

M-V型ロケットの姿勢制御 (CNE)

久保田孝, 斉藤 宏, 佐藤忠直, 川口淳一郎, 中谷一郎,
江西達也*, 後藤晋一*, 斉藤一品*, 浅野秀夫*, 秋岡大作*, 那須譲次*, 林 房男*

1. 姿勢制御装置

1.1. 概要

M-V型ロケットには, 慣性航法誘導装置 (ING: Inertial Navigation Guidance) を第3段計器部に搭載し, 第1段から第3段までの3軸姿勢制御を行う. M-3SII型ロケットまでの姿勢基準装置は, レートジャイロ (FRIG: Floated Rate Integration Gyro) という機械式ジャイロを1軸のスピンフリーテーブル (SFAP) 上に配置していたが, M-V型ロケットにおいては, ファイバオプティックジャイロ (FOG: Fiber Optic Gyro) を機軸に固定するストラップダウン方式を用いて, 計算機 (CPU) 内部で座標変換を行う方式へと大幅に変更をしている. この新しい姿勢基準装置 (IMU: Inertial Measurement Unit) は, 搭載加速度を用いて, 機上で航法誘導演算を行う慣性航法誘導装置 ING を構成しているのも, M-V型機の特徴である.

FOGは, 機械的な可動部分を全くもたないため, 信頼性が高く, 次世代のジャイロとして諸外国が開発にしのぎを削っているものである. しかしながらその反面, その実用化, 特に慣性航法誘導装置に採用されるレベルのドリフト変動を実現するのは非常に困難である. M-V型ロケットで採用している FOG は, さまざまな課題を克服して完成したものであり, 画期的な装置となっている.

IMU 及び CPU は, 第3段の計器部に配置され, この部位での角速度情報は, 姿勢変動分のインクリメントとして計測される. 一方, 第1段の姿勢制御においては, 第1段の可動ノズルの応答を加味すると, 第3段位置での角速度情報を用いるよりも, 第1段後部筒部位での角速度情報を用いた方が, 制御系の安定余裕を確保しやすい. そのため, 第1段後部筒部位には, レートジャイロが搭載されている. 第2段ノズル部には, 第1段飛翔中の横加速度を測定し, 荷重を軽減する論理を可能とすべく, 計測用として加速度計が搭載されている. また, 各段には通信制御部 (I/O) が搭載され, 各段間のデータのやりとりを行う.

1.2. 機能

M-V ロケットの ING が持つ機能を以下に示す.

1.2.1. 初期アライメント

ランチャ上で, IMU 出力から初期姿勢を推定する.

- (1) 外部から方位角を設定する。(プリセット方式)
- (2) IMU 出力により仰角, ロール角を ING 自身が推定する。(セルフアライメント方式)

1.2.2. 航法機能

飛行中, 航法座標系(地球中心直交座標系(慣性系))から見た姿勢, 速度, 位置を出力する。また, 姿勢制御, 誘導に必要な姿勢角, 位置, 速度を航法座標系から見た姿勢, 速度, 位置から計算する。

1.2.3. 計測機能

姿勢制御, 及び航法計算のために次の計測機能を持つ。

- (1) 1 段ノズル部角速度計測 (ロール, ピッチ, ヨー軸)
- (2) 2 段横加速度計測 (ピッチ, ヨー軸)
- (3) 3 段 IMU 部角速度計測 (ロール, ピッチ, ヨー軸)
- (4) 3 段 IMU 部加速度計測 (ロール, ピッチ, ヨー軸)

1.2.4. 誘導機能

(1) 電波誘導

誘導座標系(地球中心直交座標系(慣性系))から見た姿勢制御の目標を, 地上支援系からの RG コマンドに従って修正する。

(2) 誘導コマンド計算機能

ING の速度, 位置計測から誘導コマンドを計算し, テレメータに出力する。

1.2.5. 姿勢制御機能

飛行時のタイムシーケンスに従った姿勢制御の機能を持つ。ING は, 表1.1に示す姿勢制御アクチュエータに駆動信号を出力する。

表1.1 姿勢制御アクチュエータ

ステージ	名 称	駆動方式	駆動回路数	制御軸
1 段	MNTVC	リニア	2	ピッチ・ヨー
	SMRC	ON/OFF	32	ロール
2 段	LITVC	リニア	4	ピッチ・ヨー
	SMRC	ON/OFF	4	ロール
	SMSJ	ON/OFF	8	ピッチ・ヨー・ロール
3 段	MNTVC	リニア	2	ピッチ・ヨー
	SJ	ON/OFF	16	ピッチ・ヨー・ロール

1.2.6. テレメトリ機能

ING の持つデータを, 3段テレメータに対し所定のデータ形式で出力する。

1.2.7. タイマインタフェース機能

搭載タイマから次の4項目の信号を受けて対応した動作を行う。

(1) NAV START

(2) B 2 CONT START

(3) B 3 CONT START

(4) B 4 CONT START

1.2.8. RG コマンドインタフェース機能

次の RG コマンド信号を所定の秒時に受けて、姿勢目標値の変更を行う。

(1) P+, P-, Pact

(2) Y+, Y-, Yact

1.2.9. RS コマンドインタフェース機能

次の RS コマンド信号を所定の秒時に受けて、対応する姿勢制御アクチュエータの停止を行う。

(1) CMD A 3

(2) CMD A 4

1.2.10. その他の機能

そのほかに以下の機能を備えている。

(1) B 3 MNTVC ロック解除コマンド及び再ロックコマンド

(2) 各段のサーボアンプ電源 ON/OFF 機能

(3) 各段の I/O PKG ON/OFF 機能

1.3. 性能

ING の主要な性能を表1.2, 表1.3, 表1.4にそれぞれ示す。

表1.2 初期アライメント性能

項目	目標精度	備考
上下角	0.02 [deg] (1 σ)	アライメント時間30分以内
ロール角	0.03 [deg] (1 σ)	
方位角*	0.30 [deg] (1 σ)	

*方位角はセルフアライメント方式での性能である。

表1.3 航法性能 (目標値)

項目	目標精度	出力周期	備考
姿勢角出力 (3軸) **	0.10 [deg] (1 σ) 0.20 [deg] (1 σ)	10 [ms]	700秒経過時 3000秒経過時
速度出力 (3軸)	10 [m/s] (1 σ)	10 [ms]	700秒経過時
位置出力 高度誤差 レンジ誤差 ラテラル誤差	3,000 [m] (1 σ) 3,000 [m] (1 σ) 10,000 [m] (1 σ)	10 [ms]	700秒経過時

**方位角推定誤差は含まない。

表1.4 計測性能

項目	目標精度	計測周期	備考
B1角速度(3軸)	-20～+20[deg/s]	10[ms]	
B2横加速度(P,Y)	-1.1～+1.1[G]	10[ms]	
B3IMU 角速度(P,Y)	-200～+200[deg/s]	10[ms]	
B3IMU 角速度(R)	-540～+540[deg/s]	10[ms]	
B3IMU 加速度(3軸)	-25～+25[G]	10[ms]	

1.4. システム構成

ING は、ハードウェア（図1.1参照）とこれを機能させるためソフトウェア（図1.2参照）から構成される。また、図1.3に ING と関連搭載機器のインタフェースを示す。

ハードウェアを構成するパッケージは次のとおりである。

- (1) IMU PKG (慣性計測装置)
- (2) CPU PKG (計算機)
- (3) B1 I/O PKG (1 段入出力装置)
- (4) B2 I/O PKG (2 段入出力装置)
- (5) B3 I/O PKG (3 段入出力装置)
- (6) B1 R/G PKG (1 段角速度計測装置)
- (7) B2 ACC PKG (2 段横加速度計測装置)

搭載ソフトウェアは、システム管理ソフトウェアと、ING の機能に対応したソフトウェアに区別される。更に各々は、号機によらず機能が固定されている部分（既定機能ソフトウェア）と号機により機能が変わる部分（可変機能ソフトウェア）とに区別される。

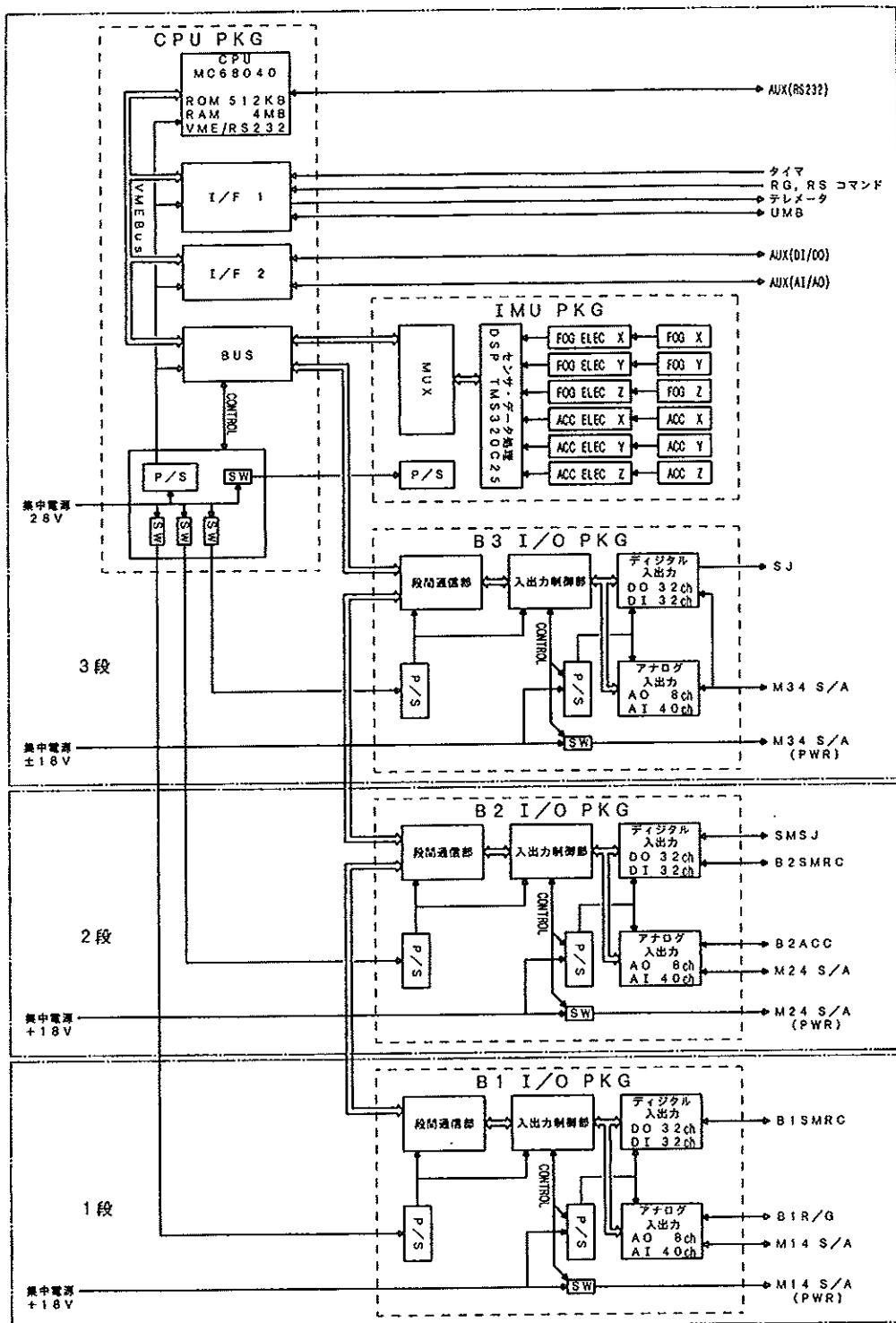


図1.1 ING ハードウェア機能ブロック図

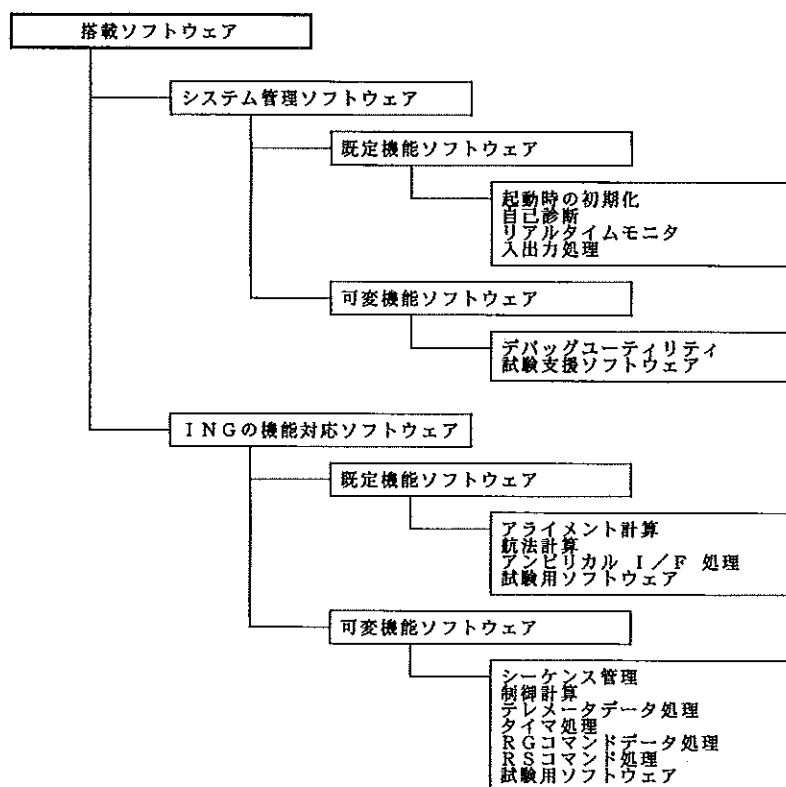


図1.2 ING ソフトウェアブロック図

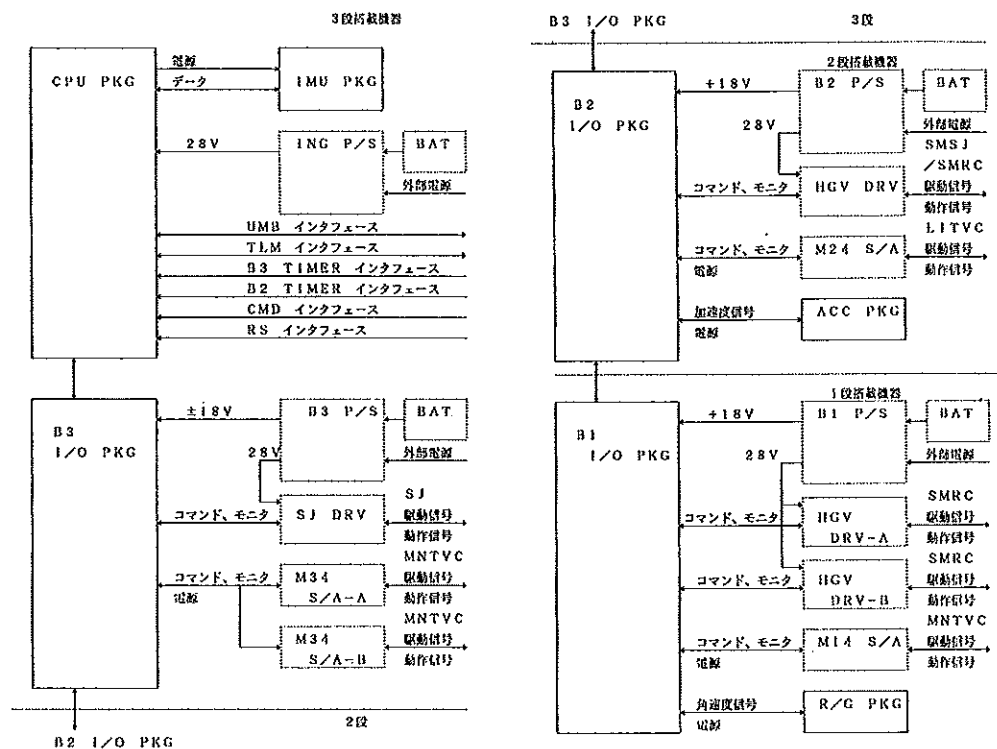


図1.3 インタフェースブロック図

1.5. 構成 PKG の緒元

1.5.1. IMU PKG

IMU PKG の諸元を表1.5に、外観を図1.4に示す。IMU PKG の役割は以下のとおりである。

- (1) FOG により角速度 (3 軸) を計測する。
- (2) 加速度計により加速度 (3 軸) を計測する。
- (3) 計測した角速度, 加速度にバイアス, スケールファクタ, ミスアライメント等の補正を行い, 角速度, 速度増分データとする。
- (4) CPU PKG に, ING の時間基準のためのタイムベース信号, 角速度データ, 速度増分データ, ハウスキーピングデータを出力する。

表1.5 IMU PKG 緒元

角速度計測	(補正後の値)
角速度入力範囲 (P,Y)	± 200 [deg/s]
角速度入力範囲 (R)	± 540 [deg/s]
分解能 (量子化単位)	7.8×10^{-6} [arcsec/pulse]
データ出力周期	10 [ms]
周波数特性 (位相90deg)	30 [Hz] 以上
速度計測	(補正後の値)
加速度入力範囲	± 25 [G]
分解能 (量子化単位)	1.6×10^{-8} [m/s/pulse]
データ出力周期	10 [ms]
周波数特性 (位相90deg)	10 [Hz] 以上
消費電力	84 [W]
ING 電源 28V	3.0 [A]
外形寸法 (W×D×H)	296×250×205 [mm]
質量	17.8 [kg]

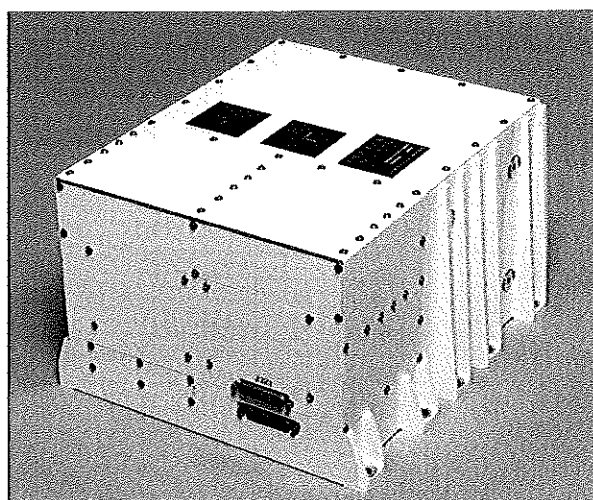


図1.4 IMU PKG

1.5.2. CPU PKG

IMU PKG の諸元を表1.6に、外観を図1.5に示す。CPU PKG の役割は以下のとおりである。

(1) 搭載計算機により、ING 機能を構成するデータ処理計算、シーケンス処理等を行う。

(2) ING の入出力処理を行う。

(a) I/O PKG 経由の入出力処理

- ・各段のアクチュエータに対する駆動信号出力，動作信号入力
- ・2段横加速度計測，1段角速度計測データ入力
- ・各段搭載パッケージのハウスキーピングデータ入力

(b) CPU PKG が直接行う入出力処理

- ・IMU データ入力，IMU 操作データ出力
- ・アンピリカル入出力
- ・テレメータデータ出力
- ・タイマコマンド入力，RS コマンド入力
- ・RG コマンド入力

表1.6 CPU PKG 緒元

マイクロプロセッサ (MC68040) データ処理性能	4.8 [MFLOPS] (33MHz) 17.8 [MIPS] (33MHz)
メモリ構成 ROM RAM	512K [Byte] 4 M [Byte]
バス構成入出力 (CPU-IMU, I/O PKG 間) バス構成入出力数 データ転送レート データバス幅 バス制御信号 割り込み信号	2 [port] 250K [Byte/s/port] 8 [bit/port] 3 [bit/port] 1 [bit/port]
アンピリカル入出力 (シリアル入出力) 入出力数 データ出力レート	1 [port] 100K [bit/s]
テレメータ出力 (シリアル出力) 出力数 データ出力レート	1 [port] 192 [Byte/20ms]
タイマ入力 (ディスクリート入力)	8 [ch]
コマンド入力 (ディスクリート入力)	8 [ch]
消費電力 ING 電源 28V	60 [W] 2.1 [A]
外形寸法 (W×D×H)	255×300×134 [mm]
質量 (ショックマウントを含む)	13.5 [kg]

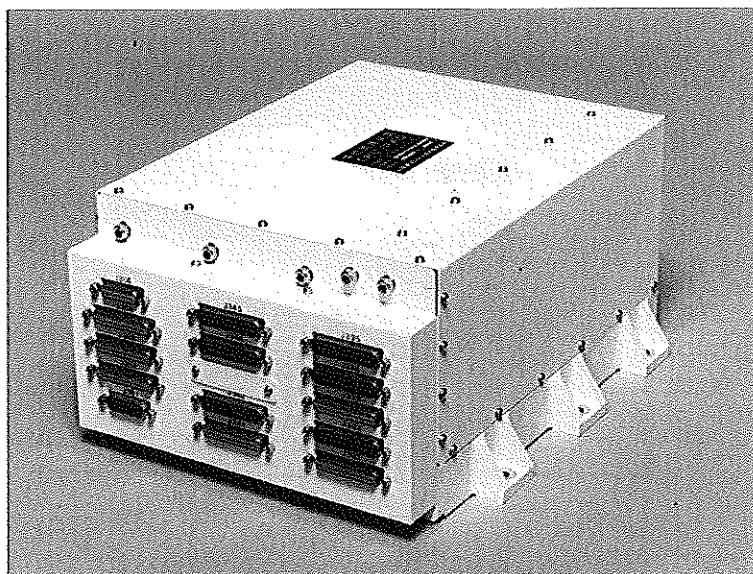


図1.5 CPU PKG

1.5.3. I/O PKG

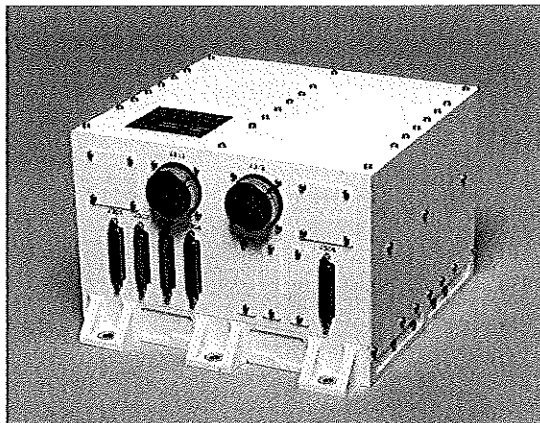
1 段, 2 段, 3 段に搭載される I/O PKG は同一の構成である。I/O PKG の諸元を表1.7に、外観を図1.6に示す。I/O PKG の役割は以下のとおりである。

- (1) 各段搭載の I/O PKG は, CPU PKG と段間のデータ通信を行いデータの授受を行う。
- (2) CPU PKG から受信したデータに従って, I/O PKG に接続された各パッケージの入出力処理を行う。

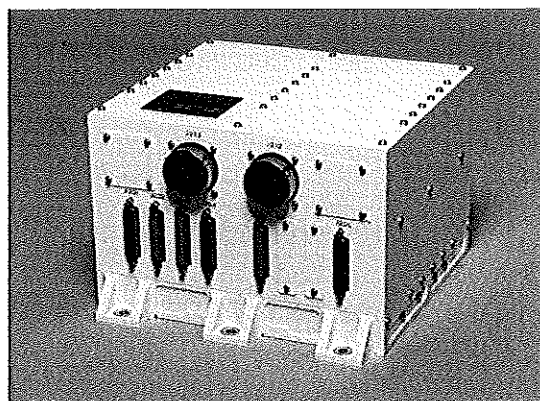
表1.7 I/O PKG 緒元

段間通信バス (I/O PKG-CPU PKG 間)	
バス構成入出力数	2 [port]
データ転送レート	250K [Byte/s/port]
データバス幅	8 [bit/port]
バス制御信号	3 [bit/port]
割り込み信号	1 [bit/port]
ディスクリート入力	32 [ch]
ディスクリート出力	32 [ch]
アナログ入力	40 [ch]
アナログ出力	8 [ch]
消費電力	27.6 [W]
ING 電源 28V	0.6 [A]
集中電源 +18V	0.6 [A]
外形寸法 (W×D×H)	222×240×150 [mm]
質量 (ショックマウントを含む)	8.0 [kg]

(a) B3 I/O



(b) B2 I/O



(c) B1 I/O

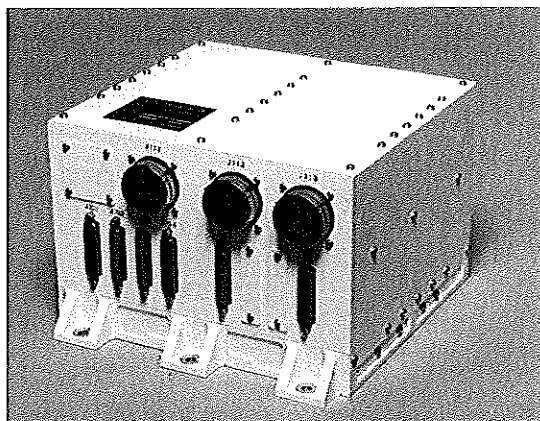


図1.6 I/O PKG

1.5.4. B1 R/G PKG

B1 R/G PKGの諸元を表1.8に、外観を図1.7に示す。B1 R/G PKGの役割は以下のとおりである。

- (1) レートジャイロにより、機体ロール、ピッチ、ヨーの角速度を計測する。
- (2) 計測した、角速度信号、及びハウスキーピングデータをI/O PKGにアナログ信号として出力する。

表1.8 B 1 R/G PKG 緒元

角速度計測範囲	± 20 [deg/s]
角速度信号出力	
出力信号範囲	± 10 [V]
ゼロ点安定度	0.3 [deg/s]
スケールファクタ	2 [deg/s/V]
スケールファクタ誤差	2 [%/FS]
周波数特性 (位相90deg)	10 [Hz]
消費電力	40 [W]
集中電源 +18V	2.2 [A]
外形寸法 (W×D×H)	150×150×80 [mm]
質量	2.2 [kg]

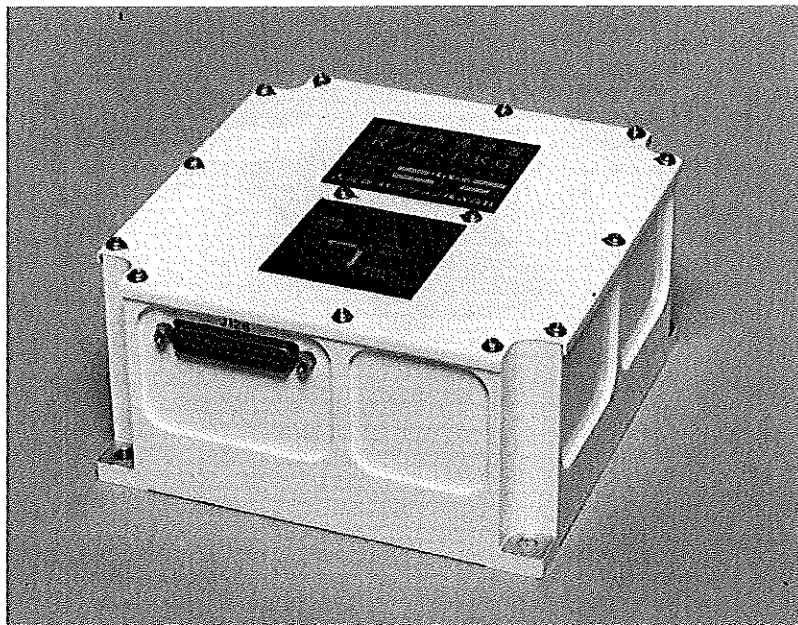


図1.7 B 1 R/G PKG

1.5.5. B 2 ACC PKG

B 2 ACC PKG の諸元を表1.9に、外観を図1.8に示す。B 2 ACC PKG の役割は以下のとおりである。

- (1) 加速度計により、機体ピッチ、ヨーの加速度を計測する。
- (2) 計測した、加速度信号、及びハウスキーピングデータを I/O PKG にアナログ信号として出力する。

表1.9 B2ACC PKG 緒元

加速度計測範囲	± 1.1 [G]
加速度信号出力	
出力信号範囲	± 10 [V]
ゼロ点安定度	10 [mG]
スケールファクタ	0.11 [G/V]
スケールファクタ誤差	1 [%/FS]
周波数特性 (位相90deg)	30 [Hz]
消費電力	7.2 [W]
集中電源 +18V	0.4 [A]
外形寸法 (W×D×H)	150×150×80 [mm]
質量 (ショックマウントを含む)	1.8 [kg]

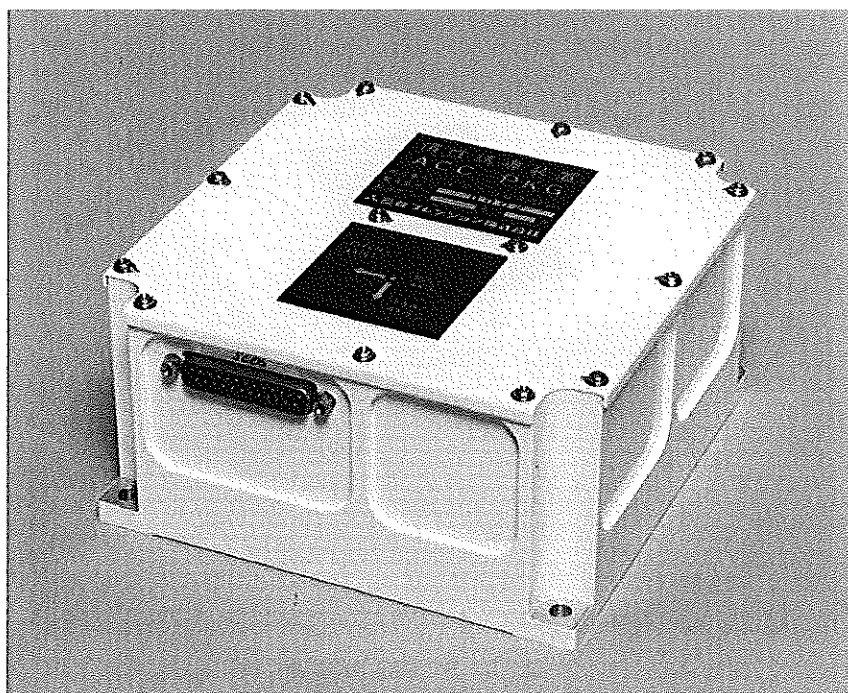


図1.8 B2ACC PKG

1.6. 電力供給

各パッケージへの電力供給は次のように行う。

- (1) I/O PKG を除くパッケージは、搭載ステージの集中電源から電力供給を受ける。集中電源には、3段 +28V 系 (ING BAT) と、各段の $\pm 18V$ 系がある。内部/外部の切り替えも、集中電源から行う。
- (2) I/O PKG は、搭載ステージの集中電源 ($\pm 18V$) と、3段集中電源 (+28V) から電力供給を受ける。

表1.10に各パッケージの電源供給を示す。

表1.10 各パッケージへの電源供給

搭載位置	パッケージ	供給電源		
		+28V 電源	+18V 電源	-18V 電源
3 段	IMU PKG	B 3 +28V	—	—
	CPU PKG	B 3 +28V	—	—
	B 3 I/O PKG	B 3 +28V	B 3 +18V	B 3 -18V
2 段	B 2 I/O PKG	B 3 +28V	B 2 +18V	—
	B 2 ACC PKG	—	B 2 +18V	—
1 段	B 1 I/O PKG	B 3 +28V	B 1 +18V	—
	B 1 R/G PKG	—	B 1 +18V	—

注) IMU PKG は CPU PKG を経由して電源を供給。
 I/O PKG の +28V は CPU PKG を経由して供給。
 B 2 ACC PKG 及び B 1 R/G PKG は I/O PKG 経由して電源を供給。
 B 3 -18V は B 3 S/A に供給。

1.7. 搭載ソフトウェア

搭載ソフトウェアの区分と機能を次に示す。

1.7.1. リアルタイムモニタ (O/S)

システム起動後は、すべてのプログラムは、リアルタイムモニタ管理下で動作する。リアルタイムモニタは、次に示す操作を行う。

- (1) 割込みに対する応答と、これに伴う入出力
- (2) 割込みに対する応答と、これに伴うタスク起動・停止
- (3) プログラム要求による入出力操作
- (4) プログラム要求によるタスク起動・停止

1.7.2. システム管理ソフトウェア (既定機能部)

電源投入後に、次に示す操作を行う。

- (1) インタフェースハードウェアの初期化
- (2) メモリ (RAM) 領域の初期化
- (3) 経過時間計測機能の初期化
- (4) リアルタイムモニタの起動
- (5) 自己診断ソフトウェアの起動

1.7.3. システム管理ソフトウェア (可変機能部)

次に示す機能のソフトウェアを組み込む。

- (1) 搭載各プログラムのためのデータ領域の初期化 (電源投入時)

- (2) プログラムデバッグのための疑似割り込みの発生
- (3) 試験, プログラムデバッグのためのデータ生成

1.7.4. ING 機能対応ソフトウェア (既定機能部)

ING の基本的な機能のソフトウェアから構成される。次に示す機能を持つソフトウェアが含まれる。

- (1) 初期アライメント計算機能
- (2) 航法計算機能
- (3) 座標変換 (航法座標誘導座標)
- (4) 試験用ダミーアクチュエータコマンド出力
- (5) 試験用計測データ出力
- (6) アンビリアルデータ処理

1.7.5. ING 機能対応ソフトウェア (可変機能部)

ミッションにより変更の可能性のあるソフトウェアから構成される。次に示す機能を持つソフトウェアが含まれる。

- (1) ミッションシーケンス管理
- (2) 制御計算
- (3) テレメータデータ処理
- (4) タイマー処理
- (5) RG コマンドデータ処理
- (6) RS コマンド処理
- (7) 誘導コマンド計算機能
- (8) 可変機能ソフトウェア試験用データ生成, 処理

1.8. 座標系

ING が使用する座標系の定義を次に示す。

(1) 航法座標系 (N-系)

- 原点 : 地球中心
- 形式 : 慣性系 (直交座標系)
 - X 軸: 発射時のグリニッジ子午線と赤道面の交点方向
 - Y 軸: 航法座標系が右手系になるようにとる
 - Z 軸: 地球自転軸 (北極方向を正とする)

(2) 誘導座標系 (G-系)

- 原点 : 地球中心
- 形式 : 慣性系 (直交座標系)
 - X 軸: 発射時の発射点での局所水平面内で発射方位方向
M-V-1 号機は東方向 (方位角90.0度) とする
 - Y 軸: 発射時の発射点での局所水平面内で X 軸と直交し, 誘導座標系が右手系になるようにとる

Z 軸：発射時の発射点での鉛直方向

(3) 発射点座標系 (K-系)

- 原点 : 発射点から地球基準楕円体におろした垂線と地球基準楕円体との交点
(地球自転とともに回転)
- 形式 : 非慣性系 (直交座標系)
- X 軸: 座標原点での局所水平面内での北方向
- Y 軸: 座標原点での局所水平面内での東方向
- Z 軸: 座標原点での鉛直方向

(4) 機体座標系 (B-系)

- 原点 : 機体の機軸と慣性計測装置から機体の機軸におろした垂線との交点
(機体とともに運動)
- 形式 : 非慣性系 (直交座標系)
- X 軸: 機軸方向
- Y 軸: 機軸と直交し, 通常ランチャ上では局所水平面内
- Z 軸: X 軸, Y 軸と直交し, 機体座標系が右手系になるようにとる

1.9. ミッションシーケンス

ING のミッション対応の設定を次に示す.

1.9.1. シーケンス

搭載タイマ, 及び ING 内部時計により実行するシーケンスを表1.11, 表1.12, 表1.13に示す.

表1.11. ING タイムシーケンス (M-V-1号機)

I-TIME	タイム項目	ING SEQ	ING内部時刻			INGイベント	1段目(1E)		2段目(2E)			3段目(3E)		保安10分		IS コマンド	目標角 修正	TIME 30分
			E-TIME	E-TIME	E-TIME		NTVC	SMC	NTVC	SMC	SSSJ	NTVC	SI	A3	A4			
-18	NAV START	0101	0.00	-18.00		航法計算開始 (N-TIME), (E-TIME) スタート	ゼロ	オフ	ゼロ	オフ	オフ	ゼロ状態	オフ	N	N	N	N	N
-30		0102		-30.60		ステージ1D 0→1 第1段プログラム開始 MINATVC, SMC制御計算開始	コマンド	コマンド	コマンド	コマンド	コマンド	ゼロ	コマンド	O	O	O	O	O
0	(第1段点火)													A	A	A	A	A
13				13.60		MINATVC 制御開始 DISMC 制御開始	制御	制御						S	S	S	S	S
15	(12-MF-START)	0103		15.00		A3, A4 受信モード-1-1												
153		0104		153.60		第1回IS受信開始												
174	IS-CONT START	0201			127 10.00	(12-TIME) スタート												
174.5		0202			127 10.50	MINATVC 制御終了 DISMC 制御終了	コマンド	オフ										
174.6		0203-0204			127 10.60	1-2段分離処理												
174.9	(1-2段分離)	0205			127 10.90	ステージ1D 1→2												
175	(第2段点火)	0206			127 11.00	A3, A4 受信モード-2-1												
175.6		0207			127 11.60	MINATVC 制御計算・制御開始 DISMC 制御計算・制御開始			制御 (5.7)	制御								
185					127 11.60	MINATVC ON/OFF制御移行			制御 (0.7/0.7)									
1105		0208			127 131.00	第1回IS目標角修正開始												
1140		0209			127 165.00	第1回IS受信終了												
1150	(DISMC)点火	020A			127 175.00	A3, A4 受信モード-2-2												
1150.5		020B			127 175.50	DISMC 制御終了 SSSJS 制御計算・制御開始			オフ コマンド	制御								
1157		020C			127 183.60	MINATVC 制御終了 SSSJS 開始 A3, A4 受信モード-2-3			ゼロ コマンド	制御 (再起動)								
1172		020D			127 193.00	第1回IS目標角修正終了 第2回IS受信開始 第2回IS目標角修正開始												
1205		020E			127 1131.00	第2回IS受信終了												
1209	IS-CONT START	0301			137 10.00	(13-TIME) スタート												
1212.5		0302			137 11.50	SSSJS 制御終了 A3, A4 受信終了					オフ コマンド							
1212.6		0303-0304			137 11.60	2-3段分離処理												
1213	(2-3段分離)	0305			137 11.60	ステージ1D 2→3												
1214		0306			137 11.60	SSSJS 制御計算・3軸制御開始												
1216		0307			137 11.80	MINATVC ロック解除												
1217.5					137 11.90	SSSJS 3軸→1-4-A/15A移行												
1218	(第3段点火)				137 11.90	MINATVC 制御計算開始												
1219					137 11.90	MINATVC 制御開始												
1258					137 155.00	SSSJS 1-4-A/15A移行												
1303		0309			137 195.00	第3回ISコマンド受信開始												
1318					137 110.00	SSSJS 3軸制御移行												
1328		030A			137 110.00	第2回IS目標角修正終了 第3回IS目標角修正開始												
1328		030B			137 120.00	第3回ISコマンド受信終了												
1330 41	IS-CONT START	0401			147 10.00	(14-TIME) スタート												
1332		0402			147 12.00	MINATVC 制御終了												
1333	(14-TIME)点火	0403			147 13.00	SSSJS 3軸制御終了												
1333.1		0404			147 13.10	ステージ1D 3→4 SSSJS-ABC BPF計算開始												
1337		0405			147 17.00	SSSJS-ABC制御開始(観測のみ)												
1339	(3-4段分離)																	

* I: TSL可変時刻項目 (以後の時刻は可変)

表1.12 ING タイムシーケンス (M-V-3号機)

X-tn	BnT+	SEQ1.2	ACT	EMV1	EMV2	Tgt	備考	RO受信	RO修正	A 3	A 4	M 1 4	BISMRG	M 2 4	BSSMRG	SMSJ	M 3 4	S J
-48.0		01 01	02	00	00	0	NAVスタート											
-30.0		01 02	11	11		1												
-15.1						2				NO	NO	mx=0	nf=0					
-15.0						3				ACT	ACT	-13						
-13.0			12-13			4						mx=1.4						
-10.0			14-16			5						mx=0						
-9.9						6	(第1段点火)											
0.0						7												
1.5						8												
3.0			16-17	12		7	M14 BISMRG 制御開始	NO	NO			mx=8V						
5.0		01 03				8		ACT	ACT									
7.0						9												
11.0			18-19			10												
17.0						11												
23.0						12												
25.0			29			13												
29.0						14												
35.0			39			15												
40.0			49			16												
41.0						17												
45.0			59			18												
50.0			69			19												
55.0			79			20												
60.0						21												
63.0		01 04	89			22												
74.0	B2T+0	02 01				23	B 2 CONT スタート											
74.5	0.5	02 02				24	M14 BISMRG 制御終了											
74.6	0.6	02 03				25	1-2 段分離処理 (STC=1)											
74.7	0.7	02 04				26	1-2 段分離処理 (COM=0)											
75.0	1.0	02 05	00	00		27	ステージ I D 1→2											
75.6	1.6	02 06	11	11		28	(第2段点火)											
80.0	0.0					29	M24 BISMRG 制御開始											
95.0	21.0		31			30												
100.0						31												
115.0	41.0		41			32												
125.0	51.0	03 07				33												
130.0						34												
135.0	61.0		51			35												
145.0	71.0	02 08				36												
150.0	76.0	02 09				37												
159.5	76.5	02 0A			11	38	SMRC 終了, SMSJ 開始											
160.0	85.0	02 0B			21	39	M24 終了, SMSJ 再稼働											
170.0	95.0				31	40												
172.0	98.0	02 0C				41												
172.1						42												
173.0	99.0	02 0D				43												
202.0	128.0	02 0E			41	44												
205.0	131.0	02 0F				45												
208.0	B2T+0	03 01				46	B 3 CONT スタート											
212.5	4.5	03 02				47	SMSJ 制御終了											
212.6	4.6	03 03				48	2-3 段分離処理 (STC=1)											
212.7	4.7	03 04				49	2-3 段分離処理 (COM=0)											
215.0	5.0	03 05	00	00	00	50	ステージ I D 2→3											
214.0	6.0	03 06			11	51	S13 制御開始											
216.0	8.0	03 07				52	ロック解除											
217.5	9.5	03 08	11	12		53	SJ 休止											
218.0	10.0					54	(3段点火)											
218.5	10.5	12-13	23			55	M24 SJ 制御開始											
238.0	30.0		23			56												
258.0	50.0	34-35				57												
268.0	60.0		34			58												
278.0	70.0		45			59												
298.0	80.0		55			60												
308.0	100.0				44	61												
318.0	110.0		55			62												
329.0	121.0	03 09			65	63	M24 制御終了											
330.0	122.0	03 0A				64	無ロック											
331.0	123.0	03 0B				65												
358.0	150.0				75	66												
360.0						67	リファレンスチェンジ											
360.1						68												
361.0	153.0	03 0C				69												
363.0	155.0	03 0D				70	M24 S/A 電源オフ											
380.0	172.0	03 0E			85	71												
400.0	192.0					72												
410.0	202.0				96	73	熱対策制御開始											
415.0						74	ロール 0 deg											
415.1						75	ロール 90 deg											
485.0						76	ロール 180 deg											
485.1						77	ロール 270 deg											
555.0						78	ロール 360 deg											
625.0						79	ロール 0 deg											
625.1						80	ロール 90 deg											
635.0						81	ロール 180 deg											
635.1						82	ロール 270 deg											
695.0						83	ロール 360 deg											
765.0						84	ロール 0 deg											
765.1						85	ロール 90 deg											
835.0						86	ロール 180 deg											
835.1						87	ロール 270 deg											
905.0						88	ロール 360 deg											
905.1						89	ロール 0 deg											
1055.0	817.0				A7	90	熱対策制御終了											
1170.0	B2T+0	04 01				91	RICONT 1-11 解除											
1175.0	5.0	04 02				92	S13 制御開始											
1180.0	10.0	04 03	00	00		93	ステージ I D 3→4											
1181.3	11.3	04 04				94	ANC 制御開始											
1185.0	25.0	04 05				95	ANC 制御終了											
1197.0	27.0	04 06				96	2nd 出力終了											
1210.0	40.0	04 07				97	B2T 電源オフ (IFP=0)											

1.9.2. プログラム

ING に設定する目標角, プログラムを表1.14, 表1.15, 表1.16に示す. 発射時の目標角, プログラムは, 風のデータにより変更される場合がある.

表1.14 プログラム (M-V-1号機)

時 刻	ピッチ (deg)	ヨー (deg)
X- 30.0	83.50	0.00
X+ 1.5	83.50	0.00
X+ 4.0	79.80	0.00
X+ 7.0	74.70	0.00
X+ 11.0	69.40	0.00
X+ 17.0	63.30	0.00
X+ 25.0	57.10	0.00
X+ 35.0	51.20	0.00
X+ 45.0	46.80	0.00
X+ 60.0	41.60	0.00
X+ 74.9	36.30	0.00
X+ 75.0	36.30	0.20
X+100.0	28.10	0.20
X+130.0	21.20	0.20
X+172.0	14.80	0.20
X+172.0	-7.40	2.50

表1.15 プログラム (M-V-3号機)

時 刻	ピッチ (deg)	ヨー (deg)	ロール (deg)
X- 30.0	83.53	0.00	0.00
X+ 3.0	83.53	0.00	0.00
X+ 5.0	76.98	0.00	0.00
X+ 7.0	73.53	0.00	0.00
X+ 11.0	67.87	0.01	0.00
X+ 17.0	61.31	0.02	0.00
X+ 23.0	56.21	0.02	0.00
X+ 29.0	52.04	0.04	0.00
X+ 35.0	48.57	0.05	0.00
X+ 41.0	45.63	0.06	0.00
X+ 50.0	42.02	0.08	0.00
X+ 60.0	38.50	0.10	0.00
X+ 75.0	32.99	0.13	0.00
X+100.0	24.65	0.19	0.00
X+130.0	17.58	0.27	0.00
X+172.0	11.08	0.37	0.00
X+172.1	-5.50	0.60	0.00
X+218.0	-5.50	0.60	0.00
X+323.0	-5.50	0.60	0.00
X+360.0	-5.50	0.60	0.00
X+360.1	-69.53	-6.53	0.00
X+415.0	-69.53	-6.53	0.00
X+415.1	-69.53	-6.53	90.00
X+485.0	-69.53	-6.53	90.00
X+485.1	-69.53	-6.53	180.00
X+555.0	-69.53	-6.53	180.00
X+555.1	-69.53	-6.53	270.00
X+625.0	-69.53	-6.53	270.00
X+625.1	-69.53	-6.53	360.00
X+695.0	-69.53	-6.53	360.00
X+695.1	-69.53	-6.53	270.00
X+765.0	-69.53	-6.53	270.00
X+765.1	-69.53	-6.53	180.00
X+835.0	-69.53	-6.53	180.00
X+835.1	-69.53	-6.53	90.00
X+905.0	-69.53	-6.53	90.00
X+905.1	-69.53	-6.53	0.00

表1.16 プログラム (M-V-4号機)

ノド	時刻(X±s)	ロール(deg)	ピッチ(deg)	ヨー(deg)
1	-30.000	0.00	79.908	0.001
2	-15.100	0.00	79.908	0.001
3	-15.000	0.00	74.908	-4.999
4	-10.000	0.00	74.908	-4.999
5	-9.900	0.00	79.9080	0.0010
6	3.000	0.00	79.9080	0.0010
7	5.000	0.00	75.8890	0.0020
8	7.000	0.00	72.7860	0.0040
9	11.000	0.00	68.0790	0.0100
10	17.000	0.00	63.2880	0.0200
11	23.000	0.00	60.2490	0.0340
12	29.000	0.00	58.1560	0.0510
13	35.000	0.00	57.3050	0.0720
14	41.000	0.00	55.2050	0.0890
15	50.000	0.00	49.7610	0.1000
16	60.000	0.00	45.9650	0.1180
17	75.000	0.00	41.0420	0.1530
18	100.000	0.00	33.411	0.215
19	130.000	0.00	26.816	0.289
20	172.000	0.00	20.701	0.391
21	172.100	0.00	-2.300	0.391
22	218.000	0.00	-2.300	0.391
23	250.000	0.00	-7.892233	0.1
24	250.100	90.00	-7.9097087	0.1
25	321.000	90.00	-20.30	0.1
26	360.000	90.00	-20.30	0.1
27	360.100	90.00	-124.0	-0.55
28	377.000	90.00	-183.1	-0.55
29	460.000	90.00	-183.1	-0.55
30	460.100	-1.00	-183.1	-0.55
31	548.000	-180.00	-183.1	-0.55
32	912.000	-180.00	-183.1	-0.55
33	912.100	-90.00	-183.1	-0.55
34	956.000	0.00	-183.1	-0.55
35	1386.500	0.00	-183.1	-0.55
36	1386.600	20.00	-183.1	-0.55
37	1388.500	20.00	-183.1	-0.55
38	1388.600	0.00	-183.1	-0.55
39	1410.500	0.00	-183.1	-0.55
40	1410.600	60.00	-183.1	-0.55
41	1418.500	225.00	-183.1	-0.55
42	1422.500	225.00	-183.1	-0.55
43	1422.600	225.00	-253.1	-0.55
44	1440.000	225.00	-253.1	-0.55
45	1440.100	180.00	-253.1	-0.55
46	1480.000	180.00	-253.1	-0.55
47	1480.100	250.00	-253.1	-0.55
48	1484.000	350.00	-253.1	-0.55

1.9.3. RG コマンドによる目標角修正

RG コマンドによる姿勢目標角の修正量は、以下のとおりである。

- (1) 第1回受付期間受信 (X+63s~X+145s) 0.1 [deg/pulse]
- (2) 第2回受付期間受信 (X+172s~X+205s) 0.1 [deg/pulse]
- (3) 第3回受付期間受信 (X+330s~X+380s) 0.5 [deg/pulse]

1.9.4. テレメータモニタ項目

ING は3段テレメータの16D00, 及び8D01を割り当てられている。テレメータによるモニタ周期は、レートは10 [ms], それ以外は20 [ms] (2サブフレーム間隔) である。

1.10. 各号機による変更点

1.10.1. 3号機

1号機からの主な変更点を以下に示す.

- (1) IMU 取付足を 6 本から10本に変更
- (2) ANC (Active Nutation Control) の実施 (1号機では演算のみ)
- (3) SMSJ 論理の冗長化 (論理テーブルの変更)
- (4) SJ 間引き制御の導入
- (5) 3 段コースティング中の BBQ スピンの実施
- (6) M34TVC 制御終了後のシーケンスに「M34MNTVC 再ロック」, 「M34MNTVC 電源オフ」, 「B 3 I/F PWR オフ」を追加

1.10.2. 4号機

3号機からの主な変更点を以下に示す.

- (1) DC/DC コンバータ効率化のため, 部品を交換 (全パッケージ)
- (2) CPU カードクロックアップ (25MHz から33MHz)
- (3) 4 段シーケンスなし (B 4 -CONT 非受信)
- (4) RG コマンド第 3 回修正期間の 1 パルスあたりの修正量を変更 (0.1から0.5[deg/pulse])
- (5) ロードリリーフ用 2 段横加速度計の搭載なし
- (6) 衛星分離前の SJ スピニアップ制御シーケンス追加
- (7) 衛星分離後のタンブル姿勢制御シーケンス追加
- (8) M-V-4 号機誘導アルゴリズムにより誘導コマンド計算機能の追加

2. M-V-1号機飛翔結果

慣性誘導装置（ING：Inertial Navigation Guidance）は、発射前および飛翔中を通し正常に動作し、ロケットを衛星打ち出し方向に姿勢制御することができた。ジャイロにより計測した機体の姿勢角及び角速度データについては、第3段ステージのヨー角に若干の振動がみられるものの、その他については機体の異常な振動はみられなかった。また、1号機では、航法機能及びANC（Active Nutation Control）の機能確認も併せて行ったが、両者とも所期の機能を有していることが確認できた。

2.1. 発射オペレーション

発射前のオペレーションは表2.1により実施した。実施結果はすべて正常であった。

表2.1 発射オペレーション

タイムスケジュール	操 作	X:1997.2.12 13:50:00	実施時刻
プログラマ書替え*1	設定ファイル変更	Y-1	1997.2.11
ING 起動	JOB00:CPU PKG PWR ON JOB01:IMU PKG PWR ON	X-2hr42min	11:07:15
IMU 起動	—	X-2hr35min	11:14:23
角度読合わせ	JOB50:M/T DATA SET	X-1hr45min	12:10:55
バイアス測定	JOB53:GYRO BIAS JOB54:GYRO BIAS SET JOB53:GYRO BIAS	X-35min	13:15:12
DC 内部動作確認	—	X-08min	13:42:23
NAV START*2	—	X-48sec	13:49:12
アンビリカル回線遮断 (ST/CT→RKT)	—	X-28sec	13:49:32
発射	—	X-00sec	13:50:00

*1 フライト当日の予測風に基づくプログラマへ書き替えた。

*2 タイマ項目

2.2. 初期設定

2.2.1. ランチャ設定角

ランチャ設定は次の通りであった。

AZM=92.91 [deg], ELV=82.60 [deg]

2.2.2. ING 初期姿勢角

誘導座標系における ING 初期姿勢角は、ピッチ及びロール角については加速度計出力より求めた値を使用した。また、ヨー角についてはランチャ設定方位角に補正値を加えた値（方位角補正値）を使用した。

2.2.3. 方位角補正

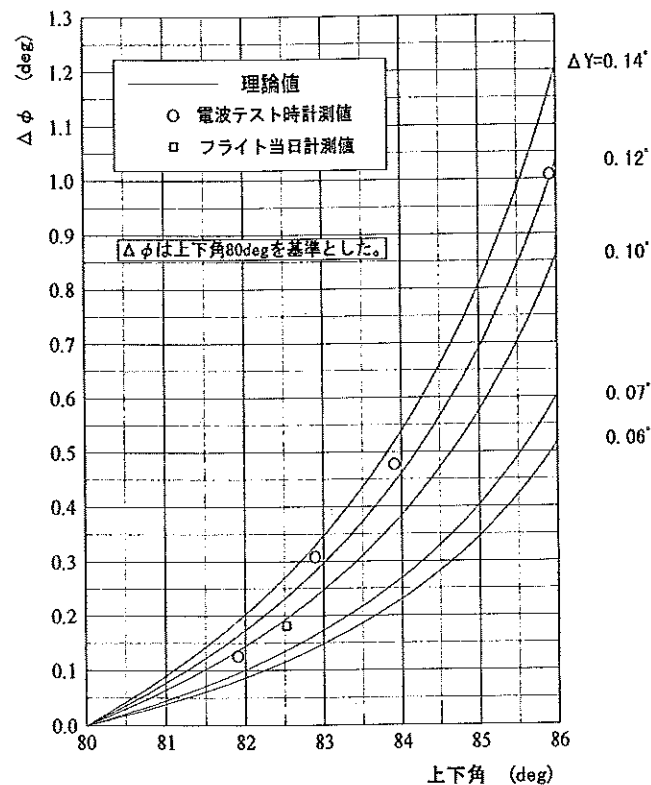
方位角はIMU（Inertial Measurement Unit）とランチャ間にミスアライメントがあるため、ランチャの設定方

位角をそのまま使用することができない。そこで、ヨー軸まわりにミスアライメントがある場合、IMU が検出するロール角はランチャ上下角とカップリングすることを利用し、ヨー軸まわりミスアライメントを最小二乗法により推定した。表2.2に電波テスト及びフライト当日のING-ランチャ角度読合せデータを示す。また、図2.1にランチャ設定上下角に対する $\Delta\phi$ （上下角80 [deg] 基準）の変化を示す。

IMU とランチャ間のヨー軸まわりのミスアライメント (ΔY) は、図2.1より、 $\Delta Y=0.10$ [deg] と推定した。ただし、ミスアライメントを含むIMUの姿勢はPitch/Yaw 順のオイラー角であるので、これをAZM/ELV 順のオイラー角に変換し、方位角補正值 (ΔAZM) を $\Delta AZM=0.776$ [deg] とした。

表2.2 ING-ランチャ角度読合せデータ

実施日	No.	ランチャ・レゾルバ [deg]	ING 上下角 [deg]	ING ロール角 [deg]
電波テスト (' 97/02/10)	1	78.00	77.860	0.675
	2	80.00	79.877	0.736
	3	82.00	81.906	0.862
	4	84.00	83.911	1.213
	5	86.00	85.915	1.744
	6	83.00	82.891	1.044
フライト当日 (' 97/02/12)	1	78.00	77.888	0.420
	2	80.00	79.908	0.469
	3	82.60	82.522	0.650

図2.1 ランチャ上下角と $\Delta\phi$

2.2.4. 姿勢角設定値

ING の X-48秒（航法計算開始）時の初期姿勢角（誘導座標系）を次に示す.

$$P=82.695 \text{ [deg]}$$

$$Y=0.497 \text{ [deg]}$$

$$R=-3.034 \text{ [deg]}$$

2.2.5. プログラム

設定したプログラムを表2.3に示す.

表2.3 プログラム

No.	X-Time[sec]	Pitch[deg]	Yaw[deg]	Roll[deg]
1	-30.0	82.59	0.38	0.00
2	-15.1	82.59	0.38	0.00
3	-15.0	78.00	-5.00	0.00
4	-10.0	78.00	-5.00	0.00
5	-9.9	82.59	0.38	0.00
6	1.5	82.59	0.38	0.00
7	4.0	76.62	0.87	0.00
8	7.0	71.18	1.05	0.00
9	11.0	66.39	0.54	0.00
10	17.0	61.61	-1.00	0.00
11	23.0	56.79	-1.02	0.00
12	29.0	55.62	-0.81	0.00
13	35.0	56.00	0.56	0.00
14	41.0	52.58	0.22	0.00
15	50.0	46.83	0.03	0.00
16	60.0	42.65	0.02	0.00
17	75.0	37.66	0.00	0.00
18	75.0	37.66	0.00	0.00
19	100.0	29.67	0.20	0.00
20	130.0	22.83	0.20	0.00
21	172.0	16.50	0.20	0.00
22	172.1	-7.75	2.50	0.00
23	218.0	-7.75	2.50	0.00

2.3. 飛翔結果

2.3.1. タイムシーケンス

タイマからの信号を表2.4の時刻に受信した.

表2.4 タイムシーケンス

No	項 目	EPT 側設定 [sec]	受信秒時 [sec]
1	NAV START	X-048	-47.904
2	B 2-CONT START	X+074	74.096
3	B 3-CONT START	X+208	208.108
4	B 4-CONT START	X+330	331.130

2.3.2. ラジオコマンド

ラジオコマンドを表2.5の通り受信した。

表2.5 ラジオコマンド

コマンド 名	受信秒時 [sec]	PITCH [pulse]	YAW [pulse]	プログラマ修正期間 [sec]
RC-1	X+72.956~X+73.136	-4	+1	X+125.097~X+172.187
RC-2	X+186.888~X+187.068	-3	+1	受信直後~X+318.070
RC-3	X+324.890~X+325.030	-1	-1	受信直後~制御終了

2.3.3. 制御動作

各段における制御動作を下記に示す。

2.3.3.1. 第1段ステージ

(1) M14TVC

M14TVCによるピッチ/ヨー制御はX+3秒からX+74.5秒まで行われ、この間の制御動作は全て正常であった。制御中のピッチ誤差角はX+6秒付近で最大(約+1.2 [deg])となり、その後は±0.6 [deg]程度の誤差範囲で推移した。ヨー誤差角はX+3秒付近で最大(約-0.8 [deg])となり、その後は±0.6 [deg]程度の誤差範囲で推移した。

(2) B1 SMRC

B1 SMRCによるロール制御はX+3秒からX+74.5秒まで行われ、この間の制御動作は全て正常であった。制御中のロール誤差角は、X+5秒付近で最大(約-7.2 [deg])となったが、X+8秒付近でデッドバンド(±2.5 [deg])に収束し、その後はデッドバンド内を推移した。

2.3.3.2. 第2段ステージ

(1) M24TVC

M24TVCによるピッチ/ヨー制御はX+75.6秒からX+160秒まで行われ、この間の制御動作は全て正常であった。制御中の誤差角はピッチ/ヨー共に最大はX+140秒付近で約0.6 [deg]程度であった。

(2) B2 SMRC

B2 SMRCによるロール制御はX+75.6秒からX+150.5秒まで行われ、この間の制御動作は全て正常であった。制御中のロール誤差角はX+77秒付近で最大(約+2.4 [deg])となったが、X+80秒付近でデッドバンド(± 1.0 [deg])に収束し、その後はデッドバンド内を推移した。

(3) SMSJ

SMSJによる3軸制御はX+150.5秒からX+212.5秒まで行われた。リファレンスチェンジ(X+172秒)後に若干のオーバーシュートが見られたが、その他は正常であった。

2.3.3.3. 第3段ステージ

(1) M34TVC

M34TVCによるピッチ/ヨー制御はX+218.5秒からX+333秒まで行われた。制御中の誤差角はM34モータ点火時、ピッチで約+1.2 [deg]、ヨーで約+2.3 [deg]となったが、X+222秒にはピッチで約-0.03 [deg]、ヨーで約+0.05 [deg]程度に収束した。その後、徐々に誤差角が増加する傾向を示すが最大でも約0.6 [deg]程度であった。

なお、ヨー制御ではX+260秒付近からX+320秒付近までの間で、周波数約0.6 [Hz]、振幅約0.07 [deg-p]の振動が見られた。

(2) SJ

(a) M34モータ燃焼前3軸制御

SJによるM34モータ燃焼前の3軸制御はX+214秒からX+217.5秒まで行われ、この間の制御動作は全て正常であった。制御中のピッチ最大誤差角は約-0.46 [deg] (X+216秒)、ヨー最大誤差角は約-0.36 [deg] (X+217.5秒)、ロール最大誤差角は約+2.74 [deg] (X+217.5秒)であった。

(b) M34モータ燃焼中ロール制御

SJによるM34モータ燃焼中のロール制御は、

X+217.5~X+268秒: Hi Thruster Mode

X+268 ~X+318秒: Low Thruster Mode

にて行われ、この間の制御動作は全て正常であった。ロール制御開始時の誤差角は2.7 [deg]程度あったが、Hiスラストモードで制御を行ったことにより、X+220秒にはデッドバンド(± 1.0 [deg])内に収束し、その後はデッドバンド内を推移した。

(c) M34モータ燃焼後3軸制御

SJによるM34モータ燃焼後の3軸制御はX+318秒からX+334秒まで行われ、この間の制御動作は全て正常であった。制御中の誤差角はピッチで+0.3 [deg] (X+325秒)、ヨーで+0.6 [deg] (X+322秒)、ロールで+1.0 [deg] (X+313秒)であった。その後、ピッチ/ヨーは共にX+325秒にはデッドバンド(± 0.2 [deg])に収束し、ロールは全期間を通してデッドバンド(± 1.0 [deg])内を推移した。

なお、X+322からX+325秒付近で発生している誤差は、RGコマンドによって発生したM34TVC制御系のオーバーシュートである。

(3) ANC

M-V-1号機では、ANC (Active Nutation Control) は、実際に制御は行わずコマンドのみを計算し確認した

(X+334.1~X+339秒)。このため、搭載論理の妥当性検証はオフラインシミュレーションとの比較（搭載論理で計算されたコマンドと、テレメータデータからオフラインシミュレーションにて再現したコマンドとの比較）にて行った。結果はすべて正常であった。

2.3.4. 飛翔データ

図2.2~2.8に飛翔結果の詳細なグラフを示す。

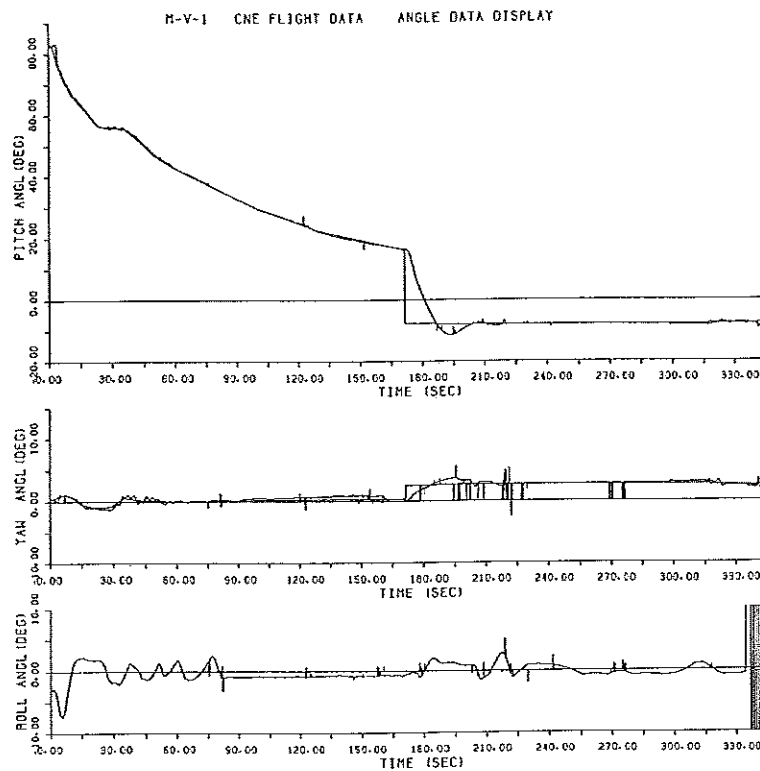


図2.2 Pitch, Yaw, Roll 角度 (X+0 ~345 [sec])

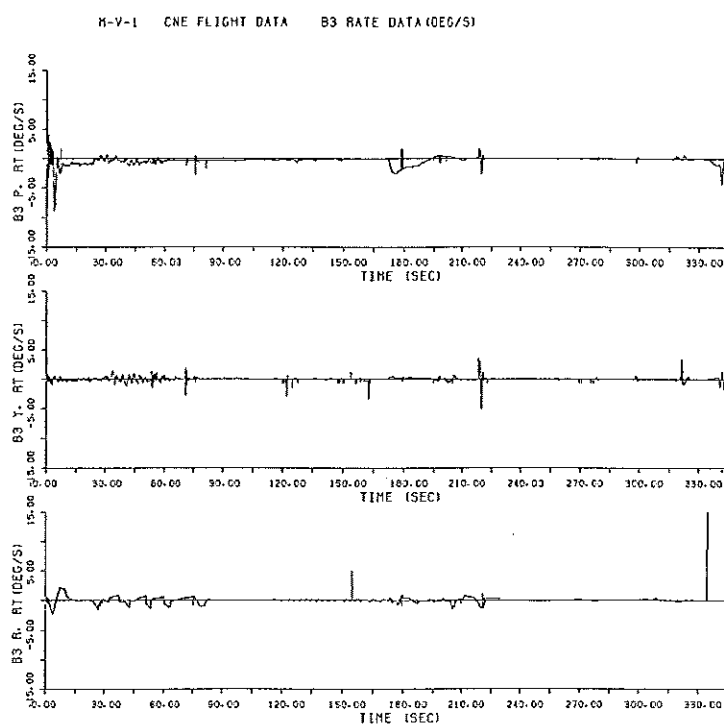


図2.3 B3 Pitch, Yaw, Roll 角速度 (X+0 ~345 [sec])

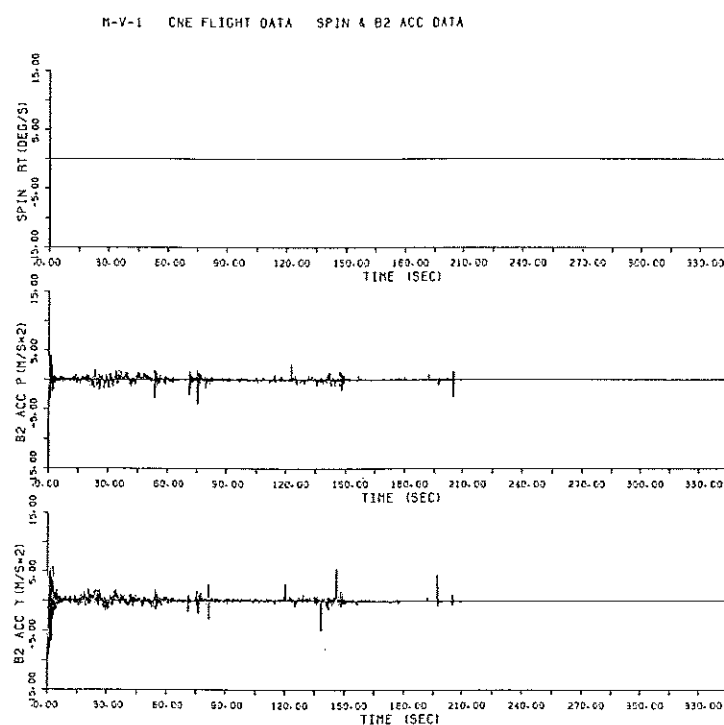


図2.4 B2 Pitch, Yaw 軸加速度 (X+0 ~345 [sec])

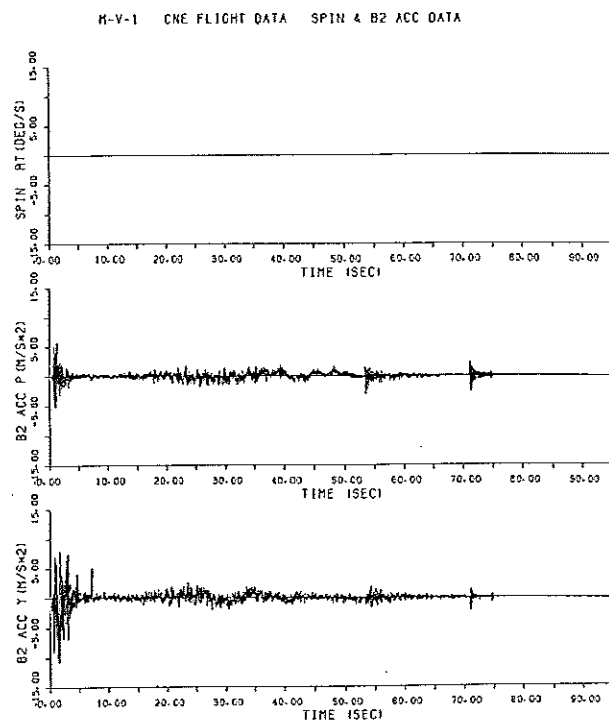


図2.5 B2 Pitch, Yaw 軸加速度 (X+0～75 [sec])

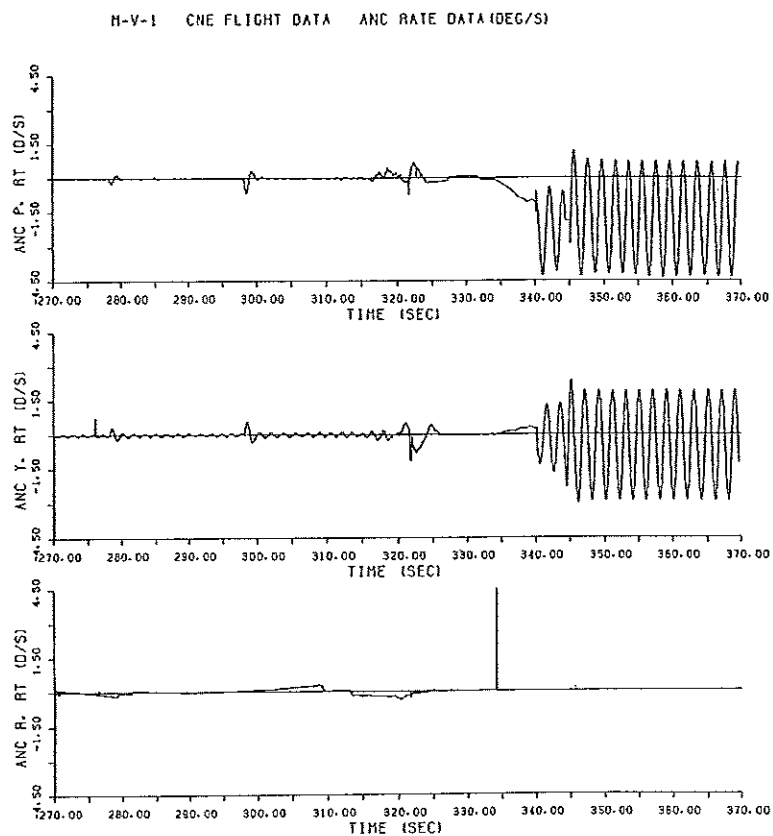


図2.6 ANC 制御 (X+270～370 [sec])

M-V-1 CNE FLIGHT DATA PITCH-YAW LOCUS

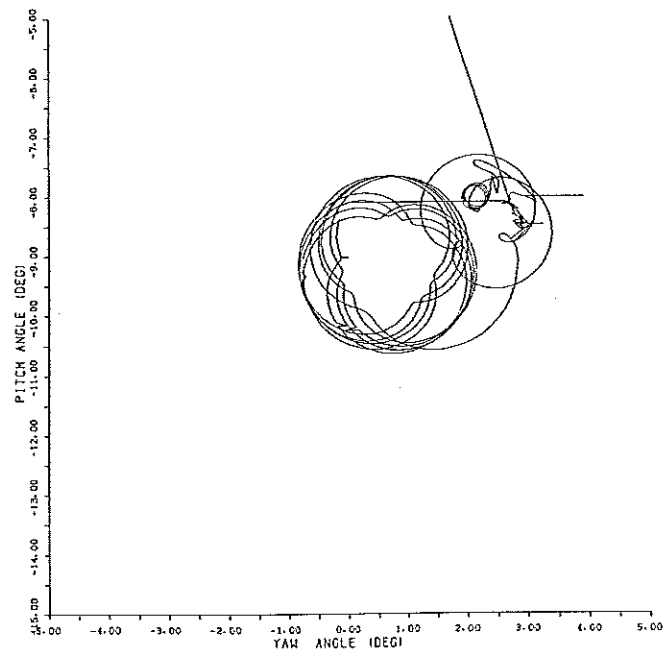


図2.7 Pitch, Yaw 角度軌跡 (X+270~370 [sec])

M-V-1 CNE FLIGHT DATA PITCH-YAW LOCUS & TG

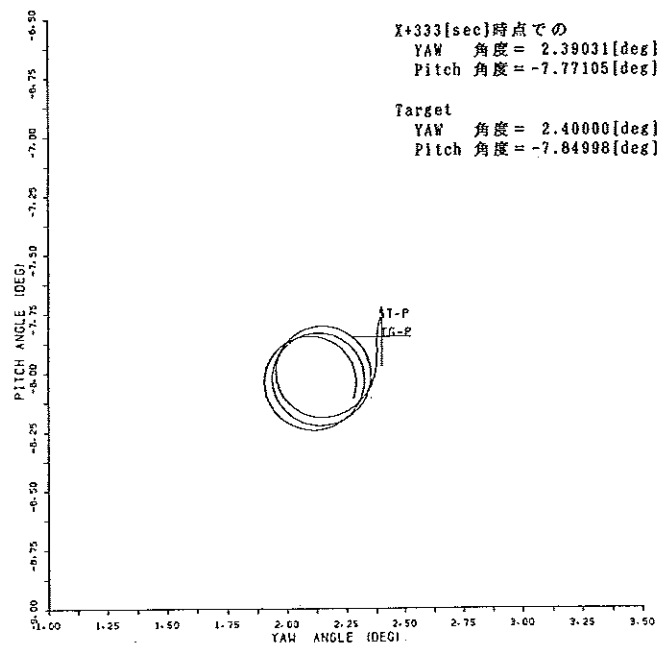


図2.8 スピン軸軌跡 (X+333~340 [sec])

2.4. 航法データ

ING の航法機能の確認として、飛翔中の速度及び位置をテレメータに出力した。ここでは、その妥当性の検証としてレーダデータを基準に比較を行った。

2.4.1. データ比較手順

データの比較は、次の手順で行った。

- (1) レーダデータ (N-系, 慣性系) の速度, 位置を射点座標系 (K-系, 非慣性系) に変換する。射点位置は, 経度: 131.08463 [deg], 緯度: 31.24743 [deg], 高度: 261.716 [m] の値を用いた。
- (2) ING テレメトリデータ (K-系, 非慣性系) の速度, 位置から, K-系に変換されたレーダデータの速度, 位置を引いて, ING 航法誤差を求める。時刻は, 次に示す補正を行った。タイマ設定秒時と実行秒時の差-78 [msec] (タイマ班資料による) から, -80 [msec] の補正を行った。X±TIME=200 [sec] は, ING 時計では, 199.92 [sec] となる。

注. N-系, K-系は「M-V-1/MUSES-B 飛翔実験計画書」参照

2.4.2. 比較結果

(a) 位置データ比較結果

図2.9 (a) に, レーダデータを基準とした位置誤差を示す (K-系)。K-系, 南方向の位置誤差は, 方位角の設定誤差によるものである。発射方位角誤差-0.086 [deg] とし, 補正を行った結果を図2.9 (b) に示す (K-系)。また, Z 軸方向の誤差は, ING が使用した地球形状及び高度の初期データがレーダの使用値と異なっていたためである。

(b) 速度データ比較結果

N-系から見た ING 速度データからレーダ速度データを引いて求めた速度誤差を図2.10 (a) に示す。ここで, 機体がコースティング中である秒時は次の通りである。

- ・ X+約170秒~X+218秒
- ・ X+約327秒~

図2.10 (b) に速度誤差のノルムと機軸方向の加速度のプロットを示す。速度誤差 (ノルム) の大きさは, X+200秒で約 5 [m/s], 3段スピン開始時に約13 [m/s] であった。これが発生した理由は, 位置データ誤差と同じく方位角の設定誤差によるものである。ここで, ING の速度データを表2.6に示すが, 発射方位角の設定誤差を位置データ比較結果にて求めた-0.086 [deg] と仮定して X+200秒時での速度誤差 (ノルム) を求めてみると

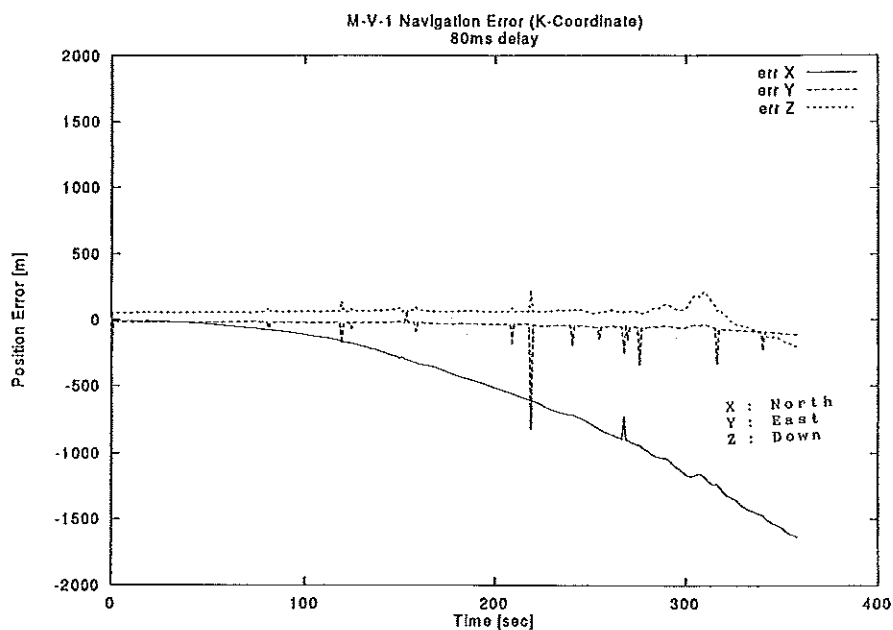
$$|Verr| = \sqrt{(-45.48 + 0.01)^2 + (3277.33 + 0.03)^2 + (-741.05 - 0.11)^2} \sin 0.086 \\ = 5.04 [m/sec]$$

となり, レーダ速度データを基準とした速度誤差 (ノルム) と一致する。

表2.6 ING 速度データ (K-系)

X±TIME[sec]	Vx[m/sec]	Vy[m/sec]	Vz[m/sec]
0.017	-0.01	-0.03	0.11
200.028	-45.48	3277.33	-741.05

(a) ING 航法 Data-レーダデータ



(b) ING 航法 Data-レーダデータ (発射方位角修正)

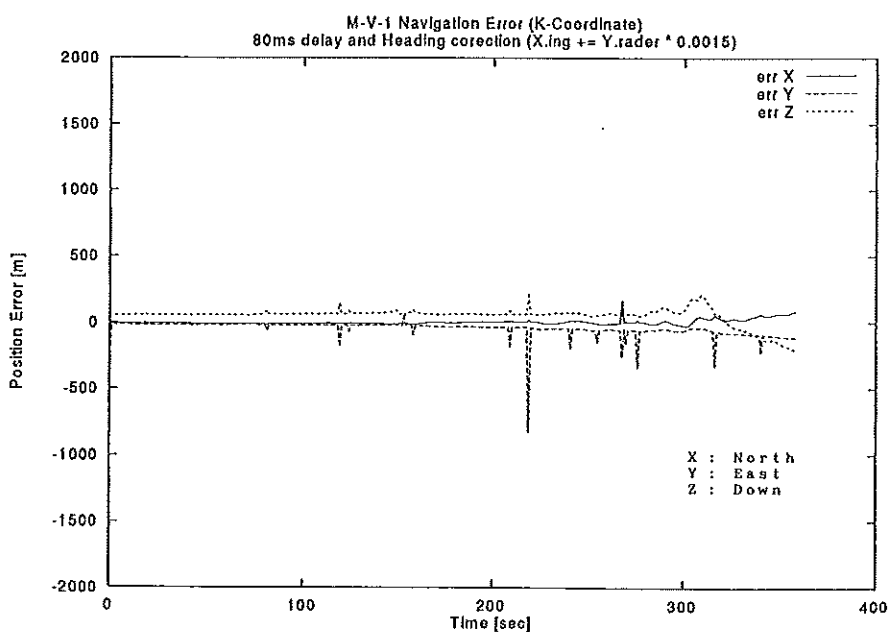
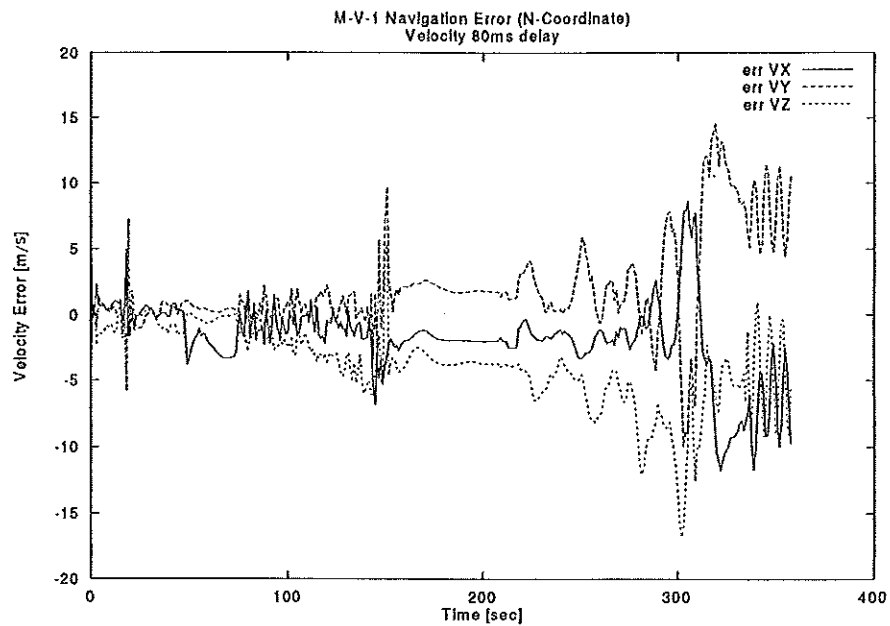


図2.9 ING 航法データとレーダデータの比較
(X : North, Y : East, Z : Down)

(a) N-系速度誤差 (ING - レーダ)



(b) 速度誤差ノルムと機軸加速度

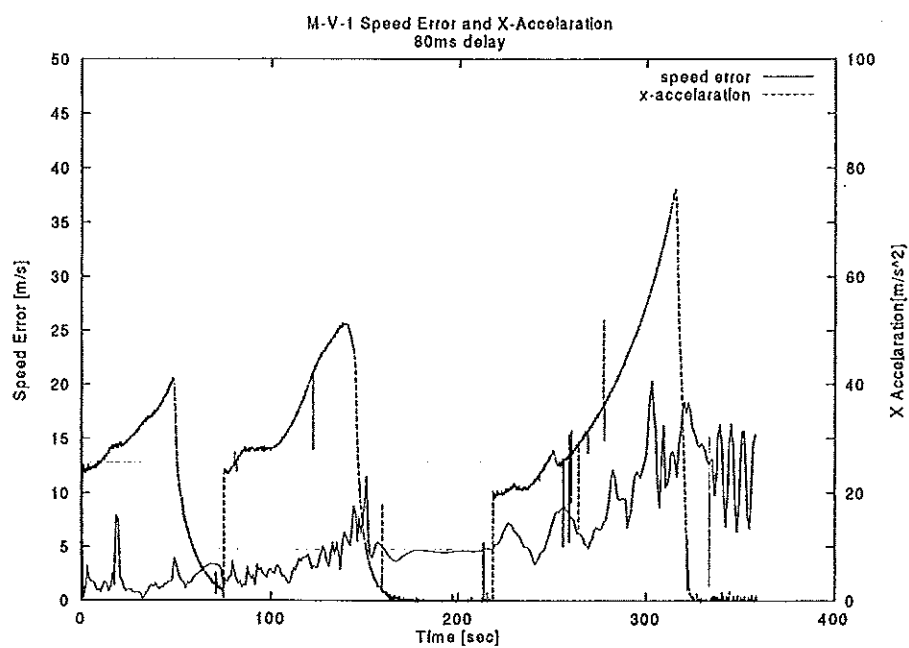


図2.10 ING 航法データとレーダデータ

3 M-V-3号機飛翔結果

慣性誘導装置（ING：Inertial Navigation Guidance）は、発射前および飛翔中を通し正常に動作し、ロケットを衛星打ち出し方向に姿勢制御することができた。今回新たにSJ制御燃料の枯渇対策のための間引き制御と3段コースティング中の熱対策のためのパーベキユースピンを導入したが、これらについても正常に動作することが確認できた。また、1号機ではコマンド計算のみ実施したANC（Active Nutation Control）は、3号機では実際にコマンドを出力して制御を実施した。

3.1. 発射オペレーション

発射前のオペレーションは表3.1により実施した。実施結果はすべて正常であった。

表3.1 発射オペレーション

タイムスケジュール	操 作	X:1998.7.43:12:00	実施時刻
プログラマ書替え*1	設定ファイル変更	Y-1	1998.7.3
ING 起動	JOB00:CPU PKG PWR ON JOB01:IMU PKG PWR ON	X-5hr00min	22:07:09
IMU 起動	—	X-4hr43min	22:13:45
角度読合わせ	JOB50:M/T DATA SET	X-1hr40min	1998.7.4 1:15:47
バイアス測定	JOB53:GYRO BIAS JOB54:GYRO BIAS SET JOB53:GYRO BIAS	X-35min	2:37:16
DC 内部動作確認	—	X-08min	3:04:57
NAV START*2	—	X-48sec	3:11:12
アンビリカル回線遮断 (ST/CT→RKT)	—	X-28sec	3:11:32
発射	—	X-00sec	3:12:00

* 1 フライト当日の予測風に基づくプログラマへ書き替えた。

* 2 タイマ項目

3.2. 初期設定

3.2.1. ランチャ設定角

ランチャ設定は次の通りであった。

$$AZM=90.3 \text{ [deg]}, ELV=83.3 \text{ [deg]}$$

3.2.2. ING 初期姿勢角

誘導座標系におけるING初期姿勢角は、ピッチ及びロール角については加速度計出力より求めた値を使用した。また、ヨー角についてはランチャ設定方位角に補正值を加えた値（方位角補正值）を使用した。

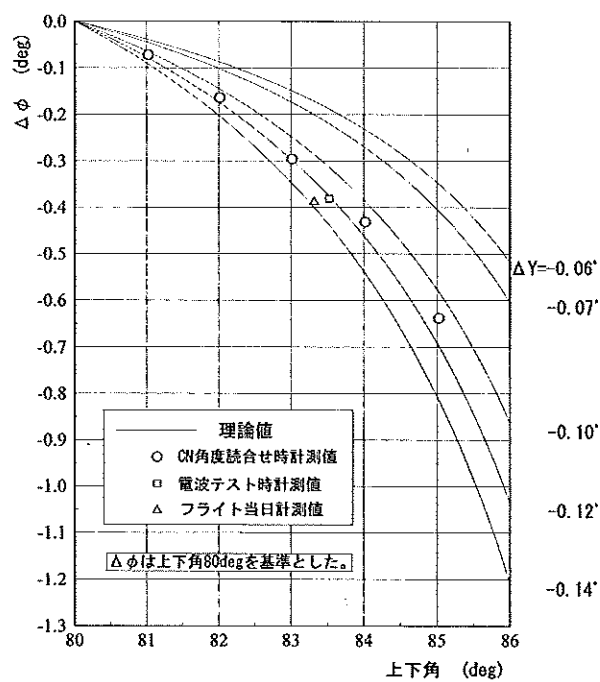
3.2.3. 方位角補正

方位角はIMU (Inertial Measurement Unit) とランチャ間にミスアライメントがあるため、ランチャの設定方位角をそのまま使用することができない。そこで、ヨー軸まわりにミスアライメントがある場合、IMUが検出するロール角はランチャ上下角とカップリングすることを利用し、ヨー軸まわりミスアライメントを最小二乗法により推定した。表3.2にING-ランチャ角度読合せデータを示す。また、図3.1にランチャ設定上下角に対する $\Delta\phi$ (上下角80 [deg] 基準) の変化を示す。

IMUとランチャ間のヨー軸まわりのミスアライメント (ΔY) は、図3.1より、 $\Delta Y = -0.127$ [deg] と推定した。ただし、ミスアライメントを含むIMUの姿勢はPitch/Yaw順のオイラー角であるので、Pitch=83.3 [deg] として、これをAZM/ELV順のオイラー角に変換し、方位角補正值 (ΔAZM) を $\Delta AZM = -1.088$ [deg] とした。

表3.2 ING-ランチャ角度読合せデータ

実施日	No.	ランチャ・レゾルバ [deg]	ING 上下角 [deg]	ING ロール角 [deg]
CN 角度 読合せ ('98/06/30)	1	80.00	79.965	-0.640
	2	81.01	81.021	-0.712
	3	82.00	82.014	-0.804
	4	83.00	83.015	-0.936
	5	84.00	84.019	-1.071
	6	85.00	85.026	-1.278
	7	86.01	86.027	-1.684
電波テスト ('98/07/02)	1	80.00	79.965	-0.610
	2	83.50	83.519	-0.991
	3	86.00	86.028	-1.512
フライト当日 ('98/07/04)	1	80.00	79.970	-0.625
	2	83.30	83.314	-1.013
	3	86.00	86.020	-1.483

図3.1 ランチャ上下角と $\Delta\phi$

3.2.4. 姿勢角設定値

ING の X-48秒 (航法計算開始) 時の初期姿勢角 (誘導座標系) を次に示す。

$$P = 83.482 \text{ [deg]}$$

$$Y = -0.081 \text{ [deg]}$$

$$R = -0.595 \text{ [deg]}$$

3.2.5. プログラマ

設定したプログラマを表3.3に示す。

表3.3 プログラマ

No	X+TIME [sec]	Pitch [deg]	Yaw [deg]	Roll [deg]
1	3.00	83.2501	0.0310	0.00
2	5.00	76.7126	0.0521	0.00
3	7.00	73.1441	0.0894	0.00
4	11.00	67.6939	0.0987	0.00
5	17.00	62.3641	-0.1251	0.00
6	23.00	57.8921	-0.2948	0.00
7	29.00	53.3665	0.2352	0.00
8	35.00	49.9146	-0.2061	0.00
9	41.00	46.9024	0.6219	0.00
10	50.00	43.0314	-0.0444	0.00
11	60.00	39.4290	0.0157	0.00
12	75.00	33.7509	0.1140	0.00
13	100.00	25.3769	0.1891	0.00
14	130.00	18.6460	0.2696	0.00
15	172.00	12.4298	0.3600	0.00
16	172.10	-6.5900	0.6000	0.00
17	360.00	-6.5900	0.6000	0.00
18	360.10	-72.2074	-9.9221	0.00
19	415.00	-72.2074	-9.9221	0.00
20	415.00	-72.2074	-9.9221	90.00
21	485.00	-72.2074	-9.9221	90.00
22	485.10	-72.2074	-9.9221	180.00
23	555.00	-72.2074	-9.9221	180.00
24	555.10	-72.2074	-9.9221	270.00
25	625.00	-72.2074	-9.9221	270.00
26	625.10	-72.2074	-9.9221	360.00
27	695.00	-72.2074	-9.9221	360.00
28	695.10	-72.2074	-9.9221	270.00
29	765.00	-72.2074	-9.9221	270.00
30	765.10	-72.2074	-9.9221	180.00
31	835.00	-72.2074	-9.9221	180.00
32	835.10	-72.2074	-9.9221	90.00
33	905.00	-72.2074	-9.9221	90.00
34	905.10	-72.2074	-9.9221	0.00
35	1202.00	-72.2074	-9.9221	0.00

3.3. 飛翔結果

3.3.1. タイムシーケンス

タイマからの信号を表3.4の時刻に受信した。

表3.4 タイムシーケンス

No	項 目	EPT 側設定 [sec]	受信秒時 [sec]
1	NAV START	X-048	-47.891
2	B 2-CONT START	X+074	74.109
3	B 3-CONT START	X+208	208.111
4	B 4-CONT START	X+1197	****

****：テレメータデータが取得できなかったため不明。
また、EPTはT-3を受信した。

3.3.2. ラジオコマンド

ラジオコマンドを表3.5の通り受信した。

表3.5 ラジオコマンド

コマンド 名	受信秒時[sec]	PITCH [pulse]	YAW [pulse]	プログラマ修正期間 [sec]
RC-1	X+72.899~X+72.999	+1	+2	X+125.097~X+173.097
RC-2	X+186.931~X+187.131	-4	-1	受信直後~X+361.107
RC-3	X+341.884~X+342.584	+3	-4	X+361.107~制御終了

3.3.3. 制御動作

各段における制御動作を下記に示す。

3.3.3.1. 第1段ステージ

(1) M14TVC

M14TVCによるピッチ/ヨー制御はX+3秒からX+74.5秒まで行われ、この間の制御動作は全て正常であった。制御中の姿勢角誤差はX+4秒付近で最大（ピッチ約+2.25 [deg]）となり、その後は±0.6 [deg]程度の誤差範囲で推移した。

(2) B1SMRC

B1SMRCによるロール制御はX+3秒からX+74.5秒まで行われ、この間の制御動作は全て正常であった。制御中のロール誤差角は、X+5秒付近で最大（約-5.5 [deg]）となったが、X+8秒付近でデッドバンド（±2.5 [deg]）に収束し、その後はデッドバンド内を推移した。

3.3.3.2. 第2段階ステージ

(1) M24TVC

M24TVCによるピッチ/ヨー制御はX+75.6秒からX+160秒まで行われ、この間の制御動作は全て正常であった。制御中の誤差角はピッチ/ヨー共に最大はX+140秒付近で約0.6 [deg]程度であった。

(2) B2 SMRC

B2 SMRCによるロール制御はX+75.6秒からX+150.5秒まで行われ、この間の制御動作は全て正常であった。制御中のロール誤差角はX+77秒付近で最大(約+2.3 [deg])となったが、X+80秒付近でデッドバンド(± 1.0 [deg])に収束し、その後はデッドバンド内を推移した。

(3) SMSJ

SMSJによる3軸制御はX+150.5秒からX+212.5秒まで行われた。リファレンスチェンジ(X+172秒)後のオーバシュートも小さく制御は正常であった。

3.3.3.3. 第3段階ステージ

(1) M34TVC

M34TVCによるピッチ/ヨー制御はX+218.5秒からX+329秒まで行われた。制御中の誤差角はM34モータ点火時、ピッチで約+1.8 [deg]、ヨーで約+1.4 [deg]となったが、X+222秒にはピッチで約+0.02 [deg]、ヨーで約+0.06 [deg]程度に収束した。

なお、ピッチ・ヨーともに微小な振動がみられるが、これは衛星液体燃料によるスロッシングの影響である。

(2) SJ

(a) M34モータ燃焼前3軸制御

SJによるM34モータ燃焼前の3軸制御はX+214秒からX+217.5秒まで行われ、この間の制御動作は全て正常であった。制御中のピッチ最大誤差角は約+0.2 [deg]、ヨー最大誤差角は約-0.8 [deg]、ロール最大誤差角は約+0.5 [deg]であった。

(b) M34モータ燃焼中ロール制御

SJによるM34モータ燃焼中のロール制御は、

X+218~X+268秒：ロールハイ間引き制御

X+268~X+318秒：ロールロー間引き制御

にて行われ、この間の制御動作は全て正常であった。

(c) M34モータ燃焼後3軸制御

SJによるM34モータ燃焼後の制御は、X+318秒以降行われ、テレメータでみえている範囲では正常に動作した。

X+318~X+410秒 : 3軸制御

X+410~X+1055秒 : 熱対策(バーベキユースピン)間引き制御

X+1055~X+1202秒 : 3軸制御

(3) ANC

M-V-3号機では、ANC (Active Nutation Control) をX+1212~1222秒まで実施したが、ANC実施時のクリスマス島でのテレメータデータが取得できなかったため、詳細検討は行えなかった。

3.3.4. 飛翔データ

図3.2~3.5に飛翔結果の詳細なグラフを示す。

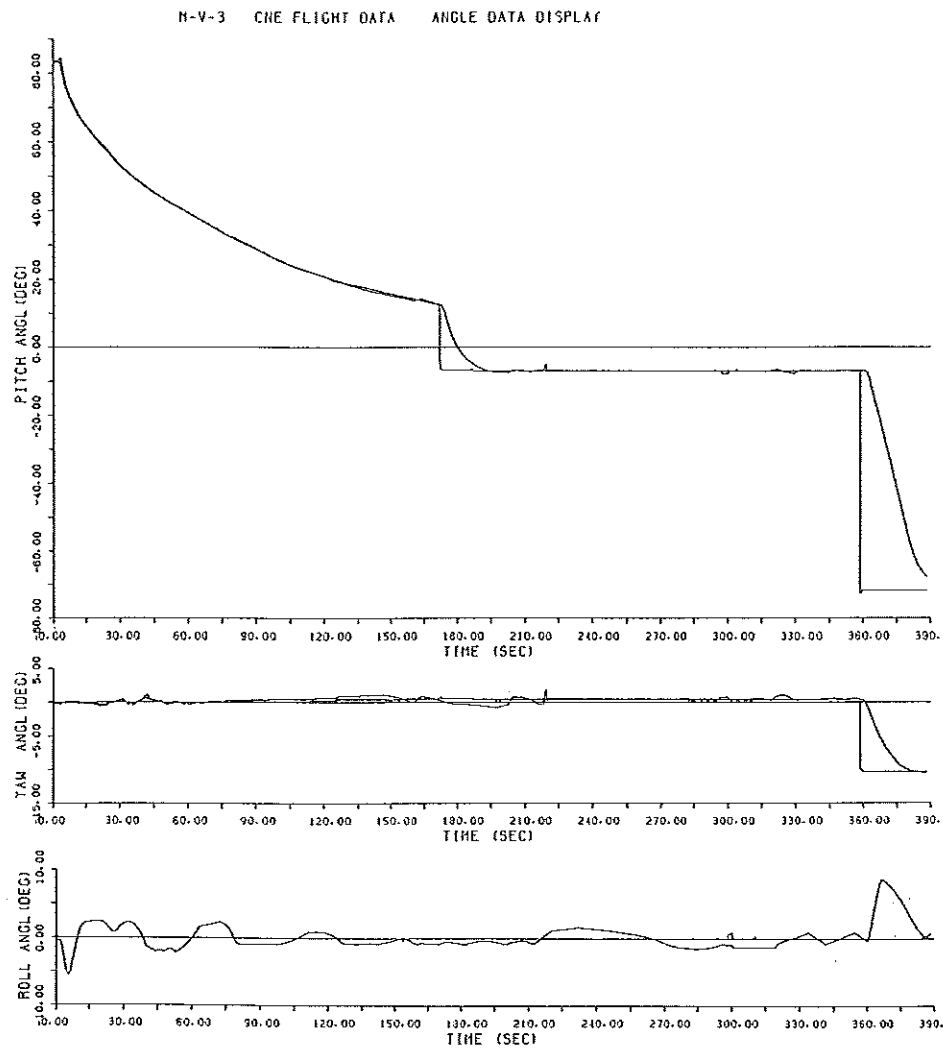


図3.2 Pitch, Yaw, Roll 角度 (X+0~390 [sec]) (フィルタ処理あり)

(注：ノイズデータを消去、X+293.5~320.0はロックオフ状態)

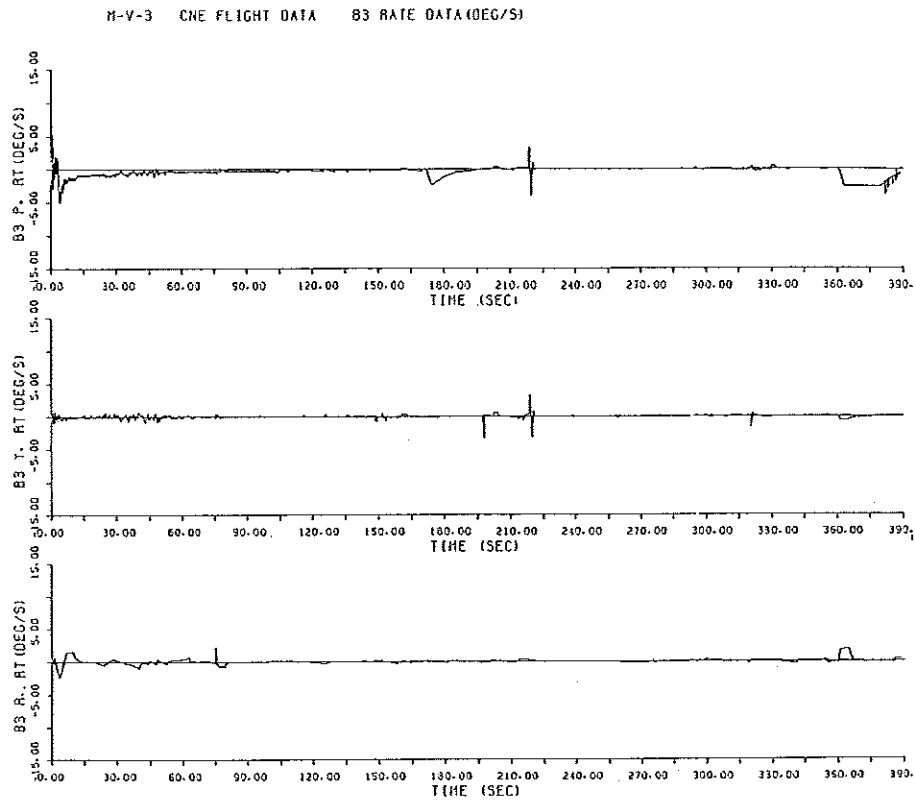


図3.3 B3 Pitch, Yaw, Roll 角速度 (X+0 ~390 [sec]) (フィルタ処理あり)

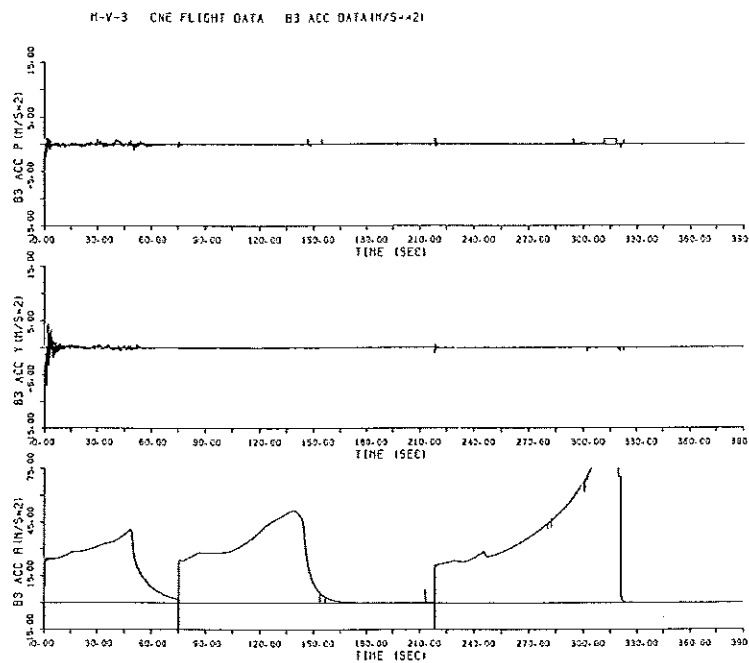


図3.4 B3 Pitch, Yaw 軸加速度 (X+0 ~390 [sec]) (フィルタ処理あり)

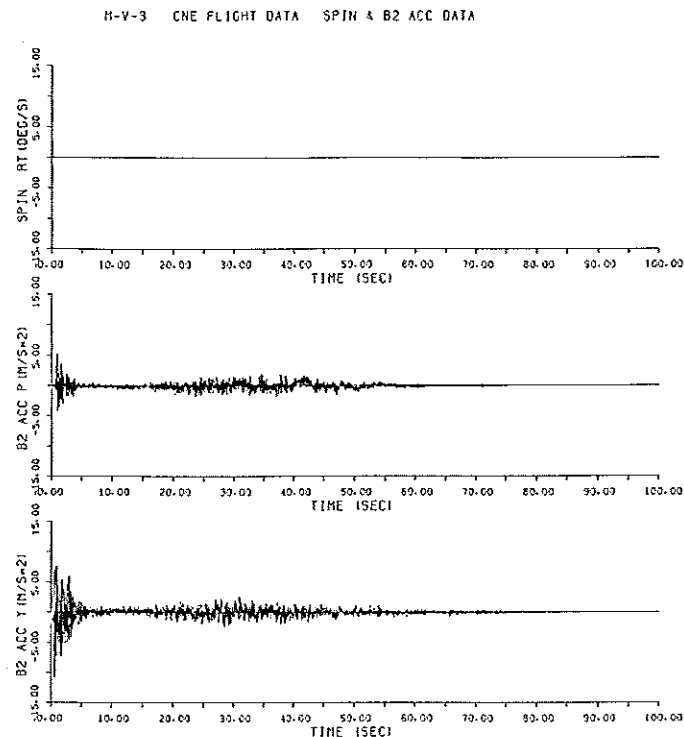


図3.5 B2 Pitch, Yaw 軸加速度 (X+0 ~75 [sec]) (フィルタ処理あり)

3.4. 航法データ

ING の航法機能の確認として、飛翔中の速度及び位置をテレメータに出力した。ここでは、その妥当性の検証としてレーダデータを基準に比較を行った。

3.4.1. データ比較手順

データの比較は、次の手順で行った。

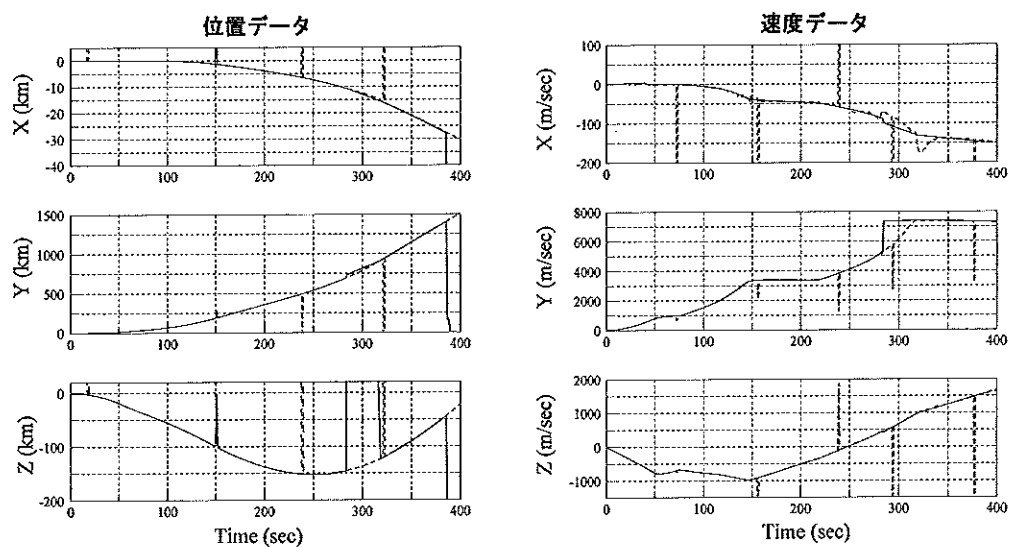
- (1) レーダデータ (N-系, 慣性系) の速度, 位置を射点座標系 (K-系, 非慣性系) に変換する。射点位置は, 経度: 131.08463 [deg], 緯度: 31.24743 [deg], 高度: 261.716 [m] の値を用いた。
- (2) 位置データの履歴から, ING テレメトリデータ (K-系, 非慣性系) の時刻はレーダデータの時刻と比べ100 [msec] ほど遅れているものと推定できる。そこで, ING テレメトリデータに100 [msec] の補正を加えて比較を行う。

注. N-系, K-系は「M-V-3/Planet-B 飛翔実験計画書」参照

3.4.2. 比較結果

図3.6 (a) に, ING 航法データとレーダデータの比較を示す (K-系)。両者を比較すると, ラテラル (X) 方向のみに大きな誤差が発生している。この原因は M-V-1 号機の時と同様に発射方位角の設定誤差であると考えられ, その値は +0.33 [deg] と推定できる。参考として, 図3.6 (b) に発射方位角を補正した結果を示すが, 補正によりラテラル (X) 方向の誤差がほとんどなくなることが確認できる。

(a) ING Flight Data (修正なし)



(b) ING Data (方位角+0.33 [deg] 修正)

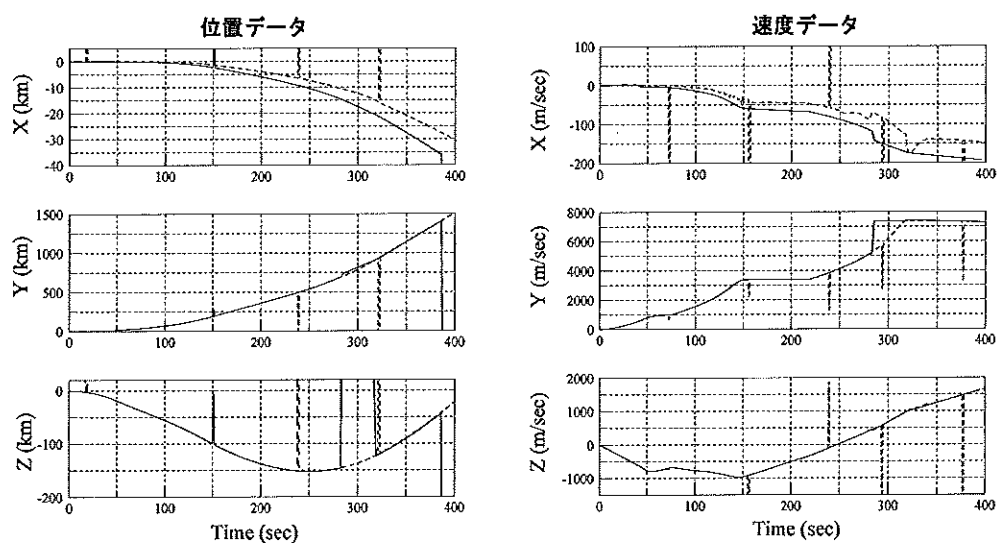


図3.6 ING 航法データとレーダデータの比較
(X : North, Y : East, Z : Down)

4. M-V-4号機飛翔結果

慣性航法誘導装置（ING：Inertial Navigation Guidance）は、発射前および飛翔中とも正常だった。また、慣性誘導計算機能も正常に動作した。第1段の後期では、第1段モータ燃焼の異常及びこれに伴うノズル周辺に搭載された制御機器及び計装の焼損により第2段点火までの約20秒間大きく姿勢が乱れた。

4.1. 発射オペレーション

発射前のオペレーションは表4.1により実施した。実施結果はすべて正常であった。

表4.1 発射オペレーション

タイムスケジュール	操 作	X 2000.2.10 10:30:00	実施時刻
ING 起動	JOB00:CPU PKG PWR ON JOB01:IMU PKG PWR ON	X-8hr00min	2:30:00
IMU 起動	—	X-8hr00min	2:30:00
プログラマ書替え*1	設定ファイル変更	X-3hr30min	7:00:00
角度読合わせ	JOB50:M/T DATA SET	X-2hr40min	7:50:00
バイアス測定	JOB53:GYRO BIAS	X-30 min	10:00:00
	JOB54:GYRO BIAS SET	X-24 min	10:06:00
	JOB53:GYRO BIAS	X-23min	10:07:00
DC 内部動作確認	—	X-08min	10:22:00
NAV START*2	—	X-48sec	10:29:12
アンピリカル回線遮断 (ST/CT→RKT)	—	X-28sec	10:29:32
発射	—	X-00sec	10:30:00

*1 フライト当日の予測風に基づくプログラマへ書き替えた。

4.2. 初期設定

4.2.1. ランチャ設定角

ランチャ設定は次の通りであった。

$$AZM = 93.7 \text{ [deg]}$$

$$ELV = 79.7 \text{ [deg]}$$

4.2.2. ING 初期姿勢角

誘導座標系における ING 初期姿勢角は、ピッチ及びロール角については加速度計出力より求めた値を使用した。また、ヨー角についてはランチャ設定方位角に補正値を加えた値（方位角補正値）を使用した。

4.2.3. 方位角補正

方位角は IMU (Inertial Measurement Unit) とランチャ間にミスアライメントがあるため、ランチャの設定方

位角をそのまま使用することができない。そこで、ヨー軸まわりにミスアライメントがある場合、IMU が検出するロール角はランチャ上下角とカップリングすることを利用し、ヨー軸まわりミスアライメントを最小二乗法により推定した。表4.2にING-ランチャ角度読合せデータを示す。これより、方位角補正值 (ΔAZM) を下記に設定した。

$$\Delta AZM = -0.49 \text{ [deg]}$$

表4.2 ING-ランチャ角度読合せデータ

実施日	No.	ランチャ・ レゾルバ[deg]	ING 上下角[deg]	ING ロール角[deg]
フライト当日 (2000.2.10)	1	80.0	79.977	-0.410
	2	82.0	81.977	-0.581
	3	78.0	77.935	-0.364
	4	79.7	79.689	-0.476

4.2.4. 姿勢角設定値

ING の X-48秒 (航法計算開始) 時の初期姿勢角 (誘導座標系) を次に示す。

$$P = 79.868 \text{ [deg]}$$

$$Y = 0.595 \text{ [deg]}$$

$$R = -4.041 \text{ [deg]}$$

4.2.5. プログラム

設定したプログラマを表4.3に示す。

4.3. 飛翔結果

4.3.1. タイムシーケンス

タイマからの信号を表4.4の時刻に受信した。

表4.4 タイムシーケンス

No	項 目	EPT 側設定 (sec)	受信秒時 (sec)
1	NAV START	X-048	X-47.897
2	B 2-CONT START	X+074	X+74.103
3	B 3-CONT START	X+208	X+208.103

4.3.2. ラジオコマンド

ラジオコマンドを表4.5の通り受信した。

表4.3 プログラマ

No	X + TIME (sec)	Pitch (deg)	Yaw (deg)	Roll (deg)
1	3.000	0.00	79.7319	0.6553
2	5.000	0.00	76.1569	1.4423
3	7.000	0.00	72.0467	0.4113
4	11.000	0.00	68.8098	-0.1682
5	17.000	0.00	62.9583	0.1076
6	23.000	0.00	59.7974	-0.1641
7	29.000	0.00	57.0920	-0.1544
8	35.000	0.00	58.7252	0.1979
9	41.000	0.00	55.6430	0.0251
10	50.000	0.00	49.5162	0.0014
11	60.000	0.00	46.0037	0.0304
12	75.000	0.00	42.6142	0.1348
13	100.000	0.00	32.8535	0.3445
14	130.000	0.00	27.2308	0.2101
15	172.000	0.00	21.2604	-0.0756
16	172.100	0.00	-1.4000	0.5600
17	218.000	0.00	-1.4000	0.5600
18	250.000	0.00	-7.6136	0.5600
19	250.100	90.00	-7.6330	0.5600
20	255.000	90.00	-8.5845	0.5600
21	321.000	90.00	-21.4000	0.5600
22	360.000	90.00	-21.4000	0.5600
23	360.100	90.00	-124.0000	-0.8100
24	377.000	90.00	-190.7800	-0.8100
25	460.000	90.00	-190.7800	-0.8100
26	460.100	-1.00	-190.7800	-0.8100
27	548.000	-180.00	-190.7800	-0.8100
28	912.000	-180.00	-190.7800	-0.8100
29	912.100	-90.00	-190.7800	-0.8100
30	956.000	0.00	-190.7800	-0.8100
31	1386.500	0.00	-190.7800	-0.8100
32	1386.600	20.00	-190.7800	-0.8100
33	1388.500	20.00	-190.7800	-0.8100
34	1388.600	0.00	-190.7800	-0.8100
35	1410.500	0.00	-190.7800	-0.8100
36	1410.600	60.00	-190.7800	-0.8100
37	1418.500	225.00	-190.7800	-0.8100
38	1422.500	225.00	-190.7800	-0.8100
39	1422.600	225.00	-270.7800	-0.8100
40	1443.000	225.00	-270.7800	-0.8100
41	1443.100	225.00	-270.7800	-30.8100
42	1449.600	225.00	-270.7800	-70.8100
43	1468.000	225.00	-270.7800	-70.8100
44	1468.100	180.00	-270.7800	-70.8100
45	1513.000	180.00	-270.7800	-70.8100
46	1513.100	250.00	-270.7800	-70.8100
47	1517.000	350.00	-270.7800	-70.8100

表4.5 ラジオコマンド

コマンド名	受信秒時[sec]	受信コマンド [pulse]	プログラマ修正期間 [sec]
RC-1	X+72.893~X+76.223	P-50	X+125.103~X+134.883
	X+72.943~X+73.423	Y-5	X+125.103~X+172.103
	X+134.883~X+140.823	P+13	受信直後~X+172.103
RC-2	X+186.943~X+187.843	P+13	受信直後~X+360.103
	X+186.883~X+187.243	Y+4	受信直後~X+360.103
RC-3	X+341.903	Y+1	X+361.123~制御終了

(注意) 受信コマンドの重みは、RC-1~2では0.1 [deg/pulse] , RC-3では0.5 [deg/pulse] である。

4.3.3. 制御動作

各段における制御動作を下記に示す。

4.3.3.1. 第1段ステージ

(1) M14TVC

図4.1に第1段ステージのピッチ及びヨーの姿勢角誤差、角速度及びTVCへのコマンド履歴を示す。M14TVCによるピッチ/ヨー制御はX+3秒から行われ、途中X+55秒までは正常に動作した。しかしながら、X+55秒以降、第1段モータの異常によりピッチ角が急激に増加し、やや遅れてヨー角も急速に発散した。INGはこのピッチ角の急激な増加を抑えるべくX+55.83秒以降機首下げの最大コマンドを出力したが発散を抑えることはできなかった。なお、ヨー修正コマンドがピッチに比べて小さいのはロール角誤差により、コマンドを機体座標系に変換するとほぼピッチ成分のみとなるためである。

(2) B1SMRC

図4.2に第1段ステージのロール角誤差/角速度及びSMRCのコマンド/アンサ履歴を示す。B1SMRCによるロール制御はX+3秒から行われ、途中X+55秒までは正常に動作した。しかしながら、X+55秒以降、第1段モータの異常によりロール角誤差が増加した。INGはこのロール角誤差を抑えるべくX+57.87秒以降CWコマンド（ロール軸周りに負のトルクを発生するコマンド）を出力し続けたが発散を抑えることはできなかった。なお、この原因はノズル側面に噴出した燃焼ガスによりSMRCドライバへの電源供給ラインが破損したためであることがわかっている。

4.3.3.2. 第2段ステージ

(1) M24TVC

M24TVCによるピッチ/ヨー制御は、X+75.6秒からX+160秒まで行われた。第1段ステージでの異常飛翔により制御開始時の姿勢角誤差はピッチ=-17.4deg、ヨー=+9.2 [deg]であったが、制御は正常に行われX+79秒には姿勢角誤差は0.2 [deg]以内に回復した。その後、第1段による頂点速度減少を回復するための2度のRGコマンドを受信し、これについても正常に制御が行われた。

(2) B2 SMRC

B2 SMRCによるロール制御はX+75.6秒からX+150.5秒まで行われた。第1段ステージでの異常飛翔により制御開始時の姿勢角誤差は100 [deg] 程あったが、制御は正常に行われX+125秒には制御デッドバンドである1 [deg] 以内に回復し、その後も正常にデッドバンド内を推移した。

(3) SMSJ

SMSJによる3軸制御はX+150.5秒からX+212.5秒まで行われた。リファレンスチェンジ (X+172秒) 後のオーバシュートも小さく制御は正常であった。

4.3.3.3. 第3段階ステージ

(1) M34TVC

M34TVCによるピッチ/ヨー制御はX+218.5秒からX+329秒まで行われた。制御中の誤差角はM34モータ点火直後ピッチで約+0.3 [deg]、ヨーで約+1.1 [deg] となったが、X+222秒にはピッチで約+0.16deg、ヨーで約+0.08 [deg] 程度に収束した。その後ミスアライメント及び重心オフセットにより姿勢角誤差はピッチで-0.6 [deg]、ヨーで+1.0 [deg] まで徐々に増大するものの制御は正常に行われた。

(2) SJ

(a) M34モータ燃焼前3軸制御

SJによるM34モータ燃焼前の3軸制御はX+214秒からX+217.5秒まで行われ、この間の制御動作は全て正常であった。制御中のピッチ最大誤差角は約-0.2 [deg]、ヨー最大誤差角は約+0.3 [deg]、ロール最大誤差角は約-0.7 [deg] であった。

(b) M34モータ燃焼中ロール制御

SJによるM34モータ燃焼中のロール制御は、

X+218.5~X+308秒 : ロールハイ間引き制御

X+308~X+318秒 : ロールロー間引き制御

にて行われた。X+250秒のロール90 [deg] 回転の際、若干オーバシュートが見られるが、これはSJ推力が制御パラメータの設計に使用した値よりも若干小さかったためである。この他は全て正常であった。

(c) M34モータ燃焼後3軸制御

SJによるM34モータ燃焼後の制御は、X+318秒以降行われ、テレメータでみえている範囲では正常に動作した。

X+318~X+358秒 : 3軸制御

X+358~X+455秒 : 3軸制御 (リファレンスチェンジ)

X+455~X+1386.5秒 : 間引きロール制御 (パーベキユースピン)

X+1386.5~X+1390.5秒 : ロールハイスラスト制御 (SJ プレ噴射)

X+1390.5~X+1410.5秒 : 3軸制御 (ファインモード)

X+1410.5~X+1417.0秒 : ロールハイスラスト制御 (スピンアップ)

X+1417.0~X+1418.5秒 : SJ 休止 (X+1418=衛星分離)

X+1418.5~X+1422.5秒 : ロールハイスラスト制御 (デスピン)

X+1422.5~X+1468.0秒 : 3軸制御 (タンブル)

X+1468.0~X+1493.0秒 : 3 軸制御 (ファインモード1)
X+1493.0~X+1513.0秒 : 3 軸制御 (ファインモード2)
X+1513.0~X+1517.0秒 : ロールハイスラスト制御 (再スピン)

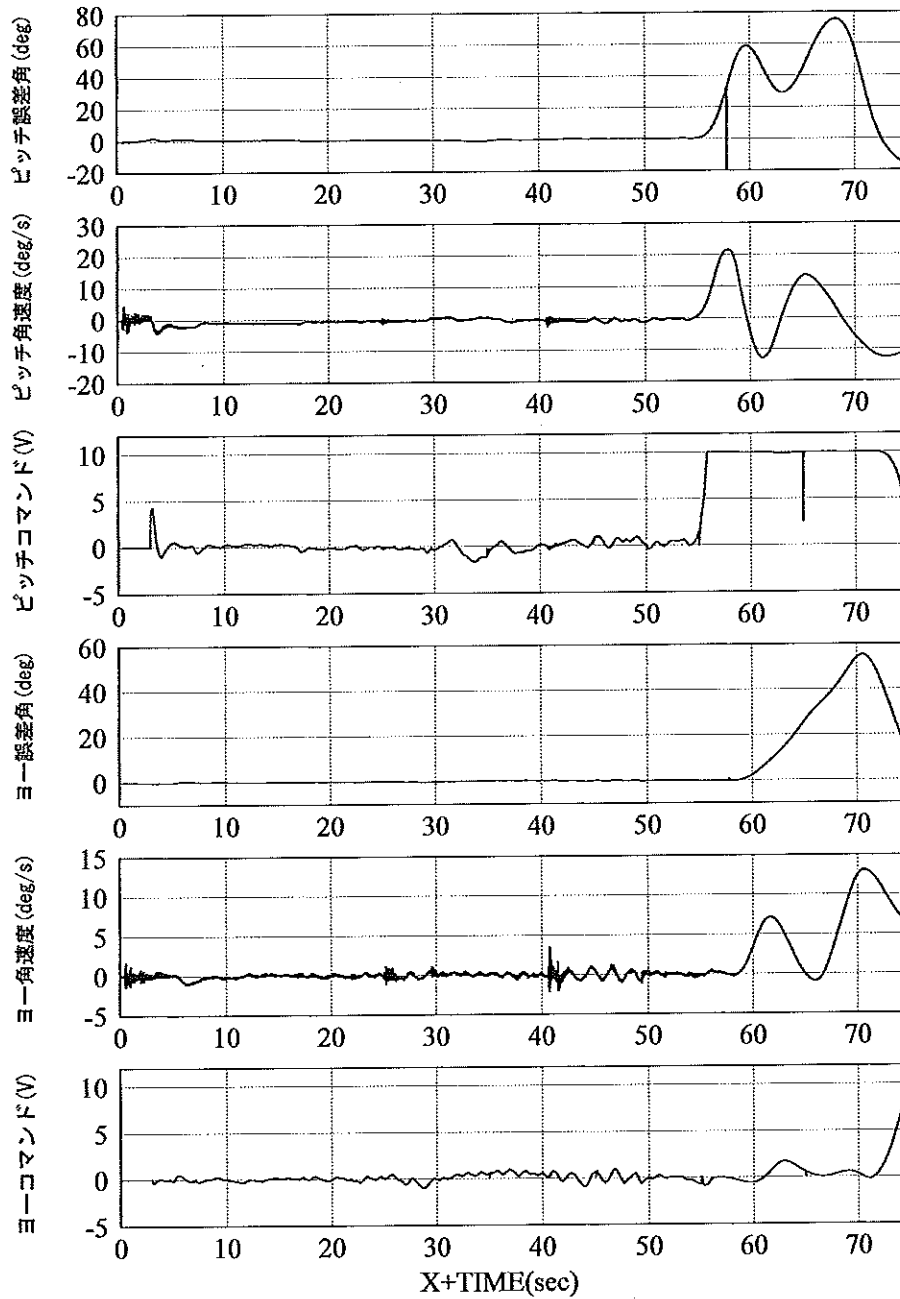


図4.1 第1段階の姿勢角誤差及び TVC コマンド

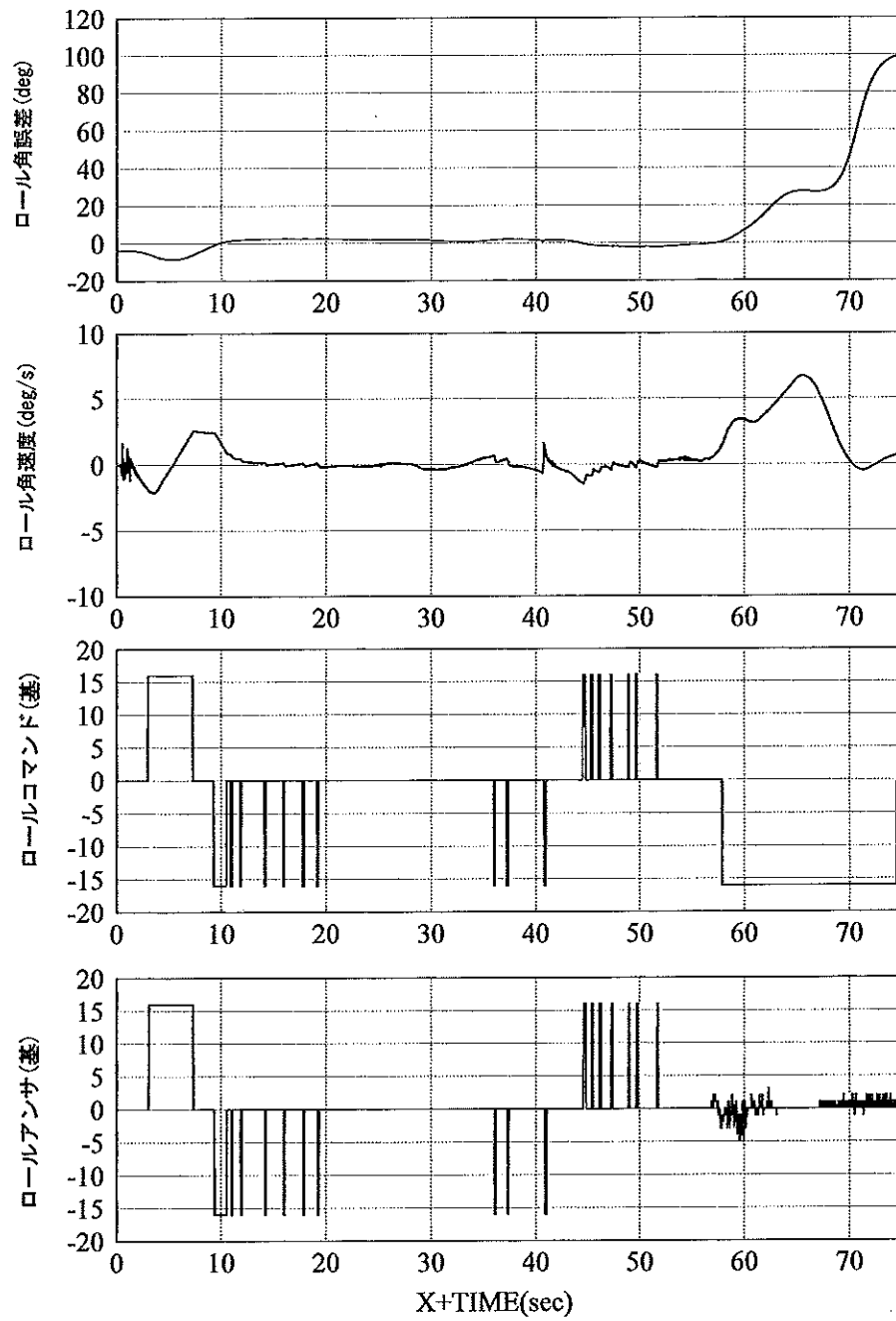


図4.2 第1段階ステージのロール角誤差及び SMRC コマンド

4.3.4. 飛翔データ

図4.3～4.8に飛翔結果の詳細なグラフを示す.

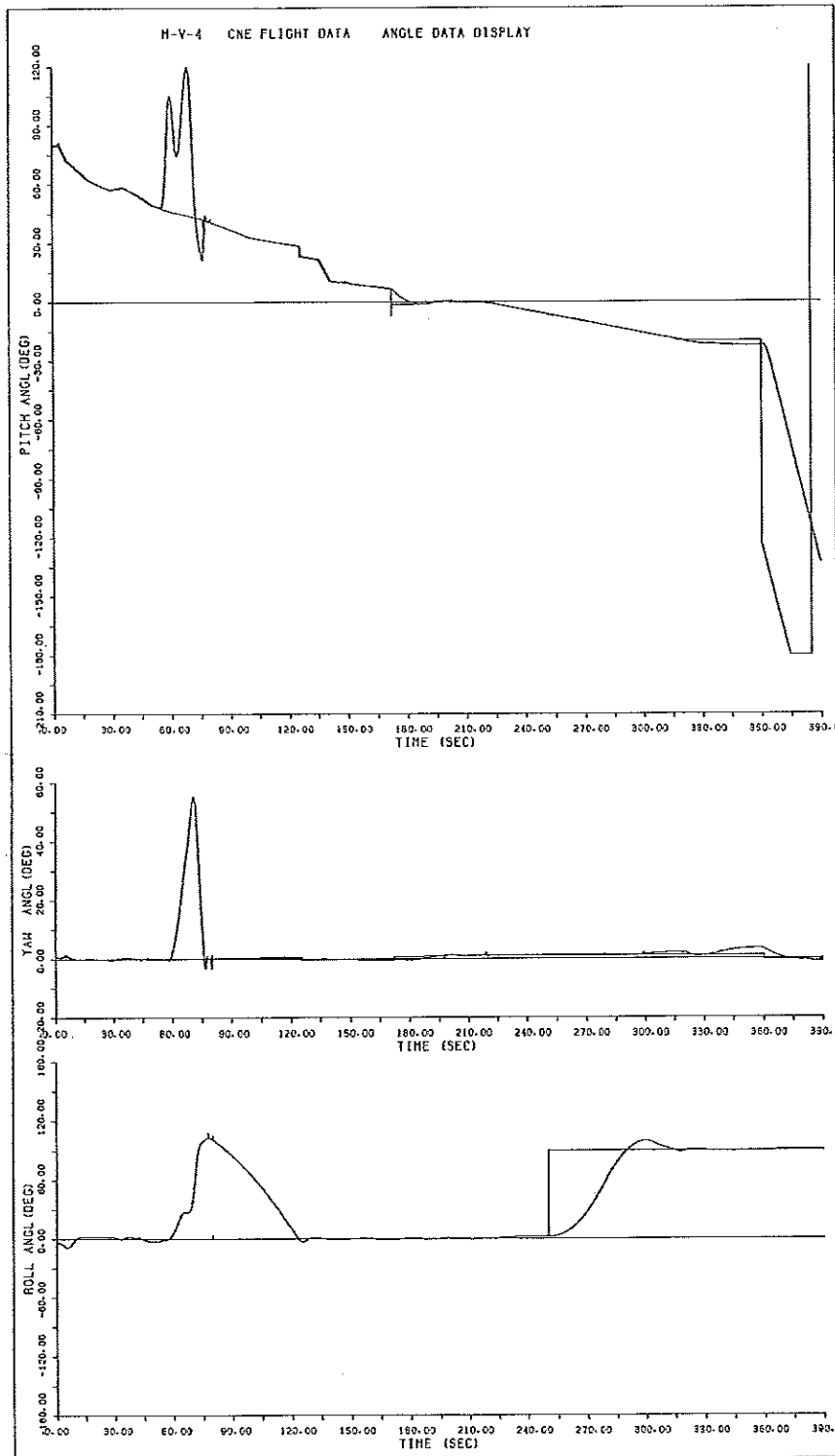


図4.3 Pitch, Yaw, Roll 角度 (X+0 ~390 [sec])

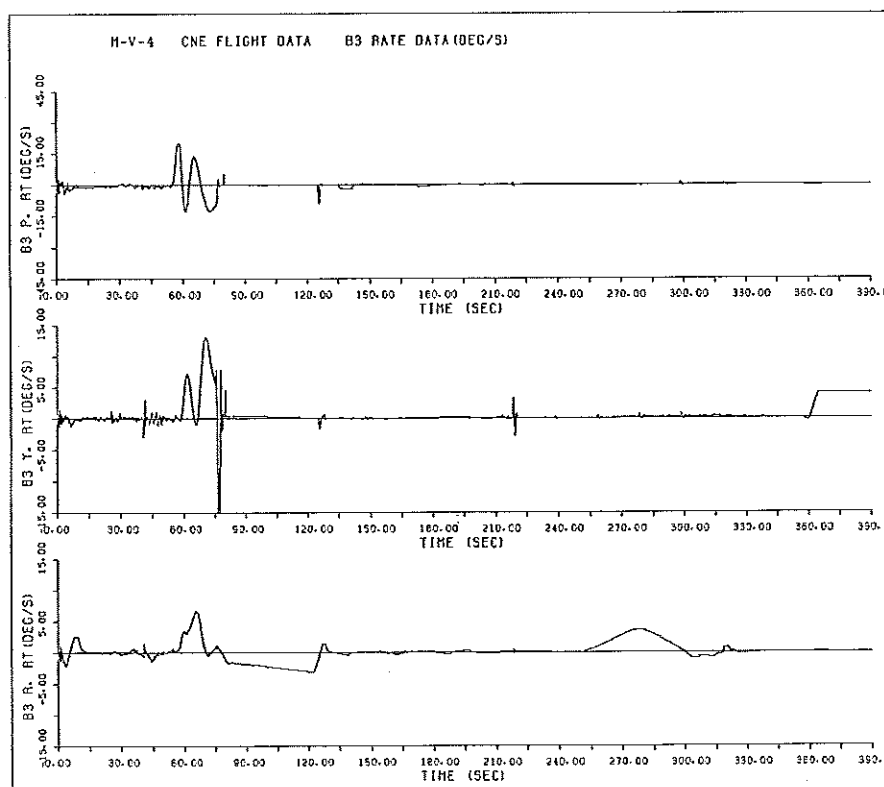


図4.4 B3 Pitch, Yaw, Roll 角速度 (X+0 ~ 390 [sec])

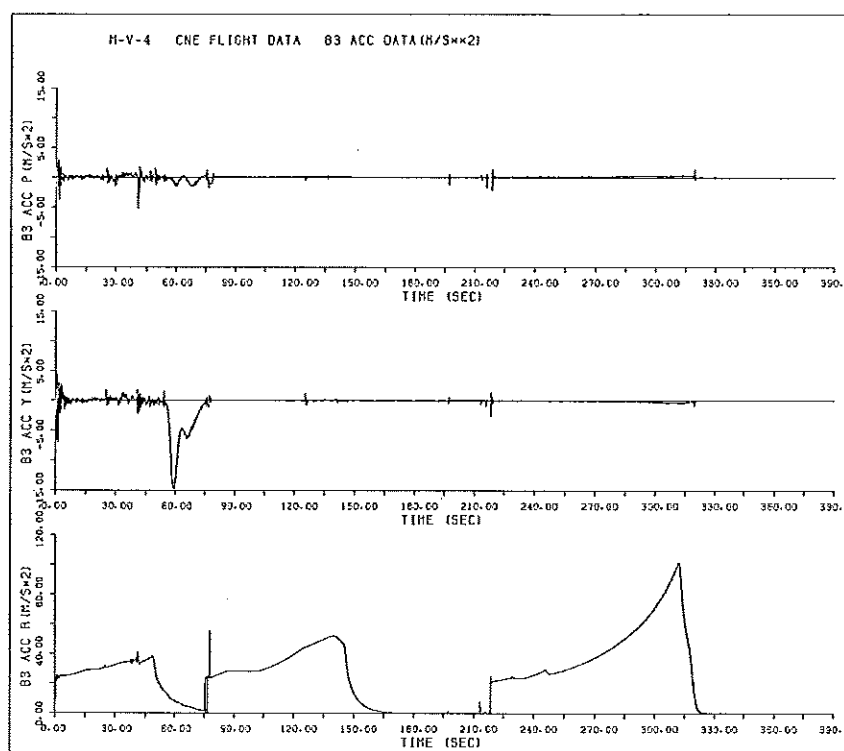


図4.5 B3 Pitch, Yaw, Roll 軸加速度 (X+0 ~ 390 [sec])

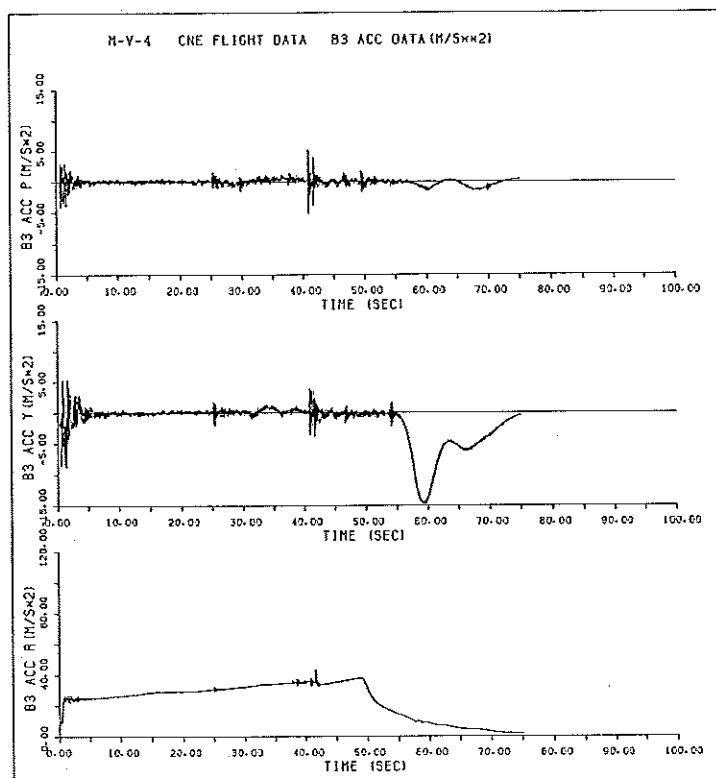


図4.6 B 2 Pitch, Yaw, Roll 軸加速度 (X+0 ~75 [sec])

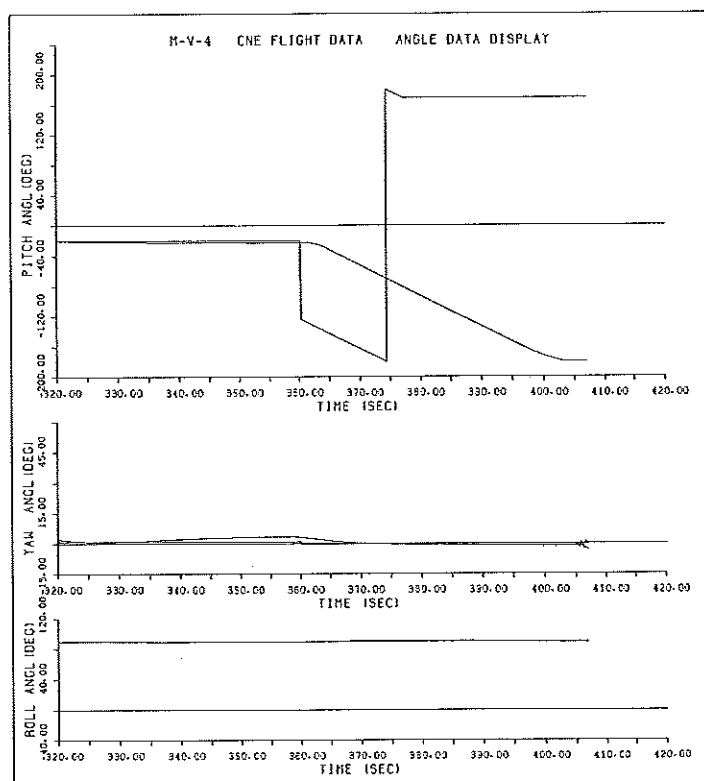


図4.7 Pitch, Yaw, Roll 角度 (X+320~420 [sec])

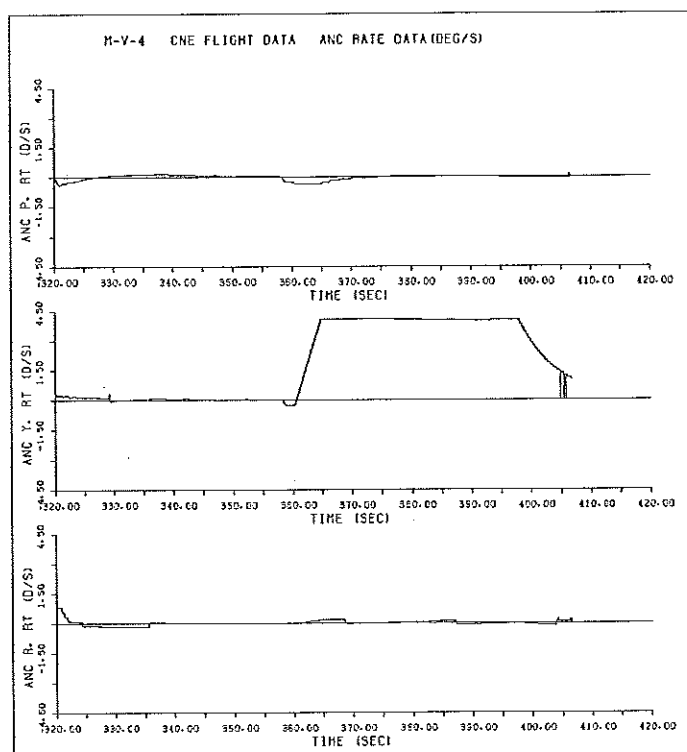


図4.8 ANC (Pitch, Yaw, Roll) データ (X+320~420 [sec])

4.4. 航法データ

INGの航法機能の確認として、飛行中の速度及び位置をテレメータに出力した。ここでは、その妥当性の検証としてレーダデータを基準に比較を行った。

4.4.1. データ比較手順

データの比較は、次の手順で行った。

- (1) レーダデータ (N-系, 慣性系) の速度, 位置を射点座標系 (K-系, 非慣性系) に変換する。射点位置は, 経度: 131.08463 [deg], 緯度: 31.24743 [deg], 高度: 261.716 [m] の値を用いた。
- (2) 位置データの履歴から, ING テレメトリデータ (K-系, 非慣性系) の時刻はレーダデータの時刻と比べ80 [msec] ほど遅れているものと推定できる。そこで, ING テレメトリデータに80 [msec] の補正を加えて比較を行う。

注. N-系, K-系は「M-V-3/Planet-B 飛行実験計画書」参照

4.4.2. 比較結果

図4.9に, ING 航法データとレーダデータの比較を示す (K-系)。両者を比較すると, クロスレンジ (Y) 方向のみに大きな誤差が発生している。この原因は M-V-1 号機の時と同様に発射方位角の設定誤差であると考えられ, その値は +0.6 [deg] と推定できる。

4.4.3. 誘導計算結果

各段について誘導コマンドの計算結果をまとめる。搭載の誘導アルゴリズムは, RG のアルゴリズムと同一で

ある。

4.4.3.1. B2 誘導計算結果

表4.6にINGで計算したB2誘導コマンドとRGコマンドの比較を示す。B2誘導では、RGと同様のリミッタを設定していたため、ピッチコマンドは-5 degで飽和している。リミッタがない場合のピッチコマンドは-21.1 [deg]である（オフライン計算結果）。ヨー方向のコマンドは、INGの方位角方向の誤差のため、RGと異なるコマンドが発生している。

表4.6 B2 誘導コマンド計算結果

	ING time(sec)	Pitch(deg)	Yaw(deg)
ING 計算値	50.000	-4.3	-0.3
	⋮	⋮	⋮
	60.000	-5.0	-0.2
	61.000	-5.0	-0.3
	62.000	-5.0	-0.4
	63.000	-5.0	-0.6
	64.000	-5.0	-0.7
	65.000	-5.0	-1.0
	66.000	-5.0	-1.2
	67.000	-5.0	-1.4
	68.000	-5.0	-1.6
	69.000	-5.0	-1.8
	70.000	-5.0	-1.9
RG 計算値	—	-5.0(-15.7)	-0.5

() 内はリミッタがなかった場合。

4.4.3.2. B3 誘導計算結果

表4.7にINGで計算したB3誘導コマンドとRGコマンドの比較を示す。200秒付近では、INGとレーダデータがほぼ一致していたので、ピッチコマンドはよく一致している。ヨーコマンドは、INGの方位角誤差のため0.4 [deg]ほどずれている。

表4.7 B3誘導コマンド計算結果

	ING time (sec)	Pitch (deg)	Yaw (deg)
ING 計算値	172.000	1.3	0.9
	⋮	⋮	⋮
	200.000	1.3	0.9
	201.000	1.3	0.9
	202.000	1.3	0.9
	203.000	1.3	0.9
	204.000	1.3	0.9
	205.000	1.3	0.9
	206.000	1.3	0.9
	207.000	1.3	0.9
	208.000	1.3	0.9
	209.000	1.3	0.9
	210.000	1.3	0.9
	211.000	1.3	0.9
	212.000	1.3	0.9
RG 計算値	—	1.3	0.5

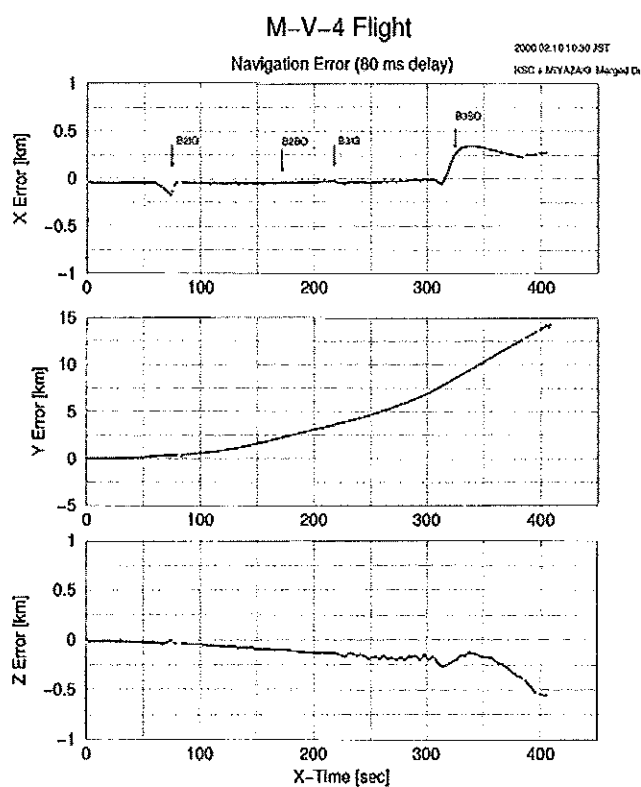


図4.9 ING 航法データとレーダデータの比較