

KSC 飛翔保安システムについて

雛田 元紀・野村 民也・中野 旭*
塚本 茂樹・中島 俊**・竹田 秀***・
藤崎 憲輔***

(1986年3月6日受理)

1. はじめに

M (ミュー) ロケットは、科学衛星打上げ用ロケットとして、鹿児島宇宙空間観測所から打上げられている。打上げ時の飛行管制としては、次のようになっている。すなわち、打上げられたロケットは、地上のレーダによって追跡され、衛星の軌道が最適となるように地上から誘導される。一方ロケットの姿勢角、加速度など搭載系の情報は、テレメータによって地上に送られてくる。これらの追跡、誘導、テレメータデータの監視の他に、ロケット打上げ時における重要な業務として保安管制がある。保安管制業務には、大きく分けて次の様に区分する事ができる。

- ・ 地上安全に関する保安業務
- ・ 飛翔安全に関する保安業務

本システムは、飛翔安全に属するもので、保安管制業務を支援する。

2. 開発の背景と目的

保安管制業務の目的は、ロケットが飛翔中に、地上・船舶・航空機などに対して危険を及ぼさないように、飛翔状況を監視し、安全を確保することである。このために、ロケット打上げは、飛翔に関する情報（姿勢角、瞬間落下予測点、現在位置など）を集中化し、保安総括責任者が適切な保安措置（タイム停止、機体の破壊など）をとれるような体制のもとで行われる。

従来、飛翔保安の状況判断に供されるべき情報には、おもに次のような種類のものがある。

- (1) 透明板を通しての目視監視・固定テレビカメラ・光学観測班の可動テレビカメラによる光学観測データ
- (2) テレメータ系よりの加速度・ピッチ角・ヨー角・ピッチレート・コーレート・スピンドレート等の姿勢データ
- (3) 精測レーダを中心とするレーダ系よりの PPI (現在位置)・IIP (瞬間予想落下点)・対地速度のレーダデータ

* 東大境界領域研究所
** 日立研究所
*** ファコムハイタック

上記データの大部分は、コントロールセンタ内の各所に設置された表示位置に表示されたり、データ取得担当者が、情報を指令電話により保安総括責任者に状況を報告するという形式をとっていた。しかしこのような方法では、地域的に離散している情報を正確かつ迅速に伝達することが不可能であった。「ロケットに関する各種データの集中的な管理」による迅速な状況判断およびそれに基づいた保安措置の必要性の認識が高まり、昭和51年を契機として、計算機システムの導入がはじまった。年々ロケットの高性能化、それに伴う飛行データの多様化により、システム機器も充実が計られ、データ処理能力も向上した。そこで昭和57年度には、コントロールセンタ内に分散していた各システム機器を統合した制御卓「飛行保安管制卓」を開発し、システムの安全性・操作性が向上され、保安情報の集中管理が可能となった。以来今日まで、改善を重ねながら、多くのロケット実験での運用によってその有用性が実証されてきた。

飛行保安システムの開発経緯を表1に示す。

表1 飛行保安システムの開発の経緯

昭和(年)	51年	52年	53年	54年	55年	56年	57年	58年	59年	60年
衛星打上げ		たみせいさろ	たみせいさろ	はらうろ	たみせいさろ	のり		たみせい	たみせい	たみせい
発 展 段 階	ソフトウェア	飛行保安システムの基礎作り		判断アルゴリズムのシステム導入	システム の二重化	システム の統合化	意志決定アルゴリズムの調査・研究			
	ハードウェア	PFU-200/300/400システムとF2904GDによる基礎システムの導入		PFU-400システムの増設 F3100E GDの増設	PFU-1500システムの増設 リモートICUの採用	飛行保安管制卓の導入				
	次	第一次		第二次		第三次	第四次	第五次		

3. システムの対象範囲と信頼性について

飛行保安システムの運用時間は、ロケットの発射直後から最終段姿勢整定までの極めて短い時間である。(M型ロケットで数分程度)。この間をシステムの取扱うべき範囲とする。その間に要求されるシステムの信頼性は当然ながら非常に高い。したがって本システムは、図1に示すようにデータの入力源を二重化するとともに、画面表示機能を二重化している。

システムの障害発生時には、共通バス切替装置によって自動的に、もう一方の系による画面表示に切替えることができる。

4. システムの地理的構成

飛行保安システムは、図2に見られるように、コントロールセンターの飛行保安計算機センターをデータ収集の拠点とし各所に分散しているセンターからの一括管理を行なう。

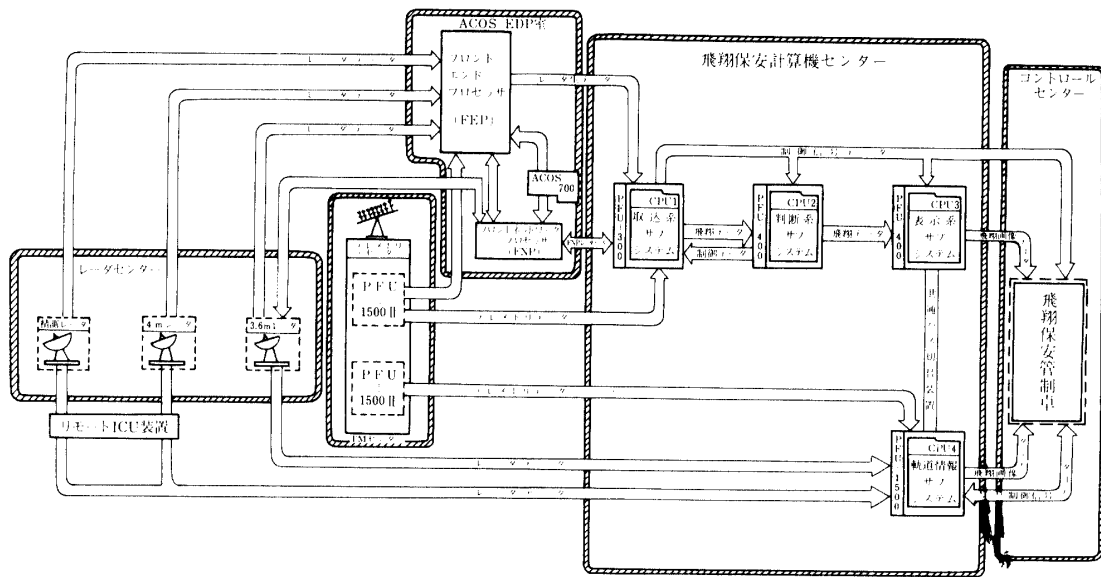


図 1

— 鹿児島宇宙空間観測所地理的構成 —

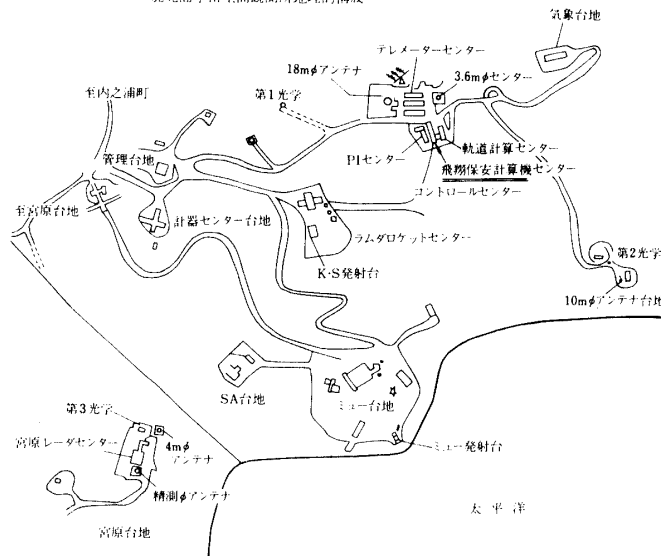


図 2

5. システム構成

5.1 ハードウェア構成

飛行保安システムにおけるコンピュータシステムの構成は、次のようなシステムから成り立ち、階層的なサブシステム構造になっている。構造図を表2に示す。

FSシステムは、機能処理別に分散した3台のコンピュータ(CPU 1, CPU 2, CPU 3)をサブシステムとし、判断系サブシステムの前後に、取り込み系および表示系サブシステムを配置した。分散直列型方式をとっている。

軌道情報サブシステムは、精測および4 m レーダデータを、直接取り込み取り込み系サブシステムとは別にシステムの信頼性を高めている。3.6 m レーダおよびテレメータデータは、各回線を介して取り込んでいる。これらのデータは、コントロールセンターでモニタされるが、系のバックアップとして重要な機能も兼ねそなえている。

CPU 1, 2, 3 と CPU 4 は、複合システムを構築し、システムの信頼性が確保されている。(図1 システムの構成図を参照)

表 2

システム名	サブシステム名	略称名
FS システム (Flight Safety system)	取込み系 サブシステム	CPU 1
	判断系 サブシステム	CPU 2
	表示系 サブシステム	CPU 3
	軌道情報 サブシステム	CPU 4

5.2 サブシステム別 ハードウェア構成

各サブシステム別ハードウェア構成を次に示す。

なお、主コンピュータとして、ミニコンピュータを導入し、それにシステム機器を接続させ、トータルなシステムを構築した。なおハードウェア構成で使用されている略号名を下記に示す。

5.3.2 各サブシステム別処理概要

1) 取り込み系サブシステム (CPU 1)

ロケットの打上げ時において、次の情報がリアルタイムに取り込まれる。

- ・ 各レーダから、ロケットの現在位置、瞬時予測落下点のデータ
- ・ ロケットテレメータからは、姿勢角、加速度のデータ

これらの各データは、逐次補助記憶装置に収録する。また、取り込まれた飛翔データは、回線を介して判断系サブシステムに送信する。収録データは、実験終了後、再現処理などに利用される。

2) 判断系サブシステム (CPU 2)

取り込み系サブシステムから受信したロケットの飛翔データは、タイムスケジュールに合わせて予め決められている所定の判断アルゴリズムに従って、ロケットの飛翔状況が、安全な範囲にあるかどうかを、総合的に判断する。さらにその判断結果を、コントロールセンターに設置した飛翔保安管制卓に状態表示する。異常であれば、赤ランプを点燈しブザーを鳴らして警告する。判断結果を付加した飛翔データは、回線を介して表示系サブシステムへ送信する。

3) 表示系サブシステム (CPU 3)

判断系サブシステムから受信した飛翔データは、画像変換し、6.で述べる8種類の画面を作成する。そして飛翔保安管制卓に組込まれた2基のグラフィック・ディスプレイに分散して表示する。詳細は6章で述べる。

略号名一覧表

BCA	:	Basic Mode Communication Adapter
BFC IV	:	Basic File Channel IV
CR	:	Card Reader Unit
CRT	:	Character Display Unit
CCA	:	Channel to Channel Adapter
CBBR	:	Common Bus BRanch Adapter
DCCH	:	Disk Cartridge Channel
DKU	:	Disk Unit
DIOA	:	Direct Memory Access I/O Adapter
DO-AE	:	Digital Output-AE
DI-AC	:	Digital Input-AC
FS卓	:	Flight Safety 卓
GD	:	Graphic Display Unit
HCA	:	High-Speed-Bus Conversion Adapter
HFC	:	High-Speed File Channel
ICU	:	Interface Control Unit
ICUC-AA/DA	:	Interface Control Unit C-AA/DA
ICUD-AA/AB/BB/BA	:	Interface Control Unit-AA/AB/BB/BA
IOSW	:	Input-Output Switch
JST	:	Japan Standard Time
LP	:	Line Printer Unit
MBC	:	Multiple Basic Channel
MU	:	Master Unit
MTU	:	Magnetic Tape Unit
MTCIII/V	:	Magnetic Tape Channel III/V
MIOC	:	Matrix Input Output Controller
PTP	:	Paper Tape Print Unit
PTR	:	Paper Tape Reader Unit
PLCA	:	Parallel Line Communication Adapter
PWC-M	:	Power Control-M
SU	:	Slave Unit
TW	:	Type Writer Unit
TWA	:	Type Writer Adapter
×マーク	:	ロケット発射信号
×タイム	:	ロケット打上げ予定時刻信号

4) 軌道情報サブシステム (CPU 4)

各レーダおよびロケットテレメータの飛翔データは、回線またはインタフェース装置を介して、リアルタイムに取り込まれる。取り込まれた各データは、画像変換し、6.で述べる8種類の画面を作成する。取り込まれたデータは、加工編集された画像データとともに、補助記憶装置に逐次収録する。収録したデータは、実験終了後、再現処理などに利用される。

6. 表示画面について

年々ロケットの多様化によって、グラフィック・ディスプレイ上へ表示されるデータの種類が増加した。これにともない、時々刻々変化する飛翔データを今まで以上迅速にする事が、システムに要求され表示能力のすぐれたグラフィック・ディスプレイへとシステム機器の充実をはかった。それにより、従来1秒ごとに飛翔データを表示していたのを、0.5秒ごとにデータを表示処理することが可能となった。

6.1 表示画面の種類

ロケットの飛翔情報は、0.5秒ごとに、飛翔保安管制卓に組み込まれた2基のカラーグラフィック・ディスプレイにリアルタイムに表示している。表示画面は、表3に示す8種類の画面が用意され、ロケットの飛翔シーケンスに沿ってその時点で最も重要な画面を表示するように自動的に画面の切り換えが行われる。保安総括責任者が、必要に応じて任意の画面に切り換えたいときは、飛翔保安管制卓に取り付けられている画面選択スイッチによって表示画面を選択出来る。再びシーケンスに従った自動表示を行いたいときは、自動表示設

表 3

項目 No.	画面の種類	表示画面の内容
1	PPI0 (Fine)	<ul style="list-style-type: none"> ・ PPI データ (水平面および垂直面投影) ・ タイムシーケンスに従った標準のロケット位置 (通称, タイムフロント)
2	PPII (Coarse)	PPI0 を縮尺したもの
3	IIP0 (Fine)	<ul style="list-style-type: none"> ・ IIP データ (含, 落下限界線, 破壊限界線, 島) ・ 対地速度データ ・ タイムシーケンスに従った標準の IIP データ (IIP のタイムフロント)
4	IIP1 (Coarse)	IIP0 を縮尺したもの
5	Y & P	<ul style="list-style-type: none"> ・ ピッチ角, ヨー角 (含, 時間によって変化する許容範囲)
6	ACC	<ul style="list-style-type: none"> ・ 加速度データ (X₁) ・ DAM (Digital Acceleration Meter) データ
7	AZ & Y	<ul style="list-style-type: none"> ・ 方位角とヨー角の誤差の表示 (含, 許容範囲)
8	ERROR & RATE	<ul style="list-style-type: none"> ・ ヨー角の誤差とヨーレートの表示 ・ ピッチ角の誤差とピッチレートの表示

定のスイッチを押下する。飛行に異常が発生した場合、現在表示中の画面上に、異常状況を表わす画面の番号を表示し、保安総括責任者に注意を促すようにも考慮されている。

6.1 画面の表示内容

1) 画面1および画面2

画面1, 2には、PPIの情報が表示され、任意のスケールに設定できる。表示は、レーダデータによって次のものを表示する。

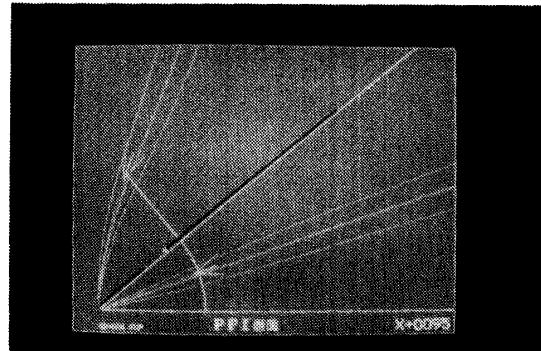
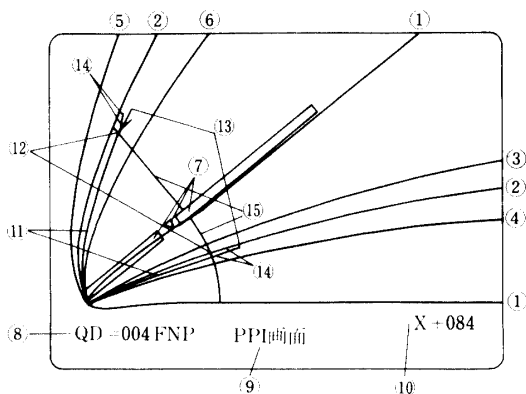


写真 A

- ①：左右破壊限界線
- ②：標準飛行軌跡（水平面，垂直面）
- ③：左側参考線
- ④：右側参考線
- ⑤：上側参考線
- ⑥：下側参考線
- ⑦：EVENT MARK（燃焼，切離し）
- ⑧：データの品質情報
- ⑨：PPI画面のタイトル
- ⑩：X マークからの経過時間(秒)
- ⑪：ロケットの現時点までの軌跡
- ⑫：ロケットの現在位置
- ⑬：速度ベクトル
- ⑭：速度ベクトルの許容範囲
- ⑮：タイム・フロント

2) 画面3および画面4

画面3, 4には、IIPの情報が表示され、任意のスケールに設定できる。表示は、レーダデータによって次のものを表示する。

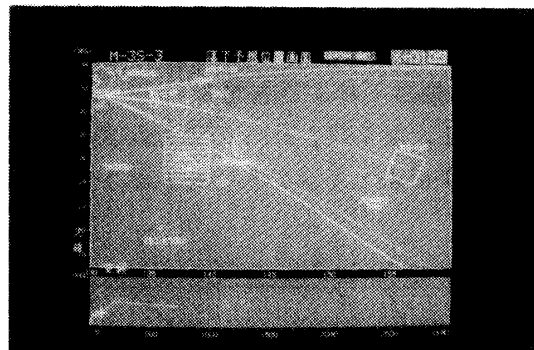
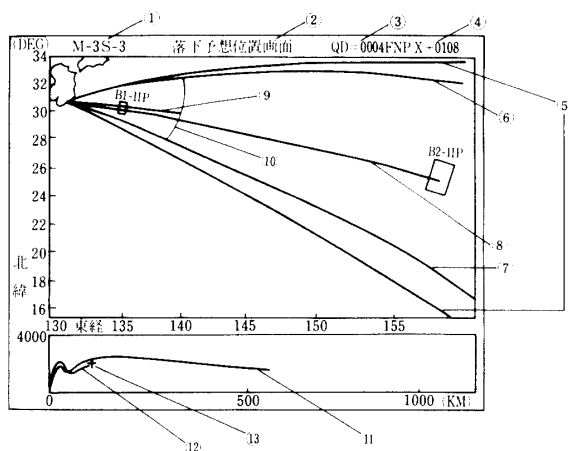


写真 B

- ①：ロケット名
- ②：IIP のタイトル
- ③：データの品質情報
- ④：X マークからの経過時間
- ⑤：落下限界線
- ⑥：左側破壊限界線
- ⑦：右側破壊限界線
- ⑧：標準瞬時落下予測点軌跡
- ⑨：ロケットの現時点での瞬時落下予測点軌跡
- ⑩：タイム・フロント
- ⑪：標準対地速度
- ⑫：現在の対地速度
- ⑬：対地速度のタイム・フロント（「+」で表示）

3) 画面 5

画面 5 には、姿勢角の情報が表示される。表示はテレメータデータによって、Yaw と Pitch を軸にとった、次のものを表示する。

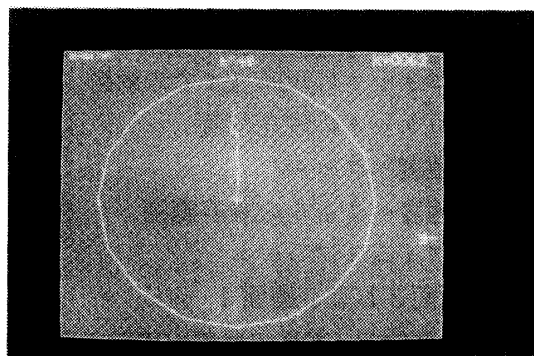
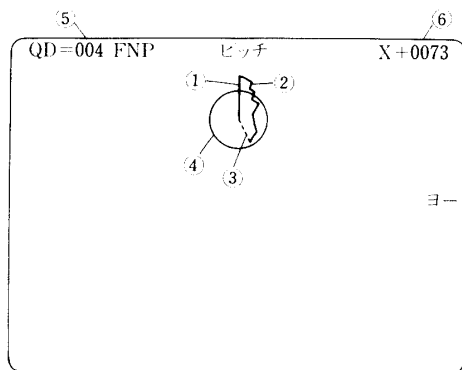


写真 C

- ①：Yaw, Pitchの標準データによる軌跡
- ②：実データによるYaw, Pitchの軌跡
- ③：標準値と実データの差異の表示
- ④：Yaw, Pitchの標準値を基にした許容範囲（許容楕円）の表示
- ⑤：データの品質情報（レーダデータに関する）
- ⑥：Xマークからの経過時間

4) 画面6

画面6は、加速度の情報が表示される。表示は、テレメータデータにより、次のものを表示する。

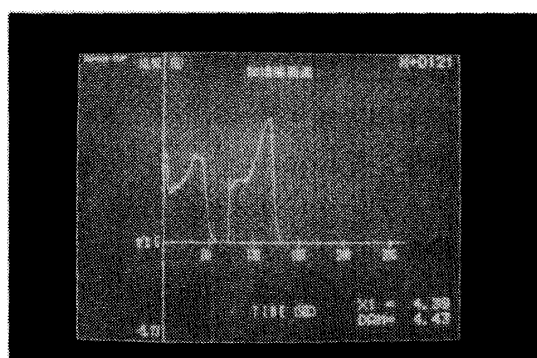
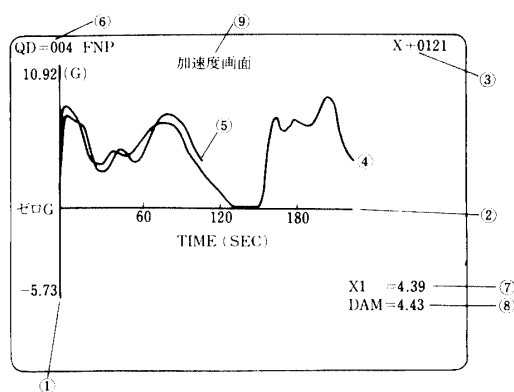


写真 D

- ①：加速度軸
- ②：時間軸
- ③：Xマークからの経過時間
- ④：標準の加速度
- ⑤：実データの加速度
- ⑥：データの品質情報（レーダデータに関する）
- ⑦：加速度計の値
- ⑧：デジタル加速度計の値
- ⑨：加速度画面のタイトル

5) 画面7

画面7は、レーダデータによって算出される方位と、テレメータデータのYawとその標準値との差異が表示される。なお、方位とは標準発射方向から見た角度である。次のものが表示される。

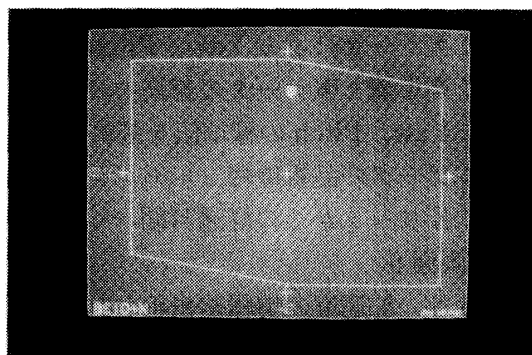
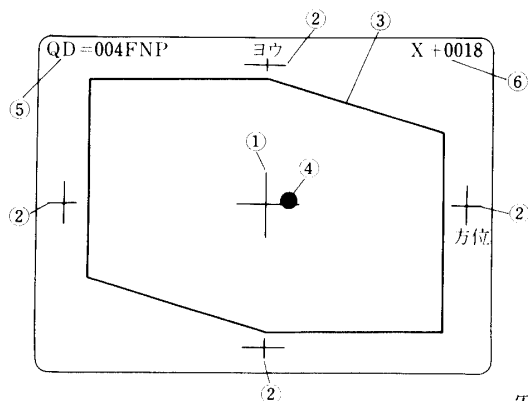


写真 E

① 画面中心マーク (方位 = 0, Yaw の差異 = 0 の基準線)

②: 画面エッジマーク (上, 下, 左, 右)

③: 許容限界線

④: 方位, Yaw の実データによる表示マーク

表示マークには 3 種類あり, それぞれ次の様な意味を持つ.

●形: データが正常である.

#形: 少なくとも一方のデータが欠損, あるいは, レーダ情報がブラックアウト状態を示している.

■形: 少なくとも一方のデータが表示限界域を超えている.

横軸で方位を示し, 発射点からロケットを見た表示であり, 標準発射方向から右側にずれた時画面上で中心マーク①の右に表示する.

縦軸で Yaw の標準値と実データ値の差異を表示する.

⑤: データの品質情報 (レーダデータに関する)

⑥: X マークからの経過時間

6) 画面 8

画面 8 は, テレメータデータから Yaw と Pitch の ERR (標準値との差) と RATE (変化率) が座標軸に表示される. またシーケンス情報と RS コマンドが表示される. 次のものが表示される.

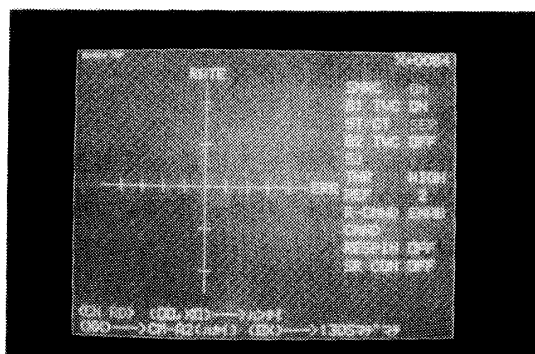
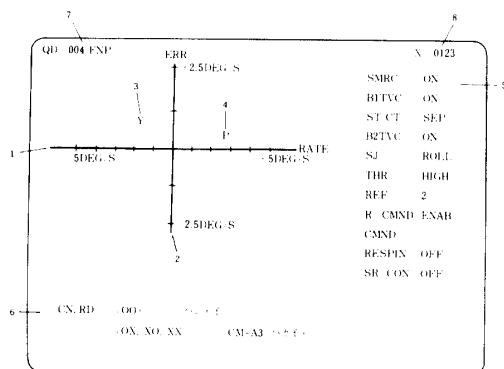
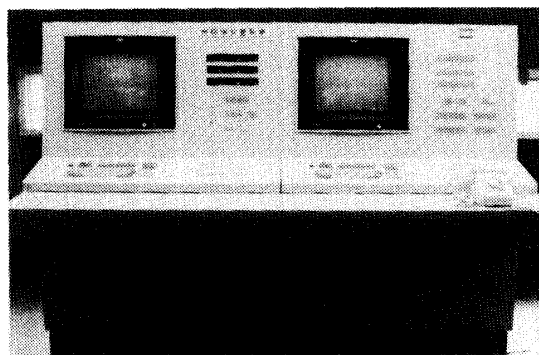


写真 F

- ①：RATE 軸
- ②：ERR 軸
- ③：Yaw の ERR と RATE の表示マーク「Y」
- ④：Pitch の ERR と RATE の表示マーク「P」
- ⑤：シーケンス情報
- ⑥：RS コマンド
- ⑦：データの品質情報（レーダデータに関する）
- ⑧：X マークからの経過時間

7. 飛翔保安管制卓による統合管理について

保安総括責任者が、保安管制業務において必要とするロケットの飛翔情報およびシステムの状況を集中管理することが出来、さらに、システム操作機能を統合化した、「飛翔保安管制卓」の開発を行った。飛翔保安管制卓の外観を、次に示す。



写真（管制卓）

本装置には、2基のカラーグラフィック・ディスプレイが組みこまれているほか、キーボード2基、各種状態表示ランプ・スイッチ類が設けられ、ICU（Interface Control Unit）によって各コンピュータシステムと接続されている。

8. データの種類と構成

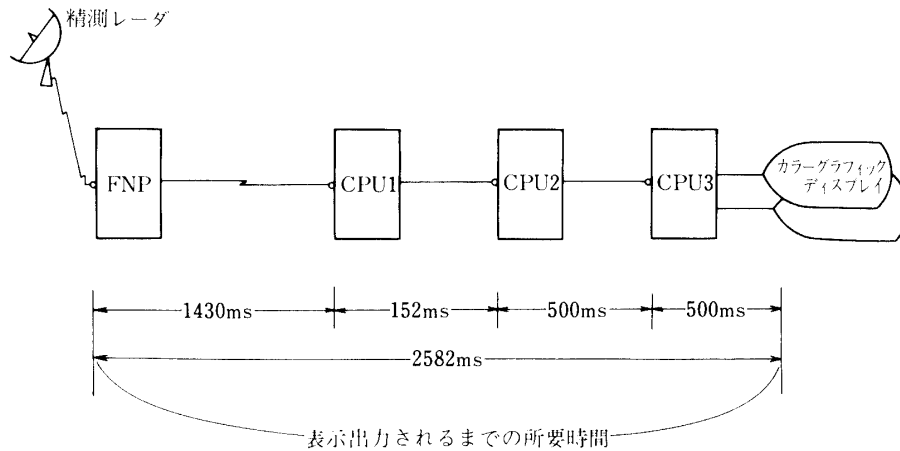
システムで取り扱うデータの種類は次の9通りである。

8.1 FNP (Front Network Processor) データ

ACOS 計算機システムから、PPI/IIP データを、回線を介して取り込み系サブシステムで受信する。当データは、各レーダデータの中で、最良のデータが送られてくる。（精測、4 m あるいは 3.6 m レーダの中の1組）

主な回線仕様とデータ受信タイムチャートを示す。

- 1) 伝送間隔：500 ms
- 2) 伝送量：送信；32 バイト
 受信；168 バイト
- 3) 受信タイムチャート：

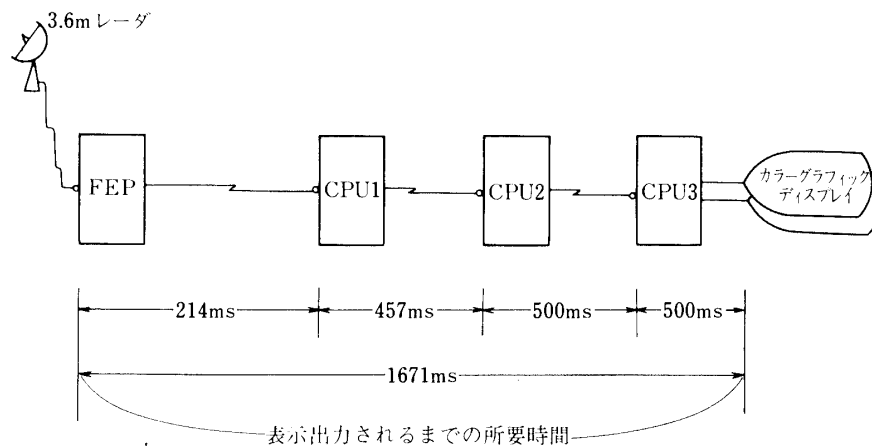


8.2 FEP (Front End Processor) データ

ACOS 計算機システムから、レーダの生データを、回線を介して取込み系サブシステムで受信する。当データは、各レーダデータが送られてくる。

主な回線仕様とデータ受信タイムチャートを示す。

- 1) 伝送間隔：100 ms
- 2) 伝送量：受信：98 バイト
- 3) 受信タイムチャート：

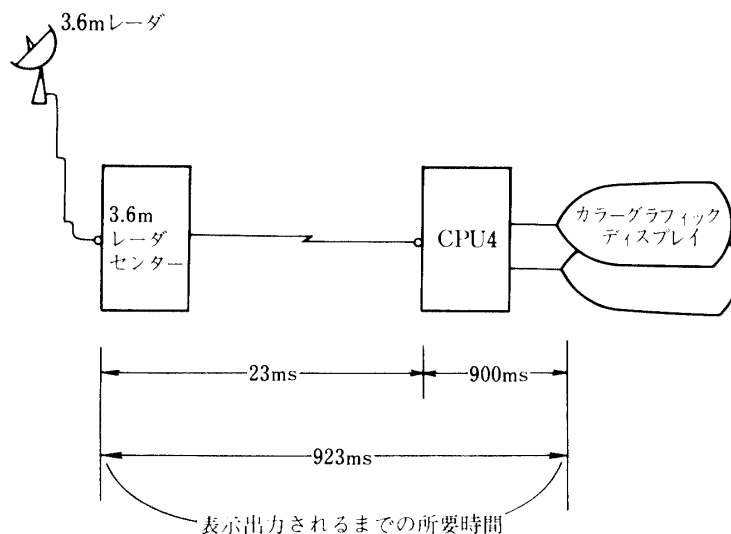


8.3 3.6m レーダの生データ

3.6 m レーダセンタに設置された PFU-1500 計算機システムから、レーダの生データを、回線を介して軌道情報サブシステムで受信する。

主な回線仕様とデータ受信タイムチャートを示す。

- 1) 伝送間隔：100 ms
- 2) 伝送量：受信：24 バイト
- 3) 受信タイムチャート：



8.4 精測および4 m レーダ生データ

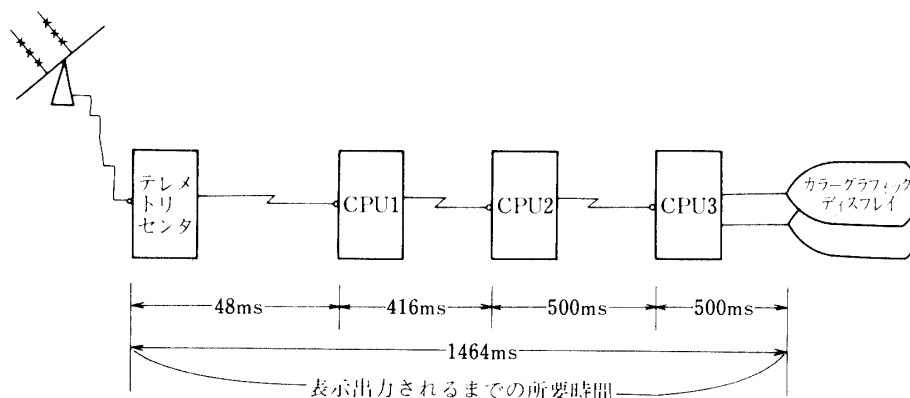
宮原レーダセンタに設置されたりモートICU装置から、直接レーダの生データを、軌道情報サブシステムで受信する。(リモートICU：遠距離データ伝送装置)

8.5 テレメータデータ1

テレメトリセンタに設置されたPFU-1500 II計算機システムから、ロケットテレメータのデータを取込み系サブシステムで受信する。

主な回路仕様とデータ受信タイムチャートを示す。

- 1) 伝送間隔：100 ms
- 2) 伝送量：受信；72 バイト
- 3) 受信タイムチャート：



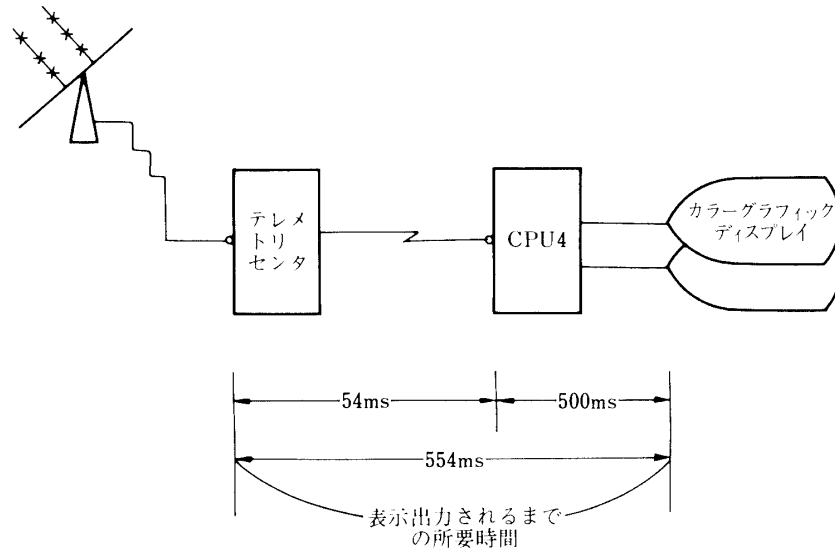
8.6 テレメータデータ2

テレメトリセンタに設置されたPFU-1500 II計算機システムから、ロケットテレメータのデータを軌道情報サブシステムで受信する。

主な回線仕様とデータ受信タイムチャートを示す。

- 1) 伝送間隔：100 ms
- 2) 伝送量：受信；72 バイト

3) 受信タイムチャート:



8.7 日本標準時間 (JST) データ

JST データは、時刻信号発信器より ICU を経由し、必要なときに、判断系および軌道情報サブシステムで取り込んでいる。また、飛翔保安管制卓は、JST 表示器に、JST データを取り込み表示している。

8.8 ロケット打上げ予定時刻 (X タイム) データ

X タイムデータは、ロケット打上げ予定時刻発生装置より ICU を経由し、必要なときに、判断系および軌道情報サブシステムで取り込んでいる。両サブシステムは、打上げ予定時刻が変更になったか一定間隔でチェックを行なっている。変更が発生すると、飛翔保安管制卓の打上げ予定時刻変更ランプを赤点燈させ、さらにシステム警告ブザーを鳴らして、保安総括責任者に注意を促す。責任者は、変更を確認し、管制卓の確認スイッチ (変更赤ランプ) を押下してシステムへ通知する。

通知されたシステムは、打上げ予定時刻の変更処理を行なう。(X マーク経過時間など)

8.9 X マーク信号データ (外部よりの割込み信号)

X マーク信号データは、ロケットの発射を通知する信号で、X マーク発信器より送られてくる。取込み系、判断系および軌道情報サブシステムで取り込む。各サブシステムは、X マーク信号データが通知されると、飛翔保安管制卓の X マーク表示器ランプを緑点燈させ、外部より X マーク信号が通知されたことを、保安総括責任者に知らせる。

9. おわりに

飛翔保安システムは、計算機を導入してから、はや 10 年を経過しようとしている。この間、保安管制を支援するサブシステムとして運用され、システムの基本的な機能はほぼ完成したと考えている。しかし、システム機器の老朽化に伴ない、今後も、新技術の投入を図り、より使いやすいシステムとなるよう開発を進める予定である。