4, 5	(**) バンド 6, 7, 8	(*) バンド 1, 2, 3, 4, 5	(*) バンド 6, 7, 8				
10 <sup>1</sup>	1.000	1.000	0.999	0.999	0.999	0.999	0.998	0.998	1.000	1.000	1.000	1.000
2・10 <sup>1</sup>	1.000	0.999	0.999	0.998	0.999	0.999	0.995	0.995	1.000	0.999	0.999	0.999
4・10 <sup>1</sup>	1.000	0.999	0.998	0.997	0.997	0.997	0.991	0.991	0.998	0.994	0.998	0.995
6・10 <sup>1</sup>	1.000	0.998	0.996	0.995	0.996	0.996	0.986	0.986	0.994	0.987	0.995	0.988
8・10 <sup>1</sup>	0.999	0.997	0.995	0.993	0.995	0.995	0.982	0.982	0.989	0.976	0.990	0.979
10 <sup>2</sup>	0.999	0.997	0.994	0.992	0.993	0.993	0.977	0.977	0.984	0.963	0.985	0.967
2・10 <sup>2</sup>	0.998	0.994	0.988	0.983	0.986	0.986	0.954	0.954	0.936	0.858	0.942	0.876
3・10 <sup>2</sup>	0.997	0.991	0.981	0.975	0.979	0.979	0.931	0.931	0.858	0.699	0.877	0.752
4・10 <sup>2</sup>	0.997	0.987	0.975	0.967	0.973	0.973	0.908	0.908	0.757	0.505	0.796	0.617
5・10 <sup>2</sup>	0.996	0.984	0.969	0.959	0.966	0.966	0.885	0.886	0.637	0.300	0.717	0.492
6・10 <sup>2</sup>	0.996	0.981	0.963	0.950	0.959	0.959	0.862	0.863	0.505	0.109	0.618	0.384
7・10 <sup>2</sup>	0.995	0.978	0.957	0.942	0.952	0.952	0.839	0.840	0.368	0.047	0.532	0.297
8・10 <sup>2</sup>	0.994	0.975	0.951	0.934	0.945	0.945	0.816	0.817	0.234	-0.156	0.454	0.229
9・10 <sup>2</sup>	0.994	0.972	0.944	0.926	0.938	0.938	0.793	0.794	0.109	-0.210	0.385	0.176
10 <sup>3</sup>	0.993	0.969	0.938	0.917	0.931	0.932	0.770	0.771	0.000	-0.212	0.324	0.137

注 (\*) 各バンド間の差が僅少であるので、最小のバンド5で代表させた。  
 (\*\*\*) 各バンド間の差が僅少であるので、最小のバンド6で代表させた。

表 4.16 総合 MTF 計算結果

Table 4.16 Synthetic MTF of each spectral band and space frequency

空間周波数 P (C/rad)	総合 MTF V(P) = O <sub>D</sub> (P)・O <sub>A</sub> (P)・F(D)・E(P)							
	IFOV = 1 mrad				IFOV = 1.5 mrad			
	バンド 1, 2, 3, 4, 5	バンド 6	バンド 7	バンド 8	バンド 1, 2, 3, 4, 5	バンド 6	バンド 7	バンド 8
10 <sup>1</sup>	0.999	0.999	0.998	0.998	0.998	0.998	0.997	0.997
2・10 <sup>1</sup>	0.998	0.997	0.997	0.996	0.993	0.992	0.992	0.991
4・10 <sup>1</sup>	0.993	0.992	0.992	0.930	0.980	0.979	0.978	0.977
6・10 <sup>1</sup>	0.985	0.983	0.981	0.980	0.971	0.960	0.958	0.957
8・10 <sup>1</sup>	0.973	0.971	0.969	0.967	0.937	0.935	0.934	0.932
10 <sup>2</sup>	0.961	0.960	0.957	0.955	0.909	0.907	0.904	0.903
2・10 <sup>2</sup>	0.868	0.864	0.859	0.859	0.716	0.713	0.708	0.705
3・10 <sup>2</sup>	0.734	0.730	0.723	0.718	0.488	0.485	0.480	0.477
4・10 <sup>2</sup>	0.584	0.579	0.572	0.567	0.282	0.279	0.276	0.274
5・10 <sup>2</sup>	0.433	0.428	0.421	0.417	0.130	0.129	0.127	0.125
6・10 <sup>2</sup>	0.300	0.294	0.286	0.284	0.036	0.035	0.035	0.034
7・10 <sup>2</sup>	0.185	0.182	0.178	0.176				
8・10 <sup>2</sup>	0.100	0.098	0.095	0.094				
9・10 <sup>2</sup>	0.039	0.038	0.037	0.036				
10 <sup>3</sup>	0.000	0.000	0.000	0.000	-	-	-	-

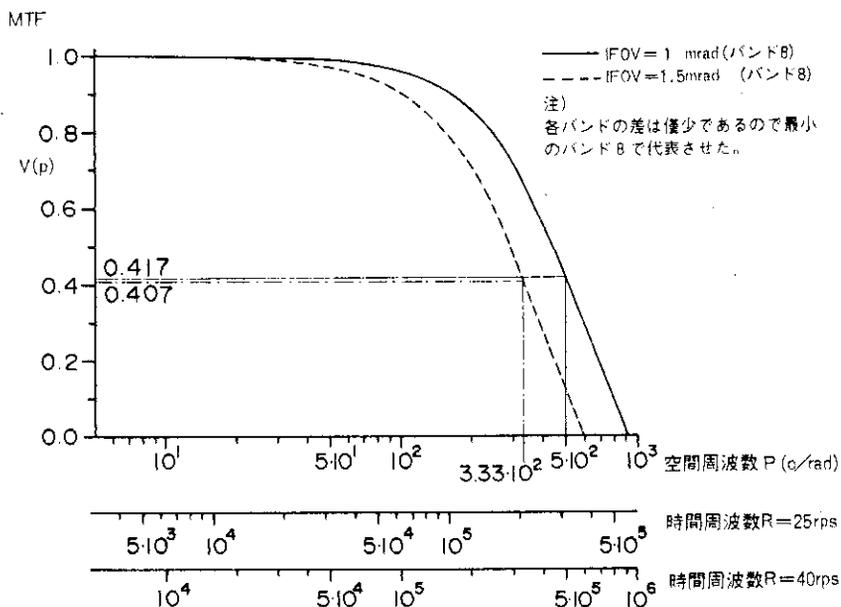


図 4.15 総合 MTF 図

Fig. 4.15 Relation between synthetic MTF and space and time frequencies for each IFOV

瞬時視野 $\omega$ における MTF の評価は、瞬時視野の 2 倍の空間拡がり（1 次元・走査方向）を周期とする空間周波数、即ち、瞬時視野の Dwell Time ( $T_D = \omega / 2\pi R$ ) の 2 倍の周期とする時間周波数において行う。

従って、各バンドの瞬時視野 $\omega$ における MTF は、空間周波数  $p = 1/2\omega$  (IFOV = 1 m rad のとき 500 C/rad, IFOV = 1.5 m rad のとき 333 C/rad) とおき、図 4.13 から、

$$\text{IFOV} = 1 \text{ m rad に対し, } V(p) = 0.417$$

$$\text{IFOV} = 1.5 \text{ m rad に対し, } V(p) = 0.407$$

が得られる。表 4.15、表 4.16 の計算結果から明らかなように、短波長バンド程 MTF は大であるが、バンド間の差は非常に僅少であるので、上記の値は、最小の総合 MTF を示すバンド 8 から得たものである。

また、本走査検知部の MTF は、表 4.15 から光学系は電気系に比して空間周波数の増加に対して減少の割合が遥かに少ない。従って本システムの総合 MTF は、電気系の MTF によって大きく支配されている。

得られた総合 MTF の値は、設計目標として一般にはこの種の航空機 MSS に対しては、0.4 程度とされていることから、本システムが十分な解像力を有するものと評価することができる。

#### 4.4 可視近赤外域の S/N

可視近赤外域の検知器 Si-PIN ダイオードの出力電流  $i_{sa}$  は、式 (4.17), (4.18) で与えられる。

$$i_{sa} = N_{100} \frac{a}{100} \omega^2 A_0 R_{\lambda p} \quad (\text{A}) \quad \dots\dots\dots (4.17)$$

$$N_{100} = \frac{1}{\pi} \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} W_{\lambda} \frac{R_{\lambda}}{R_{\lambda p}} \overline{\tau_{oi}} d\lambda$$

$$\approx \frac{\tau_{oi}}{\pi} \sum_i W_{\lambda_i} \frac{R_{\lambda_i}}{R_{\lambda p}} \Delta\lambda \quad (\text{W cm}^{-2} \text{ sr}^{-1}) \quad \dots\dots\dots (4.18)$$

- ここに、 $N_{100}$  : アルベド 100% の実効アルベドラジアンズ ( $\text{W cm}^{-2} \text{ sr}^{-1}$ )  
 $R_{\lambda p}$  : 基準レスポンスビティ ( $\text{AW}^{-1}$ )  
 $R_{\lambda}/R_{\lambda p}$  : 正規化レスポンスビティ  
 $W_{\lambda}$  : 地球のイラジアンズ ( $\text{W cm}^{-2} \mu^{-1}$ )  
 $\overline{\tau_{oi}}$  : 光学系の平均透過率  
 $A_0$  : 集光鏡実効開口面積 ( $\text{cm}^2$ )  
 $\omega$  : 瞬時視野角 (rad)  
 $a$  : アルベド (%)

検知器雑音電流 (ショット雑音)  $i_{dn}$  は、式 (4.19) で与えられる。

$$\overline{i_{dn}^2} = 2q (i_s + i_d) \Delta f_n$$

$$= 2q \left\{ i_s + \frac{A_d}{2q} \left( \frac{R}{D^*} \right)^2 \right\} \Delta f_n \quad (\text{A}^2) \quad \dots\dots\dots (4.19)$$

- ここに、 $\overline{i_{dn}^2}$  : 検知器雑音電流の自乗平均 ( $\text{A}^2$ )  
 $q$  : 電子の電荷量 (C)  
 $i_s$  : 信号電流 (A)  
 $i_d$  : 検知器暗電流 (A)  
 $\Delta f_n$  : 等価雑音帯域幅 (Hz)  
 $A_d$  : 検知素子面積 ( $\text{cm}^2$ )  
 $D^*$  : 検知器ディテクティビティ ( $\text{cm Hz}^{1/2} \text{ W}^{-1}$ )  
 $R$  : レスポンスビティ (A/W)

プリアンプ雑音電流  $i_{an}$  (A) は、式 (4.20) で与えられる。

$$\overline{i_{an}^2} = \overline{i_{fn}^2} + \overline{i_{ln}^2} + \overline{i_{en}^2}$$

$$= \frac{4kT \Delta f_n}{R_f} + 2qie \Delta f_n + 4\pi^2 \frac{e_p^2}{\Delta f_n} C_n^2 \frac{(f'_H)^3}{3} \quad (\text{A}^2) \quad \dots\dots\dots (4.20)$$

- ここに、  $i_{fn}$  : プリアンプフィードバック抵抗のジョンソン雑音電流 (A)  
 $i_{in}$  : プリアンプFETもれ電流によるショット雑音電流 (A)  
 $i_{en}$  : プリアンプFET雑音電圧に起因する雑音電流 (A)  
 $k$  : ボルツマン定数  
 $T$  : 抵抗体の温度 (K)  
 $R_f$  : プリアンプフィードバック抵抗 ( $\Omega$ )  
 $i_e$  : プリアンプFETのもれ電流 (A)  
 $e_n$  : プリアンプFET雑音電圧 (V)  
 $C_{in}$  : プリアンプ入力容量 (F)  
 $\Delta f_n$  : 等価雑音帯域幅 (Hz)  
 $f_H$  : 低域フィルタ遮断周波数 (Hz)

全雑音の実効値  $i_n$  (A) は式 (4.21) で与えられる。

$$\overline{i_n} = \sqrt{i_n^2} = \sqrt{i_{dn}^2 + i_{an}^2} \quad \dots\dots\dots (4.21)$$

以上より、可視近赤外域の S/N は式 (4.22) で与えられる。

$$S/N = isa\%/i_n \quad \dots\dots\dots (4.22)$$

計算結果を図 4.16 及び図 4.17 に示す。

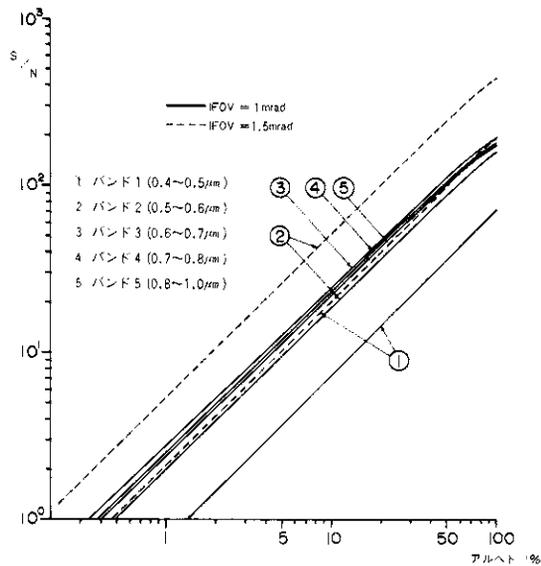


図 4.16 可視近赤外域の S/N (R = 25 rps)

Fig. 4.16 Relation between S/N (signal-to-noise ratio) of each visible-near infrared band of planned MSS and percentage of albedo (R: 25 rps, IFOV: 1 mrad. and 1.5 mrad.)

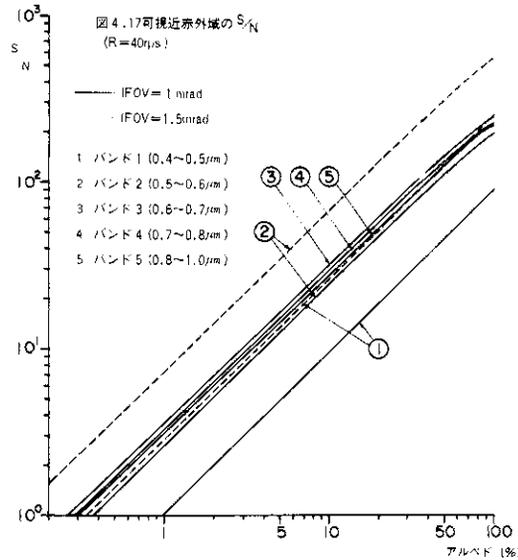


図 4.17 可視近赤外域の S/N (R = 40 rps)  
Fig. 4.17 Relation between S/N of each visible-near infrared band of planned MSS (R: 40 rps, IFOV: 1 mrad, and 1.5 mrad.)

$i_{sa}$  は瞬時視野角 ( $\omega$ ) の 2 乗に比例し、 $\bar{i}_n$  は等価雑音帯域幅 ( $\Delta f_n$ ) の平方根に比例することから、瞬時視野角 1.5 m rad の場合は、1 m rad の S/N に比して、2.75 倍となり、大幅に S/N が改善される。

図 4.16, 図 4.15 からバンド 1 の S/N は、瞬時視野角 1 m rad の場合他のバンドに比して非常に悪く、S/N > 30 db (S/N > 32) としても、R = 25 rps に対してアルベド 35 % 以上、R = 40 rps に対してはアルベド 45 % 以上が必要となる。明瞭な画質を得るために S/N > 40 dB (S/N > 100) を要求すれば、バンド 1 は不合格となり、その他のバンドも  $\omega = 1$  m rad, R = 25 rps でアルベド 45 % 以上、R = 40 rps でアルベド 58 % 以上が必要となる。

瞬間視野角を 1.5 m rad とすれば、S/N > 40 dB の要求に対して、R = 25 rps の場合バンド 1 がアルベド 40 % 以上、その他のバンドがアルベド 15 % 以上であり、R = 40 rps の場合はそれぞれ 50 % 以上、20 % 以上が必要となる。

以上のことから、出来る限り良い画質を得るためには、瞬時視野角 1.5 m rad, R = 25 rps が望ましいとみられる。

## 4.5 赤外域の S/N, NETD

### 4.5.1 赤外域の S/N

赤外域の S/N は式 (4.23), (4.24), (4.25) で与えられる。

$$[S/N(\Delta\lambda i)]_{T_0} \approx N(\Delta\lambda i)_{T_0} / NEN(\Delta\lambda i) \quad \dots\dots\dots (4.23)$$

$$N(\Delta\lambda i)_{T_0} = \frac{C_1}{\pi} \int_{\lambda_{Li}}^{\lambda_{Hi}} \frac{d\lambda}{\lambda^5 (e^{c_2/\lambda T_0} - 1)} \quad \dots\dots\dots (4.24)$$

$$NEN(\Delta\lambda i) \approx \frac{Ad^{1/2} \Delta fn^{1/2} NF^{1/2}}{C^{1/2} \omega^2 A_0} \cdot \frac{1}{\tau_0(\Delta\lambda i) \cdot D^*(\Delta\lambda i)}$$

ここに、 $N(\Delta\lambda i)_{T_0}$  : 温度  $T_0$  の黒体の波長帯域  $\Delta\lambda i$  におけるラジアンズ ( $W\text{ cm}^{-2}\text{ Sr}^{-1}$ )

$C_1$  :  $3.7415 \times 10^4 \text{ W cm}^{-2} \mu\text{m}^{-4}$

$C_2$  :  $1.4388 \times 10^4 \mu\text{mK}$

$\lambda_{Li} \sim \lambda_{Hi}$  : バンド域 ( $\mu\text{m}$ )

$NEN(\Delta\lambda i)$  : 波長帯域  $\Delta\lambda i$  における雑音等価ラジアンズ  $W\text{ cm}^{-2}\text{ Sr}^{-1}$

$Ad$  : 検知器素子面積 ( $\text{cm}^2$ )

$\Delta fn$  : 等価雑音帯域幅 (Hz)

$NF$  : プリアンプの雑音指数 = 1.72

$C = \sqrt{2}$

$\omega$  : 瞬時視野角 (rad)

$A_0$  : 集光鏡実効開口面積 ( $\text{cm}^2$ )

$\overline{\tau_0}(\Delta\lambda i)$  : バンド域における光学系の平均透過率

$D^*(\Delta\lambda i)$  : バンド域におけるディテクティビティ ( $\text{cm Hz}^{1/2} W^{-1}$ )

以上の式から赤外域の S/N を計算した結果を図 4.18 及び図 4.19 に示す。瞬時視野角 ( $\omega$ ) を 1.5 m rad とした場合は、1 m rad の場合に比して、雑音等価ラジアンズ  $\{NEN(\Delta\lambda i)\}$  が雑音等価帯域幅 ( $\Delta fn$ ) の平方根に比例し、瞬時視野角 ( $\omega$ ) の二乗に反比例することから S/N が 2.73 倍と改善される。良質な画像を得るために  $S/N \geq 40\text{ dB}$  ( $S/N \geq 100$ ) の絶対温度をみると、以下のとおりである。

$\omega = 1\text{ m rad}$	$R = 25\text{ rps}$	(バンド 6)	$T \geq 350\text{ K}$
		(バンド 7)	$T \geq 370\text{ K}$
		(バンド 8)	$T \geq 260\text{ K}$
	$R = 40\text{ rps}$	(バンド 6)	$T \geq 370\text{ K}$
		(バンド 7)	$T \geq 380\text{ K}$
		(バンド 8)	$T \geq 275\text{ K}$
$\omega = 1.5\text{ m rad}$	$R = 25\text{ rps}$	(バンド 6)	$T \geq 320\text{ K}$
		(バンド 7)	$T \geq 310\text{ K}$
		(バンド 8)	$T \geq 220\text{ K}$
	$R = 45\text{ rps}$	(バンド 6)	$T \geq 330\text{ K}$
		(バンド 7)	$T \geq 310\text{ K}$

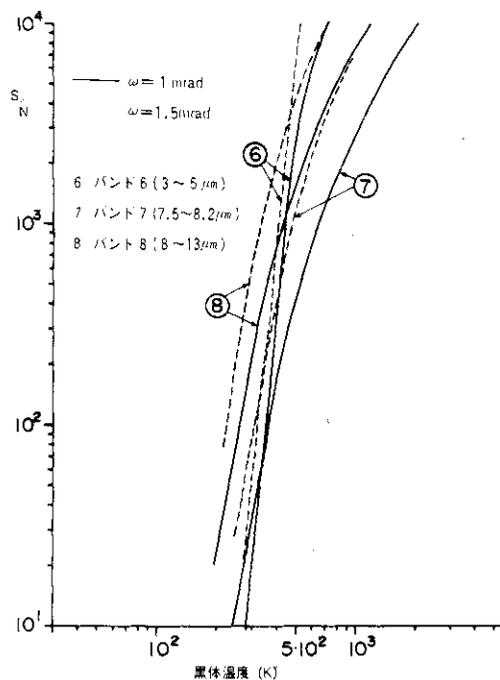


図 4.18 赤外域の S/N (R = 25 rps)

Fig. 4.18 Relation between S/N of each infrared band of planned MSS and temperature of blackbody (R: 25 rps, IFOV: 1 mrad. and 1.5 mrad.)

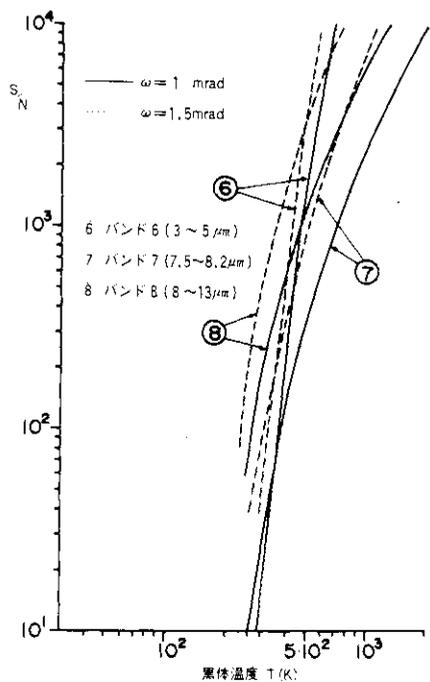


図 4.19 赤外域の S/N (R = 40 rps)

Fig. 4.19 Relation between S/N of each infrared band of planned MSS and temperature of blackbody (R: 40 rps, IFOV: 1 mrad. and 1.5 mrad.)

(バンド8)  $T \geq 240 \text{ K}$

バンド6 (3~5  $\mu\text{m}$ ) は高温域 (500 K以上) で用いられるので特に問題はない。バンド7 (7.5~8.2  $\mu\text{m}$ ) は中温域として最低温度を 313 K (40°C) とすれば、瞬時視野角 1 m rad の場合は S/N の要求は満足されない。バンド8 は低温域で用いられ、その最低温度は 263 K (-10°C) であるので、瞬時視野角 1 m rad の  $R = 40 \text{ rps}$  のときの要求は満足されない。

#### 4.5.2 赤外域の NETD

目標黒体温度  $T$  (K) における NETD は式 (4.26) で与えられる。

$$[\text{NETD}(\Delta\lambda i)]_T = \frac{2}{\pi} \cdot \frac{\sqrt{A_d \Delta f_n \cdot \text{NF}}}{A_0 \omega^2 \varepsilon \tau_{a\lambda} \tau_{o\lambda}} \left[ \int_{\lambda_{Li}}^{\lambda_{Hi}} D^*_\lambda \left( \frac{\partial W_\lambda}{\partial T} \right)_T d\lambda \right]^{-1} \quad \dots\dots\dots (4.26)$$

- ここに、  $A_d$  : 検知器素子面積 (cm<sup>2</sup>)
- $\Delta f_n$  : 等価雑音帯域幅 (Hz)
- NF : プリアンプの雑音指数 (= 1.72)
- $A_0$  : 集光鏡実効開口面積 (cm<sup>2</sup>)
- $\omega$  : 瞬時視野角 (rad)
- $\varepsilon$  : 目標物エミシビティ (= 1)
- $\tau_{a\lambda}$  : バンド域における伝搬路分光透過率 (= 1)
- $\tau_{o\lambda}$  : バンド域における光学系の分光透過率
- $D^*_\lambda$  : バンド域におけるディテクティビティ (cm Hz<sup>1/2</sup> W<sup>-1</sup>)
- $\frac{\partial W_\lambda}{\partial T}$  : バンド域における分光エミッタンスの温度変化率 (W cm<sup>-2</sup>  $\mu\text{m}^{-1}$  K<sup>-1</sup>)

また、プリアンプの雑音指数 NF は式 (4.27) で与えられる。

$$\text{NF} = 1 + \frac{[\text{NER}]_{\text{AMP}}}{[\text{NER}]_{\text{DET}}} = 1 + 742 \cdot \frac{8kT}{A_d} \left( \frac{D^*}{R} \right)^2 \approx 1.72 \quad \dots\dots\dots (4.27)$$

- ここに、  $[\text{NER}]_{\text{AMP}}$  : プリアンプの雑音等価抵抗 (= 742  $\Omega$ )
- $[\text{NER}]_{\text{DET}}$  : 検知器の雑音等価抵抗 ( $\Omega$ )
- $k$  : ボルツマン定数 (1.38  $\times 10^{-23}$  J $\cdot$ K<sup>-1</sup>)
- $T$  : アンプ温度 (= 45°C)
- $R$  : 検知器レスポンスビティ (= 3  $\times 10^3$  V W<sup>-1</sup>)
- $D^*$  : 検知器ディテクティビティ (2  $\times 10^{10}$  cm Hz<sup>1/2</sup> W<sup>-1</sup>)

各バンドの NETD の計算結果を図 4.20, 図 4.21 に示す。瞬時視野角 1.5 m rad の NETD は、式 (4.26) から、1 m rad の NETD に比して 0.366 倍となり、著しく改善される。

図から 350 K 以下の範囲でバンド6 (3~5  $\mu\text{m}$ ) 及びバンド7 (7.5~8.2  $\mu\text{m}$ ) が、

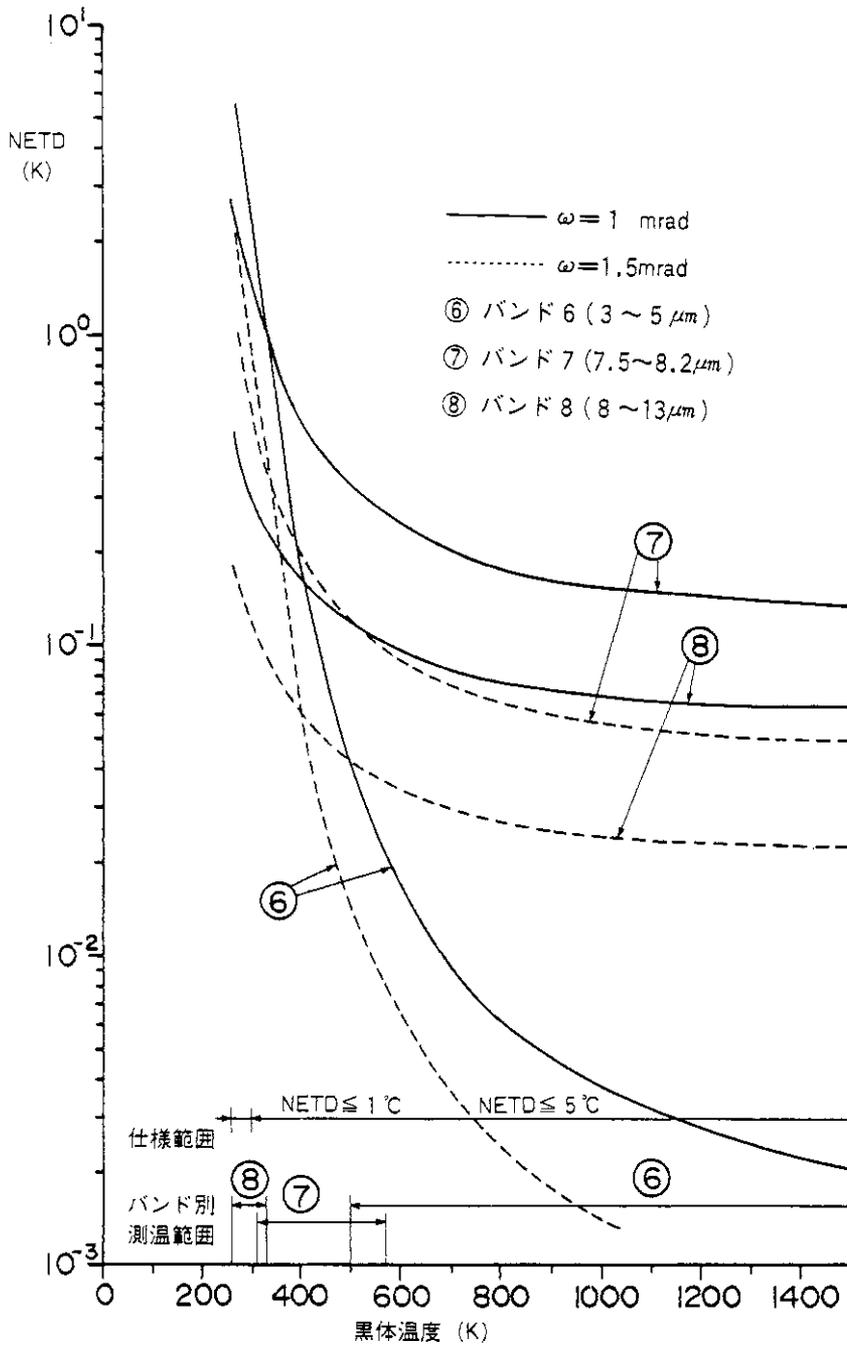


図 4.20 赤外域の NETD (R = 20 rps)

Fig. 4.20 Relation between NETD of each infrared band of planned MSS and temperature of blackbody (R: 25 rps, IFOV: 1 mrad. and 1.5 mrad.)

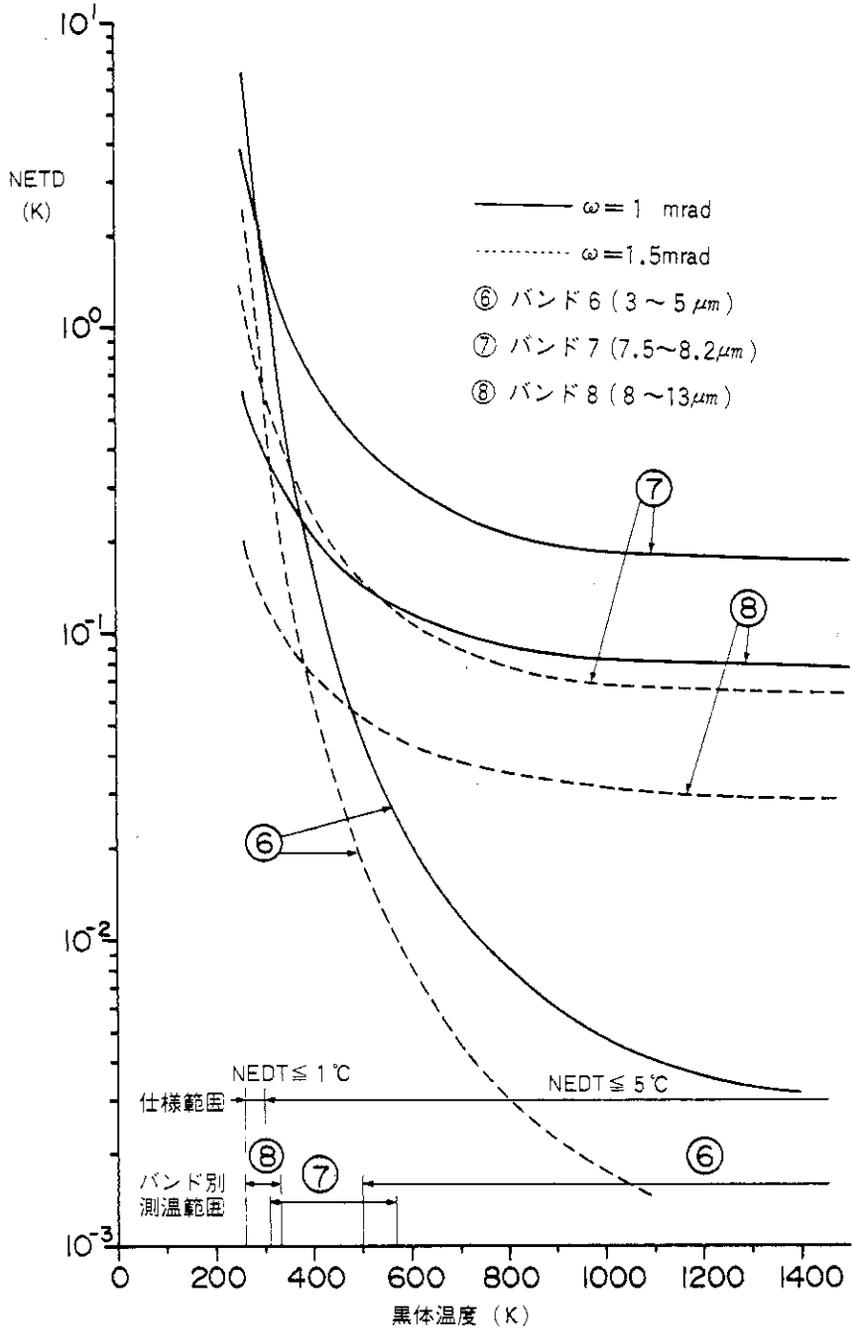


図 4.21 赤外域の NETD (R = 40 rps)

Fig. 4.21 Relation between NETD of each infrared band of planned MSS and temperature of blackbody (R: 40 rps, IFOV: 1 mrad. and 1.5 mrad.)

1°Cをこえているか、各バンド毎の測温範囲とNETDに対する仕様範囲を比較すると（図中に表示）いずれの場合も十分仕様を満し問題はない。

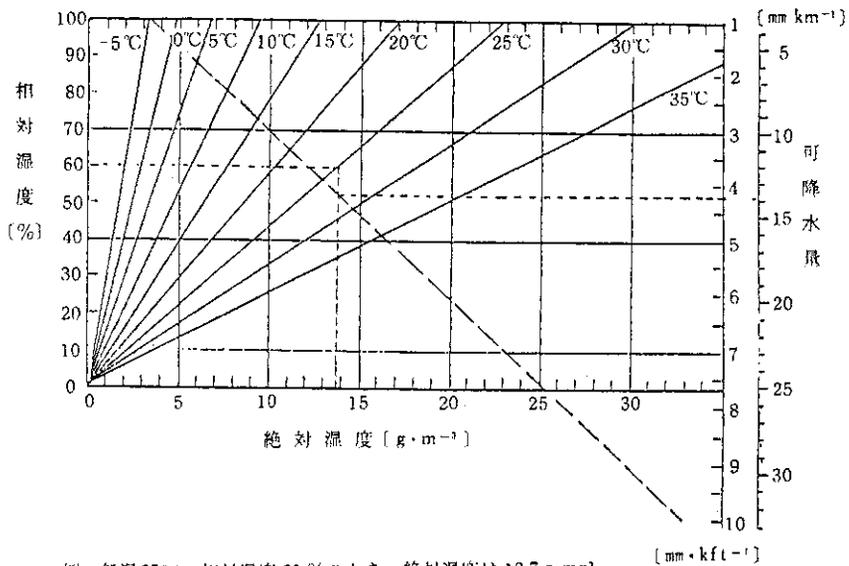
#### 4.5.3 大気条件による NETD

火山専用赤外映像装置の運用時には、赤外線は伝播路である大気層の吸収・散乱により減衰し、NETDは劣化する。特に水蒸気による吸収の影響が大きい。この大気条件によるNETD劣化を評価するために、運用時の大気条件、観測条件等を前提条件として与え、下記の方法によりNETDの劣化係数を求め、運用時のNETDを計算した。

##### (1) 評価の方法

水蒸気吸収によるNETDの劣化は、図4.22及び図4.23を用いて、次の手順で求められる。

- (i) 図4.22（気温及び相対湿度から可降水量を求めるノモグラフ）を用いて、気温・湿度から単位距離当りの可降水量（ $\text{mm km}^{-1}$ ）を求める。
- (ii) 高度（距離）を代入して可降水量（ $\text{mm km}^{-1}$ ）を求める。
- (iii) この可降水量（ $\text{mm}$ ）と図4.23（水蒸気吸収による透過率の変化）を用いて、各バンドの透過率  $\tau_1$  を求める。
- (iv) 劣化係数  $K$  は放射率  $\varepsilon$  と求められた透過率  $\tau_1$  を用いて、 $K = 1/\tau_1 \cdot \varepsilon$  で求められる。運用時のNETDは装置のNETDに  $K$  を乗じて求められる。



例. 気温25°C, 相対湿度60%のとき、絶対湿度は  $13.7 \text{ g}\cdot\text{m}^{-3}$   
可降水量は  $4.2 \text{ mm}\cdot\text{km}^{-1}$  又は  $13.8 \text{ mm}\cdot\text{km}^{-1}$  である。

図 4.22 気温及び相対湿度から可降水量を求めるノモグラフ

Fig. 4.22 Nomograph for estimation precipitable water from temperature and relative humidity of atmosphere

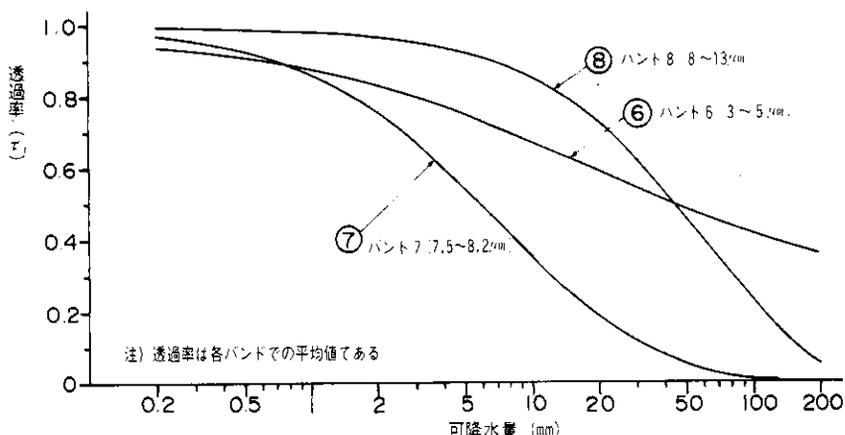


図 4.23 水蒸気の吸収による透過率の変化

Fig. 4.23 Relation between transmissivity and precipitable water of atmosphere

表 4.17 軽井沢、鹿児島月の各月平均気温、湿度と運用時 NETD 評価選定ケース

Table 4.17 Monthly mean temperature and humidity at Karuizawa and Kogoshima, and selected ones for evaluation of operational NETD

場所 [区分]	月	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
	軽井沢	気温(°C)	-4.4	4.4	0.6	6.1	11.3	15.4	19.6	20.6	16.0	9.5	4.3
湿度(%)		76	76	76	74	74	86	88	88	89	89	80	77
鹿児島	気温(°C)	6.7	7.8	11.0	15.6	19.4	22.7	26.9	27.3	24.7	19.1	14.2	8.9
	湿度(%)	75	72	72	76	78	82	82	80	79	75	76	76

(選定ケース) 軽井沢 3月:a, 9月:b  
鹿児島 3月:c, 5月:d, 8月:e

(2) 前提条件

(i) 気温及び湿度

運用場所の代表例として軽井沢と鹿児島を選定し、その気象条件から表4.17のa~eの5ケースについて運用時のNETDを計算する。

(ii) 気温低減率 $\alpha$  : 6.5°C/1000 m

(iii) 飛行高度(対地) : 1000 m

(iv) 相対湿度 : 高度に対し一定とする。

(v) 地上の放射率 : 0.92

(3) NETD 劣化係数Kの算出

選定した各ケースのNETD劣化係数の算出結果を、表4.18に示す。

表 4.18 選定したケースの NETD 劣化係数

Table 4.18 Deterioration rate of NETD for each selected operational case and infrared band

ケース	気温 (°C)		湿度 (%)	可降水量 (mm)			バンド	透過率 $\tau_1$	放射率 $\epsilon$	$\tau_1 \epsilon$	$K = \frac{1}{\tau_1 \epsilon}$
	地上	上空 1000m		地上	上空 1000m	平均					
(a)	-0.6	-7.1	76	3.8	2	2.9	6	0.805	0.92	0.7406	1.35
							7	0.68	0.92	0.6256	1.60
							8	0.95	0.92	0.874	1.14
(b)	16	9.5	89	12	8	10	6	0.675	0.92	0.621	1.61
							7	0.355	0.92	0.327	3.06
							8	0.855	0.92	0.7866	1.27
(c)	11	4.5	72	7.2	4.8	6	6	0.73	0.92	0.6716	1.49
							7	0.49	0.92	0.4508	2.22
							8	0.91	0.92	0.8372	1.19
(d)	19.4	12.9	78	12.9	8.7	10.8	6	0.665	0.92	0.6118	1.63
							7	0.33	0.92	0.3036	3.29
							8	0.84	0.92	0.7728	1.29
(e)	27.3	20.8	80	20.6	14.2	17.4	6	0.61	0.92	0.5612	1.78
							7	0.21	0.92	0.1932	5.18
							8	0.76	0.92	0.6992	1.43

表 4.19 運用時の NETD

Table 4.19 Calculated operational NETD for each case and infrared band

ケース	バンド	劣化係数 K	$\omega = 1 \text{ mrad}$				$\omega = 1.5 \text{ mrad}$				
			R=25 rps		R=40 rps		R=25 rps		R=40 rps		
			装置運用時 NETD(K)	装置運用時 NETD(K)	装置運用時 NETD(K)	装置運用時 NETD(K)	装置運用時 NETD(K)	装置運用時 NETD(K)	装置運用時 NETD(K)	装置運用時 NETD(K)	
(a)	軽井沢 3月	6	1.35	0.0033	0.0046	0.0040	0.0054	0.0012	0.0016	0.0014	0.0019
		7	1.60	0.41	0.66	0.52	0.83	0.15	0.24	0.19	0.30
		8	1.14	0.30	0.34	0.39	0.44	0.11	0.18	0.14	0.22
(b)	軽井沢 9月	6	1.61	0.0033	0.0053	0.0040	0.0060	0.0012	0.0019	0.0014	0.0023
		7	3.06	0.41	1.25	0.52	1.59	0.15	0.46	0.19	0.58
		8	1.27	0.30	0.38	0.39	0.50	0.11	0.14	0.14	0.18
(c)	鹿児島 3月	6	1.49	0.0033	0.0049	0.0040	0.0060	0.0012	0.0018	0.0014	0.0021
		7	2.22	0.41	0.91	0.52	1.15	0.15	0.33	0.19	0.42
		8	1.19	0.30	0.36	0.39	0.46	0.11	0.13	0.14	0.16
(d)	鹿児島 5月	6	1.63	0.0033	0.0054	0.0040	0.0065	0.0012	0.0020	0.0014	0.0023
		7	3.29	0.41	1.35	0.52	1.71	0.15	0.49	0.19	0.63
		8	1.29	0.30	0.39	0.39	0.50	0.11	0.14	0.14	0.18
(e)	鹿児島 8月	6	1.78	0.0033	0.0053	0.0040	0.0071	0.0012	0.0021	0.0014	0.0025
		7	5.18	0.41	2.12	0.52	2.69	0.15	0.78	0.19	0.98
		8	1.43	0.30	0.43	0.39	0.56	0.11	0.16	0.14	0.20

#### (4) 運用時の NETD の評価

運用時の NETD 評価のために、装置 NETD は、各バンドの測温範囲のほぼ中央値を代表黒体温度とし、図 4.20、図 4.21 から求める。代表黒体温度を下記に示す。

バンド 6 : 1100 K

バンド 7 : 450 K

バンド 8 : 300 K

運用時 NETD の計算結果を表 4.19 に示す。表 4.19 から、バンド 7 (7.5 ~ 8.2  $\mu\text{m}$ ) が他のバンドに比して劣化係数が大であるが、運用時においても、いずれのケースでも十分仕様を満足できると評価される。

### 5. 走査検知部の方式設計

#### 5.1 ミラーの耐環境性能の調査と表面処理方式

本装置は火山観測時に火山ガスに曝らされることが予想されるので、走査検知部の走査鏡集光鏡の各ミラーの耐環境性能を調査し、その表面処理方式を決定する。

この調査は、各種ミラーのテストピースを、火山近傍が現地暴露しその反射率の時間的劣化を測定した。これと対比するため、同様のテストピースを一般的な環境で現地暴露し、同様に経時的な反射率の劣化を測定して前者と比較した。一方、典型的な火山ガス成分を 2 種類選び、既存の火山ガス測定データからガス濃度を決定して、上記と同様なテストピースを定濃度ガス中に暴露し、経時的な反射率の測定を行いその劣化傾向をみた。

この調査の実施にあたっては、東京工業大学小坂丈予教授の御協力をいただいた。

この調査の現地暴露については、1 回目の調査結果を踏まえ、テストピース等を備えて 2 回目の調査を行った。

##### 5.1.1 第 1 回調査

###### (1) テストピース

テストピースは、走査鏡としてニッケルメッキ金属鏡を用い、また集光鏡としてアルミ蒸着ガラス鏡を用いた。

テストピースの諸元は、図 5.1、図 5.2 に示す。

###### (2) 暴露条件

テストピースの暴露条件を表 5.1 に示す。

###### (3) 分光反射率の測定結果

分光反射率の測定条件を表 5.2 に示す。これにより測定した結果を表 5.3、表 5.4 に示す。一方、He-Ne レーザー (波長 0.6328  $\mu\text{m}$ ) による反射率を各テストピースについて測定し、同一波長の分光反射率と比較した結果を表 5.5 に示す。

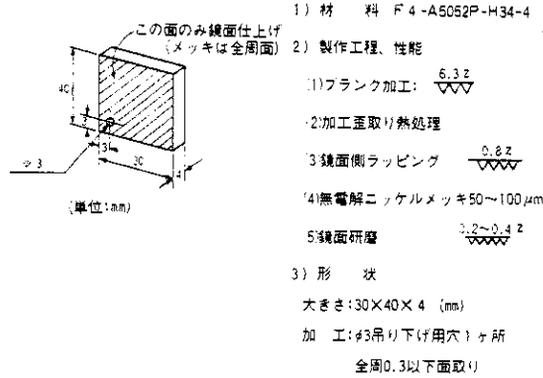


図 5.1 ニッケルメッキ金属鏡  
Fig. 5.1 Test piece of nickelled metal mirror

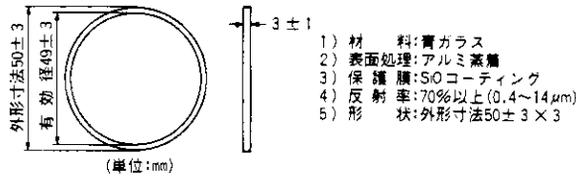


図 5.2 アルミ蒸着ガラス鏡  
Fig. 5.2 Test piece of aluminum evaporated glass mirror

表 5.1 第1回調査暴露条件

Table 5.1 Specifications for exposure experiments of test pieces (first investigation)

条件	火山ガス暴露	定濃度ガス暴露
1. テスト ピース	ニッケルメッキ金属鏡 現地用 15個 遠地用 2個	c. ニッケルメッキ金属鏡 3個 d. アルミ蒸着ガラス鏡 3個
2. 暴露 場所	京都大学桜島火山観測所 a. 春田山観測室屋上(火 口から西方約 2.7 km) … 現地 b. 黒神観測室屋上(火口 から西方約 5.4 km) … 遠地	富士通K.K. 明石工場 分析課
3. 暴露 時間等	昭和56年8月11日 ～11月9日 a. 15日, 45日, 90日 b. 30日, 59日	SO <sub>2</sub> ガス 100ppm HF ガス 10ppm c. 3時間暴露後及びデシ ケータ保存30日経過後 d. 3時間暴露後

表 5.2 反射率測定条件

Table 5.2 Specifications for reflectance measurement of test piece

	可 視 域	赤 外 域
測定装置	日立323形、 自記分光光度計	日本分光1RA-2形、固 折格子赤外分光光度計
反射装置	上記用、100mm積分球反射 率測定用付属装置	日本分光RF-11形、反 射率測定用付属装置
波長範囲	0.34 ~ 0.70 μm	2.5 ~ 25 μm
反 射 角	全反射(入射角 20°)	正反射・入射角 12°
100% ADJ	標準副白板 (Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub> 主成分)	標準アルミニウム蒸着面
S L I T	自動(0.04 ~ 0.70mm)	プログラム方式 (固定0.29~2.83mm)

表 5.3 ニッケルメッキ金属鏡現地火山ガス暴露試験結果(第1回調査)

Table 5.3 Spectral reflectance of each nickelled test piece before and after exposing in field volcanic gasses (first investigation)

暴露期間	暴露環境平均ガス濃度			反 射 率 (%)						テスト ピース 番 号	
	HF ppm	HCl ppm	SO <sub>2</sub> ppm	0.4 μm	0.55 μm	0.7 μm	3 μm	6 μm	10 μm		
現 地 点	暴露前	—	—	—	44.0	53.0	60.0	82.0	87.0	90.0	
	15日	0.00060	0.0219	0.0232	8.5	10.5	13.0	7.5	59.0	72.0	金-1
	45日	0.00059	0.0384	0.0518	8.5	10.8	11.5	1.1	8.0	8.0	金-7
90日	0.00044	0.0292	0.0468	9.0	12.2	14.0	2.8	6.5	6.8	金-15	
遠 地 点	30日	—	—	—	9.7	11.8	14.5	11.0	37.5	46.0	金-16
	59日	—	—	—	12.0	14.6	17.0	5.6	22.0	20.8	金-17

表 5.4 定濃度ガス暴露試験結果

Table 5.4 Spectral reflectance of each test piece before and after exposing in gasses with constant concentration

テスト ピース 種 類	暴露時間	ガ ス	反 射 率 (%)						テスト ピース 番 号
			0.4 μm	0.55 μm	0.7 μm	3 μm	6 μm	10 μm	
ニッケル メッキ金 属鏡	暴露前	—	40.8	50.8	58.0	82.0	87.0	90.0	
	3hr (30日経過)	SO <sub>2</sub> (100ppm)	36.8	47.5	55.5	83.0	87.0	90.0	金-18
	3hr (30日経過)	HF (10ppm)	36.0	47.0	56.0	81.8	86.8	90.0	金-19
	無暴露 (70日経過)	—	40.0	50.0	56.8	82.0	87.0	90.0	金-20
アルミ蒸 着ガラス 鏡 (SiO <sub>2</sub> コー ティング)	暴露前	—	90.8	83.8	71.8	100	100	100	
	3hr	SO <sub>2</sub> (100ppm)	90.0	82.5	71.5	99.8	99.8	100	ガ-1
	3hr	HF (10ppm)	89.5	82.5	71.3	98.8	99.6	100	ガ-2
	無暴露	—	90.2	83.2	72.0	100	100	100	ガ-3

表 5.5 暴露テストピースのレーザ及び同一波長の全反射率（波長 0.6328 μm）

Table 5.5 Reflectance of laser (0.6328μm) and total reflectance for same spectrum of each test peice before and after exposure experiments (first investigation)

暴 露 条 件			暴露前反射率(%)		暴露後反射率(%)	
テストピース 種 類	暴露場所	暴露期間	レーザ	同波長 の 全反射	レーザ	同波長 の 全反射
	春 田 山	15 日	57.2	56.9	1.0 以下	16.9
	"	30 日	56.8	57.4	"	12.1
	"	45 日	58.2	57.6	"	11.4
	"	59 日	57.0	56.9	"	12.5
	ニッケルメ ッキ金属鏡	"	90 日	56.5	56.6	"
ニッケルメ ッキ金属鏡	黒 神	30 日	56.3	56.5	"	13.1
	"	59 日	55.8	56.1	"	15.9
	定 濃 度	SO <sub>2</sub> (30日保存)	56.5	56.3	51.9	52.8
	"	HF (30日保存)	56.2	56.0	52.1	52.2
	ブランク		55.1	54.7	53.3	54.0
アルミ蒸着 ガラス鏡	定 濃 度	SO <sub>2</sub> (30日保存)	76.6	77.0	77.6	76.8
	"	HF (30日保存)	77.4	76.8	78.1	76.8
	ブランク		77.4	77.0	78.2	77.0

注) 測定条件 装置：レーザ反射率測定器  
 光源：ヒューズ社 3225 H-PC, He-Neレーザ発振器  
 受光部：日本レーザ 212 形 パワーメータ  
 波 長：0.6328 μm  
 反射角：正反射（入射角 15°）

表 5.6 火山ガス暴露テストピースの表面付着物等の定性分析結果

Table 5.6 Qualitative analysis for adhered materials on the surfaces of test pieces exposed in field volcanic gasses

試 料	成 分																
	Al	B	Ba	Ca	Cr	Cu	Fe	K	Mg	Mn	Na	Ni	Pb	Si	Ti	V	Zn
ニッケルメッキ金属鏡 (No.4) 表面付着物	R	-	-	+	±	+	±	-	+	-	-	R	-	+	-	-	-
" 表面小片	卍	-	-	+	-	+	Tr	-	+	-	±	R	-	+	-	-	-
春 田 山 火 山 灰	R	-	+	R	+	-	卍	R~ 卍	卍	卍	卍	-	-	R	+	+	+
黒 神 火 山 灰	R	-	+	R	+	-	卍	R~ 卍	卍	卍	卍	-	-	R	+	+	+

スペクトル表示記号

R：主成分，卍：非常に強い，卍：かなり強い，卍：強い，+：明らかに認められる，  
 ±：かすかに認められる，Tr：痕跡，-：認められない

(4) 火山ガス暴露テストピースの表面付着物

桜島火山の春田山観測室屋上で火山ガスに暴露したテストピースの表面付着膜の成分、及び暴露試料設置場所に降った火山灰の成分について分析を行った。試料はニッケルメッキ金属鏡No.4及び火山灰2種で、発光分析をX線マイクロアナライザーで分析した。その結果を表5.6に示す。

(5) 第1回調査結果の考察

現地暴露実験は実際の運用に比して相当苛酷な条件を荷した点はあるが、以上の結果から暴露後15日後には可視近赤外域の反射率は暴露前のそれと比較して急激に低下しており、赤外域も45日後には可視近赤外域と同程度まで低下する。これに対し、定濃度ガス暴露は、ガス濃度としては現地の平均的ガス濃度に対して遥かに高いが、3時間程度の暴露では、保存期間30日を置いても、ニッケルメッキ金属鏡の可視域で10%程度の反射率低下がみられたが、その赤外域及びアルミ蒸着ガラス鏡(SiO<sub>2</sub>コーティング)においては、殆んど反射率の劣化が生じてはいない。

火山ガス暴露のニッケルメッキ金属鏡の反射率の劣化は、暴露15日間の内に急激に生じ、45日後からは反射率が一定となっているのは、鏡面が火山ガスや表面付着物により腐食膜が形成されたためである。表面付着物は、火山灰の主要成分であるAl, Ca, Si等が多く、火山ガス中の硫黄の付着も認められている。また海岸に近い黒神では、大量のNaとClの付着が認められ、海塩粒子による塩害腐食もあったことを示している。腐食は最終的に、ニッケルメッキ膜が剝離するまで進んでおり、腐食の原因・状況を解明するために、更に詳しい分析をする必要がある。

以上第1回調査では、暴露条件が運用時と比して時間的に長過ぎ、火山ガスが短時間内に反射率に及ぼす影響が不明である点を考慮して、暴露時間を短縮した第2回目の実地暴露調査を行うこととした。一方、腐食状況の分析は、千葉大学天然色工学施設の協力を得て実施することとした。(この腐食状況分析報告については、本報告には含めず、別途報告とする。)

5.1.2 第2回調査

(1) 暴露条件

第2回調査のテストピースは第1回調査のニッケルメッキ金属鏡と同一のもの及び、同じ金属鏡であるがアルミ蒸着をし、SiO<sub>2</sub>コーティングを施したものをを用いた。暴露条件は表5.7に示す。

(2) 暴露期間中の環境条件

桜島及び兵庫県明石市における暴露期間中の気象条件、降灰量について表5.3に示す。

(3) 分光反射率の測定結果

暴露したテストピースについて第1回目調査と同様な方法で分光反射率を測定した。結果を表5.8に示す。

表 5.7 第2回調査暴露条件

Table 5.7 Specifications for exposure experiment of test pieces (second investigation)

条 件	火山ガス暴露	大 気 暴 露
1. テストピース	ニッケルメッキ鏡 12 個 アルミニウム蒸着鏡 8 個 (SiO <sub>2</sub> コーティング)	ニッケルメッキ鏡 1 個 アルミニウム蒸着鏡 1 個 (SiO <sub>2</sub> コーティング)
2. 暴露場所	京都大学桜島火山観測所 春田山観測室屋上	富士通K.K. 明石工場
3. 暴露時間	1, 2, 3, 8, 15 日間 但し、ニッケルメッキ鏡の内2個 アルミニウム蒸着鏡の内1個は、 毎日イソプロピルアルコールにより 脱水清浄化を行う。	15 日間

表 5.8 第2回調査暴露テストピースの分光反射率測定結果

Table 5.8 Spectral reflectance of test pieces before and after exposing in field volcanic gasses and atmosphere (second investigation)

試験 種類	テストピース種類	暴 露 期 間	反 射 率 (%)						テスト ピース 番 号	
			0.4 μm	0.55 μm	0.7 μm	3 μm	6 μm	10 μm		
火 山 ガ ス	ニッケルメッキ鏡	暴露前	46.0	50.4	57.3	83.5	88.5	91.5		
		1 日	20.2	26.0	32.8	57.0	78.8	83.0	N 1	
		2 日	16.5	18.5	23.5	72.0	83.0	86.5	N 4	
		3 日	13.2	16.5	22.1	67.3	79.4	82.8	N 5	
		15 日	11.5	15.0	21.0	64.8	77.3	80.0	N 10	
		15 日*	23.5	31.8	40.0	73.0	80.0	84.0	N 11	
	暴 露	アルミニウム蒸着鏡	暴露前	91.0	84.5	75.0	97.5	97.5	97.5	
			1 日	88.0	81.0	74.0	92.8	96.0	95.5	A 1
			2 日	85.5	77.8	70.3	96.8	97.2	96.5	A 4
			3 日	88.8	80.5	71.8	93.5	95.0	93.5	A 5
			8 日	86.8	81.0	72.7	93.0	95.8	95.5	A 6
15 日			88.0	82.8	73.5	95.7	97.2	96.9	A 7	
大気 暴露	ニッケルメッキ鏡	15 日	24.0	29.5	36.0	82.2	87.5	90.0	N 13	
	アルミニウム蒸着鏡	15 日	90.0	81.0	74.5	99.0	99.0	98.8	A 9	

\* イソプロピルアルコールにより毎日脱水清浄化したもの。

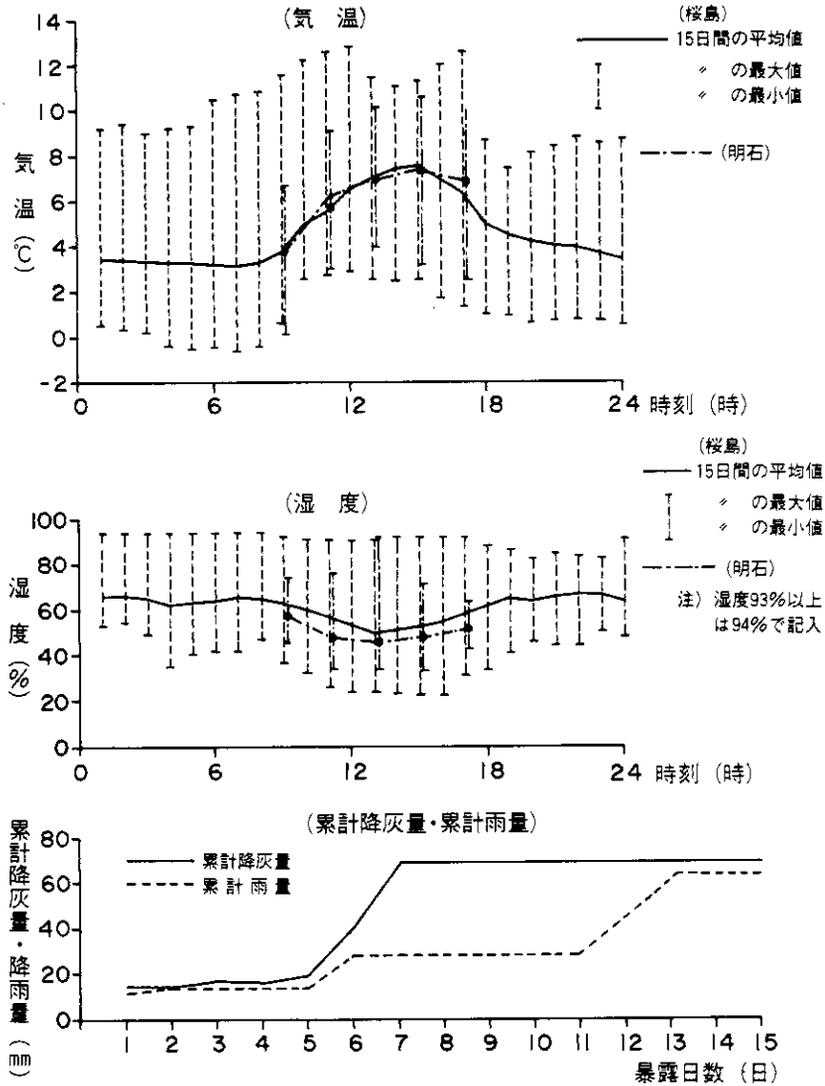


図 5.3 暴露期間 (第2回) における気象等の条件

Fig. 5.3 Weather conditions during exposure of test piece (second investigation)

更に第1回調査と同様に、暴露テストピース He-Ne レーザ (波長  $0.6328 \mu\text{m}$ ) および同波長の全反射率を求めた結果を表 5.9 に示す。またテストピースの暴露後の外観状況を、図 5.4 に示す。

(4) 第2回調査の結果

第2回調査の結果を要約すると下記のとおりである。

(i) 可視域の反射率の劣化は、ニッケルメッキ鏡で甚だしく、一日の火山ガス暴露で反射率が

テストピースの種類	暴露場所	暴露時間	暴露前		暴露後	
			レーザ	全反射	レーザ	全反射
ニッケルメッキ金属鏡	春田山	1日	54.7	54.7	16.7	28.5
		2日	54.4	54.6	16.5	21.8
		3日	54.6	53.5	11.2	21.0
		8日	55.1	54.6	7.8	14.4
		15日	54.9	54.4	13.8	22.1
		15日*	55.1	54.4	31.4	29.9
	明石	15日	55.0	54.8	22.7	33.0
アルミニウム蒸着鏡	春田山	1日	78.3	78.9	74.6	76.8
		2日	78.1	77.8	74.4	74.4
		3日	78.2	78.6	74.7	75.5
		8日	78.0	78.1	76.0	76.6
		15日	78.9	78.3	75.6	77.8
		15日*	77.8	77.4	72.8	75.0
	明石	15日	77.4	76.8	77.3	77.2

表 5.9 第2回調査暴露テストピースのレーザ及び同一波長の全反射率(波長0.6328 μm)

Table 5.9 Reflectance of laser (0.6328 μm) and total reflectance for same spectrum of each test piece before and after exposure experiments (second investigation)

\* イソプロピルアルコールにより毎日脱水洗浄したもの。  
注) 波長: 0.6328 μm



春田山暴露実験(第2回) 明石暴露実験(第2回)

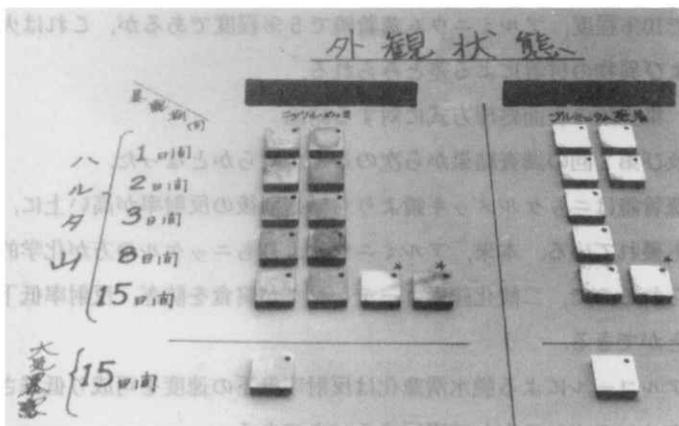


図 5.4 第2回調査, 暴露後のテストピースの外観

Fig. 5.4 Exposure experiments at Harutayama (Sakurajima Volcano) and Akashi (Hyogo-ken) and external appearances of test pieces after experiments (second investigation)

20%程度低下し、暴露日数の増加に伴って著しい反射率の低下を示す。またイソプロピルアルコールにより脱水清浄化したものは反射率低下は遅いが、15日間暴露で20%程度の反射率の低下を示した。

アルミニウム蒸着鏡は今回の暴露期間中に5%程度の反射率の低下を示したが、暴露日数との関係は不明確であった。

(ii)赤外域の反射率は、ニッケルメッキ鏡の場合暴露日数が増すに従って低下がみられ、15日間暴露で23~13%程度劣化している。イソプロピルアルコールによる脱水清浄化により上記の反射率劣化は13~8%程度に改善されている。

アルミニウム蒸着鏡については、最大5%程度の反射率低下がみられるが、(i)と同様暴露日数との関係は不明確であった。

(iii)レーザによる反射率(正反射率)と同波長の分光反射率(全反射率)の比較では、ニッケルメッキ鏡はレーザ反射率と分光反射率に違いがある。これはニッケルメッキ面が火山ガスにより腐食し、また火山灰等の付着による乱反射光の増加によるとみられる。一方、アルミニウム蒸着鏡は両反射率とも近似値を示す。これはSiO<sub>2</sub>コーティングによりアルミニウム蒸着面の腐食が防がれ、反射面の状態が良好に維持されたことによるとみられる。

(iv)大気暴露試験の結果は、15日間暴露により可視域ではニッケルメッキ鏡が20%程度の反射率低下を示したのに対し、アルミニウム蒸着鏡では暴露前後の反射率に差はなかった。また赤外域については、両者共暴露前後の反射率の低下はなかった。この明石における大気暴露の環境条件は図5.3に示す如く、気温に大きな差はなかったが、湿度は5~10%程度低い状態であった。更に暴露期間における大気中のSO<sub>x</sub>濃度は0.015mg/m<sup>3</sup>以下であった。(その他ガスは昭和54~56年の平均で、塩化水素=0.015mg/m<sup>3</sup>、硫酸=0.027mg/m<sup>3</sup>の濃度が観測されている。)火山ガスと大気暴露後の反射率の差は、可視、赤外域ともニッケルメッキ鏡で10%程度、アルミニウム蒸着鏡で5%程度であるが、これは火山ガスによる表面腐食および異物の付着による差とみられる。

### 5.1.3 走査鏡、集光鏡の表面処理方式に対する結論

以上の第1回及び第2回の調査結果から次のことが明らかとなった。

- (i)アルミニウム蒸着鏡はニッケルメッキ鏡よりも暴露前後の反射率が高い上に、火山ガスに対する耐腐食性も優れている。本来、アルミニウムよりもニッケルの方が化学的耐腐食性は優れているとみられるので、二酸化珪素コーティングが腐食を防ぎ、反射率低下を遅らせたものとみることができる。
- (ii)イソプロピルアルコールによる脱水清浄化は反射率低下の速度を可成り低減させる効果があり、運用時のメンテナンスとして実行するべきである。
- (iii)アルミニウム蒸着鏡の火山ガス暴露による反射率低下は可視域とも僅かであり、実用上支障ない程度である。

以上の点から、実機の製作では走査鏡，集光鏡ともアルミニウム蒸着， $\text{SiO}_2$  コーティングを施すこととする。

## 5.2 参照光源部の方式

### 5.2.1 基準熱源の方式設計

基準熱源の機能は、映像のブランキング時間に各赤外検知器に温度校正の基準を与えるもので、その要求性能には以下の項目がある

- 表面温度が正確に測定されること
- 温度分布が均一であること
- 温度変化が少ないこと
- 放射率が1に近いこと
- 小形であること

本項ではこれらの性能を満足する基準熱源の方式について検討を行った。

#### (1)基準熱源の構造

放射率を1に近づけるために、キャビティ（空洞）構造を採用する。代表的なキャビティとしては、図5.5に示す3種類がある。

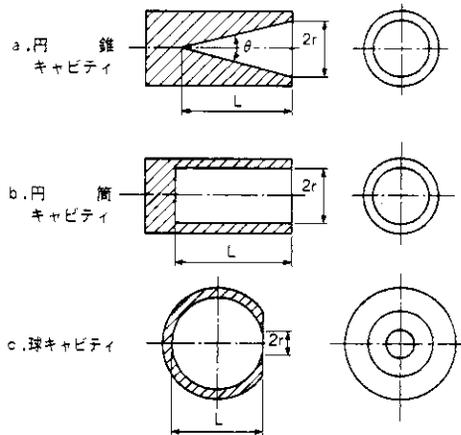


図 5.5 キャビティの種類

Fig. 5.5 Cavity types of blackbody

この3種類の中で小形で加工の容易さを考えると、円筒・円錐・球キャビティの順となる。また放射率から考えるとこの逆となり、両者を考え合わせた結果、円錐キャビティを採用することにする。なお円錐キャビティの放射率は $0.99 \pm 0.01$ である。

キャビティ材料には、グラファイトを用いる。その理由として、下記の特徴があるため

ある。

○高温でも酸化しにくい性質があるため、耐用年数が長い。

○熱膨張および収縮しにくい材料のため、キャビティ表面の黒化剤（塗料）が剥離しにくい。

発熱体としては、低温用としてペルチェ素子、中・高温用としてニクロム線を使用する。

また温度素子は、低温用としてサーミスタ、中・高温用として白金抵抗温度センサを用いる。

以上に基づき方式設計した低温用基準熱源を図5.6に、中・高温用基準熱源を図5.7に示す。

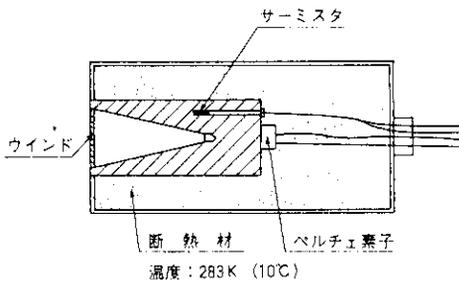


図 5.6 低温用基準熱源

Fig. 5.6 Reference blackbody for low temperature

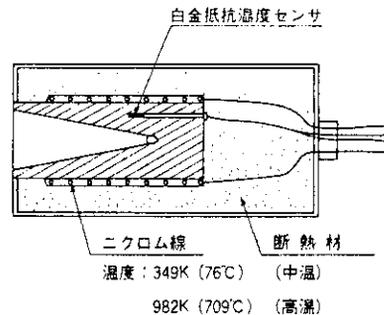


図 5.7 中・高温用基準熱源

Fig. 5.7 Reference blackbody for middle or high temperature

## (2) 基準熱源の寿命

基準熱源は図5.6、図5.7に示すように、発熱体、温度検出素子、キャビティおよび断熱材などから構成されている。従って寿命については、構成各部材に実際の使用状況に相当する熱ストレス（発熱、非発熱の温度サイクル）を加えた場合の部材の性能変化を求めた後、基準熱源全体の寿命を算定することになる。

しかし、以上のような状況における各部材の性能変化についてはデータが乏しく、また動作時の各部材間の熱的なメカニズムが明らかでないため、現時点では定量的な寿命算定は困難である。従ってここでは、同種の構造を有する基準熱源の寿命実績に本システムでの使用状況を勘案して寿命予想を行うこととする。

一般的な使用のもとでの同種黒体基準熱源の寿命は、毎日6時間以上使用して3年以上である。

本システムのように、航空機に使用する場合、寿命を短縮させる要因として、振動による各部材の破損、断線などが考えられる。しかし、各々の質量は小さいため、振動によるストレスが部材の破損、断線をもたらす可能性は低い。

以上から本システムの基準熱源の寿命は、上述した同種黒体基準熱源とはほぼ同様の寿命が期待できる。

## 5.2.2 天空光の採光方式設計

### (1)採光方式

本システムの天空光採光の目的は、観測時の天空全体の明るさを知り、可視域の取得映像信号の妥当性を知るところにある。従って採光は多方向からの光を一様な光として受光する拡散性のあるものとする必要がある。

図 5.8 に本システムの採光方式の構成図を示す。同図において天空からの光は拡散ドームにより拡散し、ドーム内面で一様な光束発散度を得る。このようにして取込んだ天空光は、スリットにて最適なパワーに絞った後、光ファイバにより MSS 側のチョップ部に導びかれる。

拡散ドームの材質は十分な拡散を行うため、オパールガラスを第一候補とする。また光ファイバは、本システムの可視近赤外域の波長バンド（ $0.4 \sim 1.0 \mu\text{m}$ ）における透過特性を検討した結果、 $0.3 \sim 2 \mu\text{m}$ の波長域ではほぼフラットな透過特性を有する石英ファイバを採用することにした。

### (2)航空機への取付

採光部は航空機機外で航空機そのものの影とならない部位に取付けるものとする。本システムでは運用の便を考え、図 5.9 に示すように外部取付形とし、更に気密、防水等、耐候性についても配慮するものとする。

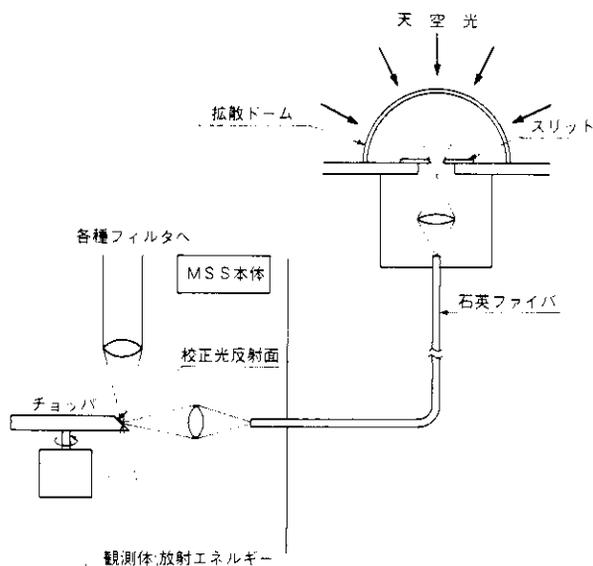


図 5.8 天空光採光方式  
Fig. 5.8 Intake system of sky light

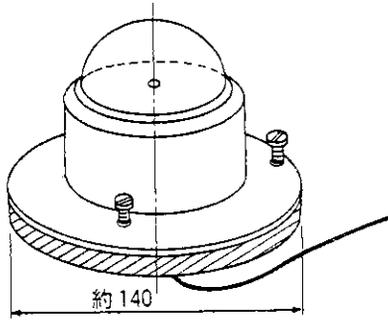


図 5.9 天空光採光部  
Fig. 5.9 External appearance of intake part of sky light

### 5.3 MSS の架台方式設計

架台の機能としては次の3点があげられる。

- 走査検知部を防振すること。
  - 走査検知部の機体に対する姿勢を調整する機能を有すること。
  - 走査検知部がどこを走査しているのかを監視する位置同定機能を有すること。
- 本項ではこれらの機能を満足する架台設計についてその方式を明らかにする。

#### 5.3.1 防振対策

走査検知部および架台に加わる振動・衝撃は大きく分けて次の3点がある。

- 離着陸時の振動・衝撃
- 飛行中の機体振動（主にエンジンの回転による振動）
- 飛行中の動揺

この中で防振をする必要のあるものは、離・着陸時の振動・衝撃と、飛行中の機体振動である。また、走査検知部で得た映像情報は、最終的にロール・ピッチ・ヨー等のデータを入力し幾何学的歪補正処理をするため、動揺については直接走査検知部に伝達される必要がある。

ここではまず防振のメカニズムについて考察を行い、次に実際の設計について述べることにする。

#### (1) 防振のメカニズムと設計方針

図 5.10 に示す振動系において、基礎（航空機胴体）から強制変位  $a_0 \cos \omega t$  が与えられると、振幅の伝達率は次式で与えられる。

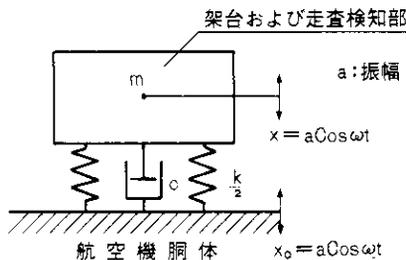


図 5.10 振動系モデル  
Fig. 5.10 Vibration model of airplane

$$\tau = \frac{\sqrt{1 + (2\zeta\lambda)^2}}{\sqrt{(1-\lambda^2)^2 + (2\zeta\lambda)^2}} = \frac{\alpha}{\alpha_0} \quad (5.1)$$

$$\alpha = \omega / \omega_0 \quad (5.2)$$

$$\omega_0 = \sqrt{k/m} \quad (\omega_0 = 2\pi f_0) \quad (5.3)$$

$$\zeta = C/C_c \quad (5.4)$$

$$C_c = 2\sqrt{k/m} \quad (5.5)$$

ここに、m：質量

k：ばね常数

$\tau$ ：伝達率

$\lambda$ ：振動数比

$\zeta$ ：減衰比

$\omega$ ：加振円振動数

$\omega_0$ ：系の固有円振動数

$C_c$ ：臨界減衰係数

図 5.11 に式 (5.1) で与えられる伝達率の計算図表を示す。同図において、伝達率が 1 以下の場合に防振の効果を生じ、伝達率が 1 の場合に直接伝達する効果を生ずる。

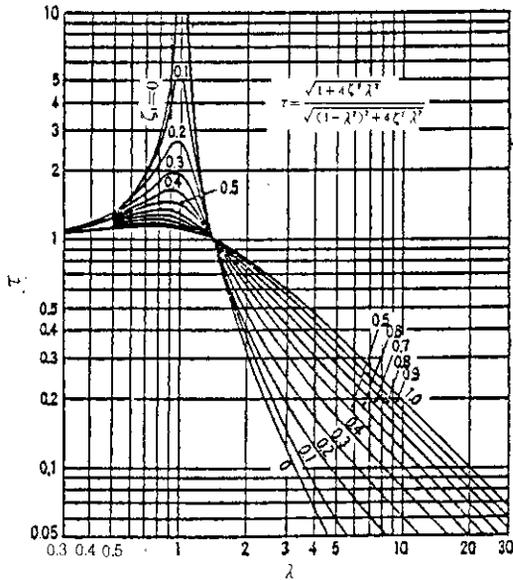


図 5.11 振動伝達率計算図表  
Fig. 5.11 Nomograph for transmission rate of vibration

また同図から振動数比が $\sqrt{2}$ 以上のとき伝達率が1以下となり、振動数比が0.3以下になると伝達率が1とみなせることがわかる。

以上から、防振系の固有振動数を、離・着陸時および飛行中の機体からの振動と、飛行中の動揺の振動数との間の適切な値に設定することにより、離・着陸時および飛行中の機体振動に対して防振を行う一方、動揺に対しては、これを直接伝達することが可能となり、本架台に与えられた要求を満たすことができる。

(2)防振設計

以上述べた方針に基づき、実際の航空機の動揺データから架台の防振系の設計を行う。

防振すべき航空機の振動の一例として、表 5.10に P 2Jの振動データを示す。この値は航空機および飛行状態によっても変化する可能性があるため、表 5.10の値にマージンを与え、加振条件として表 5.11に示す値を設計の目標とする。

一方、伝達すべき航空機の動揺の振動数は、第3章の動揺調査から1 Hz以下である。更に防振計の設計に当り、防振計をつけない走査検知部本体だけの耐振性を1 G以下と設定する。

	振動数(Hz)	加 速 度
離 陸	4.7	0.32 G
着 陸	4.6	0.2 G
飛 行 中	5.0	0.13 G

表 5.10 P 2J の振動データ  
Table 5.10 Observed vibration data of airplane (P2J)

表 5.11 防振すべき振動  
Table 5.11 Target of vibration proof

振 動 数	振幅又は加速度	備 考
5～60Hz	$\pm 0.25 \text{ mm}$	60Hz $\pm 0.25 \text{ mm}$ の時加速度が最高となり3.6G
60～500Hz	2 G 一定	

以上をまとめると、次の設計条件があげられる。

- 表 5.10に示す加振条件において、走査検知部の最大加速度が1 G以下となるように、防振系の固有振動数を決定する。
  - 防振系の固有振動数と動揺の振動数との比（振動数比）が0.3以下であること。
- この条件を満足するような防振系を検討の結果、表 5.12の諸元を得た。

重量(走査検知部+架台)	65 [kg f]
共 振 振 動 数	18 [Hz]
バ ネ 定 数	84.8 [kg f/mm]
減 衰 比	0.2 (注)

注) 減衰比は防振系の代表的な値として0.2とした。

表 5.12 防振系の諸元  
Table 5.12 Specifications for vibration proof system

このような防振系を表 5.11 に基づき加振した場合の期待性能は、表 5.13 に示すように、本架台に与えられた要求性能を満す見通しを得た。

表 5.13 防振系の期待性能  
Table 5.13 Expected performance of vibration proof system

条件	項目	加振振幅 (mm)	加 振 G	伝 達 率	本体振幅 (mm)	本 体 G
共振時	加振時	±0.25	0.37 G	2.7	±0.67	0.88 G
	最大加速度時	±0.25	3.6 G	0.16	±0.04	0.58 G

表 5.13 に示されるように、本設定条件では走査検知部の加速度は、共振時の 0.88 G が最大となり、走査検知部本体側からの要求である 1 G 以下を満足している。

また動揺に対しては、防振系の固有振動数の 18 Hz に対し、動揺振動数は 1 Hz 以下であるので、振動数比  $\lambda = 1/18 = 0.055 \ll 0.3$  となり、図 5.11 から、伝達率  $\tau$  は、ほぼ 1 とみなせるため、航空機の動揺はそのまま走査検知部に伝達される。

### 5.3.2 姿勢調整機構

飛行中の航空機は、X 方向、Y 方向、Z 方向にある角度をもって飛行するので、機体に対して走査検知部の姿勢を調整するための調整機構が必要となる。

Z 方向に対しては 1 回転、X および Y 方向に対してはレベル調整機構を使う。図 5.12 に防振機構および姿勢調整機構を兼備する架台を示す。

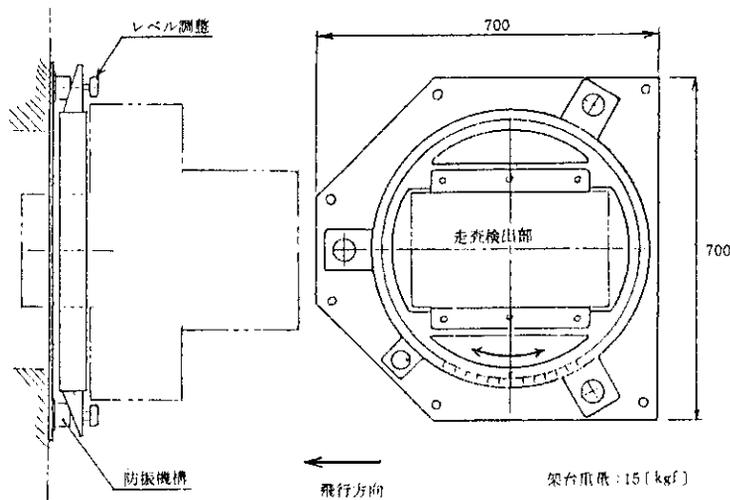


図 5.12 架台外観図

Fig. 5.12 Schematic outlook of stand for planned MSS

### 5.3.3 走査位置の同定機構

走査位置の同定機構の機能は、日中・夜間を問わず同査検知部がどこを走査しているかを知ることにある。

通常の同定機構では、光学的な照準器が用いられている。そこで本装置も架台部にこのような同定機構の採用を検討の結果、以下のような制約があることが明らかとなった。

- MSS 設置孔直径  $\phi 470$  mm が走査検知部で占有されてしまうため、寸法上に制約がある。
- 電気的なサイドロックと同時に同定機構もサイドロックしなければならず、複雑な構造となる。

さらに、通常の同定機構は、可視方式であるため夜間の観測が制約されることから、本システムではこれに替る方式で対応を検討することにした。

本装置の制御監視部は、リアルタイムスクロール表示機能を持つ。この機能によりモニターテレビ上にあたかもリアルタイムに地図のような映像が得られるので、走査位置を知ることが可能である。また赤外バンドにおいても、可視バンドと同様なリアルタイム映像が得られるため、これをモニタすれば夜間でも走査位置の観測が可能となる。以上の機能を生かすように、運用上の工夫を検討した。運用例を図 5.13 に示す。

同図のように、川・湖などの地上の既知点があれば、その地点を観測の基準としてモニターテレビを観察することにより、飛行経路を知ることができる。

この方式によれば、川・湖などは地表に比べ放射率が低いので、赤外バンドを用いれば夜間でもモニターテレビにコントラストがついた映像が得られ、地表との識別が可能となる。なお、川・湖など観測の基準となる既知点がない場合には、図 5.13 に示すように、表面を放射率の低い（反射率の高い）物質（金属の研磨面など）で作った基準標識を既知点に設置することも一案である。

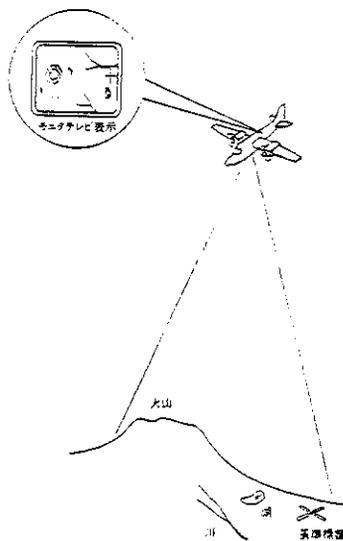


図 5.13 スクロール表示の運用  
Fig. 5.13 Operation of scrolling display

#### 5.4 光学チョップの同期方式設計

走査検知部では校正光用光学チョップを走査鏡の回転数の4倍の速度で一定の位相関係を保つ必要がある。この様子を図5.14に示す。

本システムでは、走査モータとチョップモータとの同期方式を図5.15に示すようにPLL (Phase Locked Loop) 方式とする。同図では、水晶発振により得た正確な原振信号により走査モータを駆動する一方、走査モータ軸にあるロータリエンコーダにより  $n$  (PPR = Pulse Per Rotatim) のパルスを得て、PLL回路により一定時間に発生するパルス数および位相が一定となるよう制御する。一方、走査モータ用ロータリエンコーダのパルス信号は、チョップモータに印加され回転の基準とする。チョップモータ軸のロータリエンコーダは  $n/4$  PPR のパルスを発生しPLL回路により走査モータとの同期をとる。

ここでチョップモータ用ロータリエンコーダが1回転に発生するパルス数が  $1/4$  であるのは、図5.14からも判るように、走査モータ1回転に発生するパルス数をチョップモータ側から発生するパルス数に合わせて両者のパルス数および位相の一致をはかり、同期精度を保つためである。

以上からわかるように、本PLL方式は走査モータをマスター、チョップモータをスレーブとするマスタースレーブ方式となっている。

なお、モータ本体は回転によるノイズ発生のないブラシレスモータを採用する方針で検討した結果、本システムではホールモータを採用することにした。

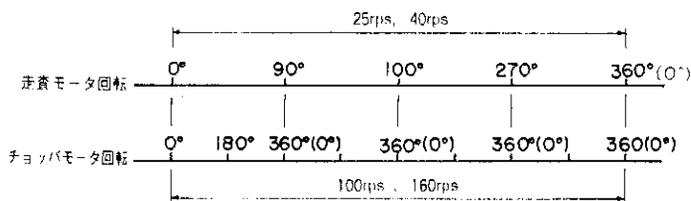


図 5.14 チョップモータの同期  
Fig. 5.14 Synchronizing of chopper motor

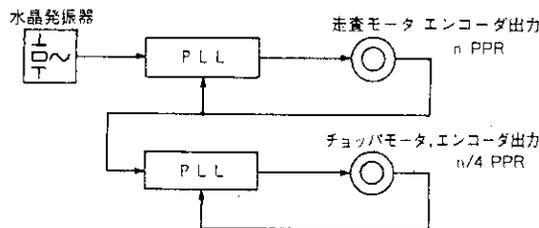


図 5.15 PLL 方式  
Fig. 5.15 PLL mode

## 6. A/D変換部および記録部の方式設計

### 6.1 サンプルング周波数

映像信号最高周波数からサンプルング周波数を決定する。映像信号最高周波数は次式で与えられる。

$$f_H = \frac{\pi \cdot n \cdot R}{\omega} \quad (\text{Hz}) \quad (6.1)$$

ここに、 $n$  : 走査鏡面数 ( $n = 4$ )

$R$  : 走査回転数 ( rps )

$\omega$  : 瞬時視野角 ( rad )

サンプルング周波数は標本化定理により、映像信号最高周波数の2倍とする。従って走査回転数 25 rps , 40 rps , 瞬時視野角 1 mrad , 1.5 mrad に対するサンプルング周波数  $f_s$  は次のとおりとなる。

$$\omega = 1\text{mrad} , R = 25\text{rps} , f_H = 314.2\text{(KHz)} , f_s = 628.4\text{(KHz)}$$

$$R = 40\text{rps} , f_H = 502.7\text{(KHz)} , f_s = 1005.4\text{(KHz)}$$

$$\omega = 1.5\text{mrad} , R = 25\text{rps} , f_H = 209.4\text{(KHz)} , f_s = 418.8\text{(KHz)}$$

$$R = 40\text{rps} , f_H = 335.1\text{(KHz)} , f_s = 670.2\text{(KHz)}$$

### 6.2 ビットレート

記録部送出用およびデータ伝送用 PCM データのビットレートは次のとおりとなる。

#### (1) 記録部送出用データ

8ビットの平行データにパリティ1ビットを加えてシリアルに変換する。従って、ビットレートはサンプルング周波数の9倍となり、下記に示すとおりである。

$$\omega = 1\text{mrad} , R = 25\text{rps} \quad 628.4 \times 9 = 5655.6\text{(KBPS)}$$

$$R = 40\text{rps} \quad 1005.4 \times 9 = 9048.6\text{(KBPS)}$$

$$\omega = 1.5\text{mrad} , R = 25\text{rps} \quad 418.8 \times 9 = 3769.2\text{(KBPS)}$$

$$R = 40\text{rps} \quad 670.2 \times 9 = 6031.8\text{(KBPS)}$$

#### (2) データ伝送用データ

データを地上に無線で伝送する場合は、3チャンネル分のデータをシリアルデータにする。従って、記録部送出用データの3倍のビットレートとなり次に示す値となる。

$$\omega = 1\text{mrad} \quad R = 25\text{rps} \quad 5655.6 \times 3 = 16.97\text{(MBPS)}$$

$$R = 40\text{rps} \quad 9048.6 \times 3 = 27.146\text{(MBPS)}$$

$$\omega = 1.5\text{mrad} \quad R = 25\text{rps} \quad 3769.2 \times 3 = 11.308\text{(MBPS)}$$

$$R = 40\text{rps} \quad 6031.8 \times 3 = 18.095\text{(MBPS)}$$

### 6.3 記録部の方式設計

本システムの記録部はPCM方式、多チャンネル、高速ビットレート、大きい記録容量を有し、かつ航空機搭載可能という条件を満たす必要がある。

これらの諸条件を満足する機種で市販のものを調査した結果、ビットレートで4MBPSをこえるものはなく、最高の機能を有するものは米国サンガモ社のSABRE IIIであるが、その性能の概要は次のとおりである。

- テープスピード      最大 120 (IPS)
  - ビットレート          最大 4000 (KBPS)
  - 記録容量              120 IPSで約15分の記録が可能(リール14吋),トラック数 14
- この機種はPCM処理ユニット内蔵で小型(26"×19"×11.5", 100ポンド)であるため航空機搭載に適しており、国内でも多く利用されている。

その他大型コンピュータ用の磁気ディスク装置も検討したが、要求性能を満たす機種はなかった。

以上の結果から、記録装置の性能上からも瞬時視野角1.5 mrad, 走査鏡回転速度25 rpsとせざるを得ないことが明らかとなった。

## 7. 制御監視部の方式設計

### 7.1 機上モニタ

機上において各波長バンドの映像信号のうち、1チャンネルを選択してリアルタイムで映像表示し、作動状況の迅速な確認ができるクイックルック機能を有する。機上モニタの系統図を図7.1に示す。

図7.1では、8チャンネルの内から選択された1チャンネルのデータは、図7.2に示すように、TV画面全面に相当するメモリマップに1走査ごとにVアドレスを進めて書込み、VアドレスNまで書込みが完了すれば再びVアドレス1から更新して書込む。

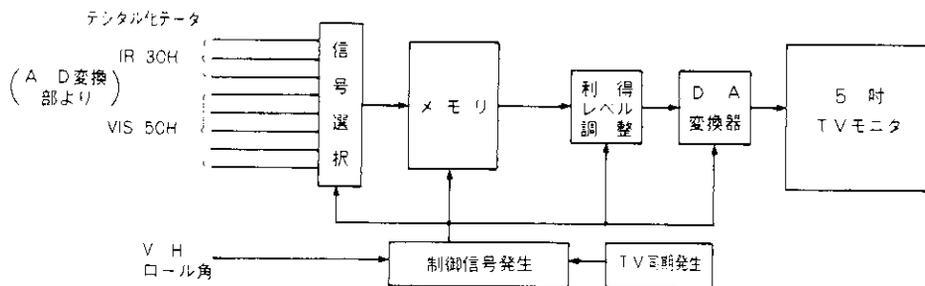


図 7.1 機上モニタ系統図

Fig. 7.1 Block diagram of on board monitoring system

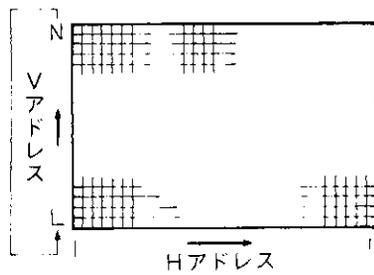


図 7.2 メモリマップ  
Fig. 7.2 Memory map of monitoring system

一方、メモリの読出しをTVの走査周期(1/60s)でメモリマップ全体を行うものとし、この時読出しのVアドレスの始点を新しいデータが書込まれる(すなわち書込みVアドレスが1進む)たびに1進める。この様なアドレス制御によりスクロール式の表示を可能としている。

この表示の特長は、映像が機上からあたかも人間の目で、下界の変化を望むように表示されることにある。

### 7.2 動揺補正

動揺補正はロールについて行う。走査により得られた信号は動揺の有無にかかわらず一定の周期をもった時系列走査信号として得られる。従ってそのまま走査のスタート点Hアドレスの1としてメモリ書込みを進めると、ローリングの場合を例にとると左右に歪んだ映像となる。そこで、ここでは、図7.3に示すように、ローリングの角度情報により、メモリ書込みのアドレスのスタート点を変えロールの自動的な補正をする方式を採用する。

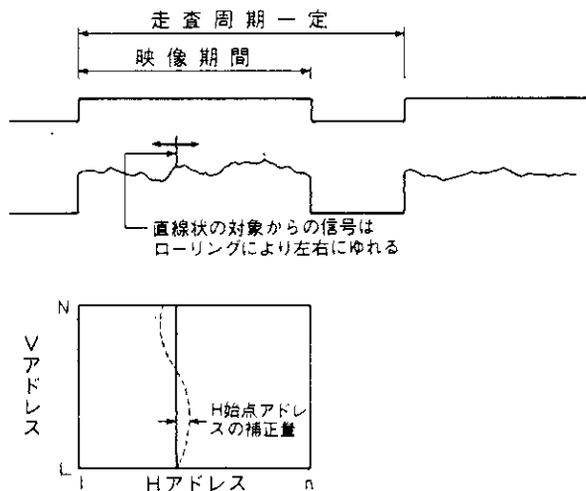


図 7.3 ロール補正

Fig. 7.3 Correction of roll for monitoring image

8. 位置、姿勢データ検出部の方式設計

8.1 センサ

本システムにおける位置、姿勢データ検出機能は、位置、姿勢の状況により生じた画像の幾何学的歪の地上処理による補正を目的とするものであり、そのため、動揺角(ロール、ピッチ、ヨー)、対地速度および対地高度の各データの検出を行う。なお、以上の中で、ロール角、対地速度および対地高度の各データは、機上における監視制御部の表示補正(ロール補正、V/H補正)に用いている。

(1)動揺角、速度センサ

動揺角、および速度センサは、ジャイロ方式とし、性能構造を検討の結果、表8.1に掲げる性能を有するものを採用することにする。この装置は、マイクロコンピュータを採用し、3台のレートジャイロから得られたロール、ピッチ、ヨーの各角速度を角度および速度に変換する演算を行い、精度の高いデータを得ることができる。

表 8.1 動揺角・速度センサの性能・規格  
Table 8.1 Specifications of sensors for attitude of flight

角速度	ロール軸(X軸)、ピッチ軸(Y軸)、ヨー軸(Z軸)共、			
	<ul style="list-style-type: none"> <li>○レンジ 最大 100°/S</li> <li>○分解能 0.01°/S以下</li> <li>○精度 ±0.3°/S以下</li> </ul>			
角 度 (デジタル方式)	軸 方 向	最大レンジ	精 度	
	ロール軸(X軸)	±180°	±0.1°以下	
	ピッチ軸(Y軸)	±90°	±0.1°以下	
	ヨー軸(Z軸)	±360°以下	ドリフト 0.005°/S以下	
加 速 度	機体軸(X、Y、Z)	精 度	±0.005G以下	
	水平軸又は垂直軸 (X、Y、Z)	精 度	±0.005G以下	
規 格		検 出 部	演算処理部	
	重 量	5.5 kg以下		
	寸 法	W D H 230×155×120	W D H 350×320×220	
	環 境 条 件	温 度	-30℃~+70℃	
		湿 度	防 滴 構 造	
		耐震動	10G、2Hz~2000Hz	2G、20~500 Hz
		耐衝撃	15G、11msec半正弦波	
	電 源	2.8 VDC 8 A MAX		

(2)高度センサ

本システムでは画像補正の要求から、通常の気圧高度計は用いられず、対地高度を測定できるセンサについて検討の必要がある。ここでは、測定可能対地高度(1000m以上)、および測定精度を検討の結果、表8.2に掲げる性能を有するレーダ高度計を採用することにする。

表 8.2 高度センサの性能・規格

Table 8.2 Specifications of sensor for flight attitude

送信特性		
送信周波数		4,300 ± 10MC
パルス繰返数		10,000 ± 1,500CPS
パルス巾		
1000 ft 未満		35 ± 10 × 10 <sup>-9</sup> sec
1000 ft 以上		125 ± 25 × 10 <sup>-9</sup> sec
輻射電力		
1000 ft 未満		25W以上
1000 ft 以上		50W以上
重量(送受信機)		13.0ポンド
容積(送受信機)		470 in <sup>3</sup>
電源		115V・400CPS-100VA
性能		
高度範囲		0 ~ 5,000 ft
出力信号		0 ~ 40VDC
精度		
常温		± (1.0 ft + 0.5%)
-65°F ~ 160°F		± (5.0 ft + 3.0%)
追跡可能変化率		0 ± 2000FPS以上
高度記憶		1 f 0.5 sec

### 8.2 動揺補正方式

機上においては、動揺角センサにより検出したロール角度情報に基づき、監視制御部に表示する画像に対し、ロール角補正を行う。この処理方式は7.2に記述している。

### 9. 電源部の設計

本システム構成機器の所要電源は表9.1とおりである。同表中MSS本体、A/D変換部、監視制御部および姿勢データ検出部の中の高度計について電源部より供給するものとする。

表 9.1 所要電源

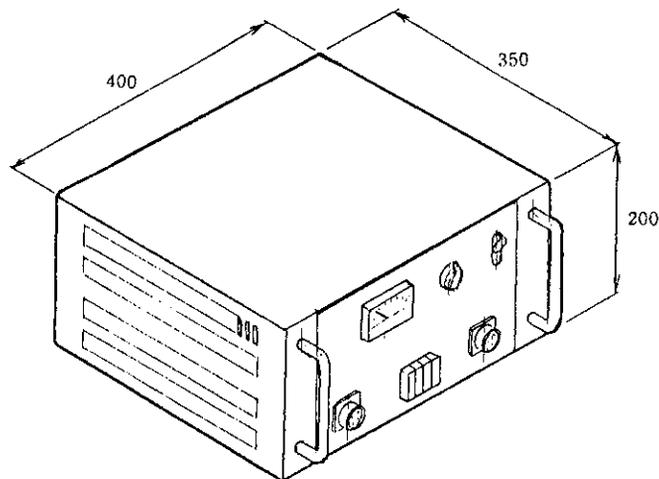
Table 9.1 The power source required

機 器	+5V	+15V	-15V	+28V	消費電力	備 考
MSS 本体	< 2A	< 1A	< 1A	< 12A	376VA	電源部より供給
A/D 変換部	< 8A	< 2A	< 2A	—	< 100VA	“
監視制御部	< 20A	< 1A	< 1A	—	< 130VA	“
記 録 部	—			~ 10.7A	< 300VA	機上電源より 直接供給
姿勢データ検出部				< 8A	< 224VA	“
姿勢データ高度計	—			—	100VA	AC115V・400Hz 電源部より供給

上記各部の所要電力は、それぞれ 376 VA, 100 VA, 130 VA および 100 VA であり、総所要電力は 606 VA となる。一方、電源部への供給電力は電源部の効率により決定され、本電源の効率は45%以上であるから、上記総所要電力量 606 VA を割増 (1/0.5 倍) して、1212 VA の電力を供給する必要がある。

よって、航空機用電源+28Vを用いると、流入電流は 43.3 A となる。システム全体では、他に記録部および姿勢データ検出部に+28Vを供給するので、流入電流の合計は、更に10.7 A, 8 Aを加えて 62.0 Aとなる。

図 9.1 に電源部の外観図を示す。



単位 (mm)      重量 40 (kgf)

図 9.1 電源部外観図

Fig. 9.1 Schematic outlook of power source of planned MSS system

## 10. システム構成

図 10.1 に航空機搭載 MSS のシステム構成を示す。また図 10.2 に機上配置案を示す。

## 11. 航空搭載 MSS 部詳細設計のまとめと課題

以上航空機搭載 MSS 部の詳細設計の結果として、良質な画像が得られる範囲で可能な限り地上分解能を上げることを目標に、瞬時視野角 1 mrad および 1.5 mrad, また、走査鏡 (4 面鏡) 回転数 25 rps および 40 rps について比較設計を行った。その結果を要約すると次のとおりである。

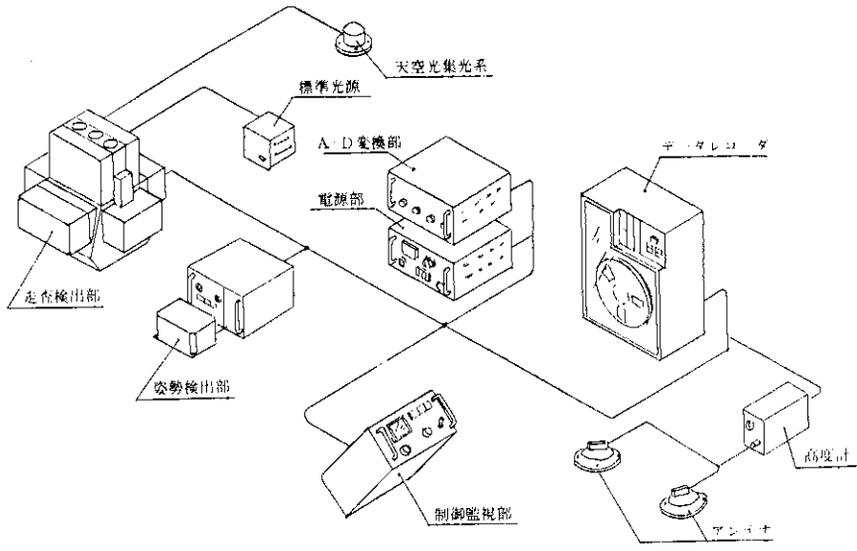


図 10.1 MSS システム構成

Fig. 10.1 Schematic outlook of planned MSS system

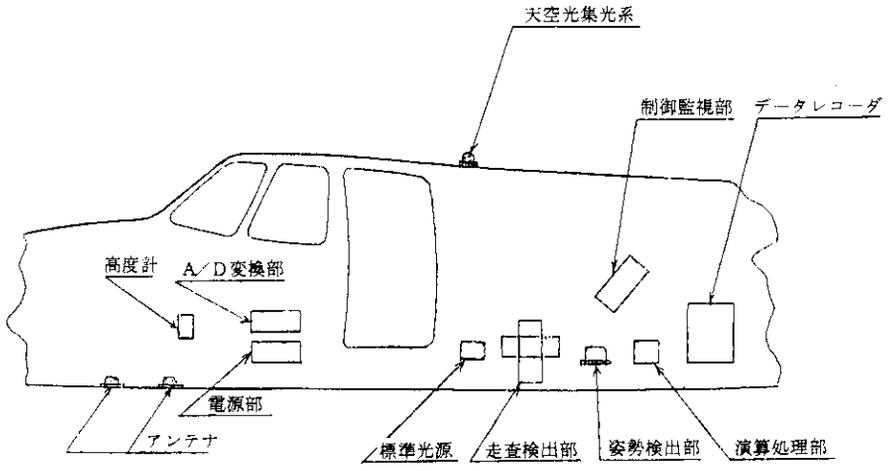


図 10.2 MSS システム機上配置図 (案)

Fig. 10.2 Arrangement of MSS system on board airplane

- (1) 航空機動揺が走査画像の抜け率に及ぼす影響については、瞬時視野 1 mrad の場合について解析した結果であるが、そのリサンプリング間隔と抜け率の関係から、気流の悪い山岳部の場合は、抜け率を 5 % 以内に抑えるためには、走査回転数を 25 rps 以上（オーバーラップ率 30 % 以上）にする必要がある。瞬時視野角 1.5 mrad の場合は、同様の V/H 条件で、走査鏡回転数 25 rps に対してオーバーラップ率 52 % となるので、気流の悪い場合でも画像の抜け率は 5 % 以内に抑えることができるとみられる。
- (2) MTF（変調伝達関数）の面からみると、瞬時視野角 1 mrad および 1.5 mrad に対する最大空間周波数 500 C/rad および 333 C/rad において、両者共 0.41 が得られておりいずれもシステムの解像力の点では問題はない。
- (3) 可視近赤外域の S/N の点からは、明瞭な画質を得るために  $S/N > 40\text{dB}$  ( $S/N > 100$ ) を要求すれば、瞬時視野角 1 mrad の場合は走査回転数 25 rps, 40 rps に対してバンド 1 ( $0.4 \sim 0.5 \mu\text{m}$ ) はアルベド 100 % でも要求よりはるかに低く、またその他のバンドでも 25 rps でアルベド 34 ~ 45 % 以上、40 rps でアルベド 45 ~ 57 % 以上で、あまり良好とは云えない。一方、瞬時視野角 1.5 mrad の場合は、 $S/N > 40\text{dB}$  に対してバンド 1 でも、走査回転数 25 rps でアルベド 40 % 以上、40 rps で 50 % 以上であり、更に、その他のバンドでは、25 rps でアルベド 15 % 以上、40 rps で 20 % 以上と大きく改善される。

従って可視近赤外域の S/N の点からは、瞬時視野角 1.5 mrad の方が 1 mrad に比してはるかに優れた画質が得られると評価される。

- (4) 赤外域の S/N, NETD の点からは、各バンドの測定温度範囲内では、瞬時視野角 1 mrad および 1.5 mrad, 走査回転数 25 rps, 40 rps の組み合わせ 4 条件のいずれに対しても、要求仕様を十分に満している。また運用時の NETD に関する評価においても、バンド 7 ( $7.5 \sim 8.2 \mu\text{m}$ ) で気象条件によっては劣化係数が大となり、瞬時視野角 1 mrad, 走査回転数 40 rps で NETD  $2.7^\circ\text{C}$  程度となるが、このバンド 7 は中温域 ( $40 \sim 290^\circ\text{C}$ ) で用いられるため、仕様で示した NETD  $\leq 5^\circ\text{C}$  は十分満しており問題はないと評価される。

- (5) 映像データの記録部では、データのビットレートが瞬時視野角 1.5 mrad, 走査回転数 25 rps の場合のみが、市販の記録装置で得られる最大の性能 4 MBPS 以内に入り、他の場合はこれを大きく上廻ることから、記録装置の制約が決定的であることが明らかとなった。

以上を総合的に考えると、技術の進展により今後上記の評価結果が更に改善される可能性はあるが、現時点では、上記の(1), (3), (5)で述べた理由から、瞬時視野角 1.5 mrad, 走査回転数 25 rps を採用すると云う結論となった。

また今後の課題として、高温用赤外検知器 ( $3 \sim 5 \mu\text{m}$ ) の試作・試験による性能の確認、複雑な光学系機構を簡素化しつつ、性能を確保するための光ファイバー光学系の検討と部分試作・試験などが必要である。

第Ⅱ編 リアルタイム伝送システムの基本設計\*

1. データ伝送システム

本システムは、無線変復調システム及び送受信システムより成るが、送受信システムの特  
性諸元は、回線設計と対比しつつ設定する。

伝送すべき出力信号の特性は以下のとおりである。

- (1)映像信号最高周波数： $f_H$                       252 KHz  
    (瞬時視野角：1 mrad，走査回転数：20rps)
- (2)サンプリング周波数： $f_s$                       504 KHz
- (3)量子化ビット数： $Q$                               8 ビット
- (4)チャンネル数                                      3
- (5)伝送データ・ビット数： $f_B$                       12.1MBPS

2. 伝送路 S/N，符号誤り率

伝送路による S/N 劣化を極力抑えるため、伝送路 S/N は 50 dB 以上を確保するものとす  
る。PCM 信号の S/N は次式で表わされる。

$$S/N = \frac{2^{2Q} a^2}{a^2/12 + P_e \cdot a^2 (4^Q - 1)/3} \approx \frac{4^Q}{1/12 + P_e \cdot 4^Q/3} \quad (1)$$

ここに、 $Q$ ：量子化ビット数

$a$ ：量子化レベル、 $a = A/2^Q$

$A$ ： $P-P$  入力電圧

$P_e$ ：符号誤り率

この関係を図11に示す。

いま、 $Q = 8$ 、 $P_e = 1 \times 10^{-5}$  とするとき、 $S/N = 53$  dB が実現できるので、符号誤り率  
を  $P_e = 1 \times 10^{-5}$  と設定する。これは、伝送路 S/N が 53 dB の場合、映像信号（アナログ）  
S/N = 53 dB を伝送すると、受信 S/N は 50 dB となることによる。

\* リアルタイム伝送システムは基本設計の段階で終わっている。この段階では瞬時視野角 1 mrad、走  
査鏡（4面鏡）回転速度 20rps の条件である。

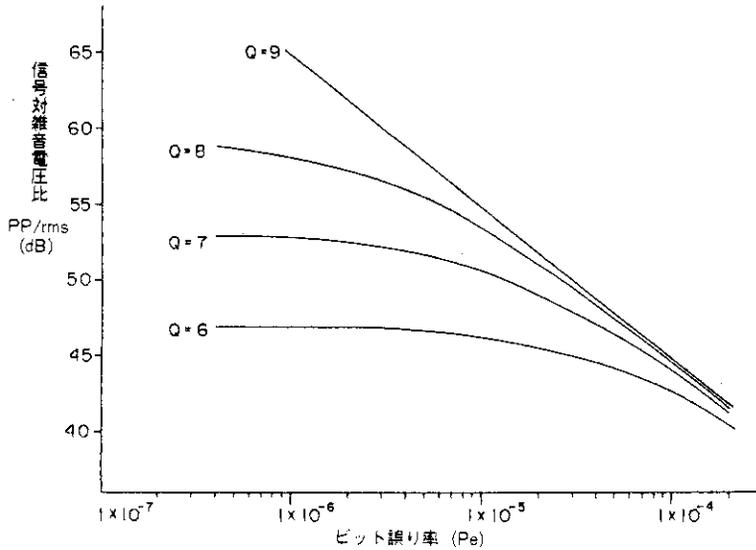


図 11 符号誤り率を考慮した PCM 信号の S/N  
 Fig. 11 Relation between S/N of PCM (Pulse Code Modulation) and bit error rate

### 3. 変調方式

TDM/PCM デジタル信号の伝送に適する無線変調方式として FSK 及び PSK が考えられる。

FSK については、比較的狭い帯域の伝送を可能とする位相連続 FSK が適する。これはパルス列による通常の FM 変調により実現できる。FSK の復調には、同期検波と非同期検波があるが FSK 同期検波はハードウェア製作の困難さにも拘らず、C/N (搬送波対雑音の電力比) の高い領域、すなわち、符号誤り率  $1 \times 10^{-3}$  以下の領域では、非同期検波に対する利点が少いので、ここでは FSK 非同期検波についてのみ検討する。

PSK については、ハードウェアの設計・製作の容易さから判断して、2 相 PSK が適する。

ここで FSK と PSK について、同一の符号誤り率を得るのに必要な受信 C/N を算定する。

FSK の符号誤り率は Shaft の解析結果より

$$P_e = 1/2 \cdot \exp(-0.610C/N) \quad (2)$$

で与えられる。この式の計算結果を図 12 に示す。この図より、 $P_e = 1 \times 10^{-5}$  のビット誤り率を得るには  $C/N = 12.5 \text{ dB}$  が要求される。

一方、2相PSKの符号誤り率は次式で表わされる。

$$P_e = 1/2 \cdot \text{erfc} \sqrt{C/N} \quad (8)$$

ここに、erfc：誤差補関数

この式の計算結果は、図13に示す。この図より、 $P_e = 1 \times 10^{-5}$ の誤り率を得るには  $C/N = 9.6 \text{ dB}$  が必要となる。

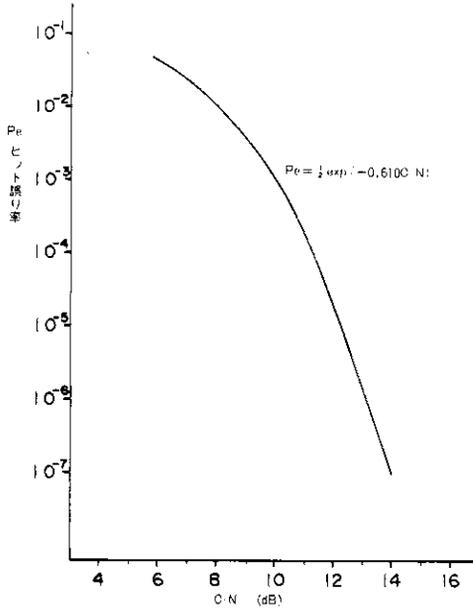


図 12 PCM/FSK における C/N 対 ビット誤り率

Fig. 12 Relation between C/N (Carrier-to-Noise ratio) of PCM/FSK (Pulse Code Modulation/Frequency Shift Keying) mode and bit error rate

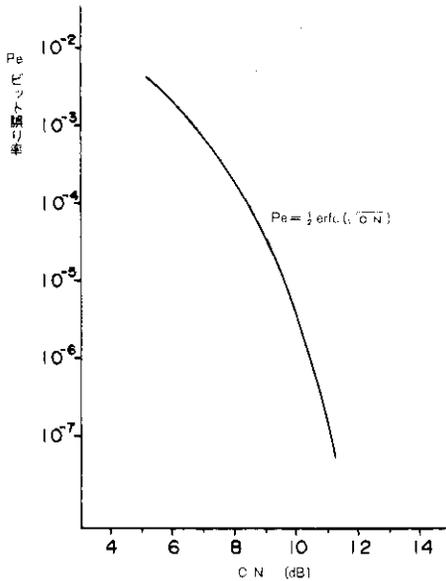


図 13 2相PSK における C/N 対 ビット誤り率

Fig. 13 Relation between C/N of Two-phase PSK (Phase Shift Keying) mode and bit error rate

以上から符号誤り率  $P_e = 1 \times 10^{-5}$  を実現するためには、PSKの方がFSKよりC/Nで2.9dB少なくて良い。換言すればPSKの送信電力はFSKの1/2で済む。ハードウェア構成の比較では、両者に特に大きな差はない。

ここで一番問題となるのは、伝送路におけるマルチパスの影響であろう。本システムは主として山岳部で運用されるものであるので、地形の複雑さのために、種々のマルチパスの影響を避けることはできない。PSKの場合、マルチパスの影響によりキャリアの位相が $180^\circ$ 回転すると誤った情報を与えるが、FSKの場合、位相回転は重大な問題とはならない。

以上の理由から、本システムでは変調方式として、位相連続FSKを採用する。受信点での所要C/Nは12.5dBである。

#### 4. 回線設計

回線設計を行うに当たり、図14に示す伝達システムを設定する。伝送システムの諸元は次のごとく仮定する。

- (1)伝送周波数（キャリア周波数）： $f_c$                       1.38 GHz
  - (2)電波形式    F 9
- [送信機諸元]
- (1)送信出力： $P_T$     10W = 40 dBm
  - (2)LPFのカットオフ周波数： $f_e$                                        $f_e = f_B = 12.1$  MHz
  - (3)最大周波数偏移： $\Delta f$     4.84 MHz

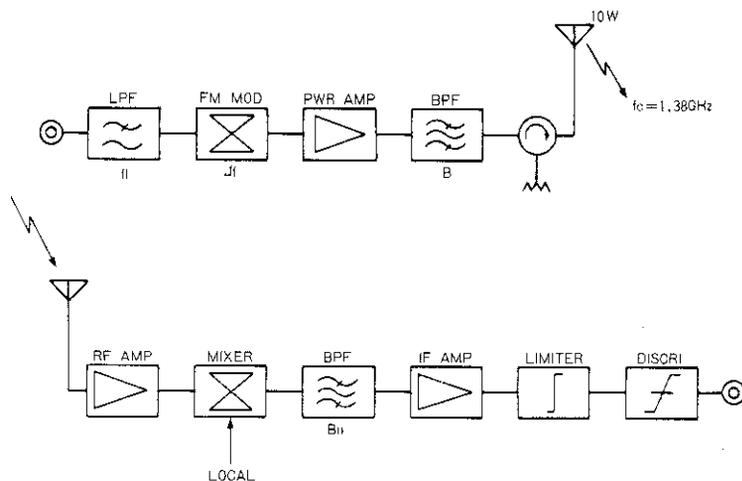


図 14 伝送システム系統図  
Fig. 14 Block diagram of data transmission system



$$P_R = 46 - 20 \log \frac{4\pi}{0.22} \cdot R = 10.9 - 20 \log R \quad (6)$$

この関係を図15に示す。

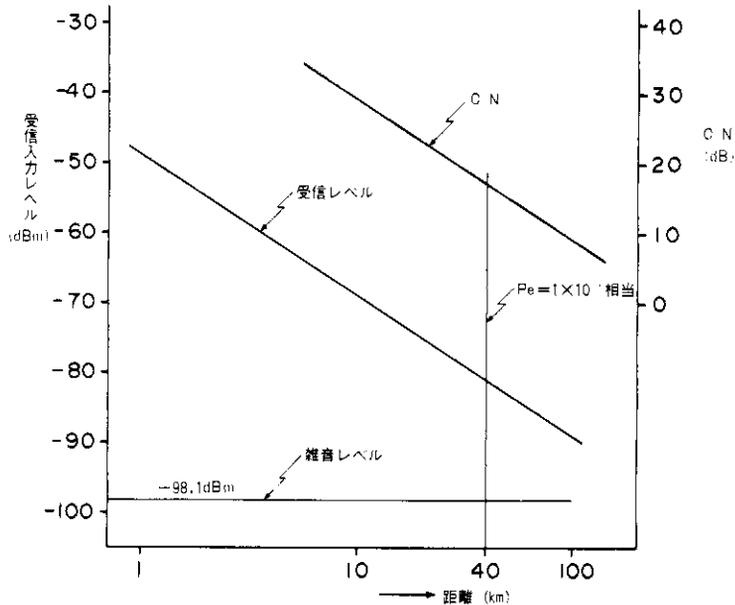


図 15 距離対受信レベル及び C/N

Fig. 15 Relations between received power level and C/N, and transmission distance

#### 4.2 雑音レベルの計算

雑音レベルは次式で表わされる。

$$P_N = kTB_N \cdot \overline{NF} \quad (7)$$

上式の各項の説明とその見積値を下記に示す。

$P_N$  : 雑音レベル ( dBm )

$k$  : ボルツマン定数 =  $1.38 \times 10^{-23}$  (joule/K)

$T$  : 受信機雑音温度 (K)  $T = 290$  K

$B_N$  : 受信機雑音帯域幅 =  $f_B = 12.1 \times 10^6$  Hz

$\overline{NF}$  : 受信機雑音指数 (dB)  $NF = 5$  dB = 3.2

以上より、 $P_N = 1.55 \times 10^{-13}$  W =  $1.55 \times 10^{-10}$  mW = -98.1 dBm となる。

#### 4.3 受信 C/N

受信 C/N =  $P_R - P_N = 16.9$  dB となり、所要 C/N の 12.5 dB に対し、4.4 dB のマージ

ンがある。このマージンは伝送路に対し 2.6 dB, 受信機に対し 1.8 dB 程度割当てるものとする。

受信 C/N を伝送距離 R の関数として示せば、

$$\text{受信 C/N} = 109 - 20 \log R \quad (8)$$

となり、この関係を図 5 の中に示す。

以上から判断すると、最初に設定した伝送システムは伝送マージンが若干少ない。これをカバーするには、受信アンテナに指向性をもたせアンテナ利得をあげる方法が考えられる。この場合、受信点の設置条件等運用の面で制限が出てくる。

### 5. 機器の構成

前項までの検討結果に基づき、変調器、送信機、受信機（復調器を含む）及び同期抽出器の基本設計を行い、それぞれの系統図を図16～19に示す。

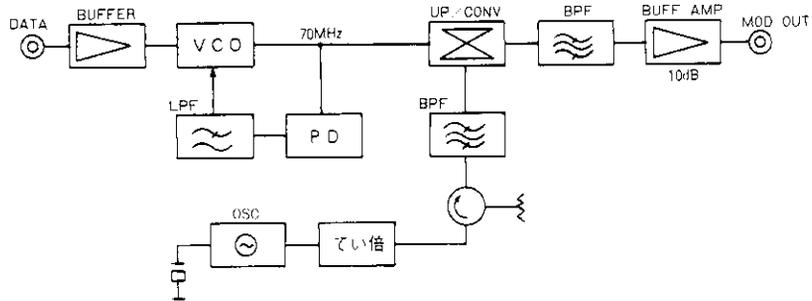


図 16 変調器系統図

Fig. 16 Block diagram of modulator

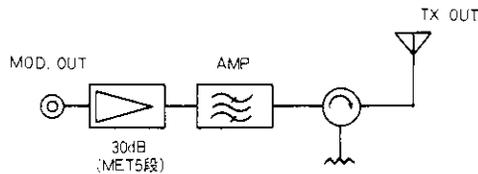


図 17 送信機系統図

Fig. 17 Block diagram transmitter

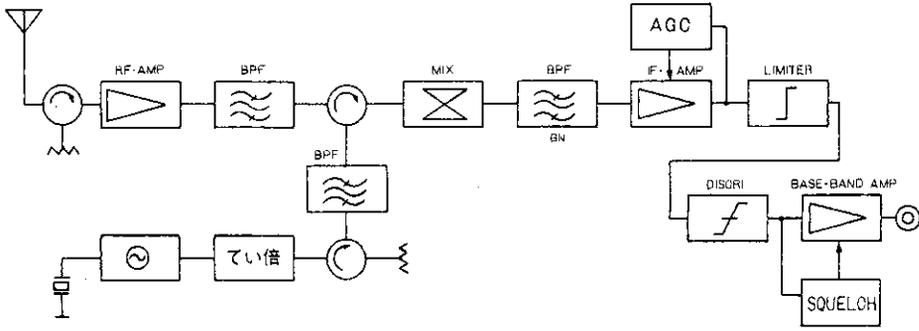


図 18 受信機系統図

Fig. 18 Block diagram of receiver

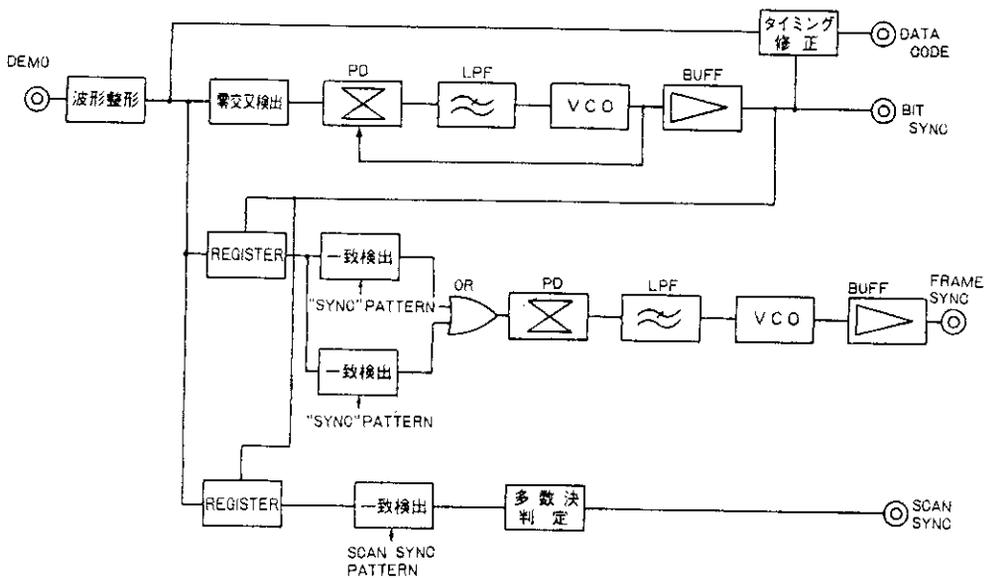


図 19 同期抽出器系統図

Fig. 19 Block diagram of synchronizer

## 6. 問題点と対策

ここに設計したリアルタイムデータ伝送システムは、伝送マージンが若干少ない。10 dB程度の伝送マージンを取るためには、受信アンテナに指向性を持たせ、アンテナ利得を向上させるのが最も確実な改善策であると考えられる。受信アンテナの指向性を増した場合受信点の設置条件が限定される。これを避けるためには、アンテナを航空機に追尾させる必要が生じるが、自動追尾は設備が大がかりになり実用的ではないので、手動での追尾を行う等、

運用面での対策が必要となろう。

## 7. 音声送受信機

音声受信機は、機上及び地上に設置するもので、両方向の交信が可能なものである。また、データ回線とは別の回線とする。この装置は、150MHz帯の水晶制御位相変調方式の全固体化したプレストーク通信方式の無線通信装置とした。

### 7.1 性能諸元

(1)無線周波数	142.00 ~ 162.0375 MHz内の1波(暫定)
(2)電波型式	F3
(3)通話方式	プレストーク方式
(4)空中線インピーダンス	50 Ω 不平衡
(5)変調方式	可変容量ダイオードによるリアクタンス変調方式
(6)送信部	
(イ)送信出力	10 W
(ロ)周波数偏差	± 10 × 10 <sup>-6</sup> 以内
(ハ)最大周波数偏移	± 5 KHz 以下
(ニ)占有帯域幅	16 KHz 以下
(ホ)標準変調入力	- 4 dBm ± 3 dB (40 Ω に適合)
(7)受信部	
(イ)20 dB雑音抑圧感度	3 dB μ 以下
(ロ)通過帯域幅	6 dB 低下にて12KHz 以上
(ハ)選択度	70 dB 低下にて25KHz 以上
(ニ)周波数偏差	± 10 × 10 <sup>-6</sup> 以内
(ホ)スピリアス感度	80 dB 以上
(ヘ)感度抑制効果特性	80 dBV 以上
(ト)相互変調特性	65 dBV 以上
(チ)音声出力	1 W (8 Ω に適合)
(リ)音声出力歪率	標準変調に対し - 20 dB 以下

### 7.2 構成

音声送受信機の構成を図20に示す。

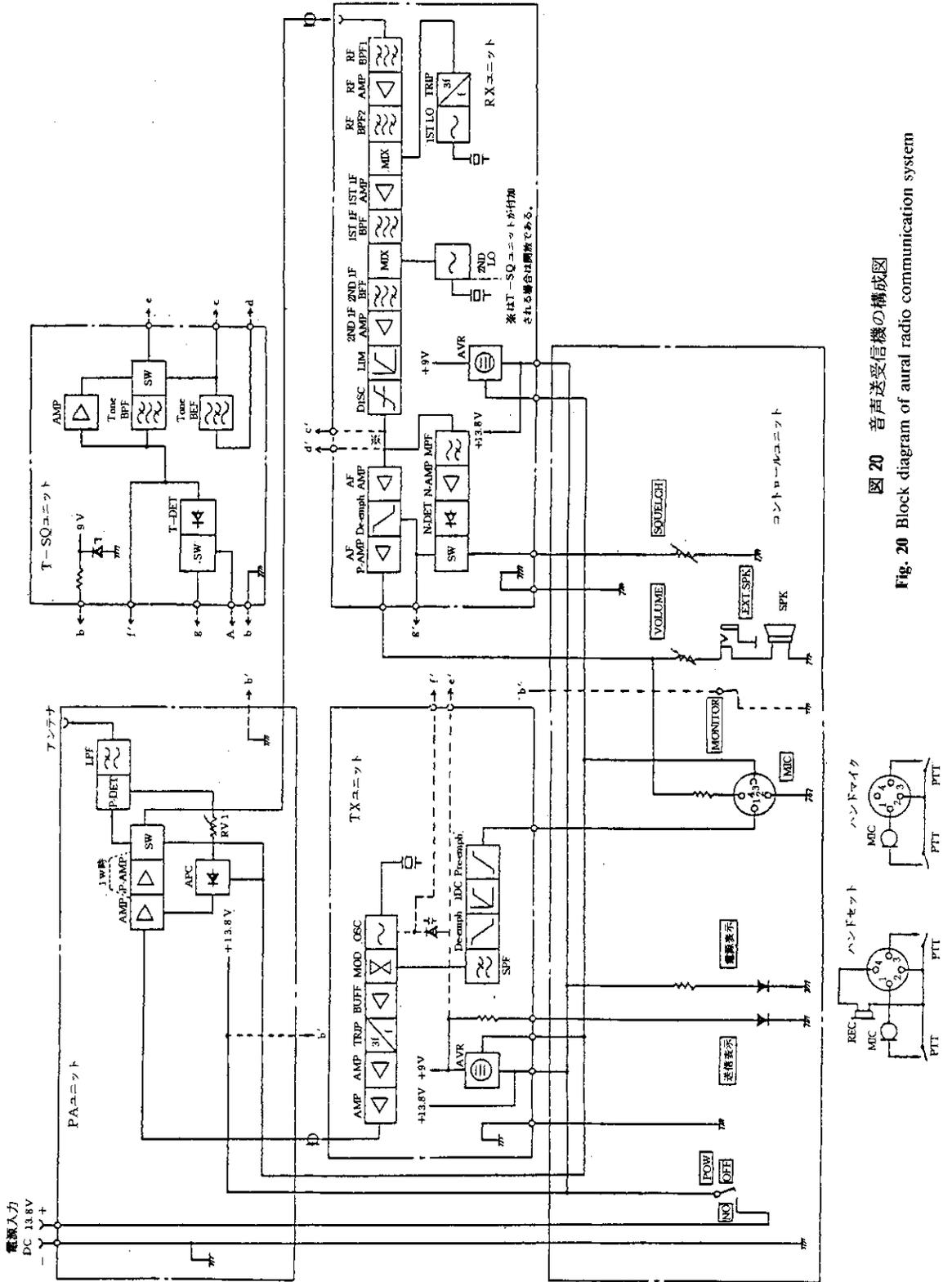


図 20 音声送受信機の構成図

Fig. 20 Block diagram of aural radio communication system

### 7.3 TXユニット

水晶発振回路（OSC）出力は音声信号により位相変調（IDC及びMOD）された後、てい倍回路（TRIP）、増幅回路（AMP）を経て約0.3Wとなる。これはPAユニットの入力となる。

### 7.4 PAユニット

TXユニットからの信号は、電力増幅（AMP及びP-AMP）され、空中線切換部（SW）、進行波電力検出器（P-DET）を通して、濾波器（LPF）により高周波成分が除去され、空中線から輻射される。なお進行波電力検出器出力は電力制御回路（DC、AMP、DRIV及びP-CONT）に加えられ、負帰還回路を形成し、電源電圧変動や環境条件変動に対し安定な出力電力を空中線に供給している。

### 7.5 RXユニット

空中線より受信した電波は、まずPAユニットの濾波器（LPF）、空中線切換部（SW）を通過して、RXユニットに至る。この信号は高周波増幅（RF AMP）後、第1混合器（1ST MIX）で16.9MHzの第1中間周波数となり、増幅（AMP）され455KHzの第2中間周波数となって（2ND MIX）、FM検波（DISC）、低周波増幅（AF AMP）後、OTL回路（AF P-AMP）によってスピーカから音声出力が得られる。

### 7.6 コントロールユニット

音声送受信機のすべての操作ができる。操作項目及び表示項目は次の通りである。

- (1)電源ON、OFF及び表示
- (2)プレトーク通話
- (3)音量調節
- (4)スケルチ調整
- (5)送信表示
- (6)外部スピーカ出力端子

### 第Ⅲ編 地上データ処理部の基本方針\*

#### 1. 地上データ処理部の機能案

地上データ処理部は、地上ステーションで受信されたデータ（可視バンド1ch、赤外バンド2ch）を受けて、データ処理を行うものである。以下に地上データ処理部の主な機能を示す。

- (1)地上ステーションで受信したデータを記録する。（データレコーダ）
- (2)各チャンネル（可視1ch、赤外2ch）毎にリアルタイムで画像表示ができる。また任意の受信エリアについて3ch同時に任意の時間、画像表示ができる。
- (3)選定された任意の受信エリアのデータについて、迅速に処理解析を行い、可視チャンネルの地形情報画像上に赤外チャンネルの高温域、または低温域の熱温度情報をカラー表示により重合して表示できる。
- (4)上記の画像のハードコピーを迅速に作成できる。
- (5)地上データ処理部は、トラックに積載可能で、着脱可能なコンテナに収用できるもので、かつ電源部を有している。

#### 2. 地上データ処理部の構成

地上データ処理部の構成図を、図21に示し、以下にその構成品について説明する。

- (1)バンド分離部
- (2)記憶部
- (8)信号変換部
- (4)信号処理部
- (5)制御部
- (6)モニタ部〔1〕、〔2〕
- (7)記録部〔1〕、〔2〕

##### 2.1 バンド分離部

地上で受信した8ビットの可視バンド（1ch）、赤外バンド（2ch）のserial信号を、フレーム同期をとりそれぞれ8ビットのParallel信号に分離する。

---

\* 地上データ処理部は、リアルタイムデータ伝送部基本設計を受け同一の仕様（瞬時視野角1mrad、走査鏡回転速度20rps）で基本設計までを行っている。

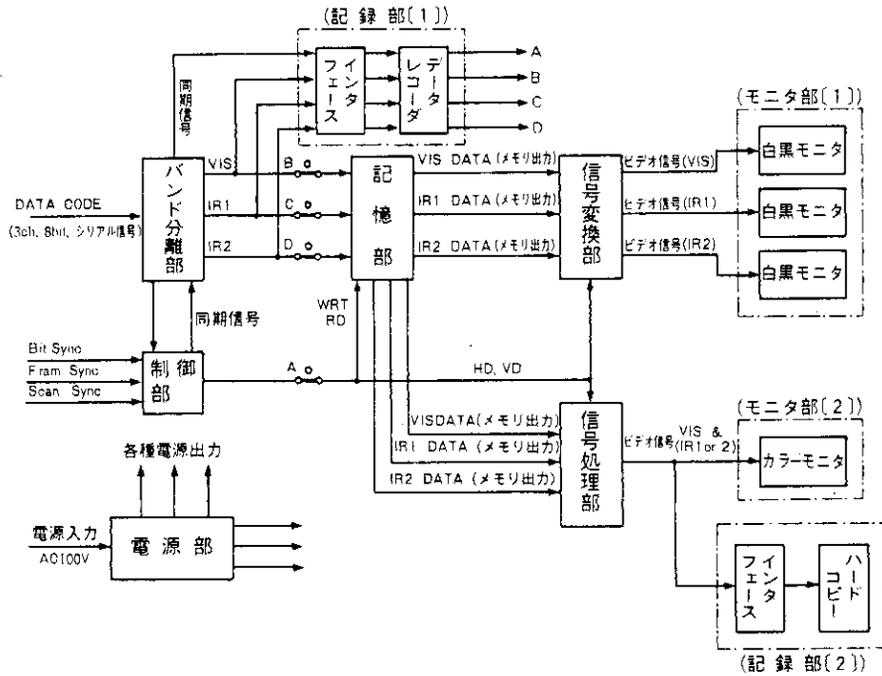


図 21 地上データ処理部構成図

Fig. 21 Block diagram of data processing system of ground station

## 2.2 記憶部

バンド分離部で分離した8ビットの Parallel 信号は、走査方式がラインスキャナーで線画像しか得られない。これを面画像として見るためには、取得データをメモリにストアする必要がある。また面画像を航空機の飛行に対応して動かすには、ストアしたデータの連続的な更改が必要である。このメモリは各バンド毎に設置され、合計3系列となる。この1系列あたりのメモリ容量は下記に示すように算出される。

サンプリング周波数は、最高映像周波数 (251.327 KHz)の2倍としたために、502, 654 KHzとなる。

一走査中の映像期間は、

$$1 \text{ 回の走査に要する時間} \times 1/90^\circ \cdot (\text{視野角}/2) = 1/80\text{Hz} \times 1/90 \times 60/2 \\ \approx 4.17 \text{ msec}$$

となる。この映像期間中の可視 (1ch), 赤外 (2ch) のデータのフレーム数は、

$$\begin{aligned} \text{映像期間} / \text{サンプリング期間} &= 4.17 \text{ msec} / (1/502.654 \text{ KHz}) \\ &\approx 2,094 \end{aligned}$$

となる。これより1chあたりの絵素のメモリ数は2,094ワードになるが、装置の簡単化のために2,048ワードのメモリを採用すれば、視野角は実効的に $58.6^\circ$ となる。

また画像方式は、日本標準TV方式を採用し、垂直帰線消去期間を考慮して、有効走査線を512本としてメモリにストアする。従って可視・赤外各バンド1ch分のメモリ容量は、 $512 \text{ 本} \times 2,048 \text{ (絵素)} \times 8 \text{ bit} \approx 8.39 \text{ Mbit}$ となる。一方、CRTモニタの分解能は、2,048絵素表示は不可能であるため、実用方式としては、絵素を1/4に間引き(512絵素)メモリ容量を $8.39 \text{ Mbit} / 4 = 2.097 \text{ Mbit}$ とする。

### 2.3 信号変換部

記憶部より読出されたデジタル信号を、日本標準TV方式でモニタするための制御信号(水平ブランキング・ブランキング・複合同期信号)を作り、データをD/A変換し、この制御信号を重畳させてビデオ信号に変換する。

また、タンジェント補正信号(一定角速度で走査鏡が回転しているため、一定時間内に撮影される地上範囲は、航空機の真下よりもその周辺部の方が広がってしまう。従って時間=距離として映像化すると、周辺部が狭くなった画像が得られる。これを補正するのがタンジェント補正であり、航空機の真下に対してその周辺部の像を、 $1 + \tan^2 \theta$ に拡大する。)、ローリング・ピッチング・ヨーイング修正信号を検出し、モニタ部(1)へ伝送する。

### 2.4 信号処理部

信号処理部の構成を図・22に示す。信号処理部は記憶部で読出されたデジタル信号を、日本標準TV方式でモニタするために、制御信号(水平ブランキング・ブランキング・複合同期信号)を作る。

また、記憶部出力の可視チャンネル信号をD/A変換し、この制御信号を重畳してモニタ部〔2〕へ送出するための信号に変換する。

赤外2chの信号は、どちらか一方が選定されてカラーステップ変換回路に入る。カラーステップ変換回路では、カラー表示に必要なB(青)、G(緑)、R(赤)、3色の配分を決定し、モニタ部〔2〕へ送出する。この配分は温度の低い方から高い方に向けて、 $B \rightarrow G \rightarrow R$ 及びこれらの合成色とする。

またタンジェント補正信号、ローリング・ピッチング・ヨーイング修正信号を検出し、モニタ部〔2〕へ伝送する。

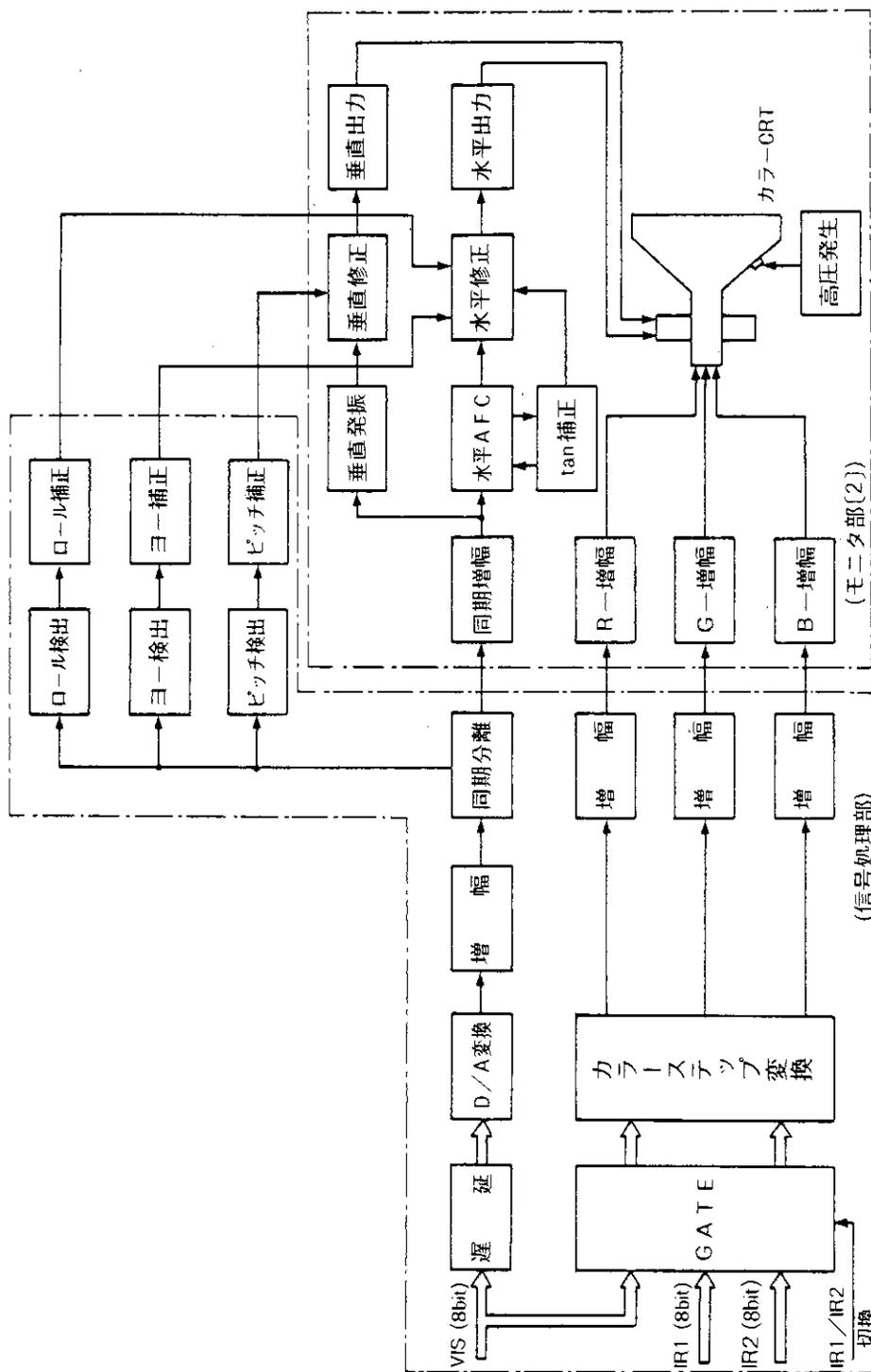


図 22 信号処理部, モニタ部〔2〕構成  
Fig. 22 Block diagrams of signal processing part and monitoring part [2]

## 2.5 制御部

フレーム同期信号・走査同期信号より、WRTコントロール信号・RDコントロール信号などの制御信号を作る。

## 2.6 モニタ部〔1〕

信号変換部より送られてきたビデオ信号とタンジェント補正信号・ローリング・ピッチング・ヨーイング信号によって画像補正された映像が、航空機の飛行に対応して画面の上から下へ流れるように表示されるが、任意の場所での静止も可能である。モニタは日本標準TV方式の白黒で表示を行い、9インチのものを3台使用する。

## 2.7 モニタ部〔2〕

信号処理部より出力される可視1chと赤外1chの信号を重合し、タンジェント補正信号、ローリング・ピッチング・ヨーイング修正信号によって画像補正をした上で、モニタ画面上に表示する。この時モニタには、カラーステップ表示(10Step)される。

表示画像は、航空機の進行に伴って画面の上から下に順次流れて行くが、任意の場所で静止させることも可能である。モニタは、日本標準TV方式で表示を行い、その大きさは13インチとする。

## 2.8 記録部〔1〕

インタフェース部とデータレコーダで構成され、バンド分離部の出力は、4.021Mbps/chであるため、データレコーダはSamgamo Data Recorders製のSABREⅢ又はⅣとする。

インターフェース部は、レコーダの入力インタフェース及び出力インタフェースを構成する。

## 2.9 記録部〔2〕

モニタ部〔1〕及び〔2〕の静止画像を迅速にコピーするもので、インタフェースとハードコピー機器より成る。

## 2.10. 電源部

トラックの外部より供給される商用電源(AC100V, 50/60Hz)を、地上データ処理部で必要とされるAC100V, +5V, ±15V, +24V等の安定な電圧に変換し、各部に供給する。電源部の構成を図・23に示す。

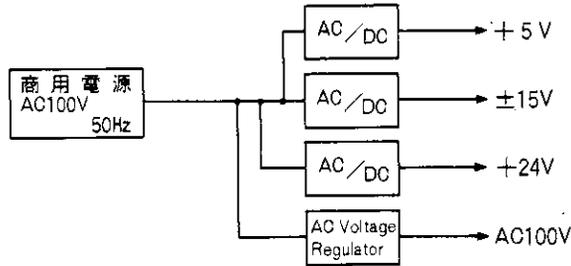


図 23 電源部構成

Fig. 23 Block diagram of power source part

### 3. 各部の性能・諸元

#### 3.1 モニタ部〔1〕及び〔2〕

TV方式	日本標準TV方式
走査方式	飛越走査（2：1インタレース走査）
走査線	525本（有効走査数 512本）
画素数	512 給素（水平）
書込時間	6.4 秒
モニタ〔1〕	9 インチ（白黒）
モニタ〔2〕	13 インチ（カラー）

#### 3.2 記録部〔1〕

デジタル・データの高速度、高密度レコーダとして現在市販されているものの中で最も性能がよく、実績もある機種として Samgamo 社の SABRE III を採用する。その性能の概要は、MSS記録部にも既述したが、次の如くである。

- テープスピード 最大 120（IPS）
- ビットレート 最大 4000（KBPS）
- 記録容器 120 IPS で約15分の記録が可能  
（リール14吋，トラック数 14）

#### 3.3 記録部〔2〕

記録部〔2〕の性能・諸元を表 10 に示す。

表 10 記録部〔2〕の性能・諸元  
Table 10 Specifications of record part

各 部 名	項 目	性 能 ・ 諸 元
プリンタ メカニズム	印 字 速 度	150 LPM
	マ ト リ ク ス	7 (横) × 9 (縦)
	文 字 数 / 行	132文字
	ラ イ ン ス ペ ー ス	6/8 LPI
	キ ャ ラ ク タ セ ャ ッ ト	JIS 128文字種 (カタカナ付)
プロット モード	レジストレーション	± 0.005 インチ (水平及び垂直方向)
	ド ッ ト 径	0.002 インチ (0.051 mm)
	ド ッ ト 密 度	100ドット/インチ (水平及び垂直方向)
	プ ロ ッ ト 速 度	シングルカラー印字…… 4.5 秒/11 インチフォーム
		マルチカラー印字…… 4分/11 インチフォーム
プ ロ ッ ト バ ッ フ ェ ー	1320ドット	
ペーパ フィード	用 紙	エッジバンチ連続ファンホールド用紙
	用 紙 幅	4.5~16インチ (11.4~40.6 cm)
	用 紙 厚 ざ	0.025 インチ (0.0635 cm)
		6.8 kg~45.4 kg (シングル・パート)
	複 写 能 力	6枚 (35 kgカーボン紙, 原紙含む)
	速 度	45mS (1/6 インチ・ステップ)
ペ ー パ ス ル ー	インチ/秒 (MAX)	
リボン	フ ェ ー ム レ ン グ ス ス イ ッ チ	8ポジション (3.5/5.5/7.0/8.0/8.5/11/12/14インチ)
	標 準 ブ ラ ッ ク	1インチ幅 × 60ヤード長 ナイロン
	ト ラ イ カ ラ ー	1インチ幅 × 60ヤード長 ナイロン
20ヤード長/カラー (YELLOW/MAGENTA/CYAN)		
インタ フェース	デ ー タ 入 力	JISパラレル TTLロジックレベル フルラインバッファ
	イ ン タ フ ェ ー ス	CENTRONICS又はDATA PRODUCTS
	電 圧	100/110/120/200/220/230 V (+10%, -15%)
電 源	周 波 数	50/60 Hz (± 2 Hz) プーリ変換
	消 費 電 力	200W (STANBY), 450W (NOMINAL), 800W (MAX)

#### 4. 技術的問題点及び検証

可視近赤外チャンネルの地形情報画像上に熱赤外チャンネルの高温域または低温域の熱温度情報をカラー表示によって重合する場合、地形情報画像が明確に表示できるかどうか確認のための実験を行う必要がある。

この実験は、二種類のビデオパターン（地形情報と熱温度情報に相当）を用いて、地形情報と熱温度情報の重合方法（地形情報の基準色及び熱温度情報のカラーパターンの決定方法と階調度の決定）を実験するものである。

参 考 文 献

- 1) 日本リモートセンシング研究会編(1981)：画像の処理と解析, p13.~18 (共立出版).
- 2) The American Society of Photogrammetry : Manual of Remote Sensing, Vol.1, p51~137.
- 3) 高木 亨(1980)：赤外線応用のすべて, p 22~28, p47~50, p78~86 全国出版
- 4) 提捨男・竹村孝爾・板倉安正(1981)：比演算法による噴気および噴気孔の温度の遠隔測定と結果, 昭和53~55年度文部省科学研究費補助金総合研究A)「レーザー・レーダーと赤外計測技術による火山噴煙動態のリモートセンシングの総合的研究」研究成果報告書.

(1984年7月20日 原稿受理)