

# VAS システムについて

## VISSR Atmospheric Sounder

木村 光 一\*  
Koichi Kimura\*

### 概 要

VAS (VISSR Atmospheric Sounder) は、スピン安定型の静止衛星より、大気鉛直温度分布、水蒸気分布を求めるために開発された、多チャンネル放射計である。従来の VISSR (Visible and Infrared Spin Scan Radiometer) は、可視と、大気の窓の赤外のデータを取得できるのみであるが、VAS は、それに鉛直分布測定の機能を追加したものである。

VAS は、1980年に打上げられた米国の衛星 GOES-4 (GOES-D が、打上げられて GOES-4 となった) に、はじめて搭載され、現在、VAS を使用した実験がおこなわれている。GOES の将来のシリーズでは、現業的に使用されることが予想される。

今後の放射計開発の動向を見ると、VAS は、かなり有効な放射計と考えられる。

VAS については、本テクニカル・ノート No. 3 の「衛星搭載の放射計について」にも記述されているが、今回は、さらに詳しく述べたい。

### (1) はじめに

人工衛星から、大気気温や水蒸気鉛直分布を求める機器としては、ITOS/NOAA シリーズ搭載の VTPR (Vertical Temperature Profile Radiometer)、TOVS (TIROS Operational Vertical Sounder) 等がある。これらの機器を使用して、データ処理をおこなう手法も、開発されつつある。但し、従来の機器は、いずれも軌道衛星に搭載されていた。軌道衛星は、例えば TIR OS-N の場合、約 100 分で地球を一周する軌道のため、画像取得は、一様に広い範囲で、軌道直下から直交する方向に離れた地域は、急速に分解能が悪くなる。データ取得の間隔も、同一地域は 12 時間毎となる。

鉛直分布のデータを、同一地域のある範囲について、連続して取得したい場合、静止衛星に、鉛直分布測定用

機器を搭載することが一つの方法となる。鉛直分布測定機器を、静止衛星に搭載した場合の利点は、画像の歪が小さく、他衛星画像との比較がとりやすいこと。また、特定地域の鉛直分布データを、任意の時刻に、任意の時間取得できること。同一箇所のデータ取得をくり返すと、S/N を改善することができること等である。また、多チャンネルの赤外処理がおこなえるので、従来の静止衛星用放射計 VISSR に比較して、雲量、雲形、雲頂高度、風ベクトル、地表温度の測定精度が向上する。

問題点としては、

① キャリブレーションの方法として、軌道衛星の放射計では、光学系の前に、キャリブレーション・ターゲットを置けるが、静止の場合、もっと複雑な機構となる(黒体を反射させるシャッターを使用する等)。

② 軌道衛星の放射計は、静止衛星のそれより、相対的に大きな視野角を持つため、回折の効果を無視できるが、静止衛星の場合は、顕著な効果が存在する。などがある。

### (2) VAS の概要

VAS は、スピン安定型の静止衛星搭載用の放射計で、地球から反射してくる光を受画する機能を持つ。VAS は、日本の静止気象衛星 GMS、米国の SMS/G OES シリーズに搭載されている VISSR に、新しい機能をつけたものである。まず、0.5~0.75 ミクロンの可視波長域のスペクトルにより、全球の雲分布、雲形、また雲の移動から風ベクトルを得ることができる。さらに 10.5~12.5 ミクロンの熱赤外波長域により、夜間の雲情報や、各種の温度情報を得ることができる。ここまでは、VISSR も持つ機能である。VAS では更に、大気中の CO<sub>2</sub>、水蒸気の吸収帯の赤外波長域のデータを取得する機能を持ち、これにより、大気温度および水蒸気鉛直分布を求めることができる。

VAS 放射計の概観を、図 1 に示す。大体 VISSR と同様の形をしている。

VAS の望遠鏡は、Ritchey-Chretien 型である。地

\* 気象衛星センターシステム管理課, Meteorological Satellite Center.

# VAS SCANNER

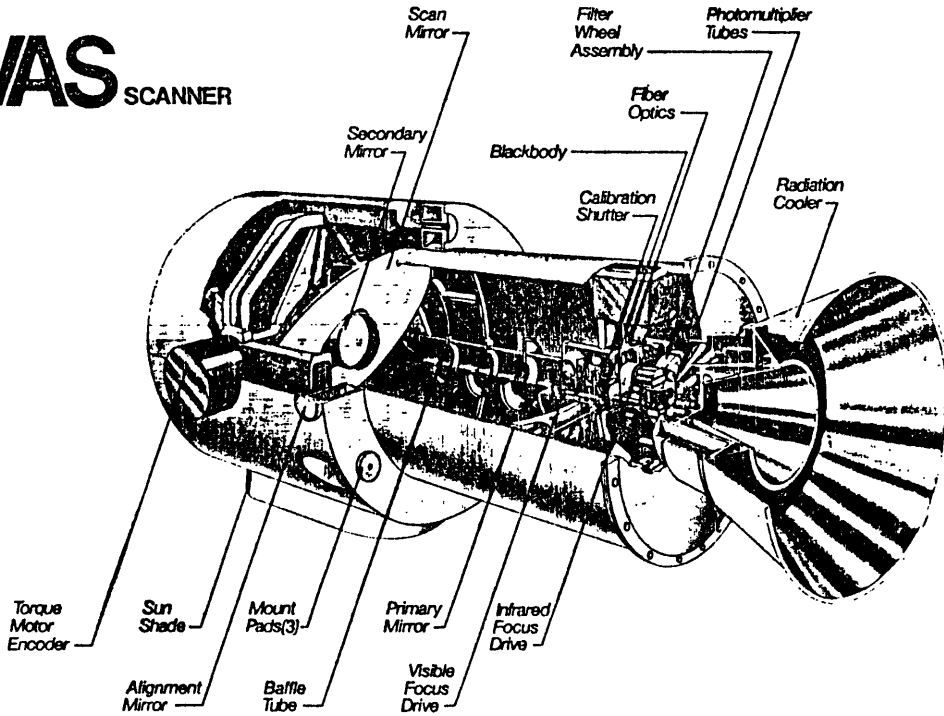


図-1

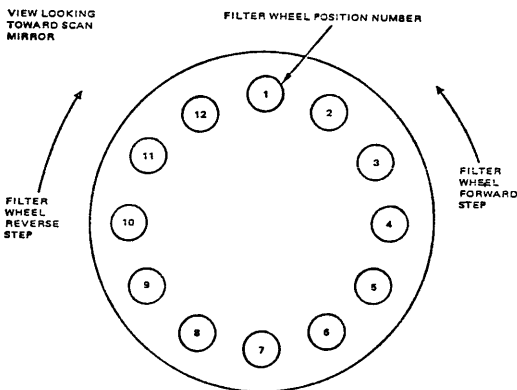


図-2

球からの光は、直径約 40 cm で45度傾いた走査鏡より入る。この走査鏡は、GOES-4 の場合、1821 ステップすることにより、北から南への走査をおこなう。また、衛星自身の自転を利用して、東から西への走査をおこなう。走査鏡を反射した光は一次鏡を経て焦点面に集まる。この一次焦点面は、一次鏡のすぐ後にあり、可視光は、PMT (Photo Multiplier Tube) に導びかれる。赤外は、リレー・レンズで二次焦点面に導びかれる。そこに、赤外検知器があるが、その前面に、フィルター円板

(図2参照)があり、適当な波長域に分割する。フィルター円板には、12のフィルターが取付けられており、必要な波長域のデータは、コマンドにより、円板を回転させて、該当フィルターを通して検知器に当てる。

### (3) 検知器

検知器の配列は、図3の様になっている。

#### (3-1) 可視

可視検知器は、PMT を使用しており、走査鏡1ステップの0.192ミリ・ラジアンに、南北方向に8個並んでいる。1個は、0.021×0.021ミリ・ラジアンで、静止衛星軌道の高度35,800 km からでは、衛星直下点で、900 m に相当する。なお、GOES-E、F では、0.021×0.025ミリ・ラジアンとなる予定である。波長は、0.55~0.75マイクロンである。

#### (3-2) 赤外

検知器は、6個使用されている。うち4個は、HgCdTe で、2個は InSb である。HgCdTe のうち2個は、0.192ミリ・ラジアン、他2個は、0.384ミリ・ラジアン の大きさをもつ。InSb は、0.384ミリ・ラジアン の大きさである。0.192ミリ・ラジアンは、静止軌道から直下

表-1 赤外チャンネル

バンド	大気圧 (bm)	$\nu$ (cm <sup>-1</sup> )	$\lambda$ (マイクロン)	$\mu$ (cm <sup>-1</sup> )	0.384mr NEN (注)	種類	検知器
1	65	678.7	14.73	10	10.39	CO <sub>2</sub>	HgCdTe
2	100	690.6	14.48	16	3.49	CO <sub>2</sub>	HgCdTe
3	325	701.6	14.25	16	3.00	CO <sub>2</sub>	HgCdTe
4	450	713.6	14.01	20	2.20	CO <sub>2</sub>	HgCdTe
5	表面	750	13.33	20	1.08	CO <sub>2</sub>	HgCdTe
6	700	2210	4.525	45	0.0634	CO <sub>2</sub>	InSb
7	表面	790	12.66	20	1.39	H <sub>2</sub> O	HgCdTe
8	表面	895	11.17	140	0.296	窓	HgCdTe
9	375	1377.2	7.261	40	1.77	H <sub>2</sub> O	HgCdTe
10	330	1487	6.725	150	0.482	H <sub>2</sub> O	HgCdTe
11	280	2250	4.444	40	0.0727	CO <sub>2</sub>	InSb
12	表面	2535	3.945	140	0.0218	窓	InSb

(注) ergs/cm<sup>2</sup>-sec-ster-cm<sup>-1</sup>

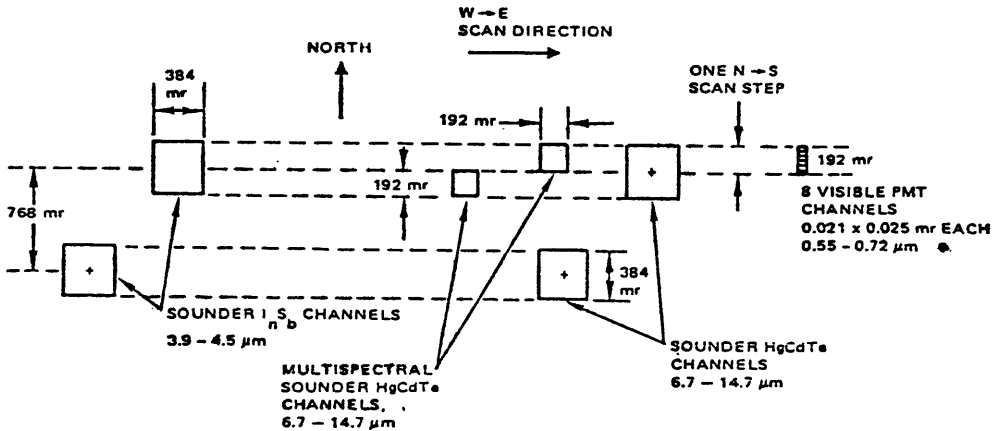


IMAGE DATA DETECTOR ARRANGEMENT SHOWING DETECTOR INSTANTANEOUS GEOMETRIC FIELD OF VIEW (IGFOV)

図-3

点では、6.9 km、0.384ミリ・ラジアンは、13.8 km に相当する。

走査鏡による1走査の間では、6個のうち2組の検知器からのデータしか取得できない。その組合せは、InSbの2個、HgCdTeの小さい方の2個、HgCdTeの大きい方の2個である。各検知器自体の波長域は、HgCdTeが6.7~14.7マイクロン、InSbが3.9~4.5マイクロンである。赤外検知器の感度を良くするため、VASには、放射冷却器が取り付けられており、常に絶対温度95°K位に保たれている。

赤外各チャンネルの詳細は、表1の通りである。

InSbの検知器が、13.8 kmのものしかないので、赤外12チャンネルのうち、3つのチャンネルは、13.8 km

しか使えない。

(4) 運用モード

VASの運用モードとして、VISSRモード、MSI (Multispectral Imaging)モード、Dwell Soundingモードがある。

(4-1) VISSRモード

従来のVISSRと同様に、可視、赤外(大気の間)各1チャンネルで運用するモードである。いわゆる省電力モードである。

(4-2) MSIモード (Multispectral Imaging)

表-2 MSI モード (6.9 km あり)

可 視	6.9 km 赤 外	13.8 km 赤 外	13.8 km 赤 外
X X+1	X-1 X+1	X	X-4
X+2 X+3	X+1 X+3	X-2	X+2
X+4 X+5	X+3 X+5	X	X+4
X+6 X+7	X+5 X+7	X+6	X+2
X+8 X+9	X+7 X+9	X+9	X+4
X+10 X+11	X+9 X+11	X+6	X+11

$\lambda+n$  走査数

各表の数値は、データを取得する走査数を示す

表-3 MSI モード (6.9 km なし)

可 視	13.8 km 赤 外	13.8 km 赤 外	13.8 km 赤 外	13.8 km 赤 外
X X+1	X	X-4	X-5	X-1
X+2 X+3	X+2	X-2	X+1	X-3
X+4 X+5	X	X+4	X+3	X-1
X+6 X+7	X+2	X+6	X+1	X+5
X+8 X+9	X+8	X+4	X+3	X+7
X+10 X+11	X+10	X+6	X+9	X+5
			X+11	X+7

$X+n$  走査数

各表の数値は、データを取得する走査数を示す

このモードが、VAS 運用の基本モードである。このモードでは、通常の VISSR による観測機能の他、13.8 km の分解能の赤外を2チャンネル（よって、赤外は合計3チャンネル）を、同時に取得することができる。このしくみを、図3のセンサの配置により説明する。

まず、6.9 km の赤外センサは、走査鏡の走査幅の大きさもち、可視の一行と平行の位置および、走査幅で

1ライン南に位置している。VAS は一度に、赤外で2センサ分のデータを取込めるので、この6.9 km の赤外センサが全球を取得するには、一走査おきでよい。また、13.8 km の赤外センサは、2走査分の大きさを持っているので、6.9 km のセンサが、データ取得しない走査時に、データを取り込むことができる。

この関係を表にしたのが、表2である。チャンネルの選択は、地上からのコマンドにより、VAS の動作は、VAS プロセッサによる。このモードでも、全球観測は VISSR 同様約18分でおこなうことができる。また部分走査等も可能である（もし、6.9 km の赤外画像取得をしなければ、この MSI モードでは、13.8 km の赤外を4枚同時に取得できる。それは、表3に示す）。

(4-3) Dwell Sounding モード

このモードが、鉛直分布測定モードで、3.7から14.7ミクロンまでの12の波長域のデータを測定する。Dwell というのは、走査鏡が、ある時間ステップせずに、同じ所をシングル走査することを意味する。その間に、12のフィルタを動して、画像取得する。各フィルタのデータは、衛星の回転で0から255スピンの範囲で、同一走査より入力することができ、その回数等は、プログラム化することができる。

6.7から14.2ミクロンの波長では、6.9 km か 13.8 km のセンサを使用できるが、他の5波長については、13.8 km のみ使用できる。ある波長帯については、S/N 比を上げるために、複数回の衛星のスピンの間、同一箇所のデータを取得する。全波長帯のデータについて、望ましいデータを得るまで、同一ラインでスピンする回数の合計を「Spin Budget」と呼ぶ。

1) 3つのサブ・モードについて

Dwel Sounding モードには、3つのサブ・モードがあり、サブ・モード1、サブ・モード2、サブ・モード3と呼ばれる。サブ・モードは、1、2、3、2の順に使用される。

サブ・モード1には、可視を取得するモードと、取得しないモードがある。可視を取得しないモードでは、1スピン毎にミラーが1ステップし、各ミラー・ステップ毎に、分解能 6.9 km の11ミクロン帯のデータを取得する。可視を取得するモードでは、2スピン毎にミラーが1ステップし、最初のスピンでは、分解能 6.9 km の11ミクロン帯のデータを取得し、次のスピンでは、可視のデータを取得する。

サブ・モード2は、ドウエル・モードで、ミラーは、このモードの間ステップしない。そして、12の波長帯の

フィルタを、255スピンの間に挿入する。各波長帯でのスピンの数は、プログラム化できる。

サブ・モード3は、サブ・モード1と同じであるが、ミラー・ステップ数が、サブ・モード1と違うことがある。

2) 南北のサウンディング・レート

上記サブ・モードの1, 2, 3, 2のサイクルで、南北のカバー範囲の距離  $X_{NS}$  は

$$X_{NS} = 6.9(S_1 + S_3)$$

ただし

$S_1$ : サブ・モード1のミラー・ステップ数

$S_2$ : サブ・モード2のスピンの数

$S_3$ : サブ・モード3のミラー・ステップ数

また、可視データのない時間  $T_{NV}$  および、可視データのある時間  $T_V$  は、

$$T_{NV} = (S_1 + 2S_2 + S_3)T_P$$

$$T_V = (2S_1 + 2S_2 + 2S_3)T_P$$

ただし

$$T_P = 0.01 \text{ 分 (衛星のスピンの周期)}$$

南北のサウンディング・レートは、

$$\frac{X_{NS}}{T_{NV}} = \frac{6.9(S_1 + S_3)}{(S_1 + 2S_2 + S_3)T_P} \quad (\text{可視なし})$$

$$\frac{X_{NS}}{T_V} = \frac{6.9(S_1 + S_3)}{(2S_1 + 2S_2 + 2S_3)T_P} \quad (\text{可視あり})$$

となる。

3) パラメータ選択

図4と図5に、ボタン1とボタン2の場合を示す。

ボタン1  $S_1 = 6$

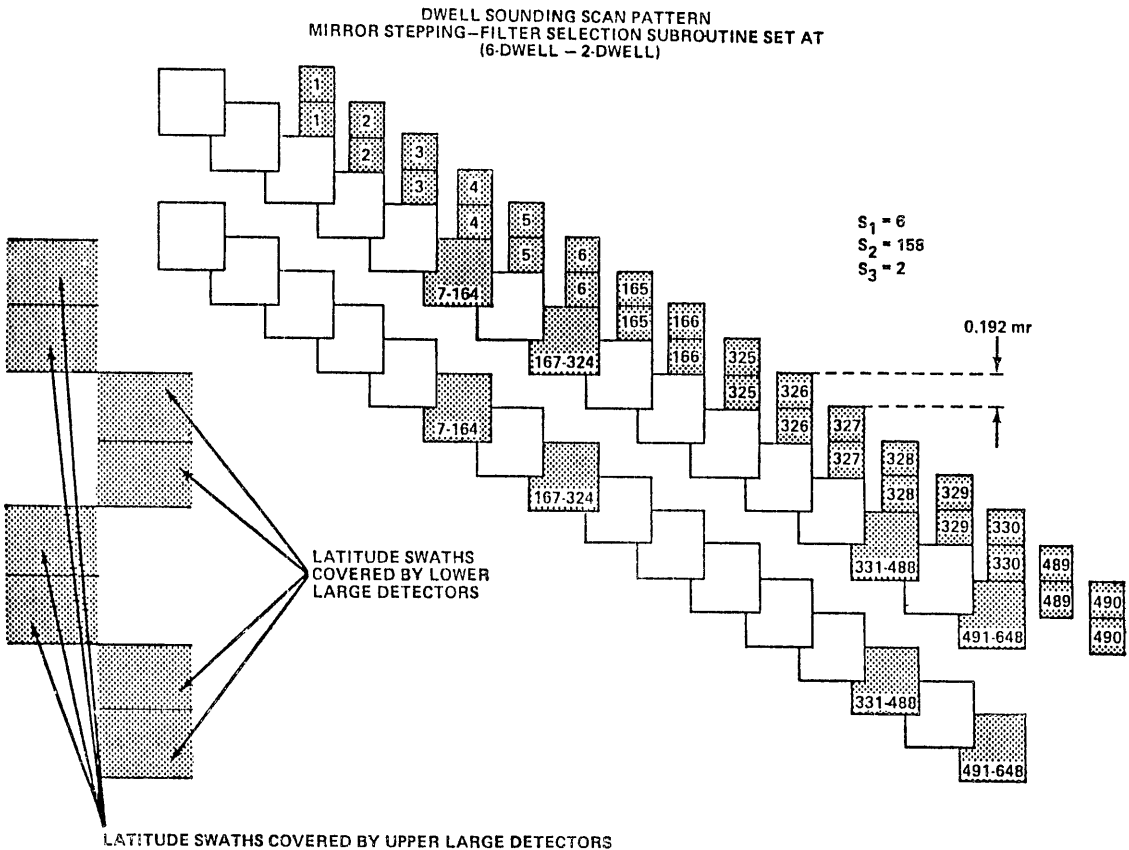


図-4

DWELL SOUNDING SCAN PATTERN  
MIRROR STEPPING-FILTER SELECTION SUBROUTINE SET AT  
(2-DWELL - 2-DWELL)

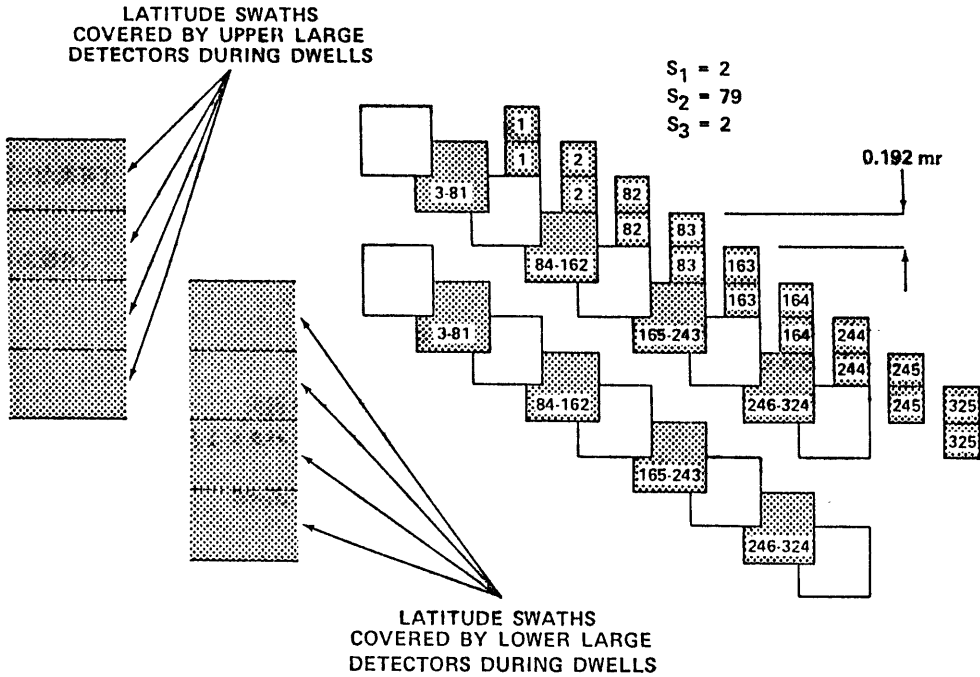


図 - 5

$$S_2 = M_T$$

$$S_3 = 2$$

$$\left(\frac{8}{8+2M_T}\right) 690 \text{ km/分} = 158 \text{ スピン}$$

ただし  $M_T$  は、雑音を減ずるため、平均化をおこなうスピン数の計である。この間に、全波長につき、地球上のある地点をくり返し走査する。 $S_2 = M_T$  とすれば、いずれかの波長において、1組のうちの上側か下側かどちらかの検知器が、地球上のある地点を見る。

可視ありのサウンディング・レートは

$$\left(\frac{19}{16+2M_T}\right) 345 \text{ km/分} = 158 \text{ スピン}$$

となる。

パターン 2

$$S_1 = 2$$

$$S_2 = M_T/2$$

$$S_3 = 2$$

(5) 軌道上校正

VAS の軌道上校正の方法として、可視および赤外の階段状電圧校正と、赤外のシャッター校正がある。

ここに  $S_2 = M_T/2$  は、いずれかの波長において、1組の両方（上側、下側共）の検知器が、地球上のある地点を見るから、パターン1の半分ですむ。

(5-1) 電氣的校正

可視および赤外のチャンネルの、ゲインおよび線型性について校正するために、階段状の電圧を挿入する。その電圧は、プリアンプ入力に挿入され、0.1% より良い精度をもつ。

4) サウンディング・レート

以上より、可視なしのサウンディング・レートは、

(5-2) シャッター校正

シャッター校正としては、温度モニターの円錐形黒体と、反射シャッターが使われる。この校正は、赤外の放射量用のものである。

校正用シャッターは、赤外 VAS が地球を走査していない間にチャンネルの光路に挿入され、赤外検知器へ、黒体エネルギーを反射させる。このデータは、コマンドにより、各走査ライン毎に入れることができる。

温度センサは、0.1°Cの精度であるが、地上データ処理により、正確なデータ補正が必要となる。黒体には、コマンドで動作するヒーターが付加されており、複数点での校正が可能となる。

次に、キャリブレーション処理について詳しく述べてい。

VAS の赤外検知器の出力電圧は、キャリブレーション手順により、放射量に変換されるが、入力放射量と出力電圧は、線形の関係にある。

$$V = RN_T + V_0$$

ただし

- V : 出力電圧
- R : 放射計の応答
- $N_T$  : 入力放射量
- $V_0$  : システムのオフセット量

この  $N_T$  を求めるのである。

宇宙空間、内部黒体、対象物の各出力電圧を  $V_1, V_2, V_3$  とすると

$$V_1 = \alpha(1-\gamma)B(T_A) + V_0 \quad \text{①}$$

$$V_2 = \alpha[(1-\epsilon)B(T_S) + \epsilon B(T_{Sc})] + V_0 \quad \text{②}$$

$$V_3 = \alpha[\gamma N_T + (1-\gamma)B(T_A)] + V_0 \quad \text{③}$$

ただし

- $\alpha$  : VAS 放射計の応答率
- $\gamma$  : VAS 望遠鏡の透過率
- $B(T)$  : 温度  $T$  での黒体のプランク放射
- $\epsilon$  : シャッターの射出率
- $T_{Sc}$  : シャッター温度
- $T_A$  : VAS 望遠鏡の重荷平均温度
- $T_S$  : 黒体温度

①③より

$$N_T = (V_3 - V_1) / \alpha \gamma \quad \text{④}$$

①②より

$$\alpha = (V_2 - V_1) / [(1-\epsilon)B(T_S) + \epsilon B(T_{Sc}) - (1-\gamma)B(T_A)] \quad \text{⑤}$$

④に⑤を代入すると

$$N_T = \frac{1}{\gamma} [(1-\epsilon)B(T_S) + \epsilon B(T_{Sc}) - (1-\gamma)B(T_A)] \frac{V_3 - V_1}{V_2 - V_1} \quad \text{⑥}$$

ここで { } 内の最後の項で、 $T_A$  は、VAS 望遠鏡の荷重平均温度であるから、

$$(1-\gamma)B(T_A) = \sum_i a_i B(T_i) \quad \text{⑦}$$

ただし

- $a_i$  : 望遠鏡内の各部分の反射率、射出率、透過率等によって決定される定数
- $T_i$  : VAS 望遠鏡内各部分の温度

VAS 望遠鏡内の温度が  $T_i$  で、キャリブレーションの内部黒体の温度  $T_S$  と同様の信号を発生させる、外部黒体の温度を  $T_E$  とする。その放射量は⑥⑦より

$$B(T_E) = \frac{1}{\gamma} [(1-\epsilon)B(T_S) + \epsilon B(T_{Sc}) - \sum_i a_i B(T_i)] \quad \text{⑧}$$

ここで、各温度の値が  $T_S$  と同じ位であるとすれば、⑧をテーラー展開して

$$B(T_S) + \left. \frac{\partial B}{\partial T} \right|_{T_S} (T_E - T_S) = \frac{1}{\gamma} [(1-\epsilon)B(T_S) + \epsilon B(T_S) + \epsilon \left. \frac{\partial B}{\partial T} \right|_{T_S} (T_{Sc} - T_S) - \sum_i a_i \left. \frac{\partial B}{\partial T} \right|_{T_S} (T_i - T_S)] \quad \text{⑨}$$

となる。

ところで  $a_i$  は、⑩の関係がある。

$$\sum_i' a_i = (1-\gamma) \quad \text{⑩}$$

ただし  $\sum_i'$  は、シャッターを除いて、バックグラウンドの放射に影響する望遠鏡各部の和である。

⑨⑩より

$$(T_E - T_S) = \frac{1}{\gamma} [\epsilon(T_{Sc} - T_S) - \sum_i' a_i (T_i - T_S)] \quad \text{⑪}$$

または、

$$(T_E - T_S) = -\frac{1}{\gamma} \sum a_i (T_i - T_S) \dots\dots\dots \textcircled{12}$$

となる。この式を変形して

$$T_E = T_S - \sum_i C_i (T_i - T_S) \dots\dots\dots \textcircled{13}$$

ここに

$$C_i = \frac{a_i}{\gamma}$$

よって

$$N_T = B \left[ T_S + \sum C_i (T_S - T_i) \right] \frac{V_3 - V_1}{V_2 - V_1}$$

となる。

(6) あとがき

以上 VAS について、その特徴、構造等について述べてきた。しかし、利用例等、書き残した部分もあるので、それについては別の機会で述べたい。

なお、本文の大部分は、ウイスコンシン大学の宇宙科学技術センターの、Paul Menzel 氏の資料によった。なお、その資料を入手し、筆者に提供された浜田忠昭氏に感謝します。

**References**

木村光一, 1981: 衛星搭載の放射計について, 気象衛星センター技術報告 (第3号).  
 小平信彦, 1977: 赤外のリモート・センサによる気象観測, 赤外線技術, Vol. 2.  
 日本航空宇宙学会, 1978: センサに関する調査(1), 地球観測用センサ, 宇宙開発事業団委託業務成果報告書  
 Montgomey, H. and D. Endres, 1977: Survey of dwell sounding for VISSR Atmospheric Sounder (VAS), Goddard Space Flight Center, X.942-77-157, June 1977.