

M-V 搭載太陽センサ付地磁気姿勢計 (GAS)

高橋隆男*¹, 広川英治*²
明星電気 (株)

1. 概 要

ロケットの飛翔姿勢を測定する事は、ロケット工学上及び搭載観測計器のデータ解析の為の情報としても極めて重要である。太陽センサ付き地磁気姿勢計 (GAS) は、地球磁場方向を基準としたロケットの姿勢角 (地磁気姿勢角) と太陽方向を基準としたロケットの姿勢角 (太陽角) を測定するものである。M-V 型ロケット機の B 2 PL 及び B 3 PL 部の基本計器部に搭載される地磁気姿勢計 (GA) は小型軽量で信頼性が高いリング・コア型のフラックス・ゲート磁力計である。GA センサはロケットの機軸方向成分 (GAZ) とこれに垂直な平面内で互いに直交する二成分 (GAX, GAY) を持った主成分タイプである。測定する姿勢情報はロケット座標軸と地球磁場ベクトルとの成す角度で、これによりスピン周波数やコーニング角の大きさ及びコーニング周期が得られる。尚、ロケット本体や他の搭載観測計器からの磁気的なバイアスを打ち消すためのオフセット・システムを採用し、チェックアウト・コネクタを用いてバイアスを補正する事もできる。また、基本計器部に搭載される太陽センサ (DSS) は 7 bit のグレイコードによるデジタル型の太陽センサーで、ロケット機軸と太陽方向との成す角度を検出して、ロケットの姿勢を測定するものである。これら 2 種類の姿勢センサの出力からロケットの絶対姿勢を決定する事もできるようになっている。尚、M-V 型ロケット機の基本計器部に搭載される GAS のセンサと電気回路部は各号機とも同一のものである。付図に GAS の外観図及び搭載位置とセンサの方向を示す。(図 1-図 5)

* 1 東海大学
* 2 宇宙研

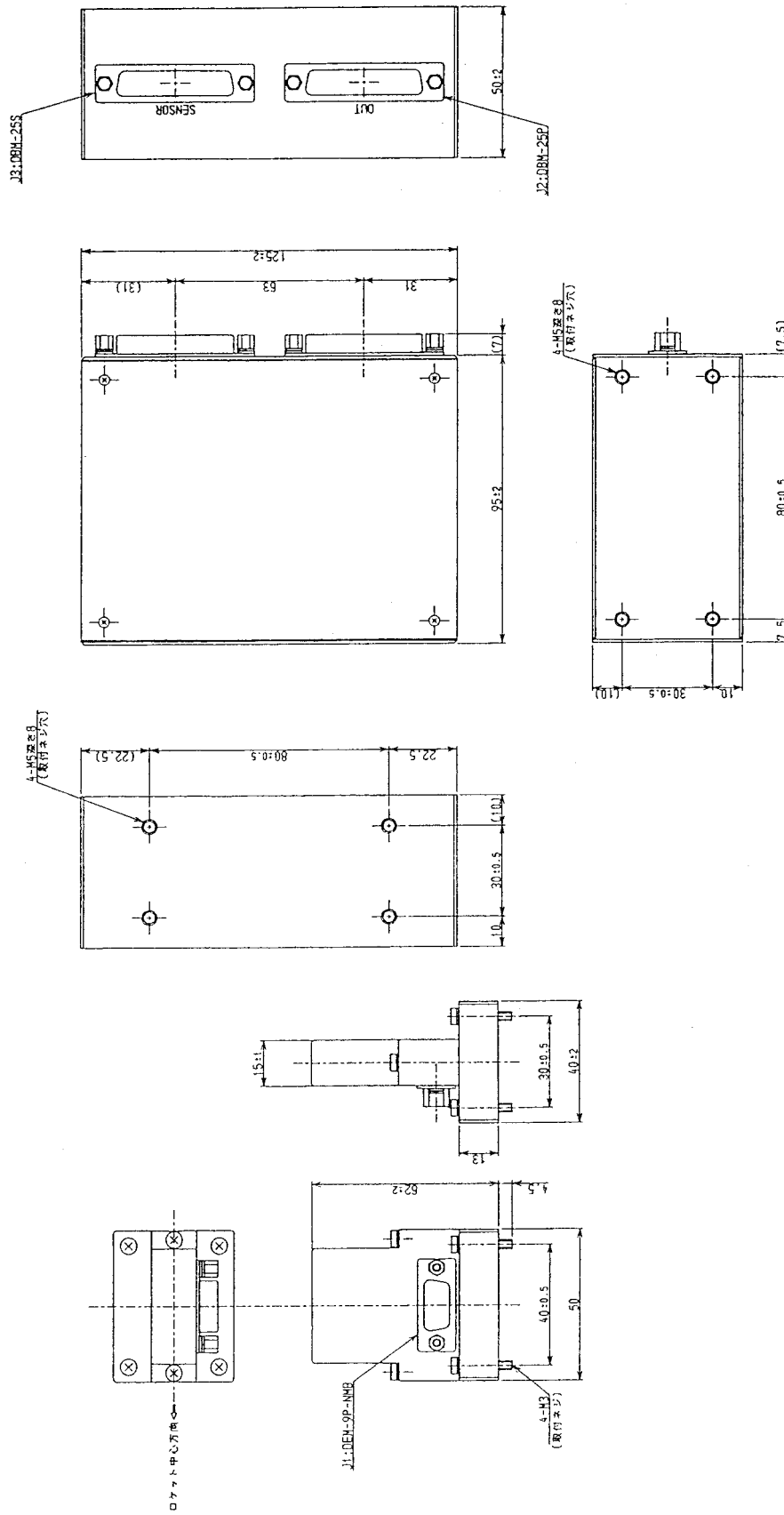


図1 G センサと電気部の外観図

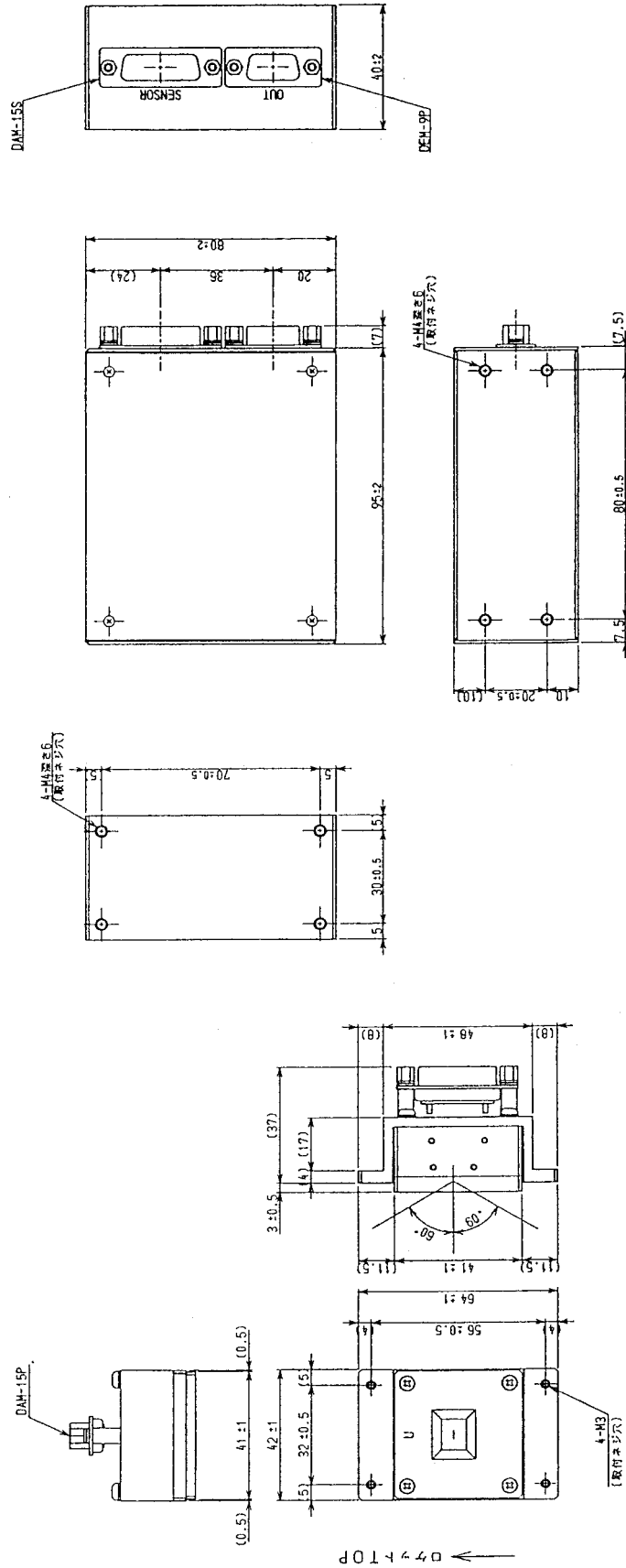


図2 DSS センサと電気部の外観図

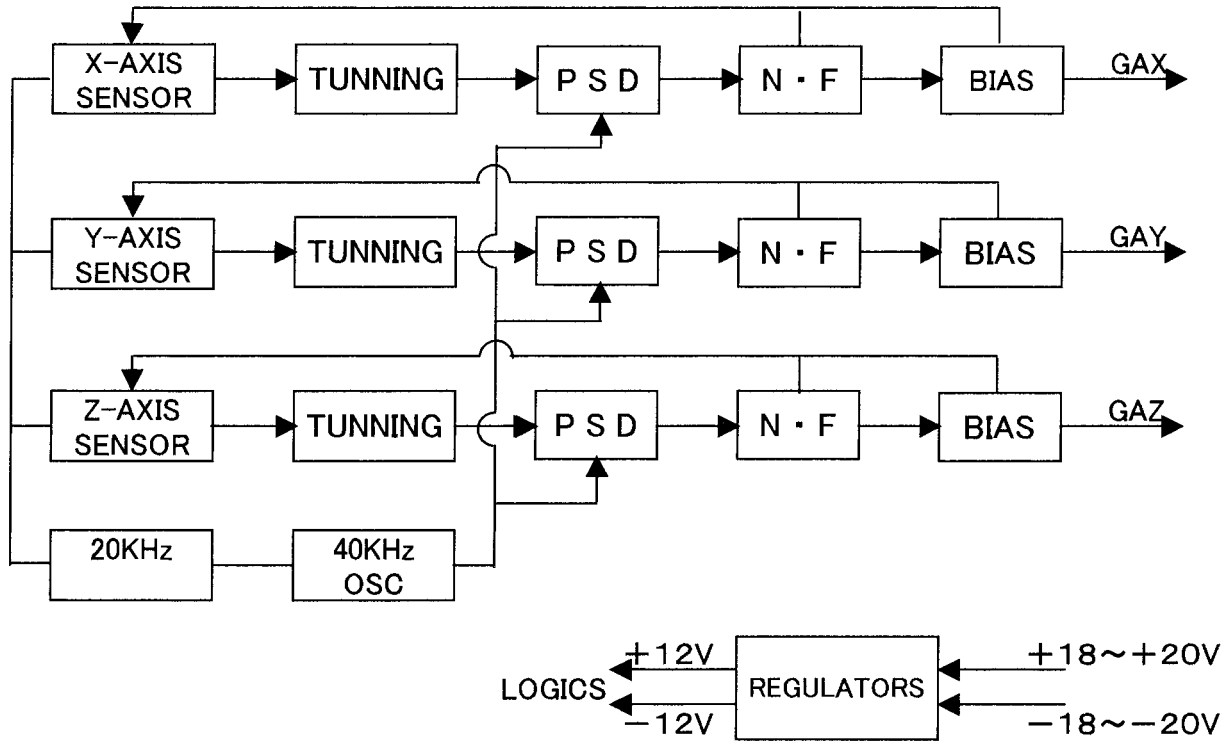


図3 地磁気姿勢計のブロックダイアグラム

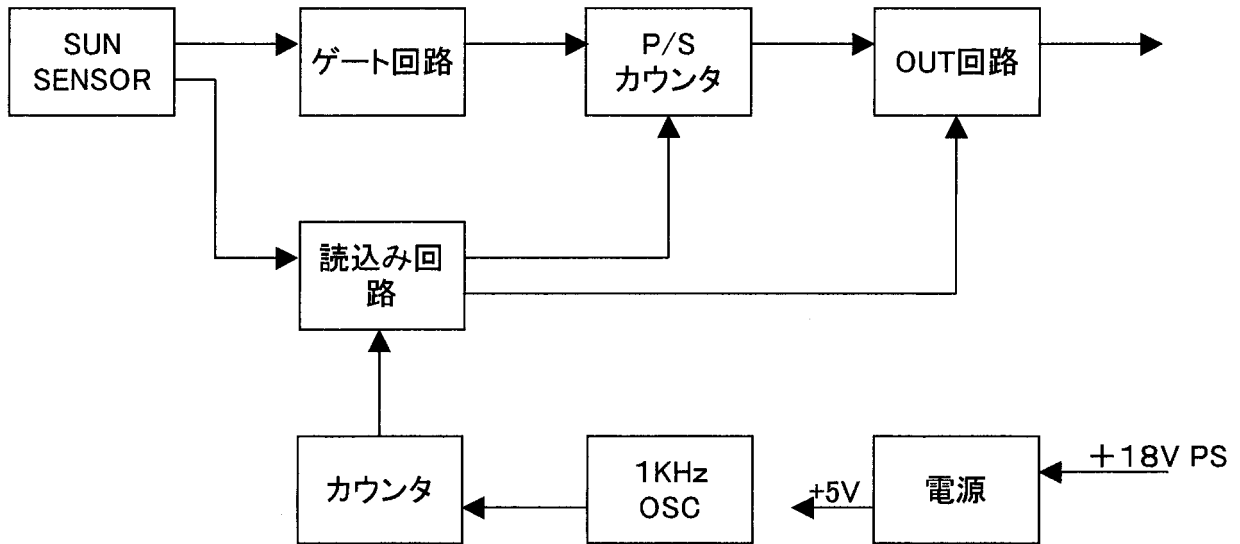


図4 太陽センサのブロックダイアグラム

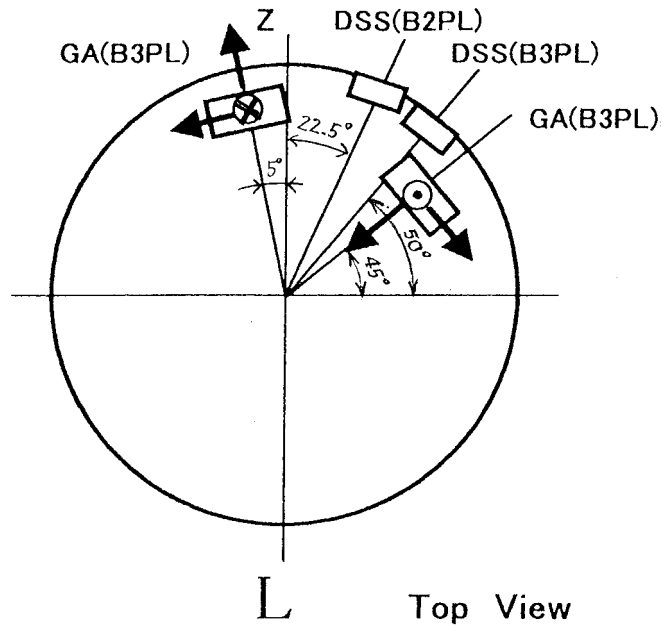


図5-1 M-V-1号機 GAS 配置

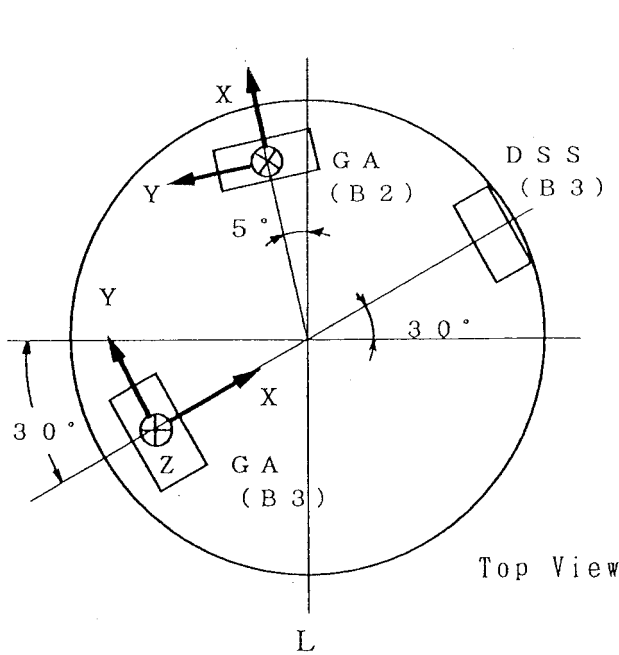


図5-2 M-V-3号機 GAS 配置

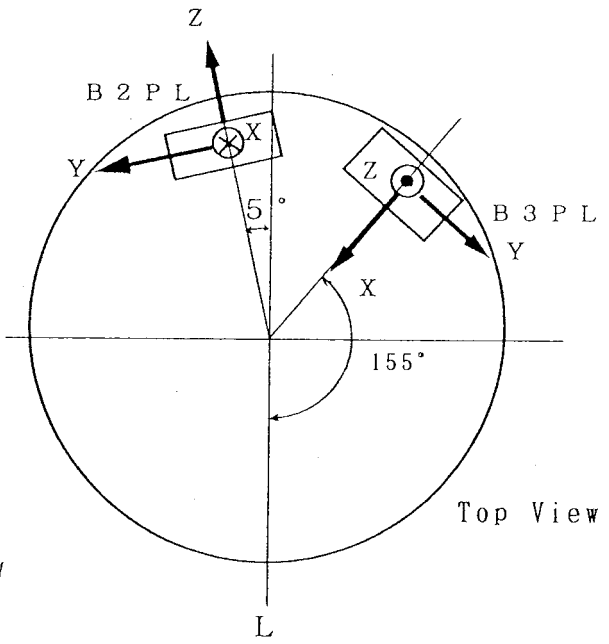


図5-3 M-V-4号機 GA 配置

M-V型ロケット機の打上げ実験において、M-V-1, 3, 4号機に搭載された GAS は、いずれも全飛翔期間中、正常に動作しロケットのスピンの特性やロケットのスピンの軸方向と地球磁力線とのなす角度（地磁気姿勢角）及び太陽方向とのなす角度（太陽角）を計測した。各号機の解析結果を図6-図8に示す。

2. 地磁気姿勢計の仕様

センサタイプ：三成分フラックスゲート型磁力計（リングコア）
 磁場測定範囲：±50,000nT/成分
 測定精度：±1.0%以下（0～40℃）
 応答速度：100.0Hz以上
 励振周波数：7.5±0.5KHz以下
 消費電力：+20V：40±10mA，-20V：-30.0±10mA以下
 寸法・重量
 センサ部：40×50×62h，0.126Kg以下
 電気部：95×125×50h，0.386Kg以下

3. 太陽センサ

(1) 仕様

センサ：フォトダイオード（7bit・グレーコード）
 測定角度範囲：±60°
 角度分解能：1°（0～40℃）
 角度精度：±0.3°
 消費電力：18V，5mA
 寸法・重量
 センサ部：48×41×40h，134g
 電気部：80×95×40h，270g

(2) M-Vシリーズに於ける太陽センサ搭載実績及び予定

M-V-1：B2，B3 PL部に搭載
 M-V-2：B2 PL部に搭載予定
 M-V-3：B3 PL部に搭載

4. 解析結果

M-V-1，3，4号機に搭載したGASセンサ出力を解析して得られたスピン特性や地磁気姿勢角及び太陽角などを各号機について以下に報告する。

(1) M-V-1号機

・スピン特性

図6-1にロケットのスピン特性を示す。ロケットのスピンは発射からX+333秒のスピン・モータ点火までは0 rpsであった。X+333秒からスピンの始まり、X+340秒にはスピンの約0.84rpsに達し、その後一定であった。

・地磁気姿勢角

ロケットの姿勢制御にともなうロケット・スピン軸方向と地球磁力線とのなす角度を図6-2に示す。主にピッチとヨープログラムにともなう姿勢制御が予定通りに行われている事が地磁気姿勢角の変化からもわかる。X+35秒からX+172秒までに地磁気姿勢角が約22度倒れているのはピッチ角で約38度、ロケットを倒した事に相当している。

また、X+172秒からX+225秒までの約15度の地磁気姿勢角の変化は約27度前後のピッチ・ダウンにとも

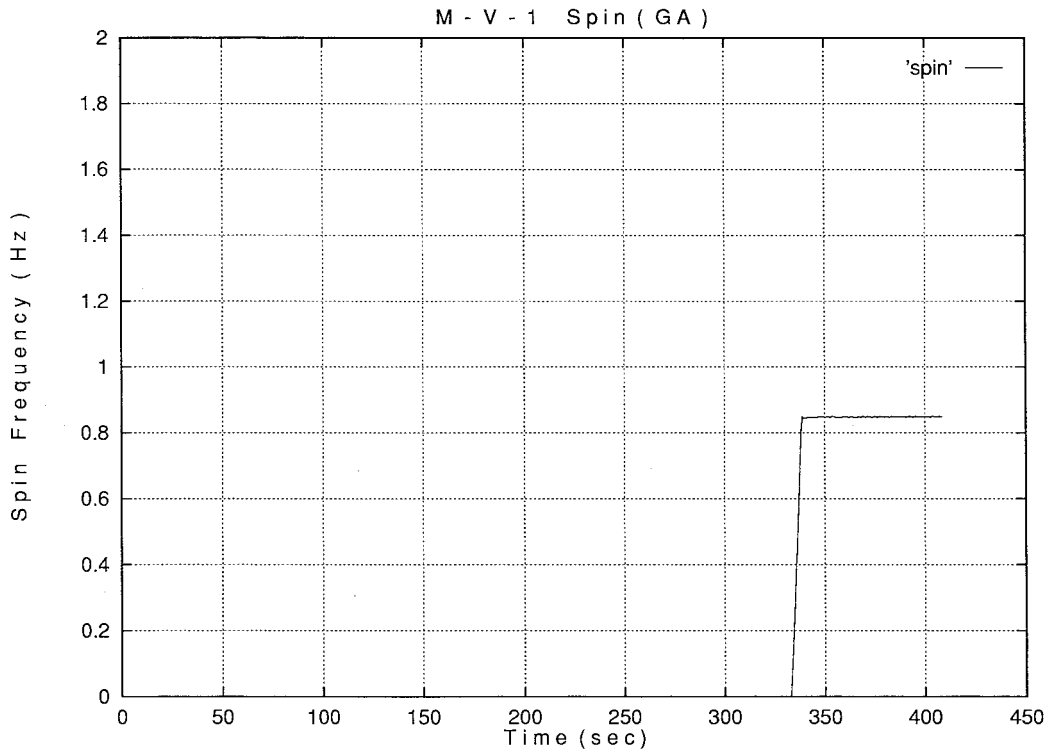


図 6-1 スピン特性

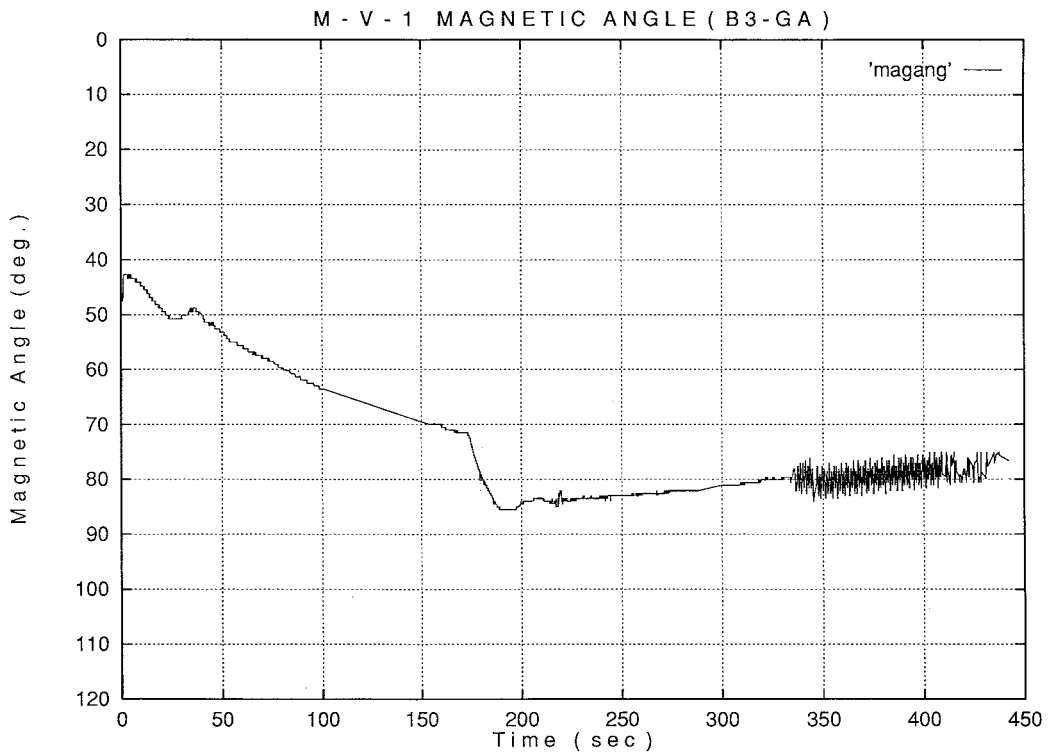


図 6-2 地磁気姿勢角

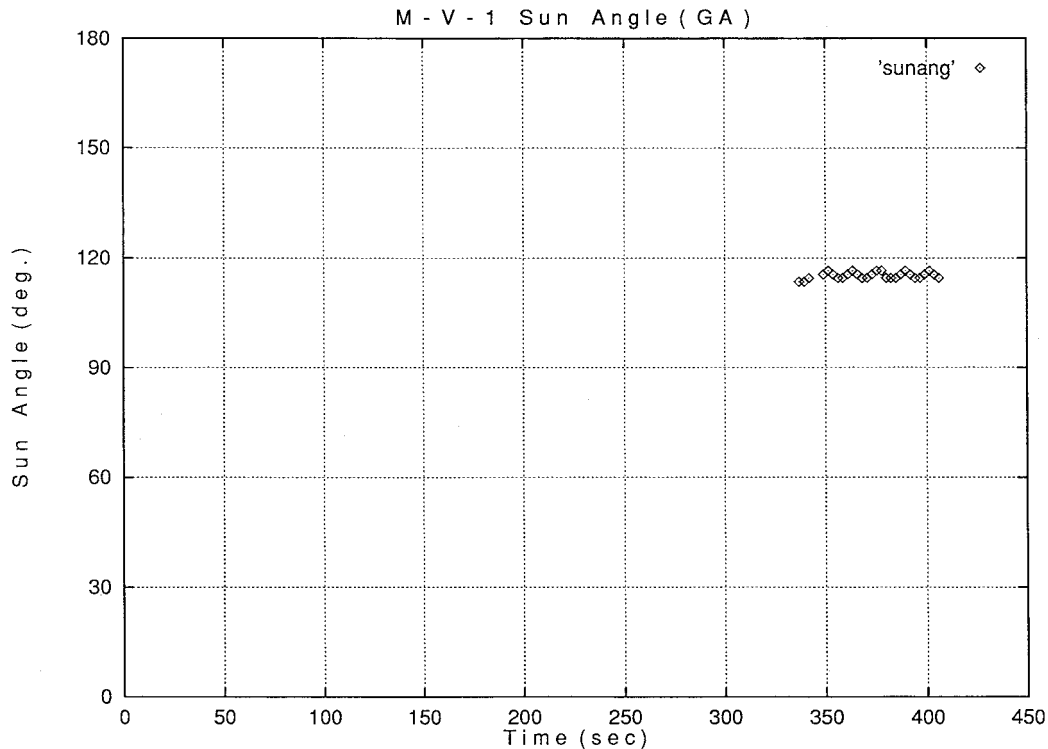


図6-3 太陽角

なうものである。X+333秒にはスピン・モータ点火によるスピンの影響が現れ、X+344秒には球形モータ点火による第3段ロケット部の姿勢変化が示されている。

・太陽角

図6-3に太陽角を示す。X+333秒のスピン開始から太陽センサはロケット・スピン軸と太陽方向とのなす角度（太陽角）を検出し始め、約 115.5 ± 1 度で一定であった。これは、スピン開始後、 ± 1 度以内でロケットがスピン安定にある事を示している。

(2) M-V-3号機

・スピン特性

内之浦からの視野範囲では、発射からX+460秒までの間、ロールは3軸姿勢制御によりゼロであった。

図7-1にクリスマス島で受信された第3段ロケット部のスピン特性を示す。クリスマス島のデータではX+1460秒からX+1660秒までの間、スピンは約0.87rpsで一定であることが示されている。

このデータから、スピン制御が予定通り行われ、第3段ロケット部と第4段ロケット部との分離も予定どおり行われた事が推測できる。

尚、図の中でX+1440秒からX+1460秒までのスピン変化は、入感直後で受信状況が悪く、頻繁にロックオフが生じたため正しいスピン特性ではない。

・地磁気姿勢角

第2, 3段ロケット部に搭載された地磁気姿勢計 (GA) による地磁気に対するロケットの姿勢変化を図7-2-1及び図7-2-2に示す。

また、図7-2-3にクリスマス島で受信された第3段と第4段ロケット部の分離以降の第3段ロケット部の姿勢変化を示す。

第2, 3段ロケット部に搭載された地磁気姿勢計の測定結果によって、発射からX+460秒までの間、姿勢

制御プログラムによる姿勢制御が予定通り行われた事が同図に示されている。

図7-2-1には、第2段ロケット部が発射からX+213秒の間、第2段と第3段ロケット部の分離まで第3段ロケット部と同様な姿勢制御による姿勢変化が示されている。しかし、X+213秒の分離以降は姿勢制御が行われず、大気突入して行く中で第2段ロケット部がタンブリングしながら落下して行く様子が示されている。

図7-2-3には、第3段と第4段ロケット部分離以降の第3段ロケット部の姿勢変化が示されている。この図は、第3段ロケット部が図のように姿勢安定しており、第4段ロケット部との分離後も大きな姿勢変化を生じていなかった事から予定通りに正常な分離が行われた事が示されている。

・太陽角

第3段ロケット部に搭載された太陽センサ (DSS) の出力結果を図7-3に示す。太陽センサはクリスマス島で受信されたX+1440秒からX+1660秒の間、正常に太陽角を検出した。

この受信期間中の太陽角は約 47 ± 2 度で、第4段ロケット部の分離後も第3段ロケット部がスピン安定している事を示している。

(3) M-V-4号機

・スピン特性

発射からX+405秒までの間ロケットのスピンは3軸姿勢制御によりゼロであった。X+250秒からX+300秒まではテレメータの受信状況を良好に保つために90度回転するロール制御が行われた。その様子が図8-2に示されている。

・地磁気姿勢角

第2, 3段ロケット部に搭載された地磁気姿勢計 (GA) による地磁気に対するロケットの姿勢変化を図8-1及び図8-2に示す。

第2, 3段ロケット部に搭載された地磁気姿勢計の測定結果によって、発射からX+405秒までの間、姿勢制御プログラムによる姿勢制御が予定通りに行われた事が同図に示されている。

図8-1には、発射からX+213秒の第2段と第3段ロケット部の分離までの姿勢変化が示されている。しかし、X+213秒の分離以降はテレメータ出力がオフ状態となった為データは取得されていない。

図8-2には、発射からX+405秒のテレメータがオフになるまでの第3段ロケット部の姿勢変化が示されている。この図では、第2段ロケット部と同様な姿勢制御が行われていた事が示されている。

発射からX+55秒までは予定通りの姿勢制御に伴う地磁気姿勢角の変化が示されているが、X+55秒からX+75秒の1段目と2段目分離と第2段モータ点火までに周期が約10秒程度で、振幅が約20度の大きな姿勢変化が2度示されている。これらの地磁気姿勢角変化をピッチ角の変化に換算すると水平面から約50度の位置から約110~120度になるような大きなピッチングを行っている事が示されている。

X+75秒の第2段モータ点火以降は、ほぼ予定通りの姿勢制御が行われていた事が示されている。図の中ではX+213秒の2段目と3段目分離、X+215秒のB3ノズル伸展、X+217秒のB3ノズル伸展機構投棄、X+218秒の第3段モータ点火などによる大きな姿勢変化は検出されていない。X+250秒からX+300秒までに示されている大きな姿勢変化はテレメータの受信状況を良好に維持するためにロケットを90度回転させた姿勢制御に対応するものであり、予定通りのロール制御が実施された事を示している。また、X+360秒からの地磁気姿勢角の変化は、人工衛星を分離するために姿勢を180度反転させる反転制御に対応するものであり、機軸方向の磁力計 (GAZ) 出力の極性が負から正に反転している事から180度の反転制御も順調に行われた事が示されている。

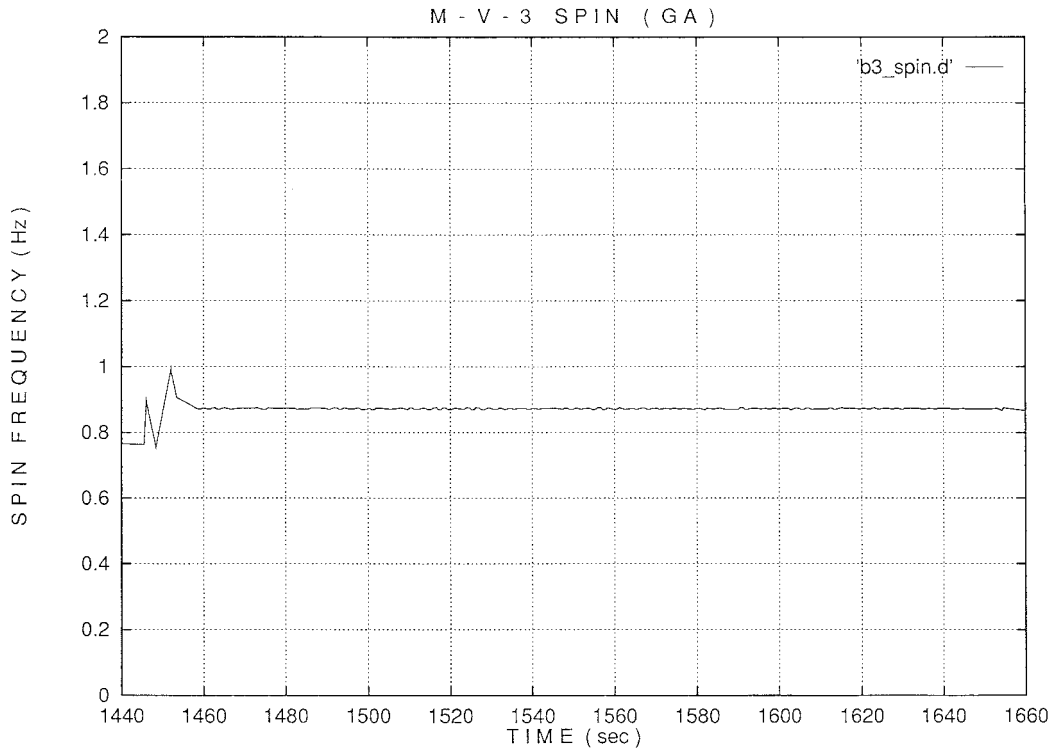


図7-1 スピン特性

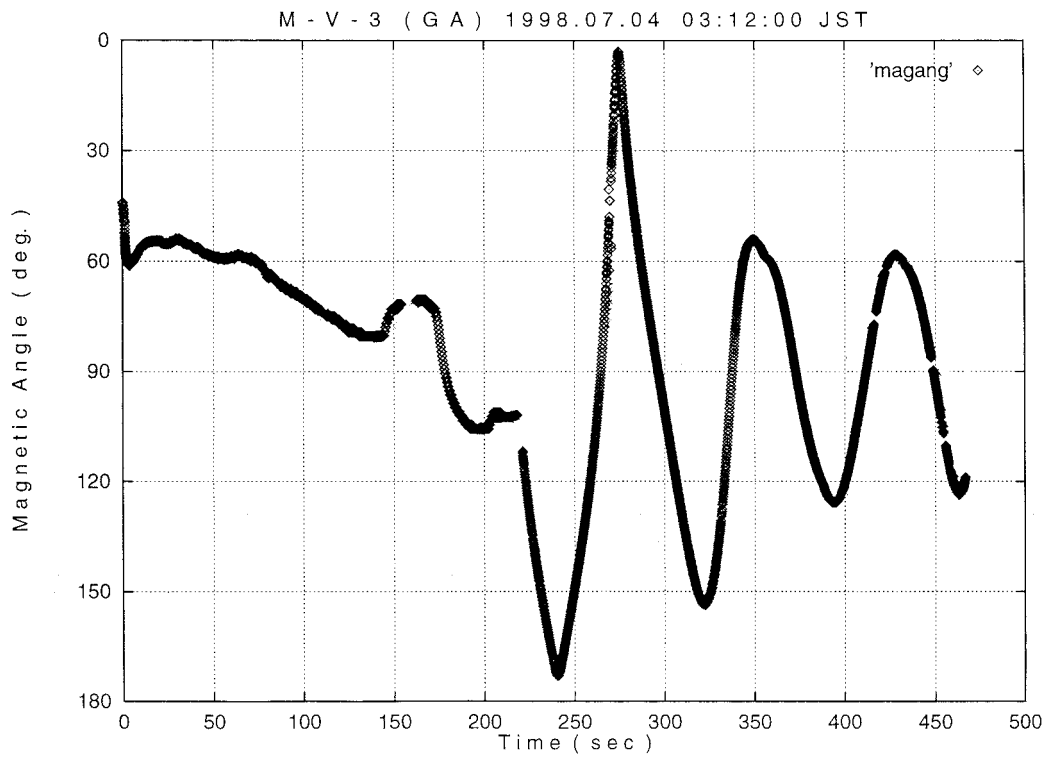


図7-2-1 地磁気姿勢角 (B 2 PL 部)

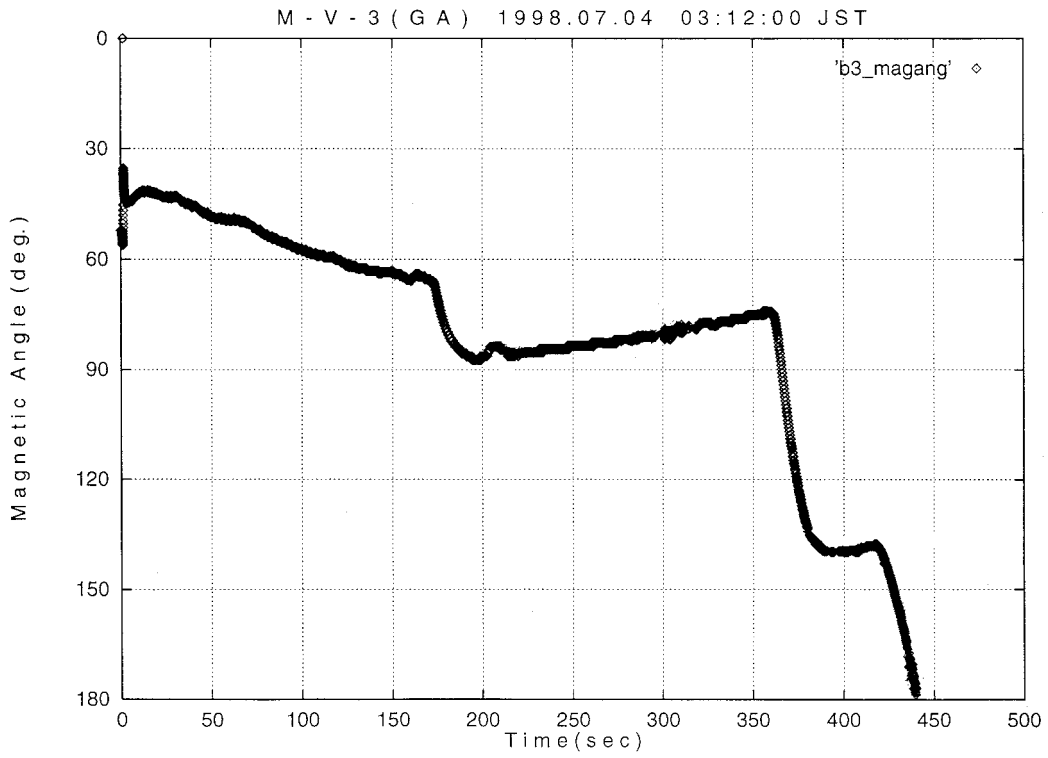


図7-2-2 地磁気姿勢角 (B3 PL 部)

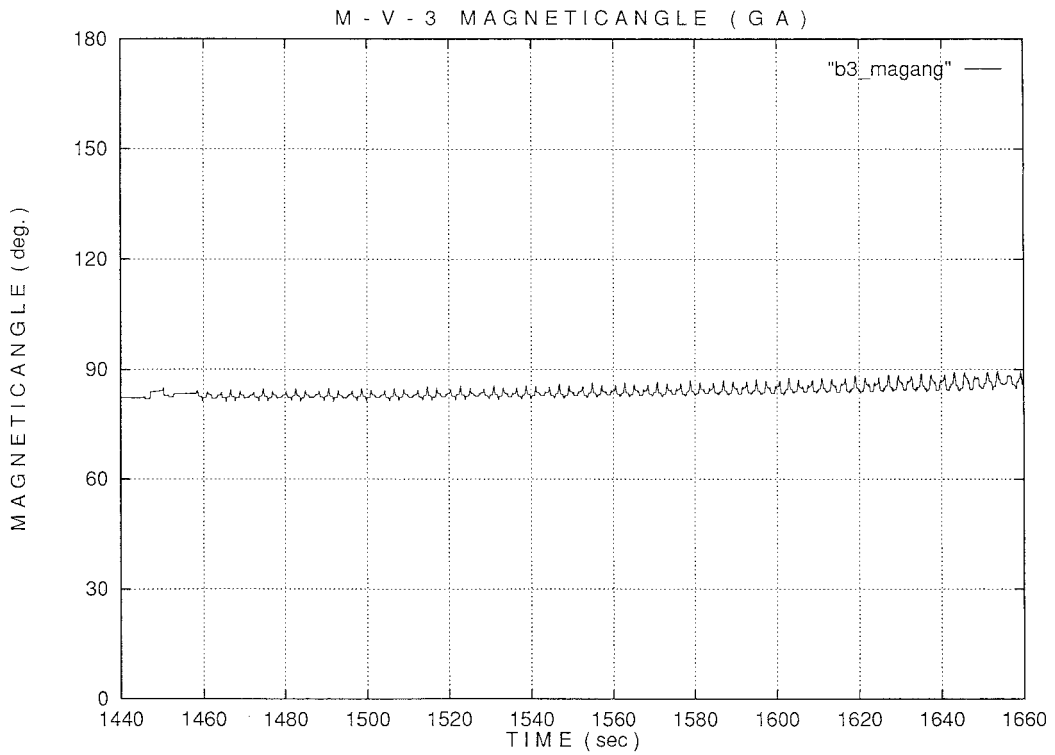


図7-2-3 地磁気姿勢角 (クリスマス島)

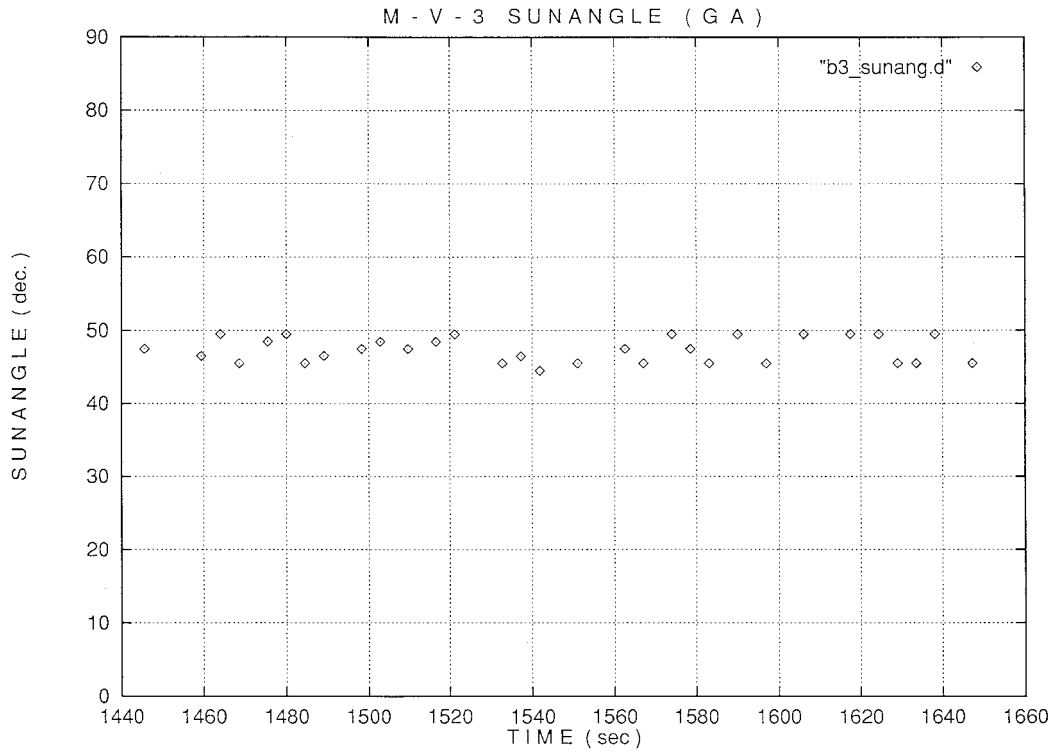


図7-3 太陽角 (クリスマス島)

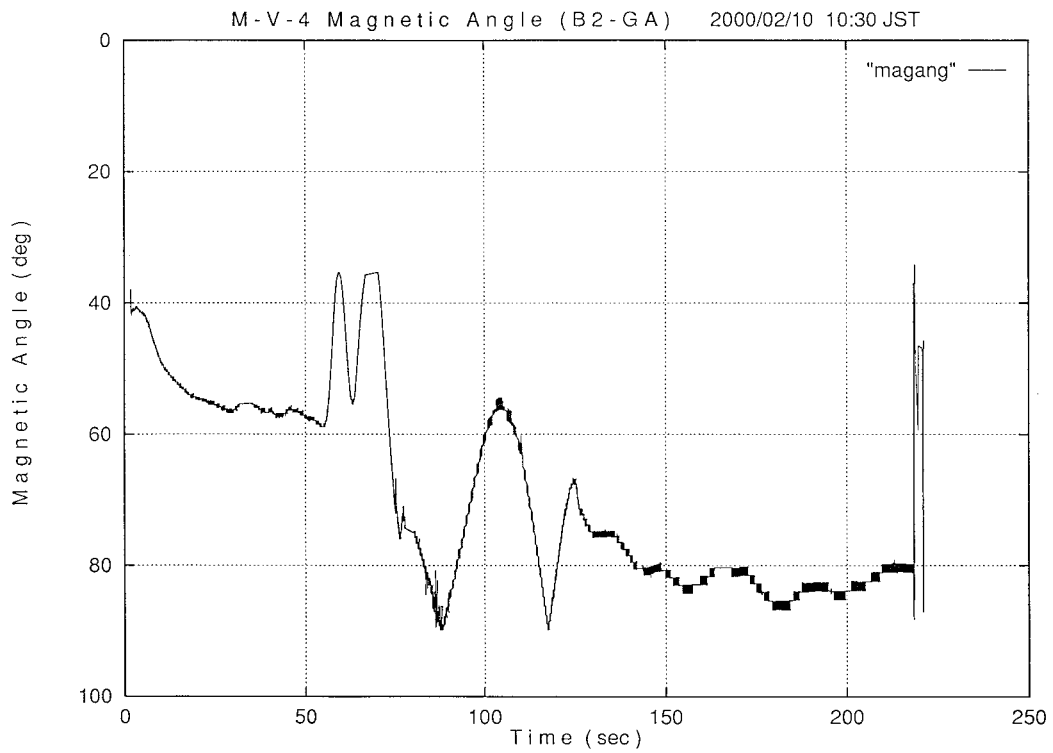


図8-1 地磁気姿勢角 (B2 PL部)

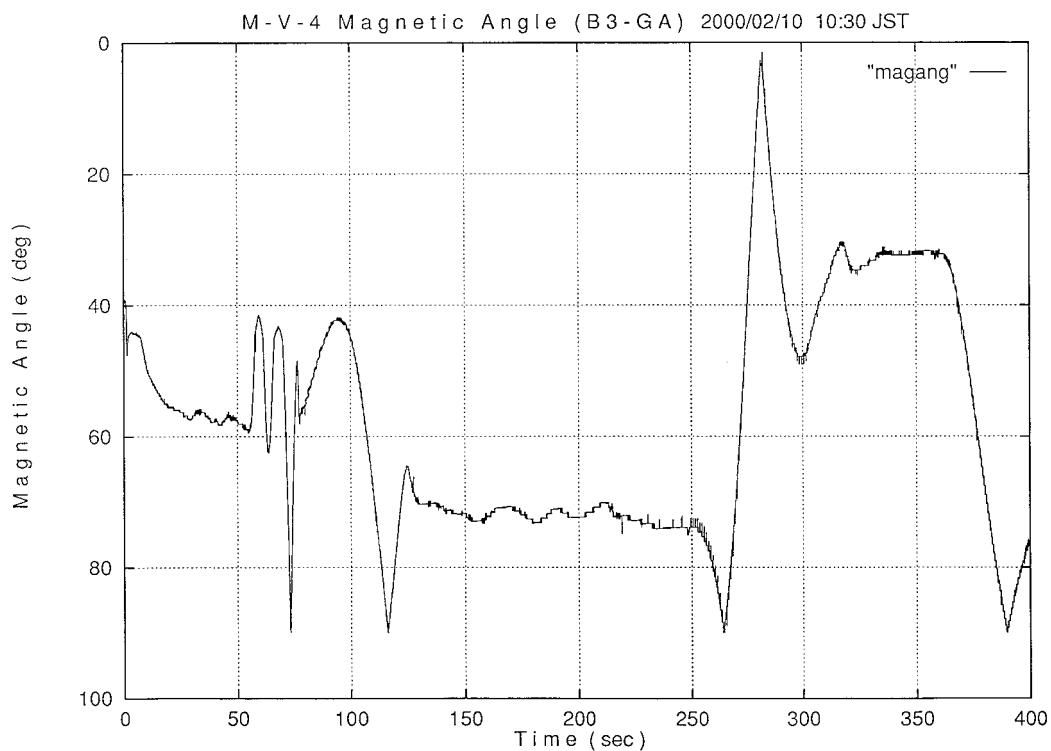


図 8-2 地磁気姿勢角 (B3 PL 部)