- wood, Calif., TM-56, July 1960, Unpublished.
- 34) SMITH, R.H.: On the Limits of Human Pilot, IEEE HFE, Sep. 1963.
- 35) Goto, N. and S. ENDO: Manual Control of an Oscillatory Divergent System: Part I, Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci. To be published.
- 36) 田中敬司: 不安定系の手動制御, 日本人間工学会第13回大会論文集, May 1972.
- 37) JONES, G.M.: Man-Machine Integration: A Long Term Look, The Aeronautical J., Vol. 72, No. 694, Oct. 1968.
- 38) LEVISON, W.H. and J.I. ELKIND: Two-Dimensional Manual Control Systems with Separate Displays, IEEE HFE Vol. 8, No. 3, Sep. 1967.
- 39) LEVISON, W.H. and J.I. Elkind: Four-axis Compensatory Systems with Separated Displays and Control, NASA SP-219, 1969.
- 40) 吉本堅一: 多変数系の手動制御, 計測と制御, 第7巻, 第7号, 昭和43年7月.
- 41) Goto, N.: Human Operator Dynamics in a Two-Variable System, Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci., To be published.
- 42) SENDERS, J.W., J.I. ELKIND, M.C. GRIGNETT and R. SMALLWOOD: An Investigation of the Visual Sampling Behavior of Human Operators, NASA CR-434, Apr. 1966.
- 43) 後藤昇弘: 多変数制御系における人間のサンプリング特性について, 人間工学, Vol. 7, No. 4, Aug. 1971.
- 44) STAPLEFORD, R.L., D.T. McRuer and R.E. MAGDALENO: Pilot Describing Function Measurements in a Multiloop Task, IEEE HFE Vol. 8, No. 2, June 1967.
- 45) TODOSIEV, E.P.: Human Performance in a Cross-Coupled Tracking System, IEEE HFE Vol. 8, No. 3, Sep. 1967.
- 46) YOUNG, L.R.: Some Effects of Motion Cues on Manual Tracking. J. Spacecraft, Oct. 1967.
- 47) SHIRLEY, R.S.: Motion Cues in Man-Vehicle Control. Sc. D. Thesis, MVT-68-1, M. I. T., Jan. 1968.
- 48) 百名盛之: 人間-機械系のシミュレーション-航空機の場合, 人間工学, Vol. 4, No. 3, Aut. 1968.
- 49) SMITH, H.J.: Human Describing Functions Measured in Flight and on Simulators, IEEE HFE Vol. 8, No. 8, Dec. 1967.
- 50) TAYLOR, L.W. and R.E. Day.: Flight Controllability Limits and Related Human Transfer Functions as Determined from Simulator and Flight Tests, NASA TN D-746, May 1961.
- 51) YOUNG, L.R.: A Control Model of the Vestibular System, IFAC Symposium on Technical and Biological Problems in Cybernetics, Armenia, USSR, Sep. 1968.
- 52) 斎藤一郎: パーティゴ, 人間工学, Vol. 6, No. 3, Jun. 1970.
- 53) McRuer, D.T., L.G. Hofmann, H.R. Jex, G.P. Moore, A.V. Phatak, D.H. Weir and J. Wolko-vitch.: New Approaches to Human-Pilot/Vehicle Dynamic Analysis. AFFDL-TR-67-150, June 1967.
- 54) MILLER, D.C.: The Effects of Performance-Scoring Criteria on Compensatory Tracking Behavior, IEEE HFE, Sep. 1965.
- 55) KLEIMANN, D.L., S. BARON and W.H. LEVISON: An Optimal Control Model of Human Behavior, 5th Annual NASA-Univ. Conference on Manual Control, March 1969.
- 56) BEKEY, G.A.: The Human Operator in Control Systems, USCEE Rept. 359, March 1969.
- 57) ALLEN, R.W. and H.R. Jex: A Simple Fourier Analysis Technique for Measuring the Dynamic Response of Manual Control Systems, IEEE SMC Vol. 2, No. 5, Nov. 1972.

気象衛星の技術的問題点*

Technical problems of the Meteorological Satellite

小 平 信 彦**

Nobuhiko KODAIRA

1. 緒 言

気象衛星の主要なミッションは広い範囲にわたる気象現象の観測資料を得ることで、i) 可視および赤外領域による雲分布の撮影、ii) 赤外放射計による大気温度および地表温度の測定、iii) 雲の移動から上層風の測定、iv) 特定の波長の放射から大気中のガスの分布状況の測定、v) 無人観測所や船舶などから観測結果の収集、vi) 浮遊気球の位置の測定とデータの収集、vii) 観測した資料の各種利用局への配布などが考えられている。

これらのミッションに関してそれぞれ多くの問題点をもっているが、ここではわが国が1976年を目標に打ち上げを計画している静止気象衛星を中心としての技術的問題点をのべてゆくこととする。

2. 軌道の選定

衛星から有効な観測のできる範囲は観測の種類にもよるが例えば雲分布の撮影などでは仰角 30° 以上である。したがって静止軌道からは第1図(a)の如く緯度で $\pm 50^\circ$ までが有効な観測のできる範囲となり、 50° 以上を除く全地球をカバーするためには4~5個の静止衛星が必要である。WMO(世界気象機構)では1976年までに米国、欧州、日本およびソ連の協力のもとに

* 昭和47年9月5日原稿受理

** 気象研究所

(a) 静止衛星5個で全地球をカバーする場合、実線は雲分布の観測範囲、点線は通信範囲を示す。

(b) 極軌道衛星の観測範囲は両極付近で隣接軌道がお互いに重複する。

第1図 気象衛星による観測範囲

5個の静止気象衛星を用いた研究計画 GARP を推進している。静止衛星は気象現象の連続観測ができる点で大きな特長をもっているが高緯度地方の観測は極軌道衛星によらねばならない。極軌道衛星では観測時間が極地方を除いて1日に1~2回になるので連続観測はできないが、衛星高度が低いので特に赤外領域で精度のよい観測ができる。また観測間隔を密にするには多くの衛星を必要とする。第1図(b)は高度1,400 kmの太陽同期気象衛星の約12時間の軌道の例である。観測の視野を赤道付近で隣接軌道間に隙間のないようにすると高緯度地方ではこの図のように重複する

地区が生じ、隣接2軌道間(約1時間55分)の雲の動きから風を求めることも可能となる。

極軌道衛星の高度は観測視野範囲と密接な関係があるので赤道付近ですき間なく観測するためには中高度に最良点があることが分かる。気象観測上は衛星の通過時刻を同一地方時にすることが望ましくまた周期も正確にするため軌道修正能力をもたせることが考えられている。(Balzer)

3. 姿勢の問題

気象衛星による観測は広範囲の気象現象であるが個々のじょう乱の大きさは数 km の程度であり、それらを観測するため衛星の位置および姿勢は極めて高い精度が要求される。気象衛星では第1表に示すように ESSA や ATS の如きスピン安定のもの、ITOS や NIMBUS の如き3軸安定のものがある。

1) 3軸安定方式 Flywheel を用いた3軸安定衛星 ITOS は姿勢制御の点からみると despun antenna を搭載したスピン衛星と同様な dual spin system と言える。ITOS では磁気コイルによる roll/yaw 方向の姿勢制御と、flywheel の速度制御による pitch 方向の姿勢制御をたくみに利用して太陽電池エネルギーのみで姿勢制御がまかなえるようにしている。

一方静止軌道では ATS のようなスピン安定方式が実用になっている。気象衛星の主要な任務である赤外放射計による観測はその精度向上の要求から大型の光学系を用いるようになり SMS の VISSR では開口直径 40 cm、全重量 70 kg という大型のものが搭載され

第1表 気象衛星の種類

軌 道	安定方式	各 称	形 状	重 量 kg	主 要 ミ ッ シ ョ ン
中高度軌道	ス ピ ン	TIROS 1号~10号	円 筒 形	約 130	Vidicon による雲分布の観測 8号までは軌道面に平行なスピン軸, 9号 から垂直とした。
		ESSA 1号~9号	円 筒 形	約 140	APT と AVCS を交互に取り付けて雲の撮 影を行なった。
	三 軸 安 定 (ガス・ジェット)	NIMBUS 1号~5号	太陽電池パネ ルを展開	400~500	種々の波長を用いた放射計観測
		COSMOS METEOR	同 上		
	三 軸 安 定 (Flywheel)	ITOS/NOAA	四角い箱型に 太陽電池パネ ルを展開	約 300	可視および赤外の走査放射計による観測。 CO ₂ の吸収帯 15 μ を用いた気温の垂直分 布測定
静止軌道	ス ピ ン	ATS-1, ATS-3	円 筒 形	約 370	SSCC による昼間の雲分布撮影
		SMS/GOES GMS METEOSAT	円 筒 形	約 260	VISSR による昼間および夜間の雲分布, 地表温度観測等
	三 軸 安 定 (Gas jet)	ATS-F.G	大型パラボラ 空中線を展開	約 900	

注 ATS (Automatic Picture Transmission)

AVCS (Advanced Vidicon Camera Sytem)

GMS (日本で 1976 年頃に打ち上げを予定している静止気象衛星)

Meteosat (ESRO で 1976 年頃に打ち上げを計画している静止気象衛星)

SMS/GOES (米国で 1974 年に打ち上げを計画している静止気象衛星)

SSCC (Spin Scan Cloud Camera) ATS-1, ATS-3 に搭載されたスピン走査の雲撮影カメラ。

VISSR (Visible and Infrared Spin Scan Radiometer) 静止気象衛星に搭載予定の可視赤外走査放射計。

ることとなっている。ここで静止軌道において ITOS と同様な flywheel による三軸安定方式の衛星を考えてみると、常時地球へ向いている衛星本体に観測器材を取り付けることは次に述べるように赤外の感度向上の点と任意の部分走査ができる点など数多くの利点を生ずる。

a) スピン走査放射計で地球を観測する時間はスピン 1 回転の内約 18° で duty factor は 1/20 である。したがって 3 軸安定衛星では同じフレーム時間を用いるとすると走査速度は約 1/20 となり、後に述べるように赤外放射計の感度が向上するとともに任意の走査ができるので必要に応じてある特定地域のみを観測することができる。

赤外感度が向上するので放射計開口直径を小さくして、2 個搭載し、冗長性をもたせることができる。

b) dual spin であるため転移軌道にあるときすなわちアポジー・モータを付けた状態でも衛星内でエネルギー消散をして Nutation を減少させることができる。したがってスピン方式で用いる能動的なガス・ジェットによる nutation damper は必要なくなり、いわゆる flat spin の心配はなくなる。

c) 姿勢制御は ITOS と同様に磁気コイルと flywheel の速度で行なうので燃料は必要なくまたこれによる nutation は発生しない。衛星内で走査鏡を動かしたときの姿勢に対する影響はスピン衛星に比べて走査鏡が小さくてすむこととほとんど回転していない本体の中での動きのため、本体との間で質量に反比例した相対的の運動となるのでその画像の歪みは修正可能

である。

d) 空中線の指向性がより鋭くできかつ despun 機構がないので信頼性はよい。また放射計の走査速度を遅くできるので信号帯域幅は狭くなり通信系は小型となる。

e) 太陽電池はパネルにして衛星本体外にとり付け常に太陽に向わせるので能率が良く十分な電力が得られる。また太陽電池を本体外に取り出して本体は十分な熱絶縁をすることにより衛星の温度変化を少なくし、温度に敏感な赤外放射計の動作を安定にできる。

以上の如く多くの利点がある反面 3 軸安定方式には flywheel, 空中線や太陽電池の宇宙での展開など機構部分の信頼性の確立、姿勢精度の検討などいくつかの解決を要する問題もある。

2) 太陽放射圧 衛星外から与えられる力の中で最も大きなものが太陽放射圧で形状の中心と質量の中心が近い対称形のものではトルクは小さいが、太陽電池パネルを広げた ITOS の如き形のものでは大きなトルクとなる。太陽圧は地球付近の宇宙空間では太陽に直角の平面に対して約 0.5 mg/m² 程度であり円筒形の SMS の場合にスピン軸の傾きは季節により変わるが約 0.13±0.1 mrad/day の程度である。観測の精度が 0.025 mrad. で 1 枚の画像の撮影が約 20 分であるので 1 枚の画の中での歪みおよび数枚の連続撮影の間における歪みは無視できる。ただしある程度の量になったときに修正する必要がある。

一方太陽電池パネルを展開した形の三軸安定の衛星ではそこに受ける太陽圧トルクは上記の値より大きく

なる。ITOS においてはこの補正のため地磁気を利用した磁気コイルによる補正を行なっている。同じ方式を静止軌道上で用いるにはそこにおける地磁気の状態を明らかにしなければならない。地磁気は距離の3乗に逆比例するので静止軌道においては中高度衛星の場合に比べてかなり弱く平均して 1.3 milli-gauss である。静穏時における日変化は 10~15% であるが、磁気嵐のときは +50%~0 にも変わりまた逆の極性になることもまれにはある。

ATS-1 による実測例によると (HARRIS ほか, 1969) 地方時の昼に最大、夜中に最小で $\pm 0.15 \times 10^{-3}$ gauss の変化を示している。このような変化は地磁気が太陽圧により昼間の側で圧縮され夜の方で引き伸ばされているためである。磁気嵐のときの測定結果を第2図に示す。これは 1967 年 1 月のハワイ上空の静止軌道におけるデータで 14 日には Magneto pause が静止軌道以下に落ち込んでいる。図の斜線の所である。2 時間の間磁場は逆方向の -1.4×10^{-3} gauss となり 1 時間後に $+1.8 \times 10^{-3}$ gauss のピークに達し 15 日の昼には静穏時の値に復帰している。

磁気コイルによる姿勢制御はガス・ジェットによる場合と異なり極めて弱いトルクを長い時間印加して行なうので地磁気の平均値が関係して細かい変動は影響しない。上記のような静止軌道における磁場に対しても数ワットの電力により数平方メートルの太陽電池に加わる太陽圧を補償するトルクを発生することができる。

3) Nutation 衛星の中で物を動かしたり、ガス・ジェットにより姿勢制御および位置制御を行なうと nutation を生ずる。その角速度 Ω はスピン衛星の場合スピン角速度を ω_z とすると

$$\Omega = \omega_z \{ (I_z/I) - 1 \}$$

となる。ただし、 I_z と I はスピン軸まわりとその直角方向の慣性能率である。nutation 角が画像分解能より大となったときの画像歪みを修正することは困難であるので受動型ダンパーにより所定値以下に減衰させてから観測を行なう。姿勢制御は観測に直接関係ないときに行なえば nutation の減衰に要する時間が多少長くなってもよいが、観測に直接必要な走査鏡の運動

による nutation の減衰はフレーム間隔をきめる要素となるので小さくおさえる必要がある。

SMS に例をとると衛星重量約 250 kg, $I_z \approx 96 \text{ kg-m}^2$, $\omega_z = 100 \text{ rpm}$, 走査鏡の大きさ $40 \times 56 \text{ cm}$ の楕円鏡、その重量約 21 kg, 回転軸のまわりの $I_M \approx 0.6 \text{ kg-m}^2$ である。南から北へのリトレースに約 1.8 分かかったときの nutation 角は約 0.013 mrad. となる分解能の 1/10 である 0.0024 mrad. 以下になるには 4 分必要でフレーム間に最小これだけの間隔が必要となる。

またある角度以上の nutation が加速度計に感じるとガス・ジェットにより能動的に減衰させる。この動作は打ち上げ時の移軌軌道におけるものである。ATS によりこれらの状況を試験したのが第3図で (Flitzhuch ほか, 1968), 上図が nutation の発生であり、下図は 180° 位相の違うジェットによる減衰の状況で 0.7° 以下では動作しない。

4) スピン速度の変動 スピン安定衛星ではスピンを利用して地球画像撮影の東西の走査を行なっている。スピン速度の変動は直接画像歪みを生ずる。主な原因に考えられるものは a) axial thruster の設置誤差。b) 姿勢制御用の推進消費による衛星慣性能率の変化。c) 日蝕時の衛星温度低下による衛星直径の収縮。d) 走査鏡の移動による慣性能率の変化などである。b) については寿命の初めと終わりで 10% 程度速度は低下するが正確に測定できるので誤差とはならない。c) は地球の東西方向の走査時間 30 m. s. が日蝕直後で 1 フレーム中の初めと終わりで約 $90 \mu\text{s}$. (赤外分解能の約 3.5 倍) 変化するがこの変化は予測できるので修正可能である。日蝕時は地球は夜であるので可視の撮影はできないので赤外についてのみ考えればよい。d) に関する変動も一応予測でき修正可能である。第4図は ATS-1 による実測値 (KRAUSS, 1970) で VISSR の如く大きな質量ではないが北から南へリトレースしたときに一度オーバーシュートを行なっていることが分かる。

SSCC の実測結果によると北を向いているときと南を向いているときで平均して $20 \mu\text{s}$. の差がみとめられ

第2図 静止軌道の高さにおける地磁気の変化

第3図 Nutation の発生と減衰の試験結果

第4図 地球を南北に走査する走査鏡の動きによるスピンの変化

る(地球を東西に走査する時間は赤道付近で 30msec). またこの周期の測定は太陽パルスを用いているのでそれ自体のばらつきもあり第5図にその状況を示す. ここでは1回転の時間 616920.5 μ s を中心に $-16 \sim +10 \mu$ s の間にばらついている.

SSCC では直径約 12.6 cm の反射鏡を動かしているが, VISSR では直径 40 cm, 重量 21 kg の走査鏡を動かすのでこの影響は大きくなる.

スピンの位相を正確に決定するためには地球大気の大気放射を観測するアース・センサーによるが, その精度について考える必要がある. 大気中最も変動の少ないものとして CO_2 の 15 μ の放射が通常用いられている. CO_2 の温度によりきまる黒体放射と密度によりきめられる透過度から大気をいくつかの層に分けて見かけの放射を求めることができる. 第6図は標準大気と今までの各地で観測された上層大気のパラツキを用い, 1月の南半球と7月の北半球が等しいと仮定して

第5図 ATS のスピン同期パルスのパラツキ

第6図 地球大気の CO_2 放射の場所による違い

モデルを作ったものである。最大の radiance は南極で生じ $\pm 40^\circ$ の緯度で高さ 20 km に明るい所が生じていることが分かる。また $200 \mu\text{watt}/\text{cm}^2\text{-ster.}$ の感度のセンサーで観測すると北極では 29 km, 赤道で 39.5 km, 南極で 44.5 km の高度となり緯度 $\pm 30^\circ$ の中が割に一樣であることが分かる。

5) 姿勢と位置の検出 衛星から地球を観測する VISSR の可視分解能を 0.025 mrad. とするとこれを維持するために他の衛星ではみられないような精度の姿勢検出が必要となる。静止気象衛星で最も精度の高い姿勢検出は星を基準としたものである。衛星から地球を観測する VISSR は spin 安定の場合 19/20 の時間は宇宙空間を向いており明るい星を観測することができる。開口径 40 cm の VISSR により観測できる星の数は 50~60 個あるのであらかじめ決められた星座と比較することにより衛星の姿勢を正確に決定できる。

位置の決定も同様に重要な要素である。衛星までの直距離は R & RR により正確に求められるが一か所からの観測では角度の精度が悪い。必要な位置精度を出すためには3点からの距離が必要となる。日本国内でできるだけ大きなスパンをとると沖縄、南鳥島（マーカス島）、北海道となるがそれでも東経 120° の静止位置の測定精度は 3σ で約 1.0 km となり十分とは言えない。

誤差の原因となるものは測距離精度そのものもあるが、電波の速度の不確定さ、測距局の位置、地球の形状、電離層の影響、などが考えられる。現在の静止気象衛星計画で3点として仮に東京付近の CDA 局、オーストラリア、タイの3箇所を選ぶと理想に近い関係となり位置の測距精度としては 200 m 以下となる。

4. 地球画像の撮影

1) 雲分布 衛星から最初に行なわれた気象観測は

vidicon camera による雲の観測であり、これは現在も気象衛星による重要な観測要素である。雲の観測から得られる気象情報としては台風や前線の位置を real time で求められること、雲の明るさから降雨域の推定、静止衛星からの連続した撮影による雲の動きから雲の高度の風向風速を求めることなどである。

一般に小さいスケールの気象現象程その持続時間は短いので観測する対照により必要な分解能がきめられる。最も小さいスケールでしかも大きな災害をもたらす竜巻 (tornado) はその大きさが数 100 m である。また集中豪雨をもたらす降雨セルなどの単位の大きさは数 km の程度である。ちなみに気象レーダの分解能は距離 200 km の所で約 5 km である。

可視領域では静止衛星で ATS-1, 3 の場合に約 3.6 km の分解能、SMS の場合に約 0.9 km であり、中高度衛星の APT カメラでは約 2.5 km の分解能を持っている。したがって可視域では静止軌道からはほぼ所要の分解能が得られることとなるが昼間の観測のみであるから夜間のために熱放射を測定する赤外領域が必要でありその精度は未だ十分でない。

赤外放射計の等価雑音放射量 $NE\Delta R$ は放射計の開口径 d 、光学系の明るさ F 、センサーの感度 D^* 、瞬時視野角 θ 、信号の雑音帯域幅 Δf 、光学系の能率 η できめられる。

$$NE\Delta R = \frac{4FV\sqrt{\Delta f}}{\pi d \cdot \theta \cdot \eta D^*} \quad (1)$$

$NE\Delta R$ は温度分解能に直接関係しており、視野角 θ を小さくすると必然的に Δf は大きくなり温度分解能は低下する。 d を同一として明るい光学系を使うことは小さいセンサーを必要とするが技術的にあまり小さいものは製作できない。現在では一辺 $50\mu\sim 35\mu$ が限度のようである。赤外波長 11μ の窓領域ではセンサーとして冷却型の Cd-Hg-Te がよく用いられているがその感度 D^* は $1\sim 2 \times 10^{10} \text{ cm Hz}^{1/2}/\text{watt}$ 程度のものが実用になっている。これは光導電型で光入力による抵抗値の変化を信号として取り出すものであり、周波数の低い方が大きいいわゆる $1/f$ 雑音を発生する。衛星のスピンの利用して東西の走査を行なう VISSR では走査速度はスピンから決められてしまいこれと視野角から最高画周波数が決まる。スピンを 100 rpm とすると最高画周波数は 10 km の距離分解能でも 40 KHz になりチョッパーを使うことはできない。

これに対して地球指向型3軸安定衛星では走査速度を自由にきめられ、フレーム時間を同一とすると走査速度は約 1/20 に低速にすることができるので信号周波数は全体的に低下し $1/f$ 雑音は増加するが、チョッパーを使うことにより信号周波数帯をチョッパー周

第2表 赤外放射計の主要性能

	VISSR	VISSR	MCSR	DCSR	VHRR
開口直径 cm	40	40	20	12.6	12.6
重量 kg	70	52	16	6.8	8.1
距離分解能 km	9	5	5	4※	0.8※
瞬間視野角 mrad	0.25	0.14	0.14	2.8	0.6
感度 NEAT	0.5°K	0.5°K	0.25°K	0.8°K	
波長域 μ	10.5~12.5	10.5~12.5	10.5~12.5	10.5~12.5	10.5~12.5
フレーム時間	20 分	25 分	20 分	15 本/秒	6.7 本/秒
赤外検出器	CdHgTe	CdHgTe	CdHgTe	サーミスタボロメータ	CdHgTe
" 大きさ	130 μ ×130 μ	80 μ ×80 μ	38 μ ×38 μ		
D^*	1.5×10^{10}	$1 \sim 2 \times 10^{10}$	2×10^{10}		
搭載衛星	SMS	Meteosat	(3軸安定衛星用)未定	ITOS	NIMBUS

VISSR: Visible and Infrared Spin Scan Radiometer

MCSR: Multi-channel Scanning Radiometer

DCSR: Dual channel Scanning Radiometer

VHRR: Very High Resolution Radiometer

※: 1,400 km の高度からの値

波数の前後にまとめることができ Δf を小さくすることができる。同じ条件の場合 3 軸安定衛星に放射計を搭載すると Δf と η の相違から NEAR, 開口径, 分解能などはスピン方式に対して大幅に改善される。SMS 搭載予定の VISSR を中心に 3 軸安定の衛星にした場合の放射計の分解能, 重量を比較すると第 7 図の如くなる。ここで回折限界は開口部分を全部使える場合についての計算であるので実際に 2 次反射鏡の影響などを考えるとこの図の値より若干悪くなる。

主要な赤外放射計の性能を第 2 表に示す。

第7図 赤外放射計の大きさと分解能

一般的に視野角より小さい雲でも周囲との温度差が大きければ検出することができる。第 8 図は SMS の VISSR を標準としてその赤外センサーの大きさを変えずに (製造技術上最小のものが使われているとして) 焦点距離を変えて視野角 (IFOV) を変えた場合に検出し得る雲の大きさと周囲との温度差を示したものである。点線は視野角にちょうど同じ大きさの雲を見る場合でこれより小さい雲をみるときは雲の周囲が視野に入るのでその面積に比例して温度差が大きくなければならない。

第8図 検出し得る雲の大きさと周囲との温度差

これよりさらに小さい赤外センサーが使えることになればそれだけ明るい光学系になるので当然距離または温度の分解能を良くすることが可能となる。

2) 温度測定 地表面や雲からの赤外放射を測定してその温度を求めることは気象衛星の重要な観測項目である。温度分解能は(1)式の $NE\Delta R$ できめられる。赤外放射から得られる温度はその波長での放射特性を黒体とみなした場合であるから測定目標の emissivity ϵ が変わると誤差となる。海面と陸地は 11μ 帯で黒体とみなせるが雲の ϵ は上層雲の場合に1より小さく絹雲では0.3ぐらいのこともある。

また視野角に100%雲が入っていないで雲の隙間から地表面が見えると平均的な温度を示すこととなるので雲の覆っている割合を知ることは重要である。昼間は分解能の良い可視域の撮影で知ることが可能である。夜間は 11μ のほかに 4μ の近赤外を用いて2種類の波長を使用する方法が考えられている (KRAUSS, 1970)。黒体放射は波長により異なるので全視野が同一温度でないときは 4μ と 11μ とでは差が生ずる。第9図は地表温度 290°K 、雲の温度 270°K , 250°K ,

第9図 3.8μ と 11μ の2波長を用いたときの種々の雲量に対する黒体放射の差

230°K のとき 3.8μ と 11μ の2つの波長で測定したときの測定温度を視野内に雲の占める%に対して示したものである。

5. 結 言

現在わが国で計画している静止気象衛星を中心としていくつかの問題点をあげてきたが、実際の運用段階に入るとまた多くの問題が出ると思われる。気象衛星では可視および赤外領域での放射計による受動的観測が実施されている。波長領域をマイクロ波帯まで拡張すると地表面の状況すなわち海面の波浪、地面の含水量、降水域などに関する赤外のみでは得られない別の情報が得られるだろう。また CO_2 など混合比の一定の気体からの放射をいくつかの波長で測定することによりラジオゾンデに代わって気温の垂直分布を求めることは極軌道衛星で試験されており、将来は静止衛星からも連続観測が可能となると思われる。

気象衛星からの観測精度は一点の値を比較すれば地上観測より劣るが、全地球を時間の遅れなしに測定できることはこれからの気象観測に大きな変革をもたらすこととなるであろう。

文 献

- BALZER, D. L. R. J. LAKE, Jr.: 1972, Low-g simulated testing of propellant systems using neutral buoyancy. 6th Joint Space Simulation Conference, New York City, N. Y. April 30-May 4.
- FITZHUGH II, H. and K. PARK, 1968: Nutation experiment on ATS-3. NASA 資料.
- HARRIS, M. and R. LYLE, 1969: Magnetic fields-earth and extraterrestrial. NASA SP-8017.
- KRAUSS, R. 1970: Performance analysis of a proposed high accuracy geostationary sounding and imaging system. Special Report NAS 5-11542, University of Wisconsin.
- UPLINGER, W. G., J. W. BURN, R. J. SCHMELZER and P. P. MORRIS, 1968: The earth's limb for the 15 micron carbon dioxide absorption band.
- VISSR analysis. V. E. SUOMI, University of Wisconsin からの私信.
- Westinghouse Elec. Co., 1968: Experimental results ATS-1 and ATS-3. NASA Goddard Space Flight Center 資料.