

南極ロケットによる電離層磁場の観測

遠山文雄*・青山 巖*・小松誠一*

Geomagnetic Field Measurements with Antarctic Sounding Rockets in the Auroral Ionosphere

Fumio TOHYAMA*, Iwao AOYAMA* and Seichi KOMATSU*

Abstract: Geomagnetic field variations in the ionosphere were measured by the three axial fluxgate magnetometers on board the two sounding rockets, S-210JA-24 and 25, which were launched on August 17 and September 1, 1976 at Syowa Station, Antarctica, respectively.

From the measured magnetic field data, it is found that there are a large-scale horizontal current layer at 92–100 km and a local current layer at 113 km during the ascent of the S-210JA-24 rocket. Two small-scale current layers were measured at the height of 123 km during the descent of the S-210JA-25 rocket. And a large field variation was obtained at the heights between 88 and 108 km during the descent of the S-210JA-25 rocket

要旨 1976年8月17日および9月1日に南極昭和基地から打ち上げられた観測ロケット, S-210JA-24 および 25 号機に3成分フラックスゲート型磁力計が搭載され, 電離層磁場観測が行われた。その結果, オーロラ出現中の電離層には, いくつかの電流層が存在し, 電流の大きさは強くしかも局所的に存在している。24号機においては, 上昇時 92–100 km に大規模な水平電流層と 113 km 付近の局所的な層が観測され, 電流方向は西向きであった。25号機においては, いずれも小規模な層が, 上昇時約 123 km, 下降時約 117 km に存在しており, さらに 88–108 km にかけて大きな磁場変動が観測された。

1. 序

第17次南極地域観測隊により1976年冬期に行われたロケット観測実験の中で, S-210JA-24 および 25 号機には, 電離層電流系による磁場変動の測定のための磁力計が搭載され, 電場測定および電子密度測定とあわせて電離層の電磁場観測が行われた。両機ともオーロラの出現時に発射され, オーロラをかすめて飛しょうしたと報告されている。搭載された磁力計は3成分フラックスゲート型磁力計で, 全飛しょうにわたってデータが得られた。本論文はこの実験に関する観測装置, 解析方法および結果について報告する。

* 東海大学工学部, Laboratory of Space Science, Tokai University, Kitakaname 1117, Hiratsuka 259-12

2. 観 測 装 置

使用したフラックスゲート型磁力計はロケット機軸とこれに直角面内に互いに直交する 2 成分の合計 3 成分の検出器をもち、出力はディジタル方式である。約 0.20 秒毎の 3 成分同時サンプリングを行い、各成分を極性も含めて 10 ビットで出力する。磁力計感度は 100 nT であるが、極域の電離層電流の大きさおよびスピン型ロケットでの 3 成分測定という点から考えれば妥当な感度であると考えられる。表 1 に使用された磁力計の主な仕様を示す。また図 1 には 1 成分のみの磁力計構成を示す。磁力計磁心の励振周波数は 20 kHz で、位相検波された出力はディジタル化され、3 成分が並列にテレメータへ出力される。A/D コンバータ、

表 1 使用磁力計の主な仕様

Table 1. The outline of the used magnetometer

Instrumentation	3-axis flux-gate magnetometer
Resolution	± 100 nT
Dynamic range	± 51150 nT
Out put	10 bits/component
Sampling rate	0.2 s
Power	+18 V 250 mA -18 V 60 mA
Weight	Electronics 1.6 kg Sensor 0.5 kg

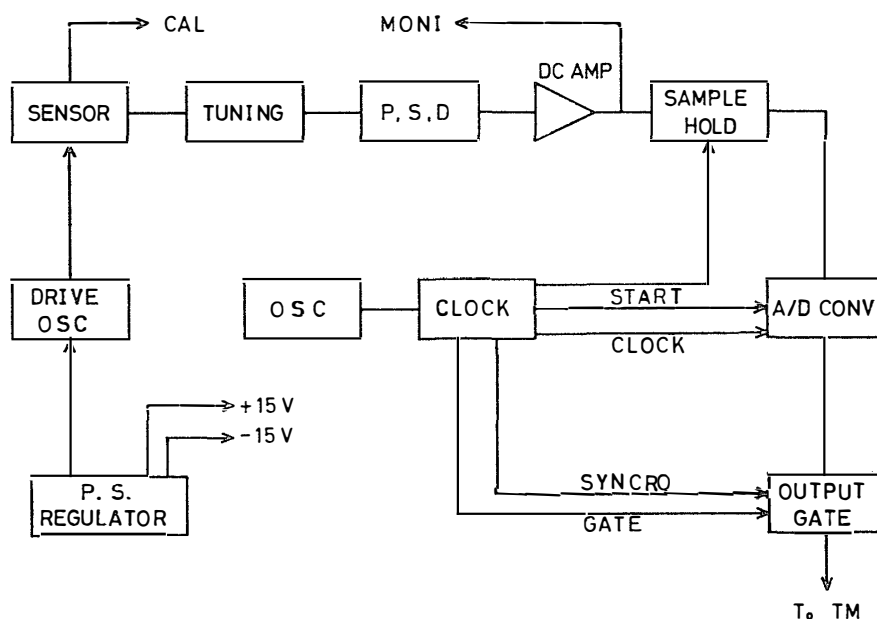


図 1 ディジタルフラックスゲート磁力計の構成 (1 成分)

Fig 1. Schematic diagram of the fluxgate magnetometer (one component) using digital circuit systems

サンプルホールドパルスや読み出しパルス等を定めるクロック周波数は 160 Hz で供給し、読み出し周波数は使用テレメータチャンネルにより制限されるため、読み出し所要時間は約 0.1 秒である。

3. 観 測

S-210JA-24 号機は 1976 年 8 月 17 日 02 時 54 分 28 秒 (EST) に、また S-210JA-25 号機は 1976 年 9 月 1 日 03 時 00 分 40 秒 (EST) に南極昭和基地 (地理座標 69.00°S , 39.58°E ; 地磁気座標 69.96°S , 79.21°E) から打ち上げられた。打ち上げ方位は 24 号機は北から東まわりに 135° 、25 号機は 315° であり、25 号機はほぼ地球磁力線方位と同じ方向へ、24 号機は反

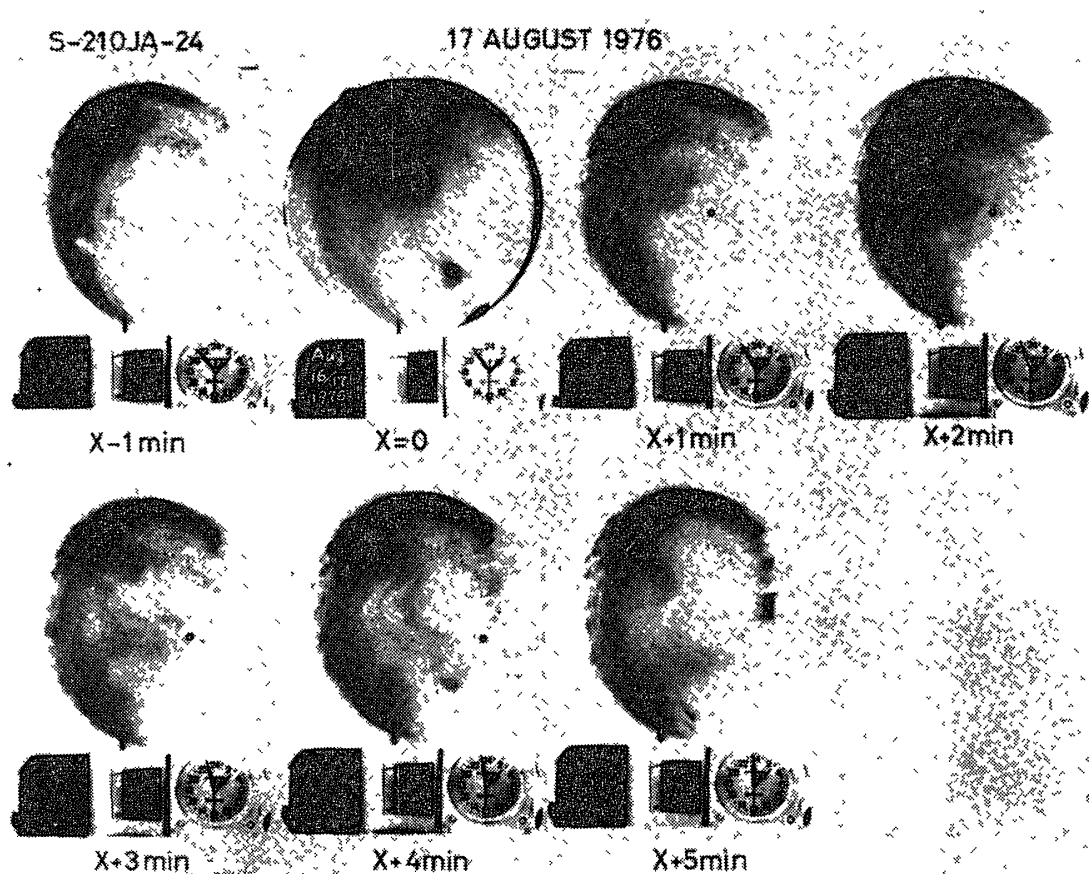


図 2a 昭和基地における全天カメラによるオーロラの写真 S-210JA-24 号機は $X=0$ で発射された。左側が地磁気北方向、上方が地磁気西方向 (国立極地研究所の提供による)

Fig 2a Photographs of aurora by all sky camera at Syowa Station The S-210JA-24 rocket was launched at $X=0$ The left side is geomagnetic north and the upper side is geomagnetic west (Offered by the National Institute of Polar Research)

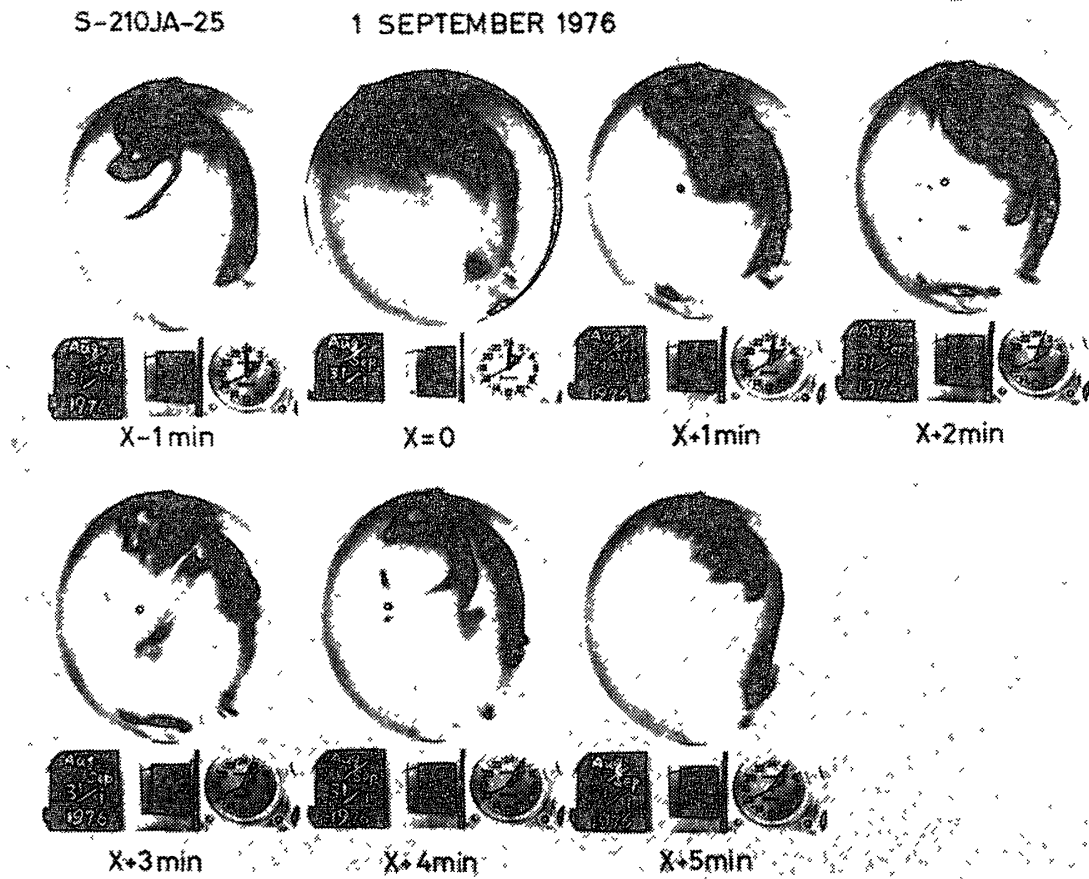


図 2b 昭和基地における全天カメラによるオーロラの写真 S-210JA-25 号機は $X=0$ で発射された。左側が地磁気北方向、上方が地磁気西方向（国立極地研究所の提供による）

Fig 2b Photographs of aurora by all sky camera at Syowa Station The S-210JA-25 rocket was launched at $X=0$ The left side is geomagnetic north and the upper side is geomagnetic west. (Offered by the National Institute of Polar Research)

対方向へ打ち上げられた。レーダー観測によると 24 および 25 号機は、それぞれ最大到達高度 118.0 km および 125.2 km、水平到達距離 150.5 km および 90.7 km である。また、昭和基地における全天カメラによるオーロラ写真記録によれば、24 号機打ち上げ時のオーロラは地磁気座標系で天頂から北側半分を中心に西側から東側へかけて存在し、ロケットはその南端を通過した。25 号機打ち上げ時はかなりはっきりしたアーク状のオーロラが西側から南東方向に伸びていて、ロケットはその北東側を通過した。ロケットの高度 100 km 前後の時刻におけるオーロラは、特にロケットの下降時においてすく近くに局所的に強いオーロラが存在していた。ロケットの打ち上げ 1 分前から、1 分毎に昭和基地で撮影した全天カメラの写真を 24 号機については図 2a、25 号機については図 2b に示す。

17 AUGUST, 1976

1 SEPTEMBER, 1976

S-210JA-24

S-210JA-25

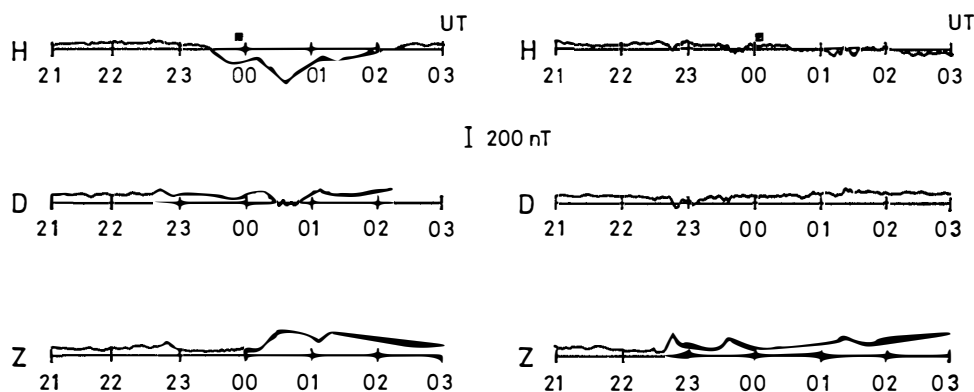


図 3 S-210JA-24, 25 号機発射時における昭和基地の地磁気変化 各成分上方が北方向 (H 成分), 西方向 (D 成分) および下方向 (Z 成分)

Fig 3. Ground-based magnetograms observed at Syowa Station on the days of S-210JA-24 and 25 launching. The upside of each component shows the direction of Northward (H -comp), Westward (D -comp) and Downward (Z -comp) respectively

昭和基地におけるロケット打ち上げ前後の地上マグネトグラムを図 3 に示す。24 号機打ち上げ時の地磁気変化は、その約 30 分前から始まったサブストームの主相に当たっており、水平成分で約 150 nT の減少がみられる。また 25 号機打ち上げ時の地磁気変化には顕著な変動は少ない。

4. ロケットの姿勢

飛しょう中のロケット姿勢検出のために、地磁気姿勢計 (GA) および月姿勢計 (MS) が搭載された。GA の結果によれば 24 号機においては打ち上げ後 66 秒以後スピン周波数は約 2.12 Hz であり、コーニングは半角で約 13° 、周期約 100 秒のプレセッションを行い、また 25 号機においては発射後 67 秒以後スピン周波数は約 2.27 Hz、コーニング半角約 7° 、周期約 90 秒であった。これらの結果は図 4 に示す。しかし MS の結果は両機ともにコーニング周期、コーニング角が GA の結果と対応せず、したがって 3 次元空間での絶対姿勢決定ができなかった。そこで 3 成分磁力計出力からの地磁気姿勢計算を独立に行い、GA の結果についての再検討を行った結果、MS によるコーニング周期は、月以外の物体をも検知していると仮定すれば約半分になり得ること、および発射時の月の位置が両機の場合ともに地平線数度以内であって、検出に誤差が多くなり得ること、および磁力計出力が GA の結果を裏づ

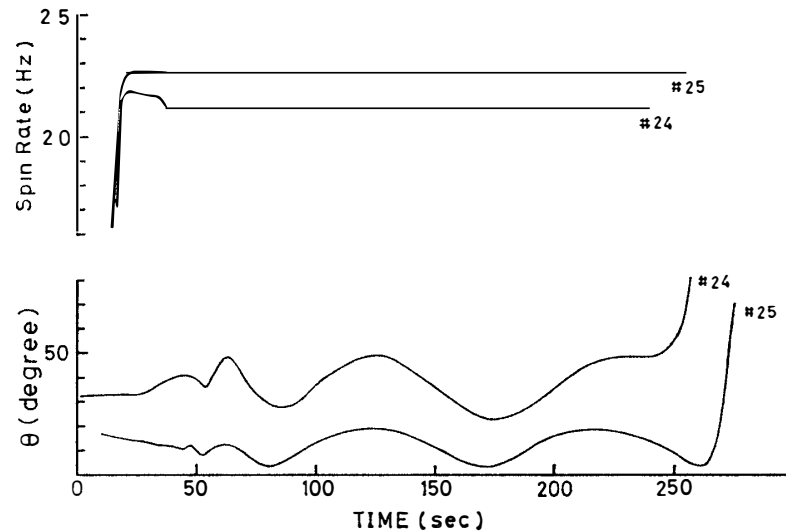


図 4 地磁気姿勢計によるロケットの姿勢. 上図はロケットのスピン, 下図はロケット軸と地球磁力線方向のなす角度

Fig 4 Vehicle attitudes by geomagnetic aspect sensors. The upper figure shows spin frequency of two vehicles and the lower shows the angle between the vehicle's axis and the geomagnetic field line during the flights.

けていることを考えあわせ, ここでは GA の結果を用いて論じることにする.

GA によるコーニク変化角は, 地球磁力線を基準にしているため, ロケットのコーニクが磁力線を含んでいるか否かは判別できない. 特に 25 号機においては磁力線方向に打ち上げられており, コーニクが磁力線を含んでいる場合が多い. もしそのような場合のコーニク半角は 24 号機では 13° ではなく 42° , 25 号機では 7° ではなく 11° になる. これらのいずれかを判別するため, これまでのロケットについてのスピン, コーニク角および周期をもとにした値を統計的に検討した結果, 磁力線を含まないコーニクの方が適当であると

表 2 ロケットの発射, 飛しょうおよび姿勢結果のまとめ

Table 2 Summary of two rockets' launching, trajectory and attitude results

	S-210JA-24	S-210JA-25
Launching date	Aug 17, 1976	Sep 1, 1976
time	025428 EST	030040 EST
azimuth	135 deg	315 deg.
elevation	82 deg.	82 deg.
Maximum altitude	118.0 km	125.0 km
Horizontal range	150.5 km	90.7 km
Landing azimuth	115.8 km	302.9 km
Attitude		
Spin frequency	2.12 Hz	2.27 Hz
Coning half angle	13 deg	7 deg
Period	100 s	90 s

思われる。

表 2 には両機に関する発射，飛しょうおよび姿勢の結果について示す。

5. 解 析 方 法

ロケット座標において，磁力計センサーはロケット機軸方向 (Z) 成分とこれに直角面内の 2 成分 (X, Y) のあわせて 3 成分が搭載され，各成分の磁場の大きさが約 0.2 秒毎にデジタル出力される。しかしロケットのスピンのために X, Y 成分センサーがロケット軸まわりに回転するため，この 2 成分の検出量は，ロケット軸と直角成分磁場の大きさを H とすると $+H$ から $-H$ までの量をとることになる。たとえば 24 号機の場合， X, Y 成分はわずか 0.47 秒の間に約 $+34000$ nT から -34000 nT の量を検出する。また 0.2 秒のサンプリング周期をもつので， X または Y 成分センサーの検出方向は 1 つのデータ毎に約 153° (24 号機) ないし 163° (25 号機) の違いが生じる。さらに検出部のブームによる伸展をしていないために，ロケット本体および搭載計器からの磁気的影響も大きいと考えられる。したがってデータ解析の手順として次のような項目に従って解析を行う。

- 1) X, Y 成分データを用いた直流的磁気オフセットレベルの決定。
- 2) Z 成分のオフセットレベルの決定。
- 3) ロケット姿勢の検討および決定，または仮定。

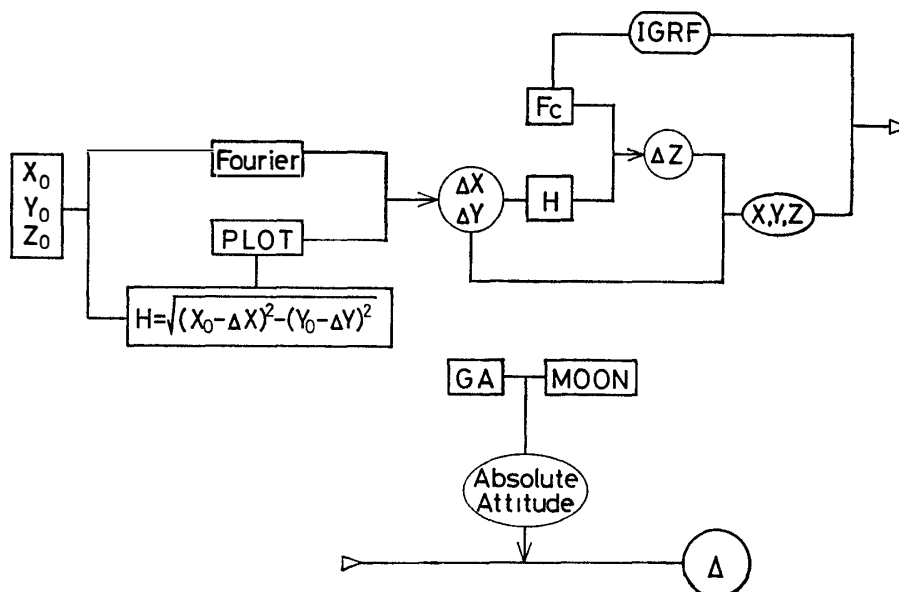


図 5 テータ解析手順を示すブロック図

Fig 5. Schematic diagram of data analysis systems.

4) 地球磁場を除去した変動量の算出.

図 5 に解析方法を示したブロック図をかかげる.

5.1. X, Y 成分磁気オフセットレベルの決定

各成分のオフセットレベルは、主にロケット本体および搭載計器の固有磁気が及ぼす直流的なものがほとんどであり、経年変化やロケットの運搬過程によっても変り得るものである。このほかに周囲磁場によって誘起される、いわゆる交流的なものやロケットのスピン軸とセンサー軸との不一致、さらには 3 つの検出センサーの非直交などによって磁気検出量がバイアスされることになる。

オフセット量のほとんどは直流的なものであると考えられるので、まず X, Y 成分についての量を決定する。各成分の観測値を X_{oi}, Y_{oi}, Z_{oi} とし、直流的オフセット量をそれぞれ $\Delta X, \Delta Y, \Delta Z$ としてロケットの飛しょう中是不変であると仮定すれば各成分磁場 X_i, Y_i, Z_i は次式となる。

$$\begin{aligned} X_i &= X_{oi} - \Delta X \\ Y_i &= Y_{oi} - \Delta Y \\ Z_i &= Z_{oi} - \Delta Z, \end{aligned} \quad (1)$$

また観測時 i でのロケット軸に直角な成分磁場 H_i , 全磁力の強さ F_i とすれば

$$H_i^2 = X_i^2 + Y_i^2 = (X_{oi} - \Delta X)^2 + (Y_{oi} - \Delta Y)^2 \quad (2)$$

$$F_i^2 = X_i^2 + Y_i^2 + Z_i^2 = H_i^2 + Z_i^2 \quad (3)$$

である。

もし X 成分出力が、アナログ形式であればロケットのスピンによってその出力波形は正弦波的になり、 H 成分の大きさとオフセットレベルに相当する中心線がわかる。そのために H 成分変動が少ない部分を姿勢結果から選び、かつロケット高度が強い電流層はないであろうと思われる 90 km 以下の領域でのデータをを用いて中心線レベルを算出する。約 2-4 秒間のロケット姿勢変化は小さいので、その間の約 10-20 個のデータについてフーリエ級数解析を用いて中心線を求めた。この方法により 1 データ毎にすらして平均し、1 次オフセットレベルとする。この値は X および Y 成分につき独立に得られ、次にこの 1 次値 $\Delta X_1, \Delta Y_1$ を中心としてそれぞれ 50 nT ずつ値を増減させて式 (2) を用い、 H_i をプロットして収束値を得る。その値を 2 次オフセットレベル $\Delta X, \Delta Y$ とした。図 6 は収束値に近い場合とそうでない場合のオフセットレベルを全データについて H 成分の大きさにした例を示す。

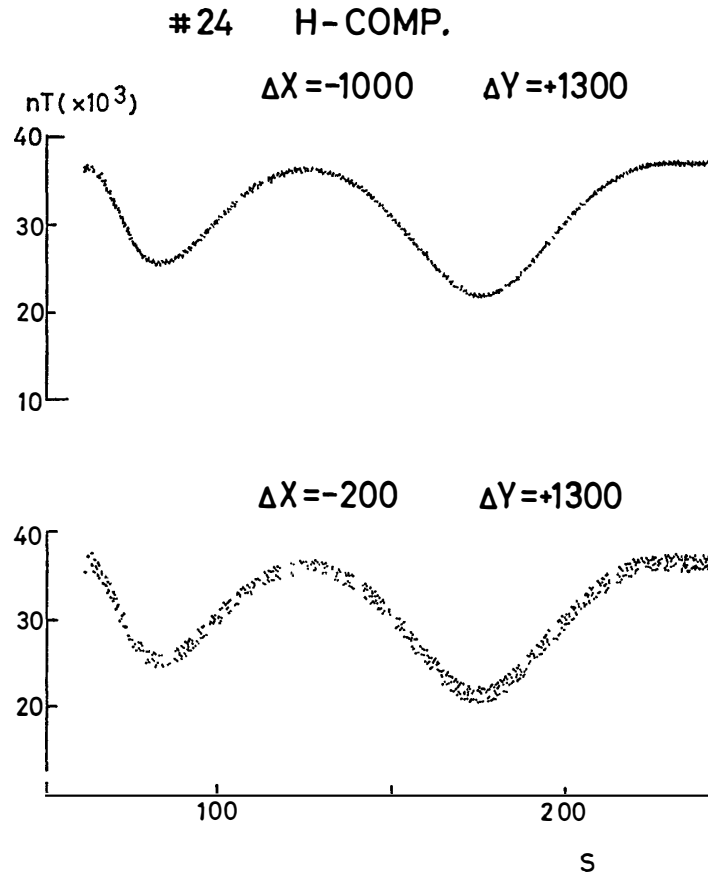


図 6 適当なオフセット値による補正された水平成分（上）とそうでない場合の水平成分（下）の値のプロット

Fig 6. Horizontal magnitude plottings of the observed data in the vehicle coordinate system. The upper profile was obtained with a suitable offset value of X and Y components of magnetometer and the bottom was obtained with an unsuitable value.

両機とも収束した値のばらつきは最大 ± 100 nT であった。この結果、24号機については ΔX が -1000 nT, ΔY が 1350 nT であり、25号機については ΔX が 900 nT, ΔY が 1050 nT であった。

5.2. Z成分オフセットレベルの決定

Z成分検出器は機械的にはロケット機軸に一致した方向であるが、ロケットへの取り付け誤差、ロケット機軸とスピン軸との不一致および検出器の機械軸と電気的検出軸との不一致などによって出力が必ずしもロケット姿勢や磁場変動のみに対応するとは限らない。しかしこれらの誤差は一般に小さいから、ロケットの姿勢を基準としてある程度の直流的オフセット量は算出できる。また、ロケットの位置での地球磁場の理論値を用いて求めることができ

る。すなわち、全磁力の大きさの計算値 F_C が電流層のないと思われる高度で実際の値 F と一致すると仮定すれば式 (1), (3) から

$$\Delta Z = Z_{0i} - Z_i = Z_{0i} - (F_C^2 - H_i^2)^{1/2} \quad (4)$$

である。ここで H_i は X, Y 成分のオフセット量が決めれば与えられる。この方法でロケットの飛しょう高度、姿勢を考慮した領域でのデータを用いて ΔZ を求めることができる。さらに式 (3) において H 成分を 1 つの検出量 H_0 と考えればそのオフセット量を ΔH とすると

$$F_i^2 = (H_{0i} - \Delta H)^2 + (Z_{0i} - \Delta Z)^2 \quad (5)$$

であるから、 F_i と F_C が等しいと仮定できる領域では $\Delta H - \Delta Z$ 座標において $\Delta H, \Delta Z$ は中心 (H_{0i}, Z_{0i}) 、半径 F_C なる円である。したがって各データ毎に円を描けばそれらの円の交点が $\Delta H, \Delta Z$ を与えることになる。この交点の収束性が良ければオフセット量は直流的であるといえる。

これらの方法によって ΔZ を求め、さらに式 (3) による F_i のばらつきを最小にするような補正を行い、また GA の結果との検討をした結果 24 号機については ΔZ の値は 2300 nT, 25 号機のそれは 3400 nT であった。

5.3. ロケット姿勢の仮定

前述したように 3 次元空間での絶対姿勢決定ができなかったのて、姿勢の仮定を行い、そのおのおのについて解析する。図 7 は天球上にロケット機軸方向が描くコーンを平面上に円として投影することができるステレオ投影図法 (Wulf's net) を用いて示した姿勢の仮定図である。円の中心はロケット発射点天頂方向で、円周上は地平線を示す。この図法はコーニングが円として描かれるために天頂から地平線への角度目盛は直線的ではなく、天頂付近で密であり、地平線側で粗となる。この図法を使用するにあたり、ロケットの飛しょうによる位置変動に伴った座標系変化は小さいので無視し、打ち上げ点である昭和基地の地平座標を基準とする。N 方向は昭和基地における 1976 年 9 月 1 日の理論磁場 (IGRF 1975.0 係数を用いた球関数展開による計算値) を用いた地磁気北方向であり、地理的北方向から西へ約 46.7° の方向である。図中 M は地球磁力線方向 (計算値)、 C はロケットのコーニングの中心位置で GA から与えられる。この円上のいずれかの点を中心としてロケットがコーニングをしており、 R はコーニングの円を示す。コーニングの中心位置を角度 β で示し、 β を 30° 毎に姿勢仮定を行って合計 12 通りの姿勢について解析をする。また、これらの仮定のはかにも MS データを重視して地球磁力線を含むコーニングについても検討をしたがここでは省略する。

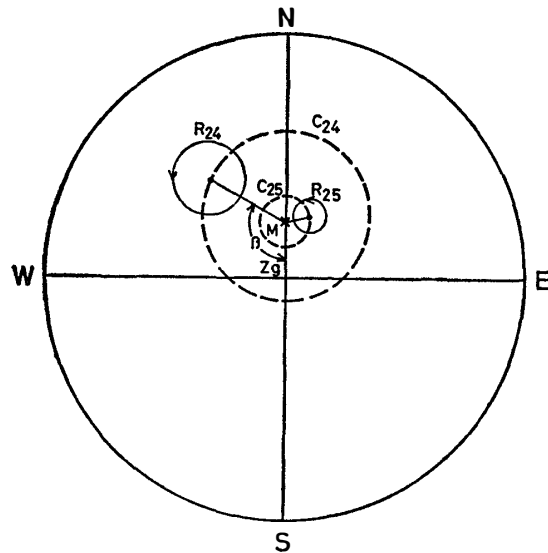


図 7 ステレオ投影図法によるロケットの絶対姿勢仮定. N , Z_g および M はそれぞれ地磁気北方向, 天頂および理論的地磁気方向で C_{24} , C_{25} は 24, 25 号機のコーニングの中心位置を示す.

Fig. 7. Assumed absolute orientation of vehicles' axis referring to Wulf's stereographic projection. N , Z_g and M mean the geomagnetic Northward, the zenith and the theoretical geomagnetic field direction. The centers of the coning circles (R_{24} and R_{25}) of the JA-24 and 25 rockets are shown with the dot lines of C_{24} and C_{25} respectively.

5.4. 主磁場を除去した変動量の算出

静穏時の地球磁場を理論的磁場とすれば, 観測値から計算値をさしひいた変動量が, 電離層電流系による磁場変動と見なすことができる. ここでは IGRF 1975.0 係数の年変化率を考慮した球関数展開による計算値を用いた.

観測されたロケット座標系での値を地上の適当な座標系への変換を行い, 計算値をさしひけばよいが, 最も重要なことはロケット座標系の設定である. すなわち, ロケット座標系を検出成分 X , Y , Z とすれば, スピンによって X および Y 方向の回転があるのでいかにその方向を小さい誤差で決定するかということである. 特に今回のように絶対姿勢検出ができない場合や, 太陽や月等とのスピンによる位相差検出がない場合の決定は困難である. たとえばスピンを $1/100$ Hz の精度で検出できたとしても 10 秒後の X 成分方向の誤差は 36° もずれが生じることになる. しかも GA でのスピン測定は, 高精度検出は難しい. なぜならコーニングによって見かけのスピン周期が変化するからである. 座標系決定の方法の 1 つは, 太陽や月等の天体と検出器との位相検出を用いることであるが, ここでは以下に述べる仮定を用いた.

図 8 は測定値の方向仮定を示した図で, ロケット軸方向成分磁場 Z_0 , 磁場の計算値 F_c および実際の磁場 F_0 とすると, 実際の直角成分磁場方向は H_0 である. したがって H 成分の計算値 H_0' 方向とは $\Delta\theta$ だけのずれがある. この値がどれだけかという両機についての GA 結果より α_m が与えられ, 全磁力の大きさ F_0 と計算値 F_c の差を ΔF とすれば ΔF は約

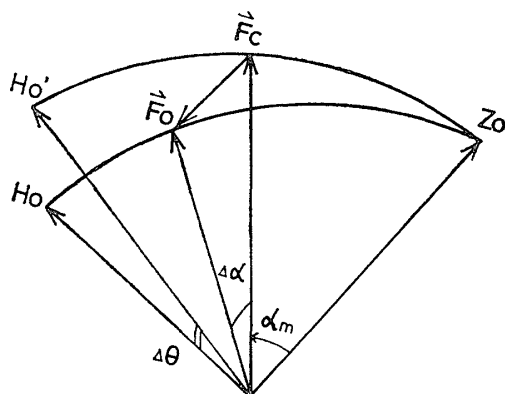


図 8 ロケット座標での水平成分方向の仮定. 実際の観測磁場 F_o と理論磁場 F_c の違い $\Delta\alpha$ が小さければ実際の水平成分 H_o を理論的水平成分 H_o' とみなすことができる.

Fig 8. Schematic coordinates of assumed horizontal component H_o' and observed component H_o referring to the observed magnetic field vector F_o . If the deviative angle $\Delta\alpha$ is small, the observed horizontal field direction can be regarded as H_o' .

300–200 nT であるので, そのようになる $|F_o|$ が与えられしたがって $\Delta\alpha$ の最大値が求まる. $\Delta\alpha$ は ΔF を生じさせる磁場ベクトルが F_c に直角のときに最大である. これらの試算によれば $\Delta\theta$ は両機とも全飛しょう中, 最大 4–5° であったことから X 成分方向の決定誤差よりも小さいと見なし, H 成分が H_o' 方向にあるとして座標変換をした.

図 9 においてロケット軸方向 $Z_o(\theta_z, \phi_z)$, H 成分方向 $H_o'(\theta_H, \phi_H)$, 計算磁場方向 $F_c(\theta_F, \phi_F)$, コーニンクスの中心 $C(\theta_C, \phi_C)$ およびコーニング角速度 Ω とし, 地上座標系を (X_g, Y_g, Z_g) とおくと, Z_o, F_c, C および Ω は与えられるから H_o' が求まりさらに磁場変動量 $\Delta X_g, \Delta Y_g, \Delta Z_g$ および ΔF は次式で与えられる.

$$\begin{aligned}\Delta X_g &= Z_o \sin \theta_z \cos \phi_z + H_o \sin \theta_H \cos \phi_H - F_c \sin \theta_F \cos \phi_F \\ \Delta Y_g &= Z_o \sin \theta_z \sin \phi_z + H_o \sin \theta_H \sin \phi_H - F_c \sin \theta_F \sin \phi_F \\ \Delta Z_g &= Z_o \cos \theta_z + H_o \cos \theta_H - F_c \cos \theta_F \\ \Delta F &= (Z_o^2 + H_o^2)^{1/2} - F_c\end{aligned}\quad (6)$$

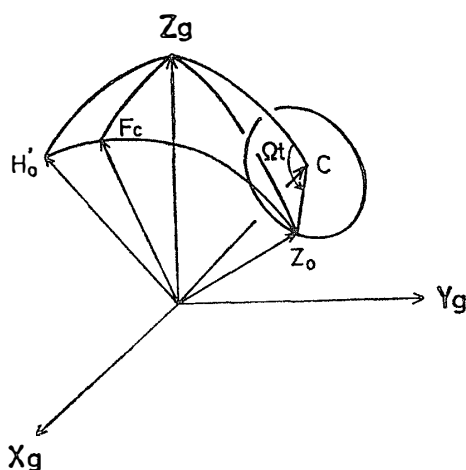


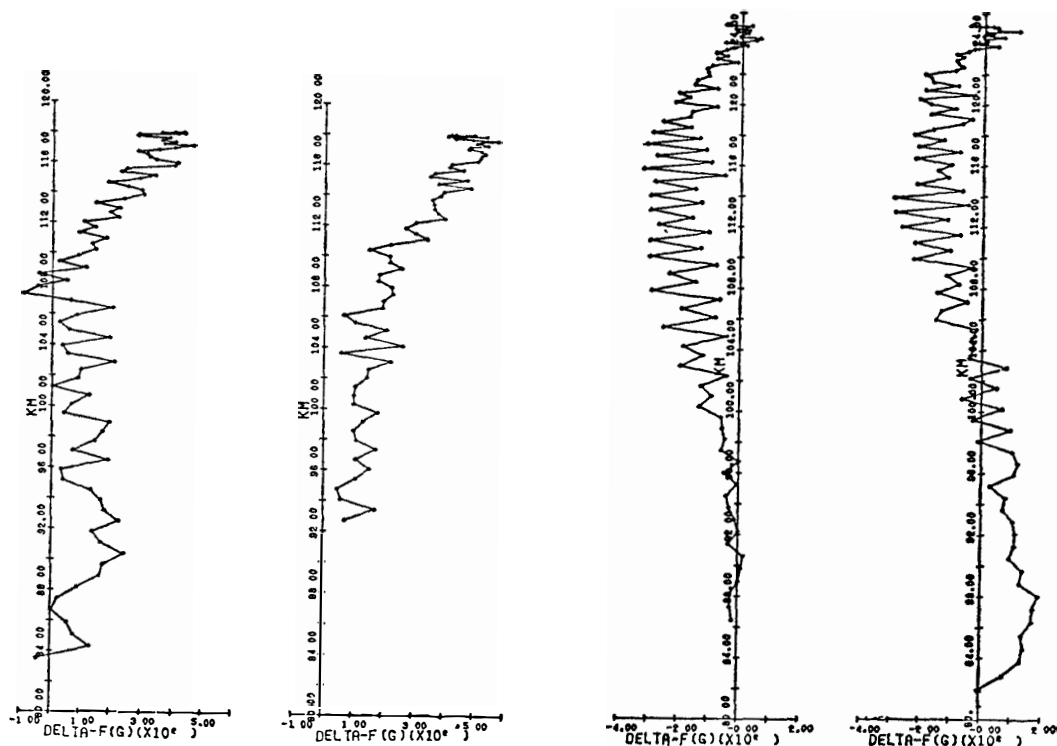
図 9 地上座標系 (X_g, Y_g, Z_g) とコーニンク中心座標系 (C, Ω, t)

Fig 9 Ground-based coordinates system (X_g, Y_g, Z_g) and coning-centered coordinate systems used to describe the theoretical geomagnetic field vector F_c . The center of coning and angular velocity show C and Ω

実際には両機とも全飛しょう中においてコーニングの中心は一定でないので、中心位置を変えて計算を行った。また地上座標系は天頂方向 Z_0 とし、 X_0 方向は地上での理論的磁力線方位（偏角 -46.5° ）とした。

5. 解析結果と検討

解析はロケットの開頭後からのデータについて行い、24号機では上昇時高度 83.5 km から最高高度 118.0 km, 下降時は 92.5 km まで、25号機では上昇時高度 86.5 km から 125.2 km, 下降時は 86.0 km までである。その結果、全磁力の大きさの変化量 ΔF については図 10 に示す。またロケットの絶対姿勢を図 6 のコーニング中心位置を表す β の値を 0° から 330° まで 30° 毎に仮定して変動量を算出し高度に対するプロファイルを 24号機については図 11a-



S-210JA-24

S-210JA-25

図 10 高度変化による全磁力の大きさの変動図。左側がロケット上昇時、右側が下降時
 Fig 10. Altitudinal dependency of the difference field between observed total intensity and calculated intensity by the spherical harmonics expansions with the IGRF coefficients. The left side and the right side of each rocket's profile show the results of the ascending and the descending times respectively.

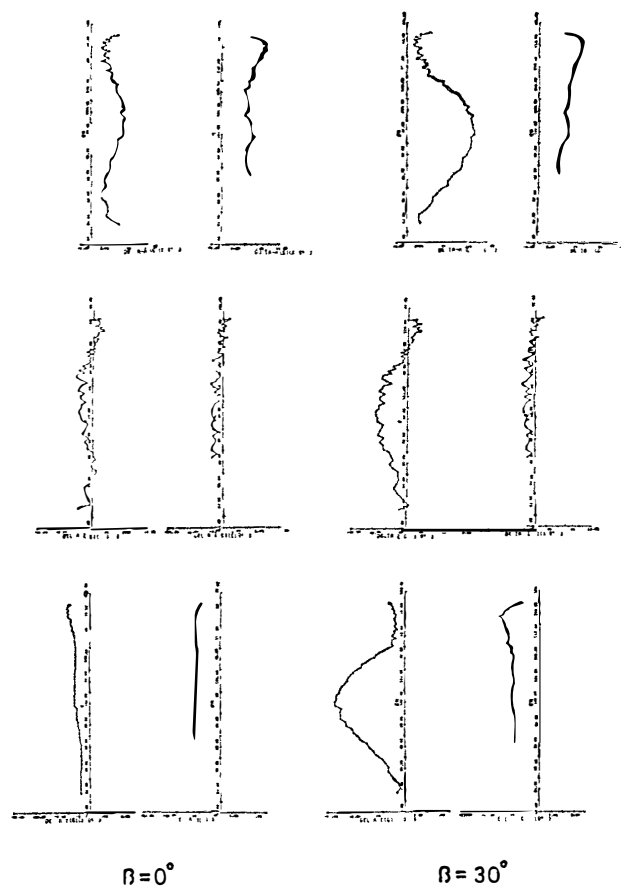


図 11a 地上座標系での磁場変動図. S-210JA-24 号機の姿勢仮定, $\beta=0^\circ$ および 30° の場合. おのおの上から北方向成分変化 ΔX , 上方向成分変化 ΔZ および西方向成分変化の上昇(左側)と下降(右側)のプロファイルを示す.

Fig. 11a. Estimated difference component field profiles for $\beta=0^\circ$ and 30° which were assumed an absolute attitude of S-210JA-24 in the ground-based coordinate system. From top to bottom the profiles show component field variations of Northward, Upward and Westward respectively. Left side and right side of each component profile correspond to the ascent and the descent of the rocket.

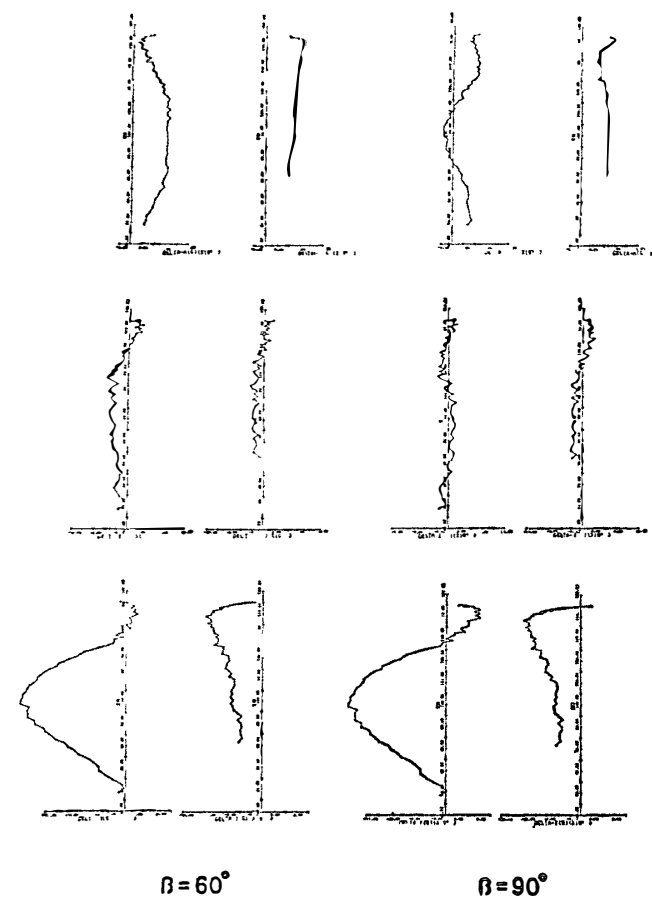


図 11b 図 11a と同じ, ただし $\beta=60^\circ$ および 90° の場合
Fig. 11b. Same as Fig. 11a when $\beta=60^\circ$ and 90° .

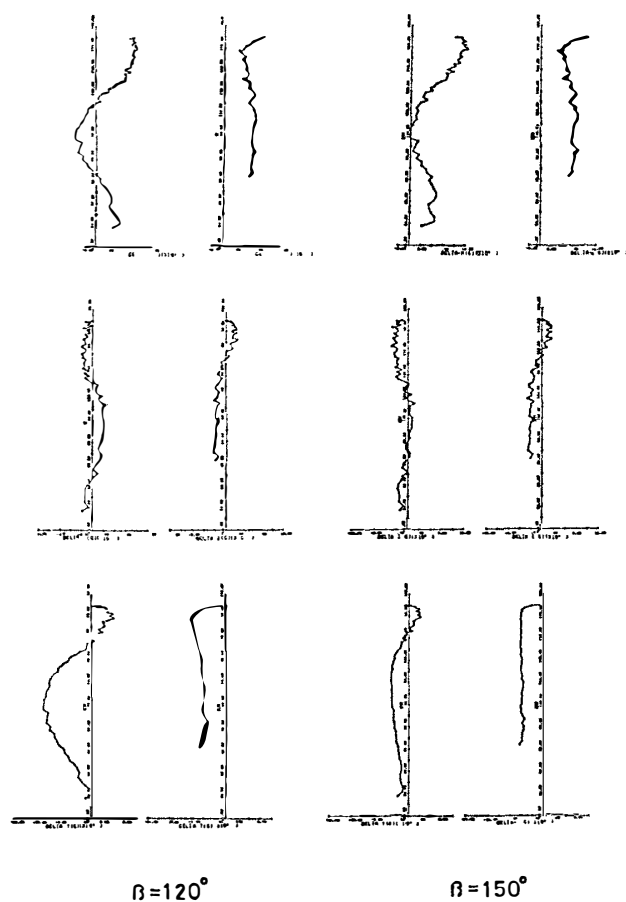


図 11c 図 11a と同じ, ただし $\beta = 120^\circ$ および 150° の場合
Fig. 11c. Same as Fig. 11a when $\beta = 120^\circ$ and 150° .

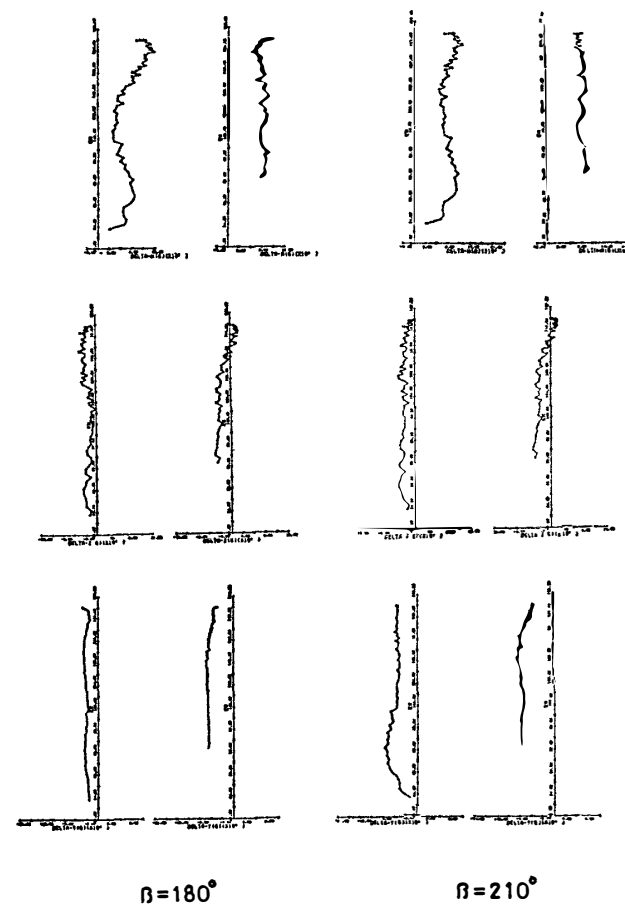


図 11d 図 11a と同じ, ただし $\beta = 180^\circ$ および 210° の場合
Fig. 11d. Same as Fig. 11a when $\beta = 180^\circ$ and 210° .

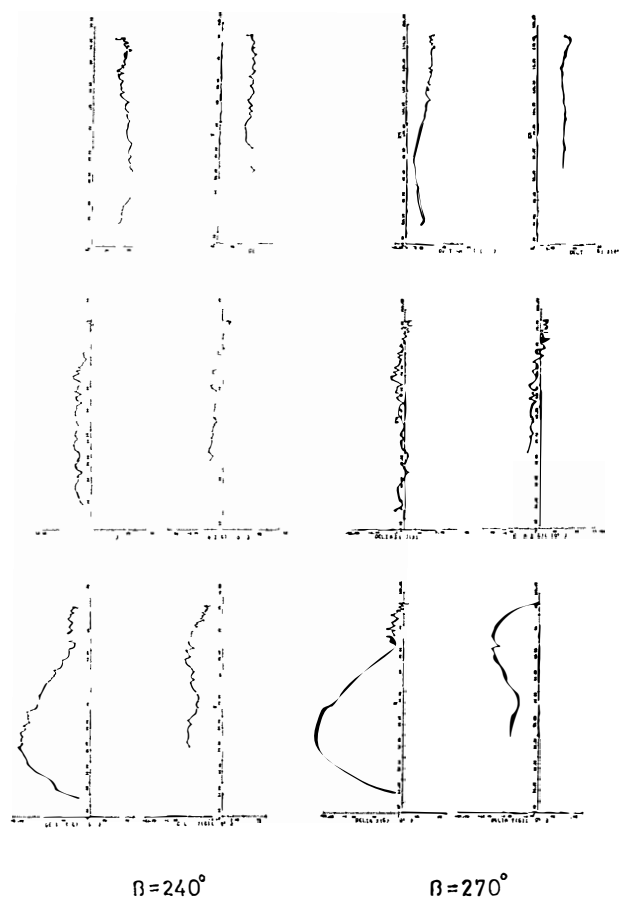


図 11e 図 11a と同じ, ただし $\beta = 240^\circ$ および 270° の場合
 Fig 11e Same as Fig 11a when $\beta = 240^\circ$ and 270°

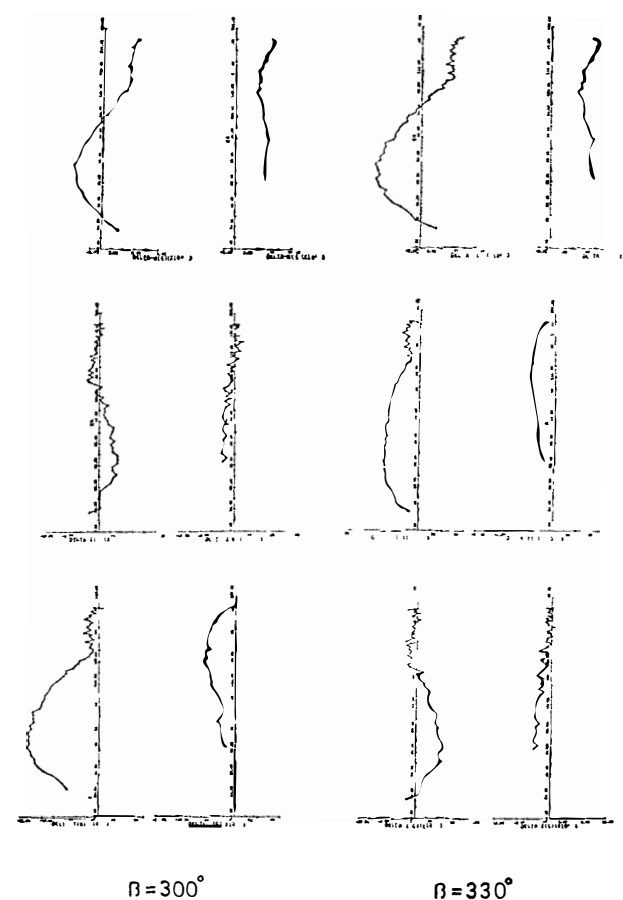


図 11f 図 11a と同じ, ただし $\beta = 300^\circ$ および 330° の場合
 Fig 11f. Same as Fig 11a when $\beta = 300^\circ$ and 330°

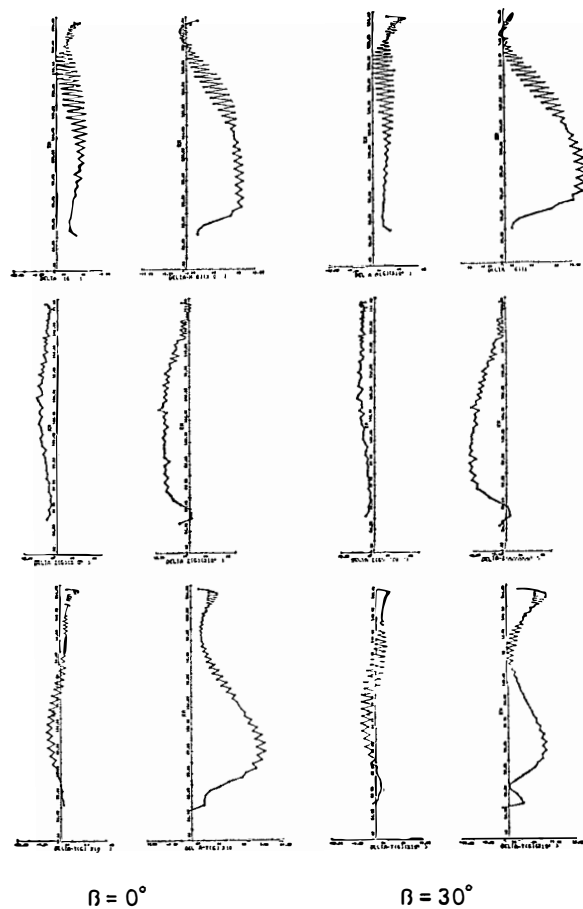


図 12a 図 11a と同じ, ただし S-210JA-25 号機の場合
Fig. 12a Same as Fig. 11a as regards S-210JA-25.

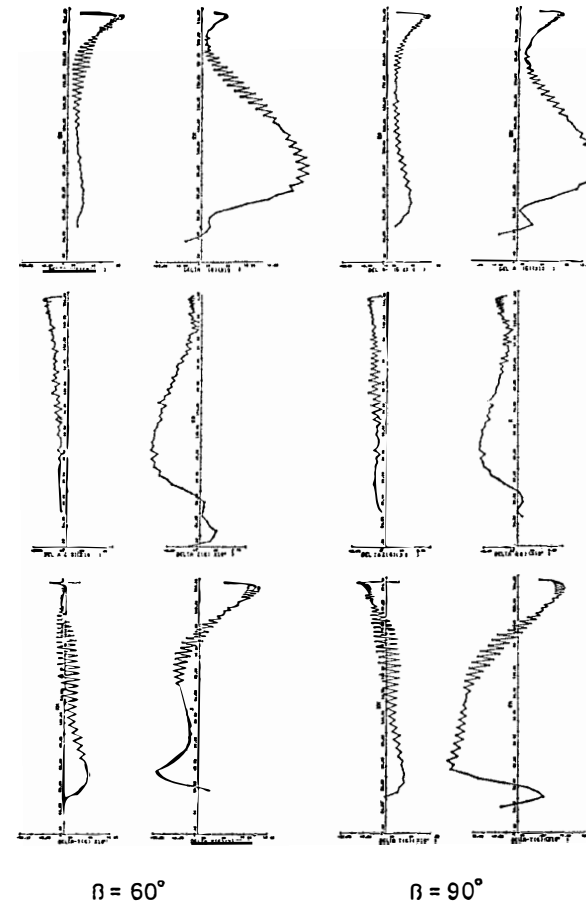


図 12b 図 11b と同じ, ただし S-210JA-25 号機の場合
Fig. 12b. Same as Fig. 11b as regards S-210JA-25.

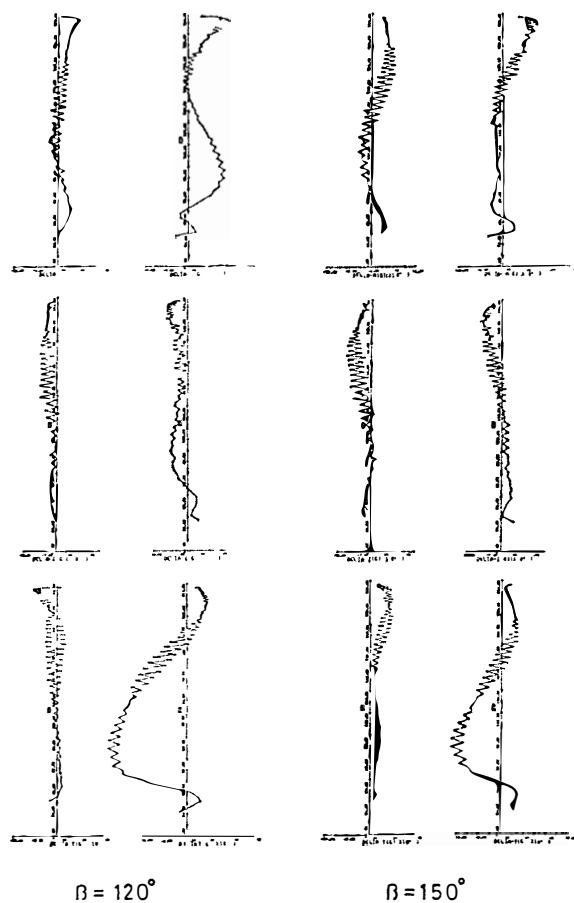


図 12c 図 11c と同じ，ただし S-210JA-25 号機の場合
 Fig. 12c Same as Fig 11c as regards S-210JA-25.

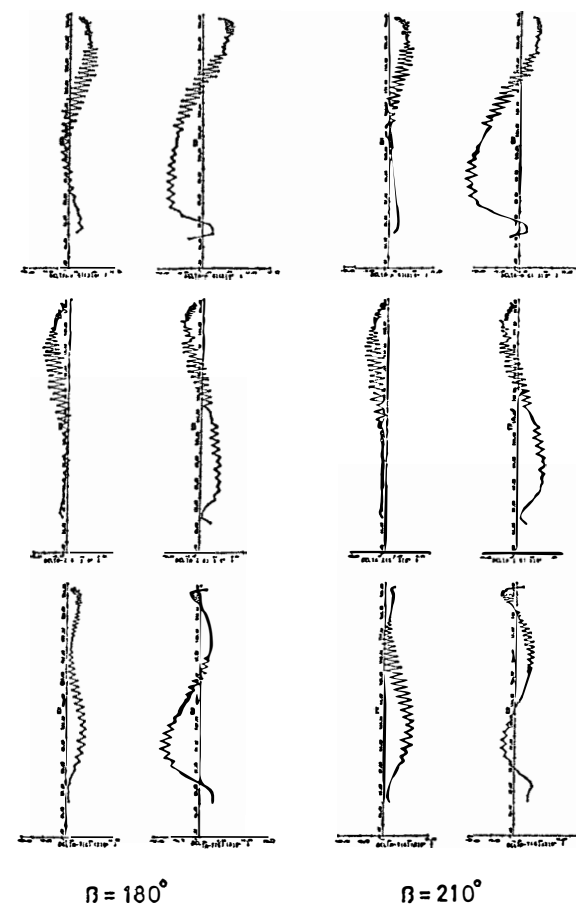


図 12d 図 11d と同じ，ただし S-210JA-25 号機の場合
 Fig. 12d. Same as Fig 11d as regards S-210JA-25.

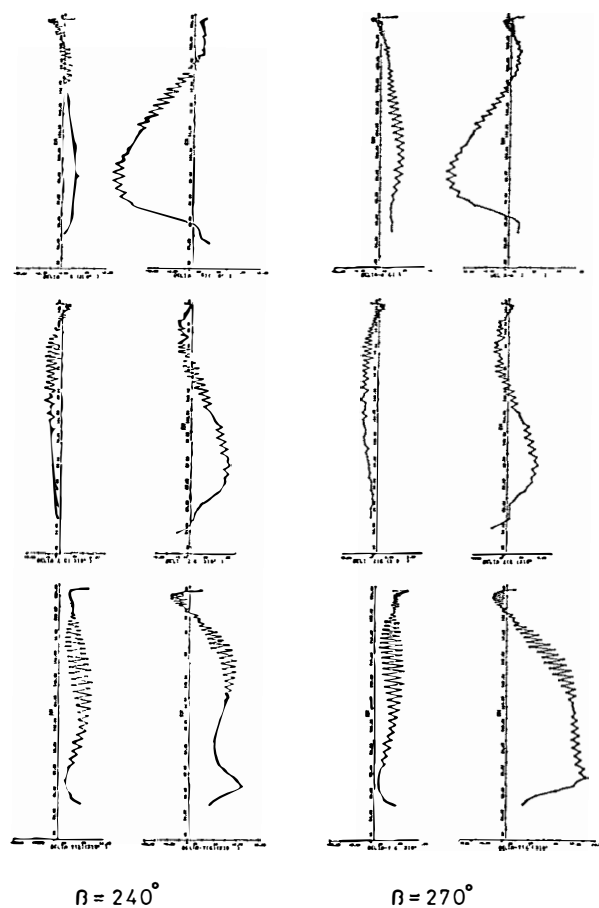


図 12e 図 11e と同じ, ただし S-210JA-25 号機の場合
Fig. 12e. Same as Fig. 11e as regards S-210JA-25

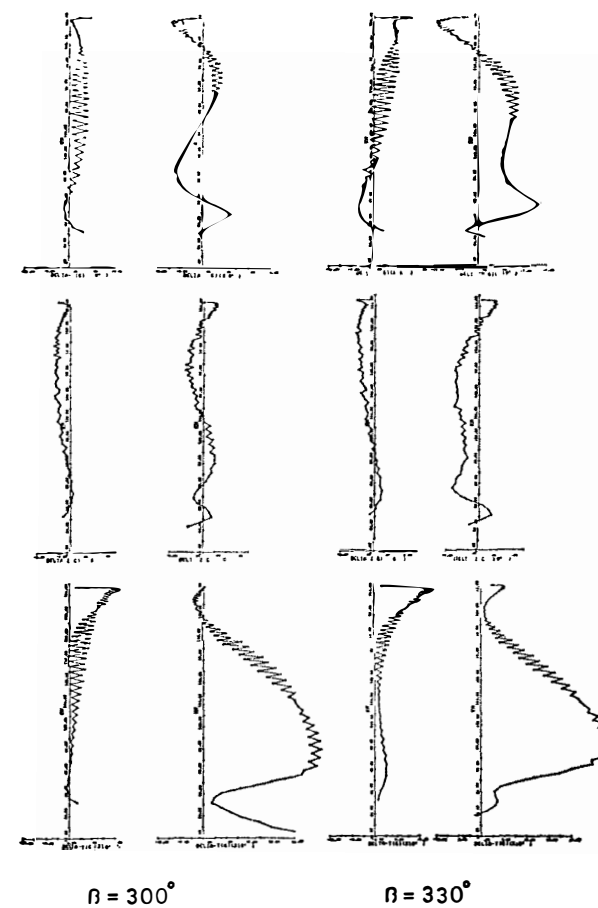


図 12f 図 11f と同じ, ただし S-210JA-25 号機の場合
Fig. 12f. Same as Fig. 11f as regards S-210JA-25.

f, 25 号機については図 12a-f に示す. おおのこの図は上から ΔX_g , ΔZ_g および ΔY_g であり, それぞれ北方向, 上方向および西方向を正としている.

ΔF の変化は 24 号機については上昇下降ともに約 107–108 km から最高高度まで増加し, 約 300 nT の増加がみられる. また 100 km 以下の変化量が 0 ではなく約 100 nT あるのは磁気オフセット量の誤差や計算値と実際の値とのずれによるものと思われる. 全天カメラによればロケットが高度約 108 km でのオーロラはそれ以前に比較して活発で, ロケットは弱いオーロラ部分に突入して飛しょうしているように見える. 成分変動図 (図 11a-f) を見ると姿勢仮定に応じたプロファイルがかなり異なっている. たとえば ΔX_g 変動は, 上昇部で β が 30° と 120° では極性が異なり, 変動量も 2000 nT に達している. また ΔY_g も β によって大きな違いがあり, 姿勢決定の重要性を示している. 地上のマグネトグラム (図 3) で水平成分が約 150 nT の減少を考えれば規模の大きな西向き水平電流が存在していたと考えやすい. その場合の電流層の存在高度がロケットの最高高度以下で, ロケットがつき抜けたとするならば ΔZ_g 変動はほとんどなく ΔX_g 変動がその層を中心に ± 150 nT 以上のはっ

S - 210JA - 24

$\beta = 0^\circ$

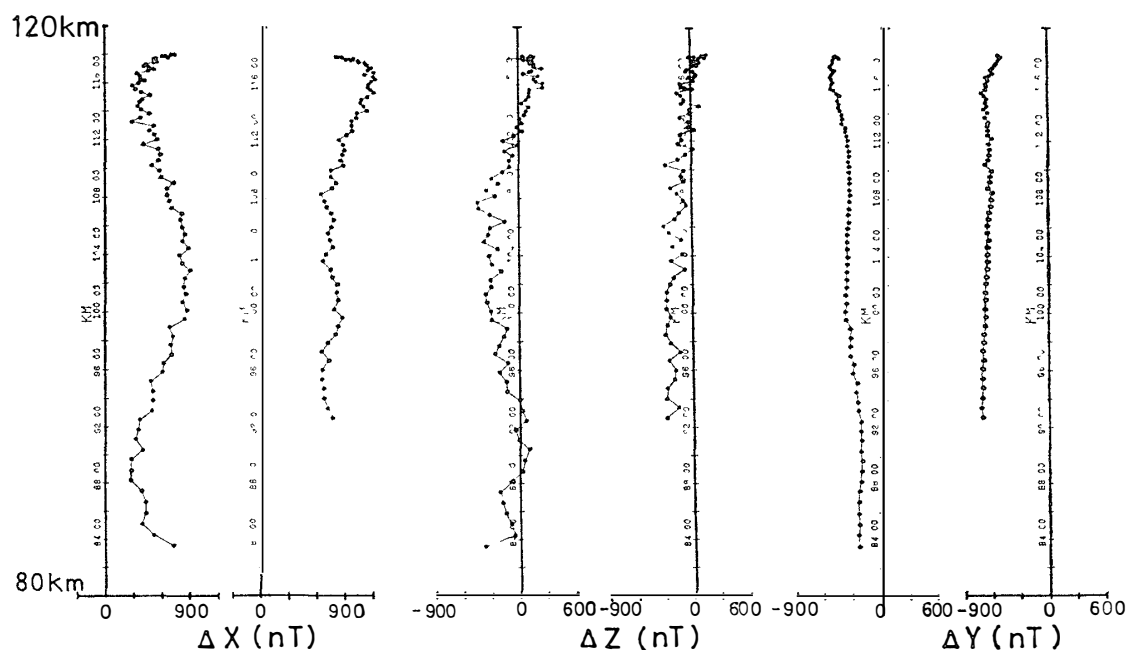


図 13 最適な姿勢での S-210JA-24 号機の成分変化拡大図 (図 10a の $\beta=0^\circ$ と同じ)

Fig. 13. Altitudinal dependency of difference field profiles for the most suitable assumption of S-210JA-24 attitude which is the same as the case of $\beta=0^\circ$ in Fig. 10a

きりした変化が期待できる。しかも下降時においても同様のプロファイルが考えられる。(高度 100 km でのロケットの水平距離の差は約 60 km である。) しかし上昇, 下降とも顕著に表れているプロファイルは見当たらない。

いずれの姿勢が適当かという判断は難しいが, もしロケット発射方向または落下方位を, ほぼその中心としてコーニングをしていると考えれば β の値は $340\text{--}360^\circ$ であろう。 β が 360° (すなわち 0°) のプロファイルを見ると ΔX_g において上昇時約 96 km を中心とした ± 300 nT 程度の変動があり, $\Delta Z_g, \Delta Y_g$ の変動は小さい。図 13 に β が 0° の拡大図を示す。もしこれが水平電流層によるものであり, 地上の水平磁場変化を与えているとすれば, 幅が約 300 km, 厚さ 8 km の電流層に 15×10^4 A の一様電流が西向きに流れているとしたプロファイルにはほぼ一致する。図 14 にその変化と計算曲線を示す。幅を 200 km とすると磁場変動

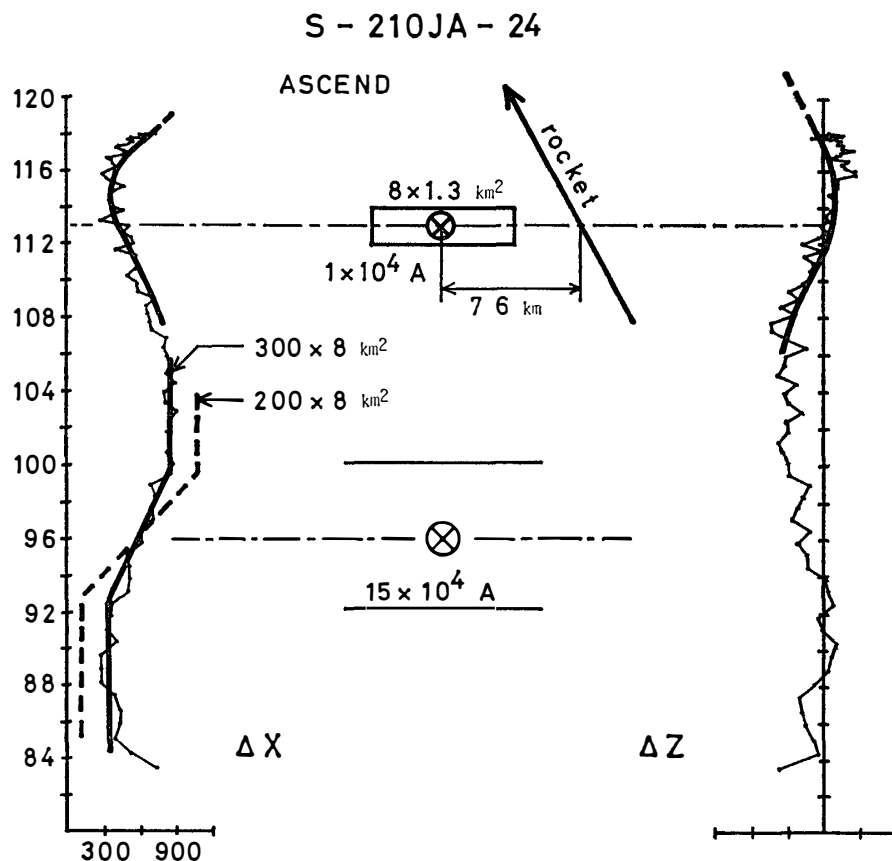


図 14 JA-24 号機上昇時磁場変化を説明する電流モデルの例. 92-100km の大規模な西向き電流層と 113 km の局地的電流層があると考えられる

Fig 14 Schematic ionospheric current models for the ascending JA-24. A large-scale westward current sheet and a local electrojet existed at the height between 92-100 km and at that of 113 km respectively

の傾きが一致しない。このときの地上での水平成分変動は約 150 nT の減少をもたらす。下降時にも同様の変動が期待できるがあまり顕著には表れていない。これは約 100 km 以下からのロケット姿勢が一様なプレセッションから乱れ始め、姿勢変化が大きくなり、プロファイル算出誤差も大きいことを考慮すれば、下降時にも同様の変動があったと考えられる。また、約 108–118 km にかけて ΔX_g および ΔZ_g の変化があり、これは図 14 に示す様にその中心約 113 km、幅 8 km、厚さ 1.3 km の一様電流層があり、電流の大きさ約 1×10^4 A で中心から約 7.6 km のところをロケットが通過した場合には図中に示したような変化をし、観測結果との一致をみることができる。この電流層が地上の変化に及ぼす量は 10 nT 以下である。

25 号機については ΔF の変化 (図 10) が上昇時約 100 km から漸減し約 116 km 付近で最大 200 nT の減少となり最高高度でほぼ 0 に戻っている。また下降においては少し異なっていて約 115 km 付近で -150 nT、約 88 km 付近に 150 nT の変化がみられる。データのばらつきが周期的であるのは、コーニングが小さいために各成分オフセット量の誤差がスピンによって大きく効いているものと思われる。24 号機と同様、絶対姿勢決定ができなかったで、コーニング中心位置を仮定したプロファイルを見ると (図 12a–f)、 ΔZ_g 変化がいずれの場合も小さく、ロケット姿勢変化が小さいことを裏づけている。また、上昇時の方が下降時よりも変動が少なく、どの姿勢であると仮定しても下降時約 96 km 付近の大きな変動が ΔX_g または ΔY_g に見られる。最高高度付近での変化量が、姿勢によっては大きいものもあるが、ロケット位置や姿勢の決定の際の誤差によるものかも知れない。

ロケットのコーニングの中心方位が落下方位とほぼ同じであるとする、 β の値が 170° が最適であるので、ここでは 150° または 180° のプロファイルについて検討する。両者の変動はよく似ており、 ΔX_g と ΔY_g を水平成分変化量 ΔH_g として考えれば両者の差はあまりない。同時搭載された電場測定の結果によれば 150° が適当であるという。 150° でのプロファイルの拡大図を図 15 に示す。この場合、上昇時約 112–124 km にかけて ΔH_g 、 ΔZ_g とも約 500 nT の変化があり、その中心が約 123 km で約 $6 \times 2 \text{ km}^2$ の断面をもつ一様電流層の傍らを通じたとすれば図 16 の曲線となり、このときの電流の大きさは 2.5×10^4 A 程度で方向はほぼ北西に近い。下降時については、約 117 km 付近に同様な小規模電流層によるものと思われる変化がみられるが、むしろ 96–98 km にピークをもつ大きな ΔY_g の変動が目立つ。この変化は、姿勢仮定のいかににかかわらず見られ約 1200 nT の減少を示し、 ΔX_g 、 ΔZ_g にはこれに対応する変化はあまり見られない。高度 86 km 以下のデータが、姿勢の乱れのた

S-210JA-25

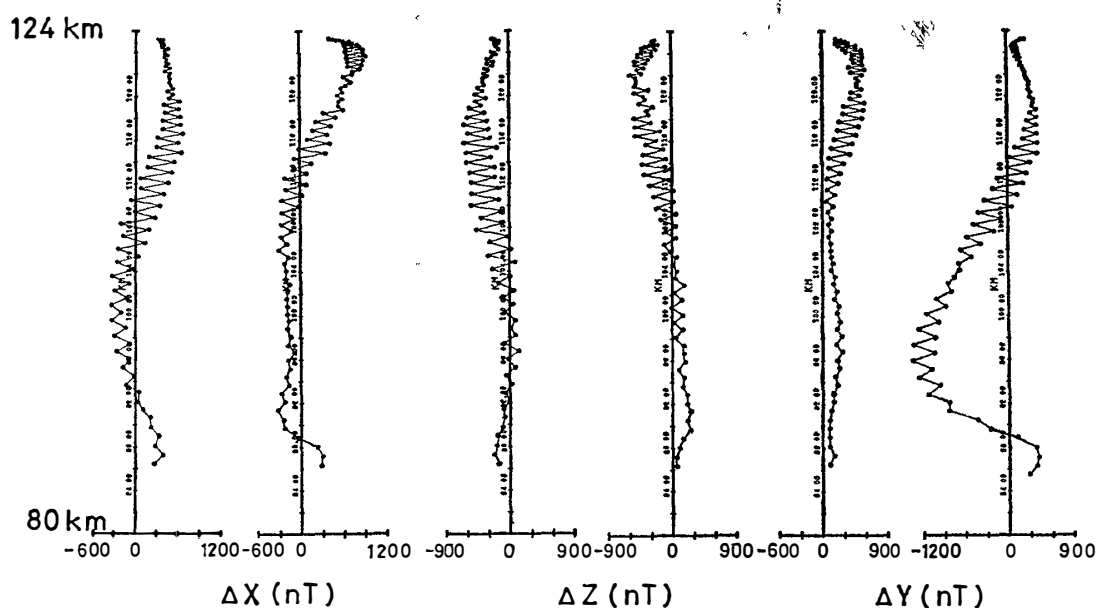
 $\beta = 150^\circ$ 

図 15 最適な姿勢での S-210JA-25 号機の成分変化拡大図 (図 11c の $\beta=150^\circ$ と同じ)

Fig. 15. Altitudinal dependency of difference field profiles for the most suitable assumption of S-210JA-25 attitude which is the same as the case of $\beta=150^\circ$ in Fig. 11c.

めに信頼性がなく使用できなかったことや変動の 0 レベルがどこであるかという絶対変動量の決定が難しいということから、この大きな変化がどのような電流層によるものかは断定しにくい。しかし ΔZ_0 の変化が小さいことから考えると、もし水平成分の卓越した電流層とするとつき抜けたことになり、この場合のおおよその計算では $60 \times 10 \text{ km}^2$ の断面をもつ約 $8.5 \times 10^4 \text{ A}$ の電流となる。これは ΔY_0 の変化からほぼ北向きの電流となり、上昇時の同高度にも現れるべきであると考えられるが上昇時の変化はない。(同高度での水平距離差約 40 km であり、時間差約 140 秒) したがって、水平電流と考えるのは無理があり、垂直電流が卓越した層と仮定すれば説明でき得ると考えられる。この時の全天カメラによるオーロラは、動きが急激でロケットのすぐ近くにはかなり強く小規模のオーロラがみられる。

同時搭載された電場測定および電子密度、温度測定の結果と比較すると良い対応を示している。たとえば 24 号機の上昇時約 115 km 付近の電場の小さなピークや 25 号機上昇時約 110-120 km にかけての 70 mV/m の電場のピークおよび下降時約 100 km を中心とした上述のかなり大きな変動に対応した 100 mV/m 以上の電場が観測されている。

S - 210JA - 25

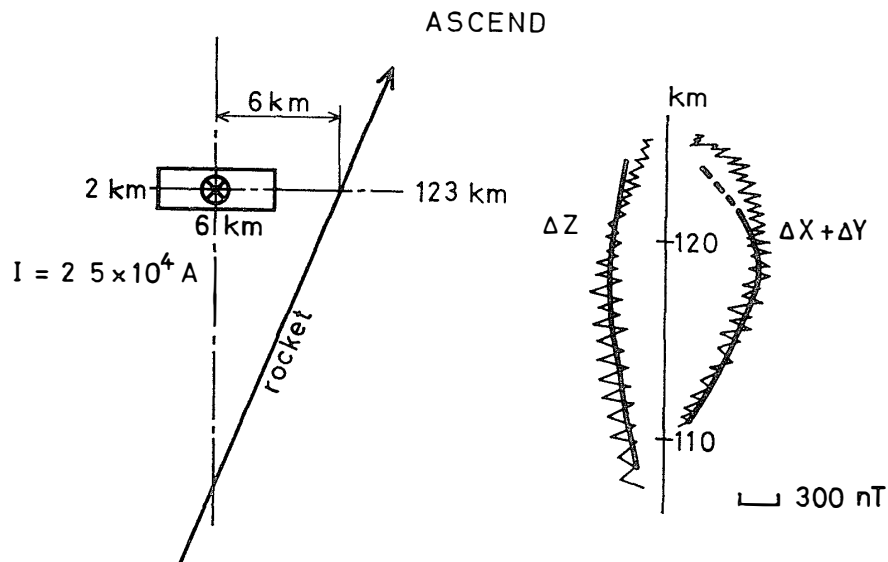


図 16 JA-25 号機上昇時磁場変化を説明する電流モデルの例 小規模な電流層が約 123 km に存在し、電流方向はほぼ北西である

Fig 16. Schematic ionospheric current model for the ascending JA-25. A local current layer existed at the height of 123 km and the current direction is about north-westward

以上の検討は予想されるロケット姿勢の仮定のもとに得られた磁場変化から単純な一様電流モデルを述べたが、電流層の位置や寸法および電流の大きさについての唯一な解ではなく、また水平電流でなくとも良いと思われる変動もある。なお、ロケットの姿勢仮定については、同時搭載された電場測定 of 姿勢仮定とほぼ同様に行って比較検討しやすくしたことを付記する。

7. 結 論

2 機のロケットによる磁場変動観測から 24 号機では上昇時約 96 km を中心とした厚さ 8 km の大規模な水平電流層と 113 km 付近の小規模で強い電流層がほぼオーロラのアーク方向に沿った西向きに観測された。また、25 号機では上昇下降時とも約 117-123 km に中心をもつ局所的で強い電流層が存在し、下降時 88-108 km にかけては大きな垂直電流によるものと思われる磁場変動を観測した。これらの変動は同時搭載の電場観測結果と良い対応を示した。

謝 辞

ロケット観測全般にわたる多大の援助と昭和基地における地磁気変動データやオーロラ写真等の資料提供をいただいた 国立極地研究所および第 17 次南極地域観測越冬隊の方々に対し深く感謝します。なお、データ解析は主に東海大学計算機センターを利用して行われたことを付記します。

文 献

- OGAWA, T., MORI, H. and MIYAZAKI, S. (1978). Electron density and temperature profiles in the antarctic auroral ionosphere observed by sounding rockets. *J. Radio Res. Lab.*, **12**, 73-94.
- 小川俊雄・森田 護・福西 浩・松尾敏郎・芳野起夫 (1979): 南極ロケット S-210JA-24, 25 号機による電離層電場の観測. 南極資料, **63**, 252-275.
- TOHYAMA, F., AOYAMA, I. and KATO, Y. (1975): Magnetic field measurement by a rocket. *Nankyoku Shiryô (Antarct. Rec.)*, **52**, 160-165

(1979 年 6 月 2 日受理)