

ISSN 0389-4010
UDC 629.765
551.521
53.082.5

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-947

TT-500A型ロケットを利用した
赤外地平線プロファイルの測定に関する研究

山口 功 ・ 狼 嘉彰 ・ 岡本 修
木田 隆 ・ 秋元敏男 ・ 若林靖史

1987年10月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

はじめに	1
1. 赤外線プロファイル変動とその地球センサへの影響の調査	2
2. 予備解析(プレフライト解析)	8
3. フライト実験及び取得データ	53
4. ポストフライト解析	77
まとめ	104

TT-500A型ロケットを利用した 赤外地平線プロファイルの測定に関する研究*

山口 功** 狼 嘉彰** 岡本 修**
木田 隆** 秋元 敏男*** 若林 靖史***

Measurement of Infrared Horizon Profiles from TT-500A Sounding Rocket

Isao YAMAGUCHI, Yoshiaki OHKAMI
Osamu OKAMOTO, Takashi KIDA, Toshio AKIMOTO
and Yasuhumi WAKABAYASHI

ABSTRACT

An Earth sensor utilizing infrared (IR) horizon radiation is one of the fundamental attitude sensors for three-axis attitude stabilized spacecraft. The attitude measurement accuracy of this type of sensor greatly depends on the variation of the IR radiation magnitude and characteristics, which are determined by upper atmosphere meteorological conditions. This paper presents the IR radiation measurement results from a TT-500A sounding rocket performed in August, 1983, together with the results of the preliminary study.

はじめに

人工衛星の3軸姿勢制御は姿勢センサ情報に基づく姿勢角度決定値を用いた能動フィードバック制御によって実現される。このうち、ロール及びピッチ姿勢角を検出する姿勢センサとして地球の赤外輻射を計測する地球センサがある。地球センサは地球周回型衛星では広汎な可測範囲を有するため、最も基本的な姿勢センサであり、現在運用中の実用衛星にももれなく搭載、利用されている。地球センサの姿勢計測誤差要因の主要なもののひとつとして、地球

大気の赤外(14~16 μ m帯域)輻射特性の変動があげられる。これは高層大気の気温、気圧などで決定されるもので、このため季節、緯度、昼夜、海陸などによる輻射レベル、勾配の変動がひきおこされる。

本稿は、1983年8月に実施したTT-500Aロケットによる低高度(約300km)からの赤外地平線強度分布の測定結果、データ処理結果について述べる。第1章で赤外輻射に関する理論的背景の概要、及び諸外国での代表的研究の調査結果を述べる。第2章は、予備解析としてロケットの姿勢/軌道解析及びセンサ出力波形データ処理法を、第3、4章で、フライト実験データとポストフライト解析結果を述べる。

* 昭和62年7月21日受付

** 宇宙研究グループ

*** 宇宙開発事業団

本研究は航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団の共同研究として実施したものである。

1. 赤外線プロファイル変動とその地球センサの影響の調査

1.1 調査方法及び調査対象

本章では、地球センサの方向基準として用いられている地球赤外輻射(14~16μm, 22~32μm帯)とその変動に関して基礎的な理論及び現象の整理を行なう。更に赤外地平線プロファイルに関して現在までに行なわれた数多くの研究のうち代表的な研究の成果概要を整理する。

なお、本章は搭載実験から解析して得られたデータの評価を考察する上での基盤をまとめるとともに、本研究の位置付けを明確化するために行なう。

1.2 調査結果のまとめ

(1) 地球赤外輻射に関する理論的背景

大気中を伝搬する電磁波は次に示す Radiative-transfer equation に従う。

$$dI_\nu(\theta, \phi)/ds = -r_\nu I_\nu(\theta, \phi) + \Psi_\nu(\theta, \phi) \tag{1-1}$$

ここで、

- I_ν : 電磁波の強度 [W/str] 又は輝度 [W/m²/str] (ただし $\nu = \text{freq}$)
- s : 伝搬方向に沿った距離 [m]
- (θ, ϕ) : 伝搬方向 (球座標)
- r_ν : 消散係数 (extinction-coefficient) [1/m]
- Ψ_ν : 射出係数 (emission-coefficient) [W/m²/m/str]

消散係数 r_ν は入射光が伝搬により指数関数的に弱められていく時定数に対応しているが、その原因は熱的等による吸収と大気分子・粒子による散乱(自然放出)がある。

$$r_\nu = r_\nu^A + r_\nu^S ; \begin{cases} r_\nu^A & \text{Absorption coefficient} \\ r_\nu^S & \text{Scattering coefficient} \end{cases} \tag{1-2}$$

又、射出係数 $\Psi_\nu(\theta, \phi)$ は光が伝搬している媒質から方向 (θ, ϕ) へ放出されるエネルギー部分を示

し、その原因はいわゆる黒体輻射と媒質内電磁波の大気分子による (θ, ϕ) 方向への散乱による寄与がある。

$$\Psi_\nu(\theta, \phi) = \Psi_\nu^A(\theta, \phi) + \Psi_\nu^S(\theta, \phi) \tag{1-3}$$

この2つの射出係数は次式のように示される。

(1) 熱輻射による射出

$$\Psi_\nu^A(\theta, \phi) = r_\nu^A B_\nu(T) \tag{1-4}$$

ただし、

$$B_\nu(T) d\nu = \frac{2\pi h \nu^3}{c^2} \frac{d\nu}{\exp(h\nu/kT) - 1} \quad (\text{W/m}^2)$$

(2) 散乱による射出

$$\Psi_\nu^S(\theta, \phi) = r_\nu^S J_\nu(\theta, \phi) \tag{1-5}$$

ただし、

$$J_\nu(\theta, \phi); \text{Scattering function (W/m}^3/\text{d}\nu) \quad (\text{媒質に依存})$$

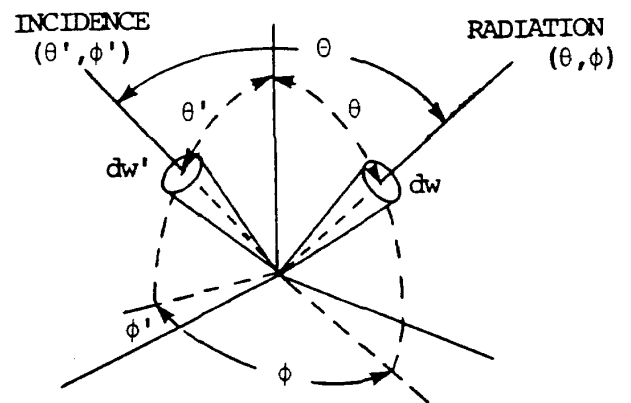
大気が局所熱平衡状態にある場合は、射出係数は熱輻射による射出係数の寄与のみとなり、散乱による射出係数は考慮しなくてもよい。

$$\Psi_\nu(\theta, \phi) = \Psi_\nu^A(\theta, \phi) = r_\nu^A B_\nu(T)$$

$$\rho_0 \equiv r_\nu^S / r_\nu \rightarrow 0; \text{Scatter-free medium}$$

一方、射出が散乱のみのときには、次式のように表わすことができる。

$$\begin{aligned} \Psi_\nu(\theta, \phi) &= \Psi_\nu^S(\theta, \phi) \\ &= r_\nu^S \frac{1}{4\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^\pi \rho(\theta, \phi; \theta', \phi') I_\nu(\theta', \phi') \\ &\quad \times \sin\theta' d\theta' d\phi' \end{aligned}$$



$P(\cos\theta)$; phase function
 ρ_0 ; single-scattering-albedo

図 1.1

$\rho_0 \equiv r_\nu^s / r_\nu \rightarrow 0$; Scattering Atmosphere

実際の大気は、上記の中間になり、その程度を表わすパラメータが ρ_0 で、 ρ_0 は、大気の状態及び電磁波の周波数で $[0, 1]$ 間で変化する。参考として、雲のある大気層での ρ_0 の周波数変化 (1 GHz ~ 300 GHz) を図 1.2 に示した。

射出係数 $\Psi_\nu(\theta, \phi)$ と消散係数 r_ν の比を “放射源関数 (Source-function)” と呼び、前記の関係式を用いると、次のように表わすことができる。

$$G_\nu \equiv \Psi_\nu(\theta, \phi) / r_\nu = (1 - \rho_0) B_\nu(T) + \rho_0 J(\theta, \phi) \quad (1-6)$$

又、 “Opacity : ξ (不透明度 or 光学距離)” を次のように定義する。

$$d\xi \equiv -r_\nu ds \quad (1-7)$$

従って、 $\xi_h = -\int_\infty^h r_\nu(z) dz$ は、高度 ∞ から高度 h までの光学距離を示す。

以上の関係式を用いて、Radiative-transfer-eq. (1-1) を書き直し、境界条件を Subscript : 0 として解くと以下ようになる。

$$dI_\nu / d\xi = -I_\nu + G_\nu$$

$$\rightarrow I_\nu(\xi) = e^\xi \left(-\int_{\xi_0}^\xi e^{-\xi'} G_\nu(\xi') d\xi' + e^{-\xi_0} I(\xi_0) \right)$$

従って、 $\nu_1 \sim \nu_2$ の周波数域で、大気の外から放射を検出する場合、放射強度 (放射輝度) は、次のようになる。

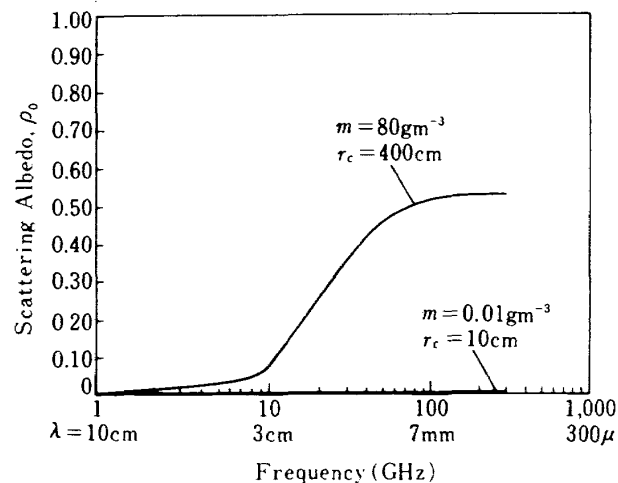


図 1.2

$$I(0) = -\int_{\nu_1}^{\nu_2} \int_{\xi_0}^0 G(\xi) e^{-\xi} d\xi d\nu + \int_{\nu_1}^{\nu_2} I(\xi_0) e^{-\xi_0} d\nu \quad (1-8)$$

ここで、透過率 (Transmittance) : $\tau(\xi) = \exp(-\xi)$ を用いると、次のように書ける。

$$\xi = 0 \rightarrow \xi_0, \tau = 1 \rightarrow \tau_0, d\xi = -\tau^{-1} d\tau$$

これより、 $I(0)$ は、

$$I(0) = \int_{\nu_1}^{\nu_2} \int_{\tau_0}^1 G(\tau) d\tau d\nu + \int_{\nu_1}^{\nu_2} \tau_0 I(\tau_0) d\nu \quad (1-9)$$

大気の外から地球放射を検出した場合、 “そのエネルギーが大気層のどの部分からより大きな割合で放出されているか” を示すために、次式で定義される、重み関数 (Weighting-function) : $W[1/m]$ が用いられている。

$$I(\nu) = \int' G(\nu, z) W(\nu, z) dz \quad (1-10)$$

(ただし、 \int' は、空間部の積分と boundary 部の和

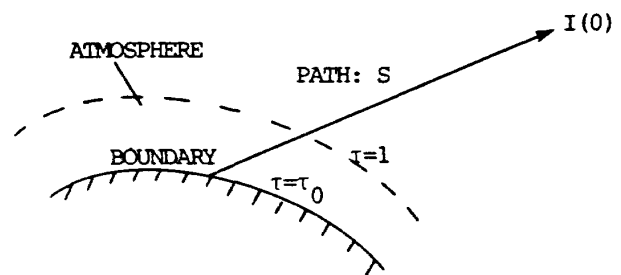


図 1.3

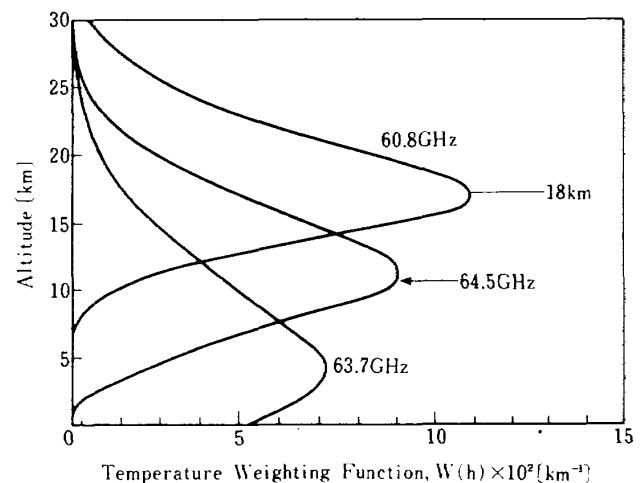


図 1.4

を示す。)

図 1.4 は、マイクロ波帯で、直下点 (Sub-satellite-point) を見た時の重み関数を示し、図 1.5 は CO₂ 15 μ 帯で、周縁放射を計測する時の重み関数である。重み関数は (1-9) 式と (1-15) 式を比較することにより、

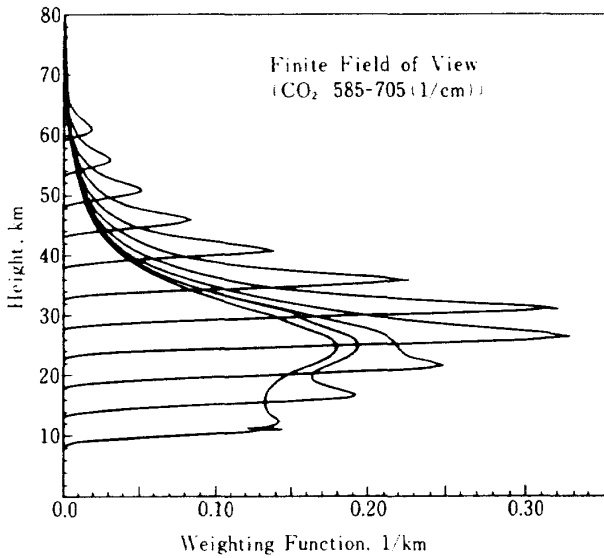


図 1.5

$$W(\nu, z) = d\tau/dz \tag{1-11}$$

と表わすことができ、図 1.4 のように直下点を見るような計測に於いては、(1-7) 式より

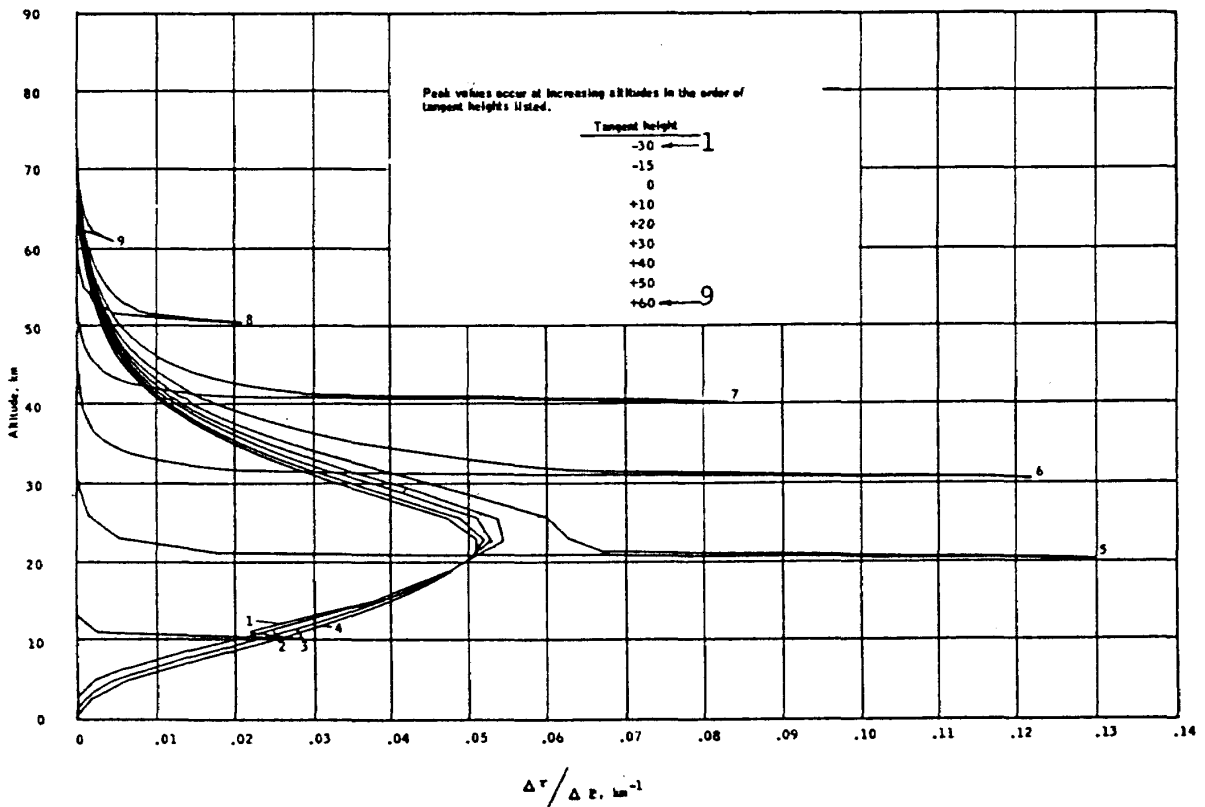
$$W = d\tau/dz = (d\tau/d\xi)(d\xi/dz) = r_\nu(\nu, z) \exp[-\xi(\nu, z)] \tag{1-12}$$

で表わすことができる。地球センサに於いては多用される熱赤外域では、以上の議論は、次のようになる。

まず、大気層は、基本的には、局所熱平衡状態を保った多層 Shell として近似される。従って、 $\rho \rightarrow 0$ (Scatter-free) であり、放射源関数は、Planck 関数 (又は、その modification) で与えられる(文献 1)参照)。この時、(1-9) 式は次式となる。

$$I(0) = \int_{\nu_1}^{\nu_2} \int_{\tau_0}^1 B_\nu(T) d\tau d\nu + \int_{\nu_1}^{\nu_2} \tau_0 B_\nu(T) d\nu \tag{1-13}$$

ここで、(1-13) 式右辺の第 1 項は大気層からの輻



Average Weighting Functions for the 600-725 cm⁻¹ Spectral Interval (cf. NASA CR-724)

図 1.6

射を、第2項は地表からの輻射を表わす。

局所平衡にある大気層及び Boundary からの黒体輻射は、その発生する空間に応じた減衰を受けて、検出されることになり、その関係式が(1-13)式である。

輻射変動が誤差源となる場合において、地球センサで常用されるCO₂吸収帯での重み関数の例を図1.6に示した。図からわかるように、低い接高度($h < 10$ km, センサのLOS(Line of Sight: 視線方向)が地表にぶつかっているような)時でも、検出されるエネルギーの大部分は、高度10~40kmの高層からの輻射であり、地表及び対流圏(高度~10 km以下)の状態の影響はほとんど受けないことになる。

(1) NASA-CR-724 概要

地球及び大気から放射される輻射エネルギー(CO₂吸収帯)は次式で与えられる。

$$I(0) = \int_{\nu_1}^{\nu_2} \int_{\tau_0}^1 B_\nu(T) d\tau_\nu d\nu + \int_{\nu_1}^{\nu_2} \tau_0 B_\nu(T) d\nu \quad (1-14)$$

ここで、

$I(0)$: 大気外での Radiance

$B_\nu(T)$: プランクの放射源関数

τ_ν : LOSに沿った大気の透過率

(1-14)式の第1項は大気層からの輻射を表わし、第2項は地表からの輻射を表わす。また、 τ_ν は一般にLOSの長さや大気の圧力、温度関数であり、実験データより、簡単な関数で補間する。(1-14)式のエネルギーを大気の外から検出した場合、そのエネルギーが大気層のどの部分からどのような割合で放出されているかを示すために(1-15)式で定義される重み関数を用いられている。

$$I(\nu) = \int G(\nu, z) W(\nu, z) dz \quad (1-15)$$

z は高度とする。CO₂吸収帯での重み関数 W の例を図1.6に示す。この図により、低い接高度の場合でも、検出されるエネルギーの大部分は高度10~40kmの高層からの輻射であり、地表や低高度の影響はほとんど受けない。

(2) NASA-725 概要

15 μ CO₂吸収帯に於ける地平線輻射プロファイルの変動要因を明らかにするために、4季節、北半球、経度60°W~165°Wをカバーする839個の合成輻射プロファイルを以下の2方法でデータ処理を行った。

i) プロファイルの統計的性質

統計的パラメータとして諸要因を評価する。

ii) プロファイルの曲線近似

物理現象論的及び数値的方法による。

結論

i) 統計的性質

- 昼夜：観測データ不足。
- 季節：輻射レベルは予測されるように夏期に大で、冬期に小であるが、春期は秋期より大。春・夏の差は秋・冬の差より大きい。標準偏差は冬期に大きく、他の3季節は有意の差はない。低接高度では、標準偏差は秋、夏、春、冬の順に大きくなる。高接高度では春に小、冬に大。
- 季節/緯度：季節変動は高緯度で顕著。低緯度では、春、夏、秋、冬の順に輻射レベルが減少し、標準偏差は夏が冬よりもむしろ大となる。また輻射レベルは、夏は高緯度ほど大きく、冬はこの逆である。

- 緯度：全接高度で、高緯度ほど輻射レベルは小さく、標準偏差は大きい。

- 経度：入力データの気象パターンに依存。

• 対流圏温度：

輻射レベルの系統的結論は得られないが、標準偏差は温度上昇とともに大きくなる。

• 成層圏温度：

温度上昇に従い、レベルは増大するが、標準偏差は変動しない。

ii) 曲線近似

• 数値的近似：

25種類の接高度のみの解析的関数を輻射プロファイルの近似関数として試みた。近似精度は係数の個数に依存し、十分な精度を得るには、最低5係数が要求される。10

係数の有理関数で±2%のピーク値が確保できる。三角級数では±5%のピーク値誤差を達成した。

• 現象論的近似：

輻射プロファイルの簡単化モデルを作成する。これは入力データとして、20km以上の数点の温度データと10ミリバール高度の標準大気からの距離の測定値のみで計算できる。ピーク値で±5%の誤差である。

(3) NASA TN D-4741 概要

夏期(8月)に於ける炭酸ガス(14~16 μ)、水蒸気(21~32 μ)吸収帯の輻射プロファイルを緯度10度~57度にわたって取得した。また別途、測定地域内にある北米大陸4地点で気象ロケットを打上げ(Meteorological Rocket Network)て大気温度、圧力の測定(60km程度の高度)を行ない、このデータを使ってNASA CR-724(改良型)の計算機プログラムによる解析プロファイルを作成した。結論

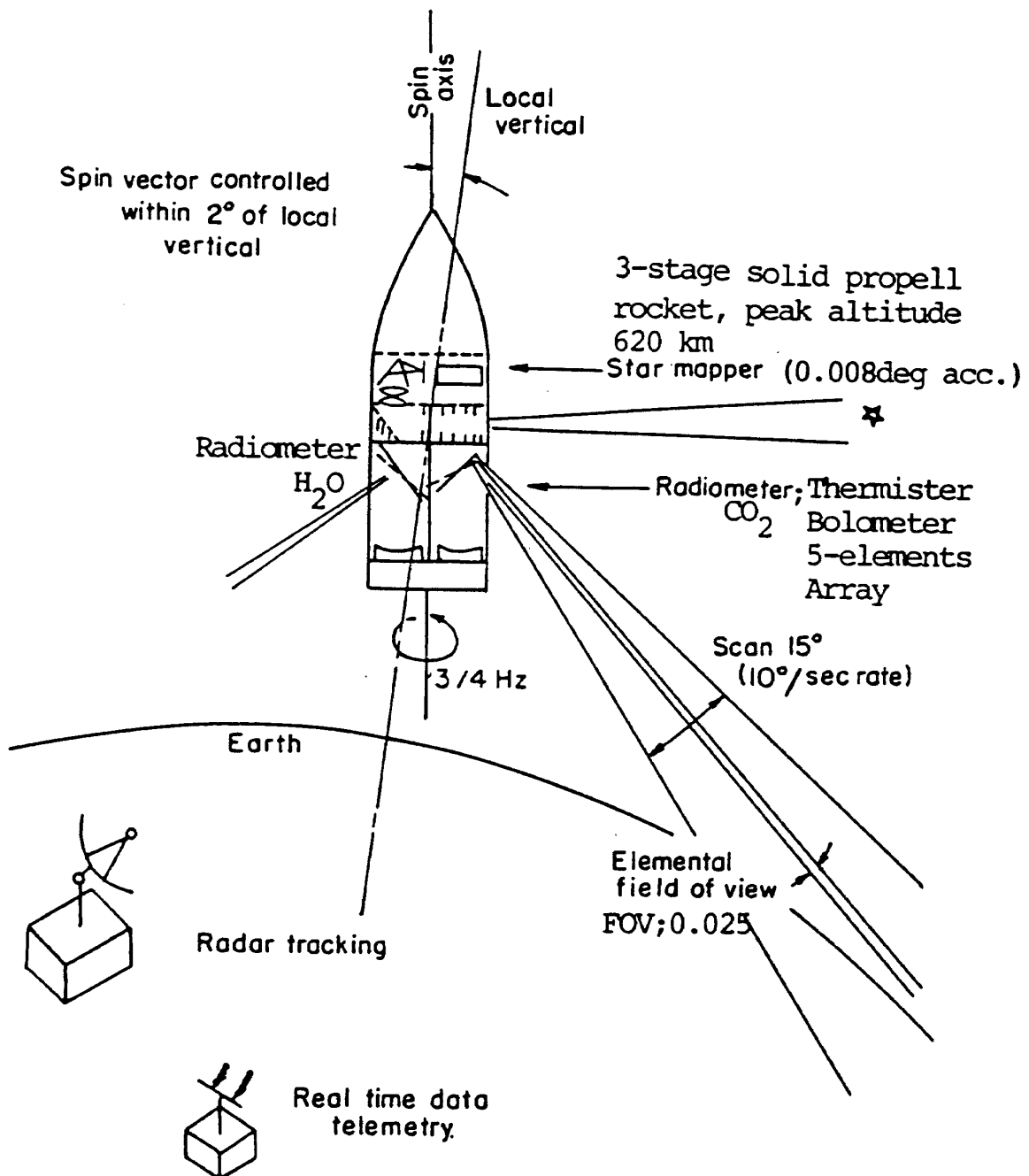


Figure 1.- Operational schematic of flight experiment. (cf. NASA TN D-4741)

として、(1)実験、解析による輻射プロファイルは良好に一致し解析法の正しさが実証された。また、(2)炭酸ガス吸収スペクトル帯は対流圏での気象変動の影響がすくなく姿勢決定に使用する第1候補となること、(3)水蒸気吸収帯のプロファイルは雲の影響を強く受けるために不適當であることが証明された。

(1) 実験：使用機器、実験運用の概要は図 1.7 に示す通りである。

アナログテープ媒体の3系統の取得データ (1)スターマッパー (姿勢)、(2)ラジオメータ (輻射データ、ミラー角データ)、(3)レーダ (位置) をHAND-EDITによって解析する。輻射データには、テレメータ系の電気フィルタとデテクタ/アンプで発生する2種類の時間遅れが混入しており、前者は単純な線形位相フィルターで、決定が容易である。後者は近似的にその時間遅れを補正している。地上輻射キャリブレーション・データに基づく工学値変換、演算による接高度への変換を行なう。

(2) 解析プロファイル・モデル

• 炭酸ガス吸収帯 — NASA CR-724改修バージョンによる。温度・圧力には、前述の気象観測デ

ータを使用する。

• 水蒸気吸収帯 — 炭酸ガス吸収帯にはない2つの問題がある。(1)回転水蒸気スペクトルの伝播、吸収の研究が十分にはなされていないこと。(2)対流圏に於ける水蒸気の混合密度は極めて変動しやすく、10km領域の信頼できるデータは少ないこと。

解析および実験による比較の結果は下に示す通りである。

(4) NASA TN D-4905 概要

冬期(12月)に於ける炭酸ガス吸収帯、水蒸気吸収帯の輻射プロファイルを緯度 13N-61N にわたって取得した。結論として(TN D-4741 と比較して)、

- i) 炭酸ガス輻射のピーク値は高い。
- ii) 低緯度では、夏期/冬期の季節変動は小さく、10km ~ 60kmでは、10%程度以下の差である。
- iii) 高緯度では、この季節変動の影響が大きく、10km ~ 40km接高度で冬期の輻射測定値は夏期の測定値よりも30 ~ 50%低い。これは大気の温度構造の季節変動によるものである。

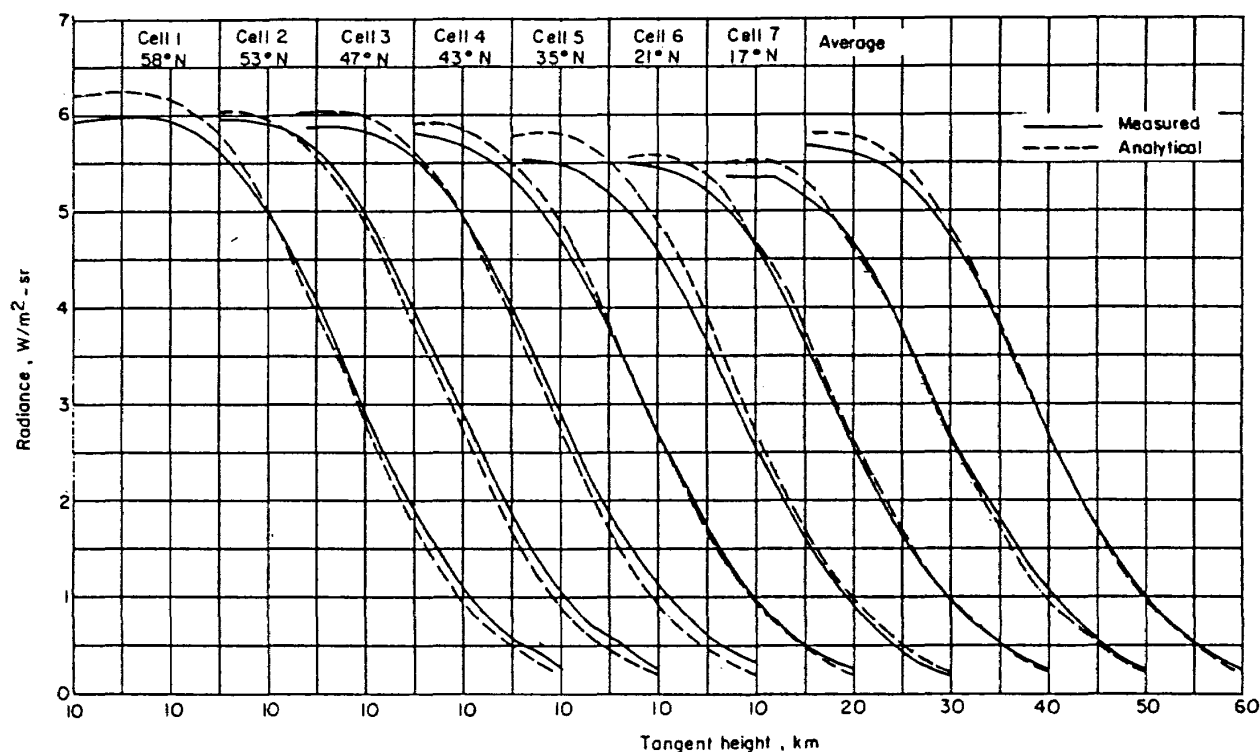


Figure 8.- Measured and analytical radiance profiles in 615 cm^{-1} to 715 cm^{-1} spectral band. (cf. NASA TN D-4741)

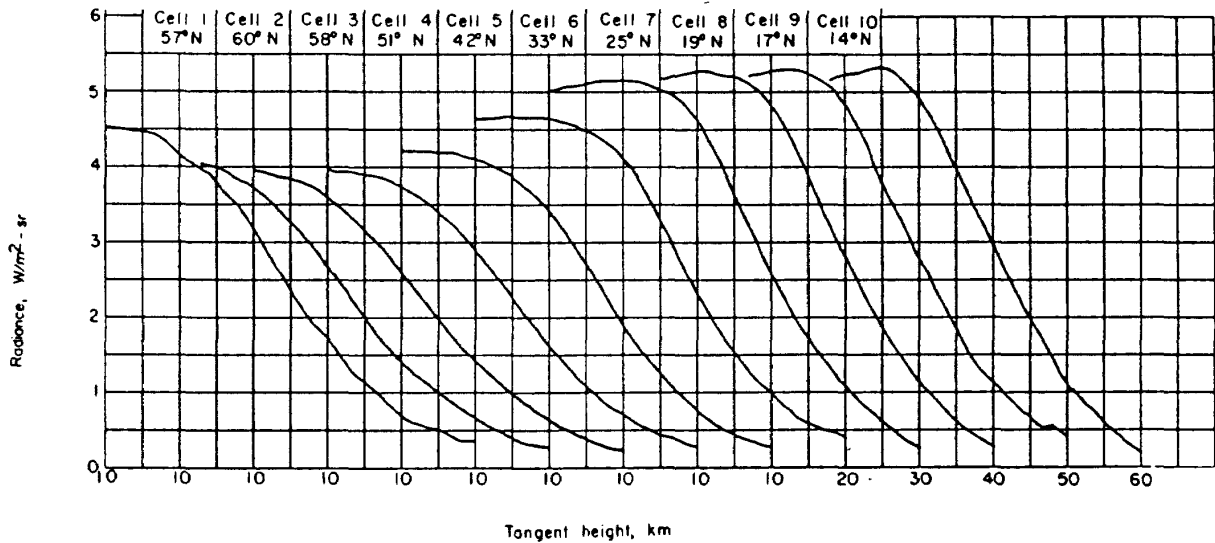


Figure 7.- Comparison of geographic variations of measured horizon profiles for 615 cm^{-1} to 715 cm^{-1} (CO_2) under winter meteorological conditions.

(cf. NASA TN D-4905)

図 1.9

IV) 解析モデルと測定データを比較すると、水平方向の温度勾配が小さいとき、両者が良好に一致する。

1.3 参考文献

- 1) J. C. Bates, et al., The Synthesis 15μ Infrared Horizon Radiance Profiles From Meteorological Data Inputs, NASA CR-724, April 1967
- 2) J. R. Thomas, et al., The Analysis of 15μ Infrared Horizon Radiance Profile Variations over a Range of Meteorological, Geographical, and Seasonal Conditions, NASA CR-725, April 1976
- 3) T. B. McKee, et al., Infrared Horizon Profiles for Summer Conditions from Project Scanner, NASA TN D-4741, August 1968
- 4) R. I. Whitman, et al., Infrared Horizon Profiles for Winter Conditions from Project Scanner, NASA TN D-4905, December 1968

2. 予備解析

2.1 赤外地平線測定装置 (HS02) 出力シミュレーション

2.1.1 目的と概要

本搭載実験の主要な目的のひとつは、赤外地平線プロファイル即ち、 $15\mu\text{m}$ 帯赤外入力光を接高度の関数として求め、局所の変動を調べることである。

このためには、搭載実験時における TT-500A 第 2 段基本機器部の軌道上の位置と姿勢に基づいて視線方向を決定しておくことが必要である。しかしながら、搭載機器部に参照用基準姿勢センサがないことから、姿勢決定に制限が生ずる。このため、HS02 出力から地球コード幅を求め、基本機器部の姿勢を推定する方法をとる。

以上のことを考慮して、本予備解析では、まず、ノミナル軌道における HS02 のセンサ入力を計算機シミュレーションによって確認し、視線ベクトルの予測値を計算し、頭胴部切り離し時のティップ・オフ・レートによる基本機器部のニューテーションが出力に与える影響を調べる。また、コード幅から推定された姿勢角の補正についても検討する。

2.1.2 モデル化

TT-500A 第 2 段基本機器部のシミュレーション

を行なう際に次の1)～8)の仮定を設ける。

1) TT-500A第2段基本機器部の飛行プロファイルは、過去の飛行実績に基づき、

最高高度 : 300km

ダウンレンジ: 500km (最高)

打ち上げ方向: 95度(射場, 北極方向から)とする。

2) 打ち上げ場所は、種子島宇宙センター・竹橋射場とし、

北緯: 30.4度

南緯: 130.9度

とする。

3) シミュレーション開始は高度150kmとし、それ以降、TT-500A第2段は楕円軌道上を飛行する。

4) TT-500A第2段基本機器部は軸対称とし、その慣性モーメントは計算値に基づき、

$$\begin{aligned} I_2 &= 14.73 & [\text{kg/m}^2] \\ I_1 &= I_3 = 825.90 & [\text{kg/m}^2] \end{aligned} \quad (2-1)$$

$$\Gamma = 1 - I_2 / I_1 = 0.9822$$

とする。また、基本機器部の姿勢角については、オイラーの方程式から解析的に得られたものとする。

5) スピン周期はノミナルには0.5秒とし、これよりスピン角速度 Ω_2 は、

$$\Omega_2 = 2 [\text{rps}] = 4\pi [\text{rad/sec}] \quad (2-2)$$

6) 最大ニューテーション角は30度とし、この時、4), 5)より

ニューテーション周期: 約24.3秒

となる。一般的に、ニューテーション周期 T と、ニューテーション・コーン角 α との間には

$$T = 2\pi \cos \alpha / (1 - \Gamma) \Omega_2 \quad (2-3)$$

が成立する。

7) 赤外入力エネルギー P は、

$$P = \begin{cases} 0 & h_t > 80 [\text{km}] \\ 1 - h_t / 80 & 80 [\text{km}] \geq h_t \geq 0 [\text{km}] \\ 1 & 0 [\text{km}] > h_t \end{cases} \quad (2-4)$$

とし、センサ視野角、光電系特性は考慮しない。ただし、 h_t は接高度である。

2.1.3 定式化

2.1.2節の仮定に基づき、第2段基本機器部のフリーフライトにおける運動方程式を導く。

① 座標系の定義

まず、以下で用いる、5つの座標系を定義する。ここで使用される各軸まわりの座標変換行列を、 $C^1(\theta)$, $C^2(\theta)$, $C^3(\theta)$, ...と表わす。

(1) 地心固定座標系: $\{c\}$

今回のシミュレーションでは地球の自転・公転は無視しているため、この座標系が、慣性座標系に一致する。 c_2 は北極方向、 c_3 はグリニッジ経線方向を向くものとする。

(2) 打上げ場所固定座標系: $\{u\}$

u_1 は東、 u_2 は局所天頂、 u_3 は南。打上げ場所の緯度・経度をそれぞれ δ , λ とすると、

$$\begin{aligned} \{u\} &= C_L^u \{c\} \\ C_L^u &= C^1(\pi/2 - \delta) C^2(\lambda) \end{aligned}$$

(3) 角運動量ベクトル座標系: $\{e\}$

本シミュレーションでは外乱を考慮していないの

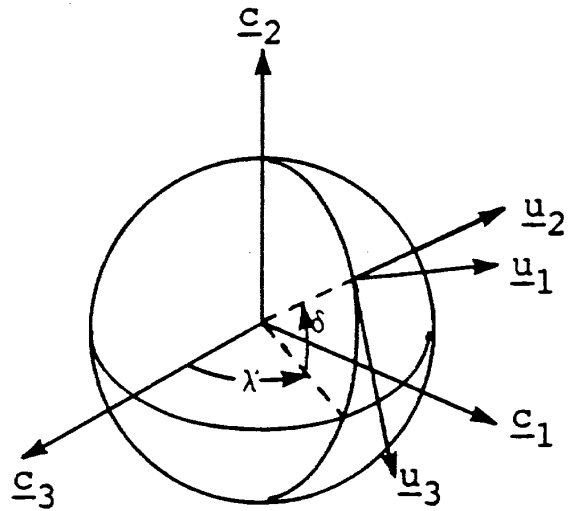


図 2.1

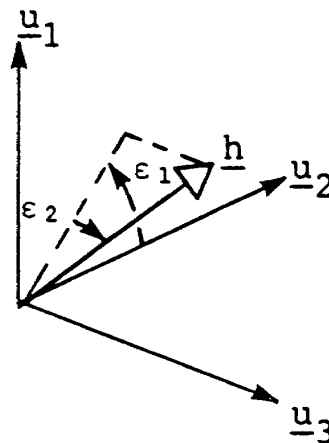


図 2.2

で、角運動量ベクトルは慣性空間に固定される。 e_2 方向と角運動量ベクトルが一致すればいいので、座標変換に必要なパラメータは2つあればよい。

$$\{e\} = C_u^e \{u\}$$

$$C_u^e = C^1(\epsilon_2) C^3(\epsilon_1)$$

(4) 機体軸座標系： $\{b\}$

b_1 がヨー軸， b_2 がロール軸， b_3 がピッチ軸になるように座標系をとる。 $\{e\}$ フレームと $\{b\}$ フレームの間で、オイラー角 (ϕ_1, ϕ_2, ϕ_3) を次のように定義する。

- 1 e_2 軸まわりに ϕ_1 回転
- ↓
- 2 e_1'' " " ϕ_2 " $\{b\} = C_e^b \{e\}$
- ↓ $C_e^b = C^2(\phi_3)$
- 3 e_2'' " " ϕ_3 " $C^1(\phi_2) C^2(\phi_1)$

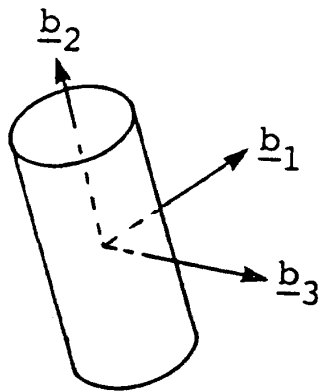


図 2.3

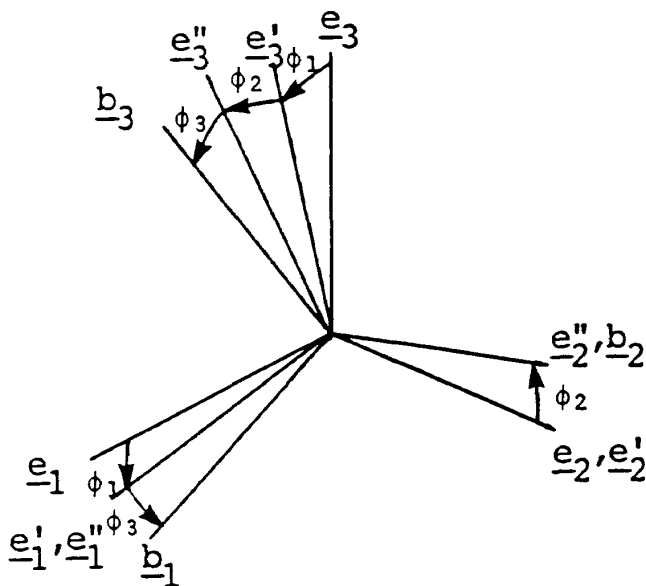


図 2.4

(5) センサ基準座標系： $\{q\}$

q 方向を視線方向 (Line of Sight), q_1 方向を b_1 方向と同一すると、センサの取付角 γ_i を用いて、

$$\{q\} = C_q^b \{b\}$$

$$C_q^b = C^1(\gamma_i)$$

ここで γ_i は

- $\gamma_1 = \pi/2$ (ヘッド#1...HD1)
- $\gamma_2 = 2\pi/3$ (ヘッド#2...HD2)

② ケプラーの方程式

基本機器部は、頭胴部分離後、楕円軌道を描くものとし、位置及び速度は、ケプラーの式により、次のように表される。ただし、この解析解では、軌道の半長径 a 、離心率 e は既知とし、初期位置 r_0 と初期速度 v_0 は与えられるものとする。

$$\sqrt{\mu/a^3} t = (E - E_0) + \frac{r_0 v_0}{\sqrt{\mu a}} [1 - \cos(E - E_0)] - (1 - \frac{r_0}{a}) \sin(E - E_0) \quad (2-5)$$

この式を $(E - E_0)$ について Iteration によって解き、その値を用いて、時刻 t における基本機器部の位置・速度が求まる。ただし、 E, E_0 は離心近点離角、 μ は地心動定数を表わす。

$$r(t) = \left[1 - \frac{a}{r_0} (1 - \cos(E - E_0)) \right] r_0 + \left[t - \frac{(E - E_0) - \sin(E - E_0)}{\sqrt{\mu/a^3}} \right] v_0 \quad (2-6)$$

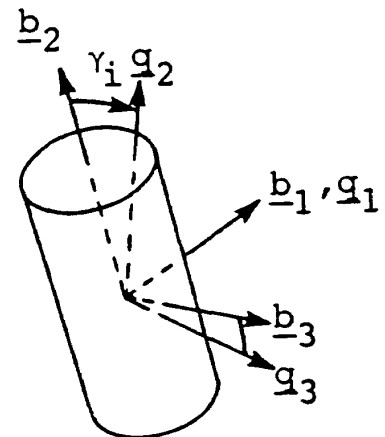


図 2.5

$$\begin{aligned} \underline{v}(t) = & \left[\frac{-\sqrt{\mu a}}{r \tau_0} \sin(E - E_0) \right] \underline{r}_0 \\ & + \left[1 - \frac{a}{r} (1 - \cos(E - E_0)) \right] \underline{v}_0 \end{aligned} \quad (2-7)$$

③ オイラーの方程式

機体の姿勢については、オイラーの運動方程式を解析的に解く。基本機器部を対称スピン型衛星としてニューテーションのみを、考慮すれば、オイラーの運動方程式は $I_1 = I_3$ より、

$$\begin{cases} I_1 \dot{\omega}_1 + (I_1 - I_3) \omega_2 \omega_3 = 0 \\ I_2 \dot{\omega}_2 = 0 \\ I_3 \dot{\omega}_3 + (I_1 - I_2) \omega_2 \omega_1 = 0 \end{cases} \quad (2-8)$$

これより、

$$\begin{cases} \omega_1 = A \sin(\Gamma \Omega_2 t + \nu) \\ \omega_2 = \Omega_2 \\ \omega_3 = -A \cos(\Gamma \Omega_2 t + \nu); \Gamma = 1 - I_2 / I_1 \end{cases} \quad (2-9)$$

ここで Ω_2 は、スピン角速度である。

また、オイラー角 $\phi_1 \sim \phi_3$ と機体角速度 $\omega_1 \sim \omega_3$ の関係は、

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi}_1 \\ \dot{\phi}_2 \\ \dot{\phi}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (\omega_1 \sin \phi_3 - \omega_3 \cos \phi_3) / \sin \phi_2 \\ \omega_1 \cos \phi_3 + \omega_3 \sin \phi_3 \\ -\omega_1 \sin \phi_3 / \tan \phi_2 + \omega_2 \\ \quad + \omega_3 \cos \phi_3 / \tan \phi_2 \end{bmatrix} \quad (2-10)$$

ここで $\dot{\phi}_2 = 0$ の解を考え、ニューテーション角を α とすると、

$$A = (1 - \Gamma) \Omega_2 \tan \alpha \quad (2-11)$$

これより、

$$\begin{cases} \phi_1 = (1 - \Gamma) \Omega_2 / \cos \alpha \cdot t \\ \phi_2 = \alpha \\ \phi_3 = \Gamma \Omega_2 t \end{cases} \quad (2-12)$$

$$\begin{cases} \omega_1 = (1 - \Gamma) \Omega_2 \tan \alpha \sin(\Gamma \Omega_2 t) \\ \omega_2 = \Omega_2 \\ \omega_3 = -(1 - \Gamma) \Omega_2 \tan \alpha \cos(\Gamma \Omega_2 t) \end{cases} \quad (2-13)$$

になる。

④ 接高度ベクトル

参考文献(2.1)と同様のノーテーションを用いて、接高度ベクトルを求めると、

$$\underline{l} = r [\underline{u}_r - (\underline{u}_r \cdot \underline{u}_A) \underline{u}_A] \quad (2-14)$$

$$r = |\underline{r}| = r^c \quad (2-15)$$

$$\underline{u}_r = \underline{r} / r = \{ \underline{c} \}^T \begin{bmatrix} r_1^c / r \\ r_2^c / r \\ r_3^c / r \end{bmatrix} \quad (2-16)$$

$$\begin{aligned} \underline{u}_A = \{ \underline{q} \}^T \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix} &= \{ \underline{c} \}^T c_u^c c_v^u c_b^v c_q^b \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix} \\ &= \{ \underline{c} \}^T \begin{bmatrix} M_1 \\ M_2 \\ M_3 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2-17)$$

これより、

$$\underline{l} = \{ \underline{c} \}^T \begin{bmatrix} r_1^c - (r_1^c M_1 + r_2^c M_2 + r_3^c M_3) M_1 \\ r_2^c - (r_1^c M_1 + r_2^c M_2 + r_3^c M_3) M_2 \\ r_3^c - (r_1^c M_1 + r_2^c M_2 + r_3^c M_3) M_3 \end{bmatrix} \quad (2-18)$$

経度 ζ は、

$$\zeta = \sin^{-1} [\{ r_2^c - (r_1^c M_1 + r_2^c M_2 + r_3^c M_3) \} / l] \quad (2-19)$$

2.1.4 センサ入力波形の確認

図 2.6 ~ 2.8 に各センサ入力波形図を示す。各図のシミュレーション時間は

図 2.6 ... 0.0 ~ 25.6 秒 (HD1)

図 2.7 ... 0.0 ~ 25.6 秒 (HD2)

なお、各図の上半図が入力波形、下半図は接高度ベクトルの緯度変化を表わす。図 2.7 の後半(約 16 秒以降)から、約 4 秒ほど測定不能な時間帯が存在し、この時、ヘッド #1 (取付角 90 度) は地球を見ず、ヘッド #2 (同 120 度) は、地球を見放しの状態である。これは、30 度のニューテーションに起因するものであり、ニューテーション周期; 約 24.3 秒に 1 回、このような測定不能な状態が発生する。

2.1.5 コード幅の時間的変化の確認

図 2.8, 2.9 に縦軸にコード幅をとって、その時間的変化を表わした図を示す。図 2.8 はニューテーションがない場合、図 2.9 は 10 度のニューテーションがある場合である。

2.1.6 可測範囲の確認

図 2.10 は、基本機器部からの地表最大可視領域を高度 150 から、60 秒おきに 420 秒(着水は約 440 秒)まで、円で示している。円の中心は第 2 段基本機器部の地表面への投影点と一致する。

図 2.11 はニューテーションがない場合の、視線ベ

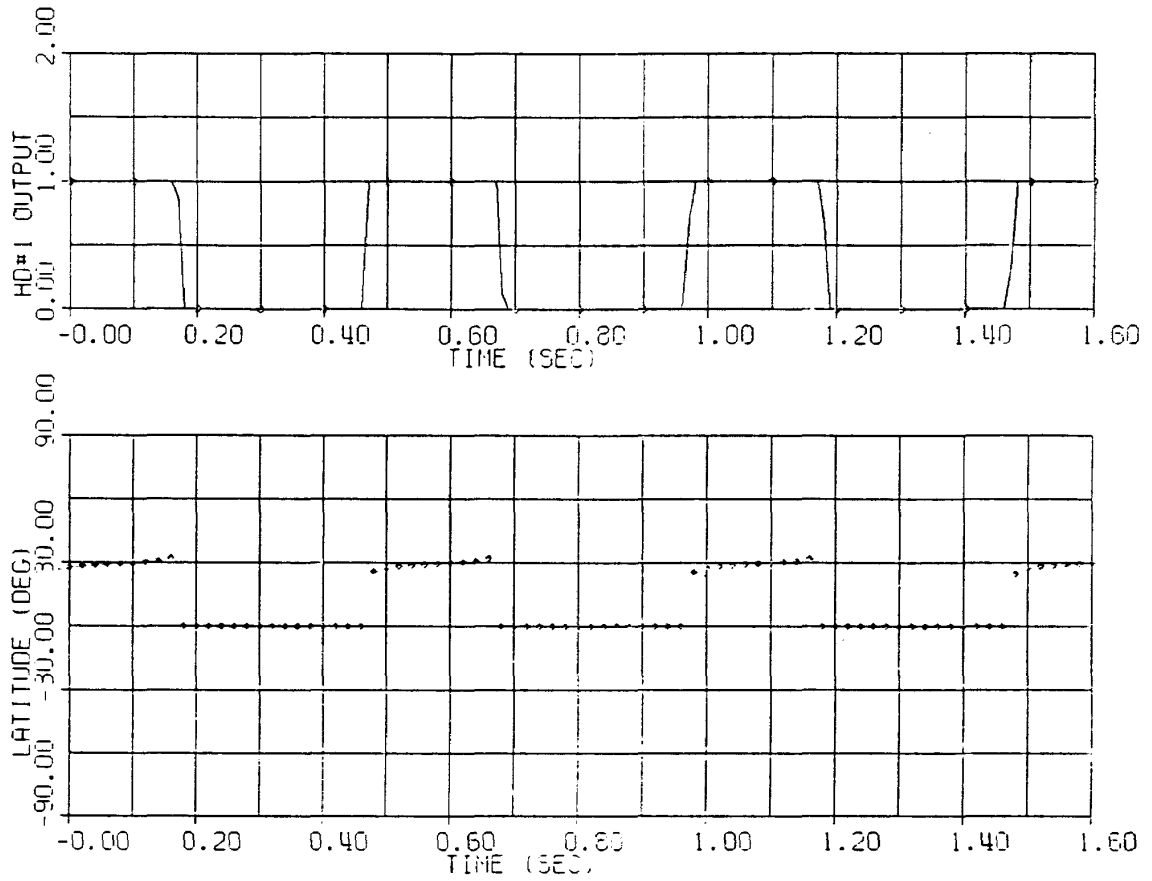


図 2.6 HD1入力波形と接高度ベクトルの緯度変化 (1, 0.0 ~ 1.6 秒)

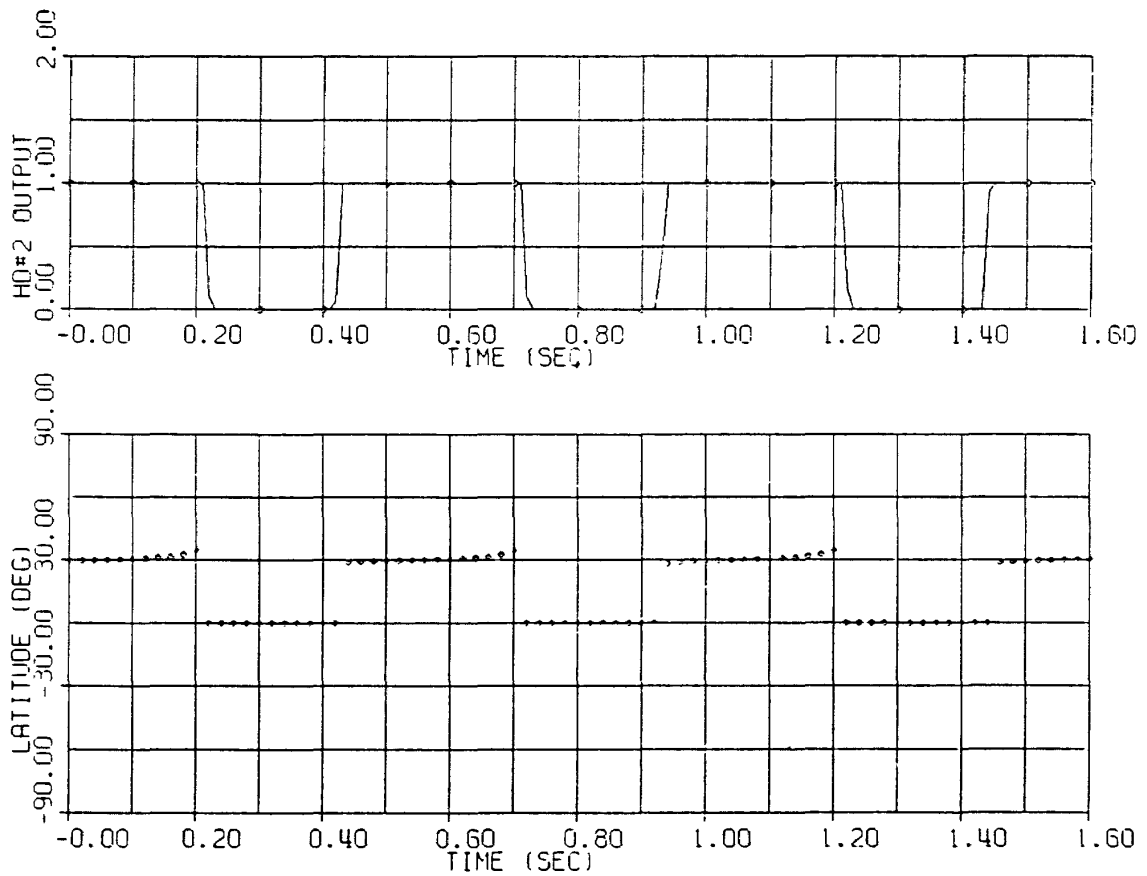


図 2.7 HD2入力波形と接高度ベクトルの緯度変化 (1, 0.0 ~ 1.6 秒)

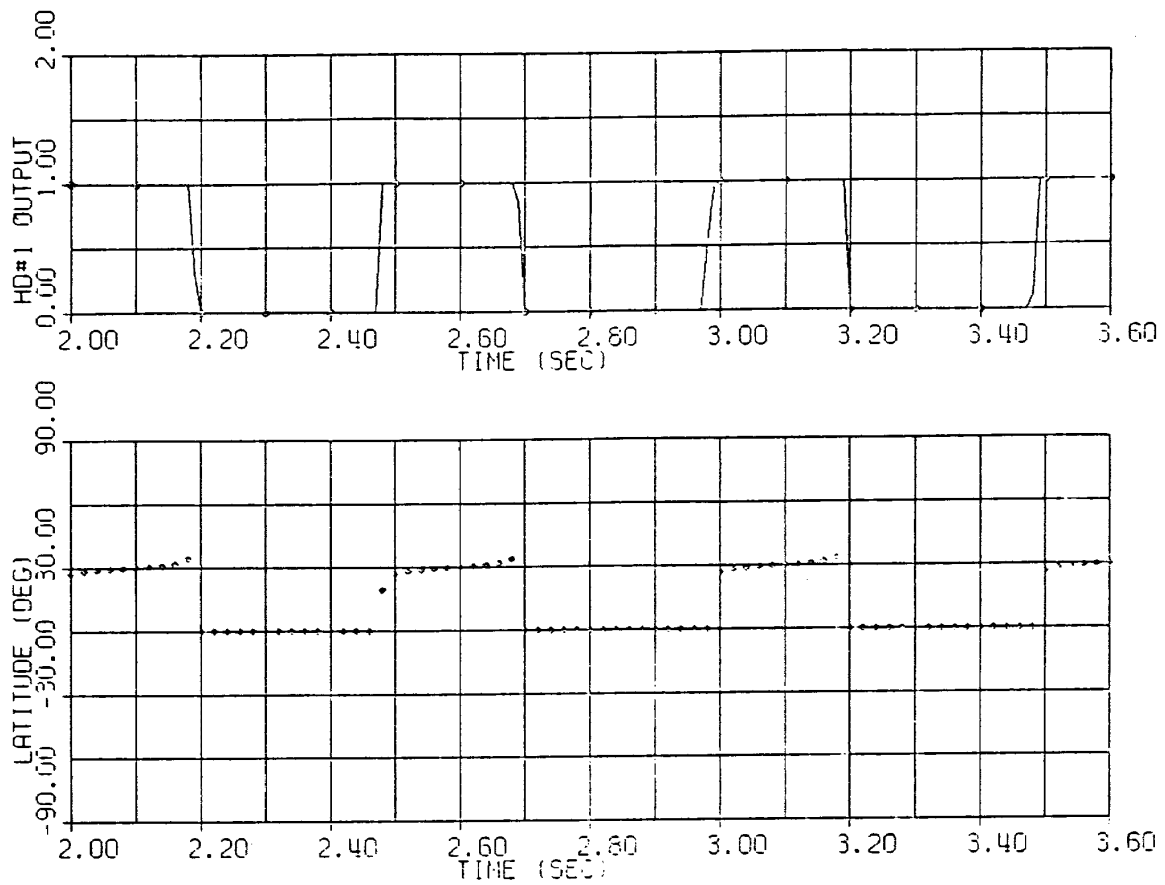


図 2.6 HD1 入力波形と接高度ベクトルの緯度変化 (2, 2.0 ~ 3.6 秒)

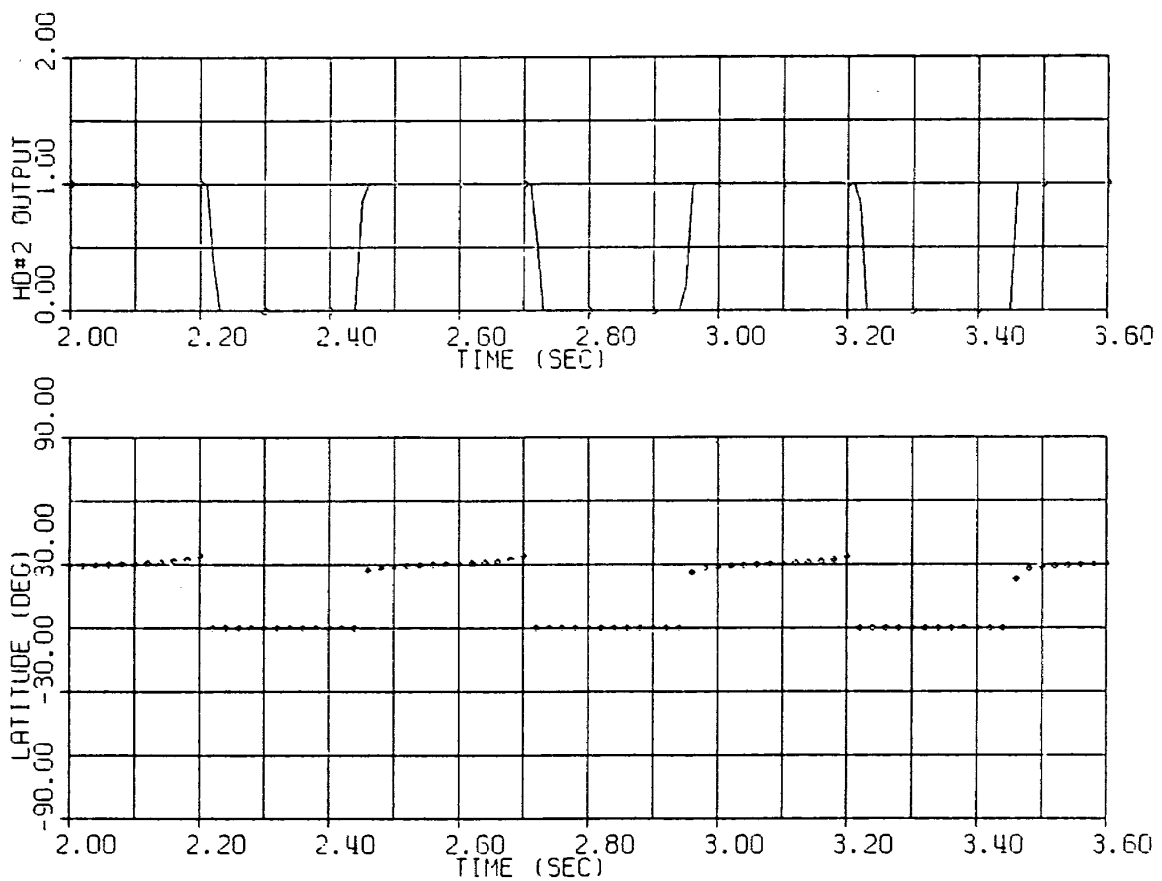


図 2.7 HD2 入力波形と接高度ベクトルの緯度変化 (2, 2.0 ~ 3.6 秒)

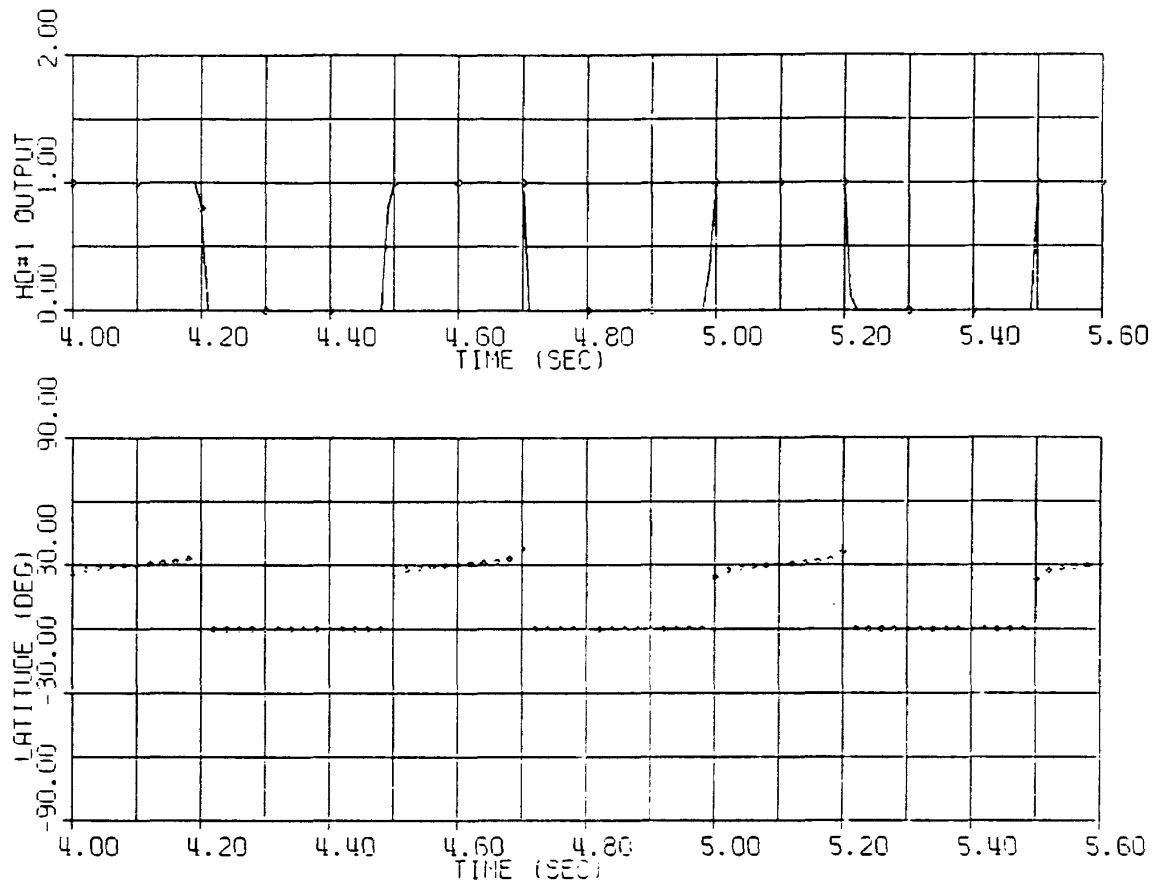


図 2.6 HD1 入力波形と接高度ベクトルの緯度変化 (3, 4.0 ~ 5.6 秒)

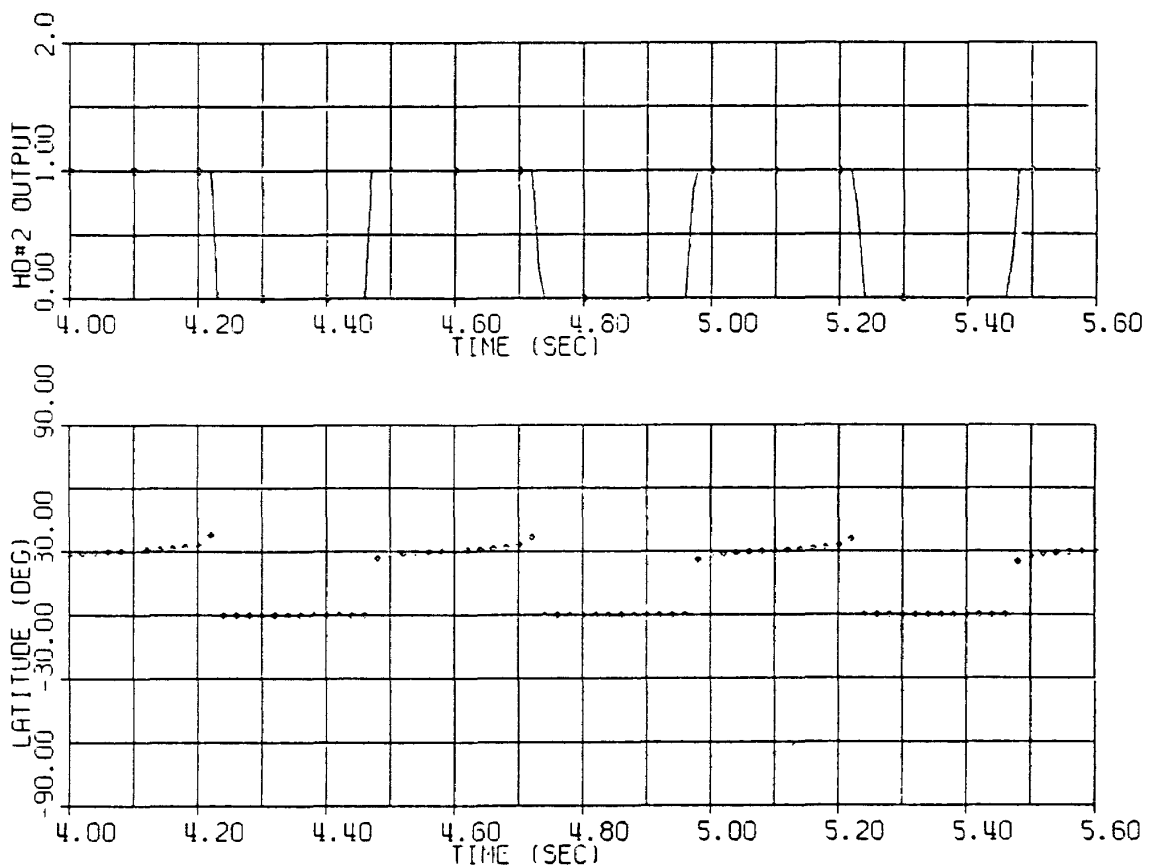


図 2.7 HD2 入力波形と接高度ベクトルの緯度変化 (3, 4.0 ~ 5.6 秒)

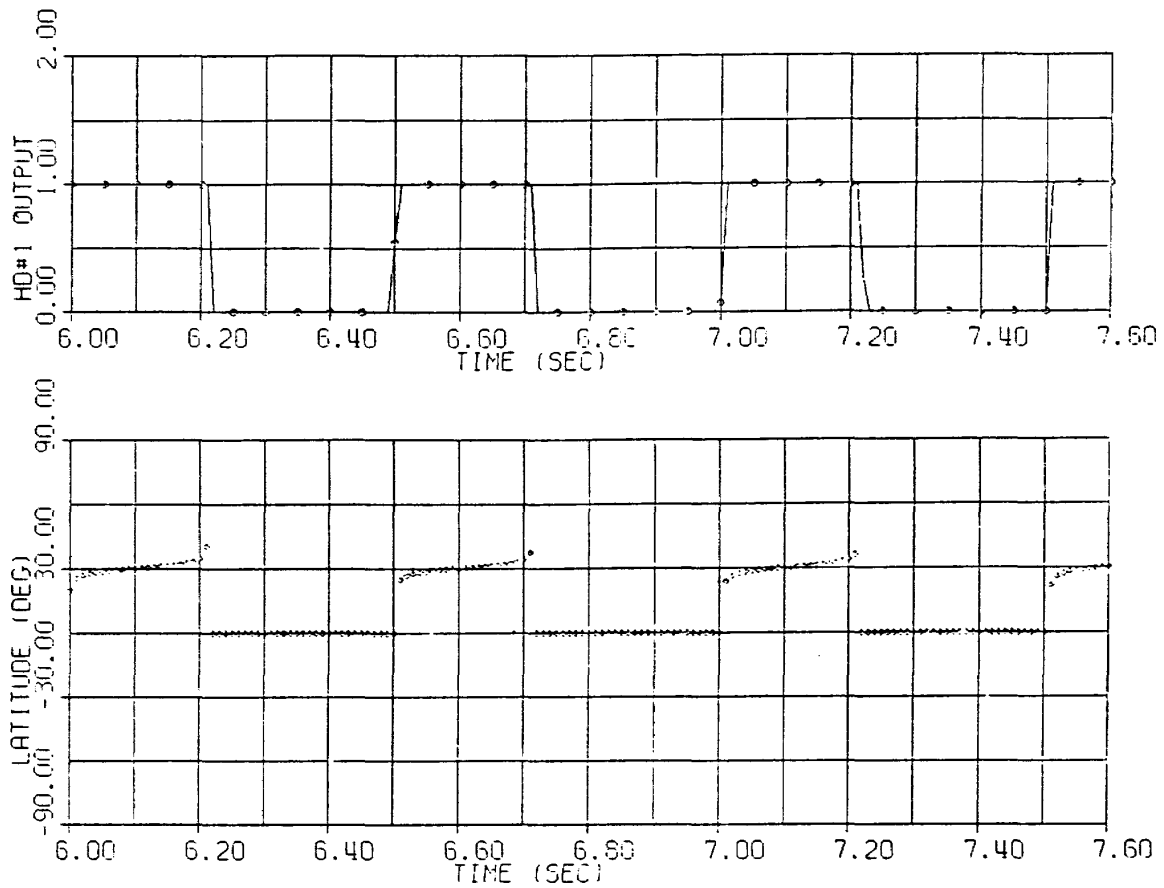


図 2.6 HD1入力波形と接高度ベクトルの緯度変化(4, 6.0~7.6秒)

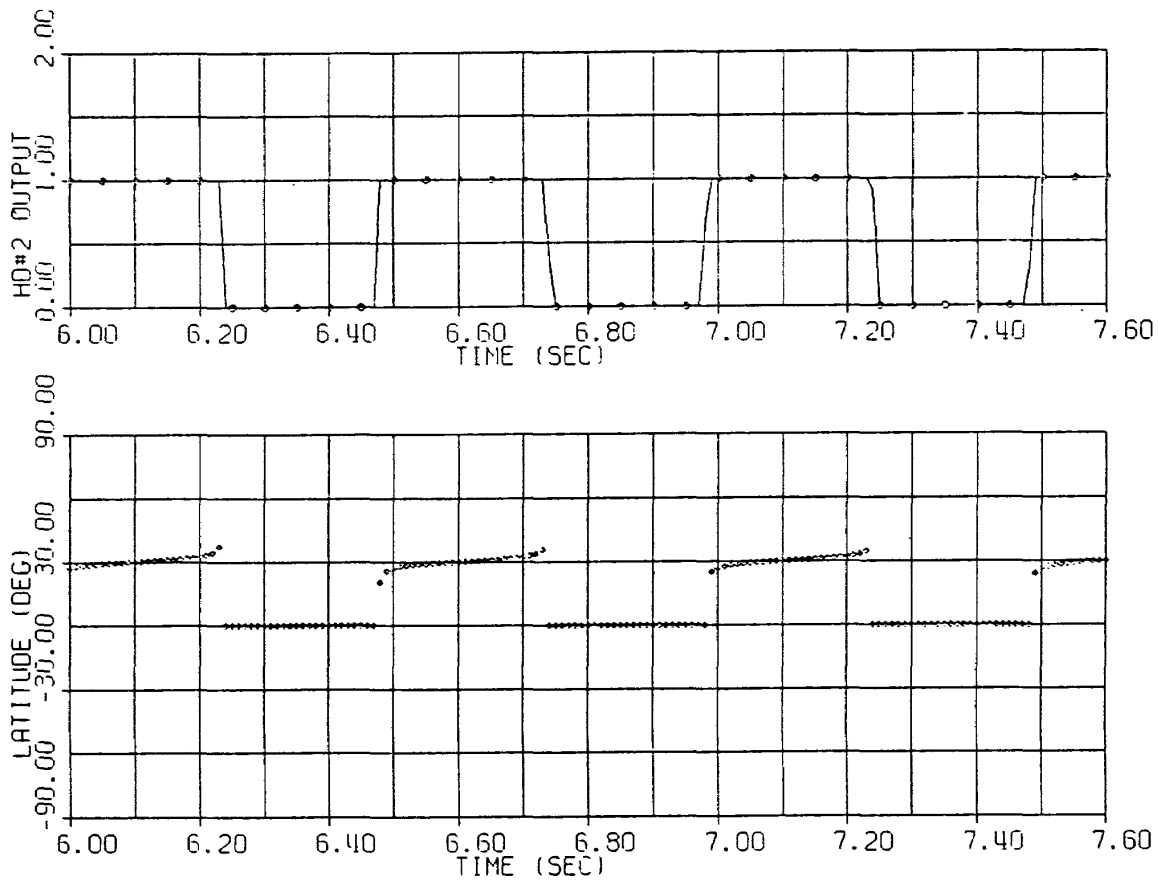


図 2.7 HD2入力波形と接高度ベクトルの緯度変化(4, 6.0~7.6秒)

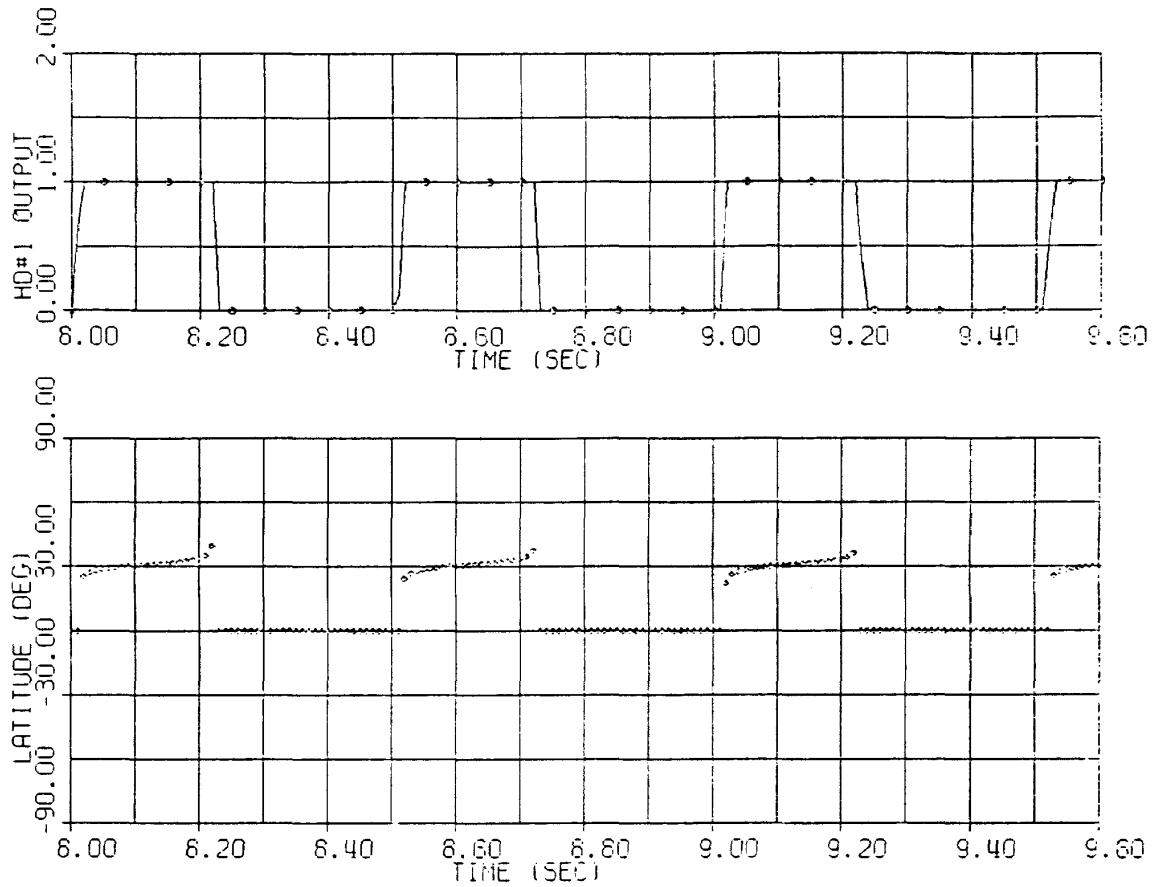


図 2.6 HD1 入力波形と接高度ベクトルの緯度変化 (5, 8.0 ~ 9.6 秒)

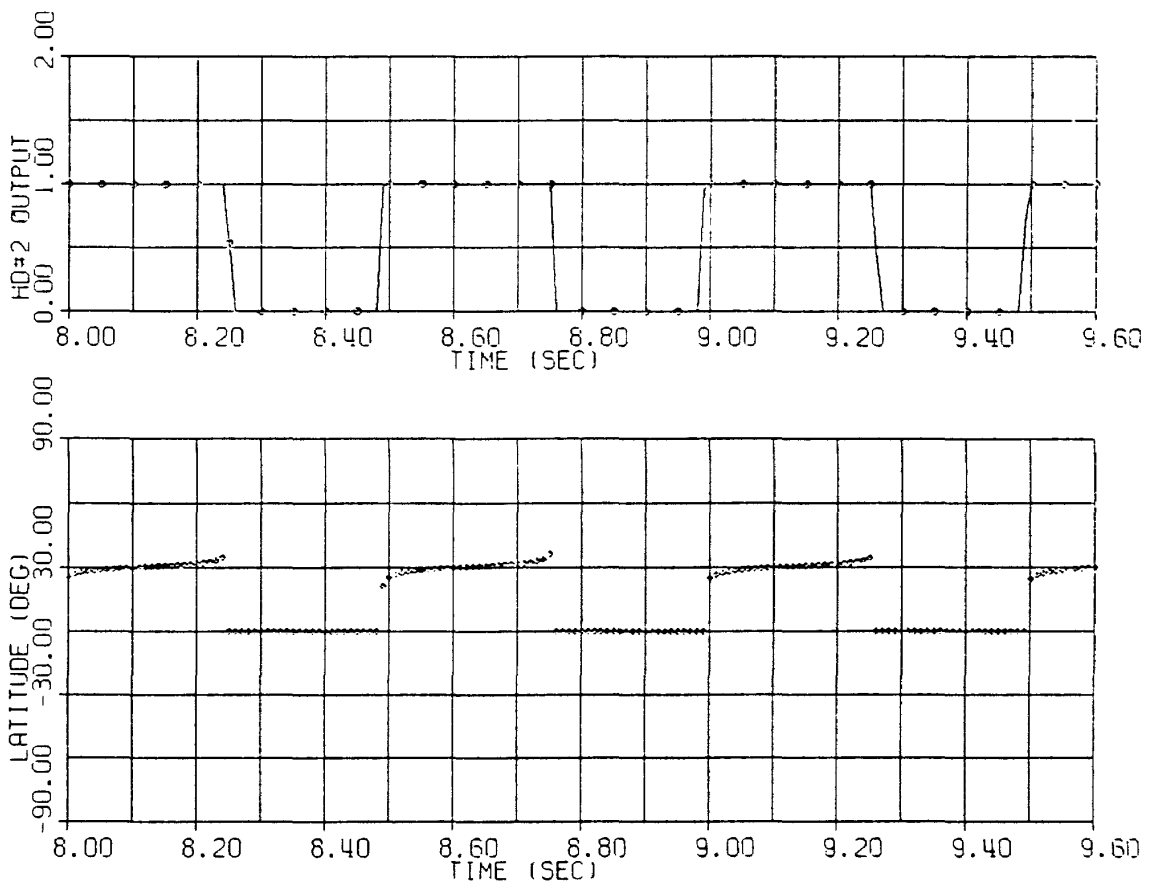


図 2.7 HD2 入力波形と接高度ベクトルの緯度変化 (5, 8.0 ~ 9.6 秒)

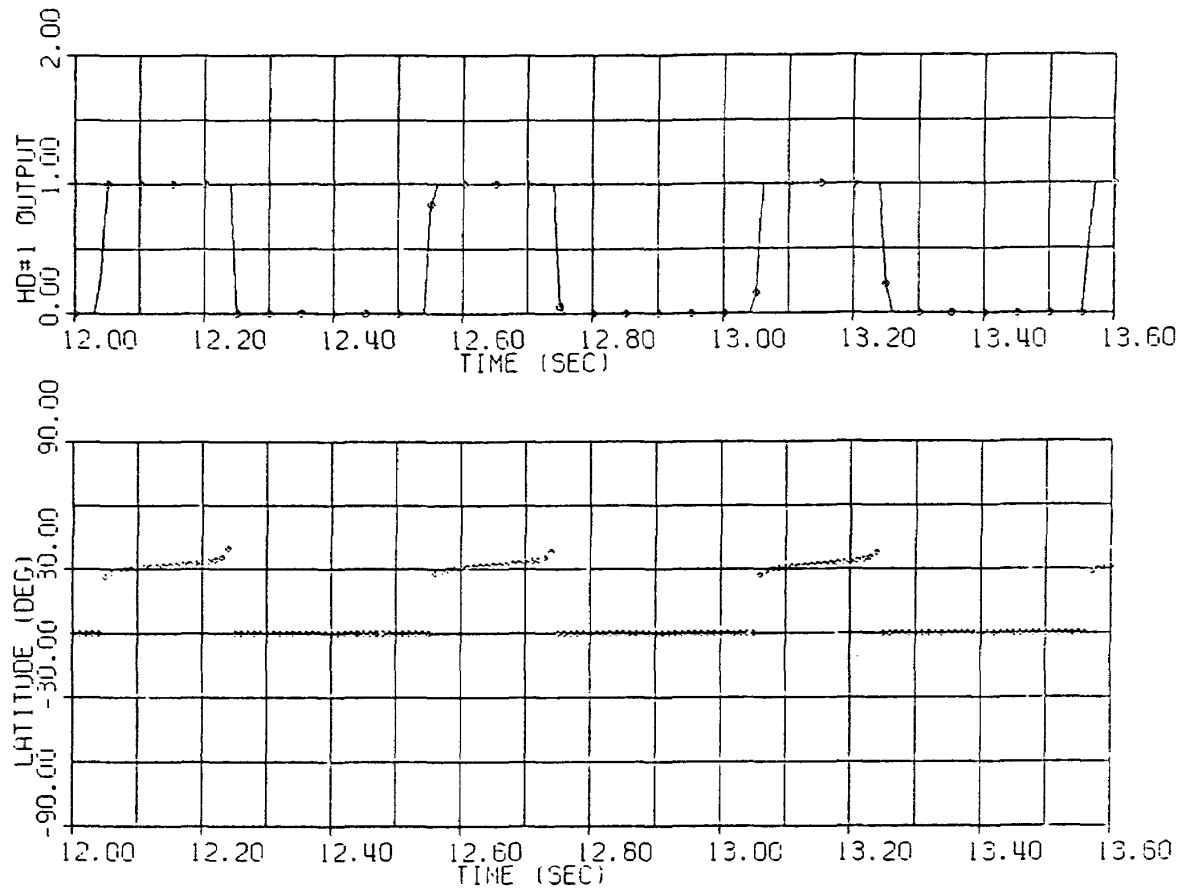


図 2.6 HD1入力波形と接高度ベクトルの緯度変化(6, 12.0~13.6秒)

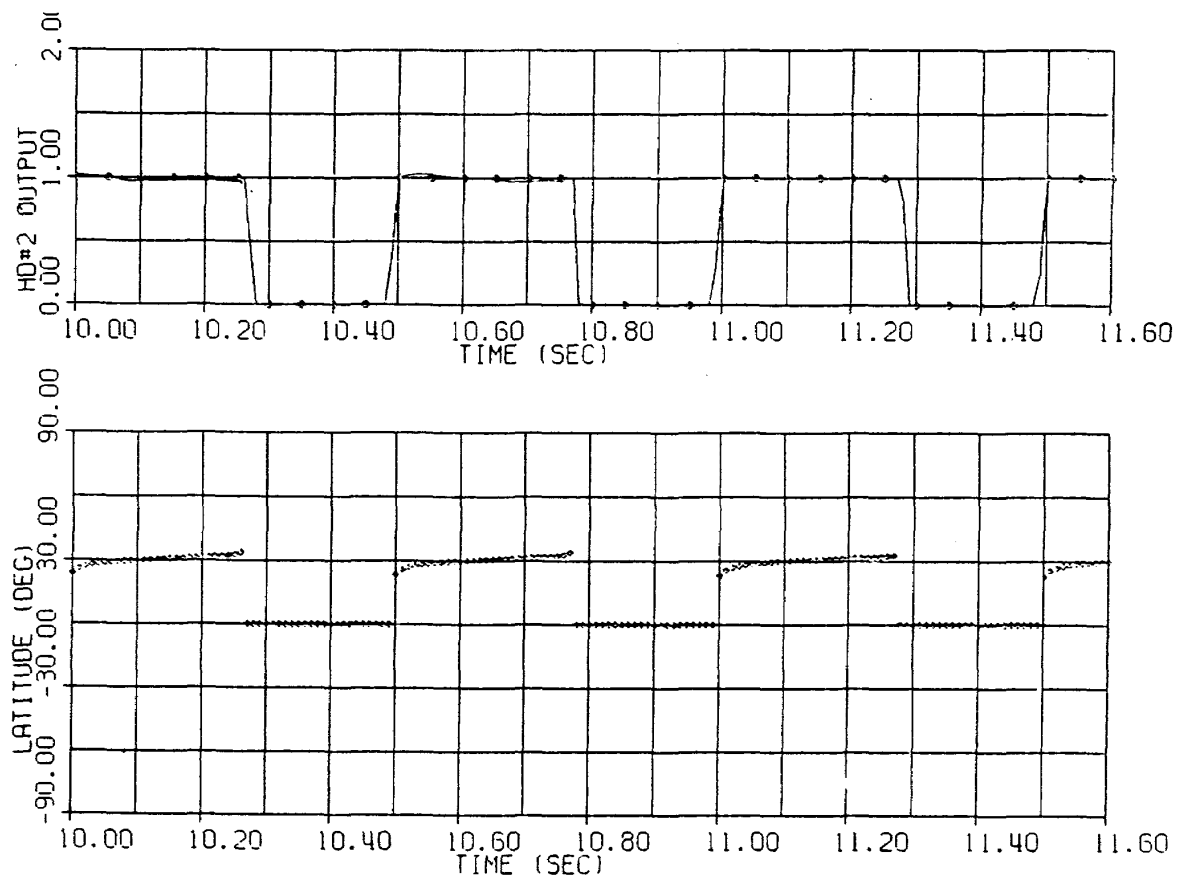


図 2.7 HD2入力波形と接高度ベクトルの緯度変化(6, 10.0~11.6秒)

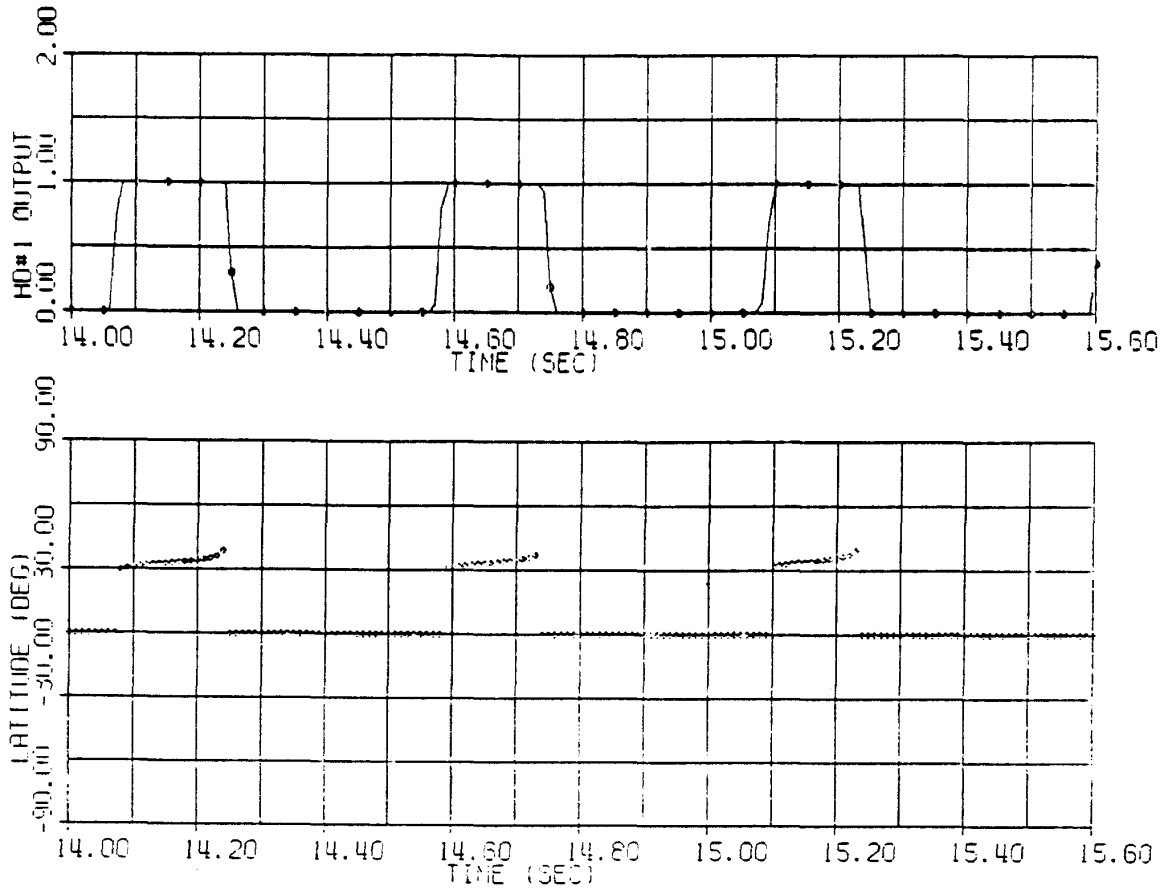


図 2.6 HD1入力波形と接高度ベクトルの緯度変化 (7, 14.0 ~ 15.6 秒)

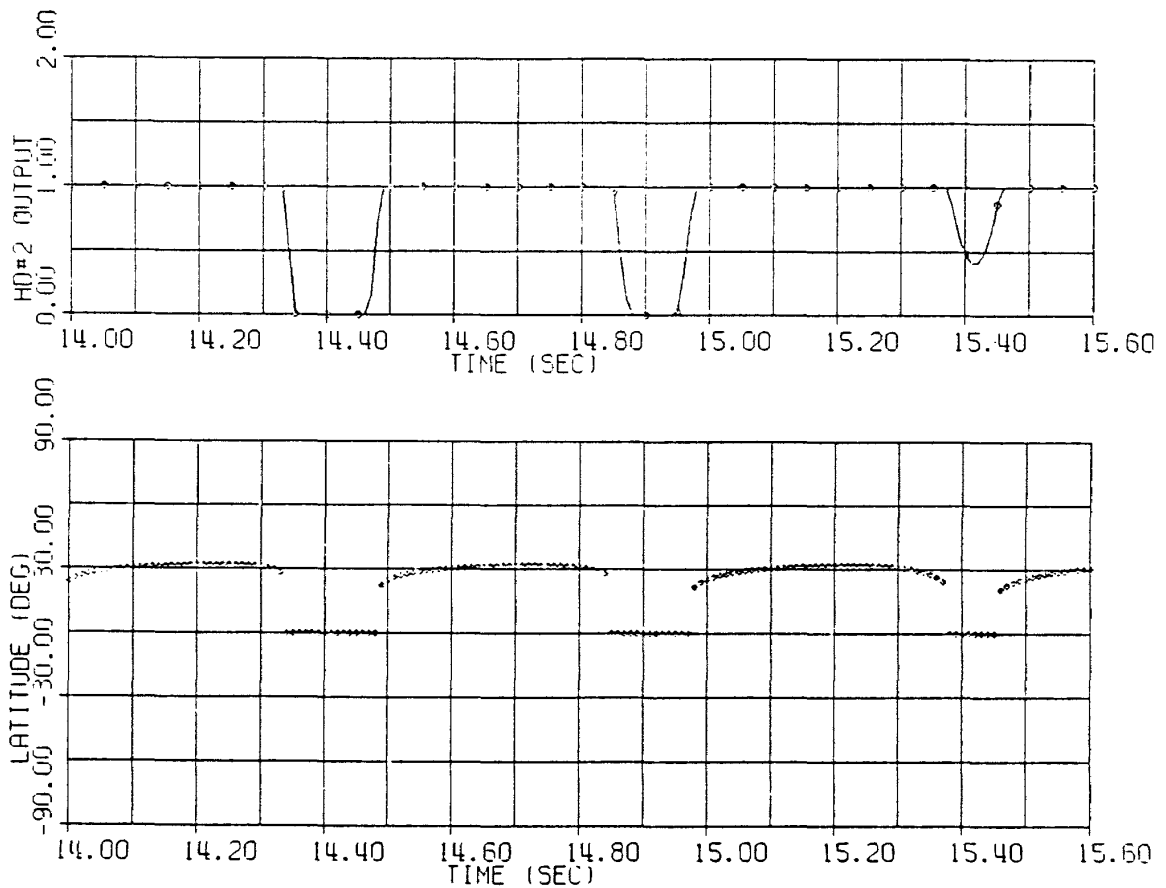


図 2.7 HD2入力波形と接高度ベクトルの緯度変化 (7, 14.0 ~ 15.6 秒)

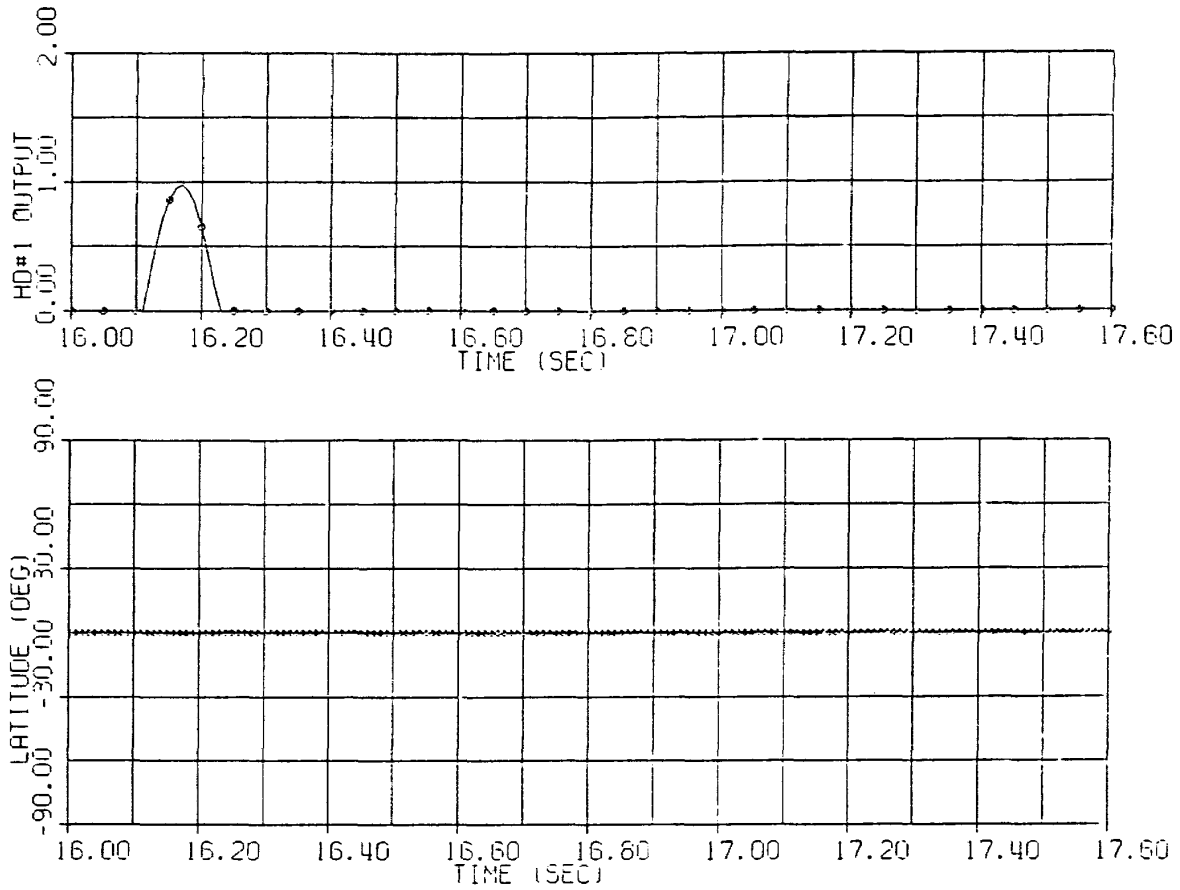


図 2.6 HD1入力波形と接高度ベクトルの緯度変化(8, 16.0~17.6秒)

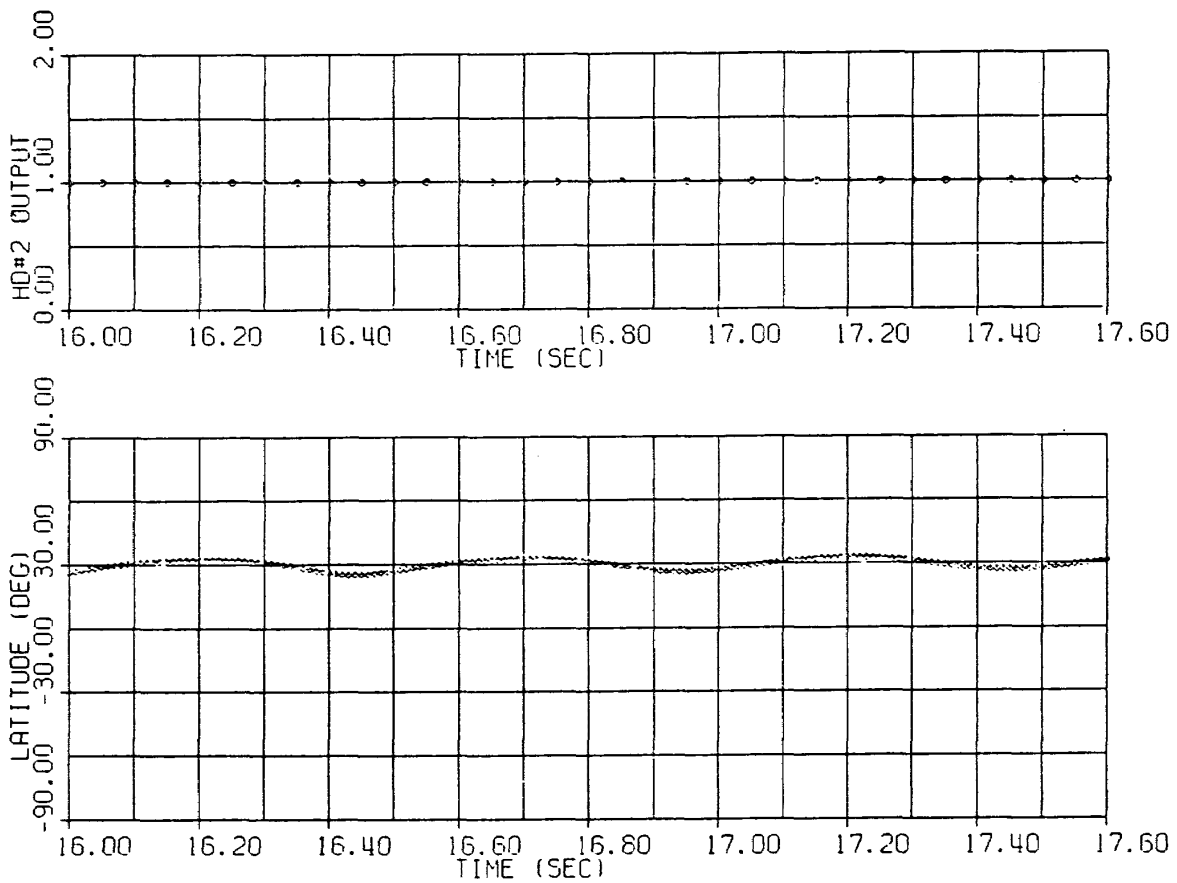


図 2.7 HD2入力波形と接高度ベクトルの緯度変化(8, 16.0~17.6秒)

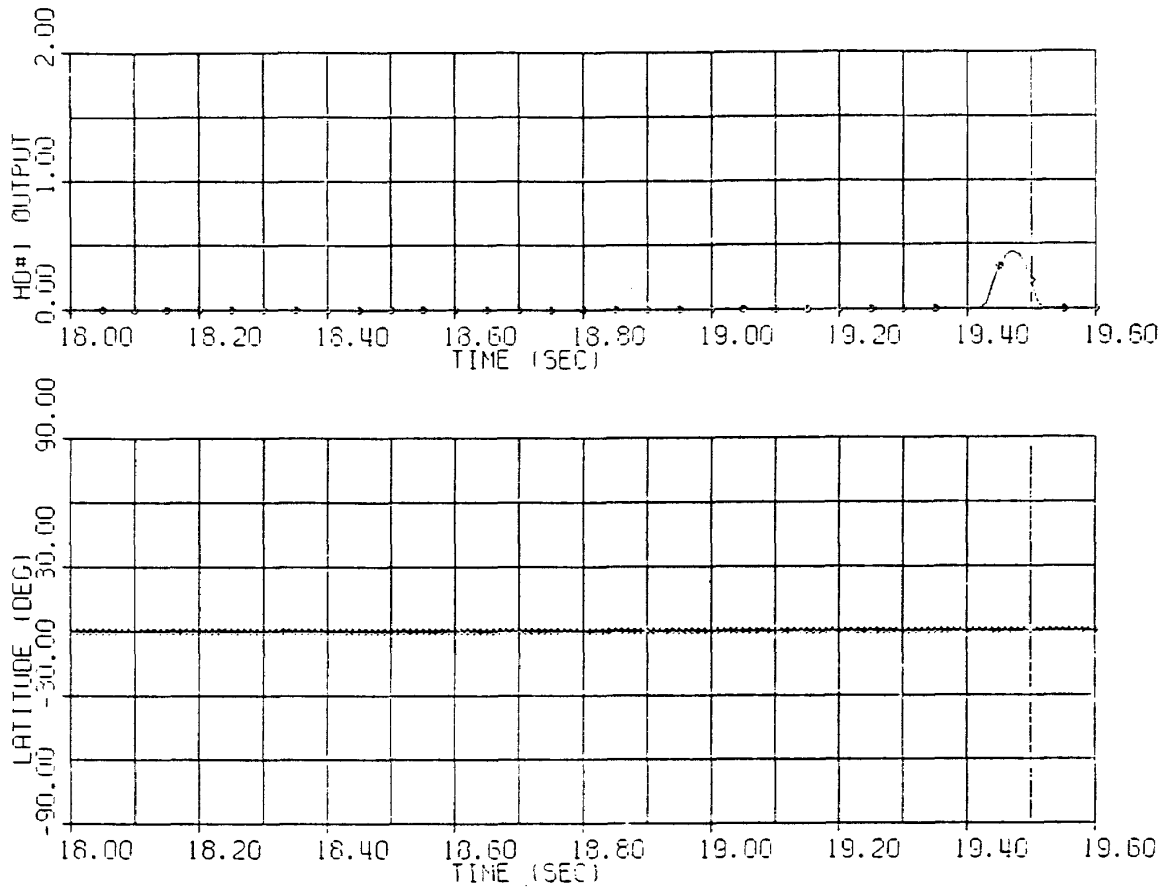


図 2.6 HD1 入力波形と接高度ベクトルの緯度変化 (9, 18.0 ~ 19.6 秒)

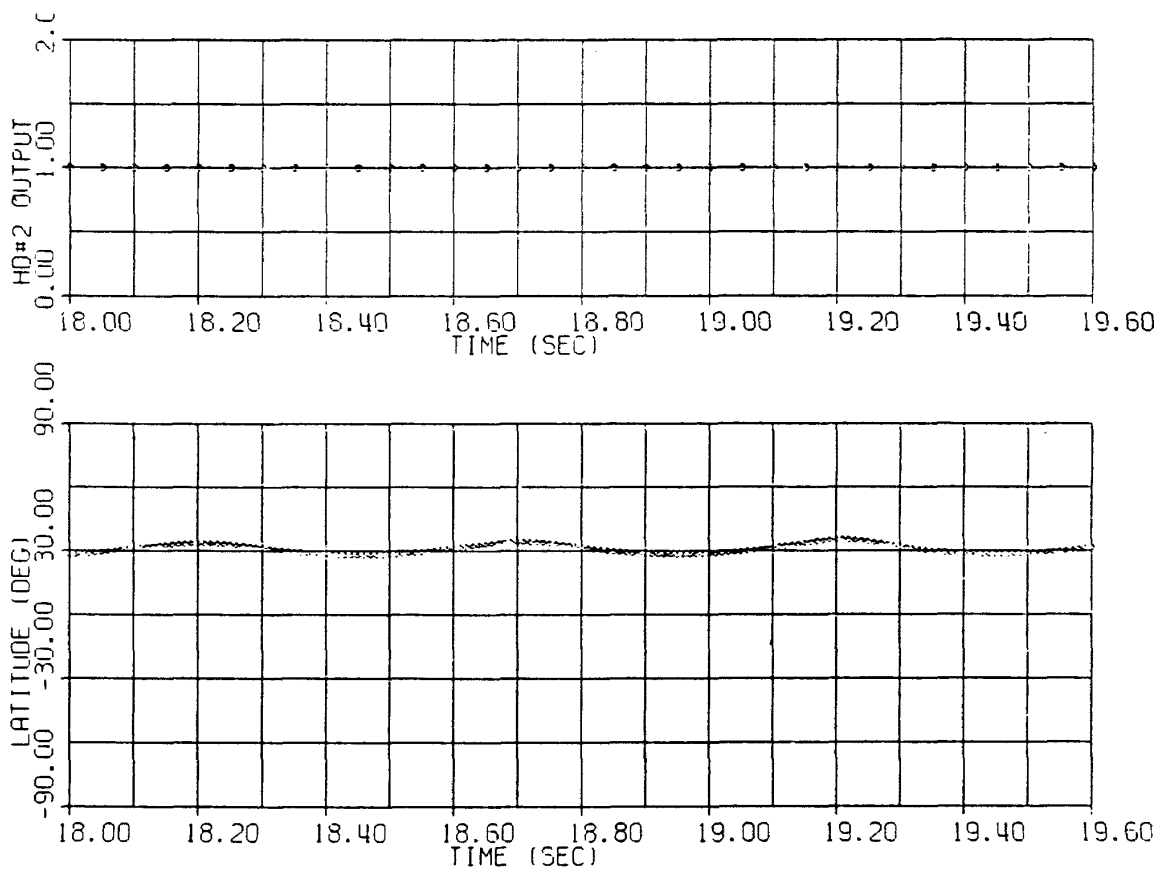


図 2.7 HD2 入力波形と接高度ベクトルの緯度変化 (9, 18.0 ~ 19.6 秒)

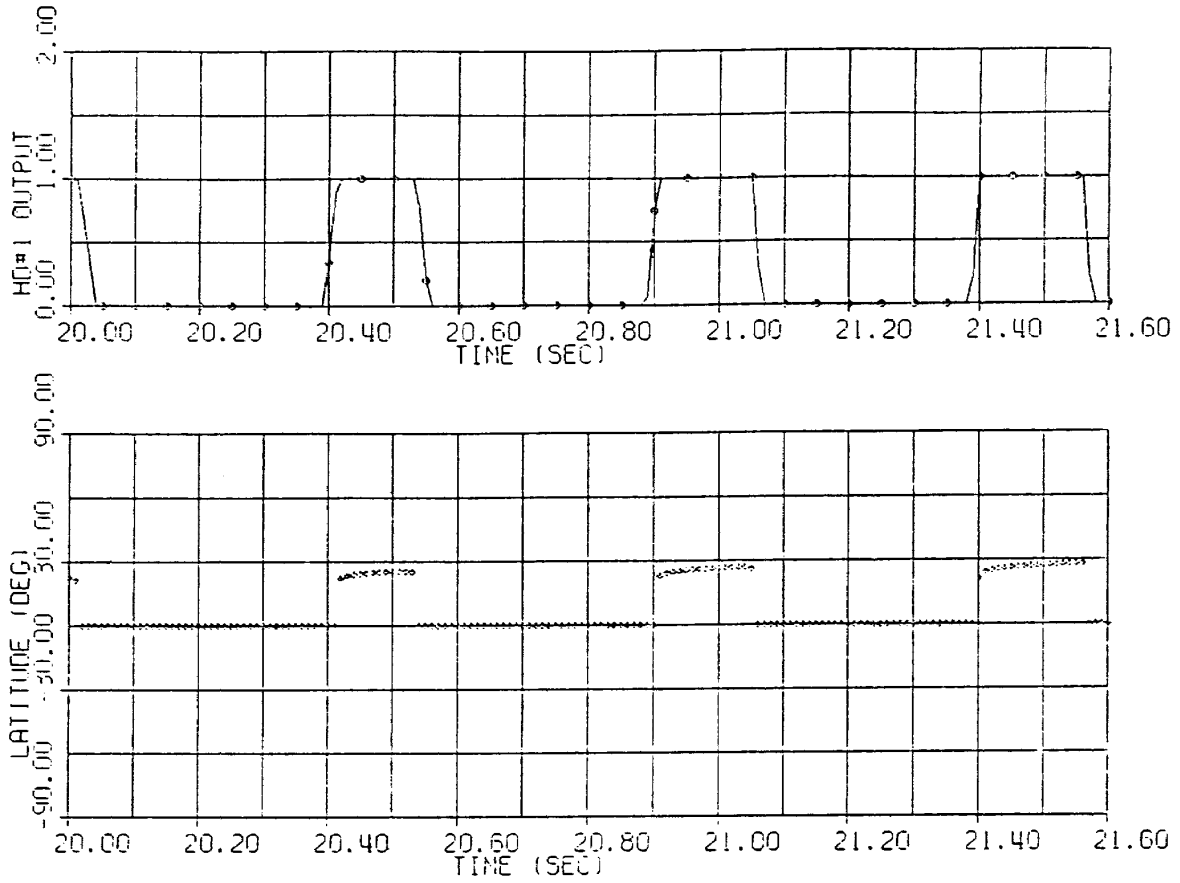


図 2.6 HD1入力波形と接高度ベクトルの緯度変化(10, 20.0 ~ 21.6 秒)

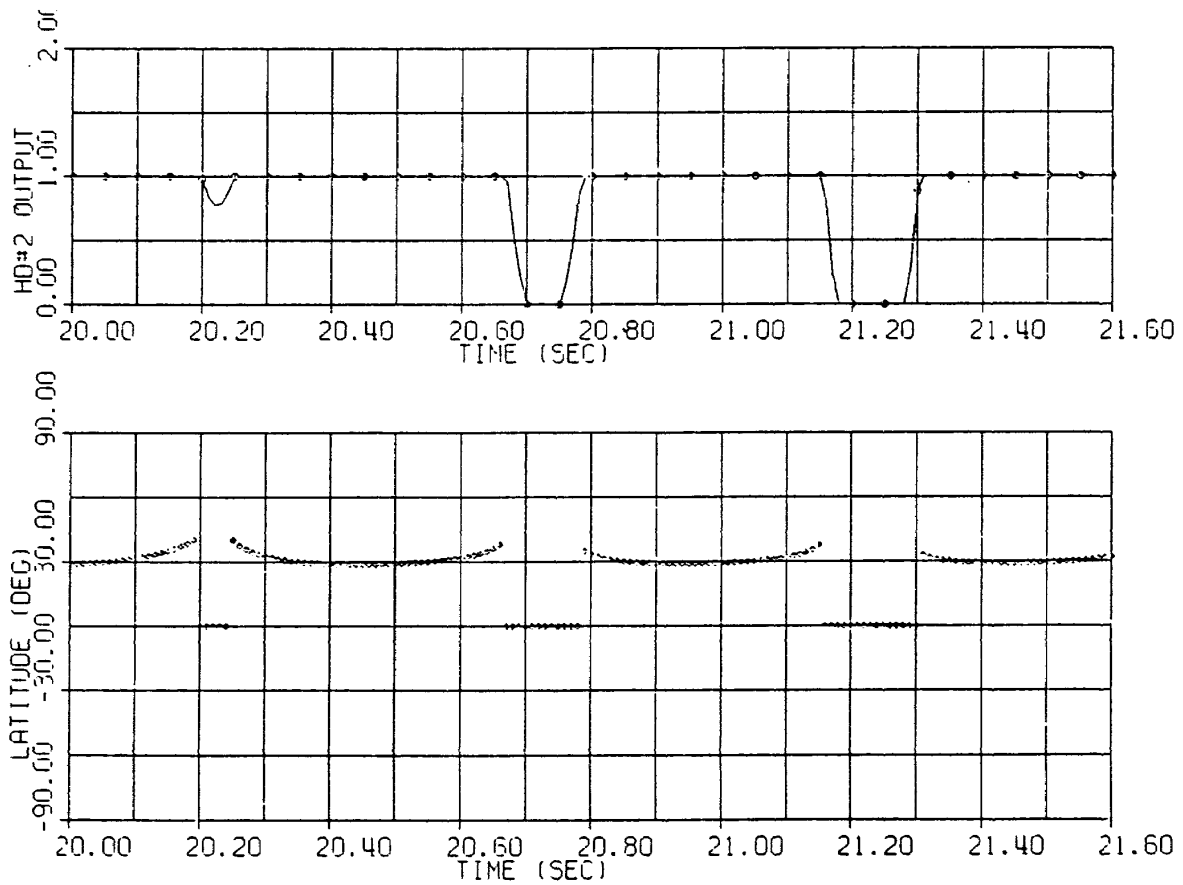


図 2.7 HD2入力波形と接高度ベクトルの緯度変化(10, 20.0 ~ 21.6 秒)

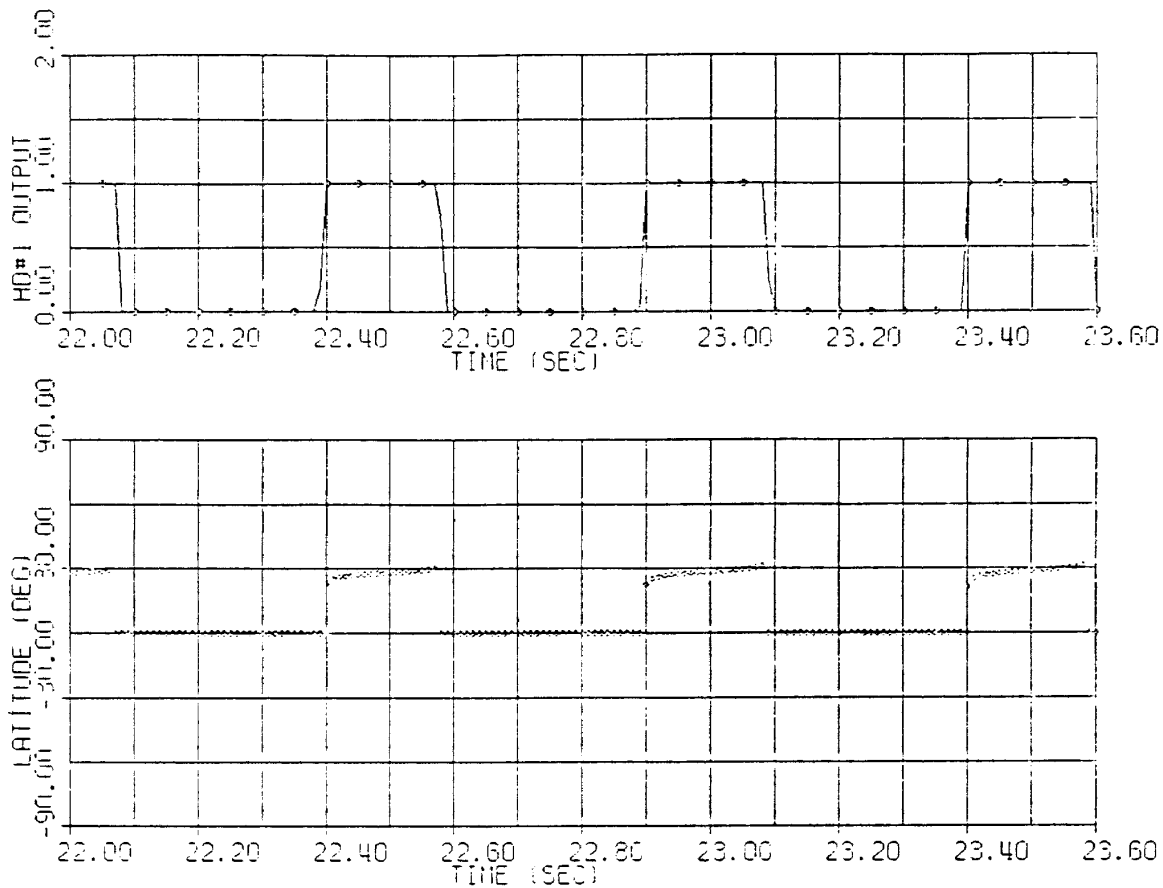


図 2.6 HD1 入力波形と接高度ベクトルの緯度変化 (11, 22.0 ~ 23.6 秒)

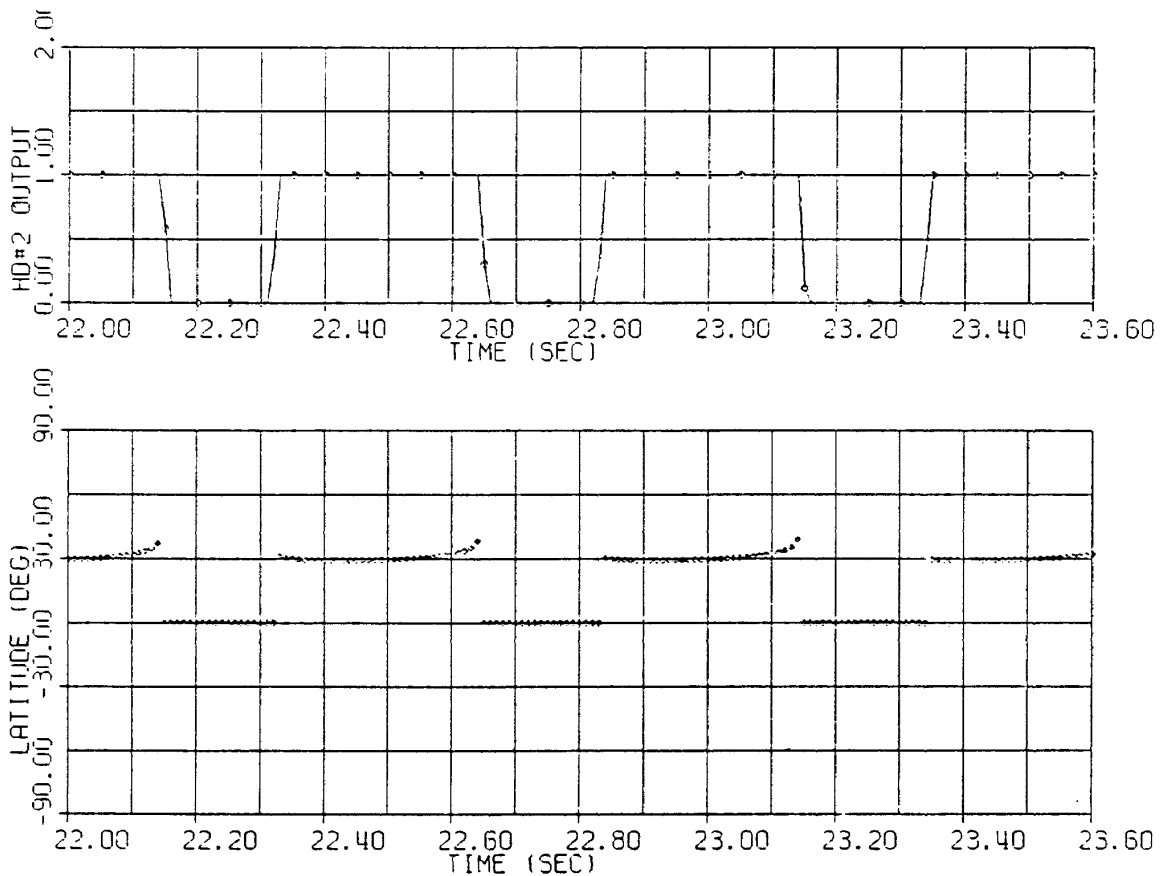


図 2.7 HD2 入力波形と接高度ベクトルの緯度変化 (11, 22.0 ~ 23.6 秒)

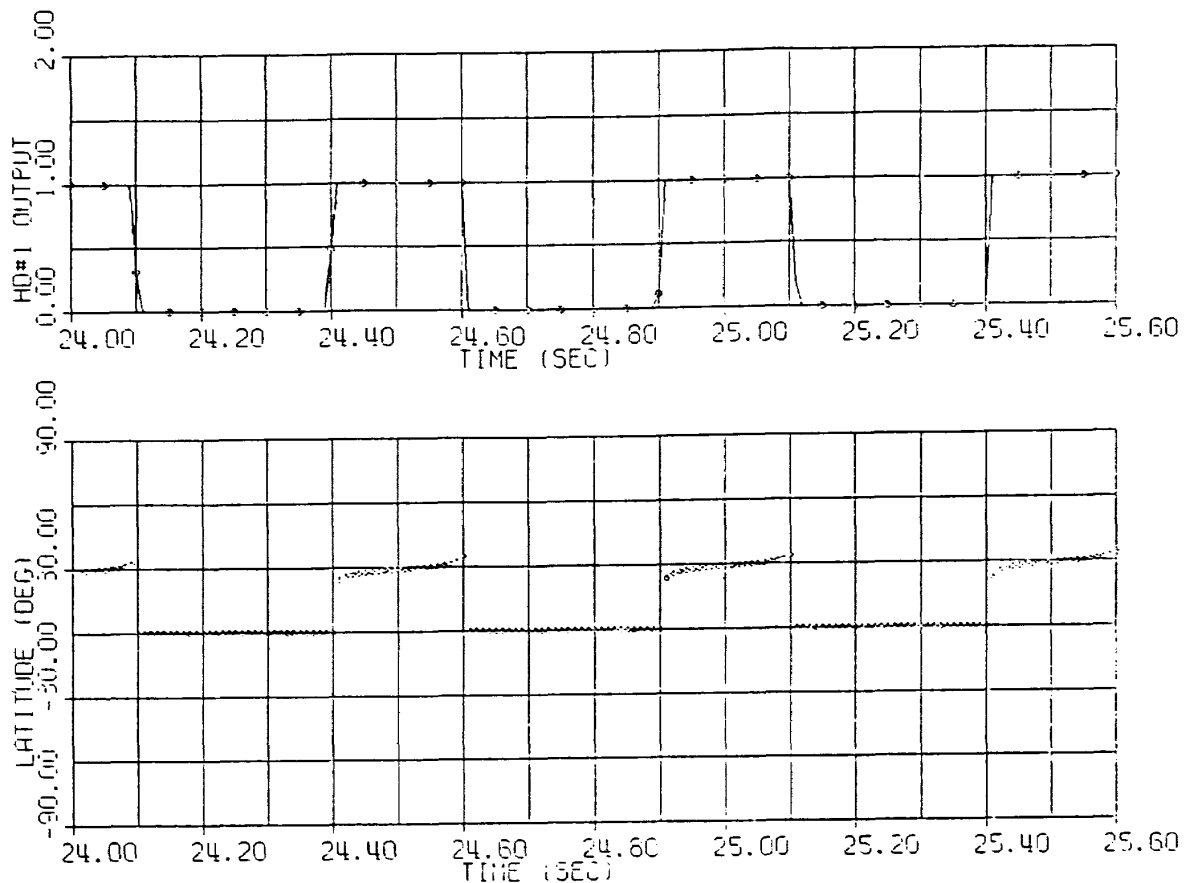


図 2.6 HD1 入力波形と接高度ベクトルの緯度変化 (12, 24.0 ~ 25.6 秒)

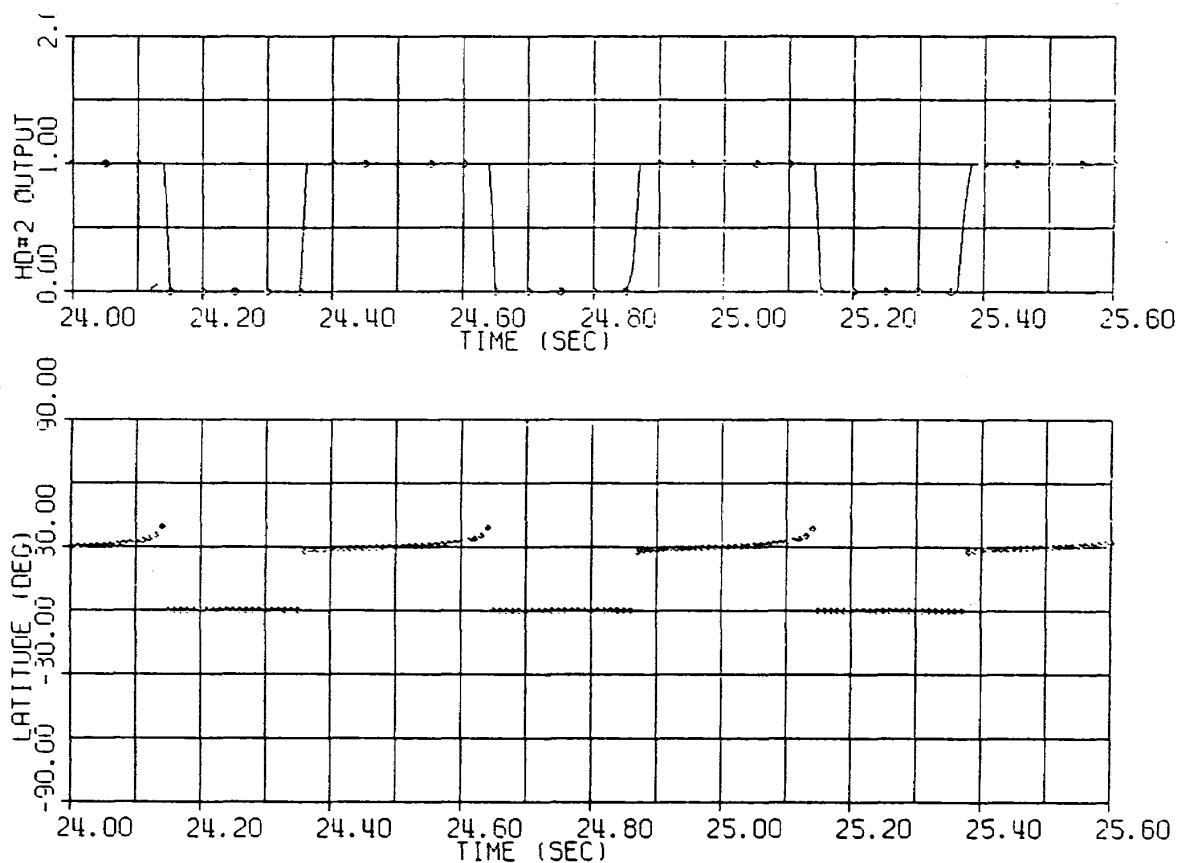


図 2.7 HD2 入力波形と接高度ベクトルの緯度変化 (12, 24.0 ~ 25.6 秒)

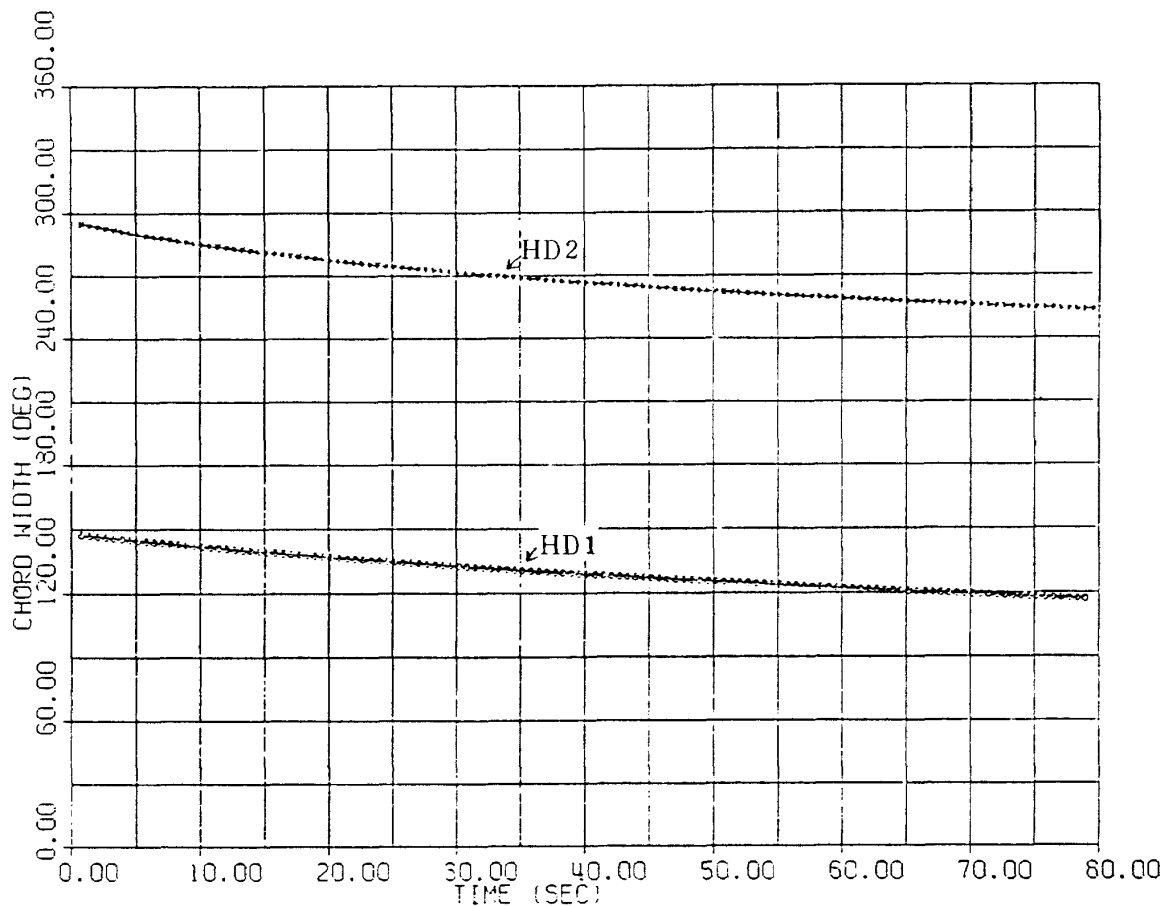


図 2.8 コード幅の時間的变化 (ニュートーションなし)

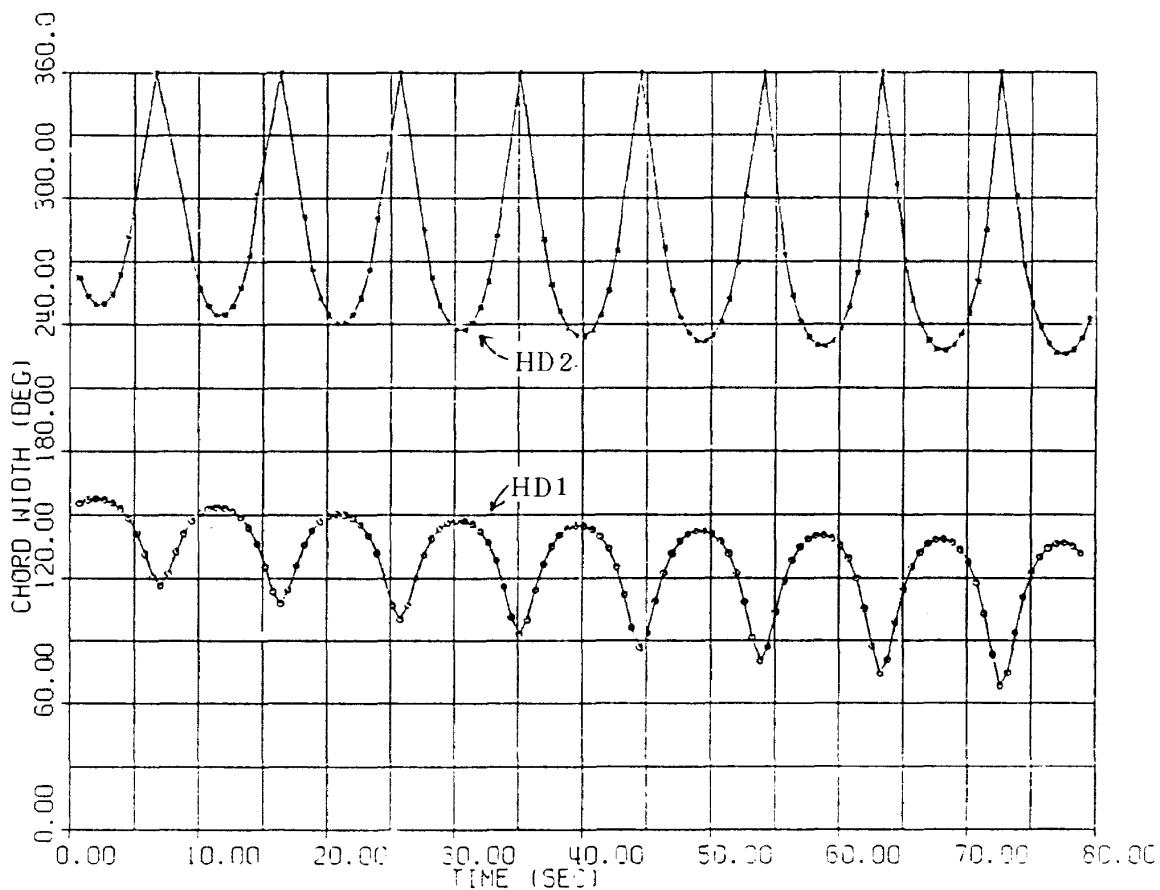


図 2.9 コード幅の時間的变化 (ニュートーション角 = 10 度)

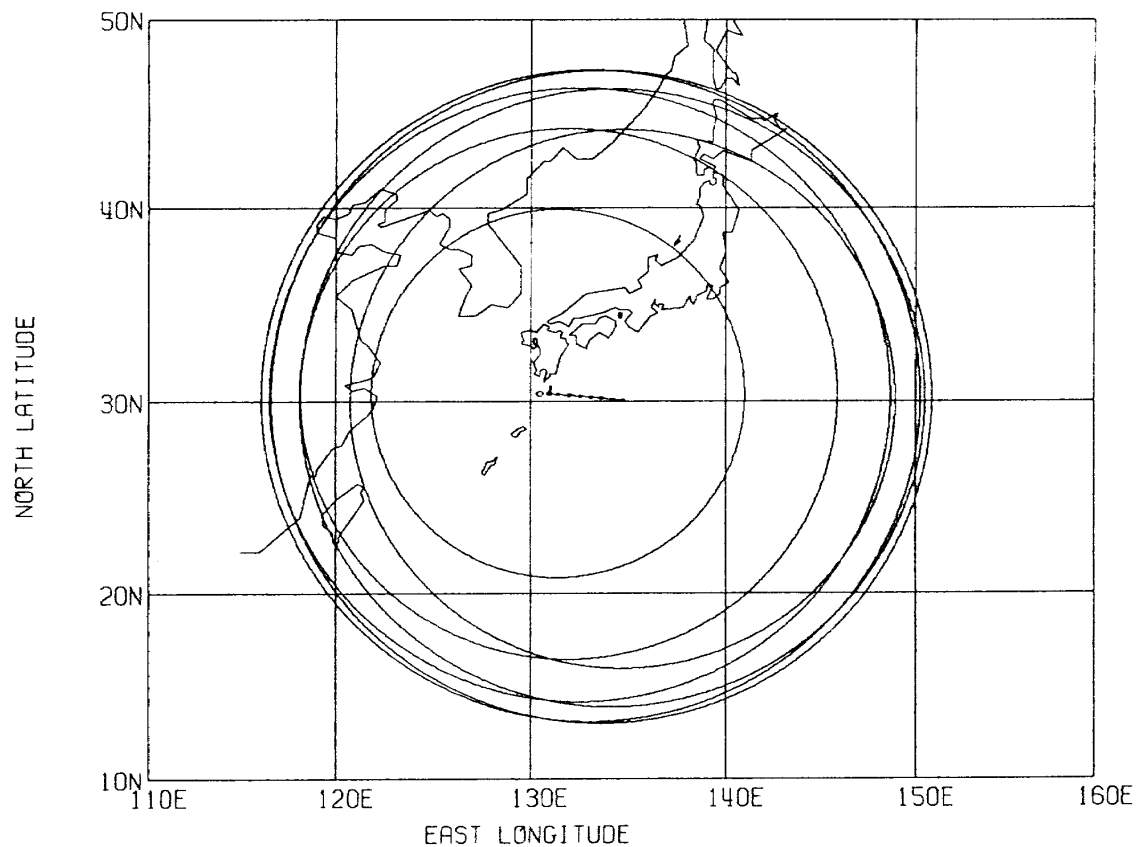


図 2.10 基本機器部からの最大可視領域 (切離し高度 = 150km, 以後 50 秒おき)

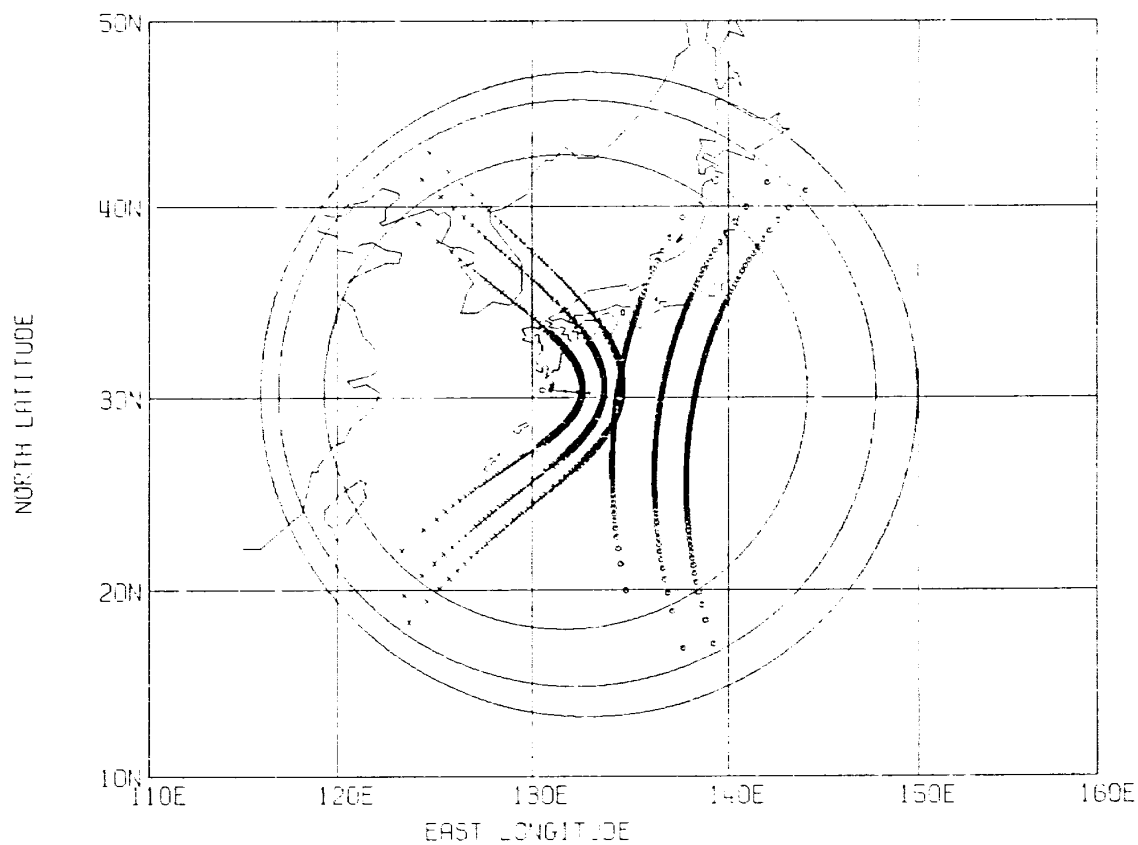


図 2.11 視線ベクトルと地表との交点の軌跡
(1. ニューテーションなし, 60 秒おき, 3 スキャン)

クトルと地表との交点の軌跡を図 2.10 と同様に 60 秒おきに 3 スキャン分、プロットした図である。軌跡は時間とともに東へ移動し、緯度方向のずれは少ない。これは打上方向角が 95 度で、ほぼ東に向けて打上げられることによる。

図 2.12 ~ 2.19 はニューテーションが 30 度ある場合の視線ベクトルと地表との交点の軌跡を 1 枚の図に 5 スキャン分表わしたものである。

シミュレーション時間は、それぞれ

- 図 2.12 … 0.0 ~ 2.5 秒
- 図 2.13 … 5.0 ~ 7.5 秒
- 図 2.14 … 10.0 ~ 12.5 秒
- 図 2.15 … 15.0 ~ 17.5 秒
- 図 2.16 … 17.5 ~ 20.0 秒
- 図 2.17 … 20.0 ~ 22.5 秒
- 図 2.18 … 22.5 ~ 25.0 秒
- 図 2.19 … 25.0 ~ 27.5 秒

2.1.4 節で述べられたように 16 秒から 20 秒での 4

秒間測定不能時間帯となっており、それは図 2.12 ~ 2.19 に明らかに示されている。

図 2.20 ~ 2.24 も図 2.12 ~ 2.19 と同様、最高高度付近 (180 秒 ~ 200.5 秒) を 5 秒ごとに 1 枚に 5 スキャンずつ、5 枚描いたものである。

図 2.25 ~ 2.28 はニューテーションがない場合のセンサ入力光の立上り・立下り時のようすを示したものであり、

図 2.25 ヘッド #1 立上り

図 2.26 “ 立下り

図 2.27 ヘッド #1 立上り

図 2.28 “ 立下り

それぞれ、縦軸に緯度、横軸に接高度をとってプロットした図である。

図 2.29, 2.30 はそれぞれ 30 度のニューテーションがある場合のヘッド #1, #2 の変化を示したものである。

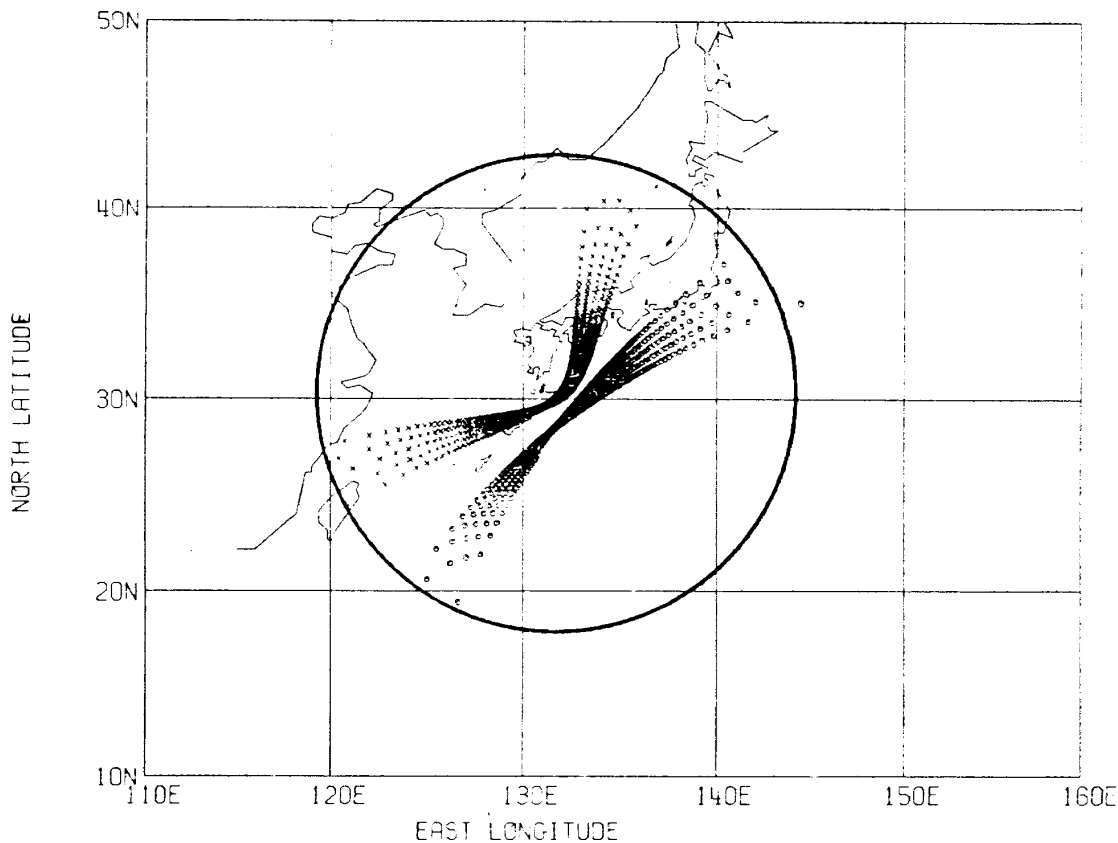


図 2.12 視線ベクトルと地表との交点の軌跡
(2. ニューテーション角 = 30 度, 連続 5 スキャン, 0.0 ~ 2.5 秒)

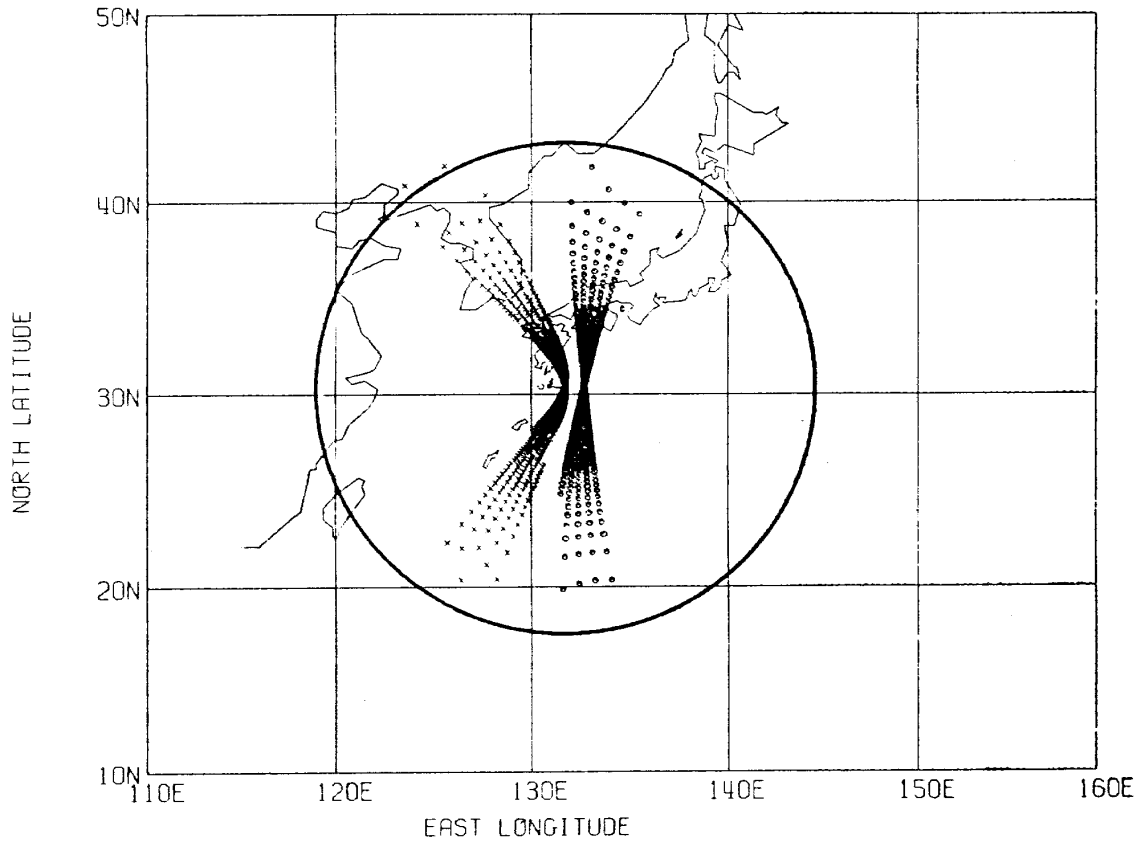


図 2.13 視線ベクトルと地表との交点の軌跡
 (3. ニューテーション角 = 30 度, 連続 5 スキャン, 5.0 ~ 7.5 秒)

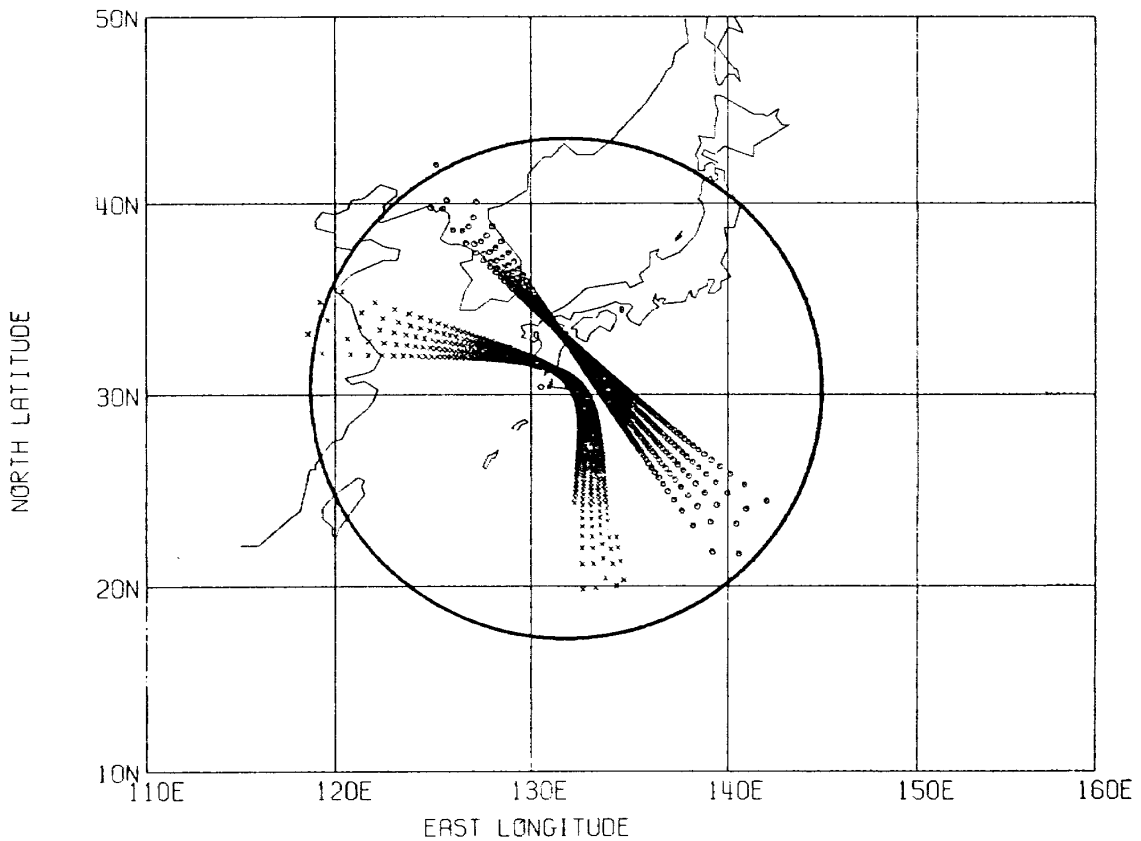


図 2.14 視線ベクトルと地表との交点の軌跡
 (4. ニューテーション角 = 30 度, 連続 5 スキャン, 10.0 ~ 12.5 秒)

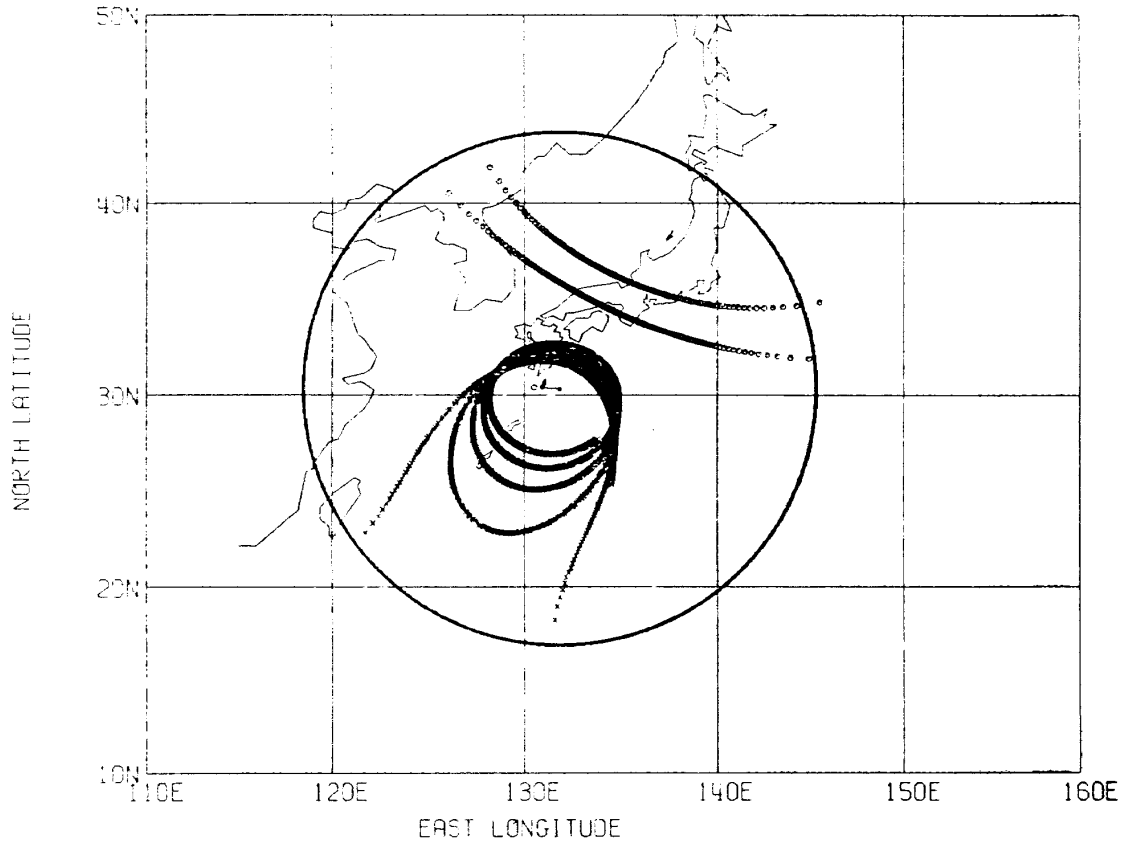


図 2.15 視線ベクトルと地表との交点の軌跡
(5. ニューテーション角 = 30 度, 連続 5 スキャン, 15.0 ~ 17.5 秒)

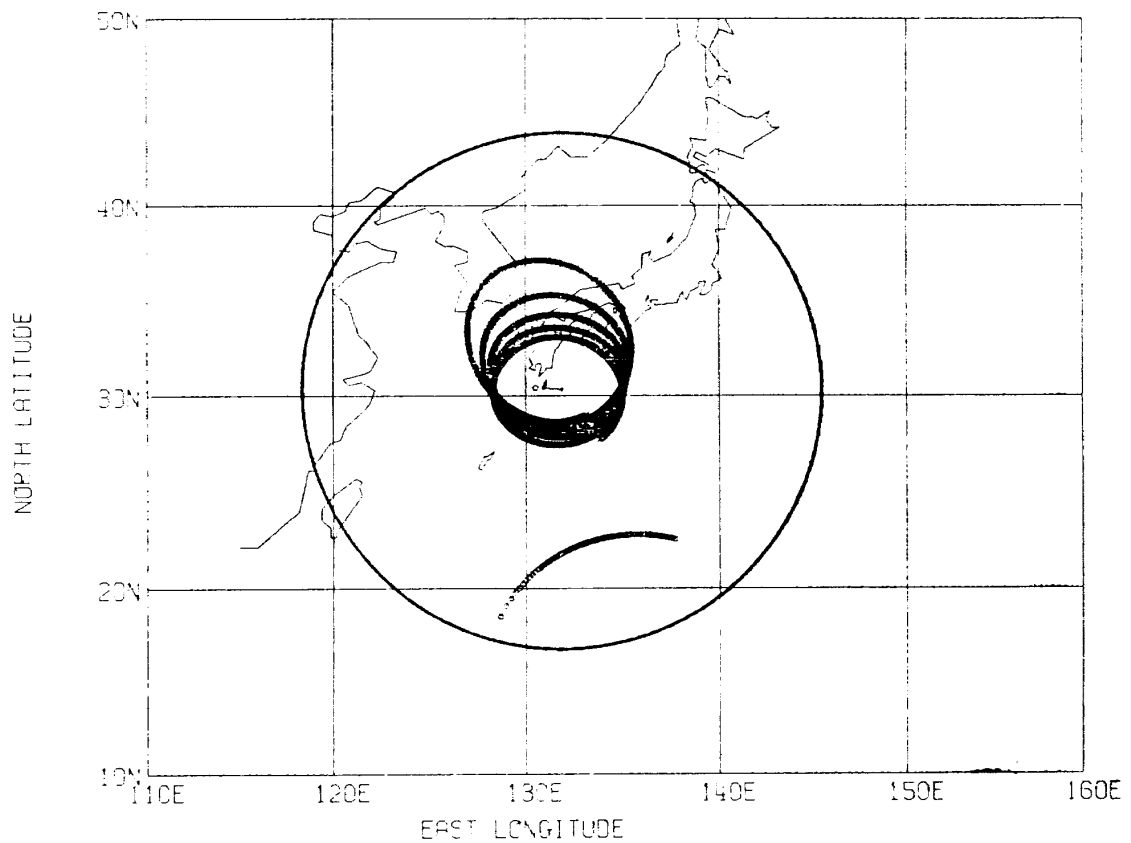


図 2.16 視線ベクトルと地表との交点の軌跡
(6. ニューテーション角 = 30 度, 連続 5 スキャン, 17.5 ~ 20.0 秒)

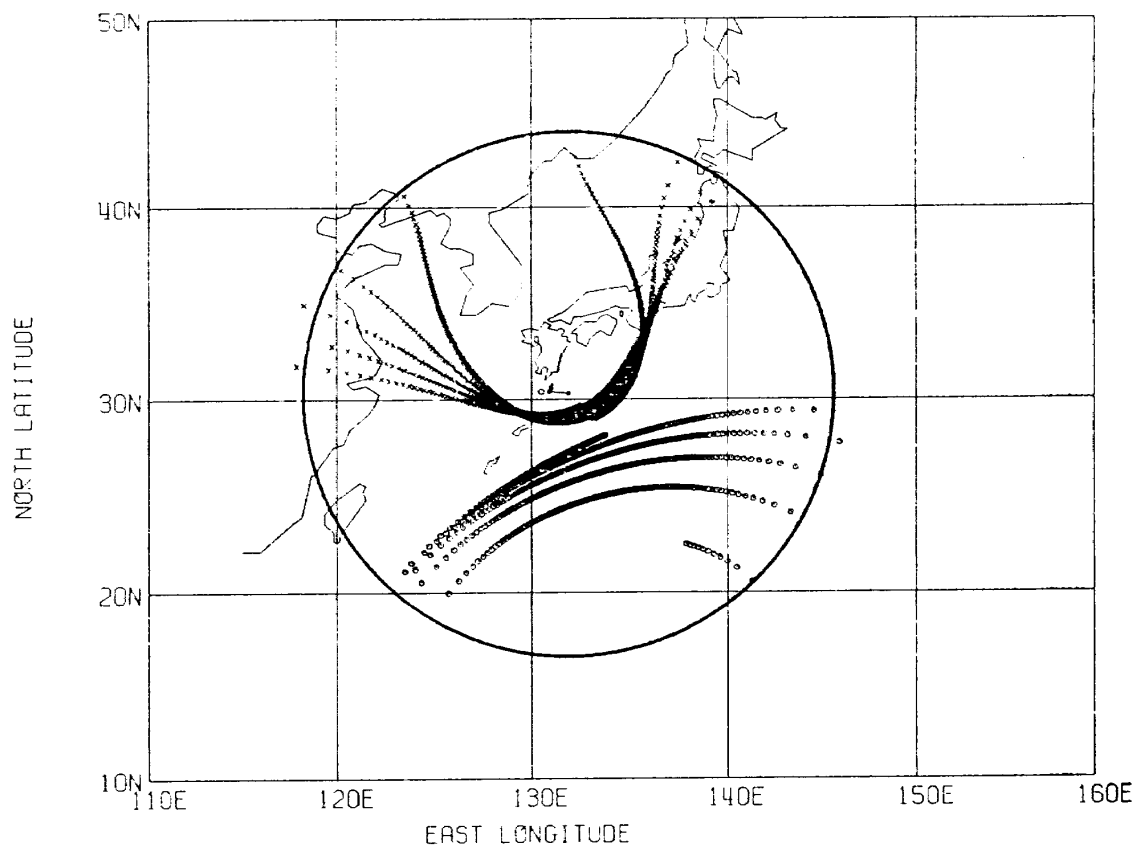


図 2.17 視線ベクトルと地表との交点の軌跡
(7. ニューテーション角 = 30 度, 連続 5 スキャン, 20.0 ~ 22.5 秒)

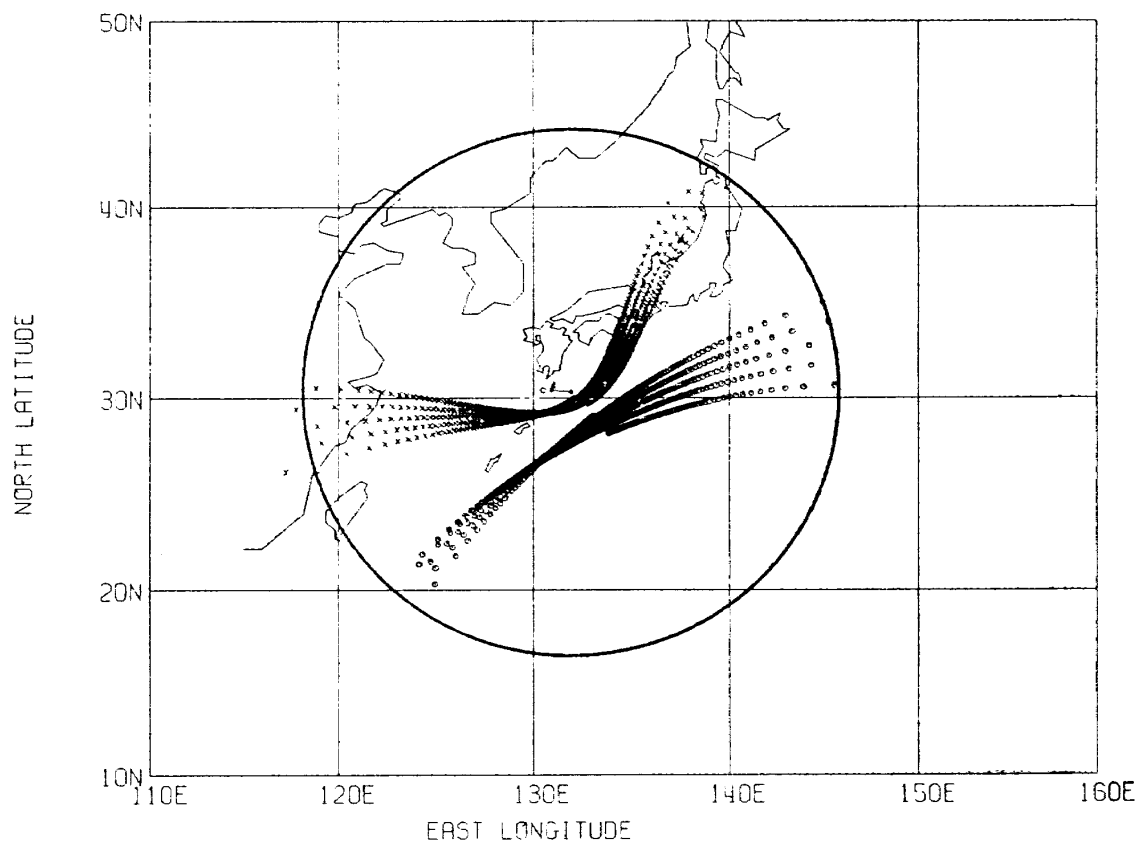


図 2.18 視線ベクトルと地表との交点の軌跡
(8. ニューテーション角 = 30 度, 連続 5 スキャン, 22.5 ~ 25.0 秒)

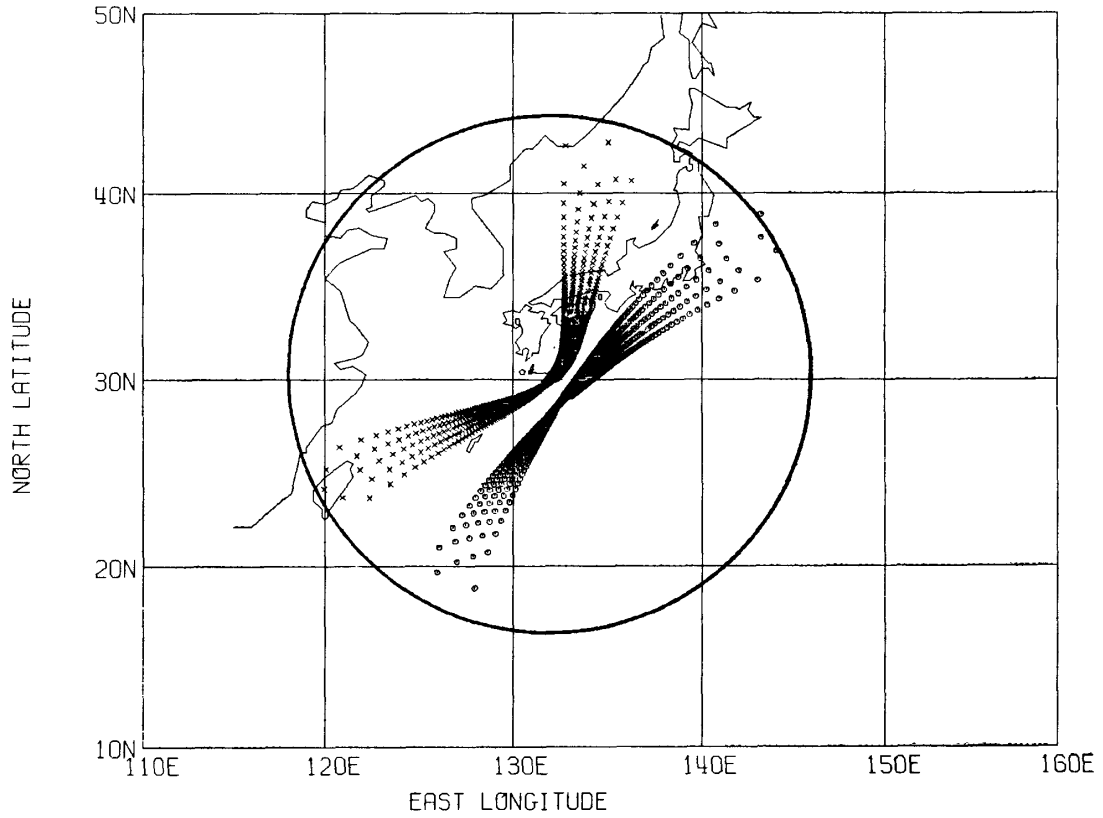


図 2.19 視線ベクトルと地表との交点の軌跡
 (9. ニューテーション角 = 30 度, 連続 5 スキャン, 25.0 ~ 27.5 秒)

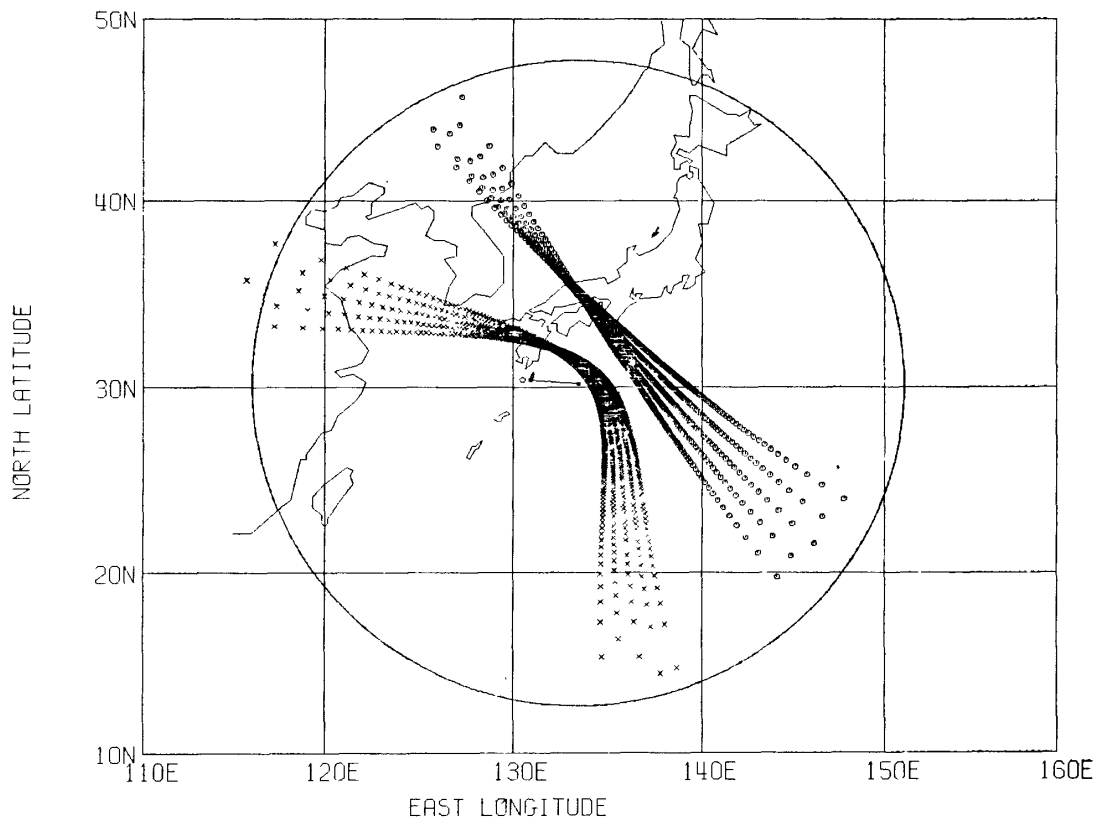


図 2.20 視線ベクトルと地表との交点の軌跡
 (10. ニューテーションなし, 連続 5 スキャン, 180.0 ~ 180.5 秒)

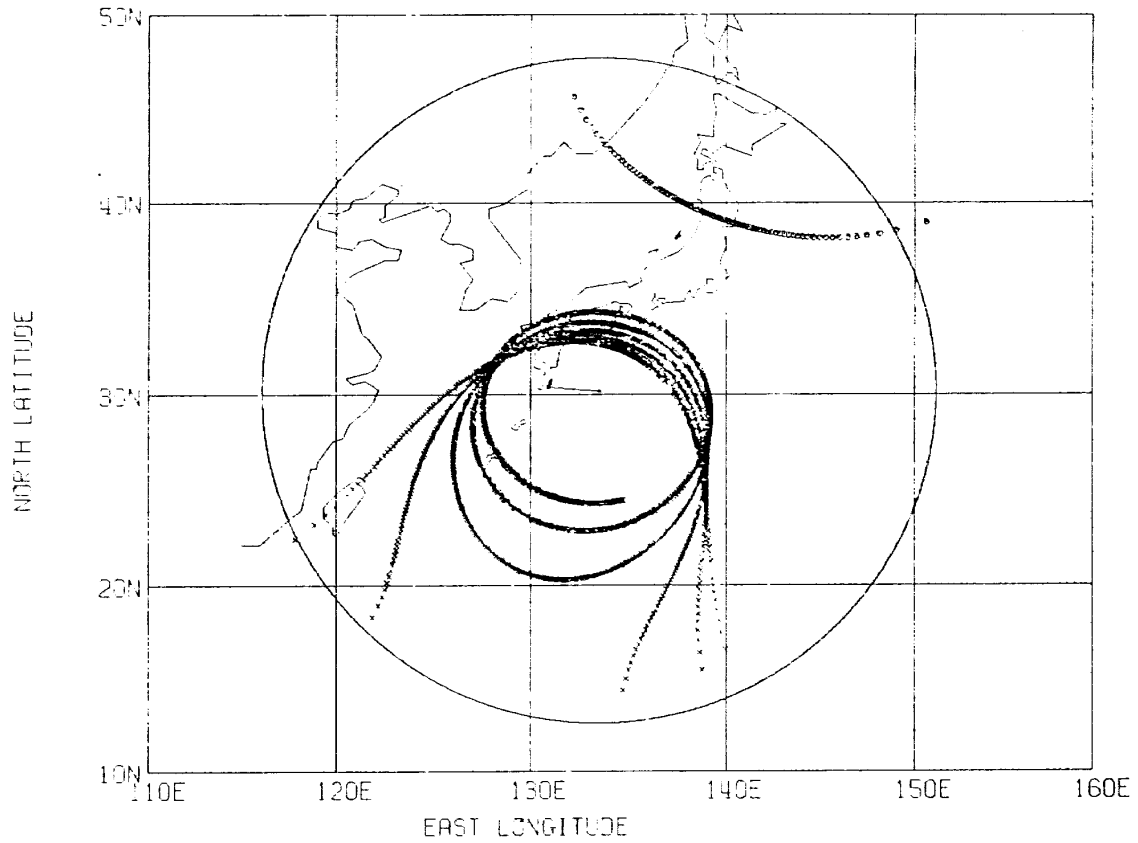


図 2.21 視線ベクトルと地表との交点の軌跡
 (11. ニューテーションなし, 連続 5 スキャン, 185.0 ~ 185.5 秒)

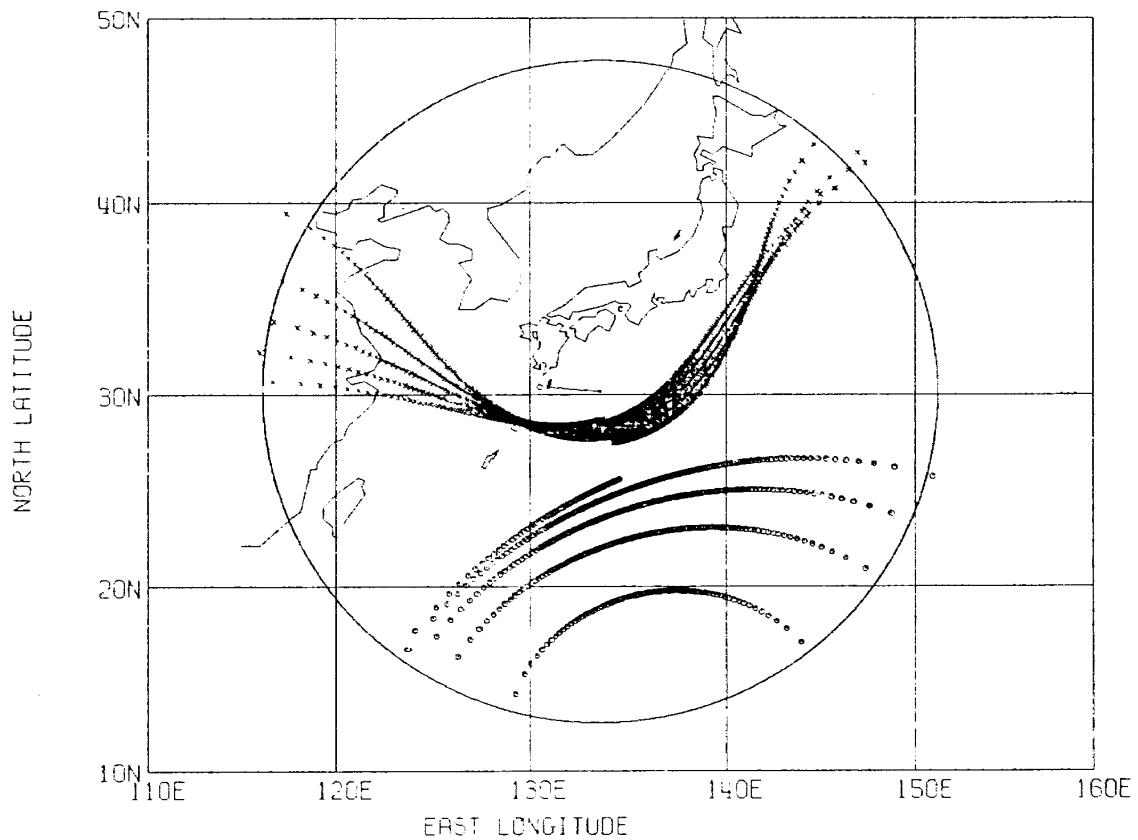


図 2.22 視線ベクトルと地表との交点の軌跡
 (12. ニューテーションなし, 連続 5 スキャン, 190.0 ~ 190.5 秒)

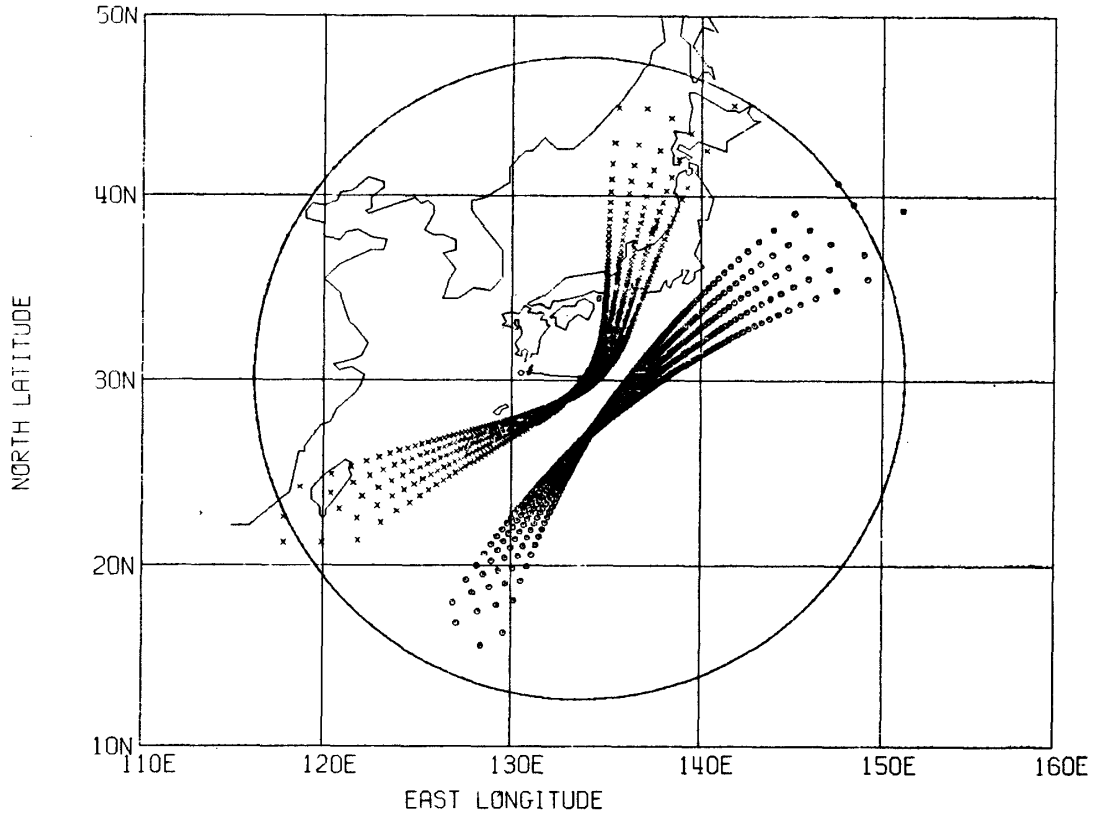


図 2.23 視線ベクトルと地表との交点の軌跡
 (13. ニューテーションなし, 連続5スキャン, 195.0 ~ 195.5秒)

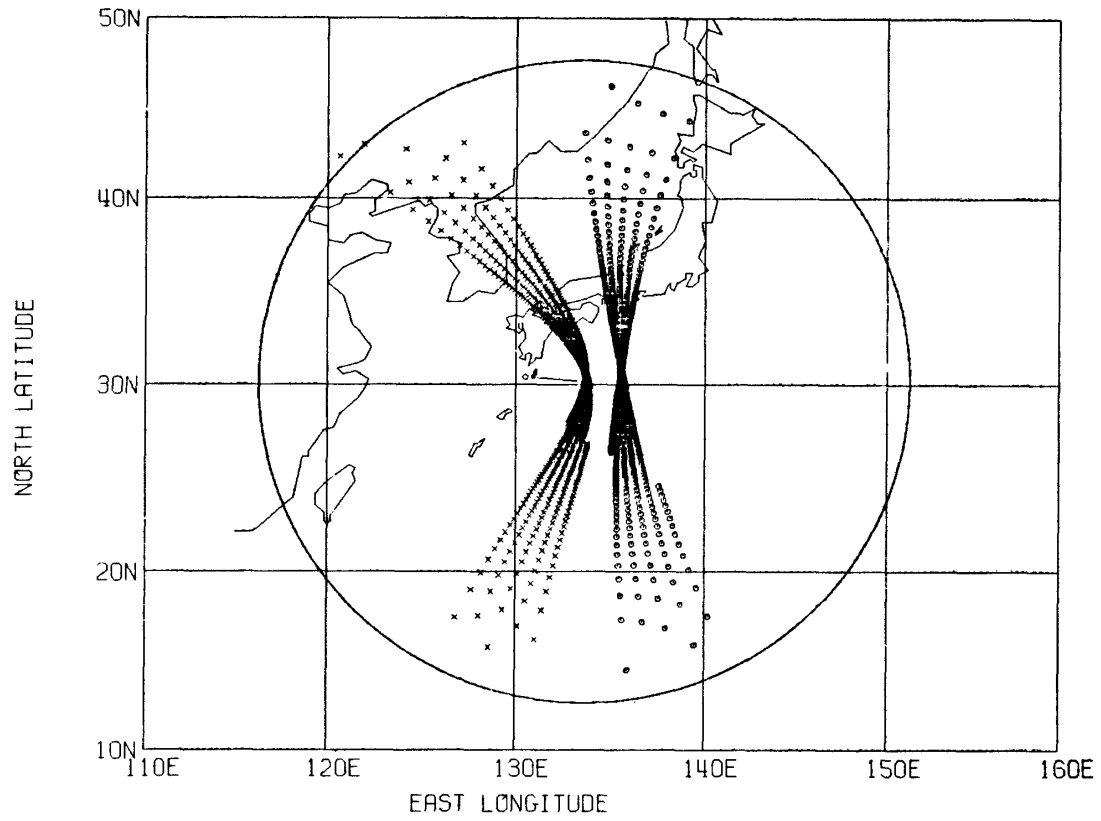


図 2.24 視線ベクトルと地表との交点の軌跡
 (14. ニューテーションなし, 連続5スキャン, 200.0 ~ 200.5秒)

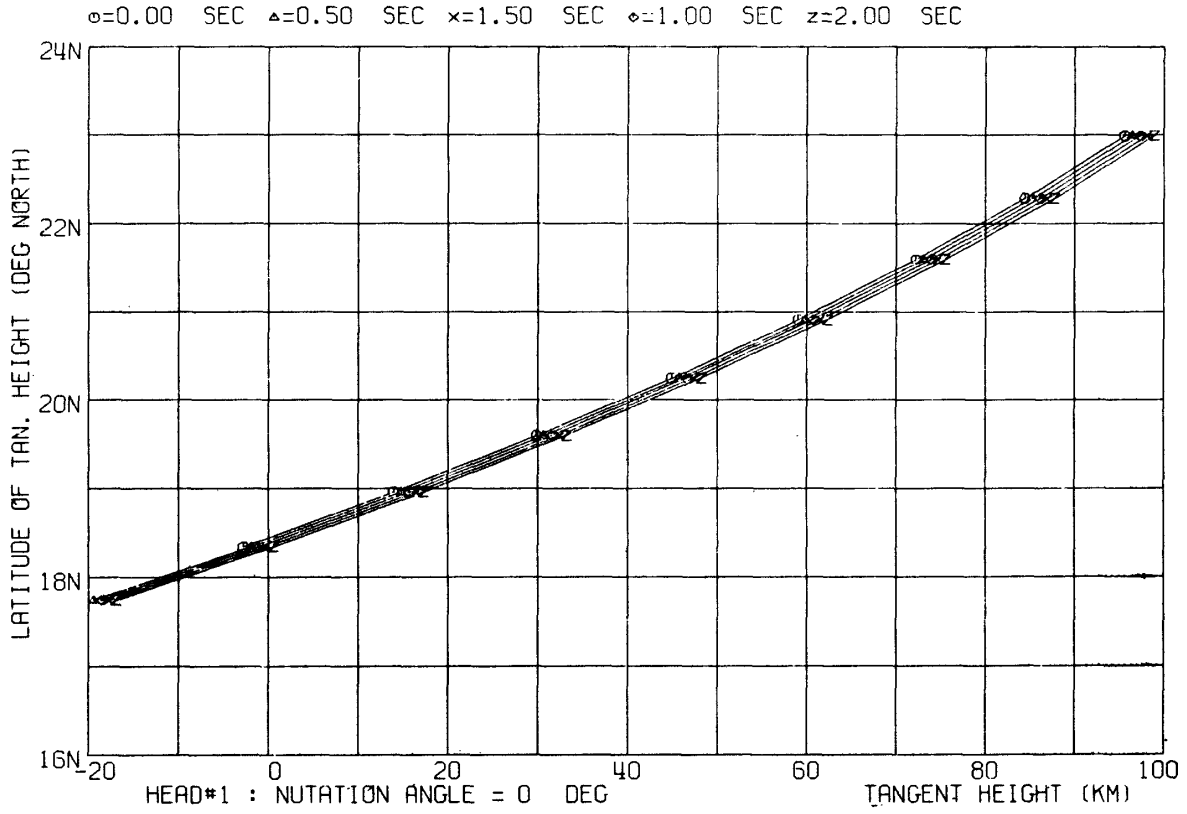


図 2.25 立上り / 立下り時の接高度と緯度変化
(1. HD1 立上り, ニューテーションなし)

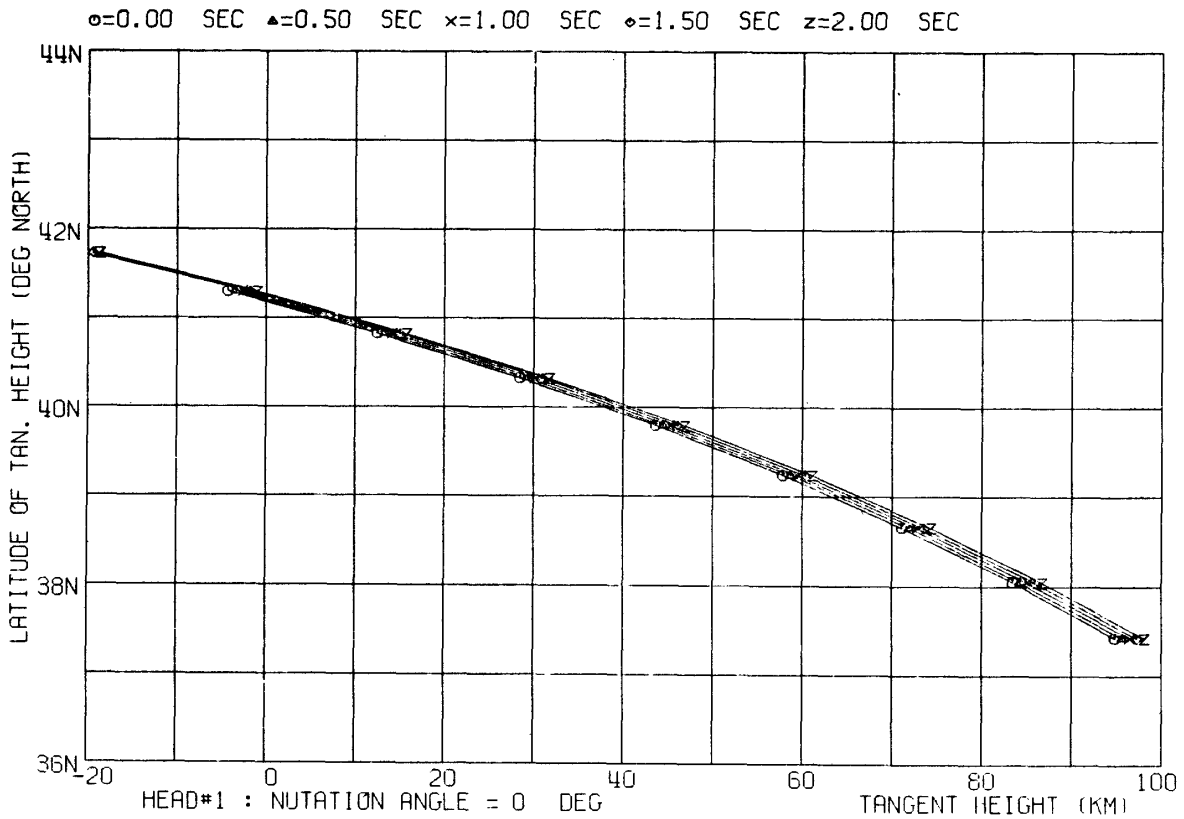


図 2.26 立上り / 立下り時の接高度と緯度変化
(2. HD1 立下り, ニューテーションなし)

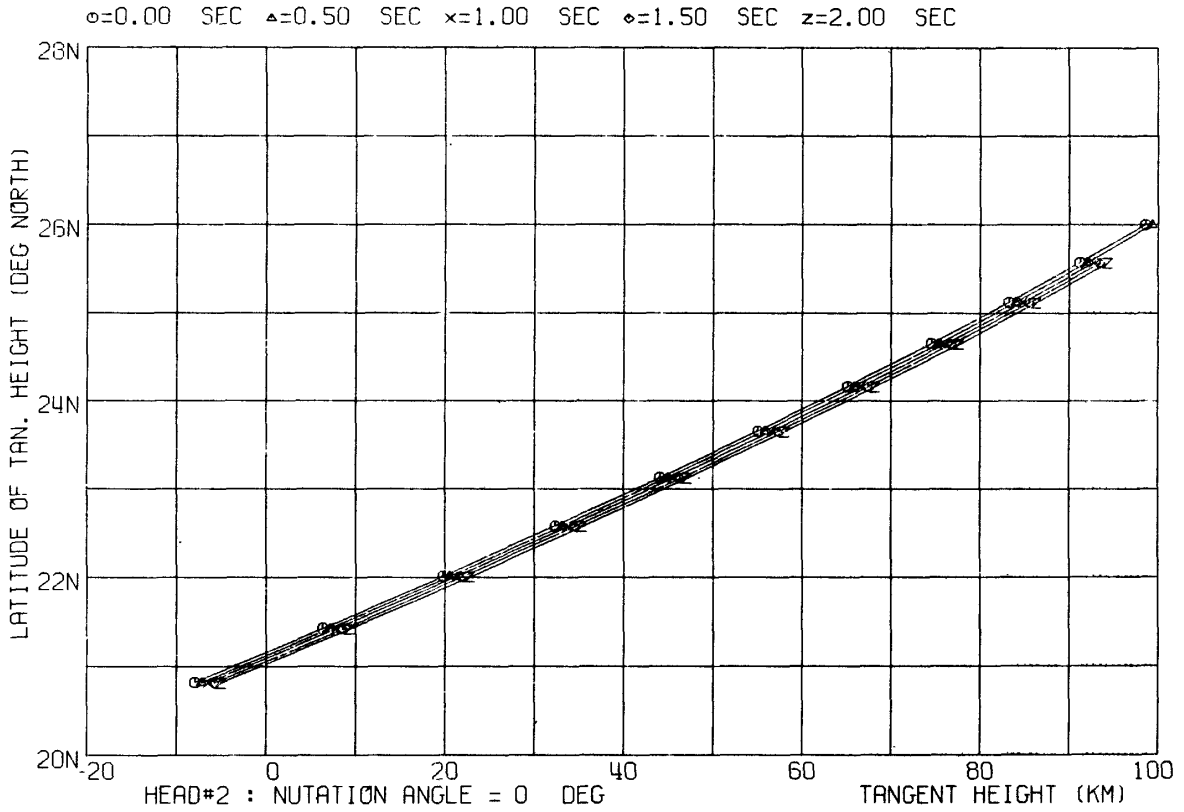


図 2.27 立上り/立下り時の接高度と緯度変化
(3. HD2 立上り, ニューテーションなし)

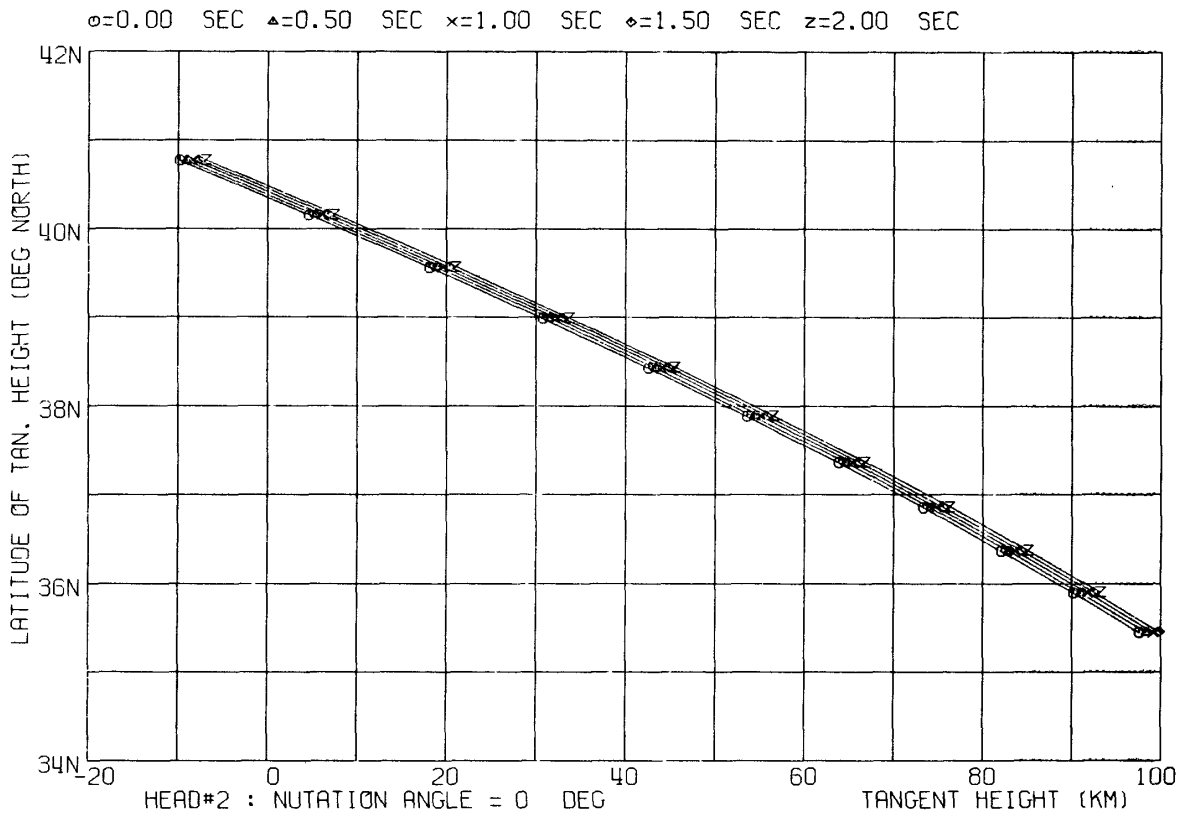


図 2.28 立上り/立下り時の接高度と緯度変化
(4. HD2 立下り, ニューテーションなし)

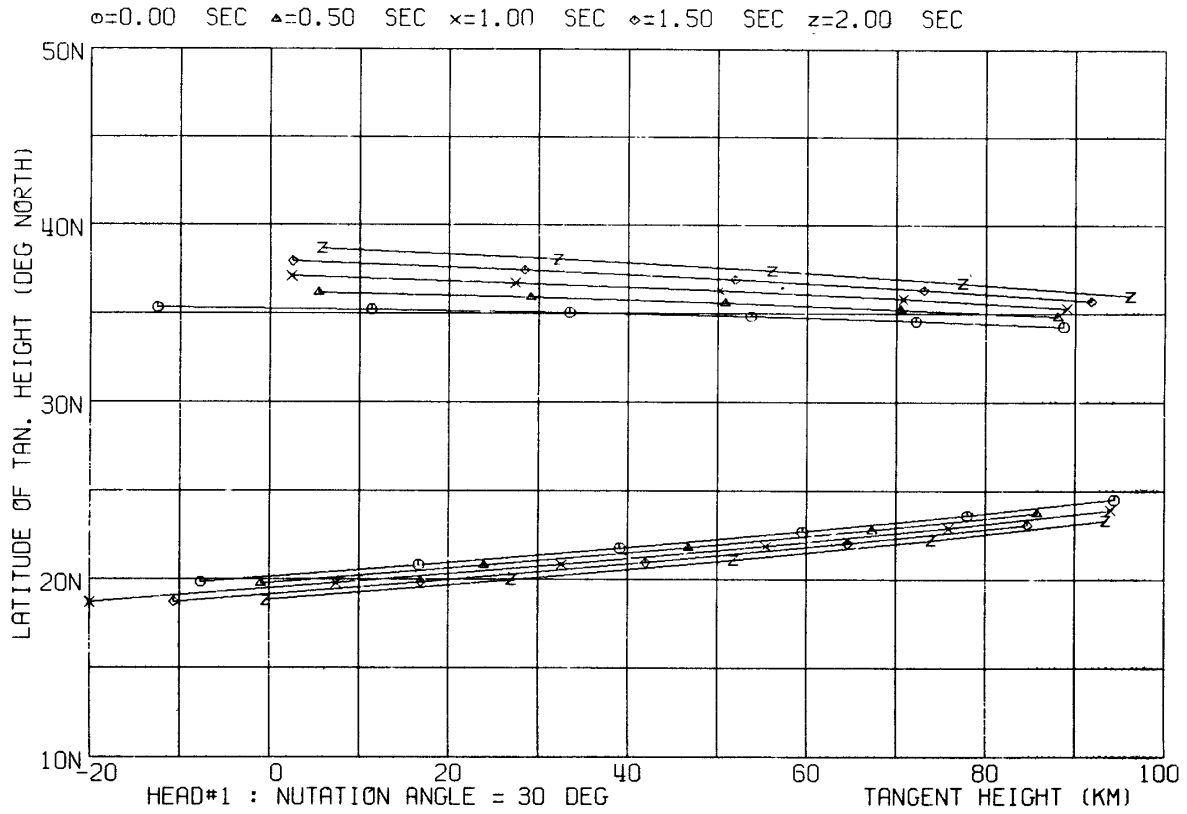


図 2.29 立上り / 立下り時の接高度と緯度変化
(5. HD1 立上り / 立下り, ニューテーション角 = 30 度)

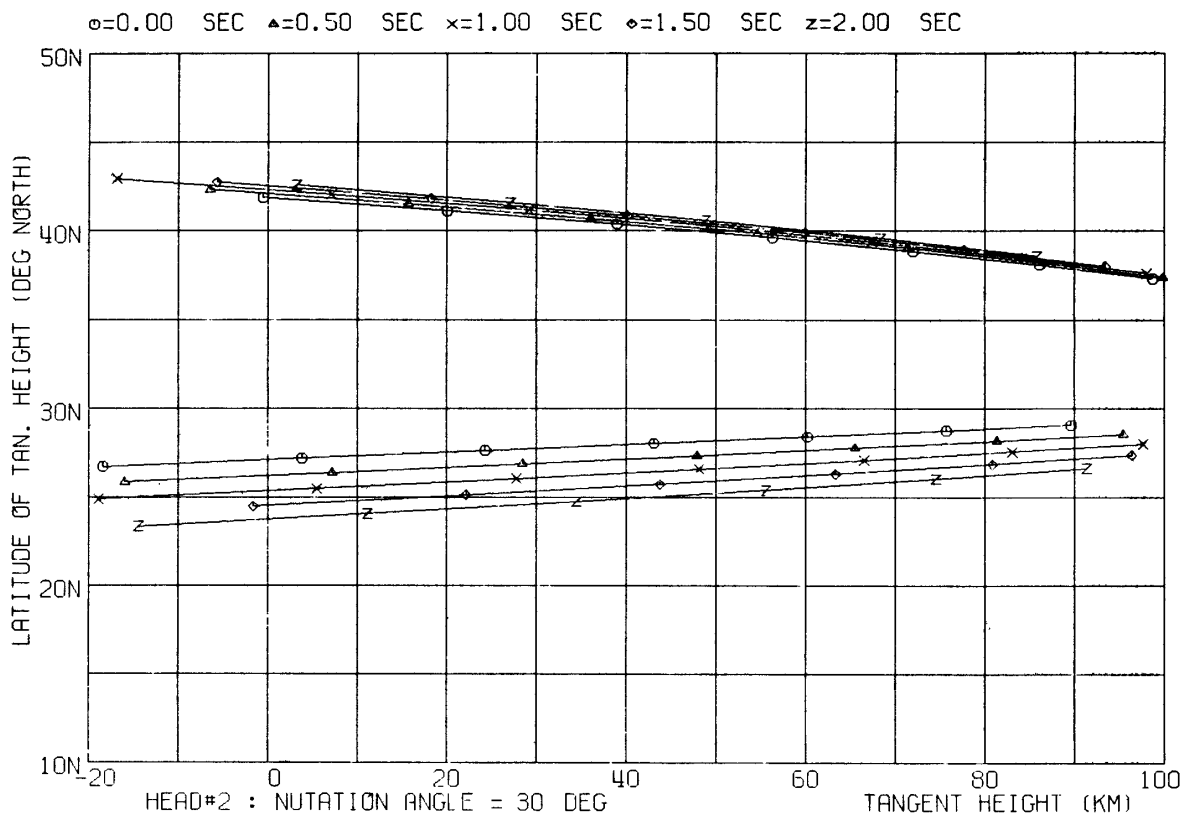


図 2.30 立上り / 立下り時の接高度と緯度変化
(6. HD2 立上り / 立下り, ニューテーション角 = 30 度)

2.1.7 コード幅からの姿勢角及び立上り時間の推定

センサのコード幅より、1軸方向の姿勢角はニューテーション周期がスピン周期に比べて十分大きいので、ニューテーションを無視することで、解析的に近似・推定できる。ここでは局所鉛直方向からの基本機器部の倒れ角 ξ を求める。

$$\xi = -\xi_0 \pm \cos^{-1} \left(\frac{-\cos \alpha_d}{\sqrt{\cos^2 \gamma + \sin^2 \gamma \cos^2 (c/2)}} \right) \quad (2-20)$$

ただし、

$$\tan \frac{\xi_0}{2} = \frac{\sqrt{\cos^2 \gamma + \sin^2 \gamma \cos^2 (c/2)} - \cos \gamma}{\sin \gamma \cos (c/2)}, \quad \sin \alpha_d = R_E / r \quad (2-21)$$

また、コード幅から立上り時間 τ (sec) も求まり、

$$\tau = \frac{\Omega_2}{4\pi} \left[2 \cos^{-1} \left(\frac{\cos \alpha_d^* + \cos \xi \cos \gamma}{\sin \xi \sin \gamma} \right) - c \right] \quad (2-22)$$

ここで、 α_d^* は熱的地球半径： R_T と物理的地球半径： R_E を用いて、

$$\sin \alpha_d^* = R_T / r = (R_E + 80) / r \quad (2-23)$$

表 2.1 に 30 度のニューテーションがある場合の推定結果を示す。時間きざみ幅 (0.5 msec) が立上り時間 (5-10 msec) に比べて十分小さいにもかかわらず、真の姿勢角 (立上り時) と推定値の間には、かなりの誤差 (-3 度) が存在している。

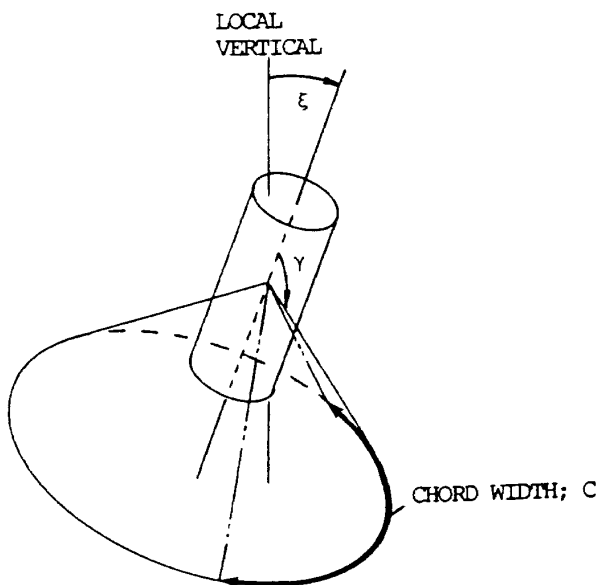


図 2.31 コード幅 c と倒れ角 ξ

次節でこの点について若干の考察を加えたい。

2.1.8 高度変化・ニューテーションの影響の検討

参考文献 (2.1) で示されている、コード幅 c を求める式；

$$c = 2 \cos^{-1} \left(\frac{\cos \alpha_d + \cos \xi \cos \gamma}{\sin \xi \sin \gamma} \right) \quad (2-24)$$

は α_d と ξ が一定であるという条件が必要である。ところが実際には、

$$\alpha_d = \alpha_d(h(t)) \quad \xi = \xi(t) \quad (2-25)$$

となって、どちらも時間と共に変化する量である。

この変化量は 1 スピン周期 (0.5 秒) 当り、

$$\Delta h = \text{約 } 100 \text{ m (高度 } 150 \text{ km)} \quad (2-26)$$

$$\Delta \xi = \text{平均 } 2.5 \text{ 度}$$

この変化分が推定誤差に最も影響を与えていると考えられる。そこで、ヘッド #1 の出力の 1 サンプルを例に、

- 例 1 30°ニューテーション・高度一定
- 例 2 0° " " 高度変化
- 例 3 0° " " 高度一定

の 3 つの場合について、時間きざみ幅をかえて誤差解析を行った (図 2.32 ~ 2.34)。

これらより、

- ニューテーションによる誤差... 3°
- 高度変化 " " ... 0.02°

と見なせる。またモデル・ミスマッチによる誤差として、コード幅から得られる姿勢角が立上りから立下りまでの経過時間をもって計算されるのに対し、真の姿勢角を立下り時刻の時の姿勢角としている点もあげられよう。

① 高度補正

コード幅の高度変化分 Δh に対する誤差 Δc を次のように近似する。

$$\Delta c \frac{\partial c}{\partial h} \Delta h = \frac{-2 R_E \tan \alpha_d}{r^2 \sin \xi \sin \gamma \sin (c/2)} \Delta h \quad (2-27)$$

Δh と Δt の関係は、

$$\Delta h = \sqrt{\frac{\mu}{a}} \frac{e \sin E}{1 - e \cos E} \Delta t \quad (2-28)$$

観測されるコード幅 c は、平均高度に対応する値と考えられるので、この値から立下り時のコード幅 c^*

表 2.1 姿勢角 ξ の推定結果 (ニューテーション角 = 30 度)

———— TEST PROGRAM FOR A ANALYTIC OUTPUT OF ————
 ———— HS-02 HORIZON SENSOR (TT-500A #13) ————

———— FLIGHT PATH CONDITION

HMAX = 300.00 KM
 HO = 150.00 KM
 DR/2 = 250.00 KM
 AZIM = 95.00 DEG

———— LAUNCH CITE POSITION

LATITUDE = 30.40 DEG NORTH
 LONOITUDE = 130.90 DEG WEST

———— SPEC. OF SATELLITE

IX = 825.90
 IY = 14.73
 GAMMA = 0.98 (= 1 - IY/IX)
 SPIN RATE = 2.00 RPS
 NUTATION ANGLE = 30.00 DEG

———— ORBITAL ELEMENTS

SEMI-MAJOR AXIS = 3366.0423 KM
 ECCENTRICITY = 0.9839323

———— SIMULATION TIME

START TIME = 9.50000 SEC
 FINAL TIME = 11.50000 SEC
 KIZAMIHABA = 0.0005000 SEC

T (SEC)	CW1 (DEG)	XI (DEG) TRUE	XI (DEG) ESTI	TAU (MSEC)
9.51969	152.8361	52.8052	56.1153	6.1449
10.02360	151.9199	50.6187	53.7082	6.3197
10.52773	150.7999	48.2273	51.0820	6.5408
11.03213	149.4272	45.6439	48.2524	6.8197

T (SEC)	CW2 (DEG)	XI (DEG) TRUE	XI (DEG) ESTI	TAU (MSEC)
9.49975	190.5495	53.7398	58.3010	6.7644
9.98985	201.6337	51.7105	50.1540	7.5774
10.49092	205.1335	49.4253	47.8123	7.8763
10.99172	209.1849	46.9420	45.2842	8.2573
11.49218	0.0000	44.2780	0.0000	0.0000

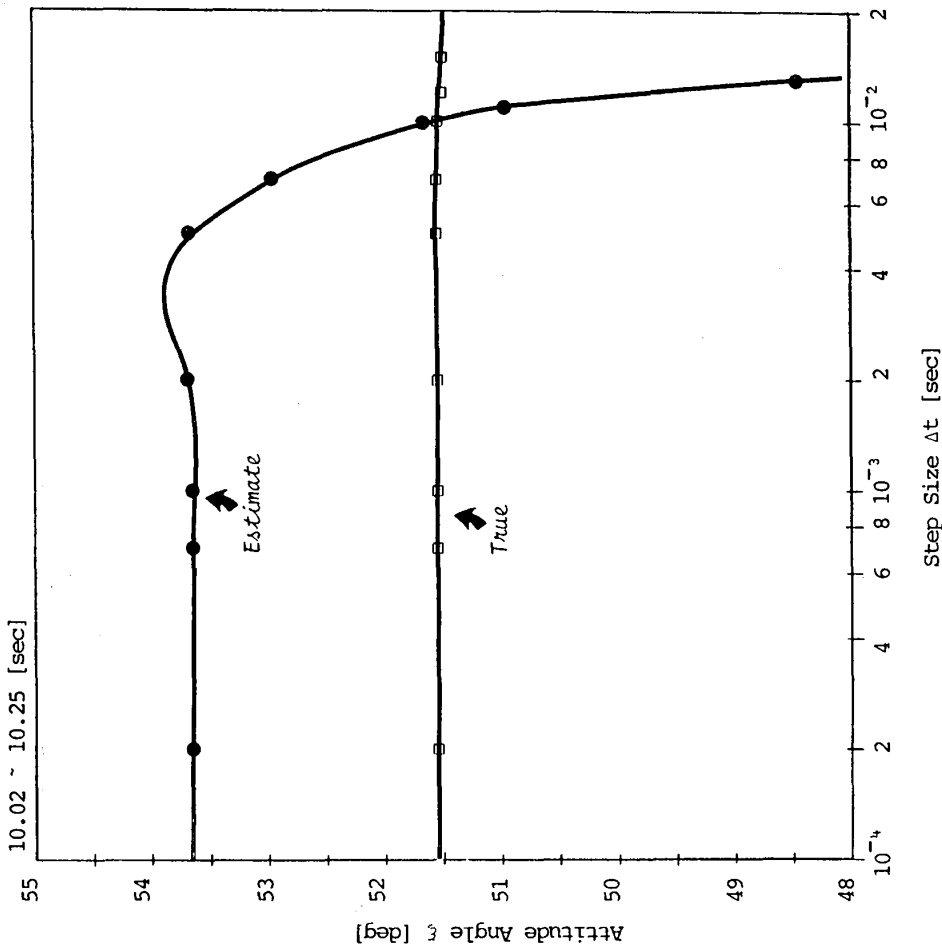


図 32 誤差解析 I (ニューテーションの影響)

- 仮定
- ・ ニューテーション角 = 30度
 - ・ 高度変化あり
 - ・ コード幅補正なし
 - ・ 真の姿勢角は立上り時の角度

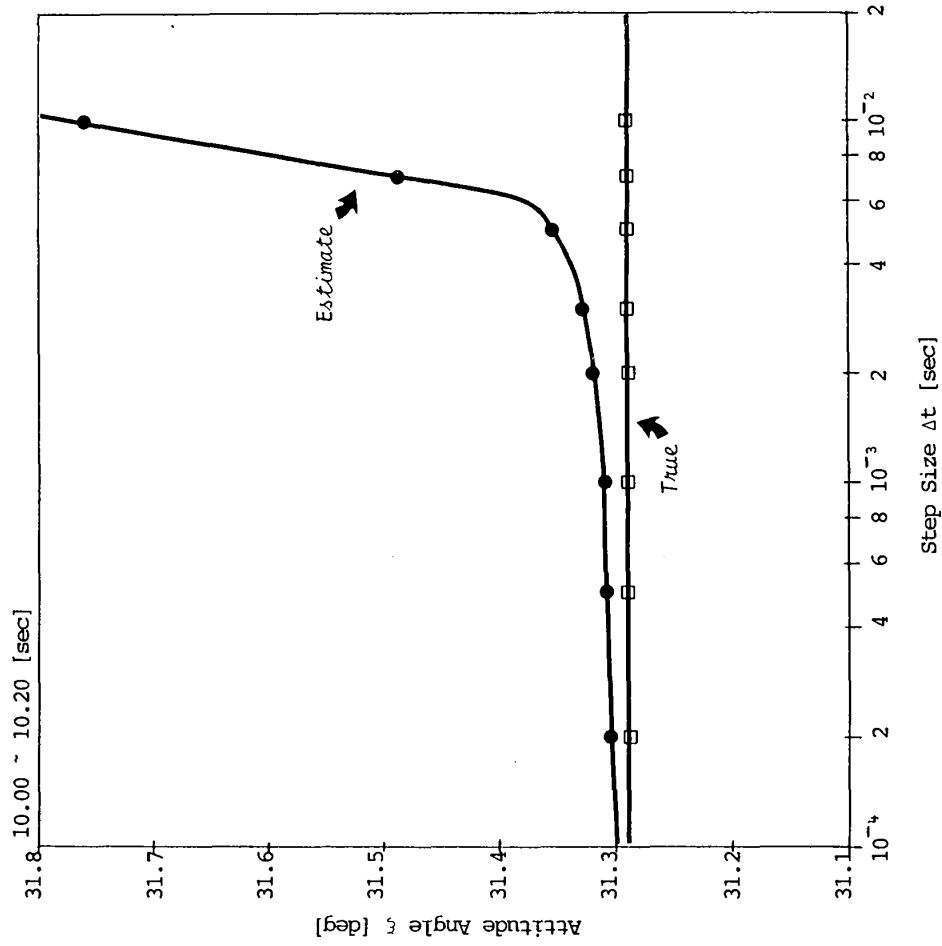


図 2.33 誤差解析 II (高度変化の影響)

- 仮定
- ・ ニューテーションなし
 - ・ 高度変化あり
 - ・ コード幅補正なし
 - ・ 真の姿勢角は立上り時の角度

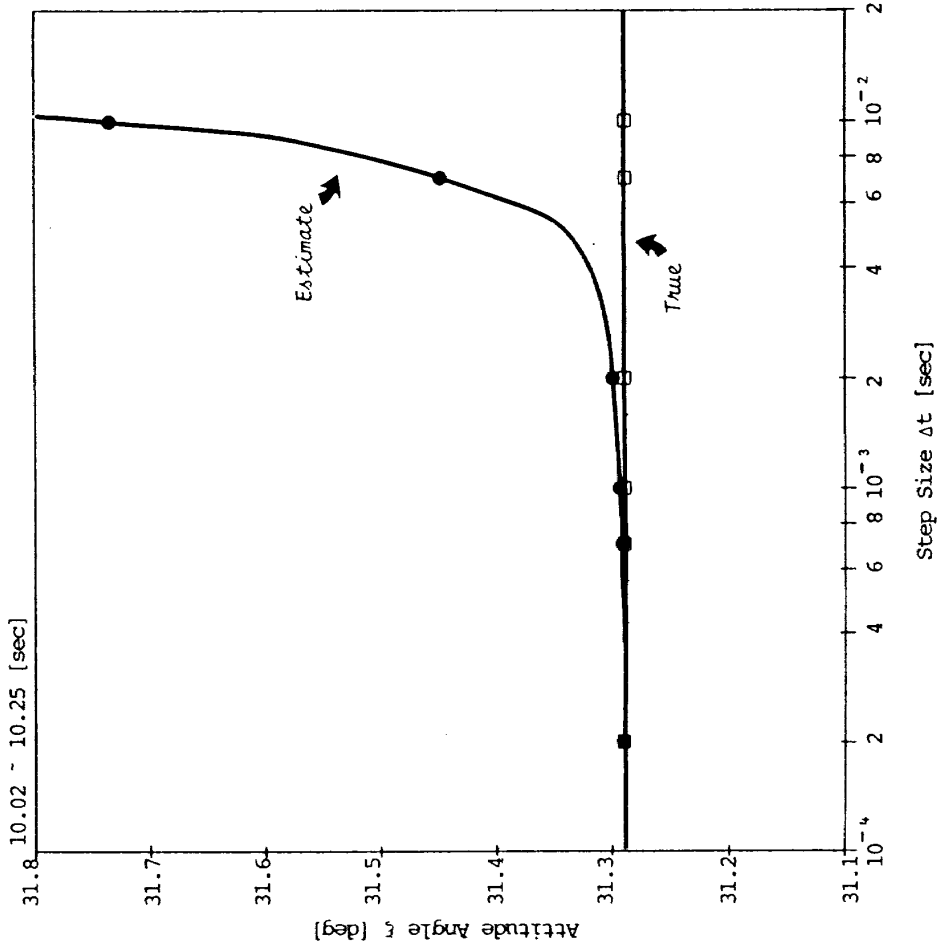


図 2.34 誤差解析Ⅲ (比較対照)

- 仮定 : ニューテーションなし
- : 高度変化なし
- : コード幅補正なし
- : 真の姿勢角は立上り時の角度

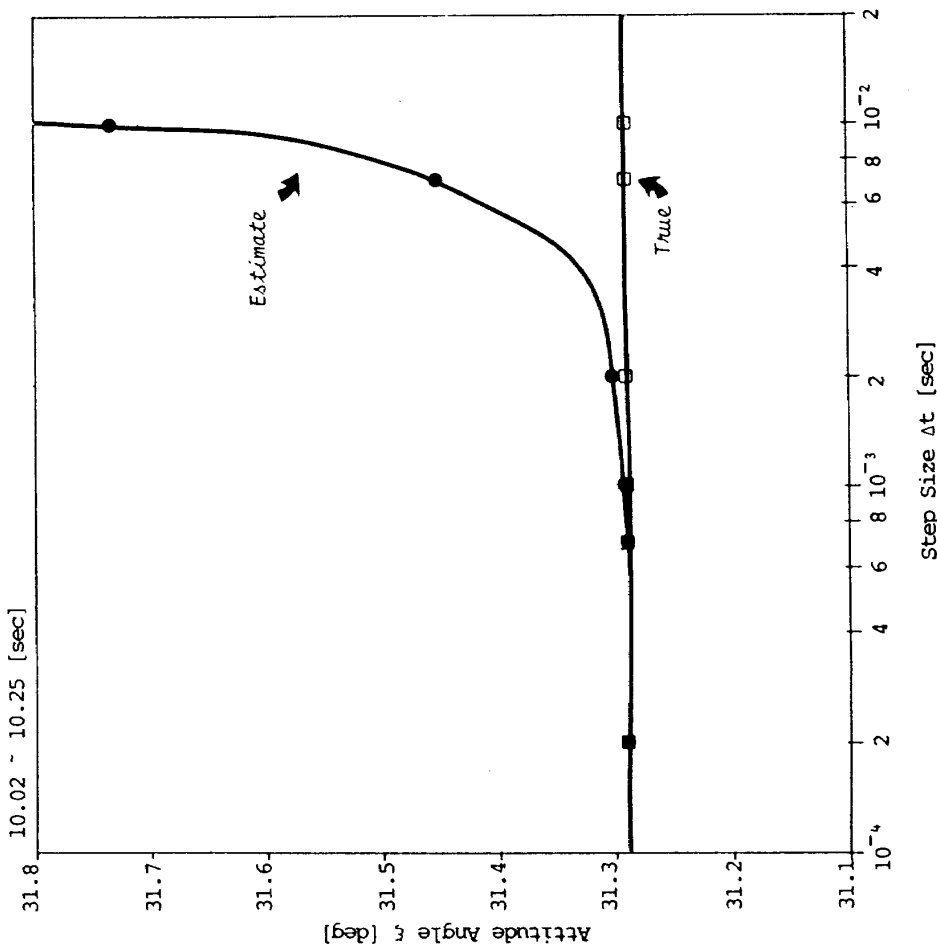


図 2.35 誤差解析Ⅳ (高度補正されたコード幅)

- 仮定 : ニューテーションなし
- : 高度変化あり
- : 真の姿勢角は立上り時の角度

は、

$$\Delta t = c/2\Omega_2 \quad (2-29)$$

として、

$$c^* = c \left(1 - \frac{R_E \tan \alpha_d}{\Omega_2 r^2 \sin \xi \sin \gamma \sin(c/2)} \right) \times \sqrt{\frac{\mu}{a} \frac{e \sin E}{1 - e \cos E}} \quad (2-30)$$

この結果を図 2.35 に示す。これはニューテーションがない場合であるが、十分補正されていると言えよう。しかし 30° のニューテーション運動させると、図 2.32 と同様に大きな誤差が生じた。

また、高度補正に関しては、ニューテーションがない場合は、姿勢角 ξ はほぼ一定となるので、立上り時と立下り時のそれぞれの高度から求められた ξ の相加平均値を計算することでもかなりよい推定が可能である(図 2.36)。

② ニューテーション補正

基本機器部がニューテーションをおこしている場合、たとえ一定のニューテーションであっても、コード幅はニューテーションがない場合よりも大きな値を示す。そこで、図 2.37 のような一定のニューテーションを考える。これは局所鉛直方向と角運動量ベクトルが一致していることを意味するが、この時、センサの可視領域(図の斜線部分)は、基本機器部がニューテーションのどの位置でも一定である($AB=CD$)。ところが、図 2.37 のように S_1 の位置の A から地球が見え始め、 S_2 の位置の D で見えなくなったとすると、実際のコード幅は $AB(=CD)$ であるにもかかわらず、センサ出力から計算されるコード幅($AB+\theta$)になってしまう。

今回の実験では基本機器部のニューテーション角度は 3 章に示すように十分に微小であったが、参考

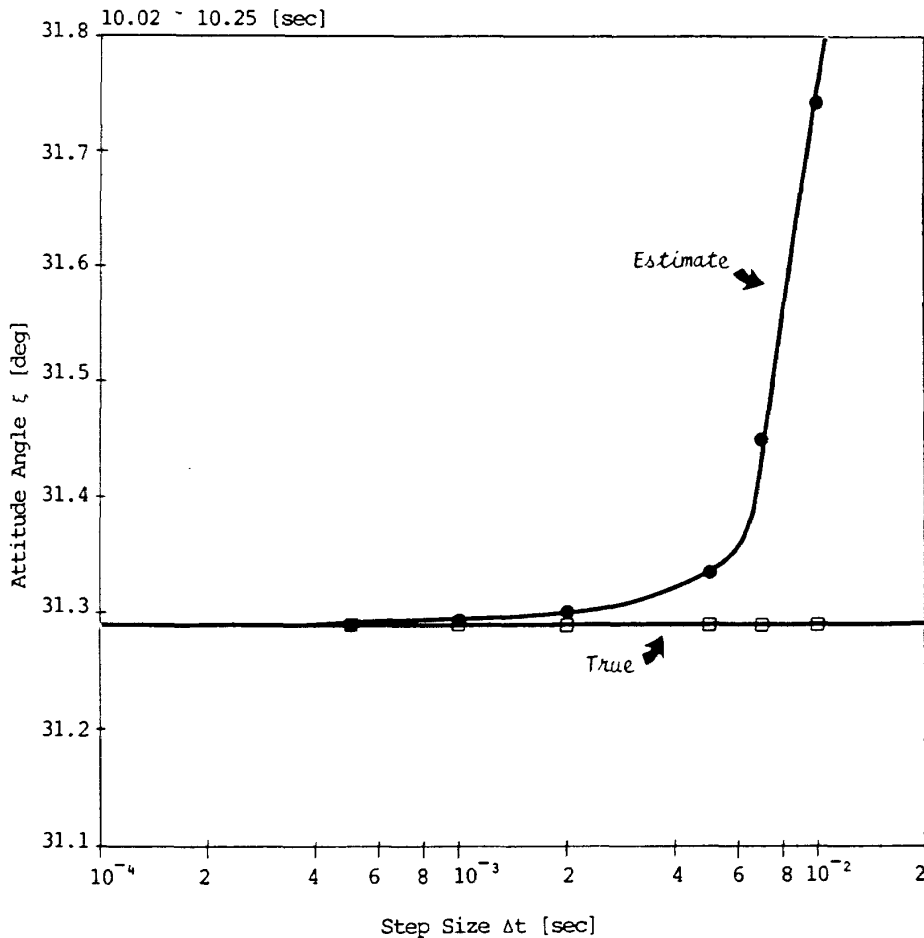


図 2.36 誤差解析 V (平均値コード幅)

- 仮定
- ・ ニューテーションなし
 - ・ 高度変化あり
 - ・ 真の姿勢角は立上り時の角度

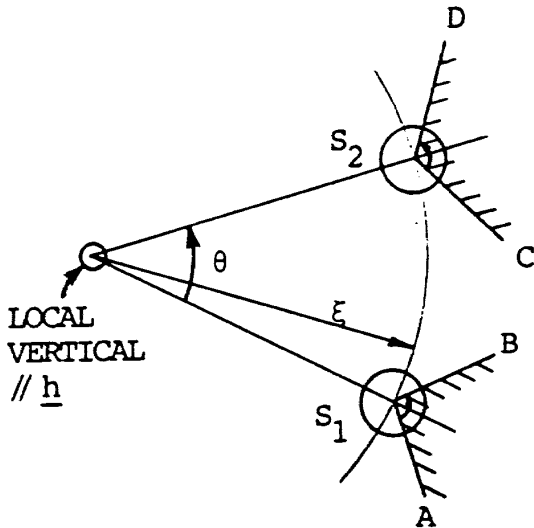


図 2.37 ニューテーションがある時の可視領域

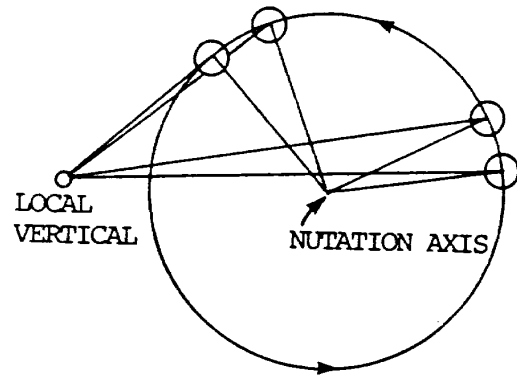


図 2.38 ニューテーション軸と局所垂直方向

として、図 2.39 の η (角運動量ベクトル傾斜角) と α (ニューテーション角) が測定可能である場合について、次のようなニューテーション運動の補正が可能であることを示す。

まず、 θ と θ の関係は、

$$\tan \theta = \frac{\sin \alpha \sin \theta}{\tan \eta \cos \alpha + \sin \alpha \cos \theta} \quad (2-31)$$

$$\delta \theta = \frac{\sin \alpha (\cos \theta \tan \eta \cos \alpha + \sin \alpha)}{\tan^2 \eta \cos^2 \alpha + \sin^2 \alpha + 2 \tan \eta \cos \alpha \sin \alpha \cos \theta} \delta \theta \quad (2-32)$$

また、スピン軸の倒れ角 ξ と θ の関係は、

$$\cos \xi = \cos \alpha \cos \eta - \sin \alpha \cos \theta \sin \eta \quad (2-33)$$

これらの関係式より、測定されたコード幅 c からの補正コード幅 c^{**} は、ニューテーション周期を T として、次のようになる。

$$c^{**} = c \left(1 - \frac{\partial_2}{T} \times \frac{\sin \alpha (\cos \theta \tan \eta \cos \alpha + \sin \alpha)}{\tan^2 \eta \cos^2 \alpha + 2 \tan \eta \cos \alpha \sin \alpha \cos \theta} \right) \quad (2-34)$$

この方法では θ を求める際に倒れ角 ξ が必要なので、シミュレーションでは、繰り返し法によって、コード幅を補正する。

この結果の誤差解析を図 2.40 に示す。真の姿勢角としては立下り時の姿勢角を採用しているが、この時の定常誤差は約 0.6 度となり、ニューテーション補正をしない時よりも 1 桁精度が向上することが

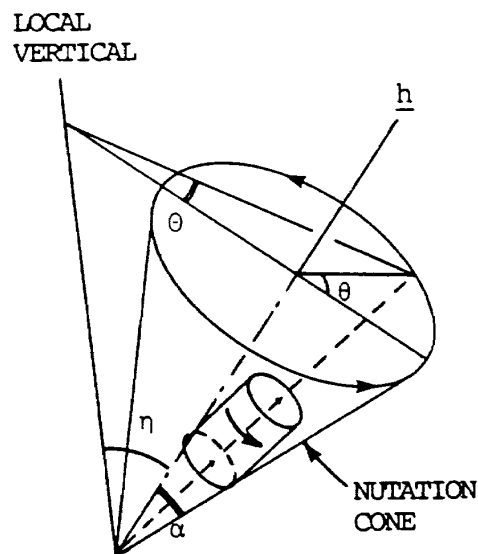


図 2.39

わかる。

2.2 HS02 出力波形予備解析

2.2.1 目的・概要

本予備解析は HS02 出力信号に基づいて、光電系の赤外入力を推定すると考えられる問題を検討し、推定方法・手法を確認することを目的とする。

HS02 の光学系・光電系のブロック線図は図 2.41 の通りであり、HS02 イコライザ出力から光電系への赤外入力を求めるには、

- a. 逆伝達関数による周波数領域での解析
- b. 逆伝達特性の時間領域での解析

等の手法が考えられる。本研究では、次の理由によって、a. の方法を採用した。

- 1) 繰り返し演算 (Iteration) がいないため高速処

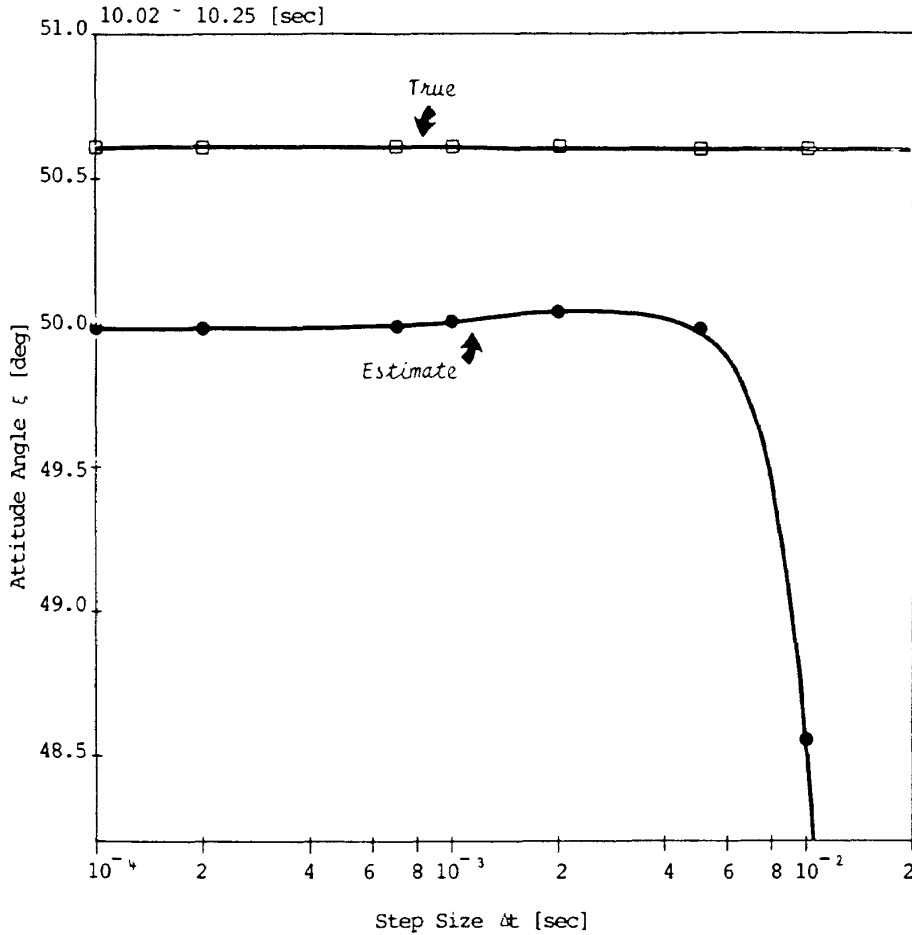


図 2.40 誤差解析 VI (ニューテーション補正)

- 仮定 ・ ニューテーション角 = 30度
- ・ 高度変化あり
- ・ 真の姿勢角は立下り時の角度

理ができる。

2) 高速フーリエ変換ルーチン等のソフトウェアが既に整備されている。

3) 光電系フィルタ特性を表現するパラメータが周波数領域でより分かり易く表現される。

次節以降において、光電系の特性をシミュレートする方法とその出力例を示し、逆フーリエ変換による波形再生とその問題点、入力波形再生例等を記述する。

2.2.2 HS02光電系の伝達関数と時間領域での表現

入力光と出力電圧の関係は図 2.41 より光電系の時定数を $T_2 = 5.73[\text{sec}]$, $T_3 = 0.489[\text{msec}]$, $T_4 = 0.487[\text{sec}]$, $T_6 = 4.78[\text{sec}]$ として

$$V = \frac{KT_2T_6s^2}{(1+sT_2)(1+sT_3)(1+sT_4)}R \tag{2-35}$$

で表わされる。この伝達関数の振幅特性は図 2.42 に示すような折線近似で表わされる。

(2-35)式で与えられる光電系に赤外入力が入った場合の出力波形を時間関数として求めるために、(表 2.2 及び図 2.43), 状態遷移行列による方法と、Runge-Kutta-Gill 法による積分法を行い、両者を比較した。その結果、両者は良く一致したので、次節以降は状態遷移行列法による出力波による。

2.2.3 フーリエ変換及び逆フーリエ変換による波形の再生の手法と問題点

炭酸ガス吸収帯を利用した赤外地平線センサ (HS02) のデータ処理にフーリエ変換を応用するこ

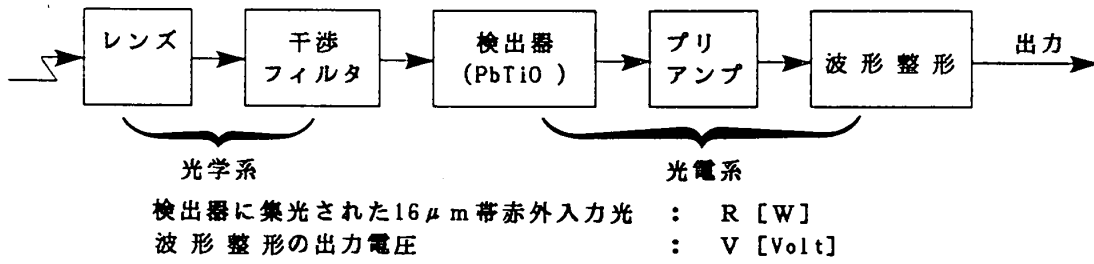


図 2.41 光電系のブロック線図

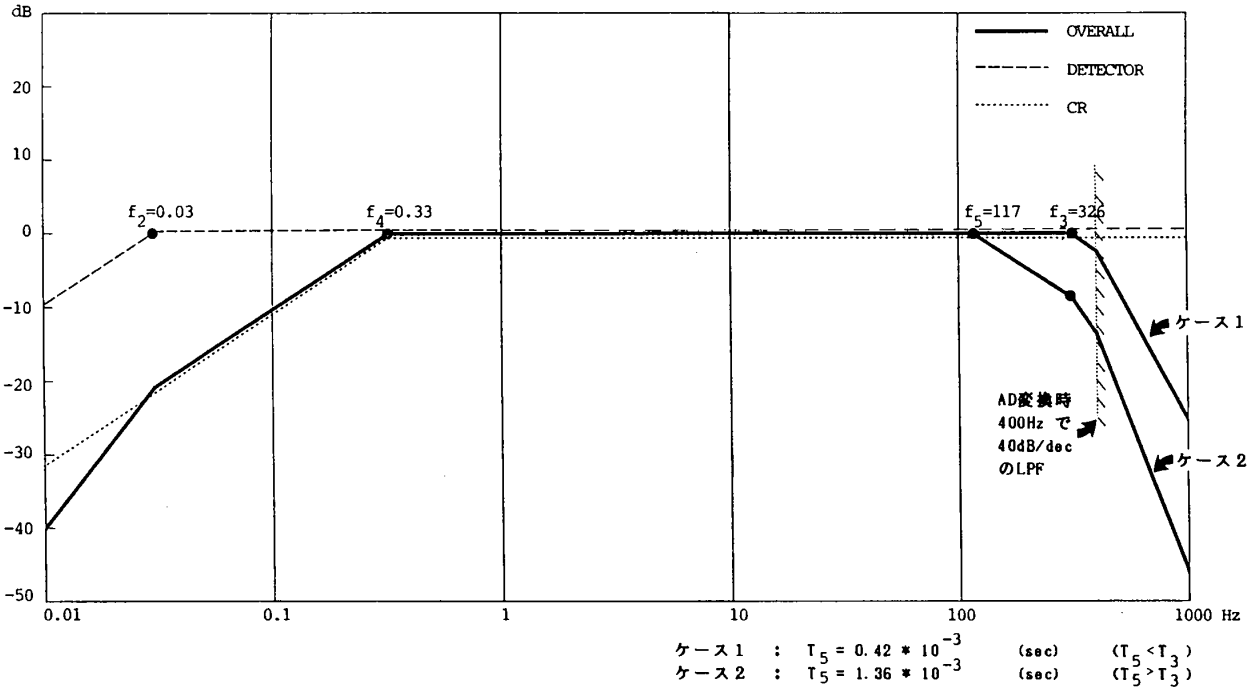


図 2.42 地上試験における HS02 光電系の伝達関数 (折線近似)

表 2.2 HS02 光電系の遷移行列と状態方程式表現

方 式	遷 移 行 列	一階微分方程式 (RKG用)
アルゴリズム	$V^{k+1} = T_2 T_6 (c_2 x_2^{k+1} + c_3 x_3^{k+1} + c_4 x_4^{k+1})$ $x_2^{k+1} = e^{\lambda_2 \Delta} x_2^k + \lambda_2^{-1} (e^{\lambda_2 \Delta} - 1) R^k$ $x_3^{k+1} = e^{\lambda_3 \Delta} x_3^k + \lambda_3^{-1} (e^{\lambda_3 \Delta} - 1) R^k$ $x_4^{k+1} = e^{\lambda_4 \Delta} x_4^k + \lambda_4^{-1} (e^{\lambda_4 \Delta} - 1) R^k$ 但し $c_2 = \lambda_2^2 w, \quad c_3 = \lambda_3^2 w, \quad c_4 = \lambda_4^2 w$ $w = \frac{\lambda_2 \lambda_3 \lambda_4}{(\lambda_4 - \lambda_3)(\lambda_3 - \lambda_2)(\lambda_2 - \lambda_4)}$	(5)~(8)式を微分方程式に書き直すと, $dx_1/dt = -T_2^{-1} x_1 + T_2^{-1} R$ $dx_2/dt = -T_3^{-1} x_1 - T_3^{-1} x_2 + T_3^{-1} R$ $dx_3/dt = T_6 T_4^{-2} x_2 - T_4^{-1} x_3$ $V = T_6 T_4^{-1} x_2 - x_3$
条 件	Rは0, Δ)で一定, (Δ ≪ 1は不要)	きざみ幅は十分小さいこと
制 限	線形定数系でΦ(t)のクローズドフォーム必要	一階の状態方程式が求まり, 物理的に実現可能系のこと
使用計算機及びソフトウェア	NOVA "RAMPP" by Kida +"HS02F" by Okamoto	NOVA "GTRESP" by Melsa

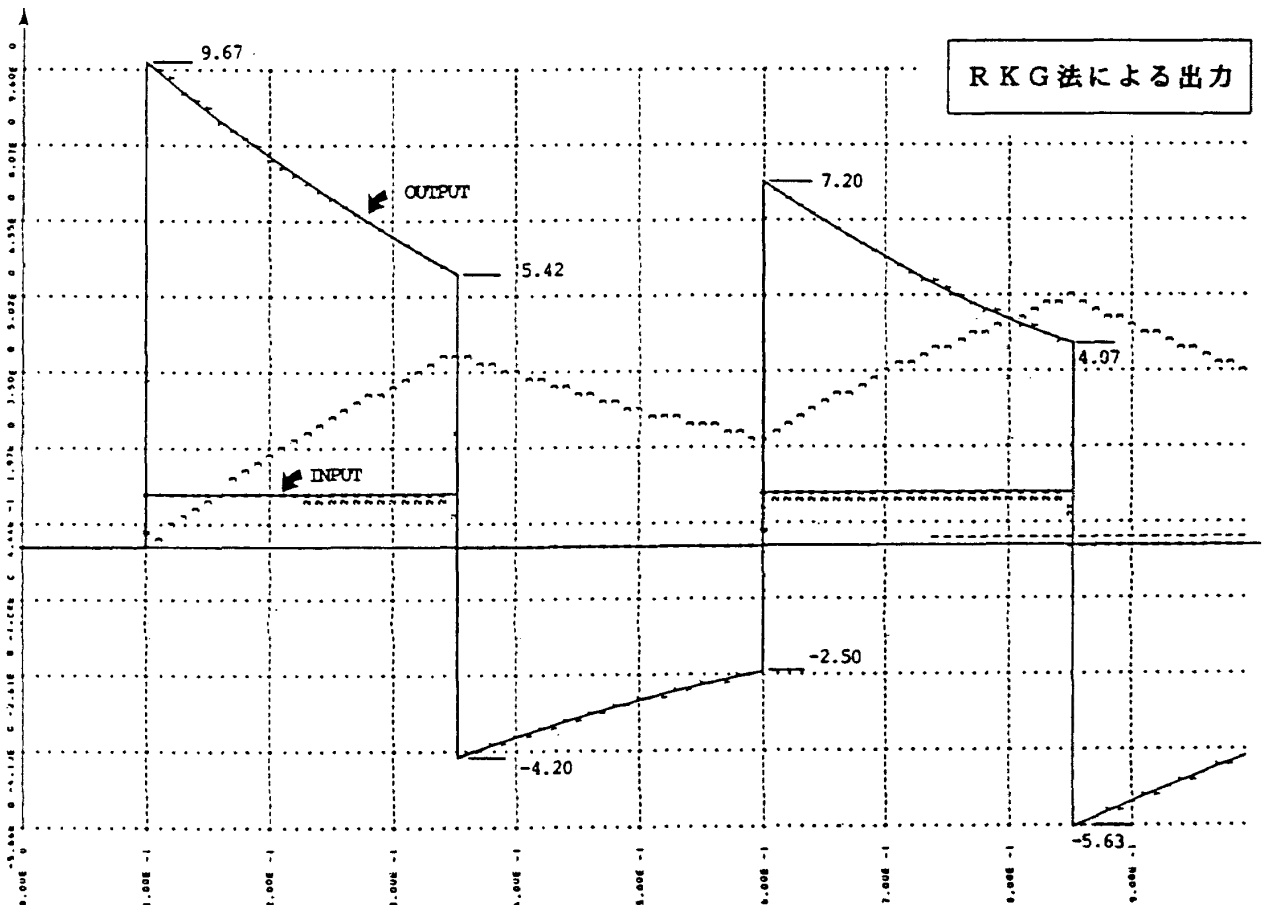
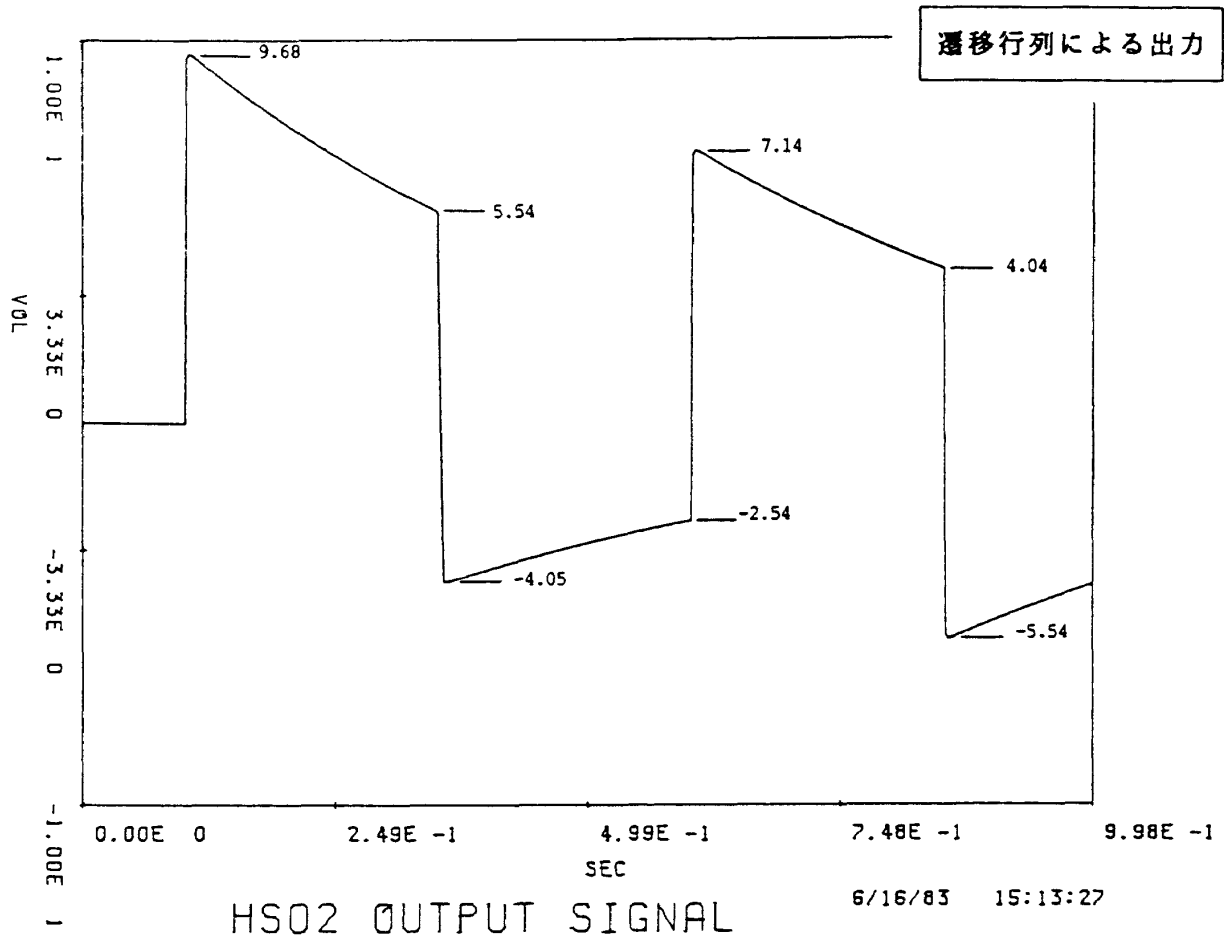


図 2.43 遷移行列及び RKG による HS02 出力

とについて簡単にまとめた。地球センサのシステム・ブロック図は図 2.44 の通りである。ここで、センサ入力の変換関数 $H(\omega)$ はあらかじめわかっているものとする。今、センサ出力 $f(t)$ 、 $g(t)$ のフーリエ変換をそれぞれ $F(\omega)$ 、 $G(\omega)$ とすれば、

$$F(\omega) = H(\omega)G(\omega) \quad (2-36)$$

の関係から、

$$g(\omega) = F^{-1}[F(\omega)/H(\omega)] \quad (2-37)$$

を計算すればよいが、計算機処理の都合で、 $f(t)$ は離散値を使用する。この時の $g(t)$ を求める方法をまとめる。ただし、出力 $f(t)$ は有限帯域 ($-W/2 \sim +W/2$) となるようにフィルターをかけるものとする。

(1) センサ出力 $f(t)$ を周期 T の周期関数と仮定し、1 周期 T の区間を等間隔に N 回サンプリングしたとすると、サンプリング時間 t_s は

$$t_s = T/N, \quad \omega_s = 2\pi/t_s \quad (2-38)$$

サンプリング周期； $t \leq 2\pi/W$ でなければならない。

このときの N 個の出力値

$$f(nt_s); n=0,1,\dots,N-1 \quad (2-39)$$

から $f_0(t)$ を、

$$f_0(t) = \sum_0^{N-1} f(nt_s) \delta(t-nt_s) \quad (2-40)$$

$f(t)$ は $f_0(t)$ を 1 周期とする周期関数とみなして、

$$f(t) = \sum_{-\infty}^{+\infty} \alpha_n \exp[jn\omega_0 t], \quad \omega_0 = 2\pi/T \quad (2-41)$$

とフーリエ級数に展開する。このときの α_n は、

$$\begin{aligned} \alpha_n &= \frac{1}{T} \int_{-T/2}^{T/2} f(t) \exp[-jn\omega_0 t] dt \quad (2-42) \\ &= \frac{1}{T} \int_0^T \sum_{m=0}^{N-1} f(mt_s) \delta(t-mt_s) \\ &\quad \times \exp[-jn\omega_0 t] dt \\ &= \frac{1}{T} \sum_{m=0}^{N-1} f(mt_s) \exp[-jn\omega_0 mt_s] \end{aligned} \quad (2-43)$$

このとき、

$$\begin{aligned} F_0(n\omega_0) &= T\alpha_n \\ &= \sum_{m=0}^{N-1} f(mt_s) \exp[-jn\omega_0 mt_s], \\ n &= -M_0 \sim M_0 \end{aligned} \quad (2-44)$$

ここで注意しなければならないことは、 $f(t)$ が有限帯域なのでインデックス n は $|n| < M_0$ と有限になることである。

(2) センサシステムの伝達関数 $H(\omega)$ は既知なので、

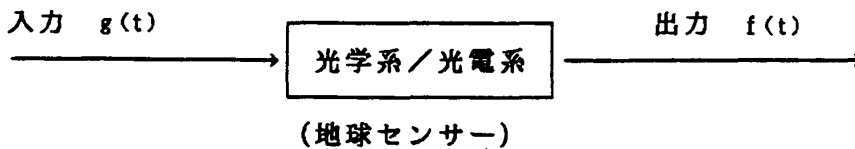


図 2.44 地球センサーのシステム・ブロック図

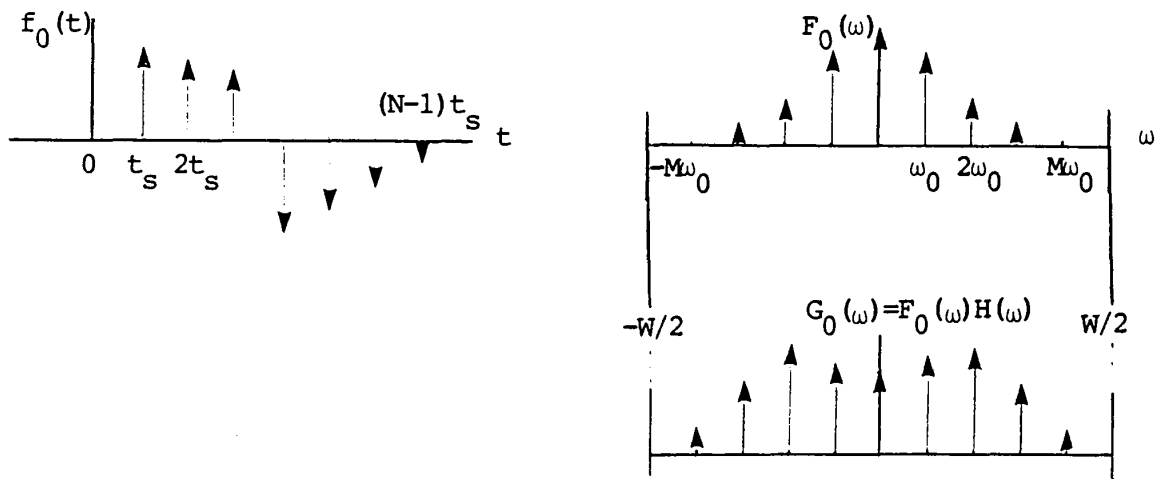


図 2.45

$$G_0(n\omega_0) = F_0(n\omega_0)/H_0(n\omega_0), \quad n = -M \sim M \quad (2-45)$$

M は M_0 よりも大きな値として、 $\Omega/2 = M\omega_0$ とすれば、 $G_0(\omega)$ は $F_0(\omega)$ と同様 $|\omega| < \Omega/2$ の有限帯域な関数である。そこで、 $G(\omega)$ として、 $G_0(\omega)$ を1周期とする周期関数とみなして、

$$G(n\omega_0 + \Omega) = G(n\omega_0), \quad |n| < M \quad (2-46)$$

$G(\omega)$ をフーリエ級数に展開した場合、

$$G(\omega) = \sum_{-\infty}^{\infty} \beta_{-m} \exp[-jm t_0 \omega], \quad t_0 = 2\pi/\Omega \quad (2-47)$$

この時 β_{-m} は同様に、

$$\begin{aligned} \beta_{-m} &= \Omega^{-1} \int_{-\Omega/2}^{\Omega/2} G(\omega) \exp[jm t_0 \omega] d\omega \\ &= \Omega^{-1} \sum_{-M}^M G(n\omega_0) \exp[jm t_0 n\omega_0] \end{aligned} \quad (2-48)$$

ここで、

$$G_0(\omega) = \sum_{-M}^M G(n\omega_0) \delta(\omega - n\omega_0) \quad (2-49)$$

を用いた。

$G_0(\omega)$ の逆フーリエ変換を $g_0(t)$ とすれば、

$$\begin{aligned} g_0(m t_0) &= (\Omega/2\pi) \beta_{-m} \\ &= (1/2\pi) \sum_{-M}^M G(n\omega_0) \exp[jm t_0 n\omega_0] \end{aligned} \quad (2-50)$$

これより、離散化された入力信号 $g(t)$

$$g(t) = \sum_{-M}^M g_0(m t_0) \delta(t - m t_0) \quad (2-51)$$

を求めることができる(解は $2n+1$ 個のセットとなる)。

2.2.4 入力波形再生の例(1) — 理想入力モデル

開発した波形逆変換プログラムのチェックのために、図2.47(上)に示す数値入力モデル(パルス幅0.25 sec; 10 msecの立ち上がり/立下り傾斜)を考えた。この時、HS02出力は、2.2.2節に述べた方法でシミュレーションし、図2.47出力はフィルタ時定数のうち、最も遅いモード($1/f$)による長い過度応答を持つ特性となる。このような非定常出力は、基本機器部の運動によって、HS02が地球を観

測できない時(2.1参照)、実際上は、発生し得る現象であると考えられる。この検討のために入力波形再生例として、

図2.48…非定常データの再生例

図2.49…定常データの再生例

の二つの結果を示す。

理論通りに、再生可能な定常データに比べて、非定常のデータでは、フーリエ変換を行なう波形に不連続性(0.0秒と4.99秒の値の間のジャンプ)があるために、再生波形は右下がりに傾斜したものとなっている。非定常データの再生処理を順調に行なうために、DCレベルを調整し、データ両端部を連続化することを試みた(図2.50にこの連続化処理の効果を示す)。

2.2.5 入力波形再生の例(II)

HS02地上試験(昭57/12/27於MRIT)で、カセット式アナログデータレコーダに記憶された波形の解析例を以下に示す。この時点に於ける、HS02光電系の伝達関数は、前節までに取り扱ったもの((2-35)式)と異なり、一次遅れが一要素だけ付加された形をとる。即ち、

$$G(s) = \frac{KT_2 T_6 s^2}{(1+sT_2)(1+sT_3)(1+sT_4)} \quad (2-35) \text{式と同じ。}$$

$$\times \frac{1}{(1+sT_5)} R$$

付加された部分。 (2-52)

ただし、 T は次の2通りを試みた。

ケース1: $T_5 = 0.42 \times 10^{-3}$ [sec] ($T_5 < T_3$)

ケース2: $T_5 = 1.36 \times 10^{-3}$ [sec] ($T_5 > T_3$)

解析波形の例は次の通りである。

図2.51(上) ケース1の場合のHS02出力

図2.51(下) ケース2の場合のHS02出力

なお、いずれの場合も、AD変換時のアンチ・リアス・フィルタは遮断周波数400[Hz]、スロープ40[dB/decade]の高域カット・フィルタを用いた。

これらの予備実験により、上記に述べた波形逆変換の方式の妥当性が確認され、フライト・データの解析に使用できる目途がついた。

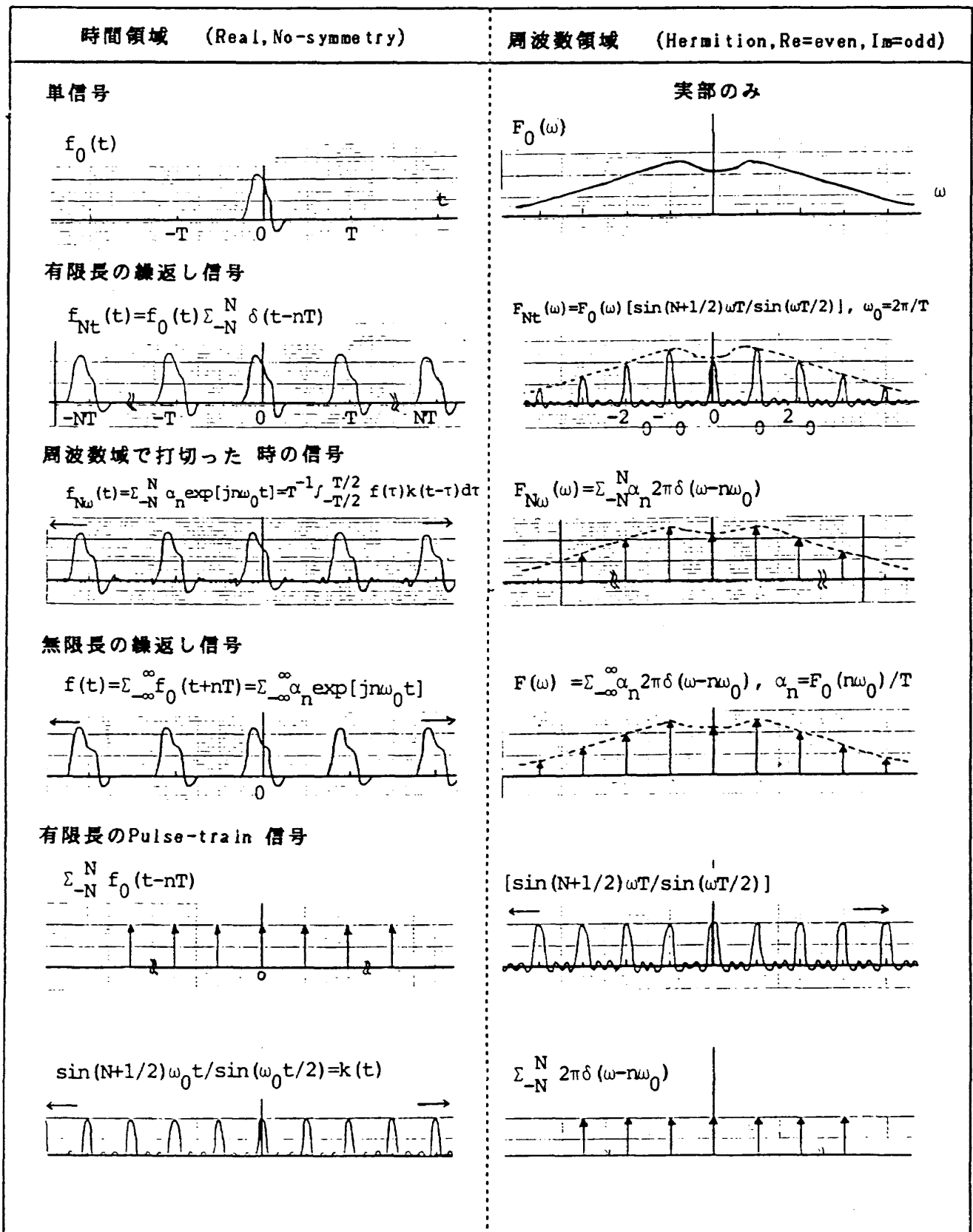


図 2.46 フーリエ変換

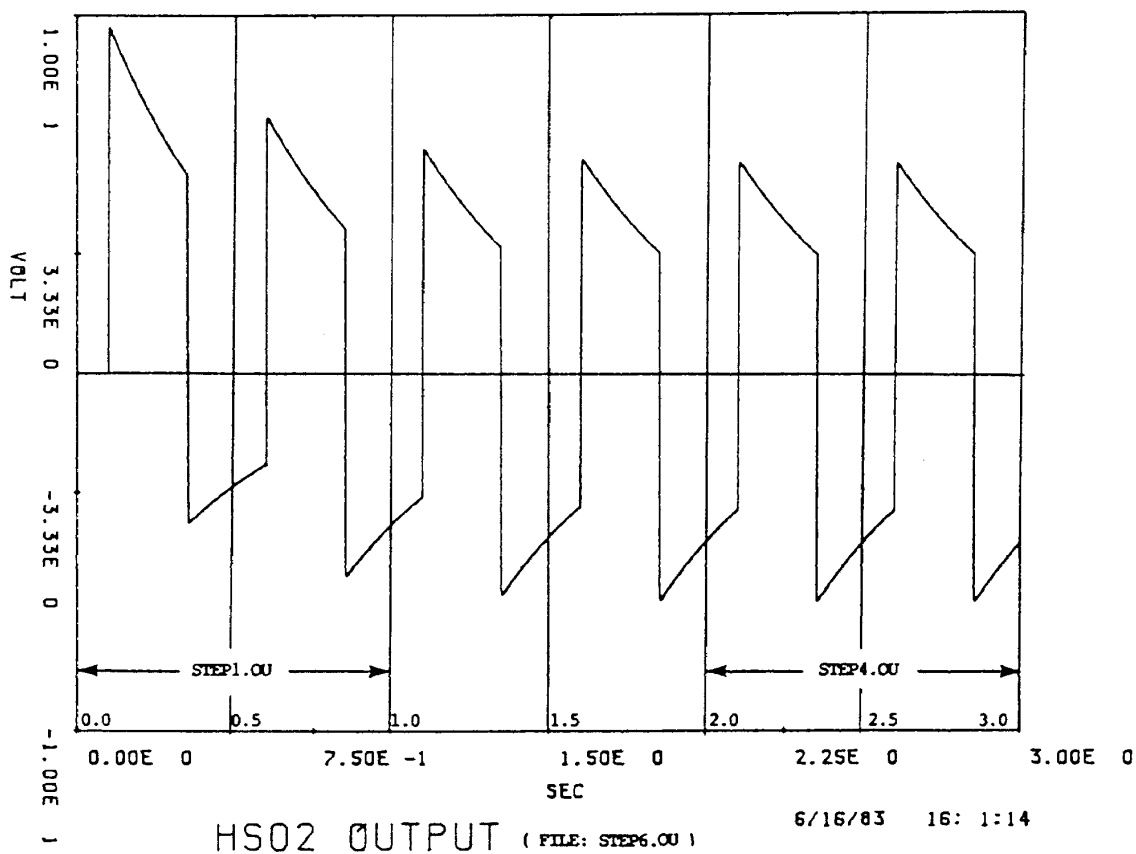
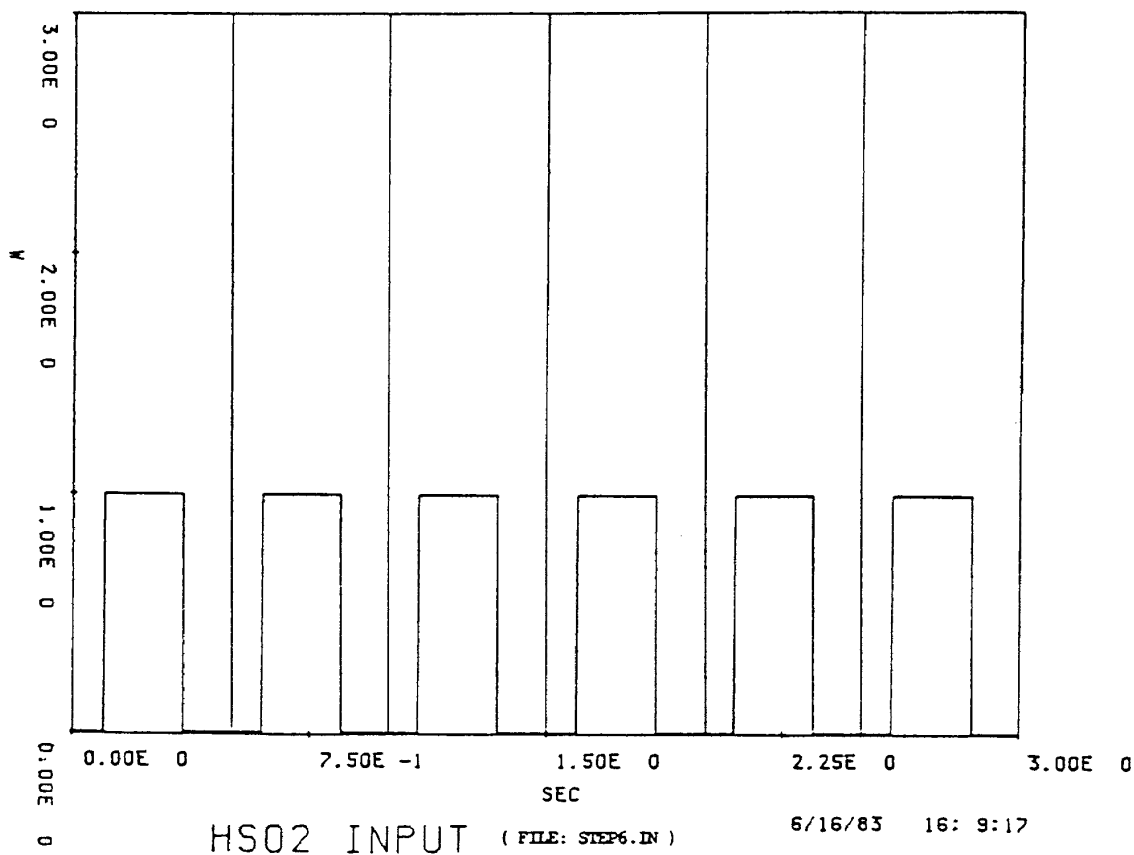


図 2.47 理想入力モデル (上) と HS02 シミュレーション出力 (下)

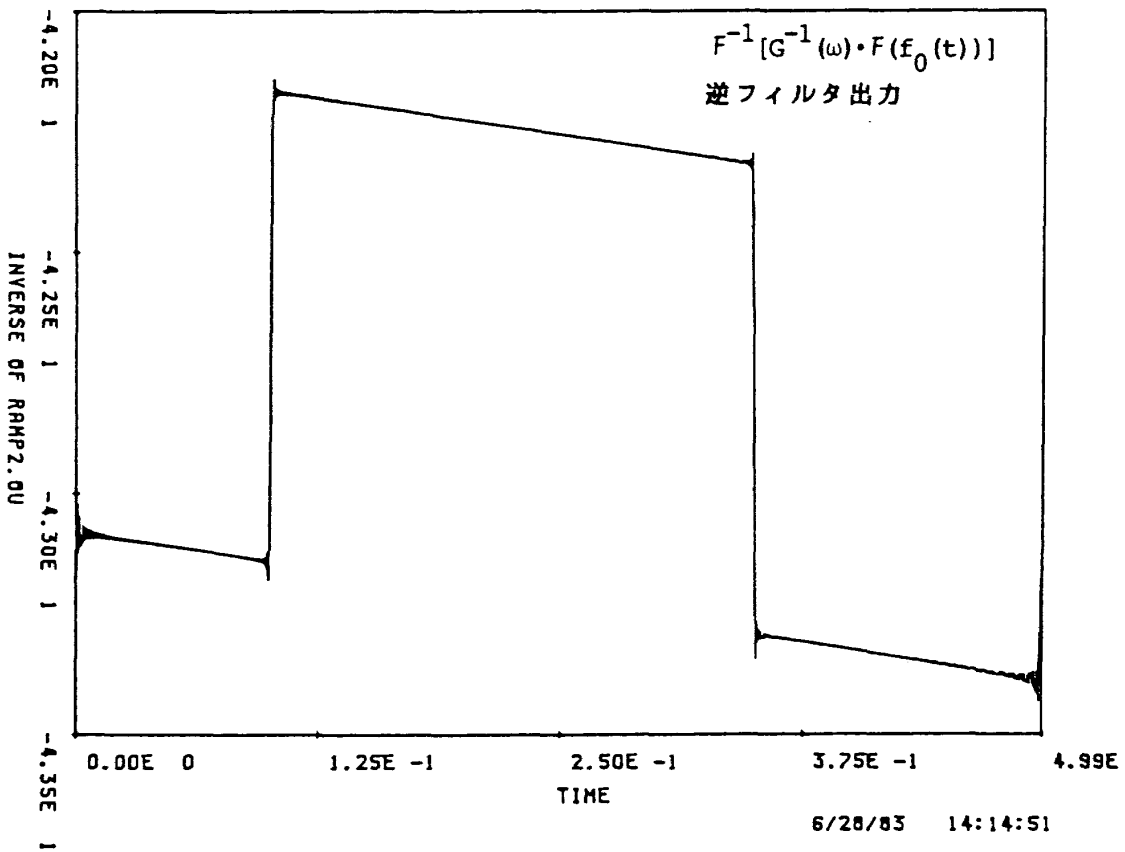
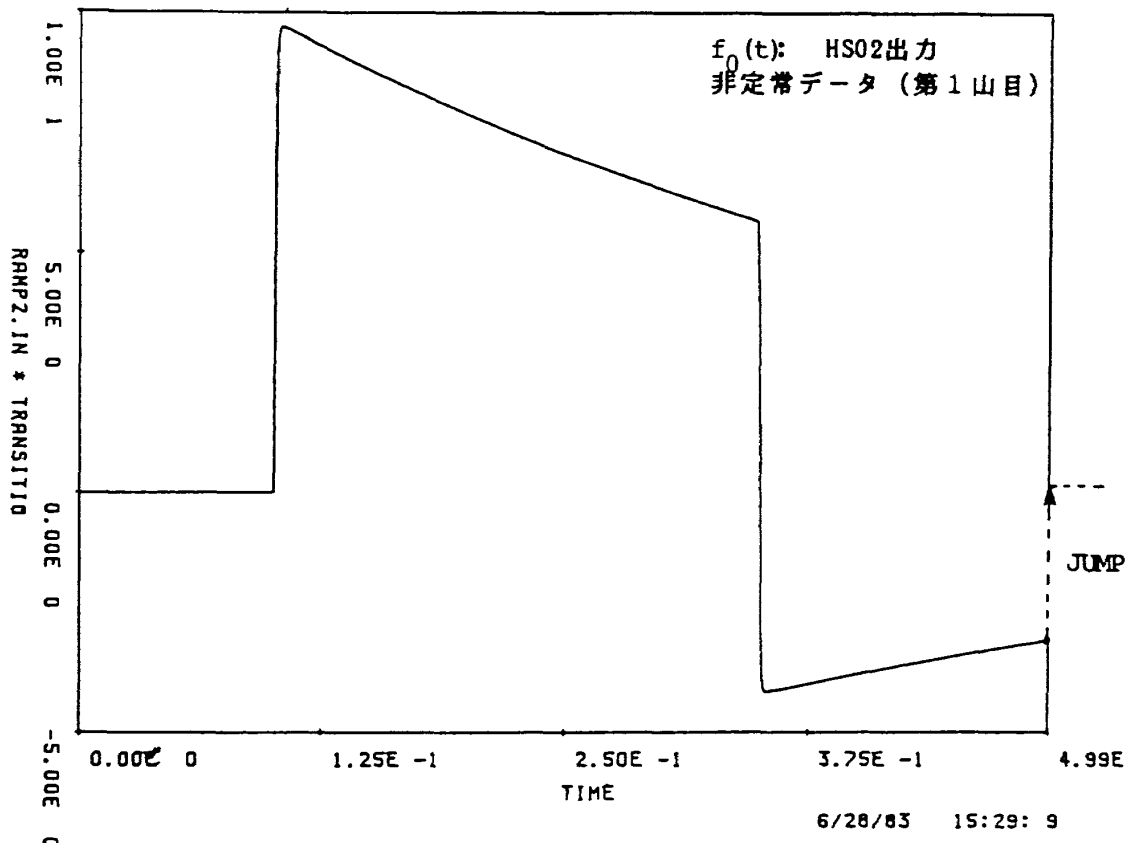


図 2.48 入力波形再生例(I)…非定常データ

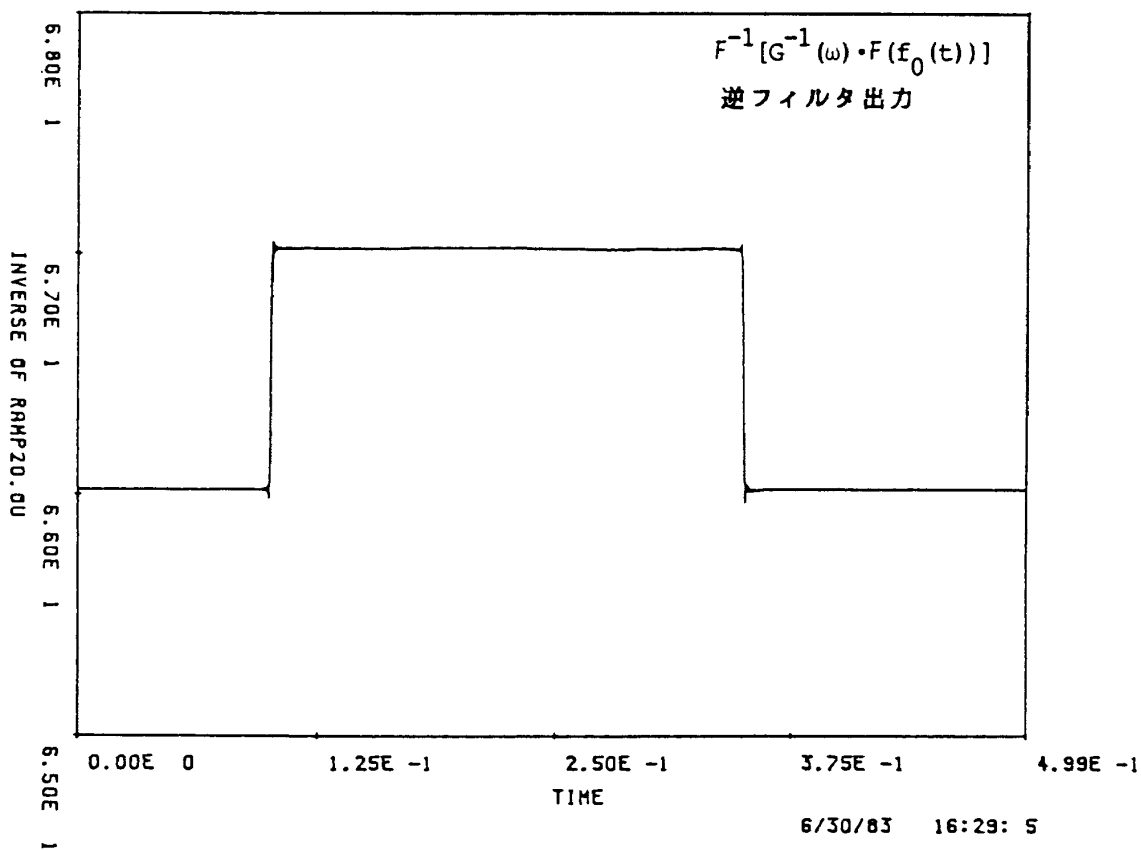
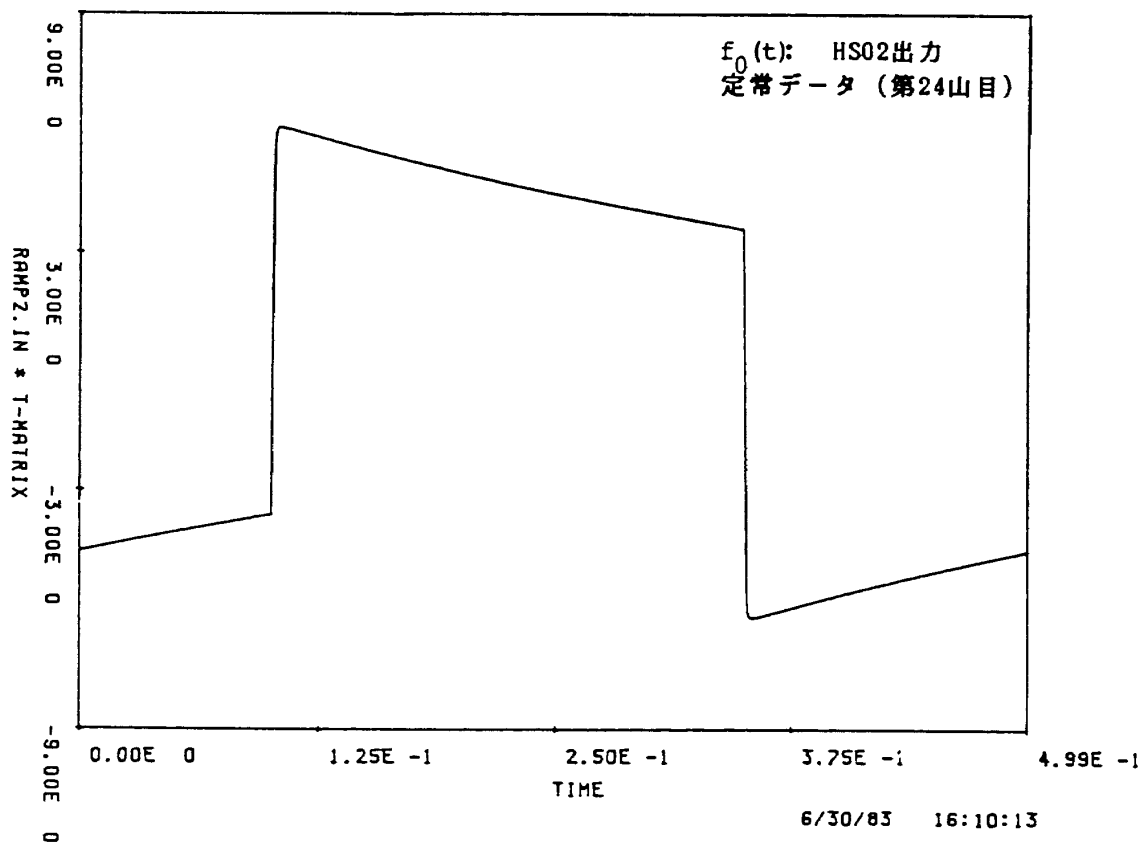
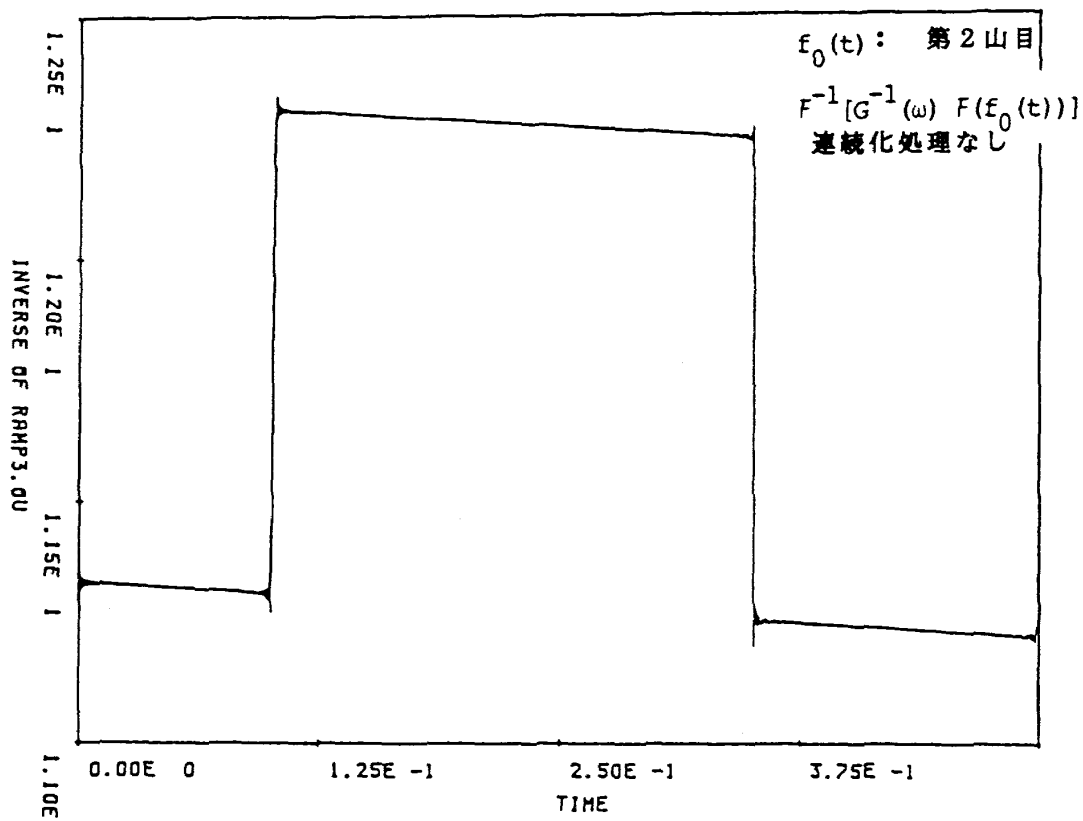
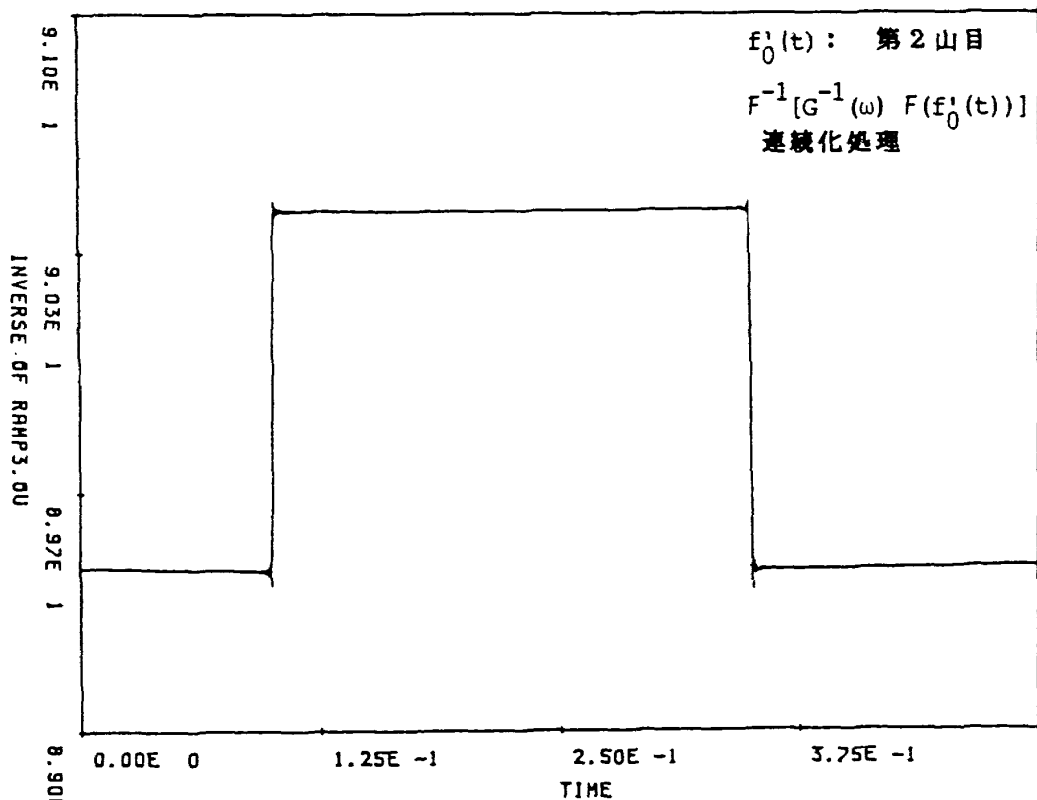


図 2.49 入力波形再生例(1)…定常データ



7/ 4/83 9:13:22

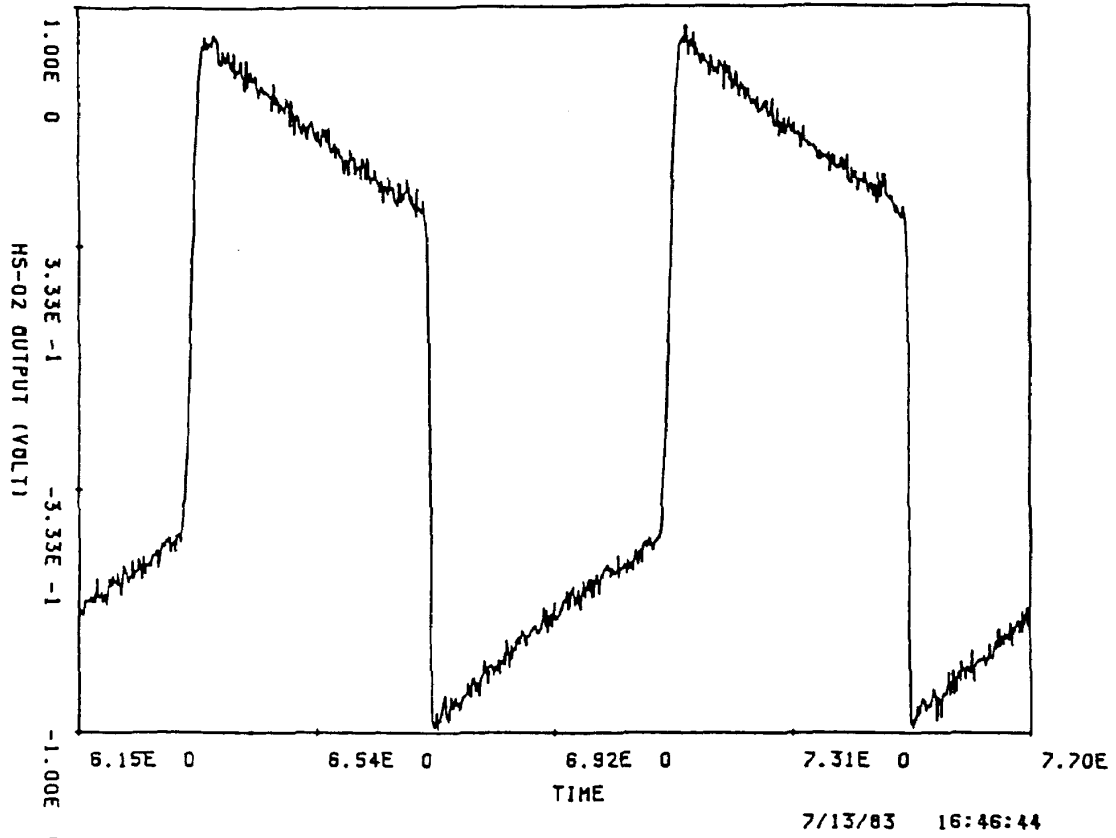
NO CONT.



7/ 4/83 9: 2:34

CONT.

図 2.50 連続化処理の効果



CMRI.03

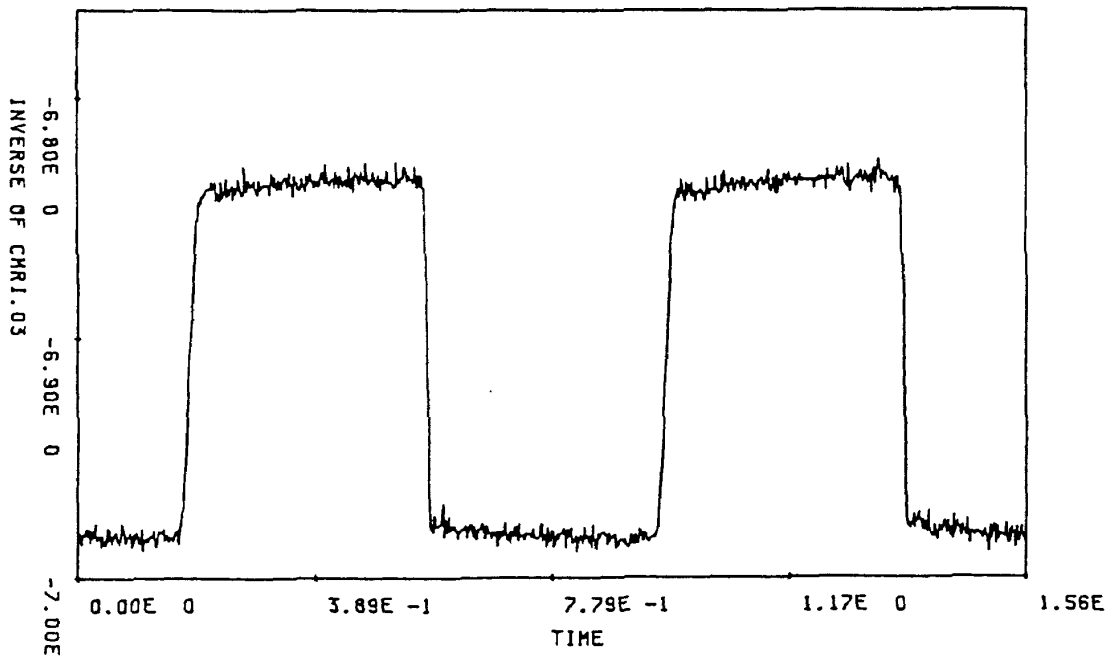


図 2.51 入力波形再生例(II)・・・HS02 地上試験データ

2.3 文 献

- 1) 豊田 実, 他; ロケット搭載用マルチ地平線センサ, 東京大学宇宙航空研究所報告, 第11巻第3号, 1975年10月
- 2) 木田 隆, 他; スキャン型地球センサの解析・評価, 航空宇宙技術研究所報告, TR-633, 1980年10月

3. フライト実験及び取得データ

3.1 フライト実験の概要

TT-500A型ロケット13号機を利用した地球赤外プロファイル測定実験は1983年8月19日8:00時から約10分間行なわれた。搭載された赤外地平線測定装置(HS02)は、順調に動作し、増田追跡管制所に於けるデータ取得作業もとどこおりなく行なわれ、所期のデータは全て取得された。

1) 搭載実験装置-赤外線測定装置(略称HS02)の概要
仕様の概略値を表3.1に示す。地球大気から放射

される赤外線はHS02に設けられた2個の光学系ヘッドを通して光学フィルタにより14~16 μ m帯のエネルギーが焦電型検出器で電気信号に変換される(ヘッド出力信号1,2)。また姿勢モニタのため固定スレッショールド値で出力信号1をパルス信号(コード幅)に変換するための回路も有する。

2) 搭載の概要

HS02は図3.1のようにTT-500A-13号機の基本機器部に搭載され、ロケット側壁に設けられた観測窓を通して光学系に入射する地球放射赤外線を検出する。ロケット基本機器部本体がスピニングしているために装置の視熱はこれに伴って宇宙空間、大気層お

表 3.1 HS02 主要諸元

赤外線検出装置	焦電型赤外検出器 (PbTiO ₃)
赤外レンズ	反射防止膜付 Ge レンズ 35mm ϕ
赤外プリズム	反射防止膜付 Ge プリズム
使用波長帯	14~16 μ m 炭酸ガス吸収帯
瞬時視野角	約 1.5°
キャント角	HD1; 0°, HD2; 30°
電源電圧・消費電力	28V, 1.2W
重 量	1.2 kg
形状・寸法	箱型・100 × 122 × 65mm

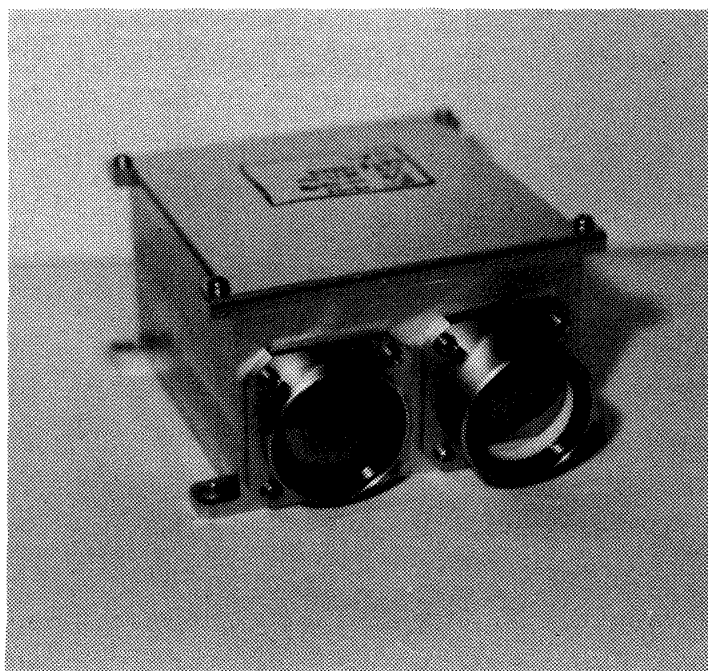
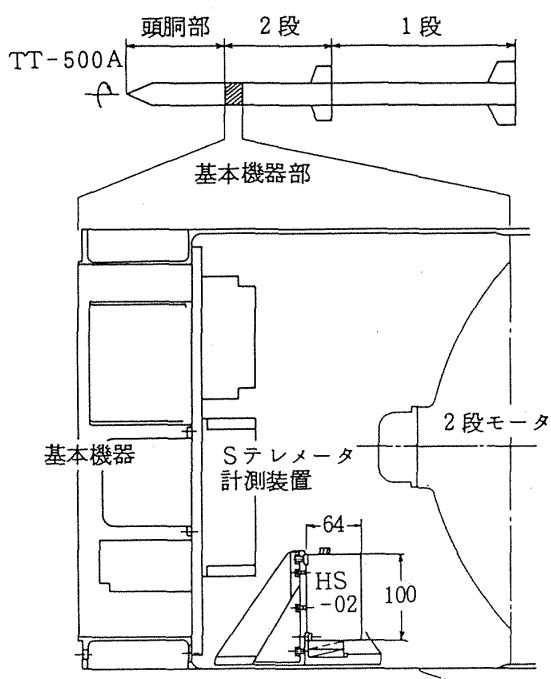


図 3.1 HS02/TT-500A-13 搭載図及び外観図

よび地球面を走査するものである。HS02の光学ヘッドは相互に30度のキャント角を持っているためにヘッド1はロケット機軸に垂直方向を平面状にスキャンし、ヘッド2はこれよりも30度の後退角を持って60度の半頂角の円錐状スキャンを行なう。このキャント角はロケットのニューテーション、ウォッピングなどを考慮し実験時間帯全般にわたって広い測定領域を確保できるように定めた。

3) テレメトリ項目

HS02関連のテレメトリ(SバンドFM)項目を表3.2に示す。これらの詳細はデータ取得と共に次節にのべる。この他に、データ解析に必要なロケットの軌道、姿勢角の決定の為に、トラッキングデータ、ハウスキーピングデータを使用した。

4) 実験運用の概要

運用シーケンス(SOE)を表3.3に示す。

表 3.2 HS02 テレメトリ項目

信号名	識 別	信号の種類	出力範囲
ヘッド出力信号1	HD1 SIG OUT	アナログ	± 2.5 V
ヘッド出力信号2	HD2 SIG OUT	アナログ	± 2.5 V
コード幅	CHD SIG OUT	デジタル	0 ~ 5 V
HS-02温度	TEMP-HS	抵 抗	-

表 3.3 SOEイベントヒストリ

項 目	時 間	VTRカウンタ	JST	備 考
VTR ON	X + 3:02	0000	4:58	以下の()内はフライト前の現象予測
SテレメCAL信号		0174	4:59	
MEASモード		0230	5:00	(HD1/2の出力にノイズ)
VTR OFF	X + 2:55	1000	5:10	
RF点検	X + 2:45	1050	5:31	
SテレメCAL信号		1284		
RF点検終了	X + 0:18	1750	5:42	2500にランチャ発射角設定
VTR ON	X + 0:50	1800	7:19	
SテレメCAL信号	X + 0:40	1810	7:20	2725内部電源切換
MEASモード	X + 0:38	1948	7:22	
VTR OFF	X + 0:25	2650	7:35	(パワードフライト中にノイズ)
VTR ON	X + 0:05	2700	7:50	
LIFT OFF	X + 00.0	3165	8:00	(分離の瞬間にノイズが発生)
MECO	X + 21.2	3181	8:00:21.2	
1/2 SEP	X + 24.0	3183	8:00:24.0	(パワードフライト中にノイズ)
SE点火	X + 27.0	3187	8:00:27.0	
SECO	X + 50.0	3202	8:00:50.0	(分離の瞬間にノイズ)
2/頭 SEP	X + 70.0	3217	8:01:10.0	
SUMMIT	X + 284.0	3375	8:04:44	
ロックオフ	X + 525.0	3535	8:08:45	
VTR OFF	X + 600.0	3600	8:10	(着水の寸前にノイズ)

3.2 データの種類、形態、範囲

1) データ取得

データ取得の概要を図3.2に示す。この内、図3.3(データ取得及び処理フロー)、表3.3のように、PCMテレメトリ、レンジング各データは、オフライン処理後、データ解析に使用されるが、HS02、FMテレメトリデータは以下のように2系統でデータ取得が行なわれた。取得データの内容は；

1. HS02FM(Sバンド)テレメトリデータ

- ローノイズ・レコーダ(PCM-DATA RECORDER) 表 3.4
- ペンレコーダ 表 3.5
- アナログ・レコーダ(ANALOGUE MT) 表 3.6
- 2. PCMテレメトリデータ 表 3.7
- ペンレコーダ
- ラインプリンタ
- プロッタ

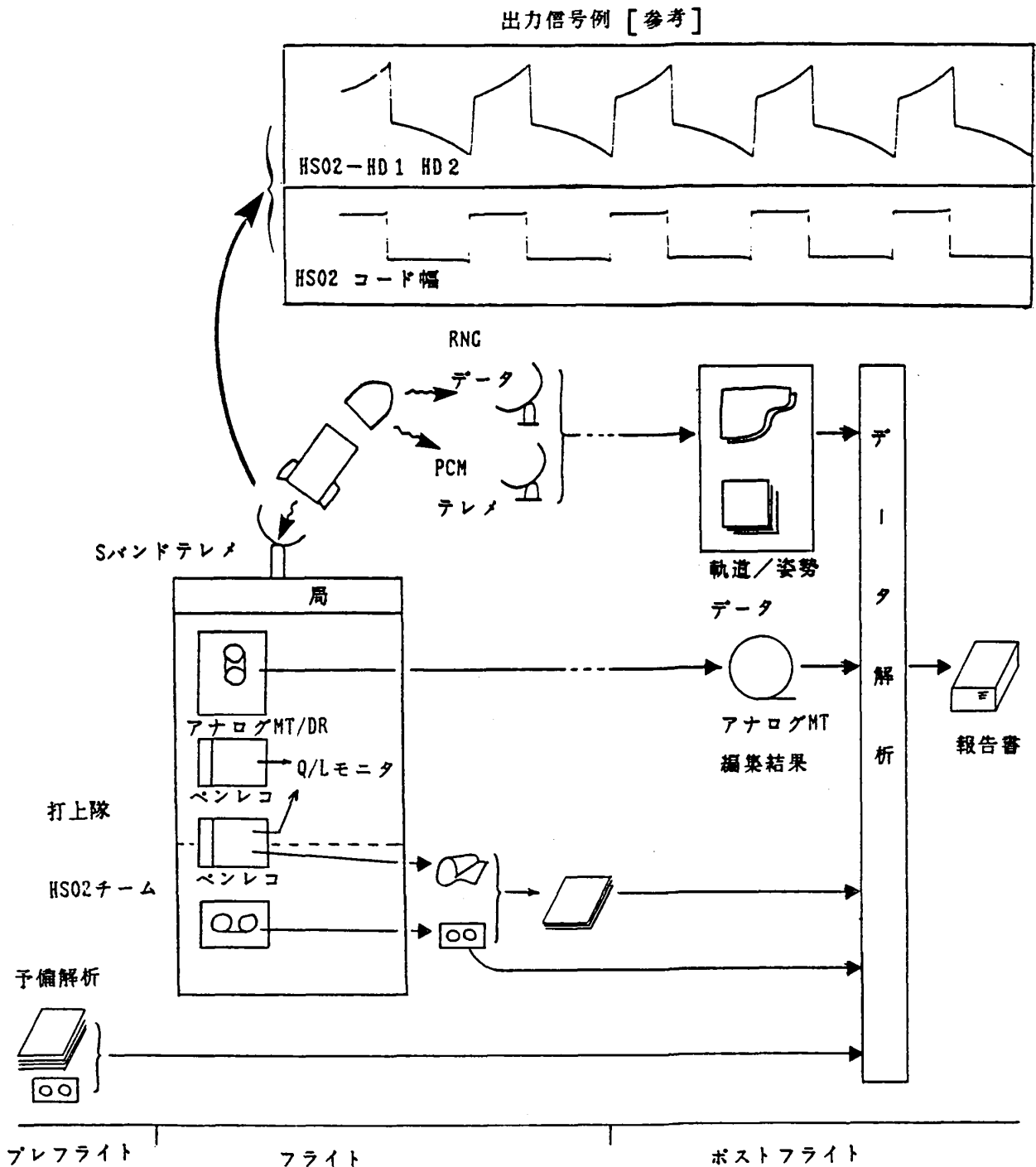


図 3.2 実験及びデータ取得概要

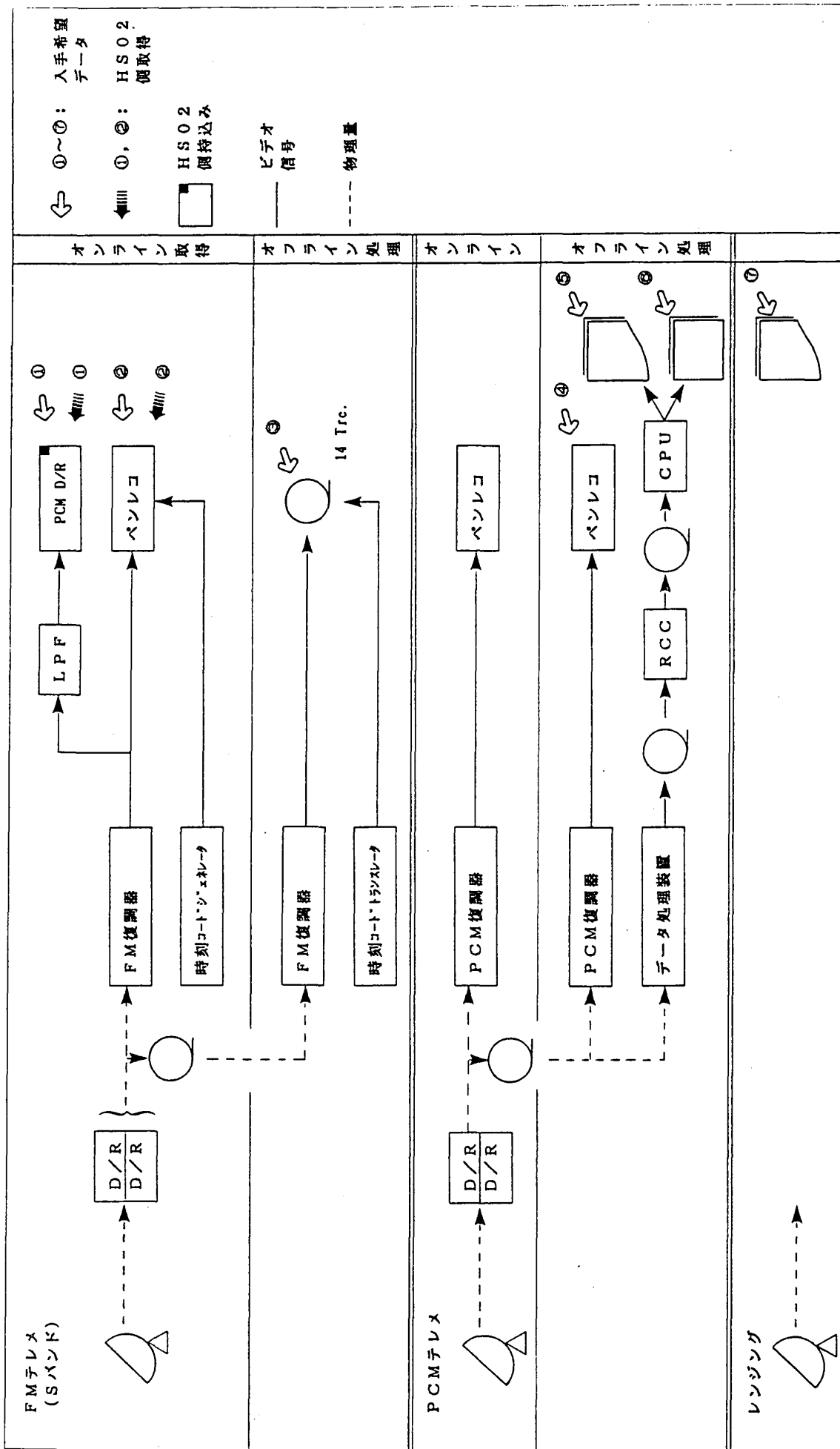


図 3.3 テレメトリデータ取得・処理フロー

表 3.4 テレメトリー・データの種類・形態

No.	名称	内容/目的	取得場所	取得作業主体	媒体	データ取得機器	機器の調達・設置	引渡時期	備考
1	FM波形解析用データ	HS-02 波形解析用	増田	HS-02 チーム	VTR用カセットテープ	フィルヨ、ローノイズ・データレコーダ	HS-02 チーム	—	オンラインデータ取得
2	FMペンレコーダデータ	HS-02 Q/L	増田	打上隊	ペンレコーダ用紙	ペンレコーダ熱ペン式	打上隊	実験終了日、又は翌日	オンラインデータ取得
3	FM総合解析用データ	HS-02 総合解析用	—	打上隊	アナログMT	D/R	打上隊	実験終了後30日以内	物理量変換、編集を要すMT
4	PCMペンレコーダデータ	TT-500A #13 飛しょうデータ・モニタ	—	打上隊	ペンレコーダ用紙	ペンレコーダ	打上隊	同上	オフライン処理時のモニタをHS-02用に記録して欲しい。
5	PCMラインプリンタデータ	TT-500A #13 飛しょうデータ編集結果	—	打上隊	LP紙	CPU LPT	打上隊	同上	オフライン処理
6	PCMプロッタデータ	同上	—	打上隊	プロッタ用紙	CPU PLT	打上隊	同上	オフライン処理
7	レンジングデータ	レンジング結果	—	打上隊	LP紙	CPU LPT	打上隊	同上	オフライン処理

オフライン処理

表 3.5 オンライン・データ取得内容

←① FMデータ (ローノイズ・レコーダ)

データ取得時間：全運用時間帯

データ取得機器：PCM DIR, HS02 チーム持込, 取得作業

データ取得項目及びチャネル割当：

チャネル #	信 号		センサー出力 (計測範囲)	入力レンジ	フ ィ ル タ
	名 称	テレメチャネル			
1	IRIG スローⅡ	—	—	± 10V	†)
2	HS02 HD1	E	0 ± 2.5 V	± 10V *)	
3	HS02 HD2	C	0 ± 2.5 V	± 10V *)	
4	HS02 コード幅	12	0 ~ 5 V	± 10V *)	

*) FM復調器出力に依る, †) 標準値

←② FMデータ, ペンレコーダ (Q/L)

データ取得期間：全運用時間帯

データ取得機器：ペンレコーダ (熱ペン式, 6チャネル)

チャネル #	信 号		センサー出力 (計測範囲)	入力レンジ	備 考
	名 称	テレメチャネル			
1	IRIG スローⅡ	—	—	5V/cm	
2					
3	HS02 HD1	E	0 ± 2.5 V	5V/cm *)	
4	HS02 HD2	C	± 2.5 V	5V/cm *)	
5	HS02 コード幅	12	0 ~ 5 V	5V/cm *)	
6	HS02 温度	10	—	5V/cm *)	

*) FM復調器出力に依る

表 3.6 アナログ MT 編集処理内容

←③ FMデータ, アナログ MT (総合解析用データ)

データ取得期間: 全運用時間帯

データ処理 : 下表に示す信号について物理量変換, 編集を行なったもの。

使用機器 : アナログ MT, 14トラック

記録スピード, 30 in/sec

データ項目及びチャネル割当 [参考] :

トラック #	信 号		センサー出力 (計測範囲)	入力アンプ レンジ	フ ィ ル タ
	名 称	テレメチャネル			
1	IRIG B・AC	—	—	†)	†)
2					
3	IRIG スローⅡ	—	—	†)	†)
4					
5	HS02 HD1	E	0 ± 2.5 V	±5V *)	
6	HS02 HD2	C	0 ± 2.5 V	±5V *)	
7	2段モータ燃焼圧	A	—		†)
8	1段モータ燃焼圧	13	—		†)
9	HS02 コード幅	12	0 ~ 5 V	±5V *)	
10	シーケンスモニター	11	—	†)	†)
11	HS02 温度	10	—	±5V *)	
12	点火電源電圧	9	—	†)	†)
13	テレメータ電源電圧	8	—	†)	†)
14	テレメータ温度	7	—	†)	†)

*) FM復調器出力に依る。

†) 標準値

3. レンズングデータ

表 3.7

大気層通過, HD1, 2-DC レベル変動 (図 3.7)

2) データ取得時間

全運用時間帯にわたる HS02, FM データの内, ヘッド出力信号 1 (図 3.4) ヘッド出力信号 2 (図 3.5) 及び HS02 温度 (図 3.6) より, 取得時間, 運用イベント, データの特徴は以下のように大きく分類できよう。

 $X + 0$ 秒 ~ $X + 20$ 秒 ;

1 段 2 段分離, 振動の検出 (図 3.7)

 $X + 20$ 秒 ~ $X + 110$ 秒 ; $X + 110$ 秒 ~ $X + 480$ 秒 ;

フリーフライト, 定常データ 370 秒取得 (図 3.8 ~ 3.10)

 $X + 480$ 秒 ;

大気層突入, プリセッション発生

3) 取得データの範囲

定常データは高度約 150km ($X + 110$) → 264km ($X + 276$, 頂上) → 110km ($X + 480$) に於いて得

表 3.7 PCMテレメトリ・データ

データ番号, 名称, 及び期間		
4	PCM ペンレコーダ	全実験時間帯
5	PCM ラインプリンタ	発射→頭胴部分離直後
6	PCM プロッタ	全実験時間帯
7	レンジングデータ	全実験時間帯

データ取得内容(番号, 計測項目)	
S - 1	機軸加速度
2	ピッチ軸加速度
3	ヨー軸加速度
IS - 1	ロール角速度(コース)
2	ピッチ角速度(コース)
3	ヨー角速度(コース)
4	機軸精密加速度(コース)
5	ピッチ精密加速度(コース)
6	ヨー精密加速度(コース)
7	機軸精密加速度(ファイン)
8	ピッチ精密加速度(ファイン)
9	ヨー精密加速度(ファイン)
12	加速度レンジンググラフ
GJ - 1	ロール加速度(ファイン)
GJ - 2	ピッチ加速度(ファイン)
GJ - 3	ヨー加速度(ファイン)
-	磁気センサ(ロール)
-	磁気センサ(ヨー)
-	磁気センサ(ピッチ)

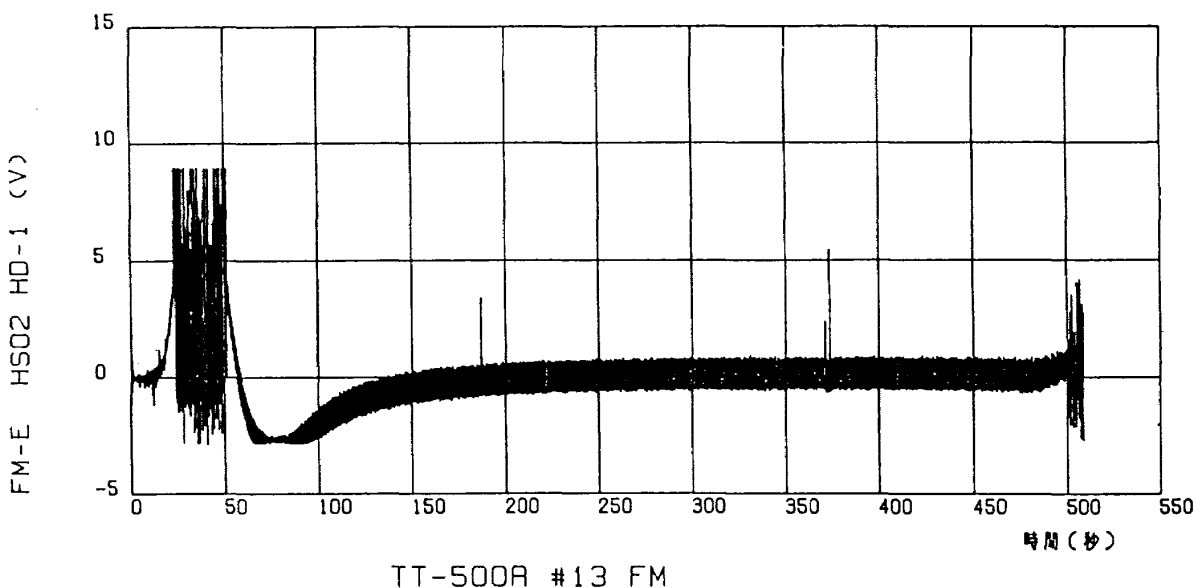
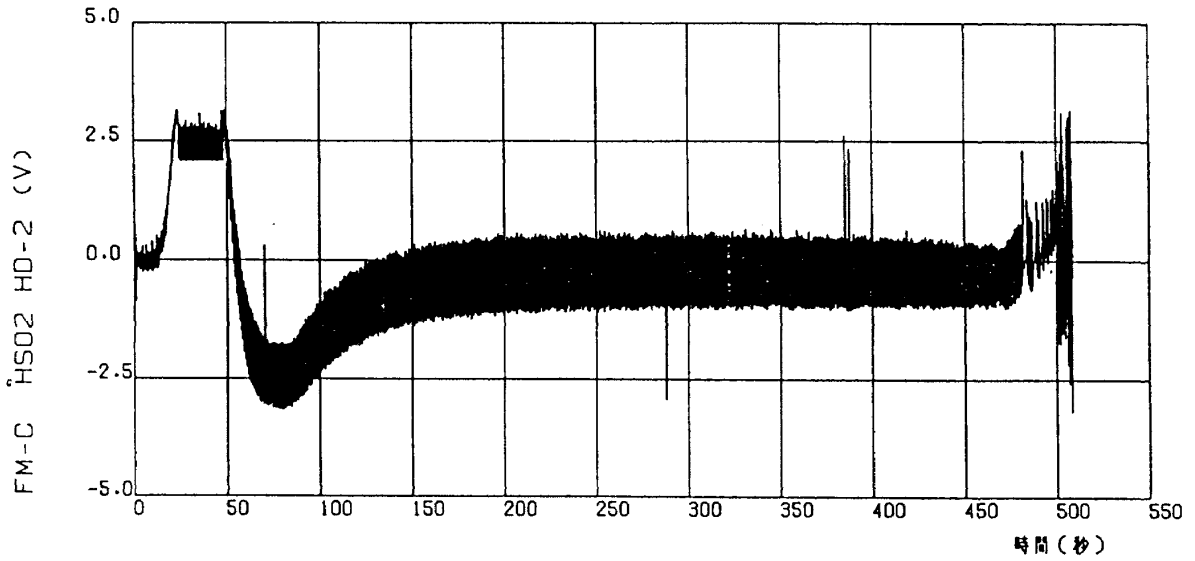
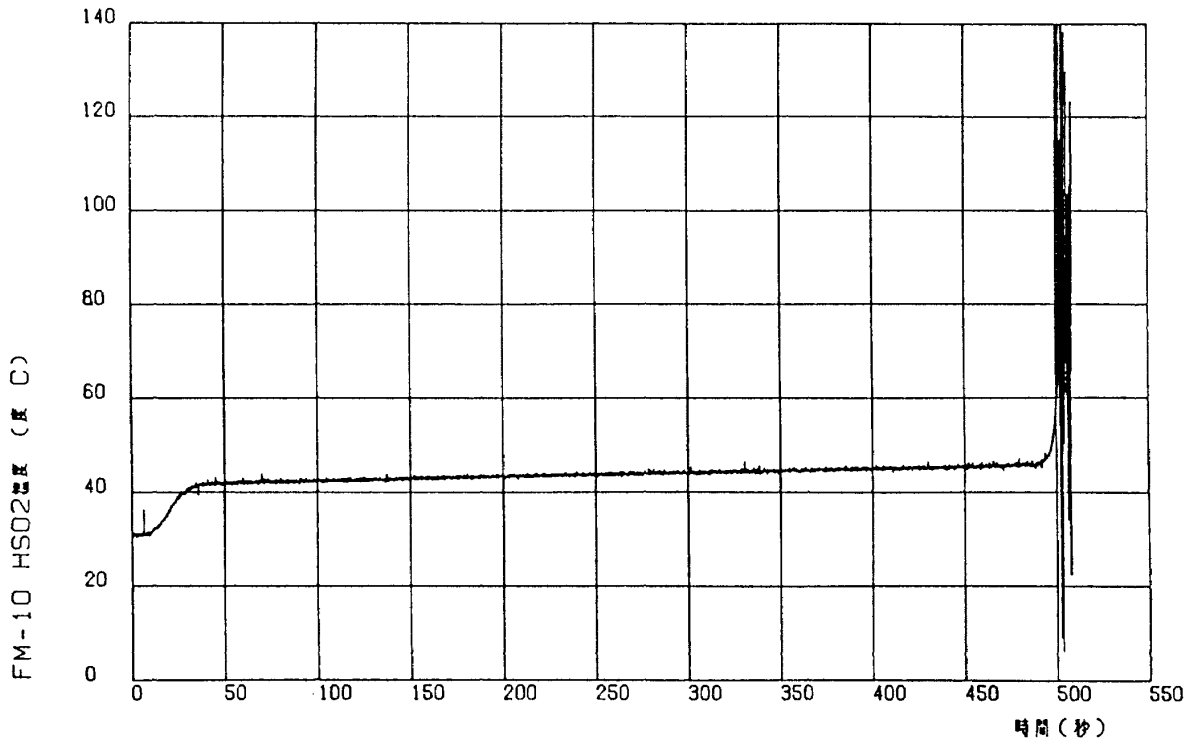


図 3.4 HS02ヘッド出力信号1(全運用時間帯)



TT-500A #13 FM

図 3.5 HS02 ヘッド出力信号 2 (全運用時間帯)



TT-500A #13 FM

図 3.6 HS02 温度 (全運用時間帯)

られた。この間における地球赤外輻射データは図3.11に示すように広範囲（地上緯度/経度）にわたって取得できた。

4) 取得条件：3.3節参照

以上に述べたとおり、ペンレコーダ、プロッタ結果による定性的評価の結果、HD1, HD2の赤外入

力データ（定常データ）は予期した時間を上まわる期間にわたって取得され、当初、懸念されたロケット本体のニューテーションによる影響も殆ど認められず、ノイズ・レベルも予想よりも低い良好なデータを十分な範囲にわたって取得できたことが判明した。

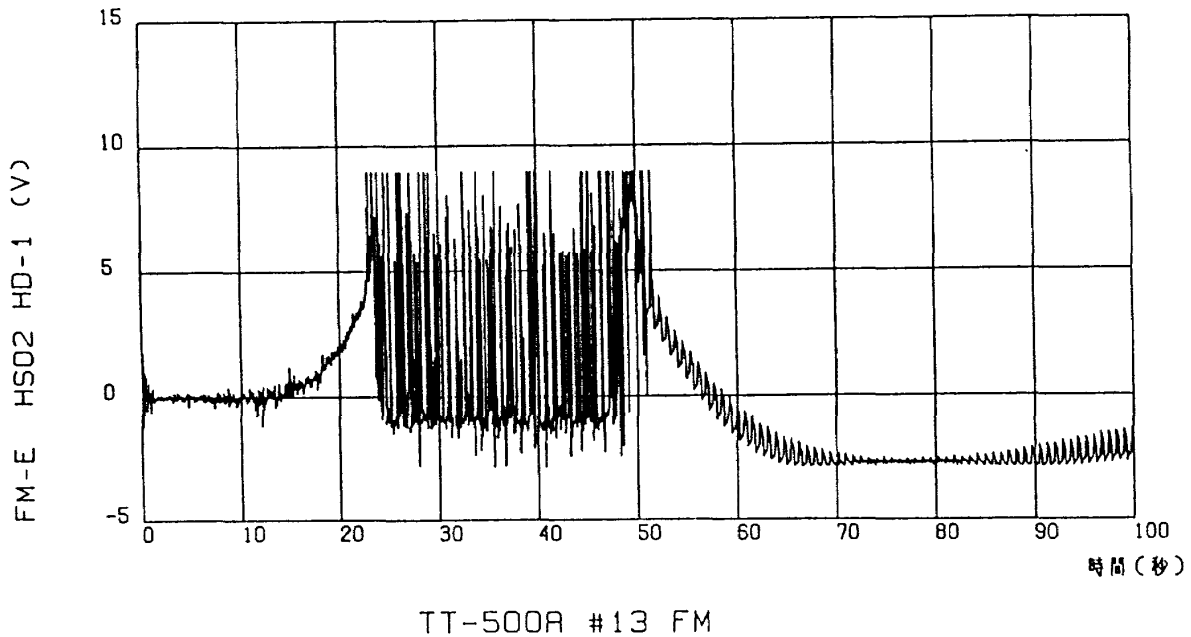


図3.7 HS02ヘッド出力信号1（打上げ→大気層通過時）

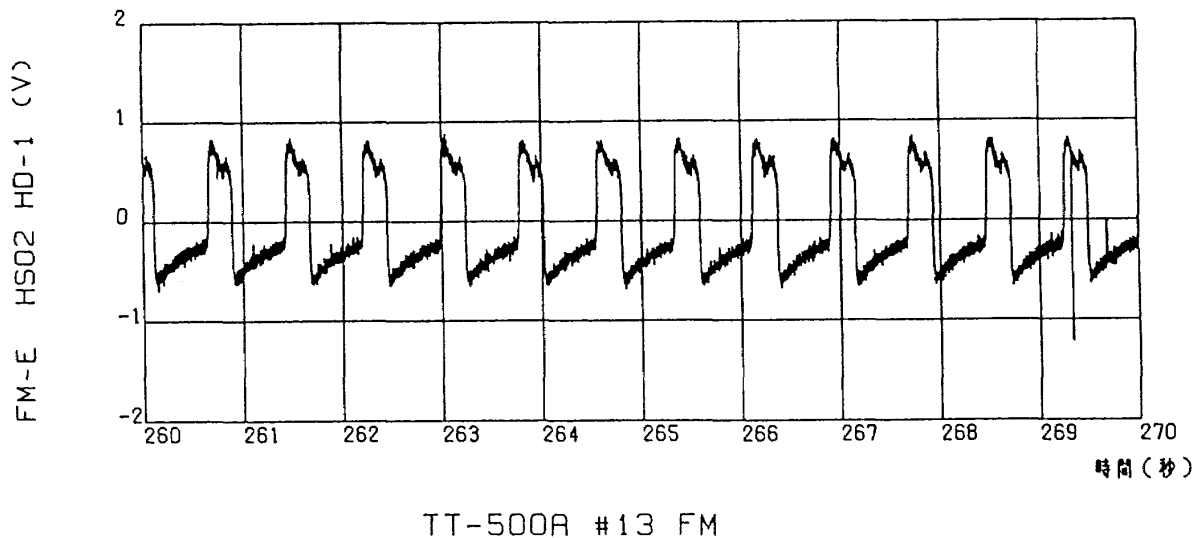


図3.8 HS02ヘッド出力信号1（定常フライト時）

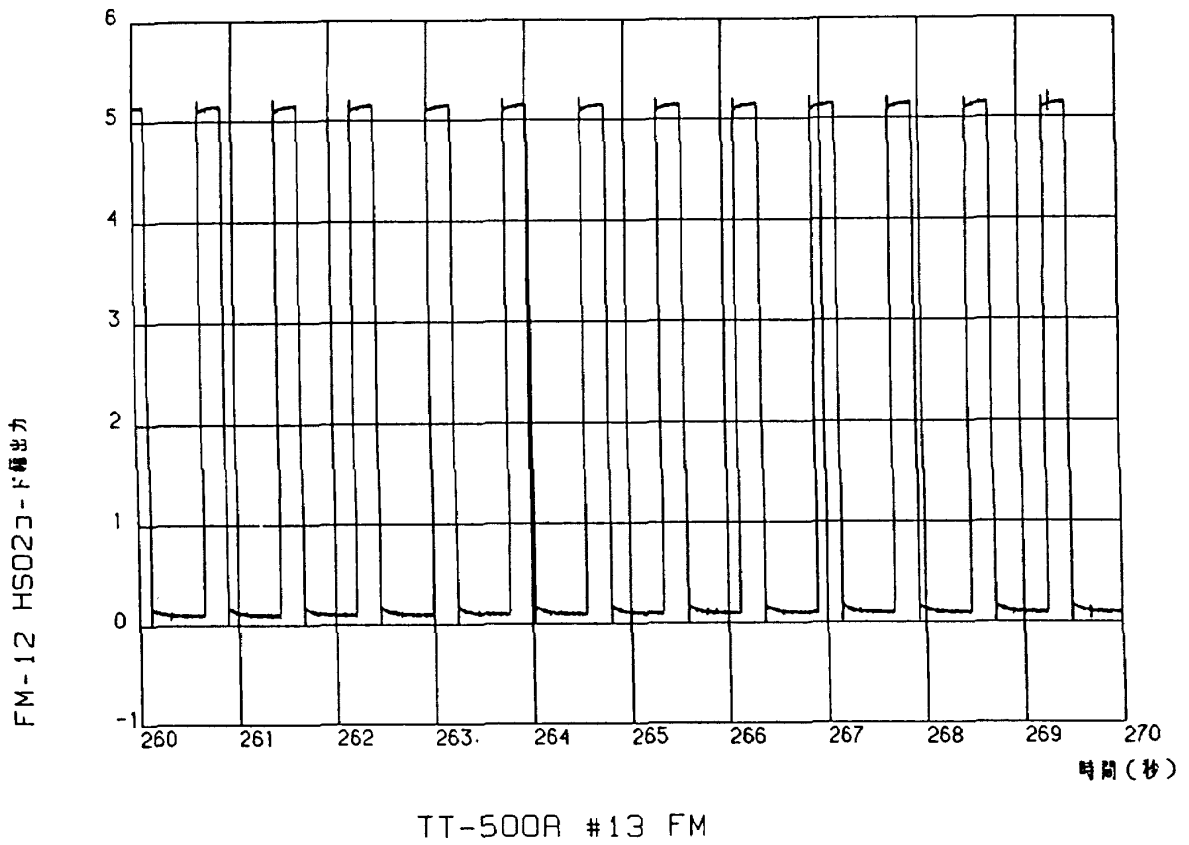


図 3.9 HS02 コード幅 (定常フライト時)

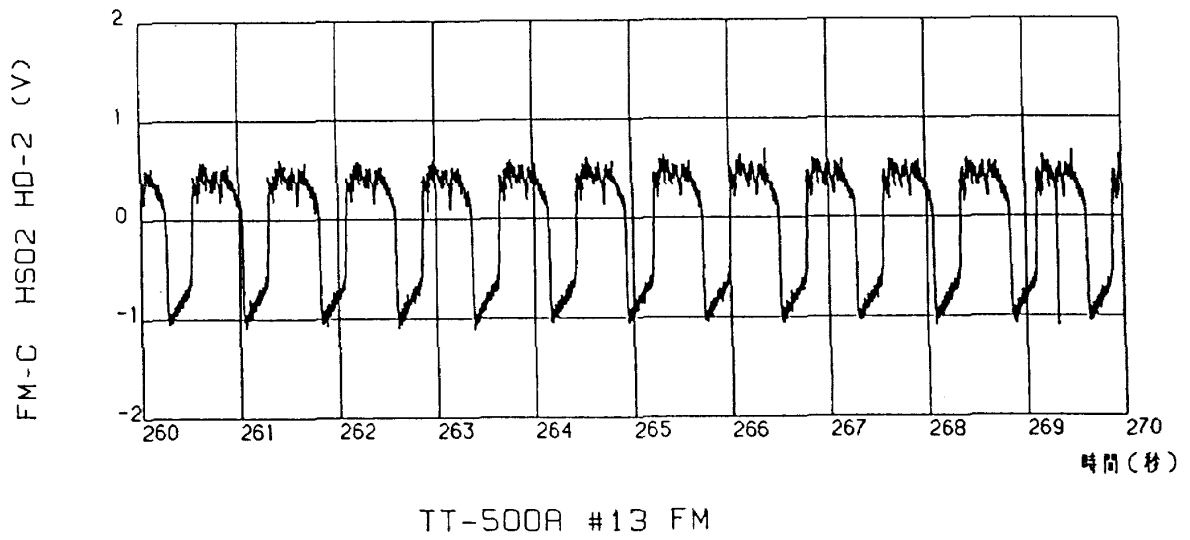


図 3.10 HS02 ヘッド出力信号 2 (定常フライト時)

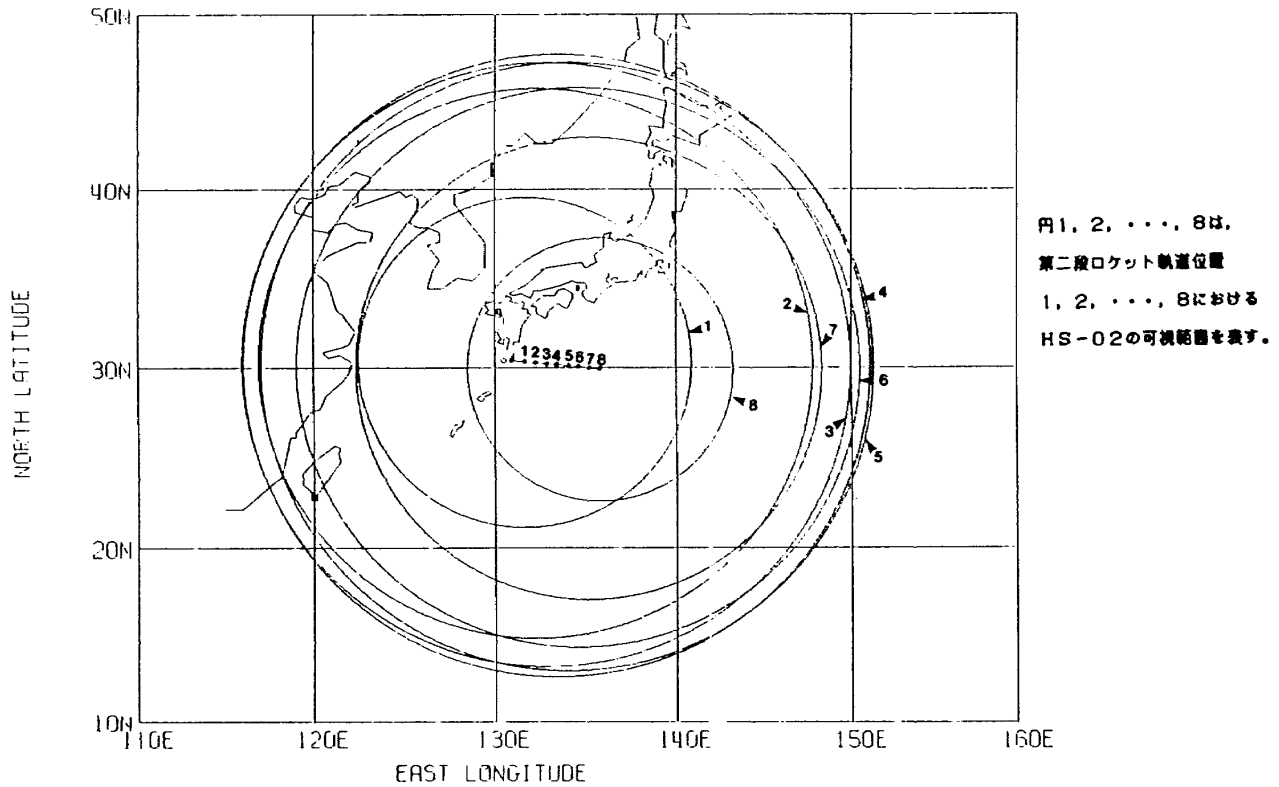


図 3.11 HS02 データ取得範囲 (参考図)

3.3 取得データの諸条件

3.3.1 軌道データの解析及びフライトパス

昭和 58 年 8 月 22 日, NASDA 作成の「TT-500 A 型ロケット 13 号機打ち上げ結果の概要」(LC-831027) を基にして軌道データ用パラメータをまとめる。

1) 打上げ日時

昭和 58 年 8 月 19 日午前 8 時 00 分 00.2 秒

2) 打上げ場所

NASDA 種子島宇宙センター・竹崎射場

北緯: 30.4 度

東経: 131.0 度

3) 発射時の天候

天候: 快晴

地上風: 西の風, 1.9m/s

気温: 28.6 度

湿度: 69 %

雲高: 0.7km

雲量: 1

気圧: 1007mb

4) フライトパス

最高高度 : 246km

(頭胴部, 実測値, X+276 秒)

着水点 : 534km

(第 2 段, 実測値, X+約 654 秒)

発射方向角: 96.5 度

発射上下角: 74.6 度

5) 主要イベント・シーケンス

	時間 (X+秒)	推定高度 (km)
リフトオフ	0	0
第 1 段燃焼終了	21.7	11.14
第 1・2 段分離	24.6	13.37
第 2 段点火	28.2	15.97
第 2 段燃焼終了	51.6	47.92
第 2 段・頭胴部分離	70.1	82.77

6) 慣性モーメント (計算値)

$$I_1 = I_3 = 1.46 [\text{kgf} \cdot \text{m} \cdot \text{s}^2]$$

$$I_2 = 22.29 [\text{kgf} \cdot \text{m} \cdot \text{s}^2]$$

$$\Gamma = 1 - I_2 / I_1 = 0.9345$$

3.3.2 姿勢角ヒストリー第1次推定

本推定は、地球センサHS02のヘッド1及びヘッド2の出力波形を逆フーリエ変換によって、入力波形に変換された信号のみを用いて、TT-500A第2段・基本機器部の高度 h と姿勢角(ピッチ角) ξ を推定し、これらの値を用いて、入力光の地球赤外輻射プロファイルを作成することを目的とする。

センサ取付角： γ_1, γ_2 、コード幅 c_1, c_2 とすると、プレ・フライト解析でまとめたように、

$$\cos \alpha_d = -\cos \gamma_i \cos \xi + \cos(c_i/2) \sin \gamma_i \sin \xi, \quad i=1,2 \quad (3-1)$$

ここで

$$\sin \alpha_d = [R_e + h_{CO_2}] / [R_e + h] \quad (3-2)$$

R_e は地球半径(=6378km)、 h_{CO_2} はCO₂吸収帯高度である。

図3.12のように半値幅を用いて推定することにした。この時、基準となる上下各々のレベルはグラフィック端末から直接、目で読み取って決めている。この半値コード幅に対応するCO₂吸収帯の高度は、本推定では、

$$h_{CO_2} = 43 \text{ km} \quad (3-3)$$

に設定した。又、図3.12でコード幅のちょうど中心の時間を t_0 とする。

さて、2つのセンサから信号が得られる時は(3-1)~(3-3)のみで、衛星(ロケット)の高度 h と姿勢角(ピッチ角) ξ を次のようにして、簡単に計算できる。

$$\xi = \tan^{-1} \left[\frac{\cos \gamma_1 - \cos \gamma_2}{\sin \gamma_1 \cos(c_1/2) - \sin \gamma_2 \cos(c_2/2)} \right] \quad (3-4)$$

$$h = \frac{R_e + h_{CO_2}}{1 - \sqrt{(-\cos \gamma_1 \cos \xi + \cos(c_1/2) \sin \gamma_1 \sin \xi)^2}} - R_e \quad (3-5)$$

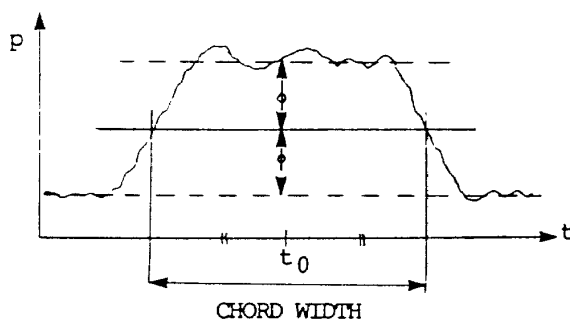


図 3.12

ヘッドの視線の接高度 h_T は次のように計算する。衛星(ロケット)の位置ベクトルの単位ベクトル \underline{u}_r を

$$\underline{u}_r = \{\underline{i}\}^T \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (3-6)$$

なるように局所軸 $\{\underline{i}\}$ を定義すると、視線方向の単位ベクトル \underline{u}_{A_i} は

$$\underline{u}_{A_i} = \{\underline{b}\}^T \begin{bmatrix} -\sin \gamma_i \sin \Omega(t-t_0) \\ \sin \gamma_i \cos \Omega(t-t_0) \\ \cos \gamma_i \end{bmatrix} \quad (3-7)$$

ここで、 $\{\underline{b}\}$ は機体軸を、 Ω はスピンドットを表わし、本推定では

$$\Omega = 2\pi/T (\sim 77 \text{ RPM}), \quad T = 0.78 \text{ 秒} \quad (3-8)$$

$\{\underline{b}\}$ と $\{\underline{i}\}$ の関係は姿勢角 ξ を用いて、

$$\{\underline{b}\} = c^1(\xi) \{\underline{i}\} \quad (3-9)$$

と表わせるので、

$$\underline{u}_{A_i} = \{\underline{i}\}^T \begin{bmatrix} -s \gamma_i s \Omega(t-t_0) \\ c \xi s \gamma_i c \Omega(t-t_0) + s \xi c \gamma_i \\ -s \xi s \gamma_i c \Omega(t-t_0) + c \xi c \gamma_i \end{bmatrix} \quad (3-10)$$

接高度 h_T は、

$$\begin{aligned} h_T &= (R_e + h) \sqrt{1 - (\underline{u}_r \cdot \underline{u}_{A_i})^2} - R_e \quad (3-11) \\ &= (R_e + h) \sqrt{1 - \{-s \xi s \gamma_i c \Omega(t-t_0) + c \xi c \gamma_i\}^2} - R_e \quad (3-12) \end{aligned}$$

と書き表せる。これらの式を用いて、入力波形から接高度に対する輻射エネルギーの変化をプロットする。

まず、打ち上げ後90秒から60秒おきに450秒まで各ヘッドの信号を1周期分だけ取り出して、(3-1)~(3-12)式の関係を用いて、輻射プロファイル図を作成した。1つの波形に対して、信号の立上り部分と立下り部分で2つのプロファイル図が作成でき、立ち上がりをLeading edge、立ち下がりTrailing edgeと呼ぶことにする。縦軸の目盛りは、[VOLT]と図には表示されているが、相対的な量である。ただし、接高度100km以上を宇宙空間とみなし、その時のエネルギーの平均は0となるように輻射エネルギーは換算されている(図3.13~図3.26)。

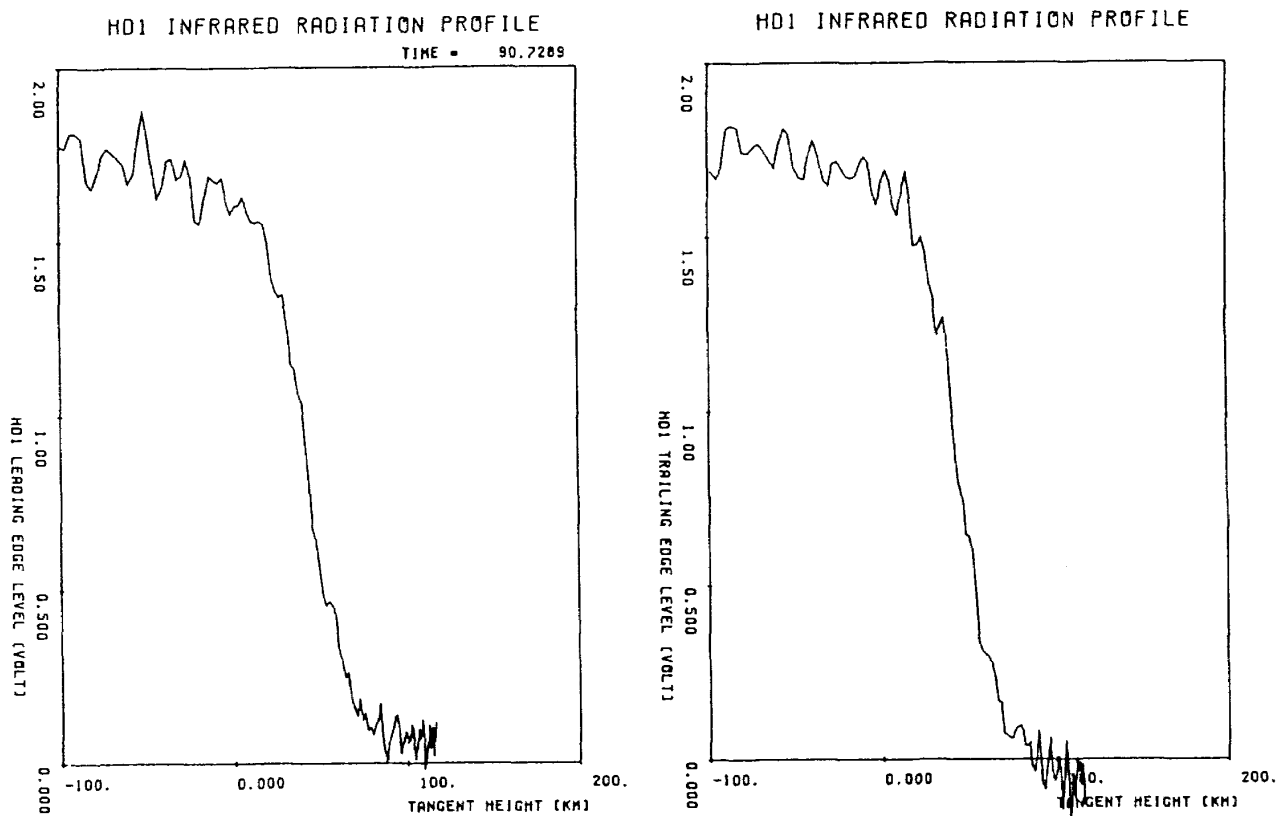


図 3.13 輻射プロファイル取得データ 1 (HD1, X + 90.73095 秒)

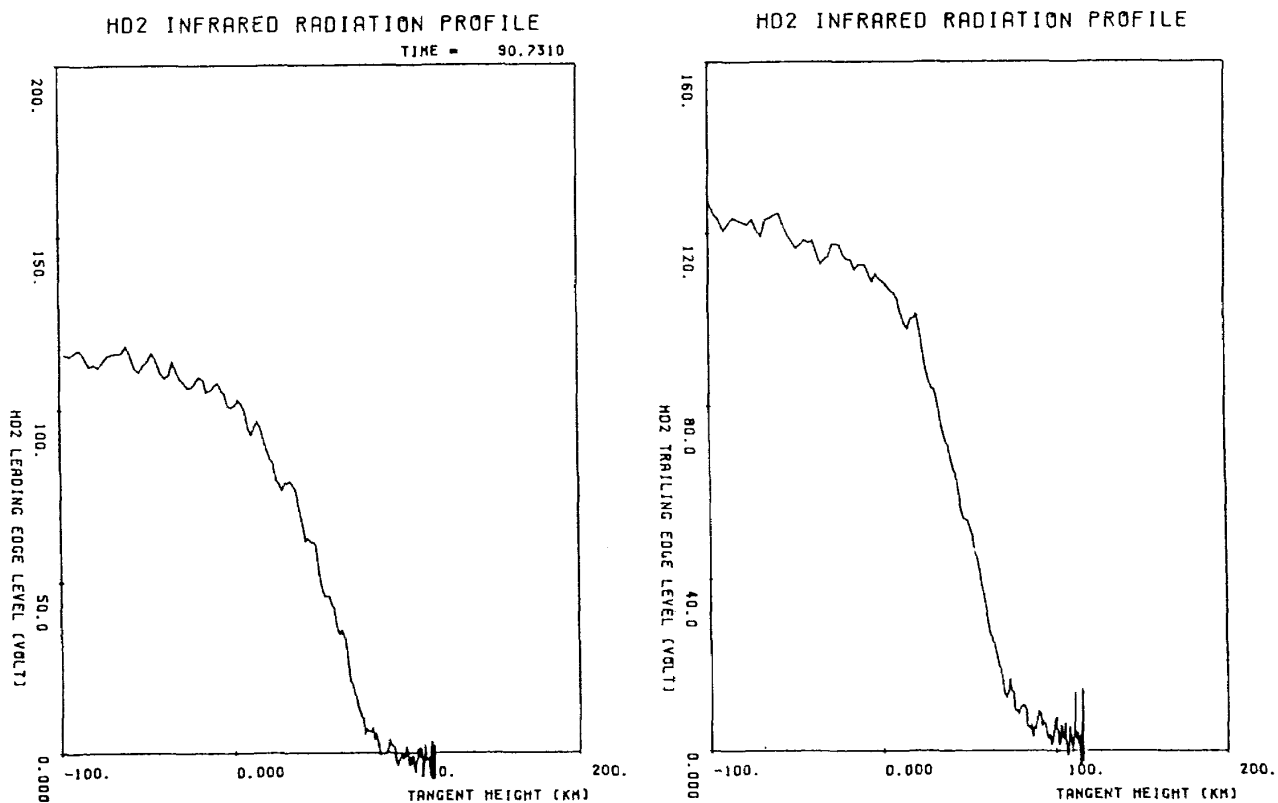


図 3.14 輻射プロファイル取得データ 2 (HD2, X + 90.73095 秒)

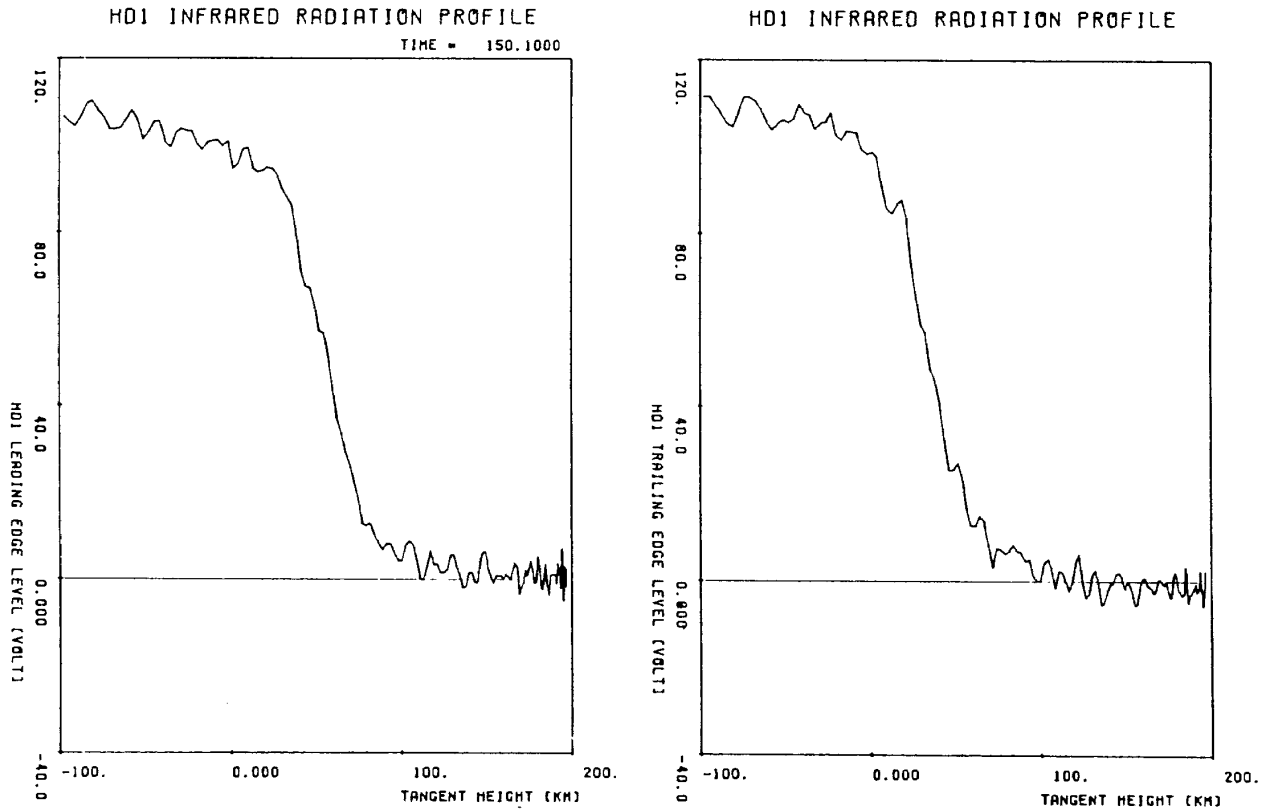


図 3.15 輻射プロファイル取得データ 3 (HD1, X + 150.1000 秒)

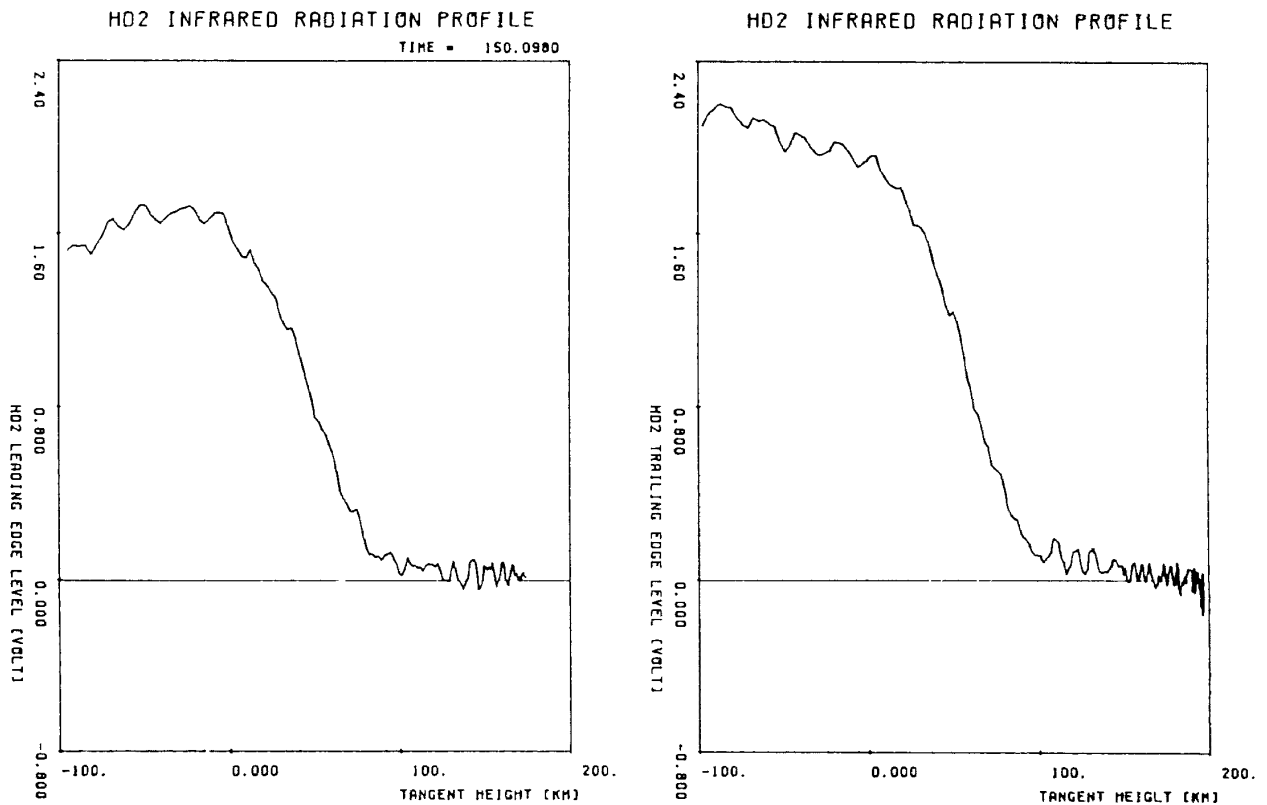


図 3.16 輻射プロファイル取得データ 4 (HD2, X + 150.1000 秒)

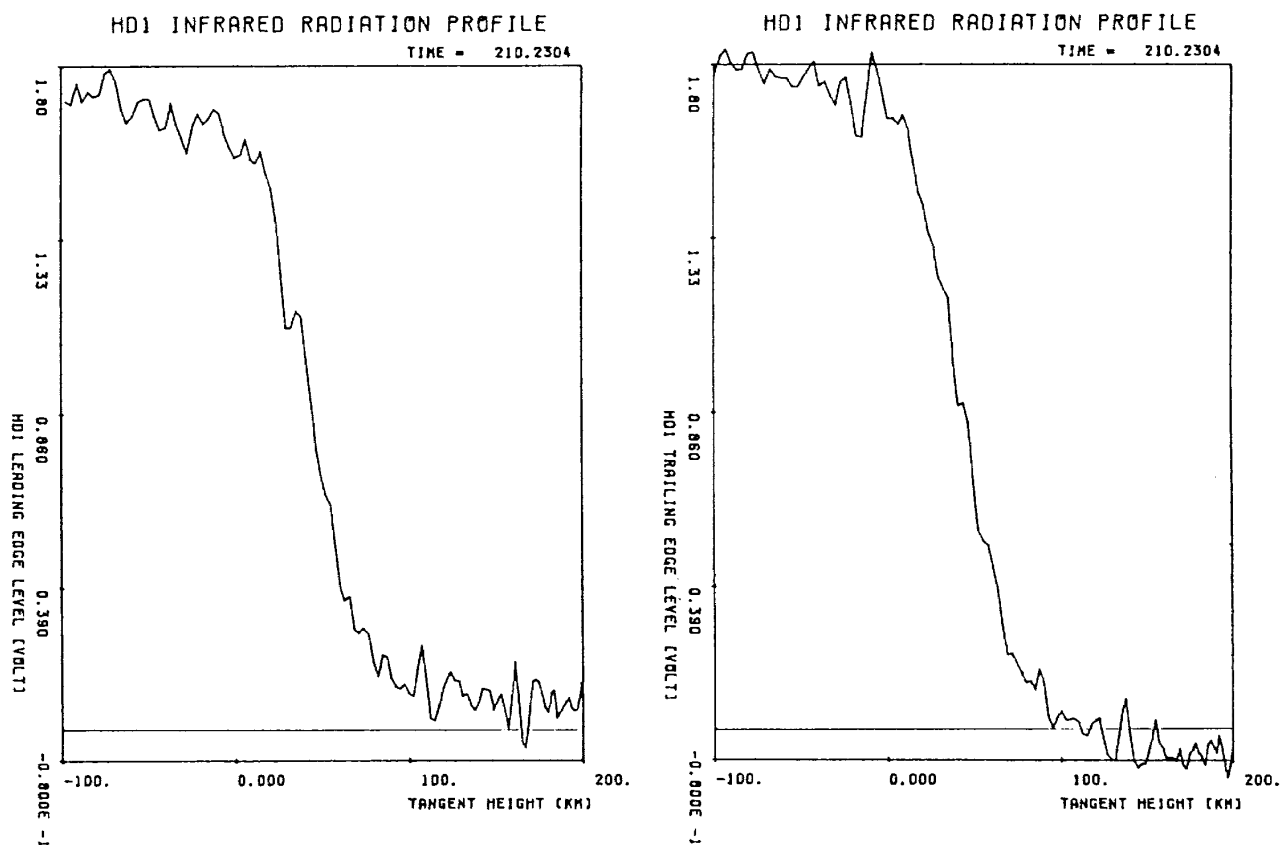


図 3.17 輻射プロファイル取得データ 5 (HD1, X + 210.2332 秒)

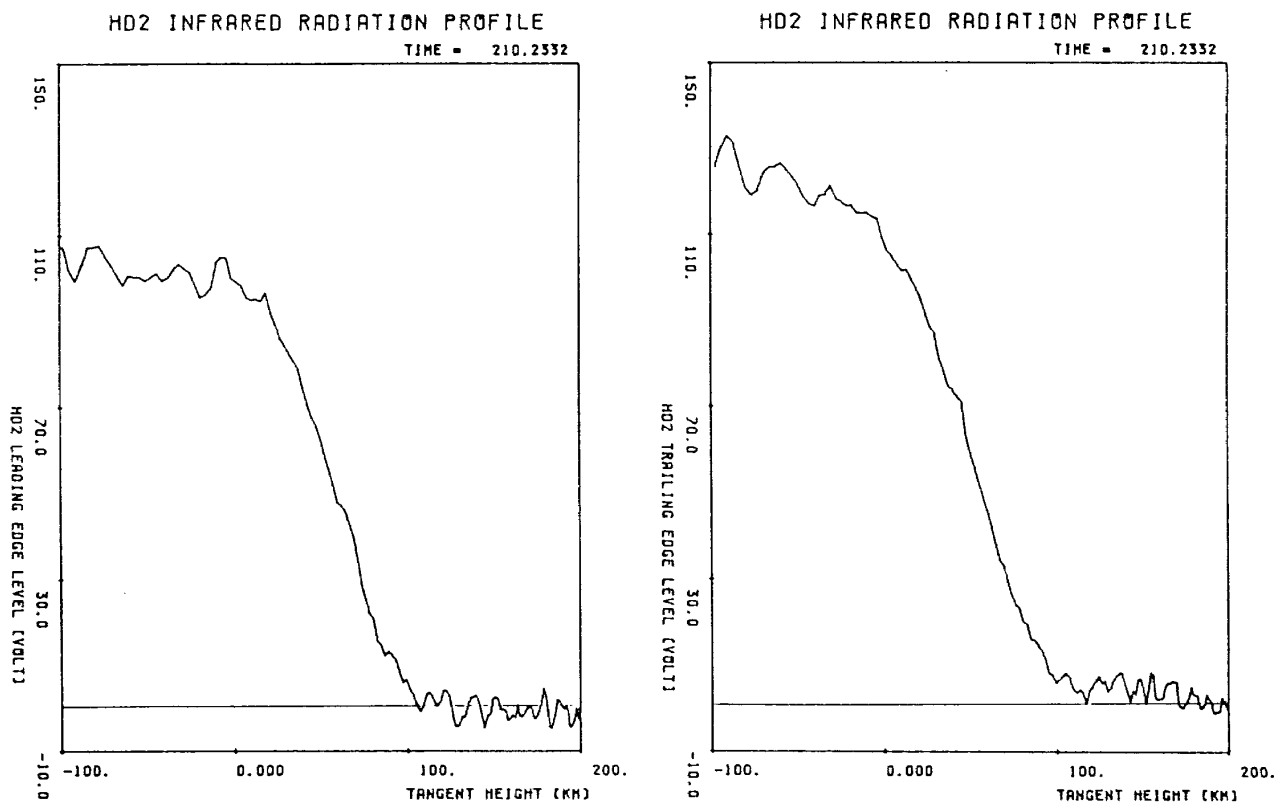


図 3.18 輻射プロファイル取得データ 6 (HD2, X + 210.2332 秒)

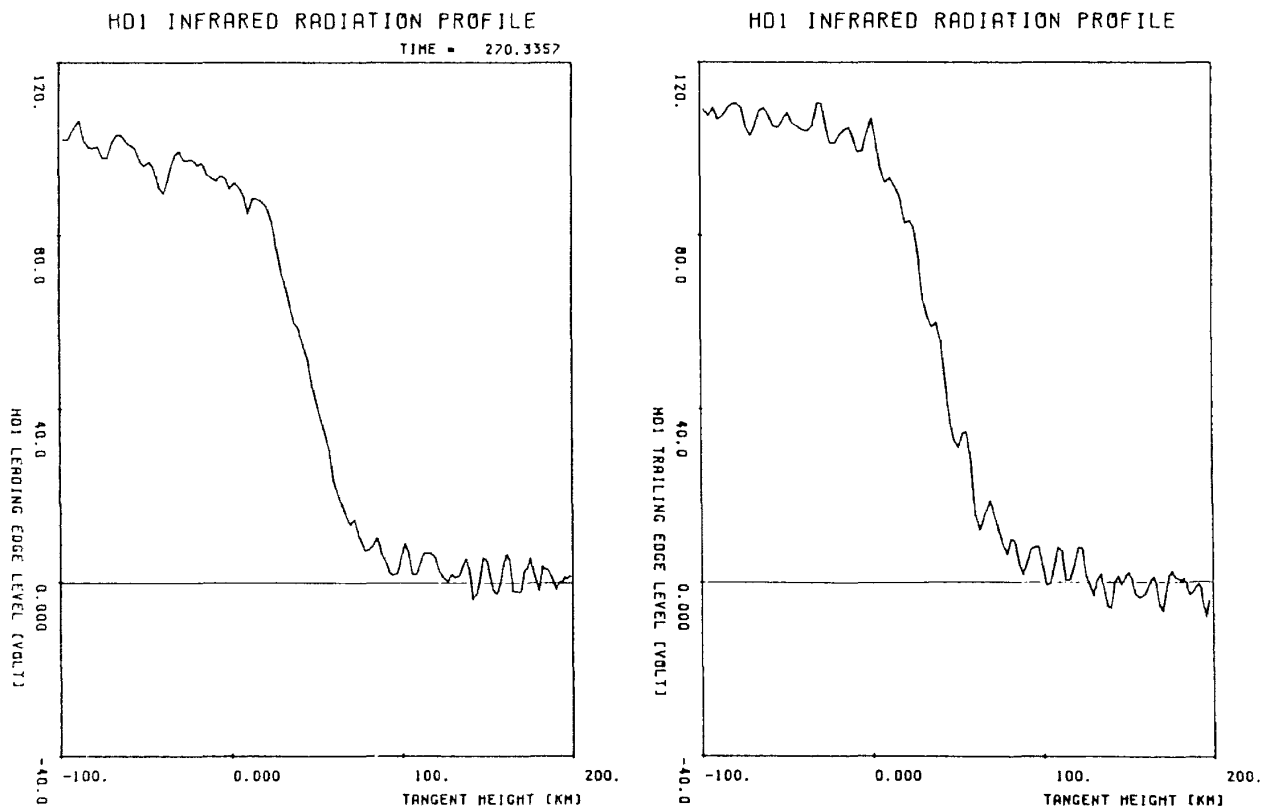


図 3.19 輻射プロファイル取得データ 7 (HD1, X + 270.33725 秒)

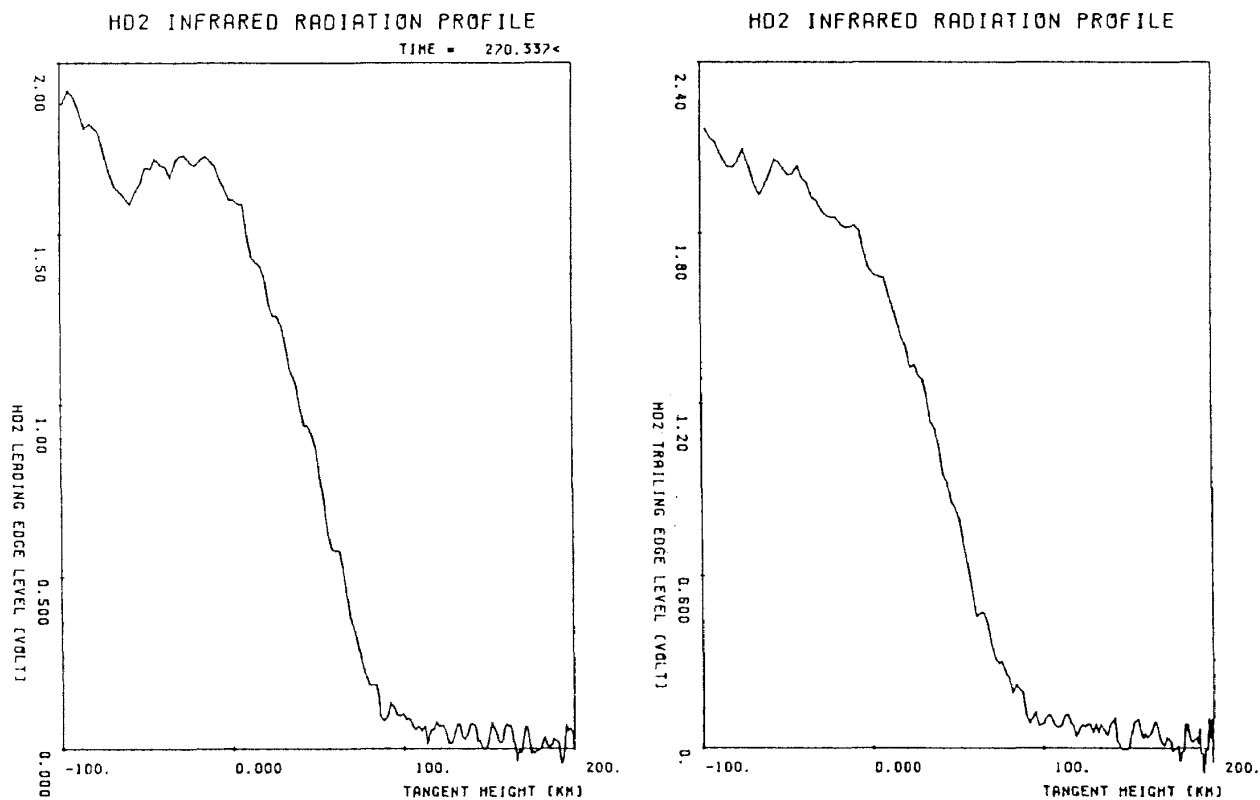


図 3.20 輻射プロファイル取得データ 8 (HD2, X + 270.33725 秒)

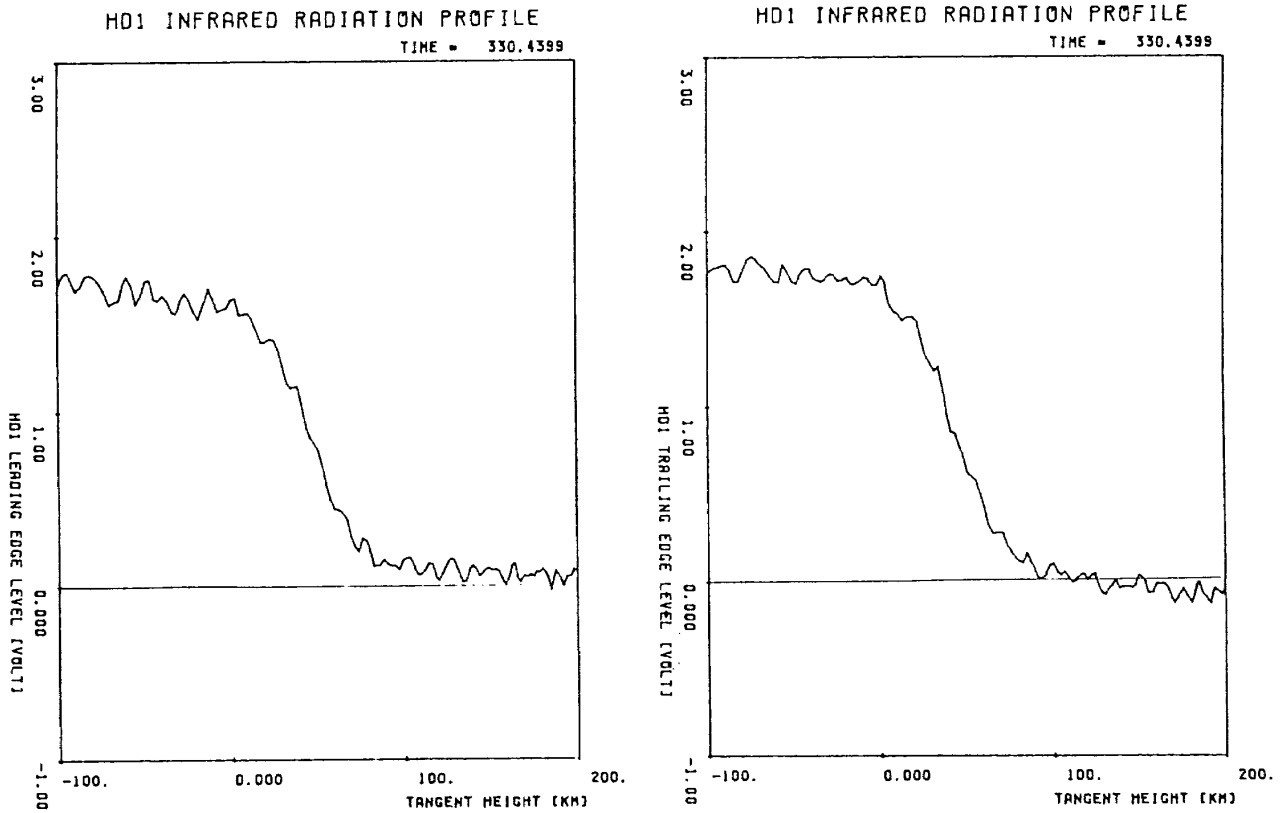


図 3.21 輻射プロファイル取得データ 9 (HD1, X+330.4418 秒)

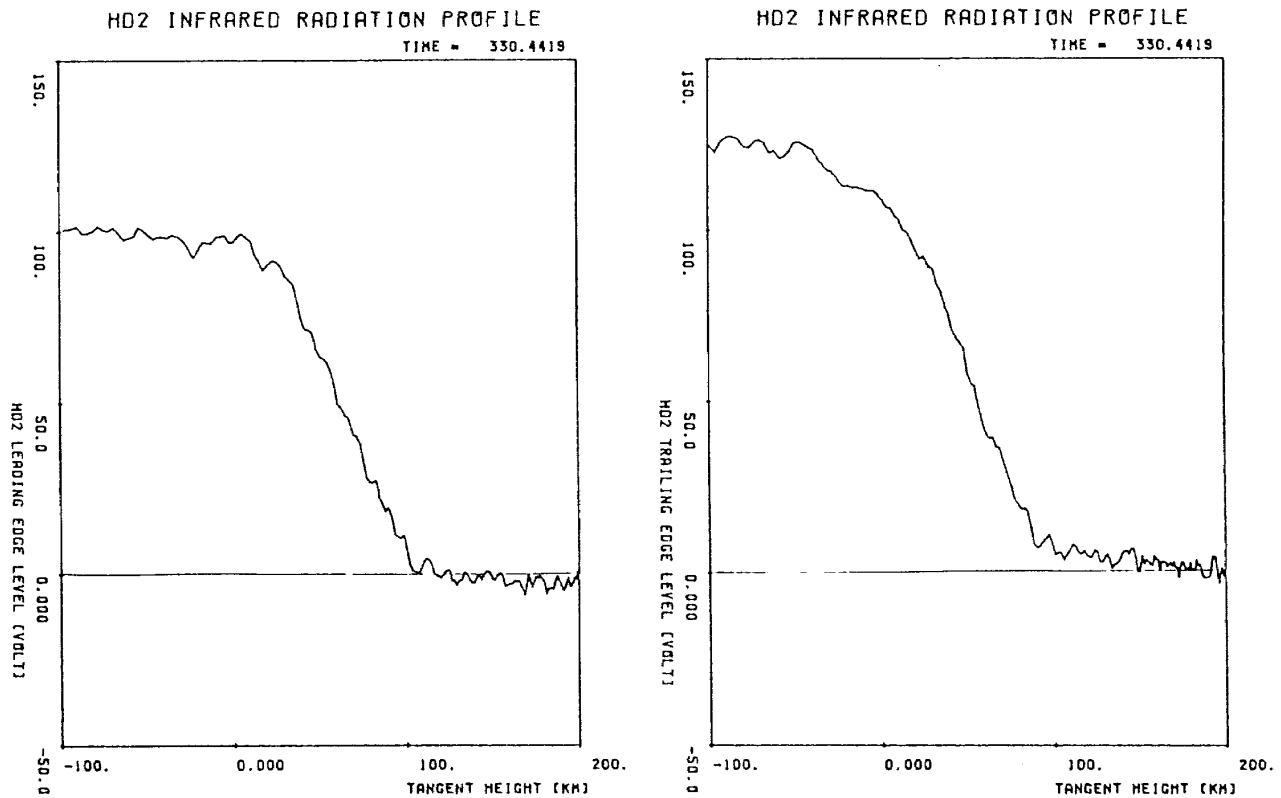


図 3.22 輻射プロファイル取得データ 10 (HD2, X+330.4418 秒)

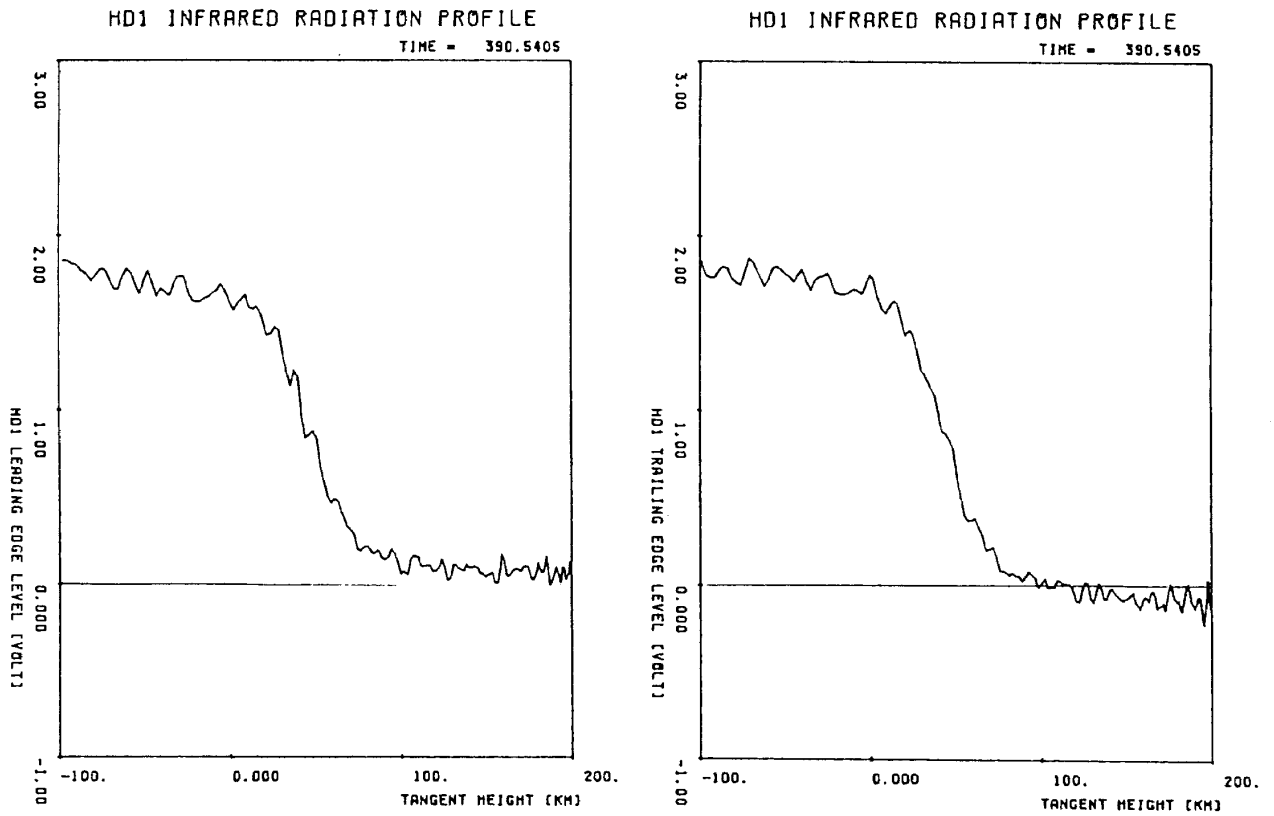


図 3.23 輻射プロファイル取得データ 11 (HD1, X + 390.5420 秒)

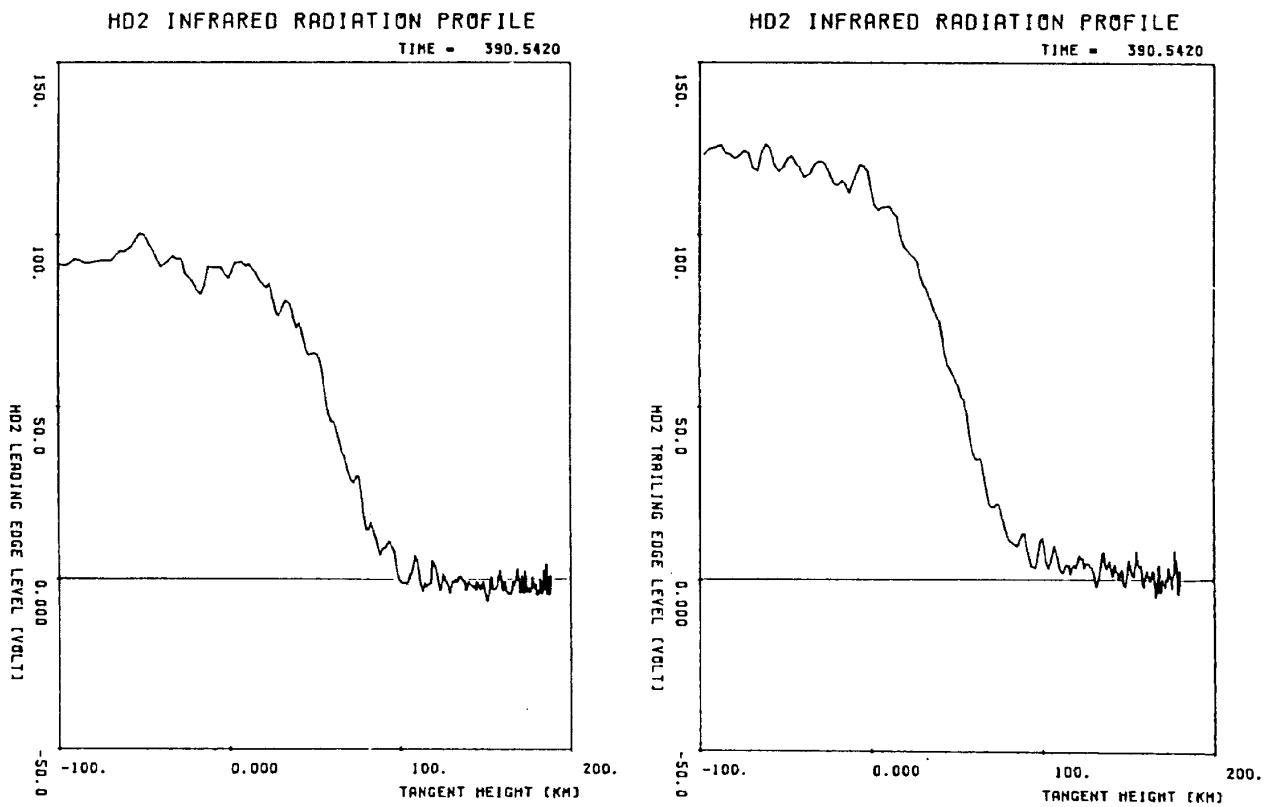


図 3.24 輻射プロファイル取得データ 12 (HD2, X + 390.5420 秒)

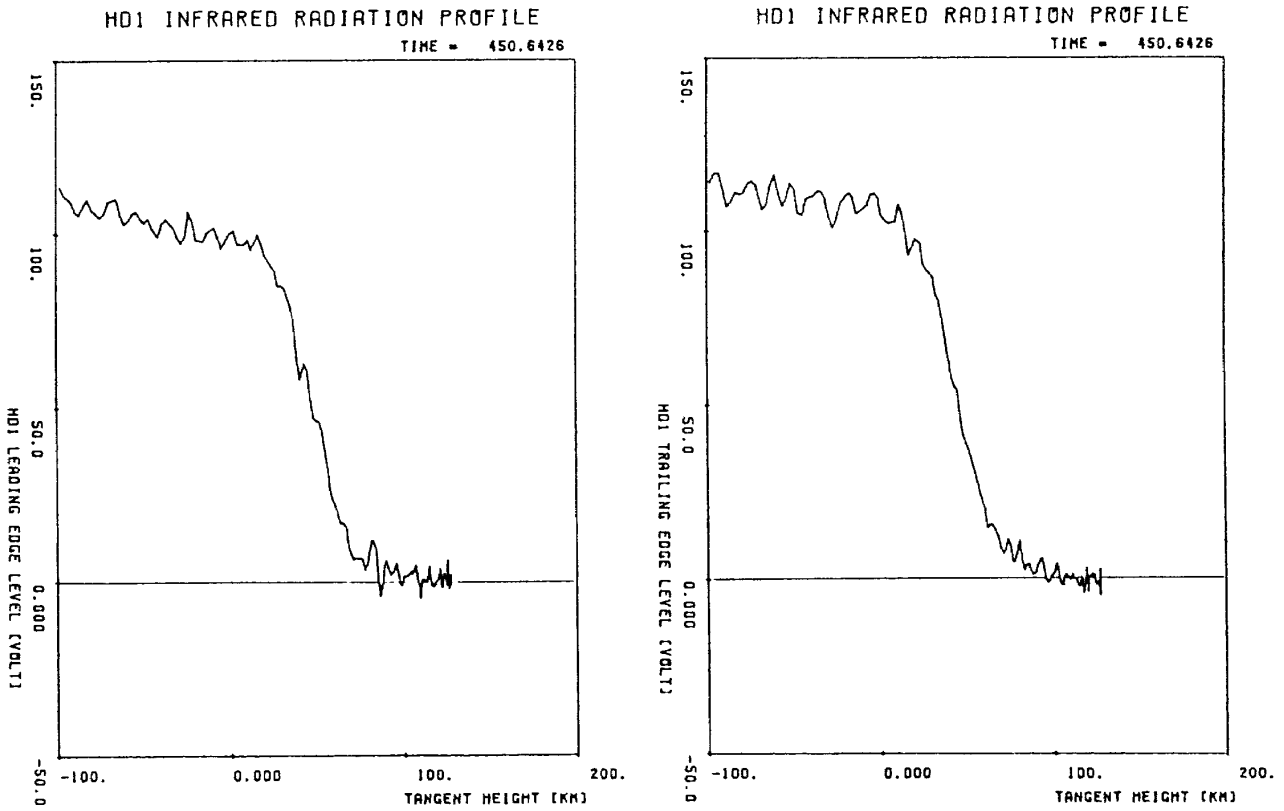


図 3.25 輻射プロファイル取得データ 13 (HD1, X+450.64235 秒)

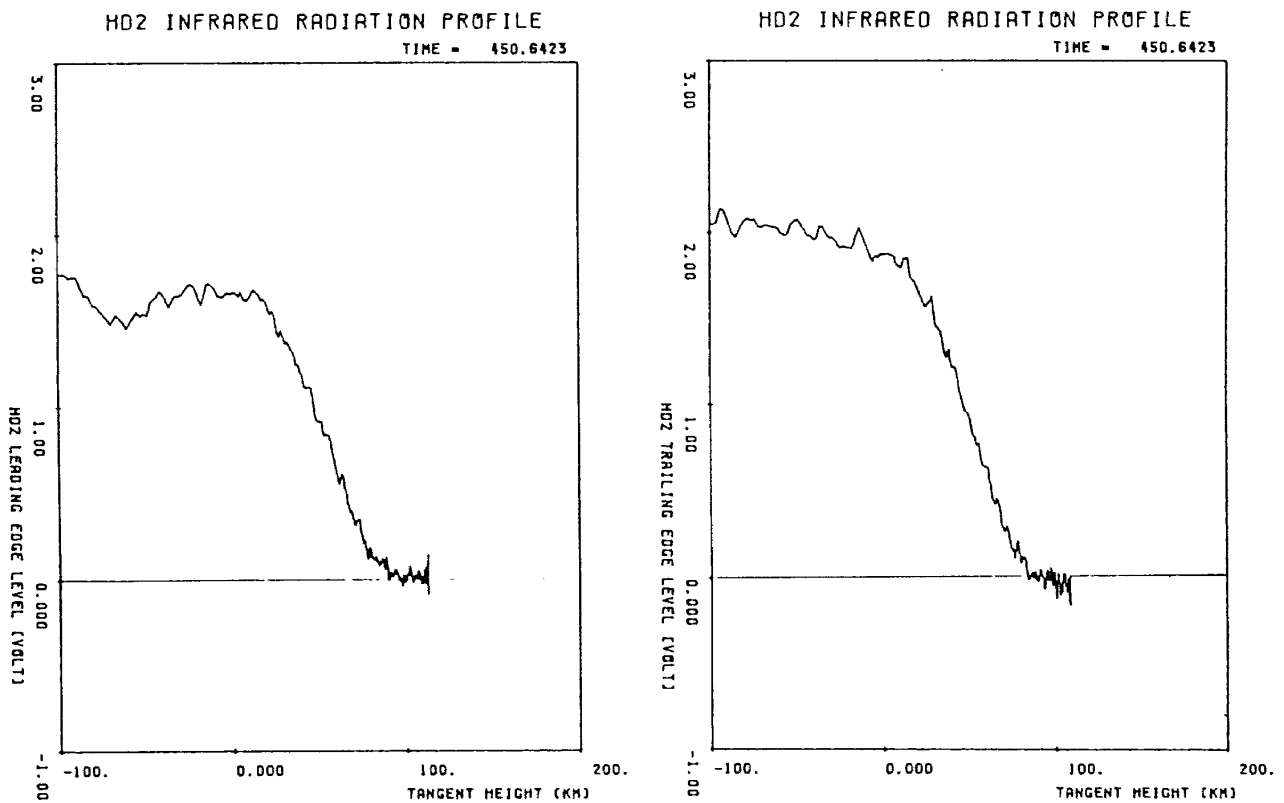


図 3.26 輻射プロファイル取得データ 14 (HD2, X+450.64235 秒)

図 3.27 ~ 図 3.32 は、これらのプロファイル図に移動平均処理を行ったものである。移動平均処理とは、一般に N 個のデータ、

$$(X(j), Y(j)), j = 1 \sim N \quad (3-13)$$

に対して、

$$\bar{X}(j) = \sum_{k=j}^{j+n} X(k) / n$$

$$\bar{Y}(j) = \sum_{k=j}^{j+n} Y(k) / n, j = 1, \dots, N-n \quad (3-14)$$

n は移動平均のサンプル数であり、図 3.27 ~ 図 3.32 はそれぞれ $n=1, 5, 10, 20$ として平均化処理を行っている。原データはヘッド 1 の打上げ後 270 秒経過時の立上りからのプロファイル図であり、 $n \leq 10$ ならば、ほぼ原データに忠実に平均化処理が行われていると考えられる。

以下に、本推定で計算された姿勢角と高度とレーダデータにより高度の比較を表 3.8 にまとめる。

ちなみに

$$\Delta h = 0.31 \text{ km} \quad (3-15)$$

$$\sigma = 1.91 \text{ km} \quad (3-16)$$

である。 $h_{CO_2} = 43 \text{ km}$ というのは 270 秒での Δh が 0 となるように決めた値である。図 3.33 以降は、連続 5 スキャンのプロファイルを接高度 5 km ごとにヒストグラム化して平均をとったものである (時間は 267 秒前後) 区間を 10 km に広げて平均化すれば、さらになめらかな図が描ける。

• 移動平均化処理によるプロファイル図

移動平均サンプル数

$n = 1$	図 3.27
5	図 3.28
10	図 3.29
20	図 3.30
1 と 10 を同時にプロット	図 3.31
1 と 20 を同時にプロット	図 3.32

• 区間別平均化処理プロファイル

接高度区間... 5 km

連続 5 スキャン・データの平均化 (276 秒前後)

図 3.33 ... HD1 立上り / 立下り

図 3.34 ... HD2 立上り / 立下り

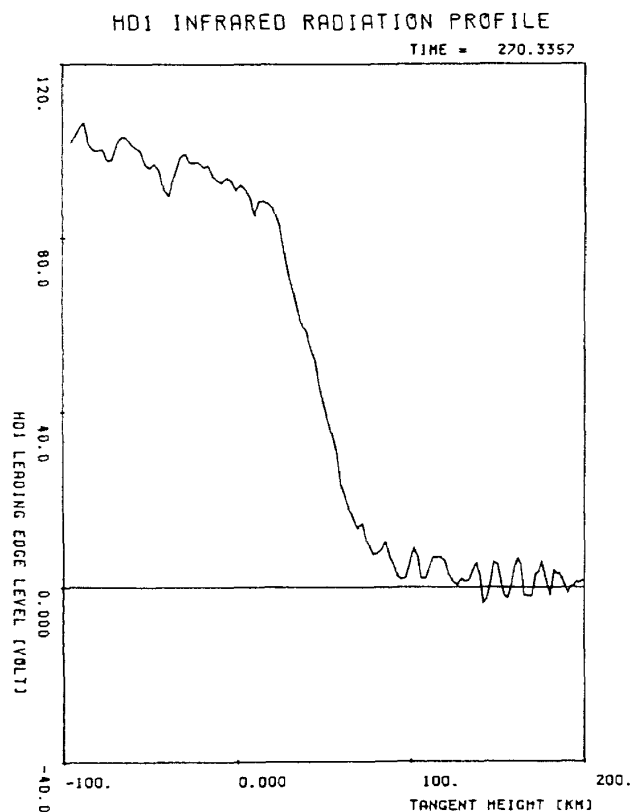


図 3.27 移動平均化処理によるプロファイル (サンプル数 $n=1$)

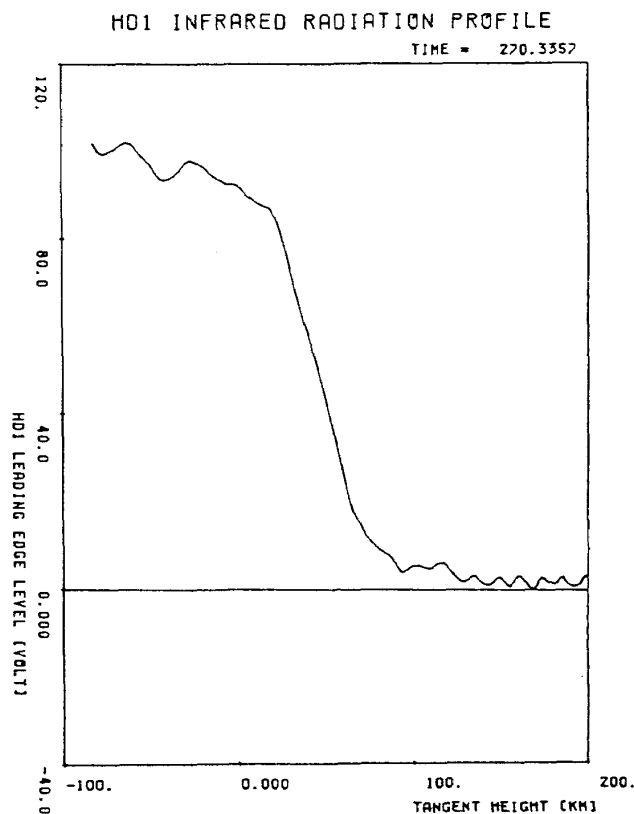


図 3.28 移動平均化処理によるプロファイル (サンプル数 $n=5$)

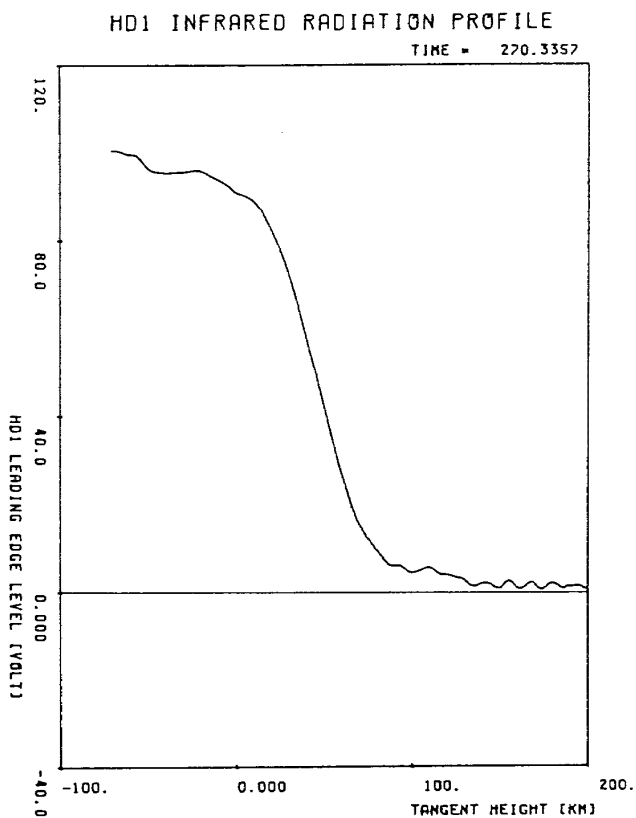


図 3.29 移動平均化処理によるプロファイル (サンプル数 $n = 10$)

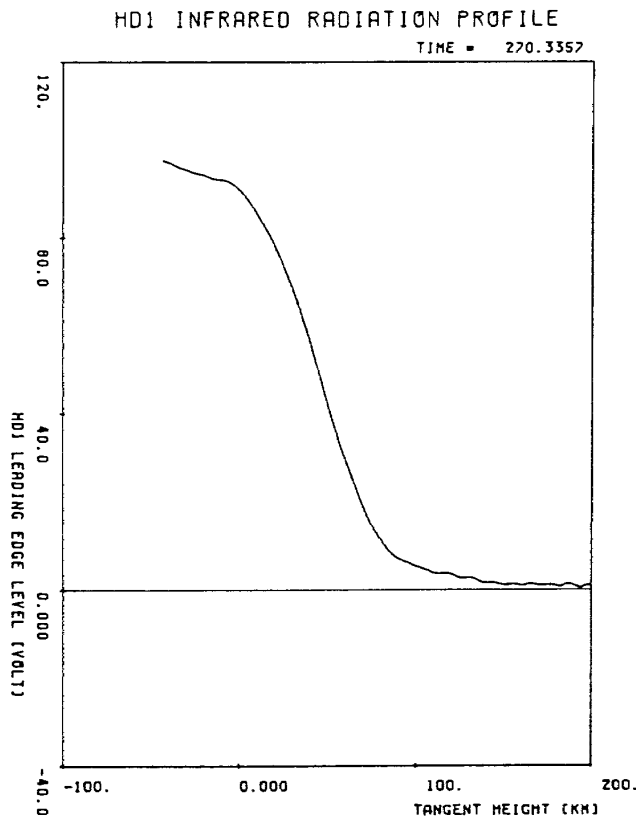


図 3.30 移動平均化処理によるプロファイル (サンプル数 $n = 20$)

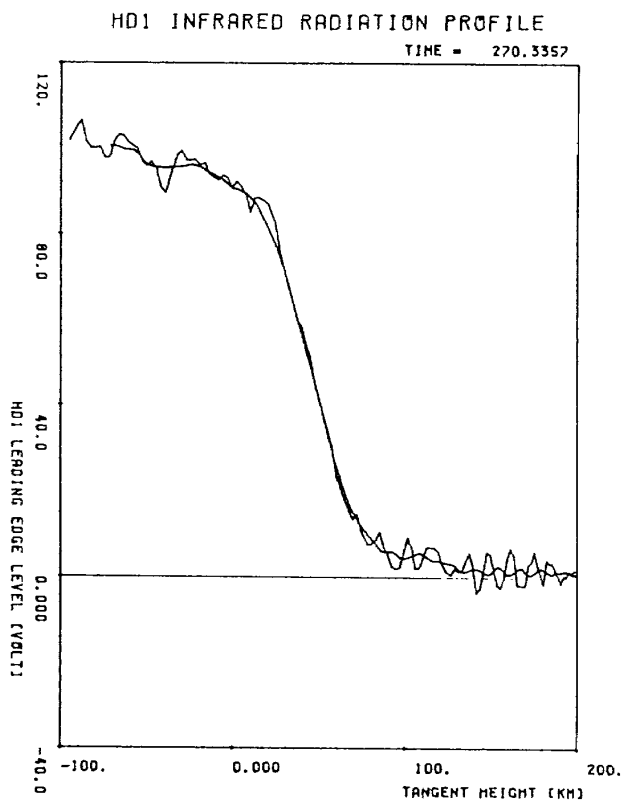


図 3.31 移動平均化処理によるプロファイル (サンプル数 $n = 1, 10$)

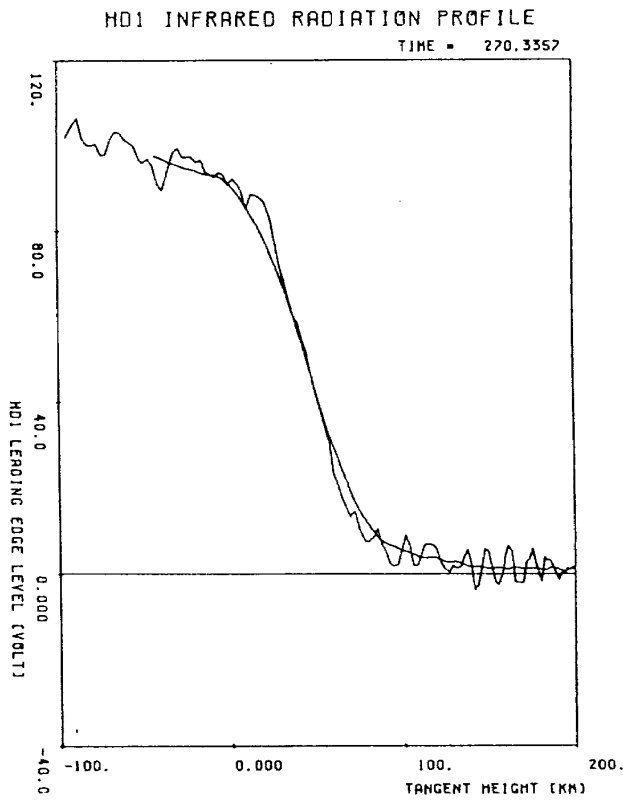


図 3.32 移動平均化処理によるプロファイル (サンプル数 $n = 1, 20$)

表 3.8 推定値とレンジデータの比較

時 間	姿勢角 ζ	推定高度 h	レーダデータ h	誤差 Δh
90	31.7	116.0	116.7	-0.7
150	30.6	196.8	197.4	-0.6
210	28.9	248.5	246.2	2.3
270	26.5	263.4	263.5	-0.1
330	25.7	257.0	249.5	-2.5
390	25.7	207.0	203.9	3.1
450	26.2	127.2	126.5	0.7

[秒] [度] [km] [km] [km]

3.3.3 データ取得範囲図及び視線図

図 3.35 に第 2 段 / 頭胴部切り離し後から 50 秒ごとの可視領域 (円) を示す。又, 図 3.36 に切り離し

直後, 図 3.37 に最高高度付近 ($X+276$ 秒), 図 3.38 に大気圏再突入前 ($X+450$ 秒) の 3 ケースについて, 1 スキャン分の視線の軌跡を示す。

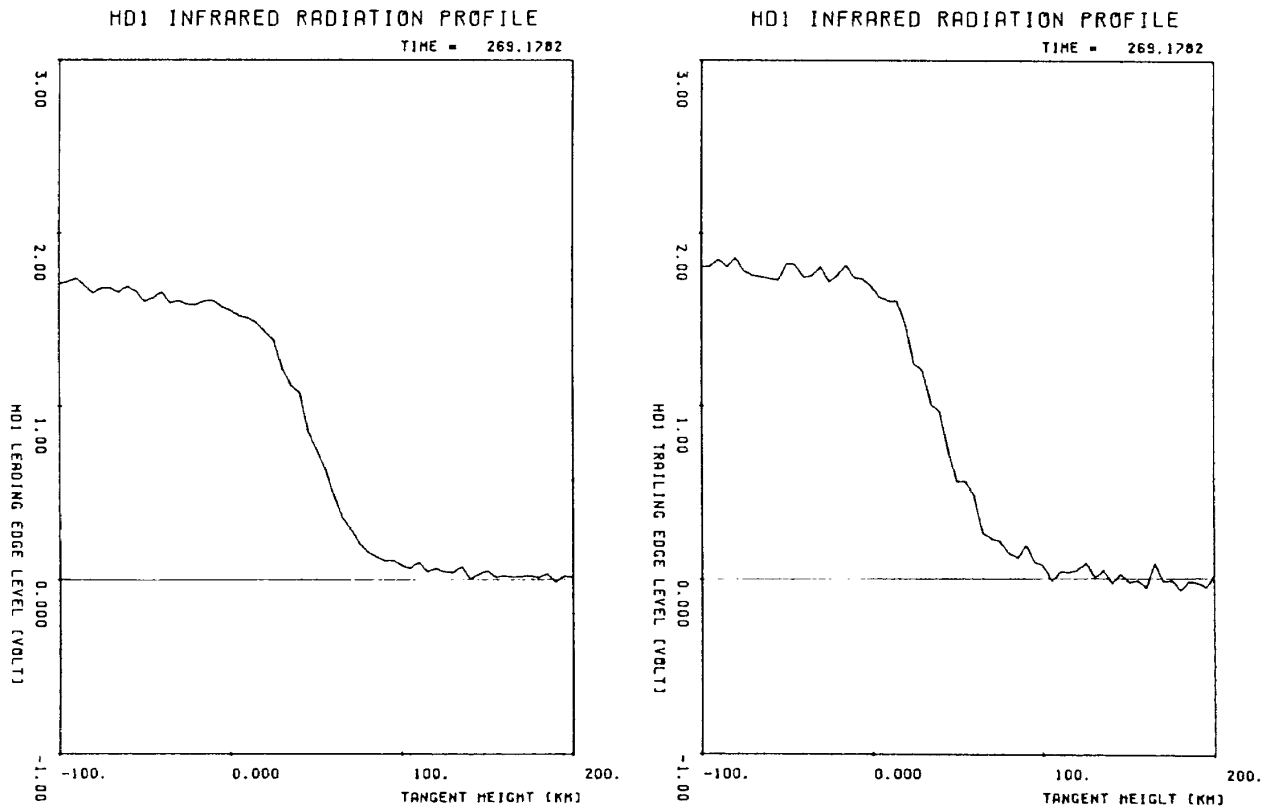


図 3.33 区間別平均化処理によるプロファイル (ヘッド 1 立上り / 立下り)

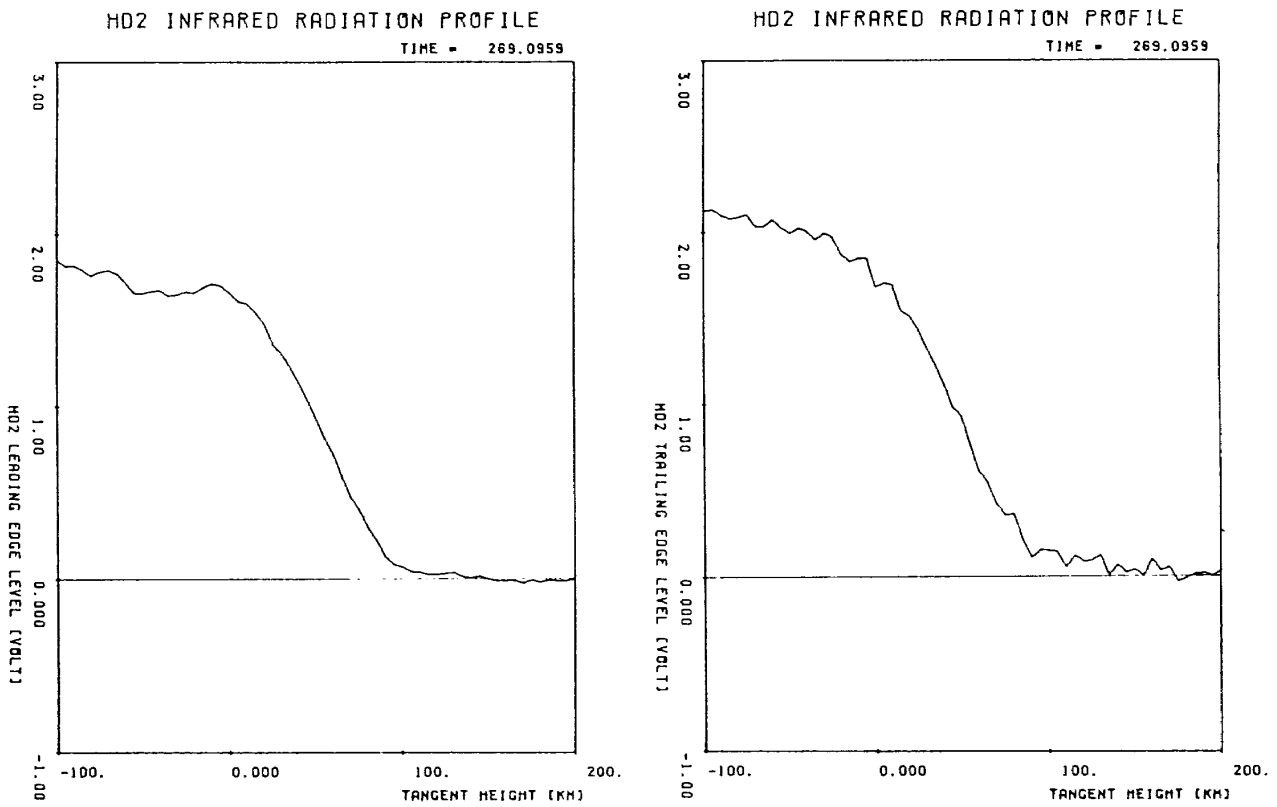


図 3.34 区間別平均化処理によるプロファイル(ヘッド2立上り/立下り)

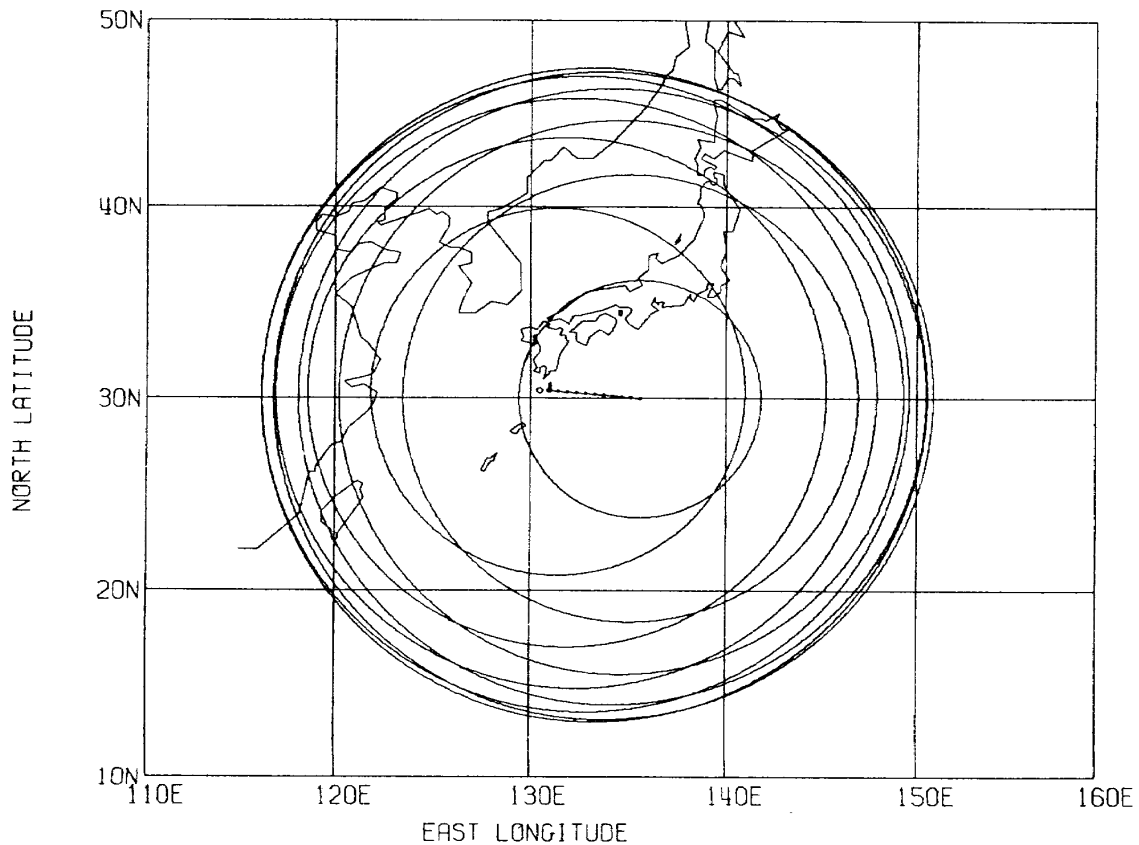


図 3.35 HS02 可視領域

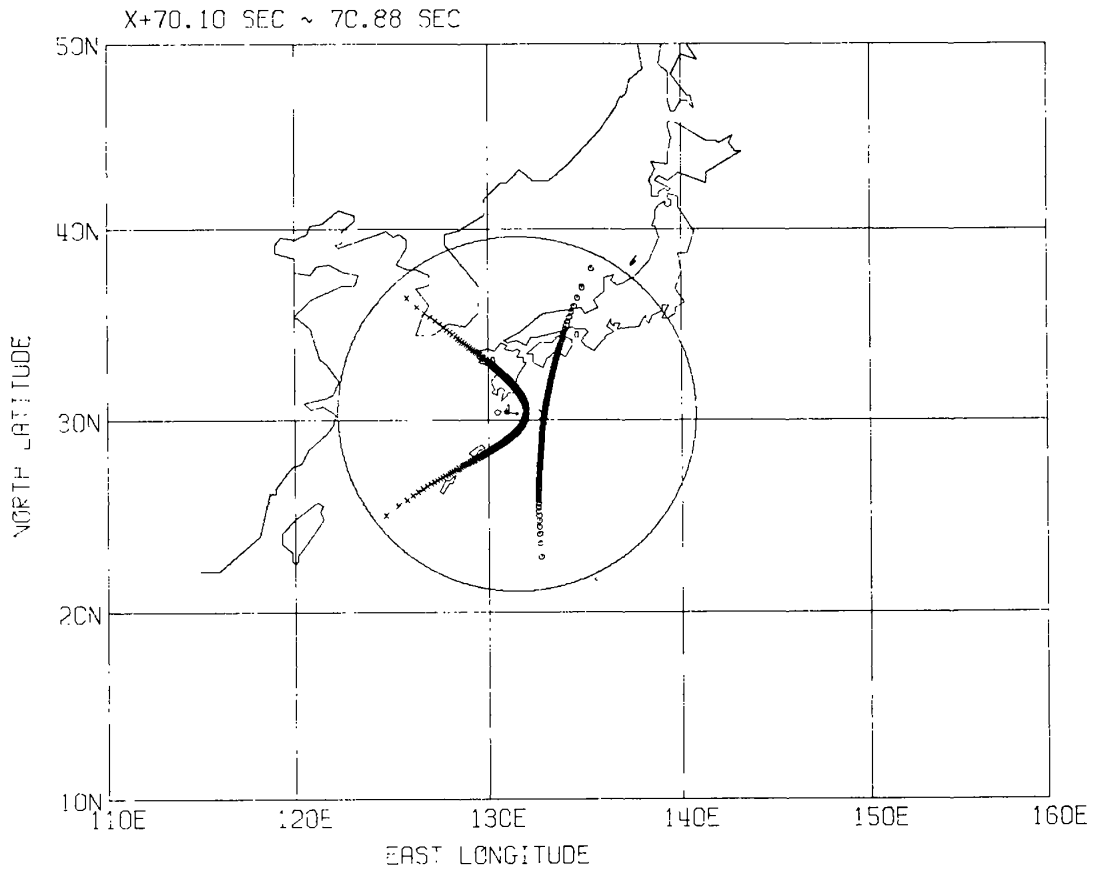


図 3.36 HS02 ヘッド 1 / ヘッド 2 スキャン軌跡 (X+70 秒, 頭胴部切離直後)

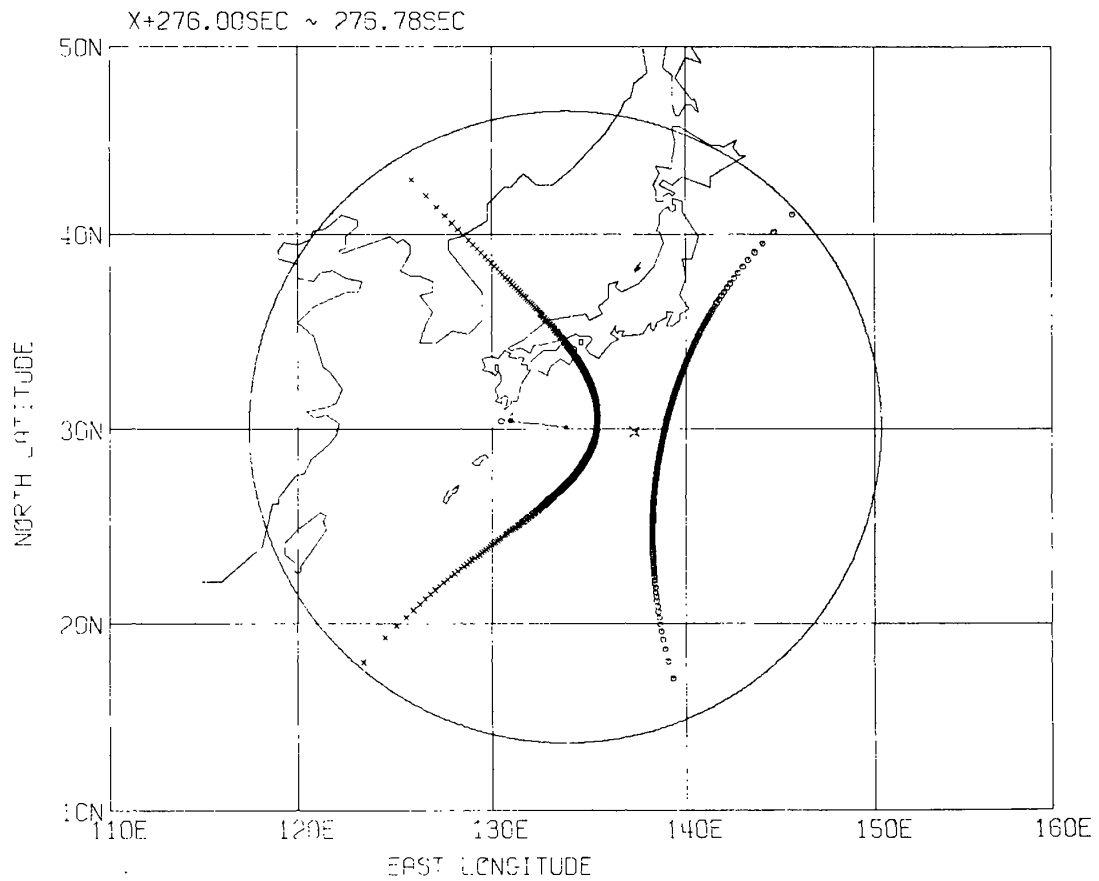


図 3.37 HS02 ヘッド 1 / ヘッド 2 スキャン軌跡 (X+276 秒)

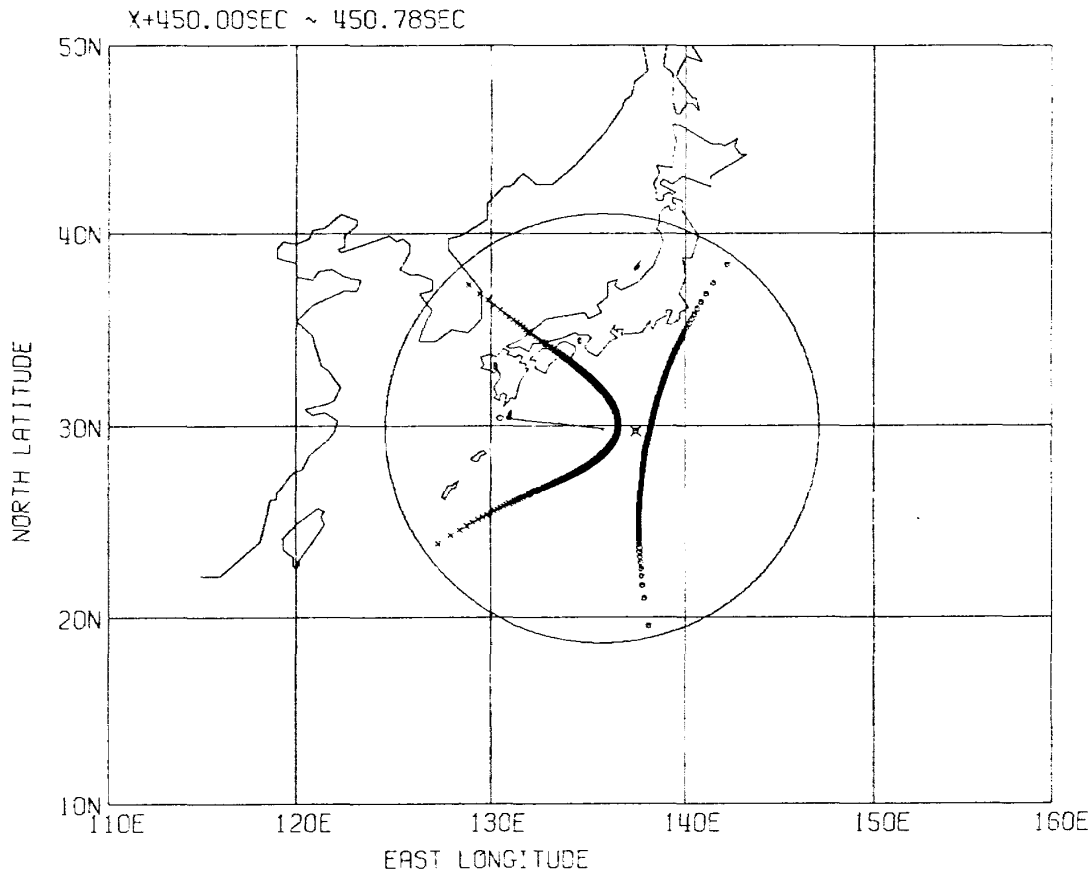


図 3.38 HS02 ヘッド1 / ヘッド2 スキャン軌跡 (X+450 秒)

4. ポスト・フライト解析

4.1 HS02出力波形解析：FMテレメータ信号処理による入力光の推定

HS02への入力光は、HS02の視線運動に従って、宇宙空間と地球とから入ってくる。この入力光の時間変化は、HS02の光学系と光電系の特性によって、歪みを受けた電気信号として出力される。この出力は、TT-500AのFMテレメータ系によって、地上へ伝送される際に、FMテレメータ系の伝送雑音特性によって、さらに歪みを受ける。地上へ伝送された信号は、記録器(PCM記録方式による高精度記録)によって、実時間記録される。この記録を、ミニコンピュータシステムにより、アナログ/デジタル変換をする。計算機プログラムにより、この記録から種々の歪みをとりのぞいて、HS02への入力光はいかなる時間変化をしていたかを推定した。以上のデータの発生、取得、処理、及び推定におけるデータの流れを図4.1に示した。

4.1.1 FFTによる光電系伝達関数の補正

光電系の伝達関数の逆関数を、記録されたデータのフーリエ変換値に乗じて、その信号を逆フーリエ変換することにより、光電系への入力を推定した。直流分及び周波数分解能の制限により、直流分とみなされる周波数に関しては、その成分を0としているので、逆変換されていない。これは逆関数のゲインが、直流では無限大となるための処理である。

逆関数の式から明らかなようにこの関数は高域においても無限大のゲインを有する。そのため光電素子の雑音、伝送記録系の雑音に埋没した信号成分は推定することができないばかりか、逆変換によって雑音が強調される。その雑音を除去するために、逆変換後、時間領域において、2次、3次多項式適合による平滑化(スムージング)(文献1参照)をほどこした。このスムージングが、波形の信号成分にどのような影響を与えるかは未だ解析されていないが、雑音除去前後の波形を観察すると、信号成分には影響がほとんどないということが定性的にいえる。

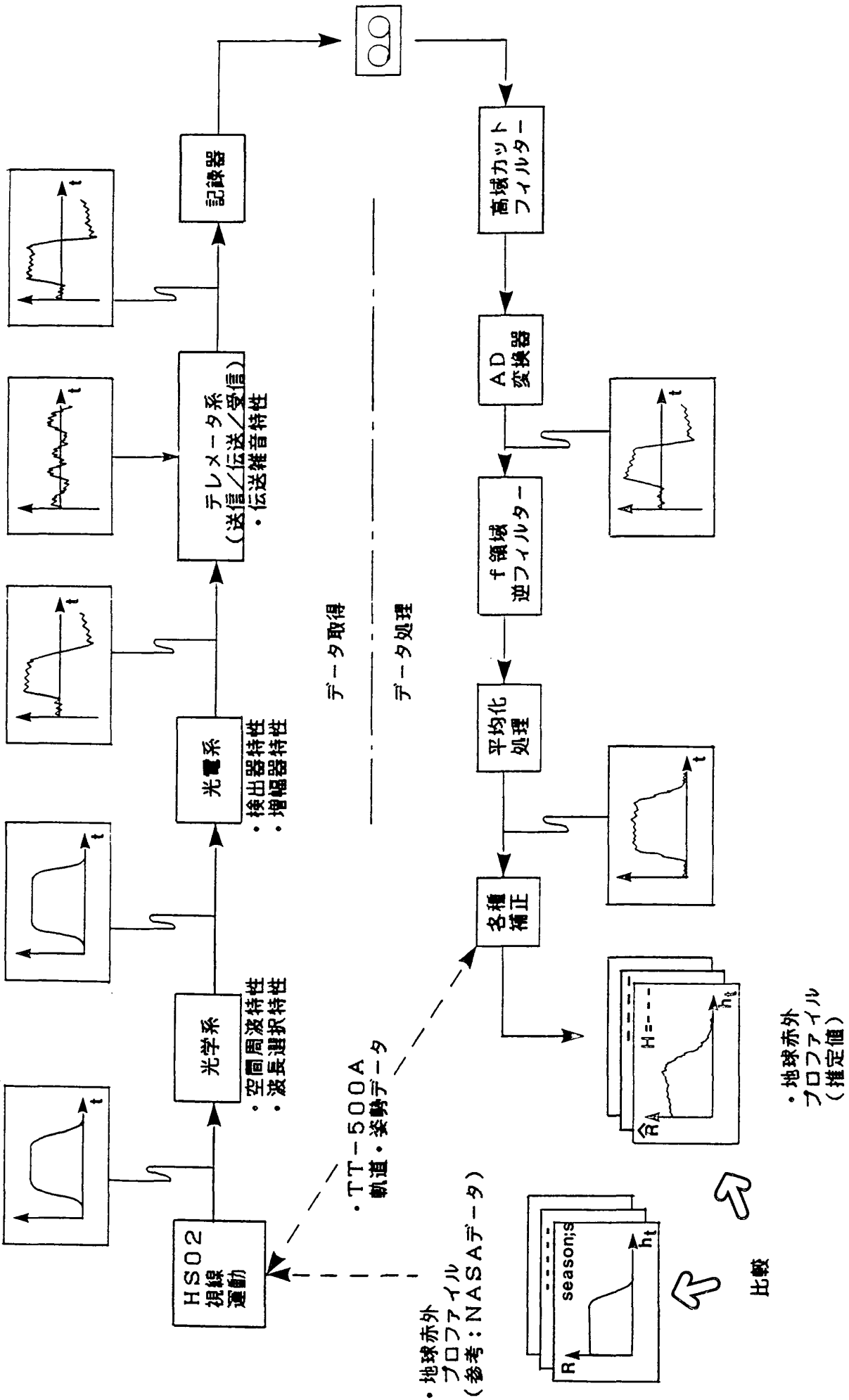


図 4.1 データ取得及び処理フロー

逆伝達関数の各パラメータの値が波形に及ぼす影響について考察する。

4.1.2 光学系の空間周波数特性の補正

HS02の視野角は約1.5°あり、このために、プロファイルは、積分された形でセンサに取りこまれるものと考えられる。このFOV1.5°は、最高高度では地表上で半径約25KMの円形視野となるため、その影響を無視することができない。そこで、この視野の補正として次のようなモデルを考える。入力光を $f(h)$ 、センサ出力を $P(h_t)$ とすると(文献2-4),

$$P(h_t) = \int_{-\infty}^{\infty} f(h) \cdot g(h_t - h) dh \quad (4-1)$$

$g(h)$ はFOVの影響を等価的に表わす重み関数であるが、

i) プロファイルの立ち上がり部分ではFOVの大きさは一定

ii) FOVは円形(半径= r_f)

という2つの仮定をすることで、(4-2)式のように表わせる。

$$g(h) = \sqrt{r_f^2 - h^2} / (r_f^2/2) \quad (4-2)$$

(4-1)式をフーリエ変換すると、

$$P(\omega) = F(\omega)G(\omega) \quad (4-3)$$

$G(\omega)$ は $g(ht)$ のフーリエ変換であり、

$$G(\omega) = F[g(h_t)] = \int_{-\infty}^{\infty} 2\sqrt{r_f^2 - h_t^2} \exp[-j\tau_f\omega h_t] \pi r_f^2 dh_t \quad (4-4)$$

ここで、

$$h_t/\tau_f = t \quad (4-5)$$

という変数変換を行なうことにより、

$$G(\omega) = (2/\pi) \int_{-\infty}^{\infty} \sqrt{1-t^2} \exp[-j\tau_f\omega t] dt = 2J_1(\tau_f\omega)/\tau_f\omega \quad (4-6)$$

と書ける。 $J_1(x)$ は第一次ベッセル関数であり、

$$J_1(x) = \sum_{m=0}^{\infty} \frac{(-1)^m}{m!(m+1)!} (x/2)^{2m+1} \quad (4-7)$$

(4-3)式及び(4-6)式を用いると、センサ出力 $P(h_t)$ から入力光 $f(h_t)$ は次のようにして求められる。

$$e(h_t) = F^{-1}[F[P(h_t)]\tau_f\omega/2J_1(\tau_f\omega)] \quad (4-8)$$

(4-8)式を使用する際の問題点としては、

i) $J_1(\tau_f\omega) = 0$ のゼロ点をどう回避するか?

FIG. FOV CALIBRATION (RADIATION MODEL #1)

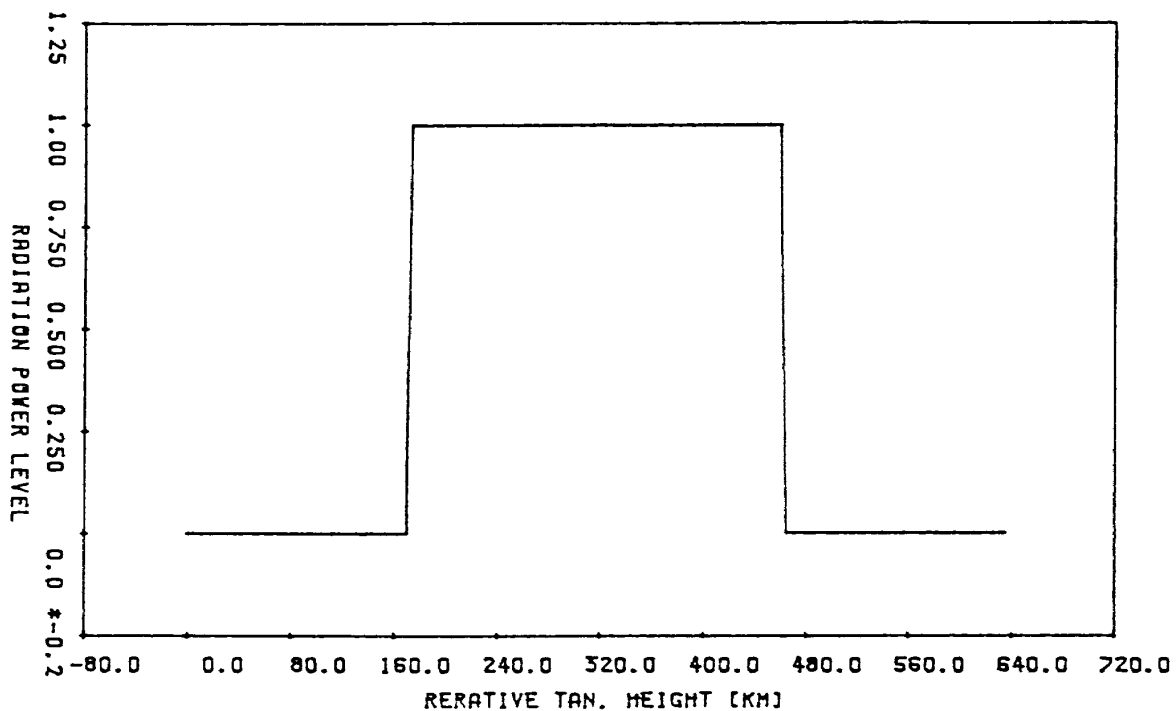


図 4.2 理想入力波形

FIG. FFT'ED FOV EFFECT OF MODEL #1

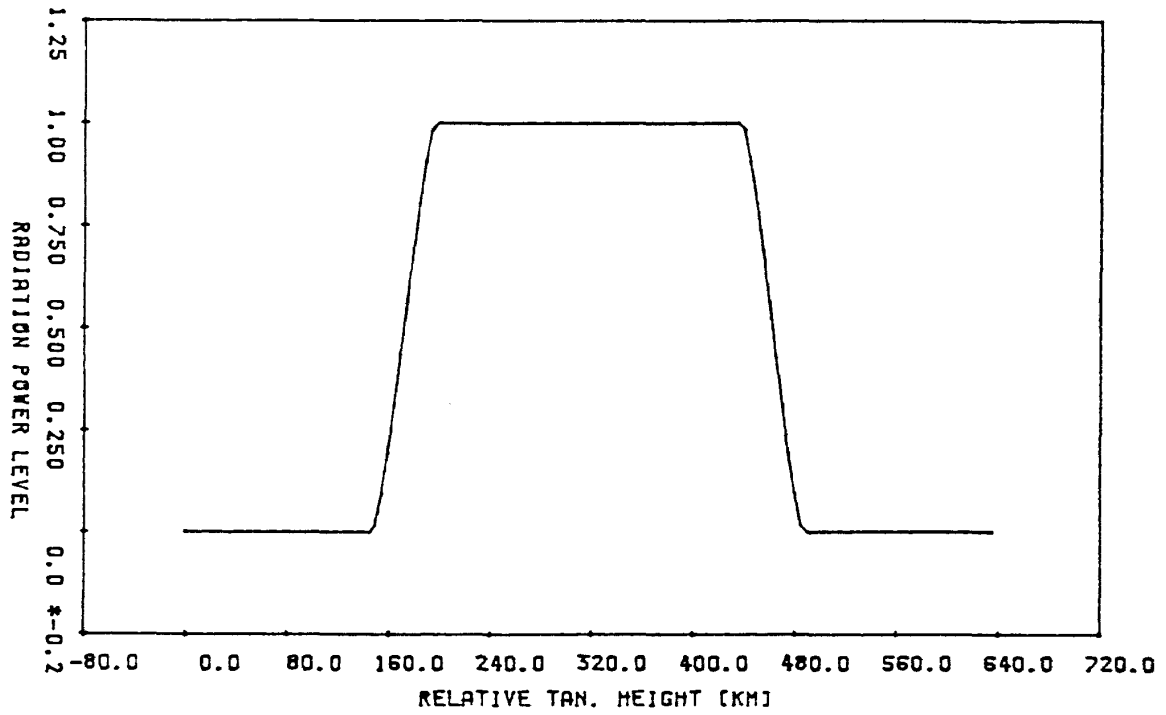


図 4.3 FOV 効果による波形 (数値解)

FIG. FOV COMPENSATED FFT MODEL

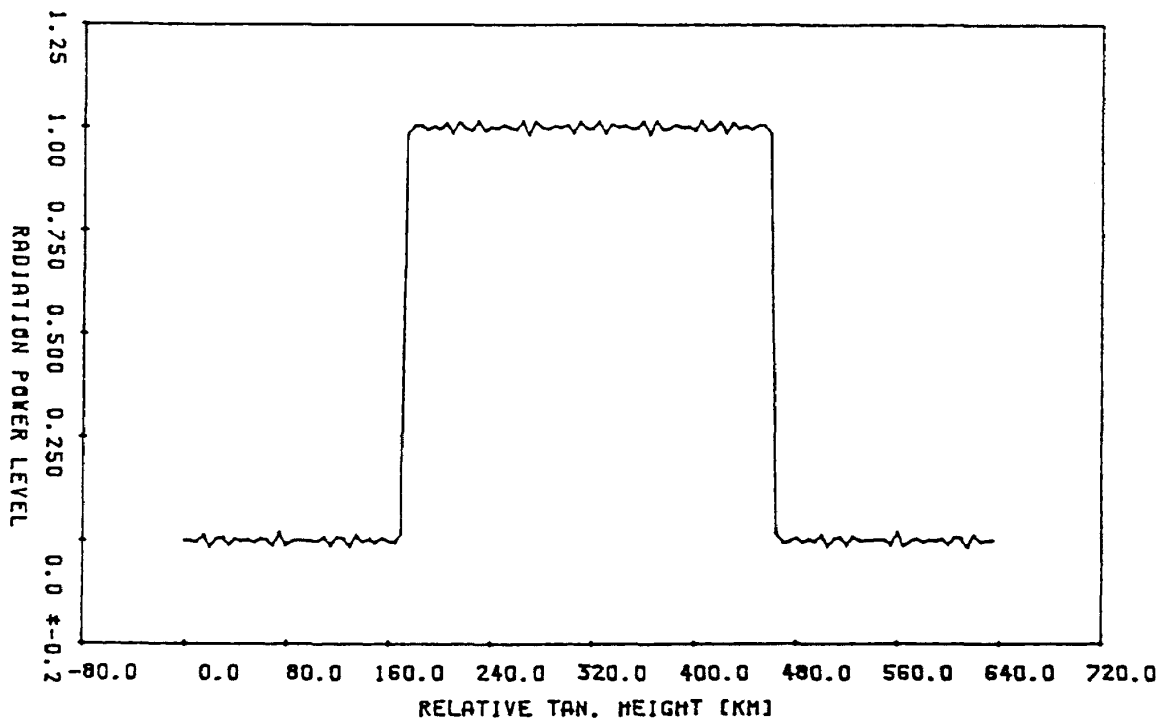


図 4.4 FOV 効果波形 (図 4.3) の逆変換結果

- ii) (4-7)式のベッセル関数の総和 Σ の中のインデックス m はいくつまでとれるか?
 - iii) (4-7)式の変数の収束域はどの範囲か?
- ということを使用する計算機の精度も含めて詳しく検討しなければならない。

② FOV重み関数の確認

原波形を図4.2のように,

$$f(h_t) = \begin{cases} 1 & -100 \leq h_t < 40 \text{ [km]} \\ 0 & 40 \leq h_t \leq 220 \text{ [km]} \end{cases} \quad (4-9)$$

に仮定する。図4.2ではFFT用に、横軸は0~640(km)にシフトさせてある。この波形に対して、(4-6)式で $r=25$ (km)として、FOV重み関数をかけ合わせて得られたFOV効果波形が図4.3である。さらに、図4.3の波形に対して、FOV逆変換をほどこしたものが図4.4である。図4.4では、逆変換に際して、ゼロ点等の処理は何もしていないので、この影響が若干観測される(ノイズ状)が、十分オリジナル波形を再生していると考えられる。ところで、(4-6)式の重み関数は円形の視野を仮定しているので、原波形が図4.2で与えられるような場合は、解析的にFOVの効果を表わすことが可能である。

図4.5で示されるように、円形FOV効果は斜線部分の面積に相当し、

$$\theta = \cos^{-1}(|x-40|/r_f) \quad (4-10)$$

とすれば、斜線部分の面積 S は、

$$S = (r_f^2 - r_f|x-40|\sin\theta)/2 \quad (4-11)$$

この値を用いて重み関数 G は、

$$G = \begin{cases} S/(\pi r_f^2/2); & x \leq 40 \\ 1-S/(r_f/2); & x > 40 \end{cases} \quad (4-12)$$

(4-11), (4-12)式より解析的に得られるFOV効果波形を図4.6に、又そのFFTによる逆変換を図4.7に示す。図4.3と図4.6はほとんど完全に一致する。

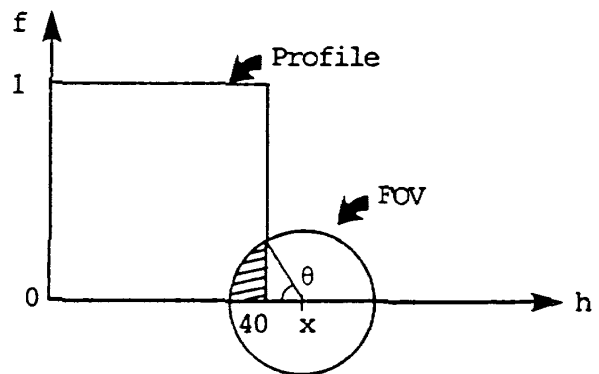


図 4.5

FIG. ANALYTIC FOV EFFECT OF MODEL #1

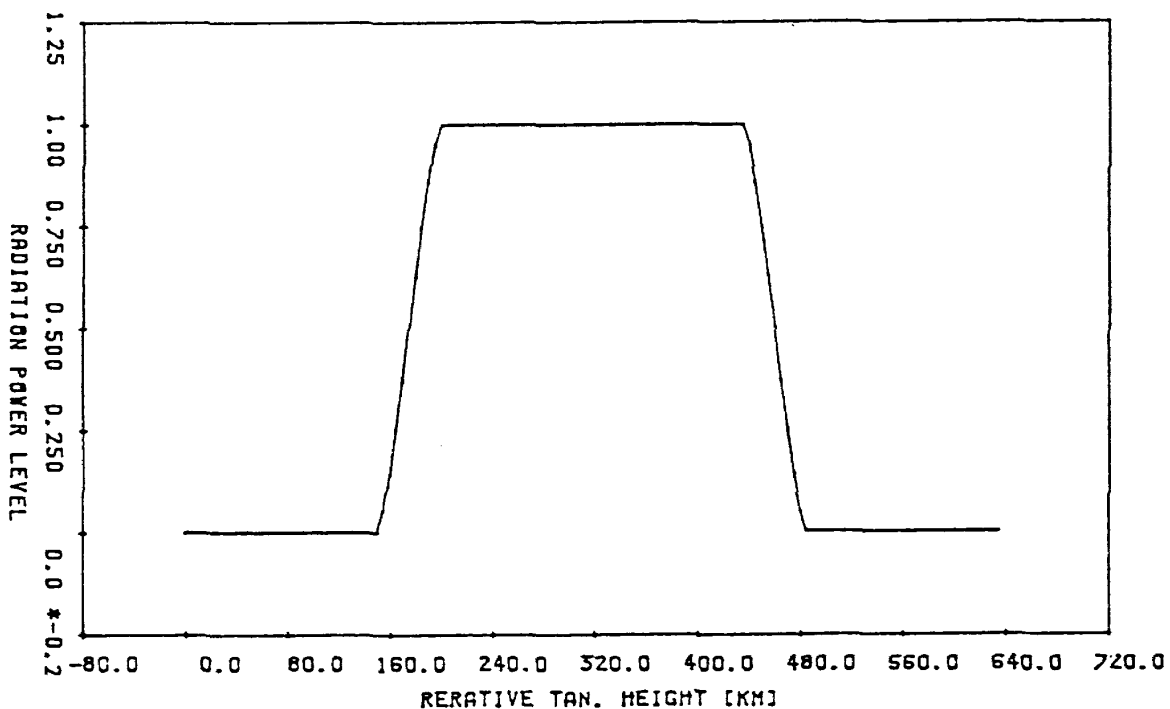


図 4.6 FOV効果による波形(解析解)

FIG. FOV COMPENSATED ANALYTICAL MODEL

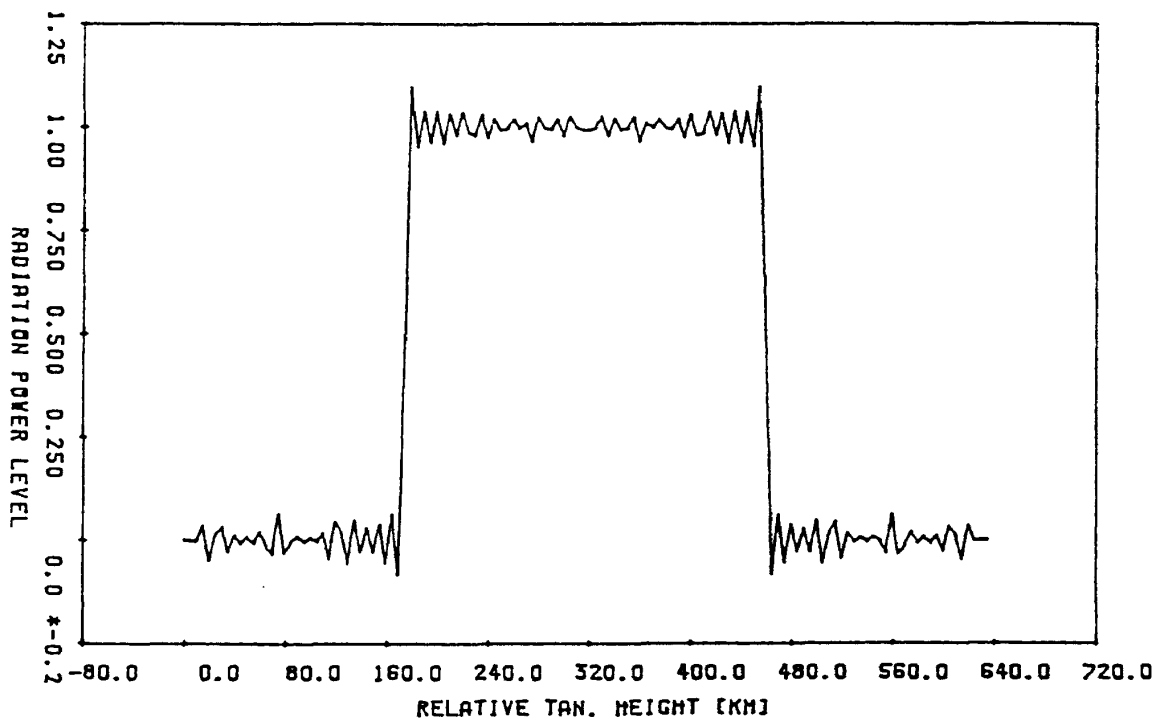


図 4.7 FOV 効果波形 (図 4.6) の逆変換結果

FIG. COMPENSATED FFT MODEL WITH MISMATCHED FOV (24KM/25K

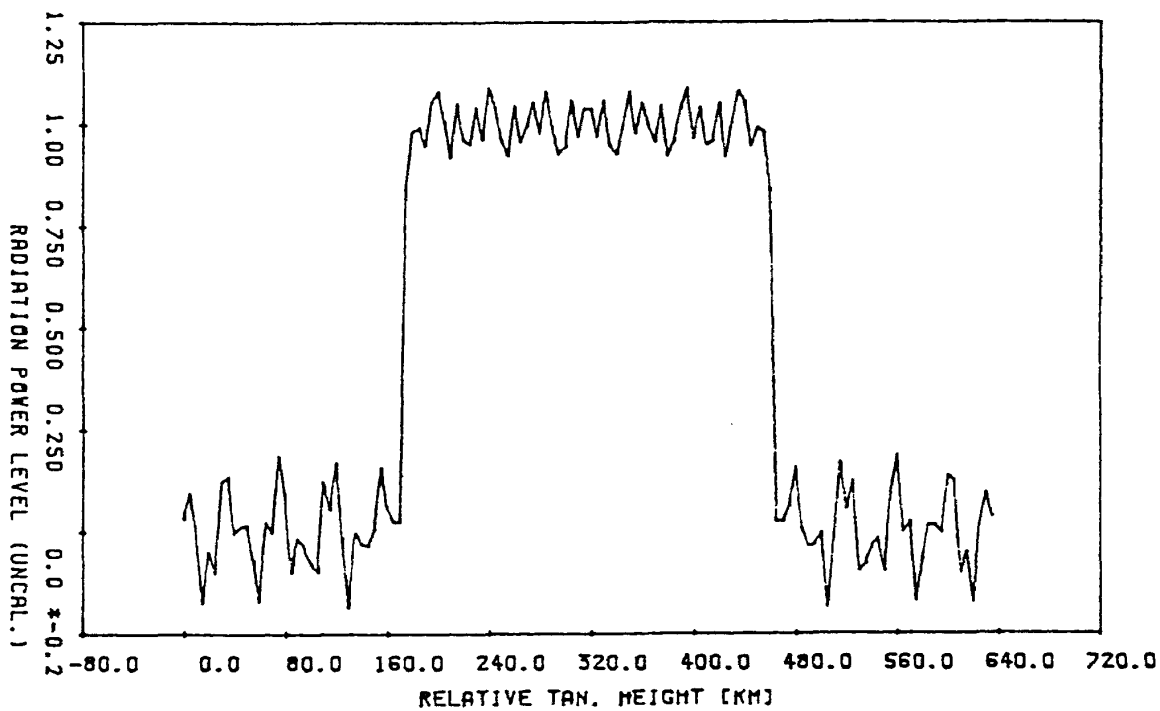


図 4.8 FOV 逆変換のモデルミスマッチ例 ($r_f = 24\text{km}$)

③ FOVモデルミスマッチとゼロ点処理

FOV効果を補正するためには $G^{-1}(\omega)$ をかけなければならないため、 $G(\omega)=0$ は特異点となり、このことがモデルミスマッチの際大きな問題となる。図4.3は $r=25$ (km)でFOVの効果を入れたものであるが、これを補正する際 $r_f=24$ (km)で逆変換したものが図4.8、 $r_f=20$ (km)で逆変換したものが図4.9である。図4.8、4.9とも、かなり再現性が悪くなっている。フライトデータの補正の際にも r_f の正確な値がわからないのでこの程度の誤差が生じる可能性がある。(4-7)式の第1次ベッセル関数には、

$$x = 3.84, 7.02, 10.17, 13.32, \dots \quad (4-13)$$

という無限個のゼロ点があり、これらのゼロ点処理としては、例えば、 $x=3.5$ で計算を打ち切り、高域側をカットする方法や、 $|G|^{-1}$ の最大値をある値でおさえる方法などが考えられる。

④ 実データのFOV補正

①~③のシミュレーションで明らかなように、明確な、FOV効果がわかっていないフライトデータのようなものに対して、ノミナルなFOV補正をおこなっても原波形を正しく復元できない場合が多い。

図4.10において、 $P(\omega) = F[P(h_t)]$ のゼロ点の中にはFOV重み関数 $G(\omega)$ のゼロ点が含まれているわけだが、そのゼロ点と $G(\omega)$ のゼロ点が一致しないと、復元された $f(h_t)$ は正しくならない。図

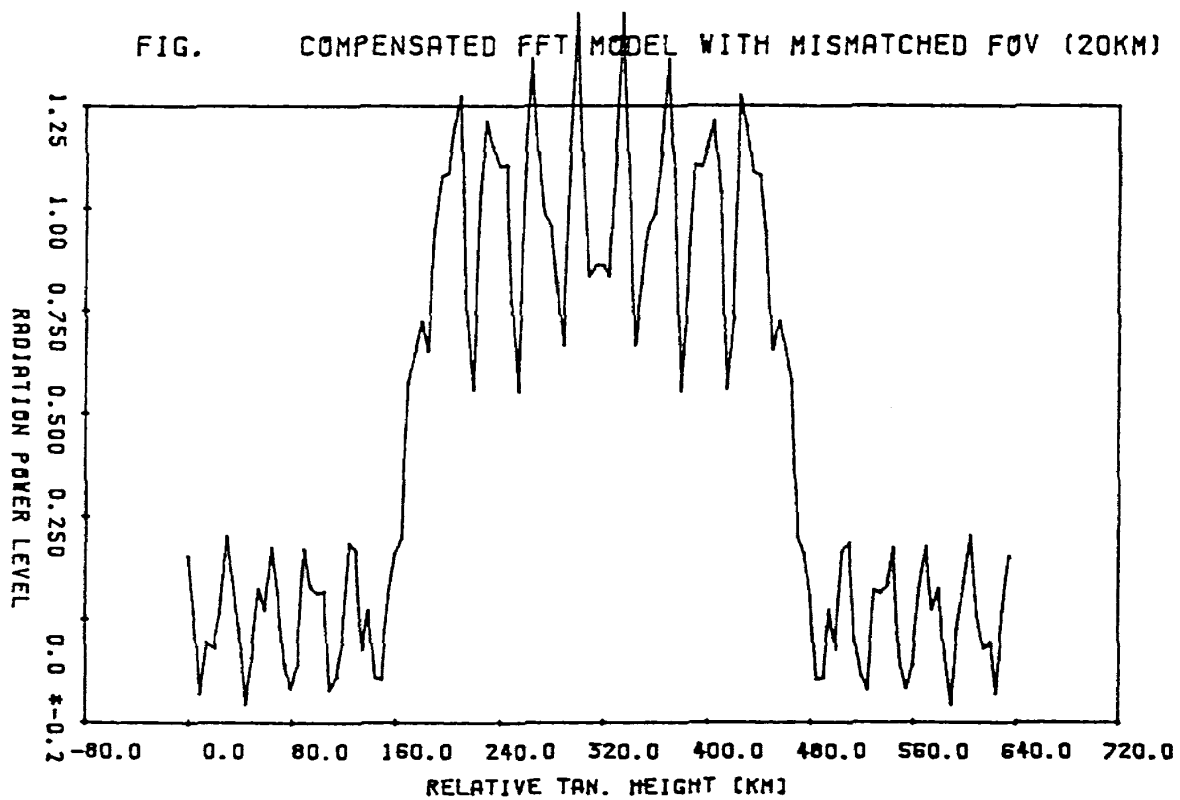


図4.9 FOV逆変換のモデルミスマッチ例 ($r_f=20$ km)

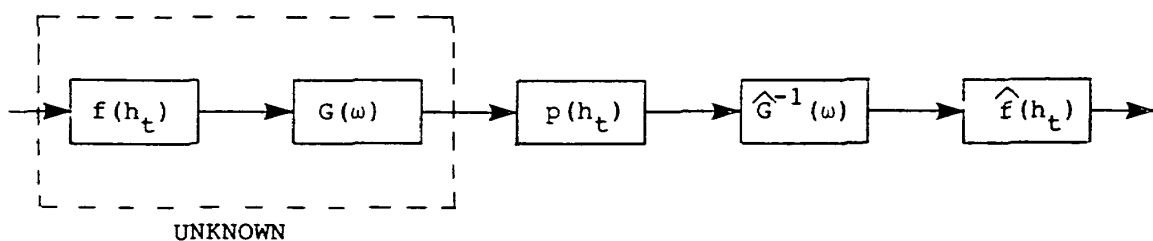


図4.10

4.11 は $X + 270$ 秒のときのヘッド 1 の立ち上がり時のプロファイル図であり FFT 処理の都合上、左右対称にしてあり、平均化も行なっている（横軸は接高度 5 (km) きざみ）この波形に対してノミナルな FOV 補正 ($r = 24.239$ [km]) で逆変換を行なうと図 4.12 のようになり原信号には存在しないような高周波成分がノイズとしてのっている。又、 $\omega = 3.5$ [Hz] で高域をカットした場合が図 4.13 であるが、これでは、立ち上がり時が多少鋭くなっているが、ピークレベルの肩のまるみは依然として補正されていない。

⑤ FOV モデル化の検討

上記では、FOV 状を円形と仮定し HS02 信号の FOV 補正を検討した。ベッセル関数がゼロ点を有するために、逆変換に際しては、ゼロ点処理という問題が生じてしまった。FOV の数学モデルとしては、図 4.14 のような FOV 実測値（文献 5）より、次式に示すような誤差関数（正規分布）を使用することも妥当と考えられる。

$$g(x) = \sqrt{\alpha/\pi} \exp[-\alpha x^2] \quad (4-14)$$

この関数の、フーリエ変換は

$$G(\omega) = F[g(h_r)] = \exp[-\omega^2/4/\alpha] \quad (4-15)$$

となる。但し、式 (4-14) で、 x (km) は衛星高度を特定したときの視野を表わす変数であり、パラメータ α は重み関数 $g(x)$; 4-14 式、半値; $\exp(-\alpha x^2) = 0.5$ 、となる点で同定した。図 4.14 の実測値より HD1 では $g(x)$ を半値とする視野角度は、 $\theta = 0.692^\circ$ である。衛星高度が 100 km のとき、この視野角に相当する視野半径は $x = 13.84$ km であり、従って α は $\exp\{-\alpha(13.84)^2\} = 0.5$ より、

$$\alpha = 1.30 \times 10 [(\text{km})^{-1}] \quad (4-16)$$

という値になる。

FOV 数学モデルとして、上記の円型および誤差関数型 (EXP 型) の両者

- ① 円型 FOV モデル：感度特性を円柱で近似
- ② EXP 型 FOV モデル：感度特性を二次元正規分布曲線で近似

が出力波形に及ぼす影響を以下、シミュレーションによって比較する。基準輻射プロファイルとして、

FIG. HD1 LEADING EDGE (EVEN PATTERN)

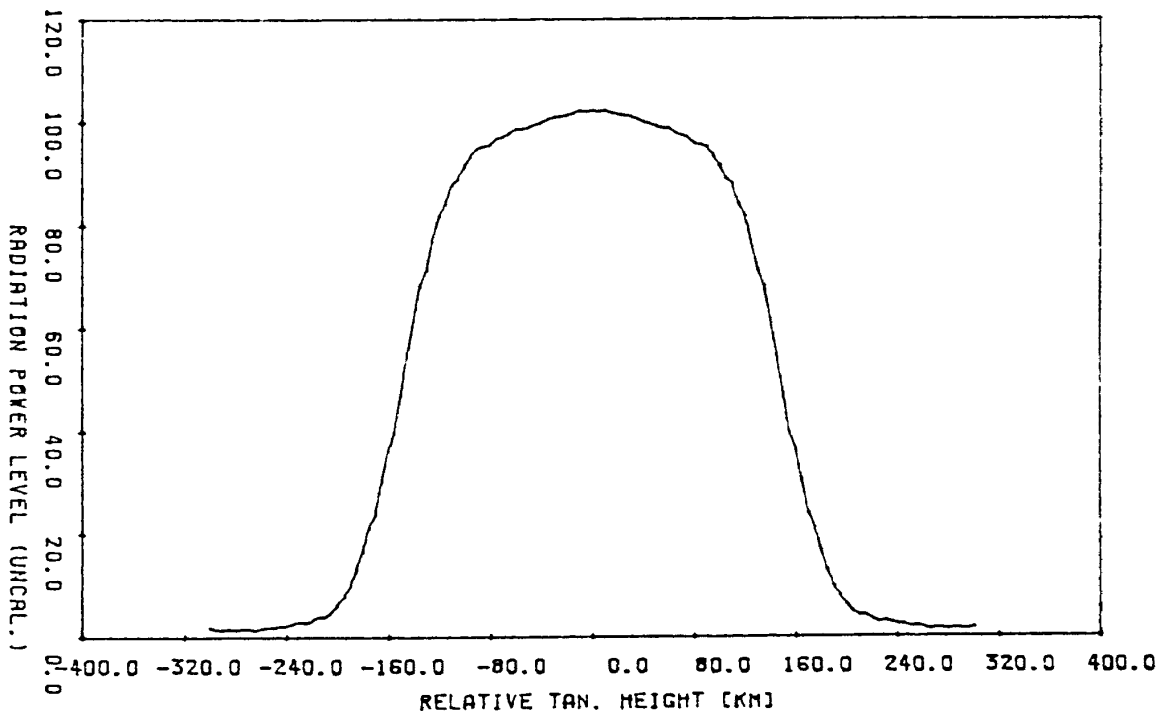


図 4.11 実データの FOV 効果波形例 ($X + 270$ 秒)

FIG. COMPENSATED HD1 LEADING EDGE (24.239KM)

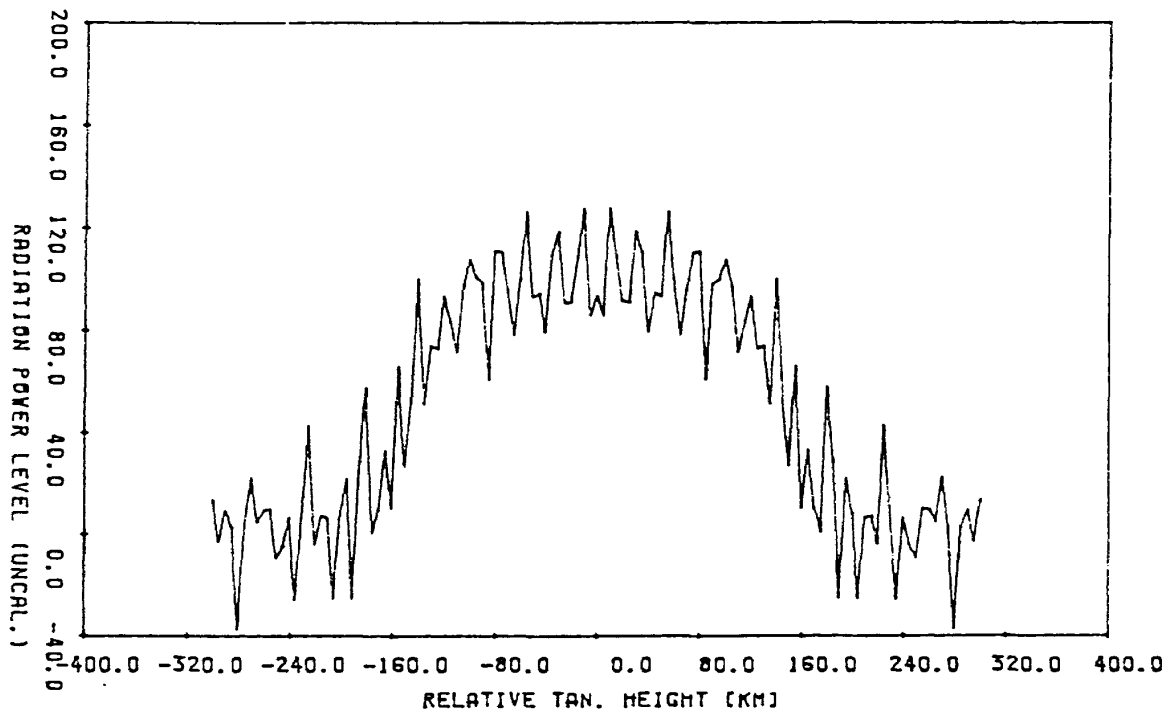


図 4.12 実データの逆変換例

FIG. COMPENSATED HD1 LEAD. (24.239KM) ZERO SURP.

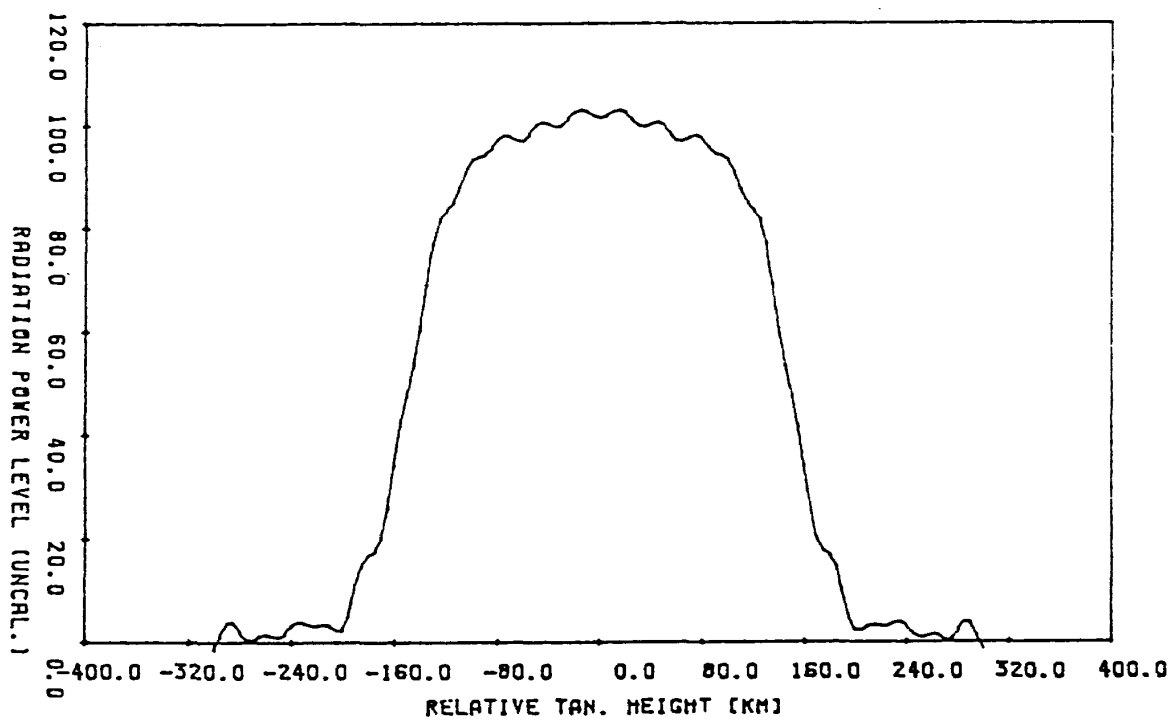


図 4.13 実データの逆変換例 (高城カット例)

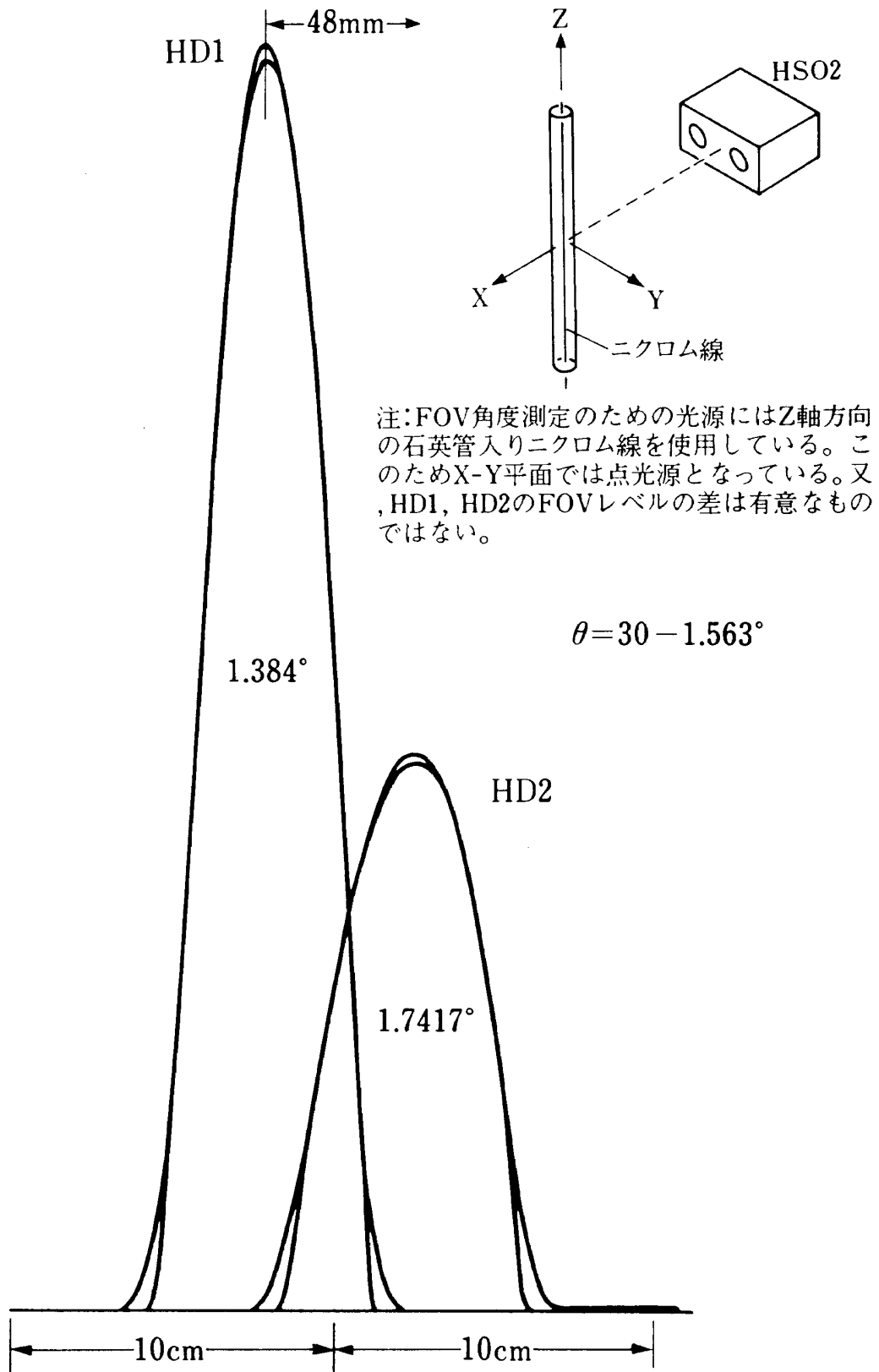


図 4.14 HSO2, FOV 実測例

NASA CR-725 に示されている、プロファイルデータ (図 4.15, ノミナル, $\pm 3\sigma$ 値) を想定し, これと円型及び EXP 型の各々の畳込み積分の結果を図 4.16 ~ 4.19 に示す。

- 図 4.16 円型 FOV モデル ($r=25\text{km}$)
- 図 4.17 EXP 型 FOV モデル ($r=25\text{km}$)
- 図 4.18 EXP 型 FOV モデル ($r=15\text{km}$)
- 図 4.19 円型 FOV ($r=25, 50\text{km}$) 及び EXP 型 FOV ($r=25\text{km}$)

この EXP 型 FOV 形状はフーリエ変換を行なっても同じ形でゼロ点がないので, 補正の際は扱いやすいと思われる。

図 4.19 より, 当然のことながら, 赤外放射光のスピン/スキャン型地球センサへの入力信号の立ち上がりの速さは, FOV の形状, 大きさに依存するものであり地球センサ・ハードウェア設計時にはセンサの電気フィルタ帯域, スピン/スキャン・レートとの, かねあいで決定すべき重要なパラメータであることが結論できよう。

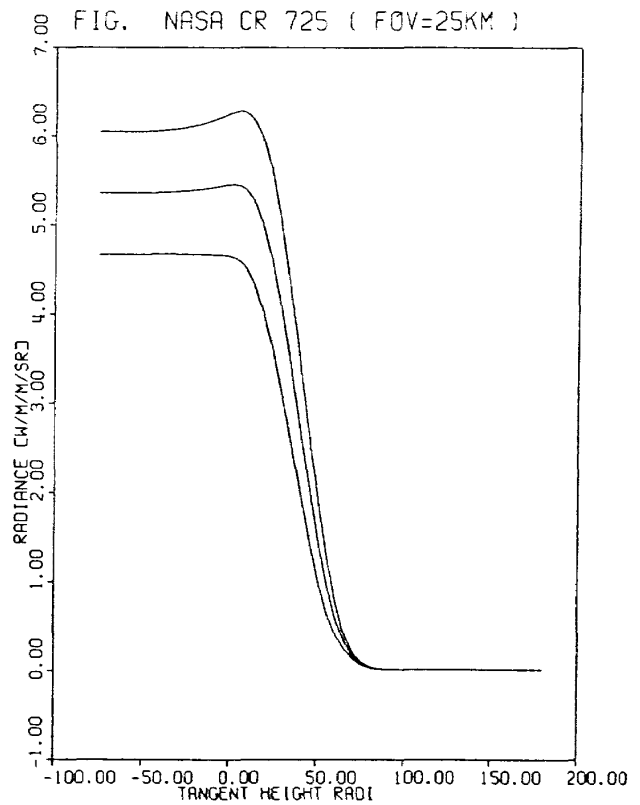


図 4.16 円型 FOV モデルの効果 ($r=25\text{km}$)

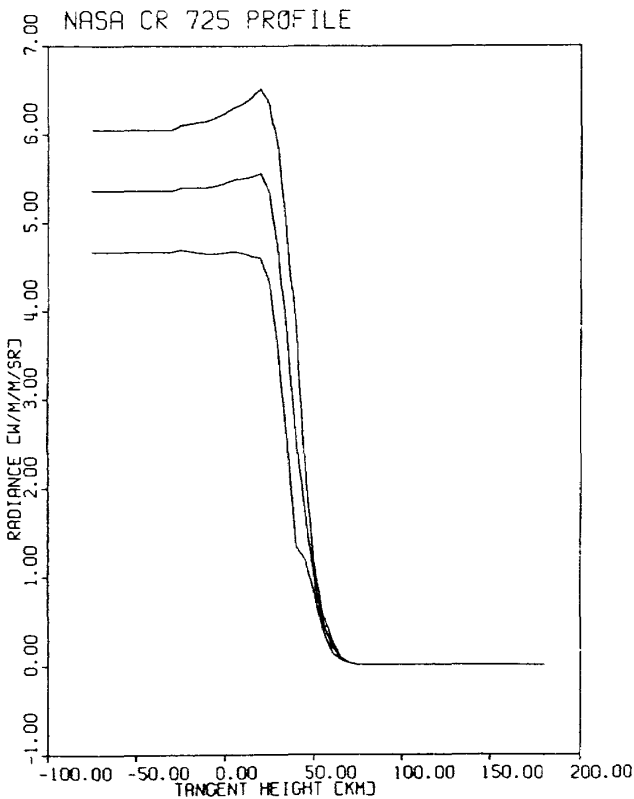


図 4.15 NASA CR-725 プロファイル (ノミナル, $\pm 3\sigma$ 値)

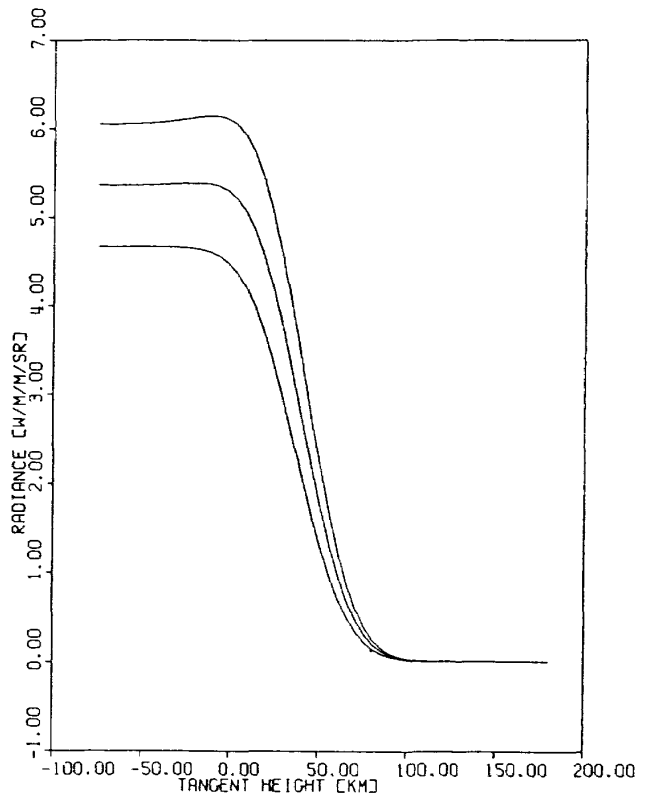


図 4.17 EXP 型 FOV モデルの効果 ($r=25\text{km}$)

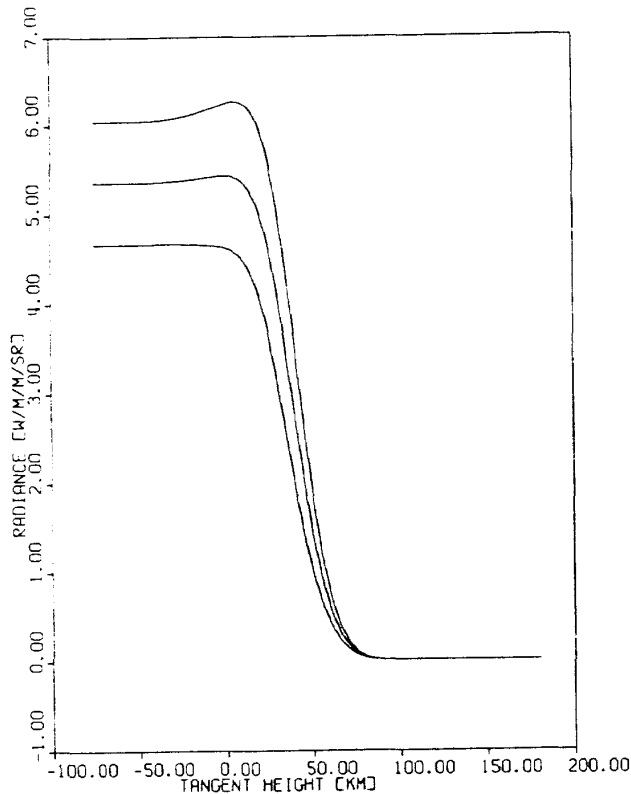


図 4.18 EXP型 FOVモデルの効果
($r=15\text{km}$)

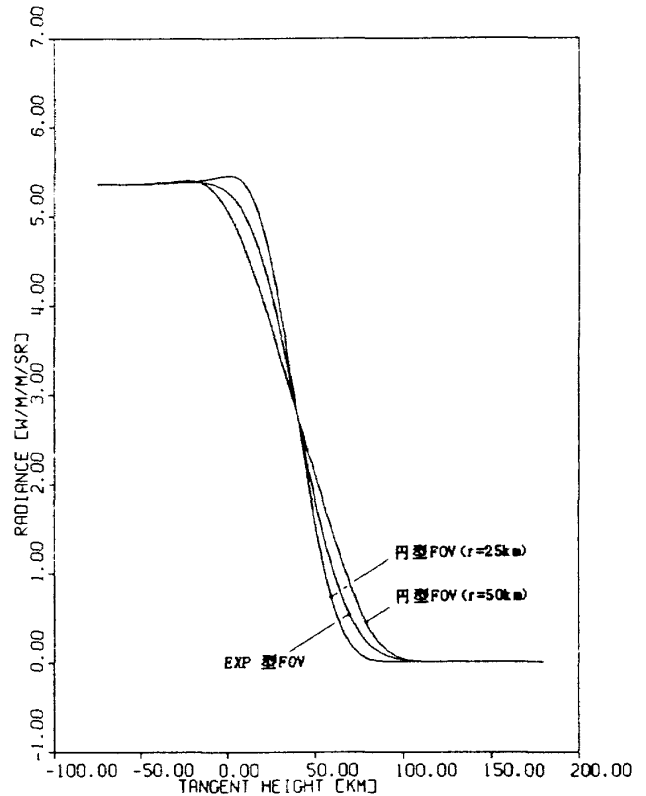


図 4.19 円型 FOV ($r=25, 50\text{km}$) 及び
EXP型 FOV ($r=25\text{km}$)

4.2 姿勢角ヒストリー第2次推定

本節の主要な目的は、コード幅 1 出力のデータから、スピン・レートの最確値を決定し、ニューテーション角の推定及び慣性パラメータの同定を行なうことである。

図 4.20 にコード幅 1 出力の時間ヒストリーをプロットした。この図からわずかながらニューテーション運動が認められる。図 4.21 にコード幅 1 出力のデータからスピン・レートをプロットした。高高度大気圏外のフライト中は、スピン・レートは、ほぼ一定であることがわかる。スピン・レートは、250 秒前後の平均値をとって、

$$T = 0.78068 [\text{sec}]$$

とする。

次に、ニューテーション角の推定には、

$$\textcircled{1} \quad T = 2\pi \cos\theta / (1 - \Gamma) \Omega_2$$

(ニューテーション周期) (4-17)

$$\textcircled{2} \quad \cos(c/2) = (\cos\alpha_d + \cos\epsilon \cos\gamma) / \sin\gamma \sin\epsilon$$

(コード幅) (4-18)

の2つの式より別々に求めることができる。以下、それについてまとめる。

- ① ニューテーション周期を用いた推定法

$$T = 11.633 [\text{sec}] \quad \text{ニューテーション周期}$$

$$\Gamma = 0.93450 \quad \text{慣性モーメント比}$$

$$(\quad = 1 - I_2/I_1)$$

$$\Omega = 2\pi / 0.78068 [\text{rad/sec}] \quad \text{スピン角速度}$$

これらより α を求めると、

$$\alpha = 12.572^\circ \tag{4-19}$$

この値は、明らかに大きすぎる(ニューテーション角が 12° もあると、ヘッド出力のオカルテーションが起こらなければならない)ので、用いたパラメータのうち、 Γ のノミナル値が、実際の値と多少異なっていると考えられる。

- ② コード幅を用いた推定法

今回の α の推定では、コード幅 1 出力のみを用いているので、2つのヘッドの出力を比較するという方法は使えないが、外部データとして、頭胴部のレーダデータなどがあり、これを利用する。又、コー

TIME HISTORY OF HD1 CHORD WIDTH FROM CHD SIG OUT

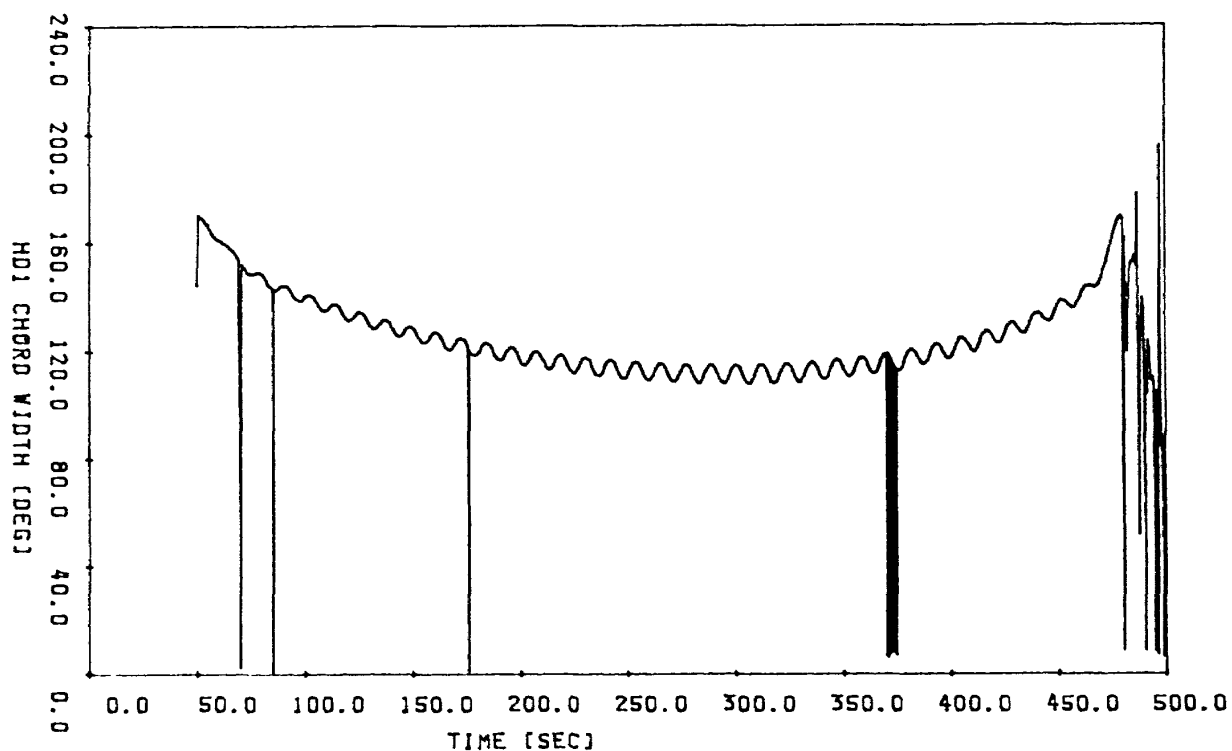


図 4.20 コード幅 1 出力ヒストリ

TIME HISTORY OF SPIN PERIOD

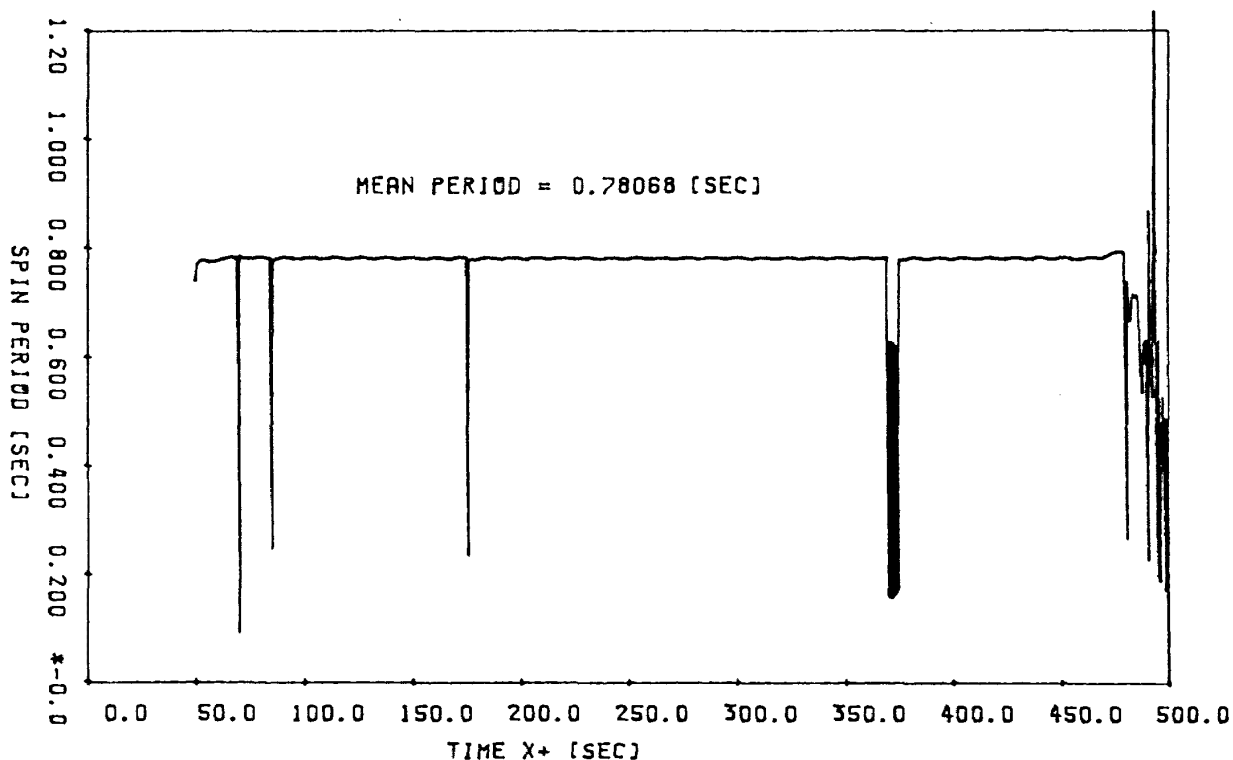


図 4.21 スピンレートヒストリ

ド幅を用いた推定法では、2通りの方法でアプローチする。

(その1) ニューテーションによるコード幅変化(約4°)はコード幅そのもの(約110°頂上付近)に比べて十分小さいので(4-18)式をcとξで微分して、

$$s r c \xi c(C/2) \delta \xi + s r s \xi [-s(C/2)/2] \delta C = -s \xi c r \delta \xi \quad (4-20)$$

$$\delta \xi = \frac{s r s \xi s(C/2)}{2[s r c \xi c(C/2) + s \xi c r]} \delta C \quad (4-21)$$

コード幅1出力では、ヘッド1の取付角γ=90°であり、倒れ角ξの変動分δξをニューテーション角αとみなせば、

$$\alpha = (1/2) \tan \xi \tan(C/2) \quad * \text{コード幅の変動分} \quad (4-22)$$

頂上付近での倒れ角ξは第一次推定より、

$$\xi = 26^\circ \quad (4-23)$$

その時のコード幅cは、

$$c = 110.97^\circ \quad (4-24)$$

これらより、

$$\alpha = 1.3438^\circ \quad (4-25)$$

(その2) (4-18)式より、次の2つの関係式は簡単に導き出せる。

$$\left\{ \begin{aligned} \cos(C_{\max}/2) &= \cos \alpha_d / \sin(\xi + \alpha) \quad (4-26) \\ \cos(C_{\min}/2) &= \cos \alpha_d / \sin(\xi - \alpha) \quad (4-27) \end{aligned} \right.$$

頂上付近のデータを用いることにしているので、 $h_{\max} = 254\text{km}$ (:レーダ・データ), $h_{\text{CO}_2} = 43\text{km}$ (第一次推定)より、

$$\alpha_d = \sin[(R_e + h_{\text{CO}_2}) / (R_e + h_{\max})] = 75.508 [\text{deg}] \quad (4-28)$$

$$\left\{ \begin{aligned} C_{\max} &= 114.757 [\text{deg}] \\ C_{\min} &= 107.095 [\text{deg}] \end{aligned} \right. \quad (4-29)$$

これらを代入すると、

$$\left\{ \begin{aligned} \xi + \alpha &= 27.583 [\text{deg}] \\ \xi - \alpha &= 24.908 [\text{deg}] \end{aligned} \right. \quad (4-30)$$

$$\left\{ \begin{aligned} \xi + \alpha &= 27.583 [\text{deg}] \\ \xi - \alpha &= 24.908 [\text{deg}] \end{aligned} \right. \quad (4-31)$$

よって、

$$\left\{ \begin{aligned} \xi &= 26.246 [\text{deg}] \\ \alpha &= 1.3376 [\text{deg}] \end{aligned} \right. \quad (4-32)$$

$$\left\{ \begin{aligned} \xi &= 26.246 [\text{deg}] \\ \alpha &= 1.3376 [\text{deg}] \end{aligned} \right. \quad (4-33)$$

以上(その1)、(その2)の結果よりニューテーション角は、

$$\alpha = 1.34^\circ \quad (4-34)$$

と推定される。

この値を用いて、(4-17)式より、憶性モーメント比Γを正確に求めると、

$$\Gamma = 0.93279 \quad (\text{ノミナル値の} 99.817\%) \quad (4-35)$$

この誤差はノミナル値の0.183%である。

このαの値をもちいて、全実験時間帯にわたるシミュレーションをおこなった。このうち、HS02ヘッド1および2信号のコード幅を図4.22に示す。

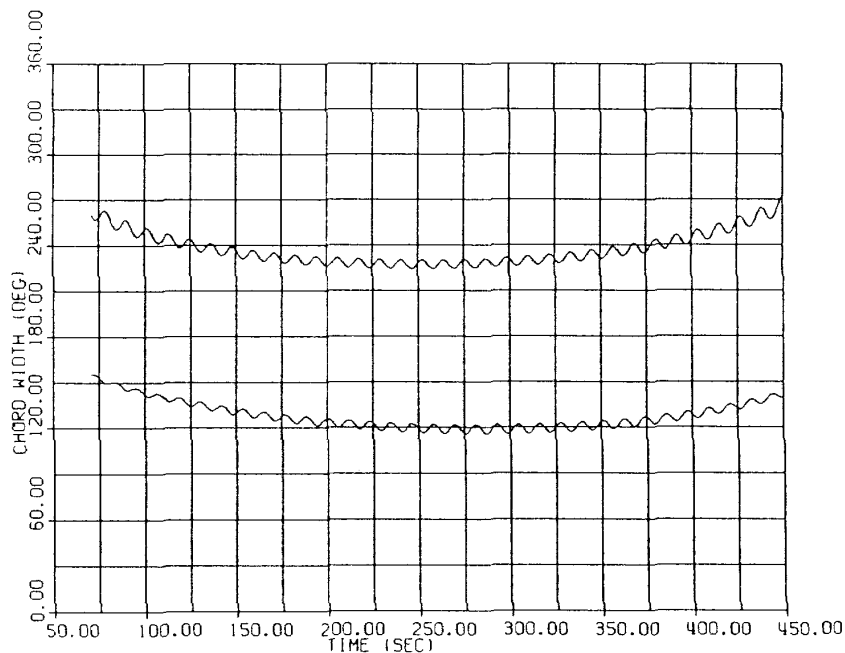


図 4.22 コード幅 1, 2 ヒストリ (計算値)

フライトデータ(図4.20)と比較して非常に良い結果を得ている事がわかる。これより、(4-34)式のニューテーション角推定値 α は十分に正確であると結論できよう。

4.3 赤外地平線プロファイルの推定

4.3.1 工学値変換

① 輻射エネルギーへの変換

Sバンドテレメトリ・キャリブレーションデータ

(図4.23, 4.24)に基づいて、工学値変換をおこなった。ヘッド1の出力電圧と輻射エネルギーとの関係は、逆フィルターを通した時のゲインがはっきりとわからないので、今回は1Vの入力に対して逆フィルターの出力がいくらになるかを実測して求めた。

$$\text{逆フィルター ゲイン} = 0.1016 \quad (4-36)$$

これより、ヘッド1の出力電圧 $V[V]$ は、ヘッド1信号読み取り値を y として

$$V = (y - y_{\text{space}}) / 0.1016 \quad (4-37)$$

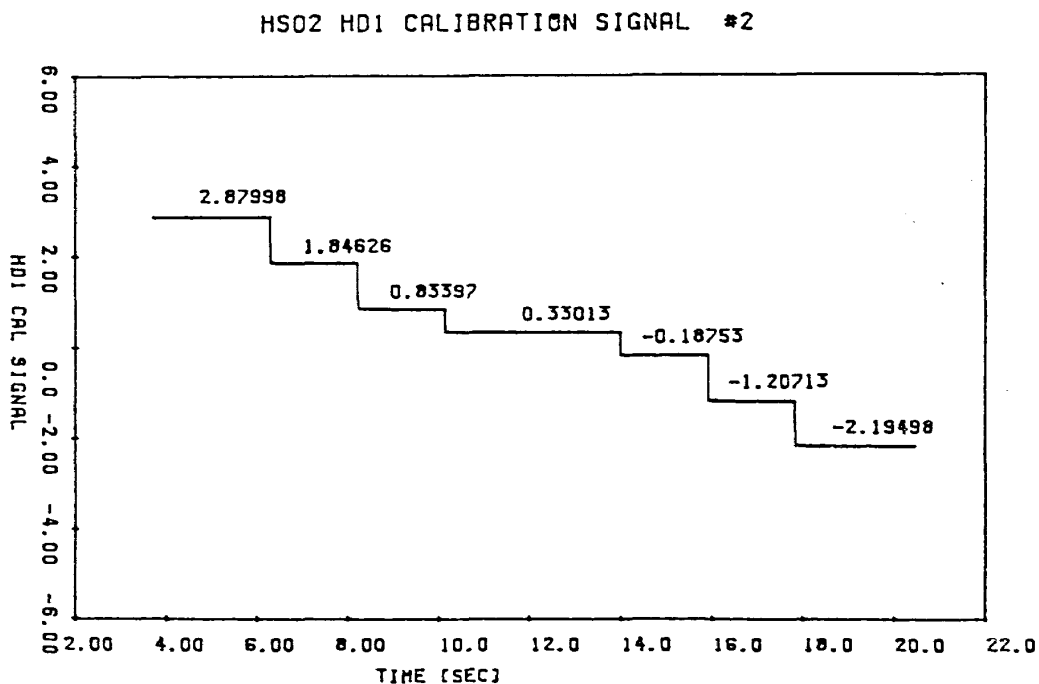
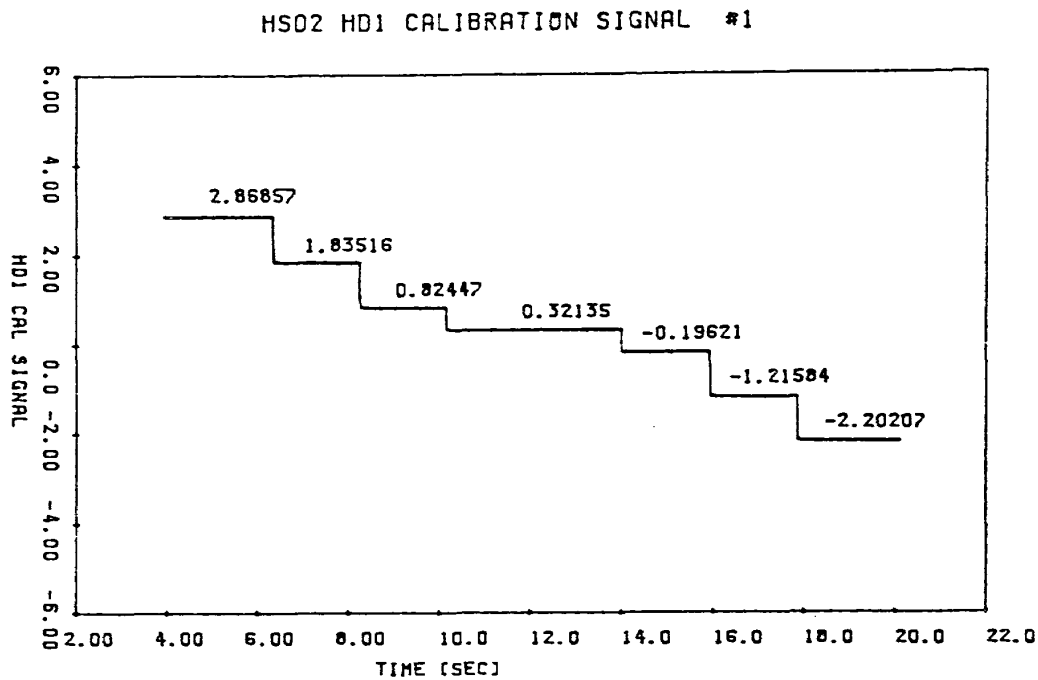


図4.23 Sバンドテレメトリ・キャリブレーションデータ(HD1)

ここで、 γ space はヘッド1が宇宙空間を見ている時の平均レベルである。ヘッド1出力電圧 V と輻射エネルギー P [$W/m^2/sr$]との間には

$$P = 5.2827V + 0.0235 \quad (4-38)$$

という関係があり、(4-38)式及び次節に述べる(4-39)、(4-40)式をもちいて輻射エネルギーを算出することができる。

② 接高度への変換

取得したHS02出力信号は時系列データとなって

いるが、これを前述の接高度に変換することが、地球センサの入力信号を考える上では便利である。この変換は、次節4.3.2で詳述するが、姿勢/軌道の決定値をもちいてなされる。このときの基準は、コード幅の中心時刻 t_0 を視線が地球中心方向を向いているものとして定めた。

4.3.2 接高度 v.s. 赤外入力光図

3.4節で得られた結果をもとに、正確な赤外地平線プロファイル図を作成する。ただし、本節では、

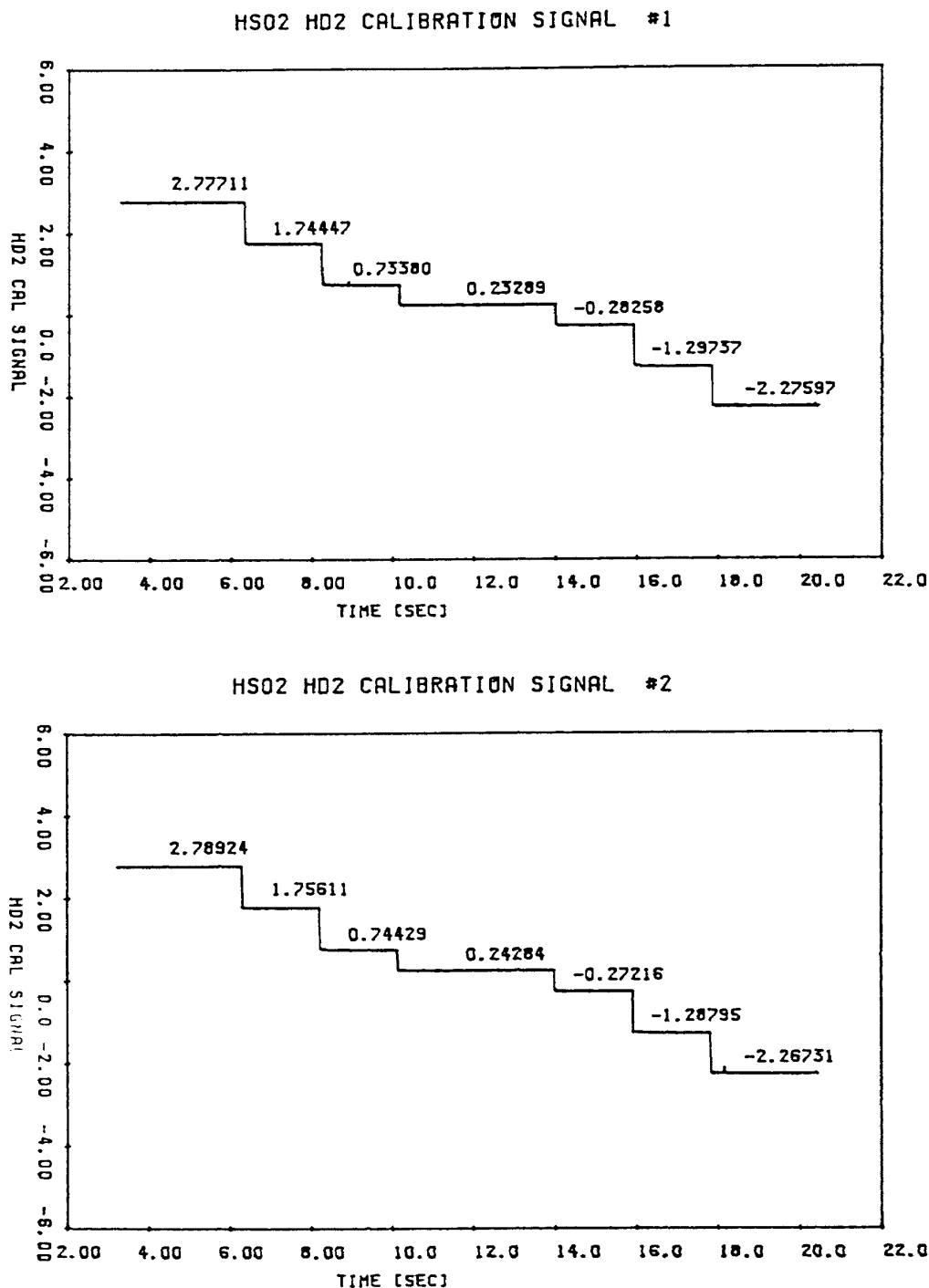


図 4.24 Sバンドテレメトリ・キャリアレーションデータ (HD2)

フライトデータはヘッド1のみを使い、軌道高度はノミナル値を用いることにする。ヘッド2の信号は視野が楕円でありノイズも大きく、視線の軌跡が複雑なために使用しない。又、ヘッド1の視線は、ほぼ経線に沿って南から北へ地球をスキャンするので、この出力値を用いて、赤外放射レベルの緯度分布もしらべることができる。

コード幅(C)と姿勢角(ξ)との間には

$$\cos(C/2) = (\cos\alpha_d + \cos\xi \cos\gamma) / \sin\gamma / \sin\xi \quad (4-39)$$

という関係があるが、ヘッド1は取付角 $\gamma = 90^\circ$ なので(4-39)式は、

$$\cos(C/2) = \cos\alpha_d / \sin\xi \quad (4-40)$$

と簡単になり、ヘッド1のコード幅と軌道高度より姿勢角 ξ を決定することができる。コード幅の定義は、図4.25のように $2.0 [W/m^2/sr]$ の固定レベル・スレシヨールド法を採用して、それに相当する炭酸ガス吸収帯高度を $h_{CO_2} = 54 [km]$ とする。この値は、ノミナル値と考えたNASA CR-725の対応する季節/緯度に於けるデータの放射レベルが $2 [W/m^2/sr]$ となるときの接高度から決定したものである。

プロファイル図作成に関して次のような仮定を設けている。まず第2段の軌道は、ノミナル楕円軌道とし、軌道決定パラメータは以下の通りである。

- 最高高度 $h_{max} = 264 km$

- 第2段/頭胴部切り離し高度 $h_0 = 83 km$
(70秒)

- ダウンレンジ $d_{range} = 534 km$
- スピン周期 $\Omega = 2\pi/0.78068 \text{ rad/sec}$
- 慣性モーメント比 $\Gamma = 0.93279$

また、計算に用いる座標系は4つあり、

- ① 地心固定座標系 $\{c\}$

地球の中心を原点とし、北極軸方向が2軸、グリニッジ経線方向が3軸となるようなフレーム。

- ② 局所座標系 $\{u\}$

軌道上の各点において、東方向が1軸、北方向が2軸、上方向が3軸となるフレーム。軌道上の点の経度/緯度を l/L とすると

$$\{u\} = C^1(-L)C^2(l)\{c\} \quad (4-41)$$

- ③ 軌道面座標系 $\{i\}$

速度方向に2軸、軌道面内に3軸、それを垂直方向に1軸をとる。 i_3 は u_3 に等しい。 u_2 (北)と i_2 のなす角は打ち上げ時は 96.5° (方位角)であり、飛行と共に、その角度は変化するが、微量であるので、今回は 96.5° で一定とする。

$$\{i\} = C^3(-96.5 \text{ deg})\{u\} \quad (4-42)$$

- ④ スピン軸座標系 $\{b\}$

スピン軸方向に3軸、1軸は i_1 と同じ。倒れ角を ξ とすると、

$$\{b\} = C^1(-\xi)\{i\} \quad (4-43)$$

これらより、ヘッド1(取付角 $\gamma = 90^\circ$)の視線ベク

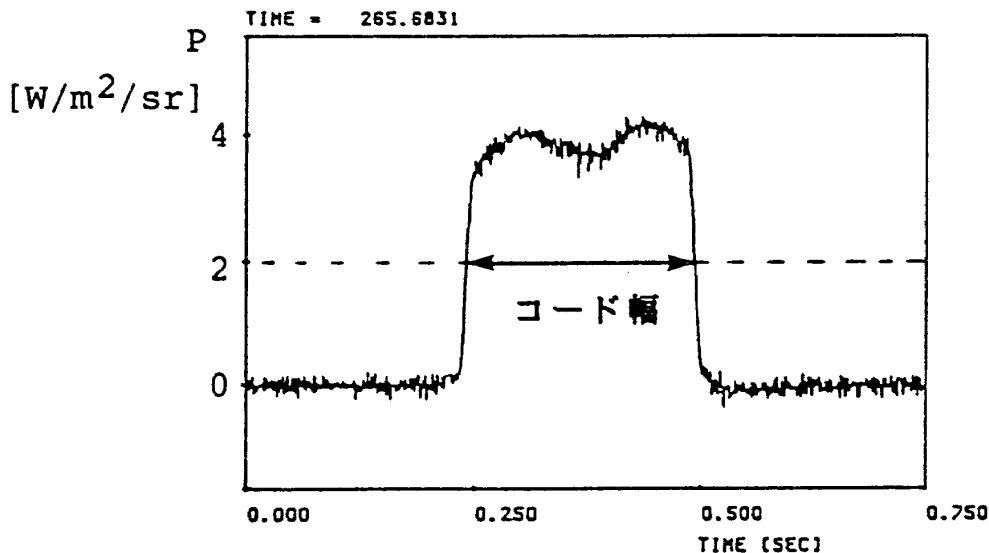


図4.25 固定レベル・スレシヨールド法

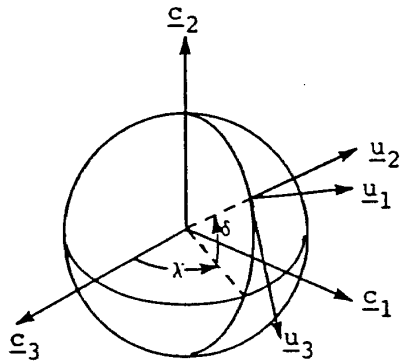


図 2.26

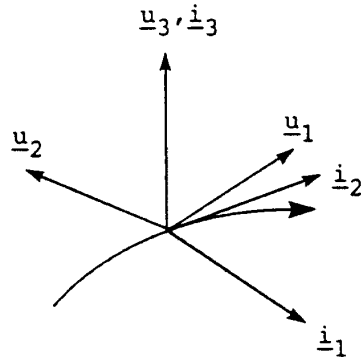


図 2.27

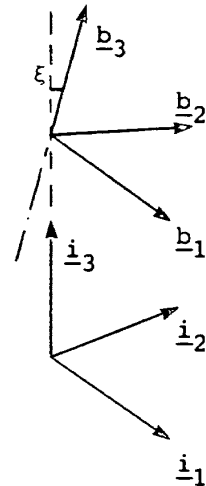


図 2.28

トル \underline{u}_A は、時刻 t において

$$\begin{aligned} \underline{u}_A &= \{\underline{b}\}^T \begin{bmatrix} -s\Omega_2(t-t_0) \\ c\Omega_2(t-t_0) \\ 0 \end{bmatrix} \\ &= \{\underline{i}\}^T \begin{bmatrix} -s\Omega_2(t-t_0) \\ c\dot{\epsilon}c\Omega_2(t-t_0) \\ -s\dot{\epsilon}c\Omega_2(t-t_0) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (4-45)$$

ここで t_0 は出力波形の中心の時刻 (= \underline{u}_A と \underline{b}_2 が一致した時) を表わしている。軌道上の位置ベクトル \underline{u}_R は、

$$\underline{u}_R = \{\underline{i}\}^T \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (4-46)$$

これらより、接高度方向ベクトル \underline{l} は、軌道の高度を h とすれば

$$\underline{l} = (R_e + h) \{ \underline{u}_R - (\underline{u}_R \cdot \underline{u}_A) \underline{u}_A \} \quad (4-47)$$

ここで大事なことは、 $\{\underline{i}\}$ フレームと $\{\underline{u}\}$ フレーム間の変換角が一定なため、 \underline{u}_A を単独で $\{\underline{c}\}$ フレームまで変換すると、 \underline{u}_R と \underline{u}_A のコンパチビリティが悪くなる (\underline{u}_R はノミナル軌道から $\{\underline{c}\}$ フレームで求められる)。そこで、 \underline{u}_A を (4-44) から $\{\underline{c}\}$ フレームまで変換するのであれば、 \underline{u}_R もノミナル軌道から得られた値は用いずに、(4-45) 式を座標変換しなければいけない。今回は、これらのことをさけるため、(4-46) 式より $\{\underline{i}\}$ フレームで得られた \underline{l} ベクトルを、 $\{\underline{c}\}$ フレームに変換したものを接高度ベクトルとする。

視線と地表との交点ベクトル $\underline{\mu}$ は、

$$d^2 = (R_e^2 - l^2) / [(R_e + h)^2 - l^2] \quad (4-47)$$

より、

$$\underline{\mu} = d(R_e + h) \underline{u}_R + (1 - d) \underline{l} \quad (4-48)$$

以上の計算方法を用いて打ち上げ 90 秒後から 60 秒おきに 450 秒までのヘッド 1 の信号の立ち上がり / 立ち下がりプロットした図が図 4.29 ~ 図 4.42 である。

- 図 4.29, 4.30 $x + 90$ 秒
- 図 4.31, 4.32 $x + 150$ 秒
- 図 4.33, 4.34 $x + 210$ 秒
- 図 4.35, 4.36 $x + 270$ 秒
- 図 4.37, 4.38 $x + 330$ 秒
- 図 4.39, 4.40 $x + 390$ 秒
- 図 4.41, 4.42 $x + 450$ 秒

これらの図は、入力光をプロファイルに変換した後、2次、3次多項式適合による19点平滑化をおこなっている。また、図に描かれた2つのプロファイルはNASA CR-725のうち対応する緯度、季節の $\pm 3\sigma$ プロファイルにFOV効果をかけたもの(次節 4.3.3を参照)をプロットしている。

また連続8スキャンあたりの立ち上がり、立ち下がりプロファイルを比較し、これらは、ばらつきが小さいことも確認した。図中、プロファイルに重畳した細かい変動はデータ計測/処理において混入したノイズであり、有意なものではない(例えば、図 4.37, 図 4.39を比較)。

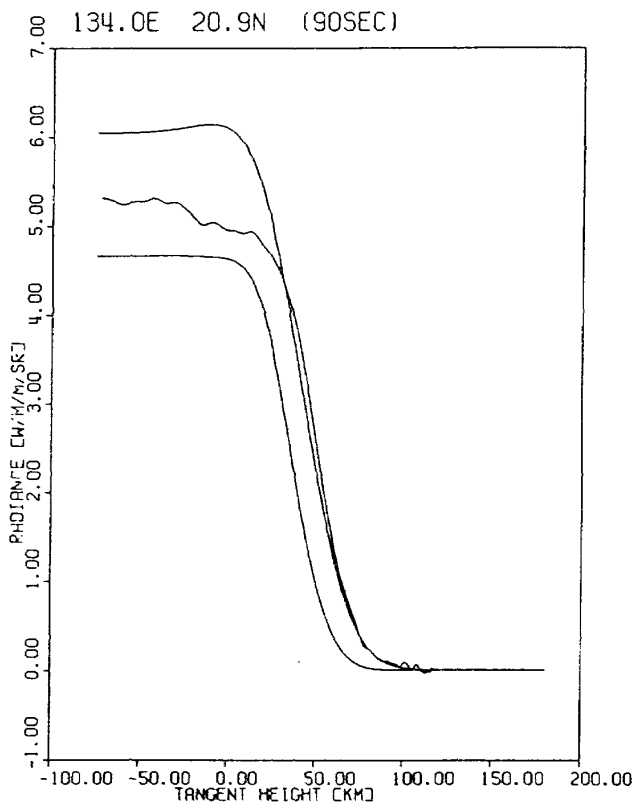


図 4.29 取得プロファイル 1 (X+90 sec)

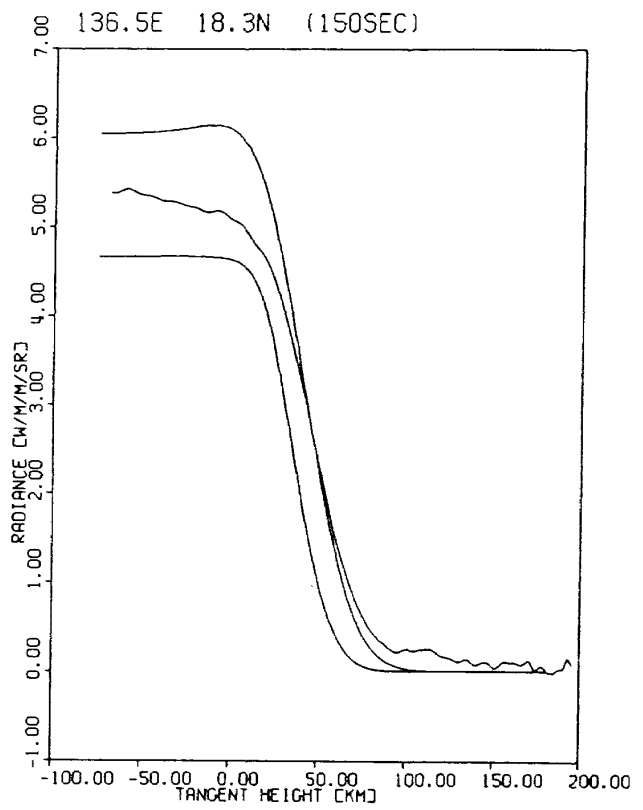


図 4.31 取得プロファイル 3 (X+150 sec)

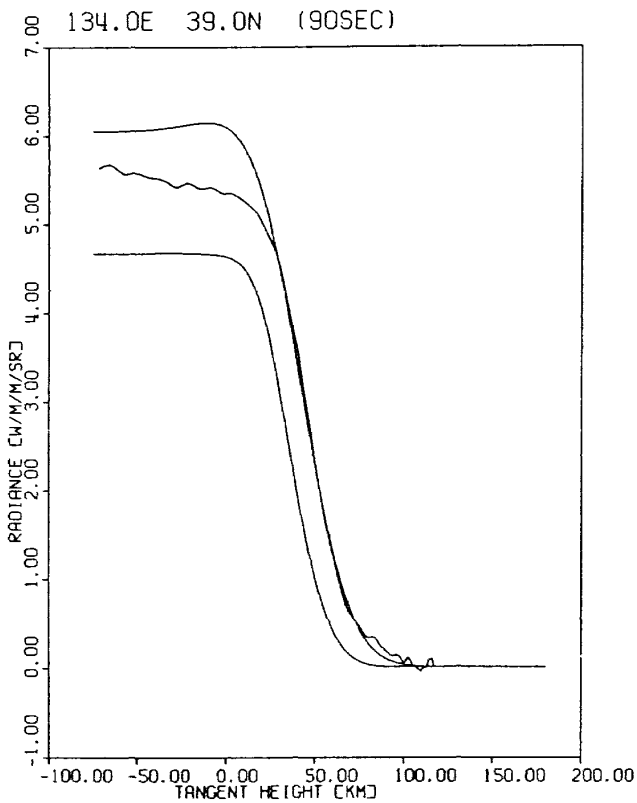


図 4.30 取得プロファイル 2 (X+90 sec)

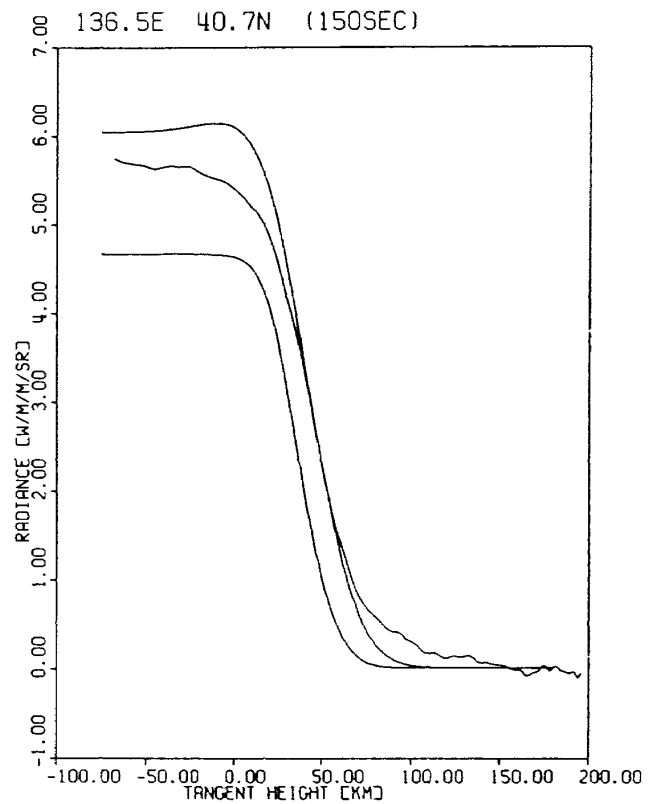


図 4.32 取得プロファイル 4 (X+150 sec)

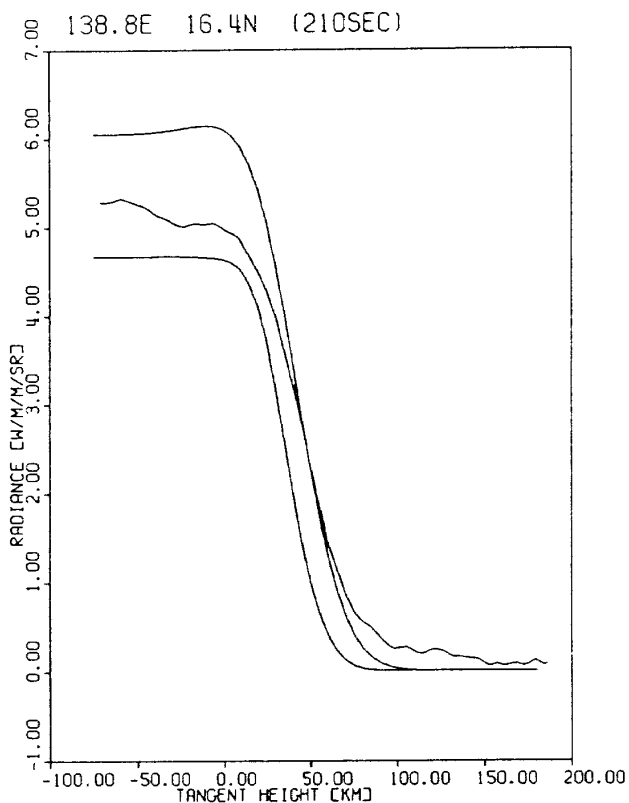


図 4.33 取得プロファイル 5 (X+210 sec)

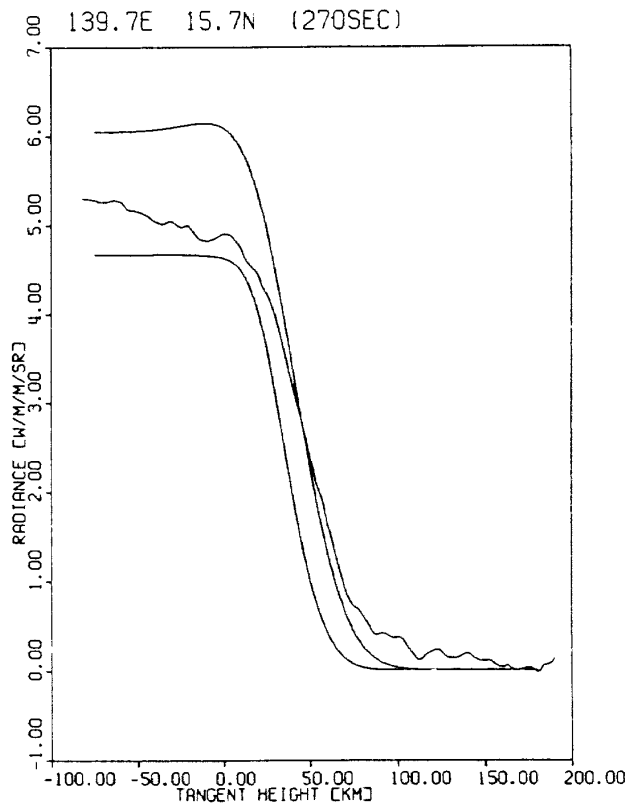


図 4.35 取得プロファイル 7 (X+270 sec)

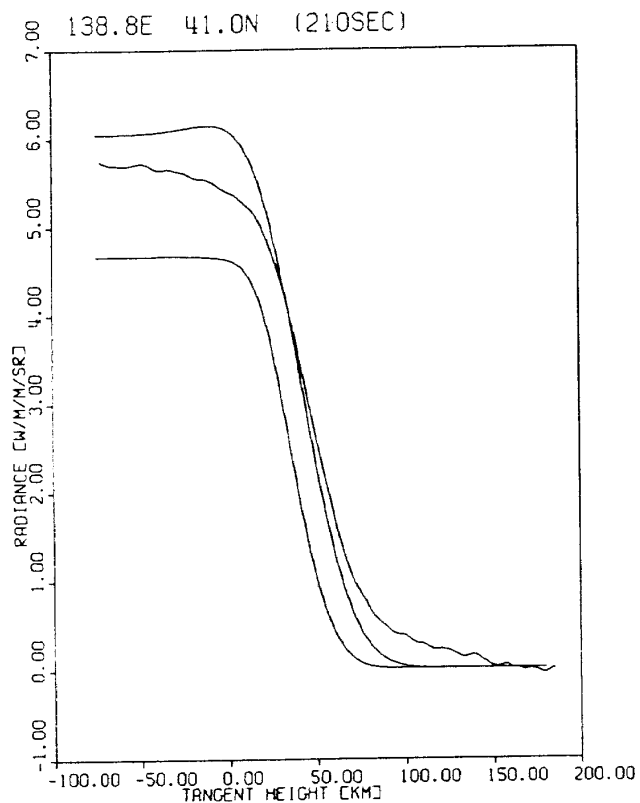


図 4.34 取得プロファイル 6 (X+210 sec)

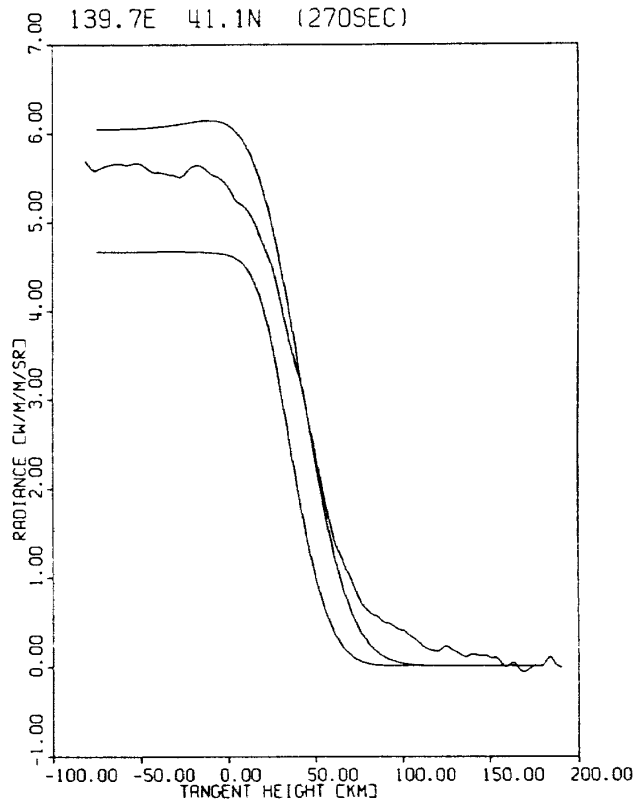


図 4.36 取得プロファイル 8 (X+270 sec)

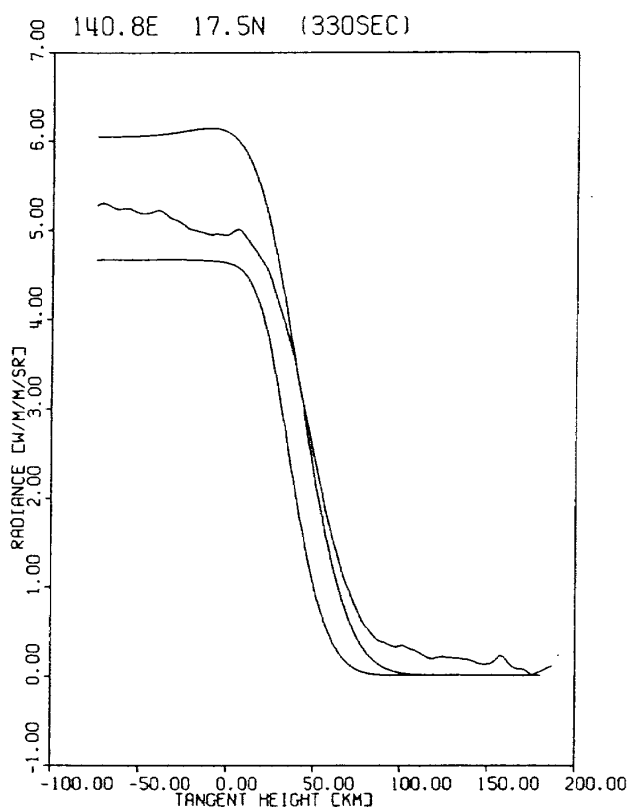


図 4.37 取得プロフィール 9 ($X+330$ sec)

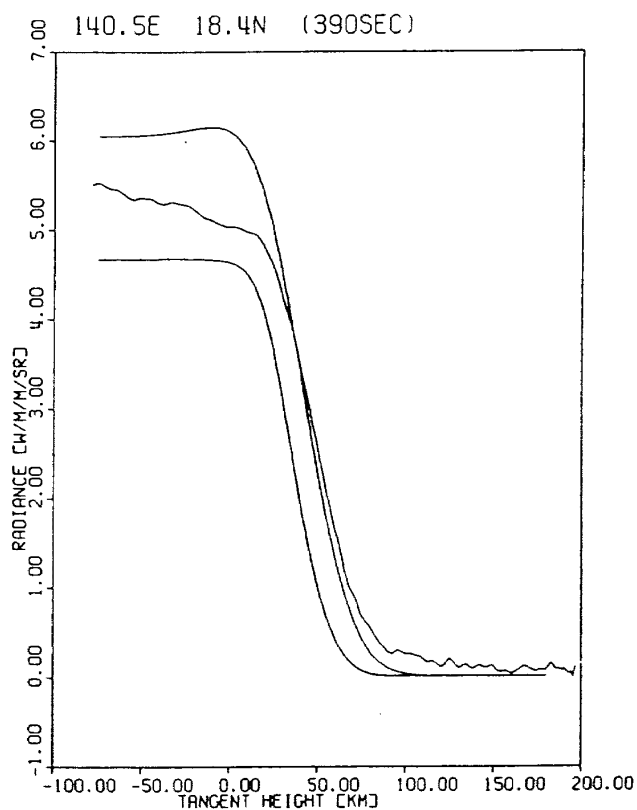


図 4.39 取得プロフィール 11 ($X+390$ sec)

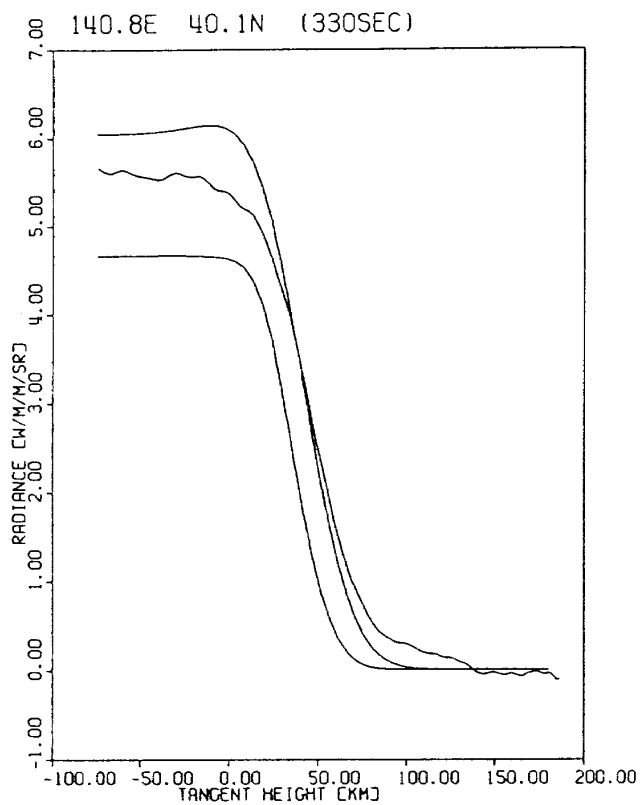


図 4.38 取得プロフィール 10 ($X+330$ sec)

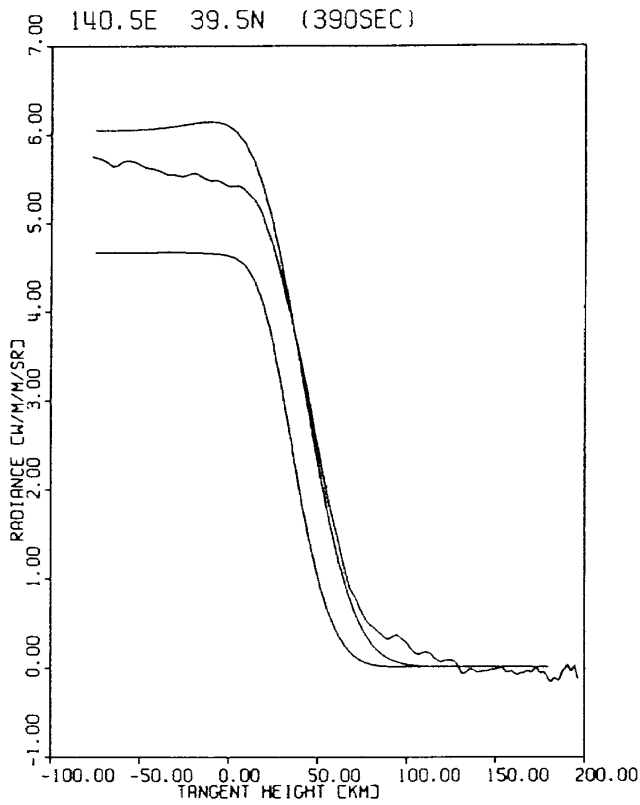


図 4.40 取得プロフィール 12 ($X+390$ sec)

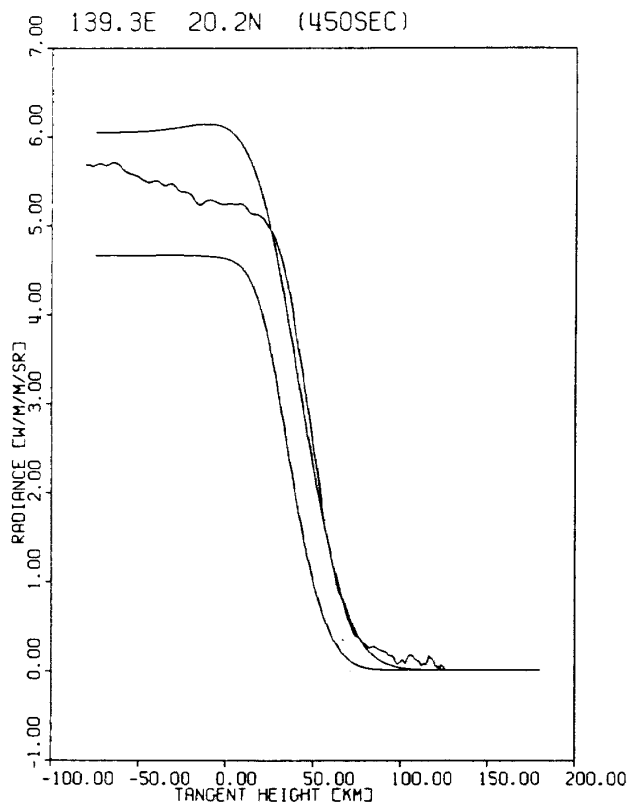


図 4.41 取得プロファイル 13 (X+450 sec)

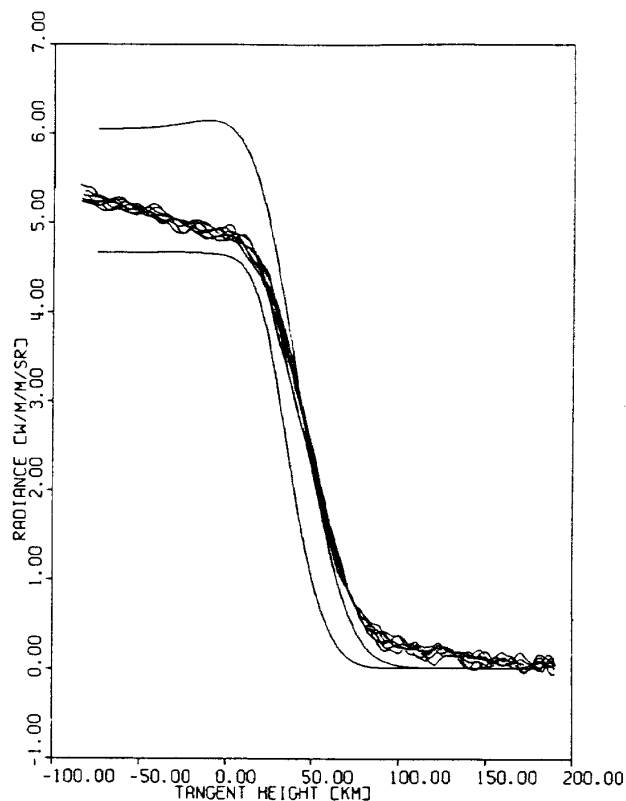


図 4.43 取得プロファイル 15
(X+270 sec-8 SCAN)

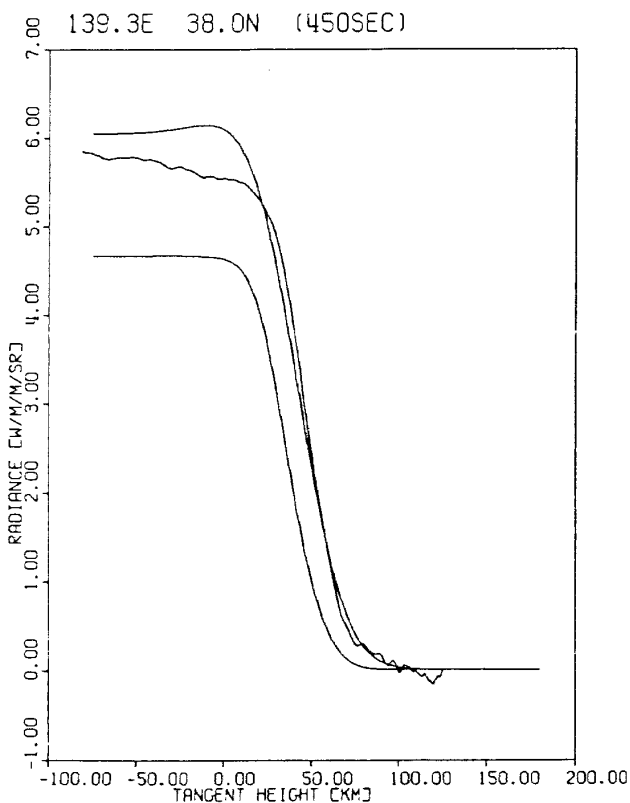


図 4.42 取得プロファイル 14 (X+450 sec)

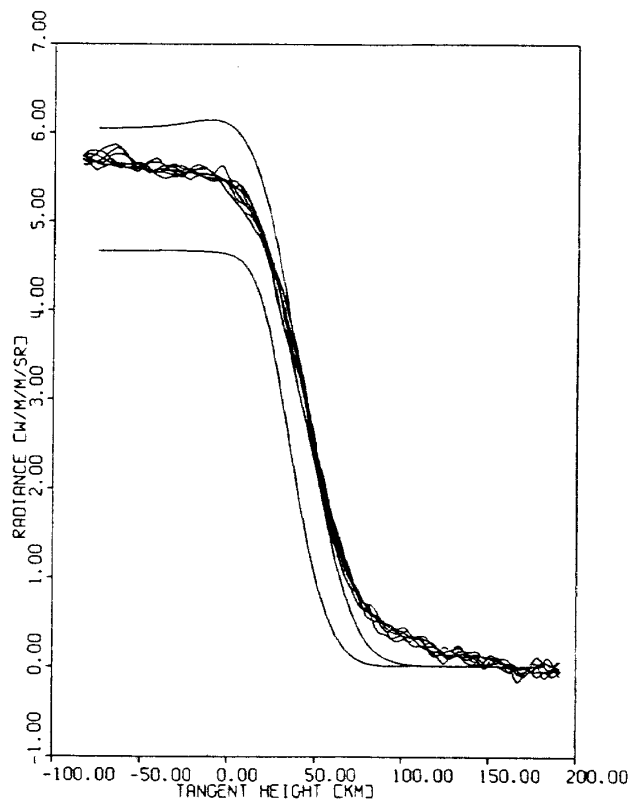


図 4.44 取得プロファイル 16
(X+270 sec-8 SCAN)

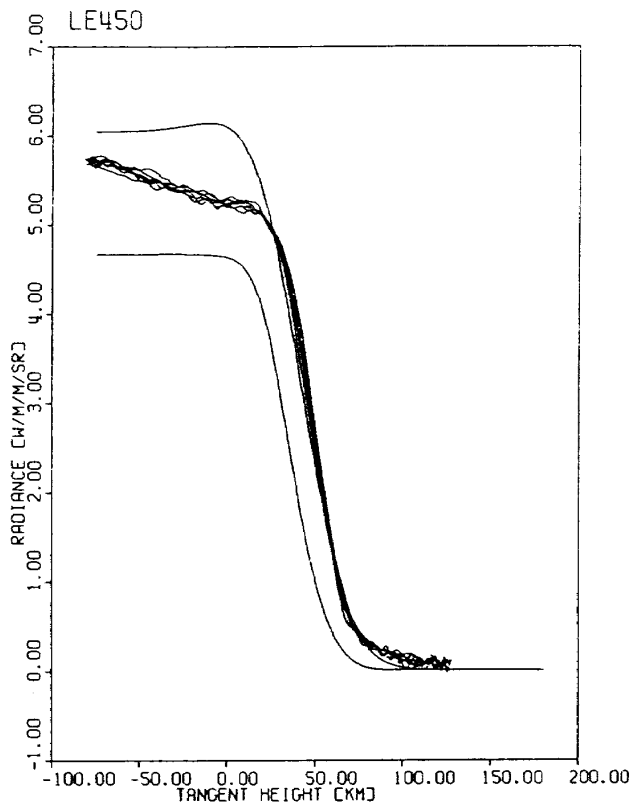


図 4.45 取得プロファイル 17
(X +450 sec-8 SCAN)

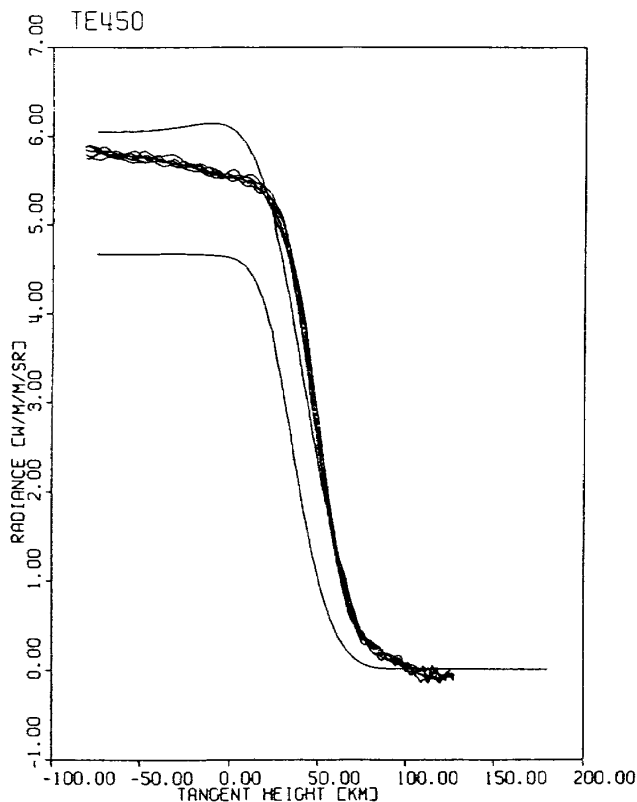


図 4.46 取得プロファイル 18
(X +450 sec-8 SCAN)

図 4.43, 4.44 x+270 秒→8 スキャン

図 4.45, 4.46 x+450 秒→8 スキャン

4.3.3 NASA CRモデルとの比較, 検討

NASA CR-725 による, 北緯 30 度のプロファイル及び±3σ値を図 4.47 に示す。HS02 から得られたプロファイルは, HS02 の各ヘッドの視野角が 1.5° もあり (地表で換算すると最大半径約 25 km の円) この FOV の効果が無視できず, プロファイル図は, NASA データと比べてなだらかな立ち上がり方になる。本節では, この逆変換は行わず, NASA データの方に HS02 の FOV と等価なフィルターをかけて, HS02 データと比較することにしたい。

FOV の効果は 3.3 節と同様,

$$P(h_t) = \int_{-\infty}^{\infty} f(h)g(h_t-h)dh \quad (4-49)$$

の形のたたみこみ積分で表現できるものとする。この時, 重み関数 $g(h_t-h)$ は, 誤差関数を用い,

$$g(x) = \sqrt{\alpha/\pi} \exp(-\alpha x^2) \quad (4-50)$$

α は,

$$\alpha = \begin{cases} 1.30 \times 10^{-3} \dots \text{最高高度付近} & (4-51) \\ 3.62 \times 10^{-3} \dots \text{高度約 100 km} & (4-52) \end{cases}$$

図 4.29 ~ 図 4.42 (前節 4.3.2) に同時に描かれている 2 本のプロファイルは, 上側が図 4.47 の +3σ 値に (4-51) 式の FOV をかけたもの, 下側が -3σ 値に (4-52) 式の FOV をかけたものである。

フライトデータの解析結果から得られた結論の主なものを, 以下にまとめる。

1. 立ち上がり / 立ち下がり時の信号のピークレベルが緯度に依存し, 高緯度ほどレベルが高いことが確認された。これを図 4.48 にまとめた。その現象は次節の局所変動を見ても明らかであり, 赤外地平線プロファイルがもつ緯度依存性が今回の実験によって実データとして得られ, 確認されたものである。

2. 宇宙空間から地球を見始めた時 (接高度約 100 km) 及び地球深部を観測し始めた時 (接高度が負) の信号は NASA データと比較して多少なまっている。

3. このようなフライト・データの信号処理 / 解析による赤外地平線プロファイルの計測は技術試験衛星 III 号機に搭載したスキャン型地球センサ (HOST)

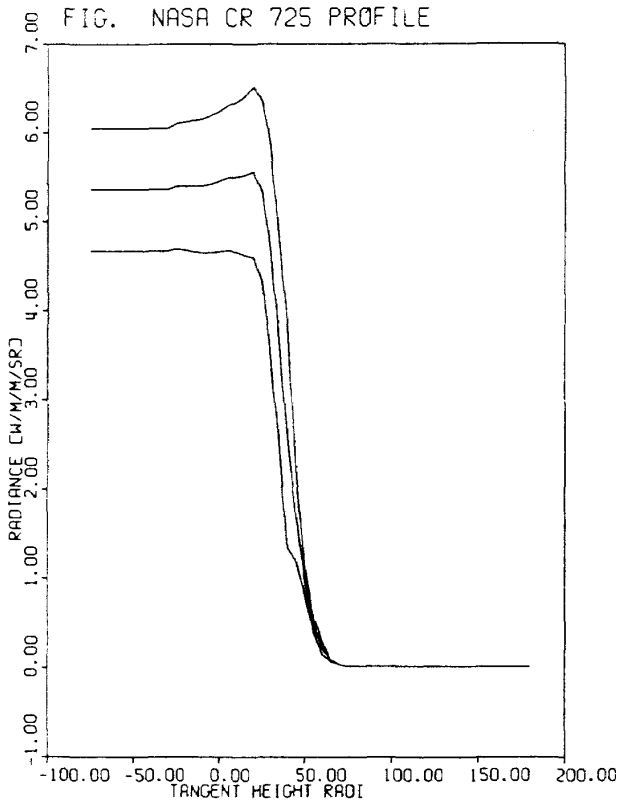


図 4.47 NASA CR-725 プロファイルの $\pm 3\sigma$ 値 (北緯 30 度)

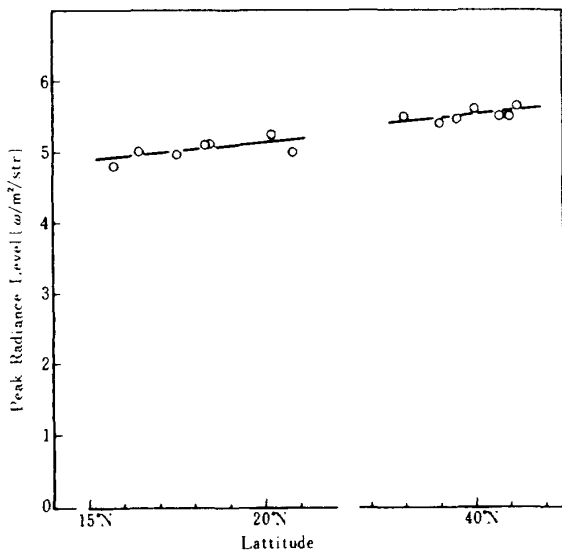


図 4.48 プロファイルピーク値の緯度依存性 (フライトデータ)

においても実験項目のひとつとして試みられた。しかしながら、この時はHOSTのハードウェアがプロファイル測定を主目的として設計されたものではなかった事、観測高度が極めて高高度(10000 km)であった事、解析手法が未整備であった事などのため

に、今回のような詳細なデータとはならなかった。初期に期待したとおり、TT-500A ロケットによる低高度からの赤外地平線プロファイル・データの取得がきわめて有効であることは明らかであろう。

4. 本共同研究において開発した各種のデータ処理/解析法、例えば適合型フィルタ、FFTによる時間/空間フィルタリング、逆フィルタ、会話型のデータ・ハンドリング・システムなど、は極めて有効なものである。

5. 取得プロファイルのうち、リファレンス・データに比べて、立ち上がり部が“なまった”ものが観測されるが、これはHS02電気フィルタのパラメータ測定値に誤差があり、このパラメータ不適合によってFFT波形逆変換が誤差を生み出したものと考えられる。これを取り除くためには、プレフライト時においてフィルタの電気定数の同定精度をより向上させる事が要求されよう。

6. 大局的には、フライトデータから得た大気放射プロファイルはNASAデータの $\pm 3\sigma$ 値の中に入っており、実験時の期間・地域に限ればNASA合成データは良い近似値であり有用なものであると結論できよう。

4.3.4 赤外プロファイルの局所変動

ここに示す、赤外プロファイルの局所変動は、前節とは異なりHS02視線ベクトルと地表面との交点ベクトル l ; (4-47) 式の経度/緯度に対する放射エネルギー(前節と同様の工学値変換)を検討したものである。この交点ベクトルをこれまでの接高度で表わすと $h_t < 0$ km の低い接高度-地球深部-に対応している。前節と同様、打ち上げ90秒後から60秒おきに450秒までのヘッド1の信号の地球深部観測値をプロットしたものが図4.49~図4.55である。各図は以下に示す各スキャンにおける瞬時視線の交点ベクトルの緯度/経度に対する放射レベルのプロットであるが、各スキャンはほぼ南北方向であることに注目し、放射プロファイルは1回のスキャンによって等経度条件を保持したまま緯度方向に走査、取得されたものと仮定している。

図 4.49 $x + 90$ 秒

図 4.50 $x + 150$ 秒

図 4.51 $x + 210$ 秒

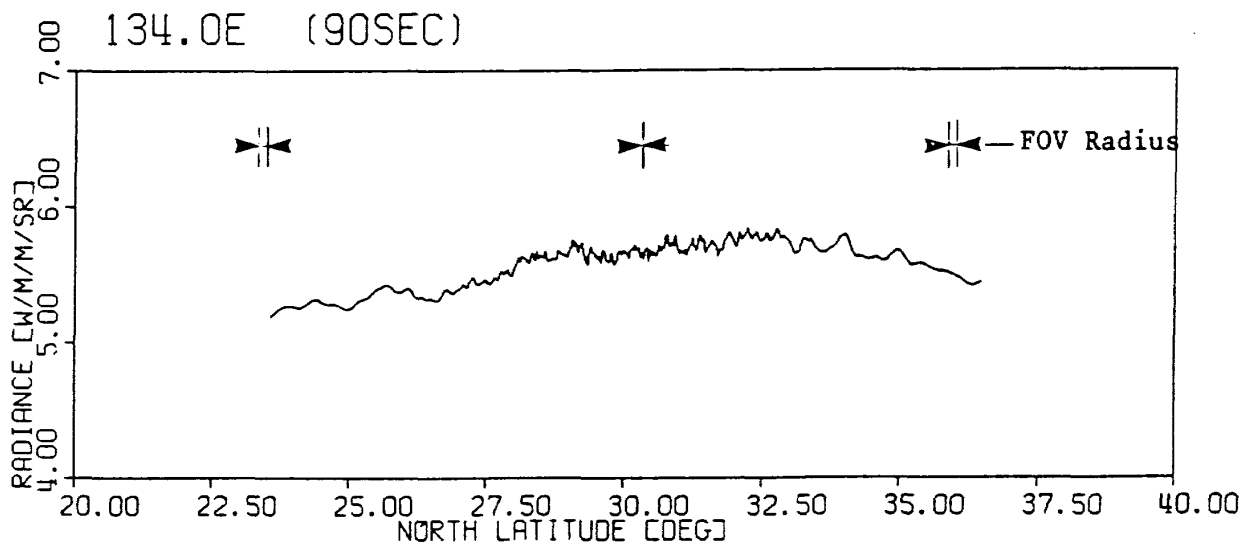


図 4.49 赤外輻射レベルの局所変動 (X + 90 sec)

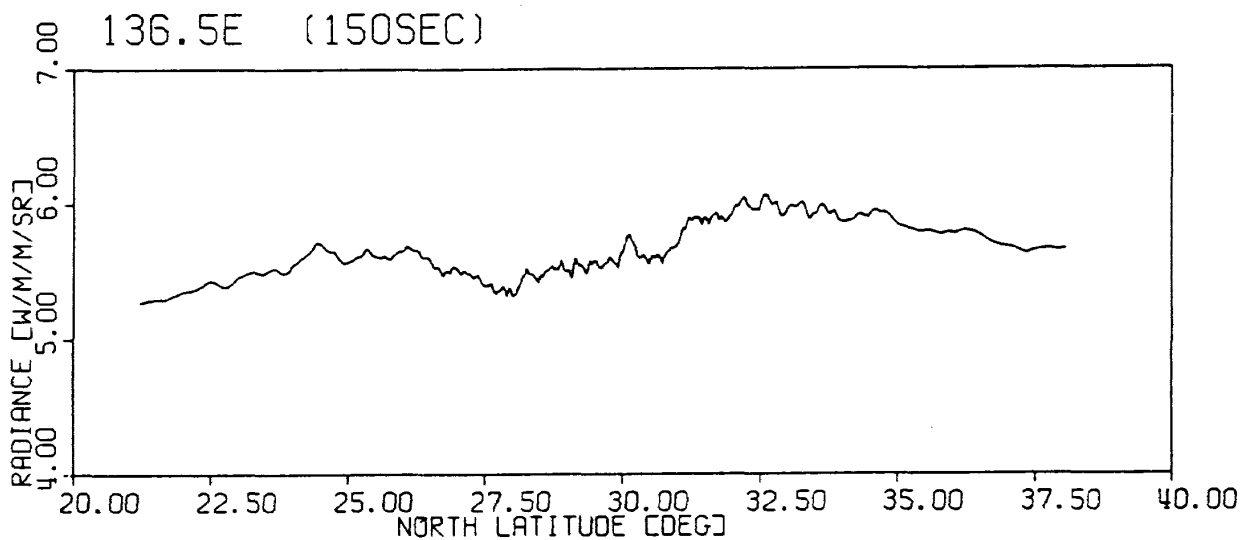


図 4.50 赤外輻射レベルの局所変動 (X + 150 sec)

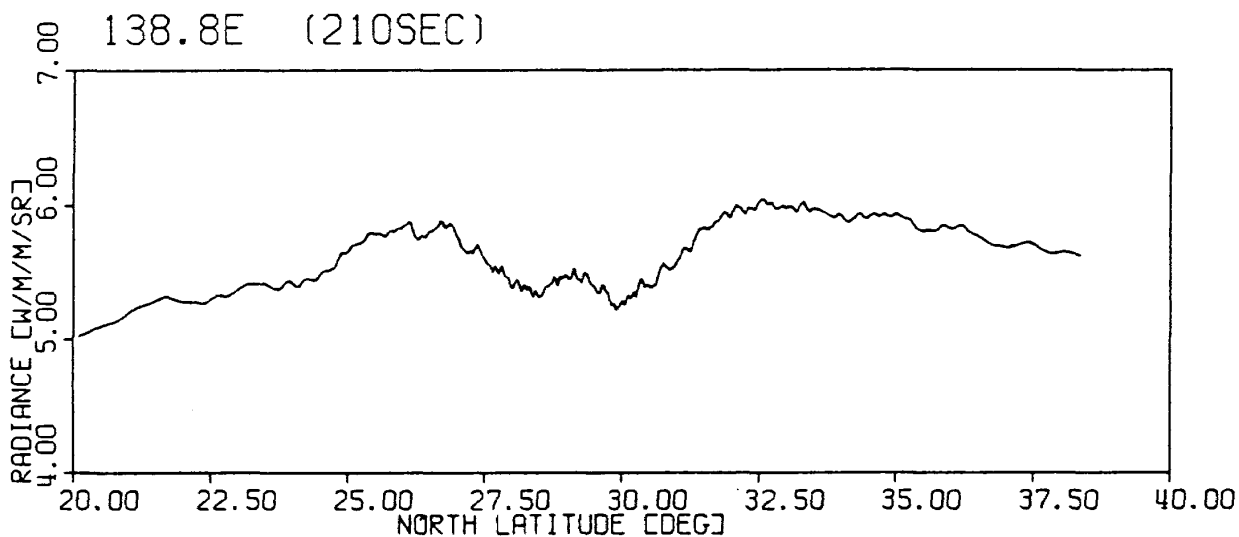


図 4.51 赤外輻射レベルの局所変動 (X + 210 sec)

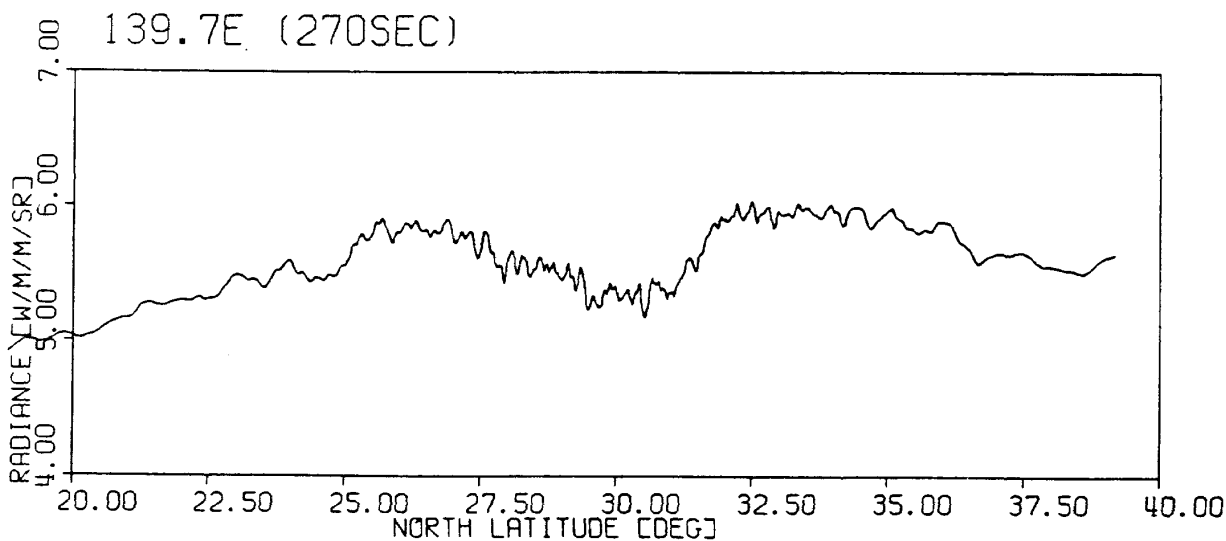


図 4.52 赤外輻射レベルの局所変動 (X + 270 sec)

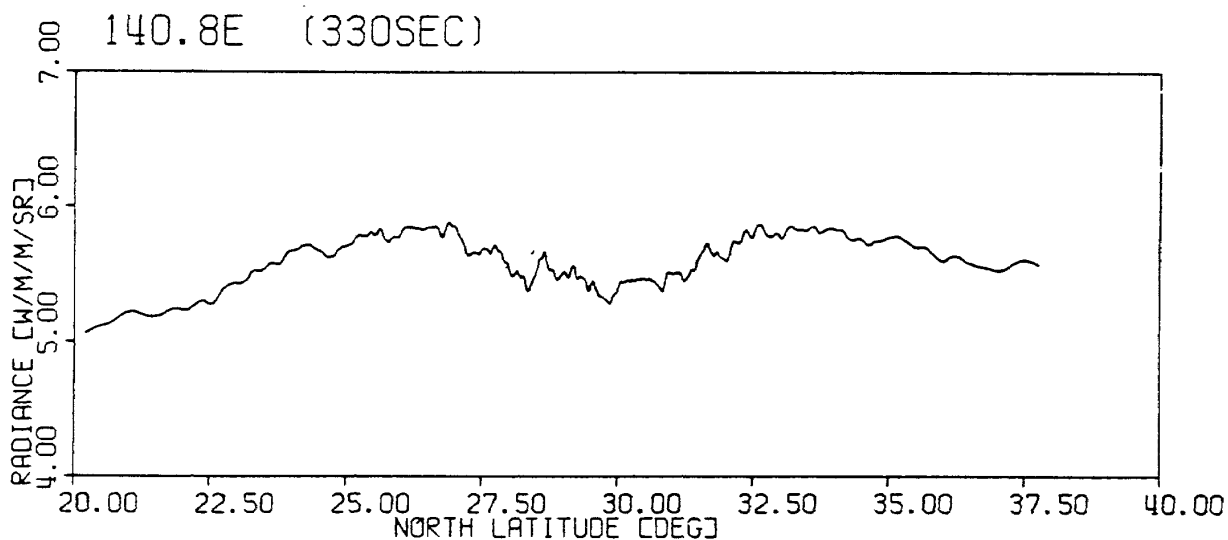


図 4.53 赤外輻射レベルの局所変動 (X + 330 sec)

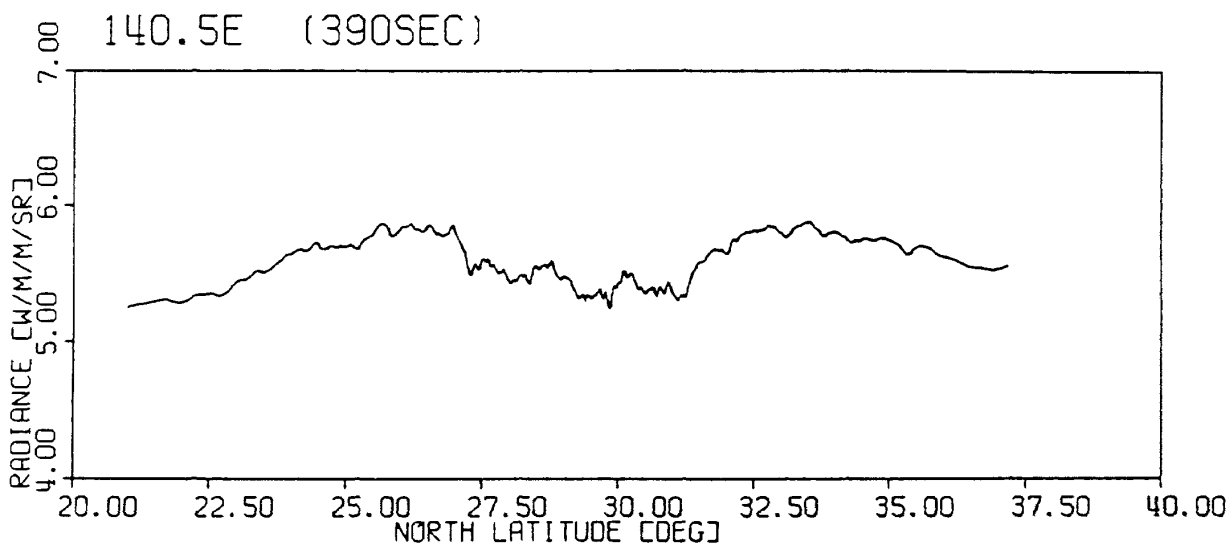


図 4.54 赤外輻射レベルの局所変動 (X + 390 sec)

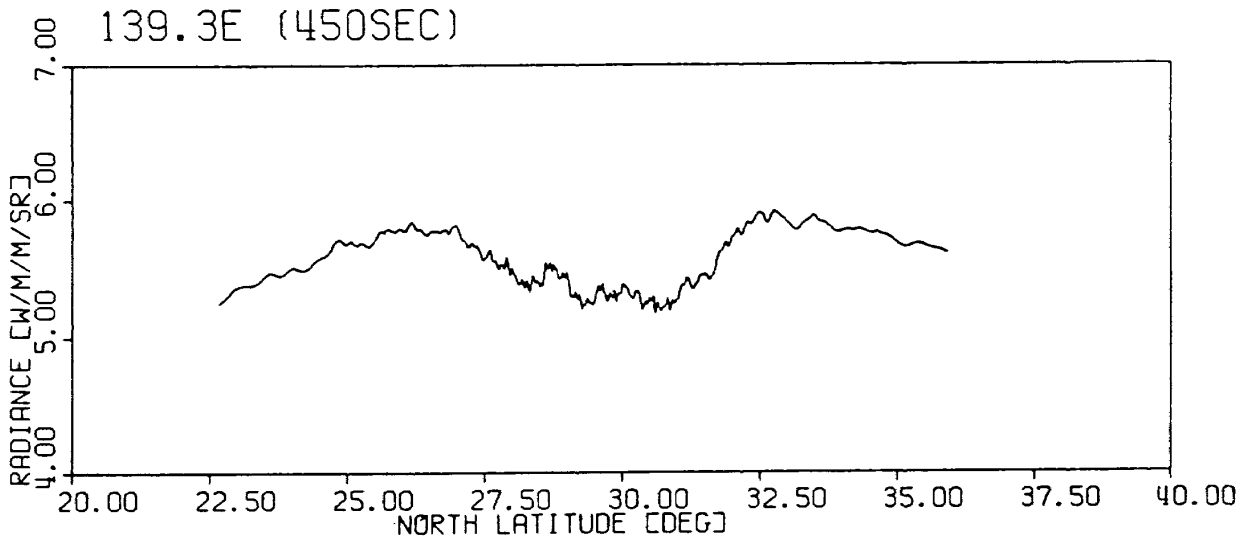


図 4.55 赤外輻射レベルの局所変動 (X + 450 sec)

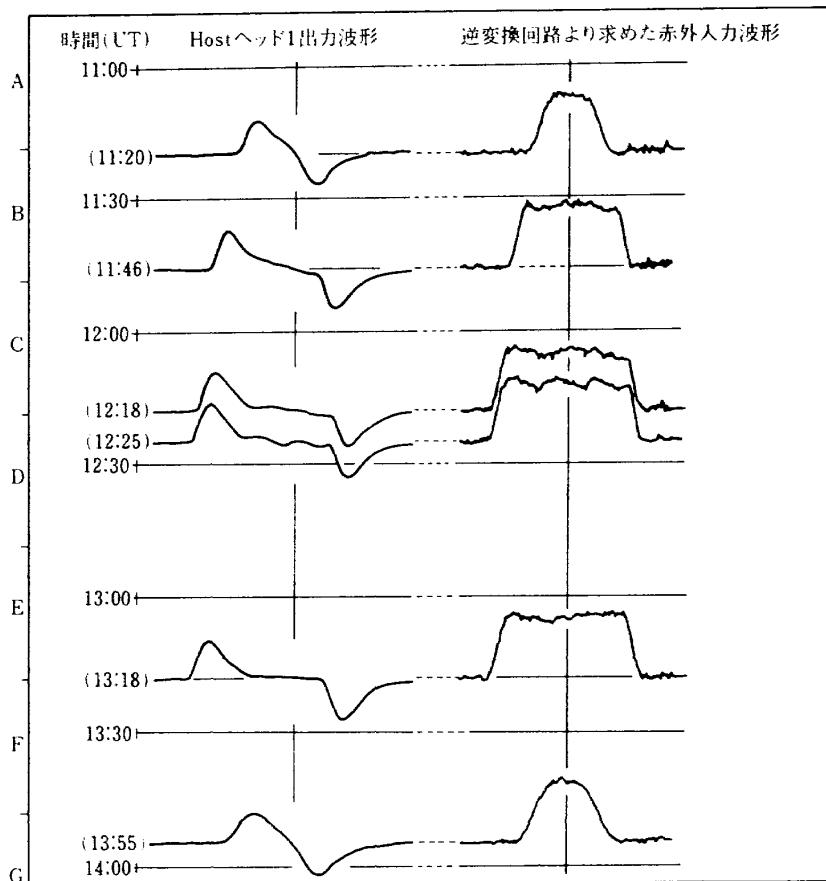


図 4.56 スキャン型地球センサ (HOST) による局所変動観測結果；昭和 56, 57 年度 NAL/NASDA 共同研究成果報告書『搭載実験用地球センサの運用研究 (その 4), (その 5)』

- 図 4.52 $x + 270$ 秒
- 図 4.53 $x + 330$ 秒
- 図 4.54 $x + 390$ 秒
- 図 4.55 $x + 450$ 秒

1. ここに示した “地球深部” の輻射エネルギー

は、高度 10~20km の地球大気層からの輻射エネルギーをその主成分とするものであり、地球センサのターゲットである “地平線での輻射 (14~16 μ) の変動” の接高度 10km 以下程度に相当するデータである (図 1.5 参照)。

2. 緯度，経度に明らかに依存した局所変動（±5%程度のレベル差，緯度；5度程度の範囲高緯度ほど高レベル）が示されている。これは，ETS-IVに搭載したスキャン型地球センサ（略称HOST）のフライト実験でも共通に観測された現象である（図4.56参照）。

3. 低高度からの，このような局所変動の計測/解析は初めてであり，今後スピン/スキャン型の地球センサの地球深部の輻射変動による姿勢検出誤差を考える上での基礎データとしても有用であろう。

4.4 文 献

- 1) 南 茂夫：機器分析のためのコンピュータ入門，講談社，1982年
- 2) A. Papoulis, Systems and Transformations with Application in Optics, McGraw-Hill, 1968

ま と め

以上，述べて来たように本共同研究は赤外地平線プロファイルの基礎データ取得及び測定方法に関して十分な成果が得られた。

1. 予備解析，シミュレーション及び運用立案の妥当性が確認された。
2. 赤外地平線プロファイルの測定のための測定装置，搭載実験運用，データ取得処理系の妥当性が判明した。
3. 赤外地平線プロファイルを求めるためのデータ処理法，ソフトウェアアルゴリズムに関して，種々の不確定要因，雑音が重畳したフライトデータを処理できる方式が確立された。

4. 赤外地平線プロファイル，“地球深部”のデータが予想を上回る広範囲の地域に於いて得られ，地球の赤外地平線プロファイルの強度分布の測定という所期の目的は十分達せられた。また，現在欧米で広く利用されているプロファイルとの比較検討も可能となり，将来の地球センサの運用，研究開発などにも有効なデータとなろう。

また今後，赤外地平線プロファイルの測定精度を更に向上させ，有効利用を計るために，以下の点を指摘しておきたい。

1. 地上での赤外線測定装置の伝達特性の把握（光学系，電気フィルタの各種パラメータ）を，より十分なものとし，赤外地平線プロファイルの推定精度を向上させる。
2. 赤外測定装置のほかに，姿勢レファレンスを与える姿勢センサを搭載し，姿勢角測定精度を向上させる。
3. 本共同研究で，確立された手法によって広範囲の時期，地域でのデータを系統的に取得，整理しデータベース化された赤外地平線プロファイルを整備することが望ましい。

最後に本搭載実験の実現に御協力頂いた関係各位，就中，航空宇宙技術研究所各位，宇宙開発事業団の計画管理部，ロケット設計G，追跡官制G，及び増田追跡管制局に感謝し成果報告書のむすびとしたい。なお，赤外線測定装置(HS02)の開発，諸試験は松下技研(株)に，TT-500A-13号機への搭載，打ち上げ，運用に関しては日産自動車(株)に多大な御尽力を頂いた事を付記しておきたい。

航空宇宙技術研究所報告 947号

昭和62年10月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
電話三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182

印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12
