

UDC 681.3.02:
629.78.058-56

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-532

ストラップダウン慣性方式のための慣性センサ用
インタフェース装置の研究試作とその応用

本間幸造・中 正夫・山本浩通

1978 年 4 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

ストラップ・ダウン慣性方式のための慣性センサ用インタフェース 装置の研究試作とその応用*

本 間 幸 造** 中 正 夫** 山 本 浩 通**

The Implementation and Application of a Sensor Interfacing Unit for Strapdown Inertial Systems.

By Kozo HOMMA, Masao NAKA and Hiromichi YAMAMOTO

ABSTRACT

This paper describes the study of design, fabrication and application of a sensor interfacing unit (SIF) connecting between an inertial measurement unit and a guidance computer in strapdown inertial guidance systems.

The SIF takes pulse inputs (max. 6,400 pulse/sec.) from the inertial measurement unit, adds them up with counters during an update interval (usually 10–60ms), and sends a sequence of the counted values to the computer, under the appropriate timing controls.

It is designed and constructed as a laboratory type unit, and has performed in evaluation tests. Further, it has been applied to a real time hybrid simulation experiment combined with a sensor package and a servo table or flight table, for the study of strapdown inertial attitude reference computations.

1. ま え が き

わが国においても最近大型ロケット用ストラップ・ダウン慣性誘導装置の研究・開発機運が現われてきている。大型ロケット用ストラップ・ダウン慣性誘導装置における搭載情報処理サブシステムでは、航法計算特に座標変換計算部の高性能化が課題であり、筆者らはストラップ・ダウン慣性方式における座標変換計算システムの研究¹⁾を行なって来ている。今回その研究の一環として、飛しょう体の機体軸に固定された慣性センサ・パッケージ(パルス・リバランス型の積分ジャイロと加速度計をそれぞれ直交三軸に組み込んだもので、以下IMUと記す)の検出データを搭載航法計算機に読み込むための慣性センサ用インタフェース装置の試作研究を進めた。慣性センサ・パッケージ(IMU)の出力はパルス信号であ

り、これを計算機に読み込ませることは原理的に極めて簡単である。然しながら慣性センサ・パッケージ(IMU)はジャイロ、加速度計各3個からパルス信号を最高6,400パルス/秒の割合²⁾で全く独立に発生するので、その都度パルスを直接計算機に入力しては計算機はこの入力処理だけで一杯になり本来の航法計算処理が不可能になる。そこで慣性センサ・パッケージ(IMU)と航法計算機の間データ・アダプタとして慣性センサ用インタフェース装置(以下SIFと記す)を設け、これにパルス計数、一時記憶、タイミング制御の諸機能を持たせ計算機の負荷を低減する必要がある。

従来この種の慣性センサ用インタフェース装置(SIF)の構成例はないので、本試作研究では本装置に持たせるべきカウンタの計数容量と並列化の度合、パルス積算のタイミング、IMUや計算機との整合性およびデータアクセス法など方程式設計上の諸課題の検討を行なった。試作完了後に、先ず機能・性能試験を慣性センサ用

* 昭和53年1月11日受付

** 計算センター

インタフェース装置 (SIF) について行った、ついで IMU とサーボ・テーブル又はフライト・テーブルを組み合わせた実時間ハイブリッド・シミュレーション実験にこれを応用した。その結果、本試作装置の機能、性能は十分に検証され、今後の搭載型モデルの設計に関する資料が得られた。以下に、本試作研究の概要を、装置の基本設計、装置の構成例と性能、および応用に分けて報告する。

2. 慣性センサ用インタフェース装置の設計

慣性センサ用インタフェース装置 (SIF) は慣性センサ・パッケージ (IMU) と航法計算機の間に接続され、IMU の検出データを航法計算機に入力する機能を有するデータアダプタである。従って IMU および航法計算機に適合するシステム構成と機能を有する慣性センサ用インタフェース装置を設計し製作する必要がある。

本章では SIF の設計条件、IMU や航法計算機など周辺機器の入出力特性について述べ、ついで SIF の基本設計について述べる。

2.1 設計条件

慣性センサ用インタフェース装置 (SIF) の研究試作を進めるに当たって、以下の諸条件を設定した。

- (1) SIF が入力データとして受け取るのは、当所で試作研究を進めている慣性センサ・パッケージ²⁾ (パルス・リバランス型の積分ジャイロと加速度計各々 3 個から構成される) の検出パルスとする。
- (2) SIF の出力データを取り込み航法計算を行う搭載型モデル航法計算機には、ミニコン FACOM U-200 (以下 U-200 と記す) を従来の研究¹⁾との関連より用いる。

U-200 は汎用レジスタ方式、多重割込み機能、共通バス方式等のアーキテクチャを備え、かつ豊富な命令体系を有するミニコンである。SIF と U-200 間の接続距離が 20 m 程度になることも考えられるので、SIF は U-200 の共通バスに直結せず標準プロセス I/O モジュールを経由して結合する。これにより SIF の故障が U-200 中枢部に波及するのを防止する。

- (3) SIF は、地上で単体としての機能・性能の確認および各種実時間評価 / 応用実験に使用するために、地上実験型モデルとして試作する。従って今回の研究試作に於いては、SIF の機能・性能を重視するが、小形化、低電力化や耐環境性には特別に配慮しない。

- (4) SIF の構成としては、入力パルスの計数、一時記

憶、タイミング制御の諸機能を持たせるが、IMU センサエラーの補正処理機能は設けない。

上記諸条件のうち(1), (2)は SIF 設計における外的制約条件となり、試作 SIF の機能・性能に深い関連を有するので、次節にこれら周辺機器の入出力特性を要約する。

2.2 慣性センサと航法計算機の入出力部特性

2.2.1 慣性センサ・パッケージ (IMU)

SIF の入力データ源となる慣性センサ・パッケージは、当所でストラップ・ダウン方式慣性誘導用として研究試作²⁾を進めているもので、デジタル・リバランス積分型ジャイロと加速度計をそれぞれ直交三軸に組み込んだものであり、ロケット機体のピッチ、ヨー、ロール軸に関する姿勢角速度と加速度情報を検出できる。このうちジャイロ系 (以下 GRU と記す) のブロック図は図 1 に示す如く積分ジャイロ 3 個とデジタルリバランス回路 3 チャンネル、基準クロック発生部等から構成されている。GRU をロケット機体に固定した場合、GRU は機体姿勢が正或いは負の方向に 0.0025 度変位するたびに、それに対応して正パルス或いは負パルスを 1 個出力する機構になっている (この場合パルスウェイトが 0.0025 度であるという)。加速度計の出力パルス信号の出方も、GRU に同じであるが、加速度計固有のパルスウェイト値 (パルス 1 個を出力するのに必要な加速度増分値) を有する。このパルスウェイトの差異は、SIF の基本設計に影響を与えないので以下は GRU について説明する。

本 GRU の出力特性を表 1 に示す。GRU は機体の直

表 1 GRU の出力規格

項	目	規 格
出力パルス	レ ー ト	最大 6400 pulse/sec
	パ ル ス 幅	117.2 μ s
	チ ャ ネ ル	3 ch (ヨー, ロール, ピッチ軸) 正, 負パルス一組 / ch
	パルスウェイト	0.0025° / pulse (ノミナル値)
	出力レベル	TTL レベル
基準クロック	周 期	64 KHz (156.3 μ s)
	パ ル ス 幅	500 ns
	チ ャ ネ ル	2 ch (Clock A, B)
	出力レベル	TTL レベル

(注) 最大入力角速度 16° / sec

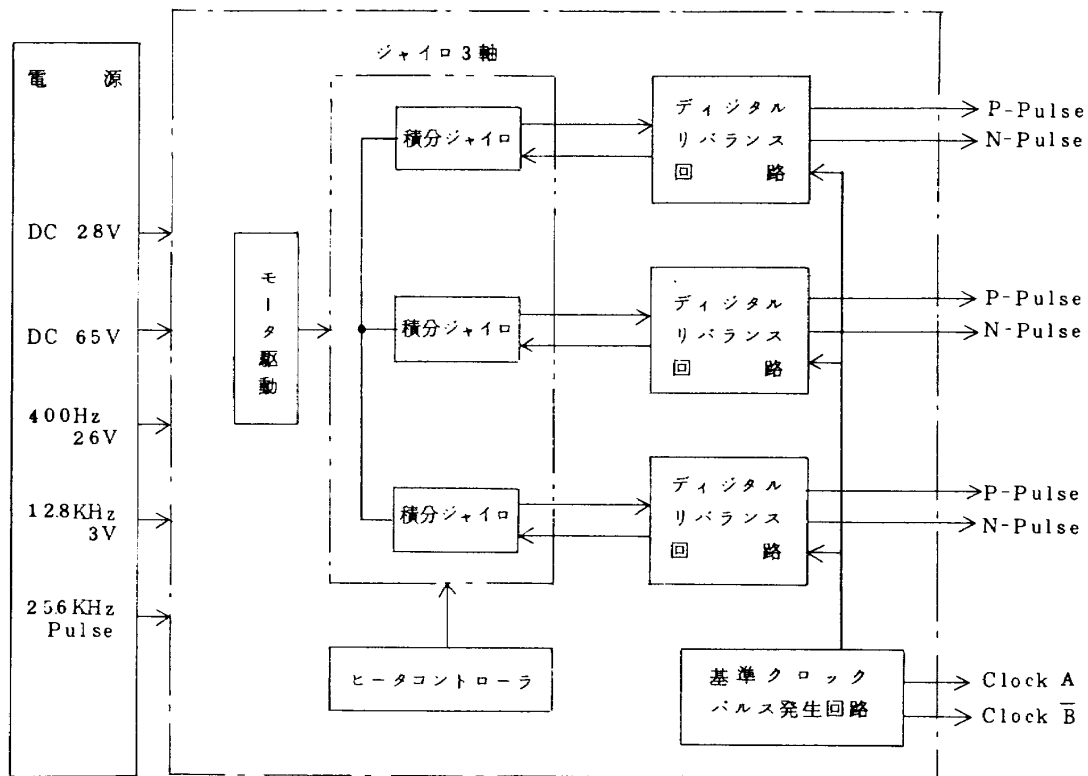


図1 慣性センサパッケージのジャイロ系 (GRU) ブロック図

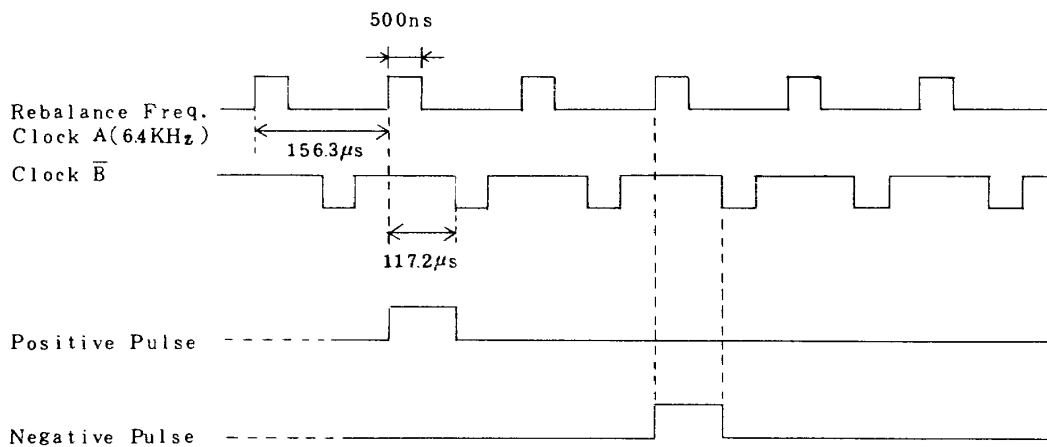


図2 GRU出力パルスタイミング

交三軸（機体軸）に関する姿勢情報として正または負パルスを三軸独立に出力すると同時に基準クロックA、B二種類も出力する。図2に示す出力パルスのタイミングより、出力パルスが得られる場合には正、負パルス共にクロックAで立上り、クロックBで立下っていることがわかる。即ち出力パルスはクロックに同期して得られ、そのパルス巾はクロックA、Bの位相差と同じ117.2μsである。出力パルスレートの最大は6400パルス/秒で、この時出力パルスのデューティファクタは最大75%になる。GRUの正および負パルスのパルスウェイト

（単位姿勢角度増分でその公称値は0.0025度/パルスである）は積分ジャイロの特性上その値が僅かに異なり、これを航法計算では無視できない。従って正、負パルスを夫々独立に計数処理することが必要である。

2.2.2 航法計算機

飛しょう体搭載型モデル航法計算機システム(U-200)の構成を図3に示す。

またその計算機の性能を表2に示す。IMUなど外部機器からのデータは、簡易入出力制御装置（以下ICUと記す）を経由してU-200内に入力され、また計算処

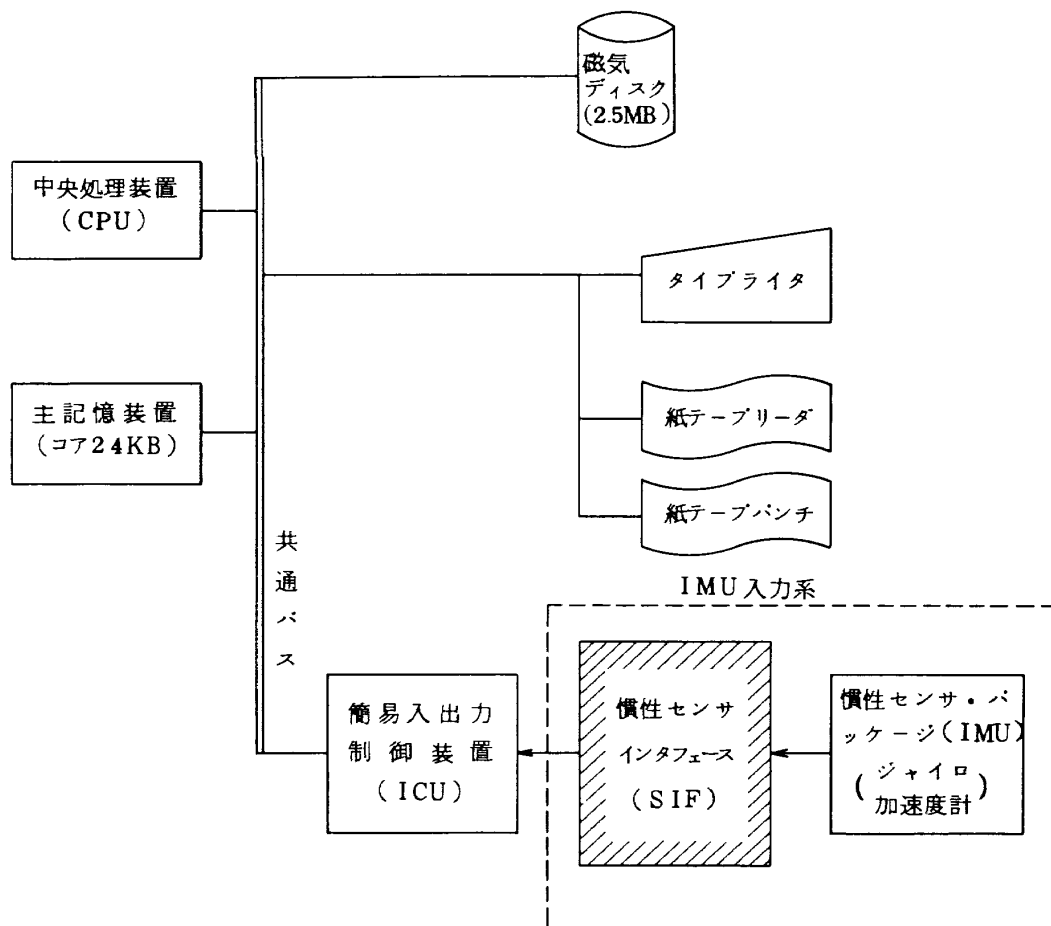


図3 航法計算機システム構成 (U-200)

表2 航法計算機性能表 (U-200 CPU)

記憶装置	素子	磁気コア
	語長	16ビット+2パリティ
	アクセス単位	語 (16ビット) 又はバイト (8ビット)
	サイクルタイム	0.65 μ s
	記憶容量	24 Kバイト (但しハードウェア領域を含む)
演算制御	素子	TTL/MSI
	演算方法	並列2進法, 2の補数表示, 固定小数点
	命令数 (基本)	83
	アドレス方式	6種 (直接, 相対, インデックス, レジスタ間接, レジスタ間接自動増加, インディエイト)
	割込みレベル	内部2, 外部4
	データ形式	2進法固定小数点: 8/16/32ビット 論理演算: 1/8/16ビット
	演算速度	加減算 1.58 μ s (レジスター-レジスタ), 3.15 μ s (レジスター-メモリ)
		乗算 7.53~13.10 μ s (レジスター-メモリ)
		除算 14.70 μ s (レジスター-メモリ)
諸機能	汎用レジスタ	8個
	記憶保護	有
	イニシャルプログラムロード	有
	電源異常割込再起動	有
入出力制御	方式	共通バス方式
	モード	プログラム制御 / ダイレクトメモリアクセス制御

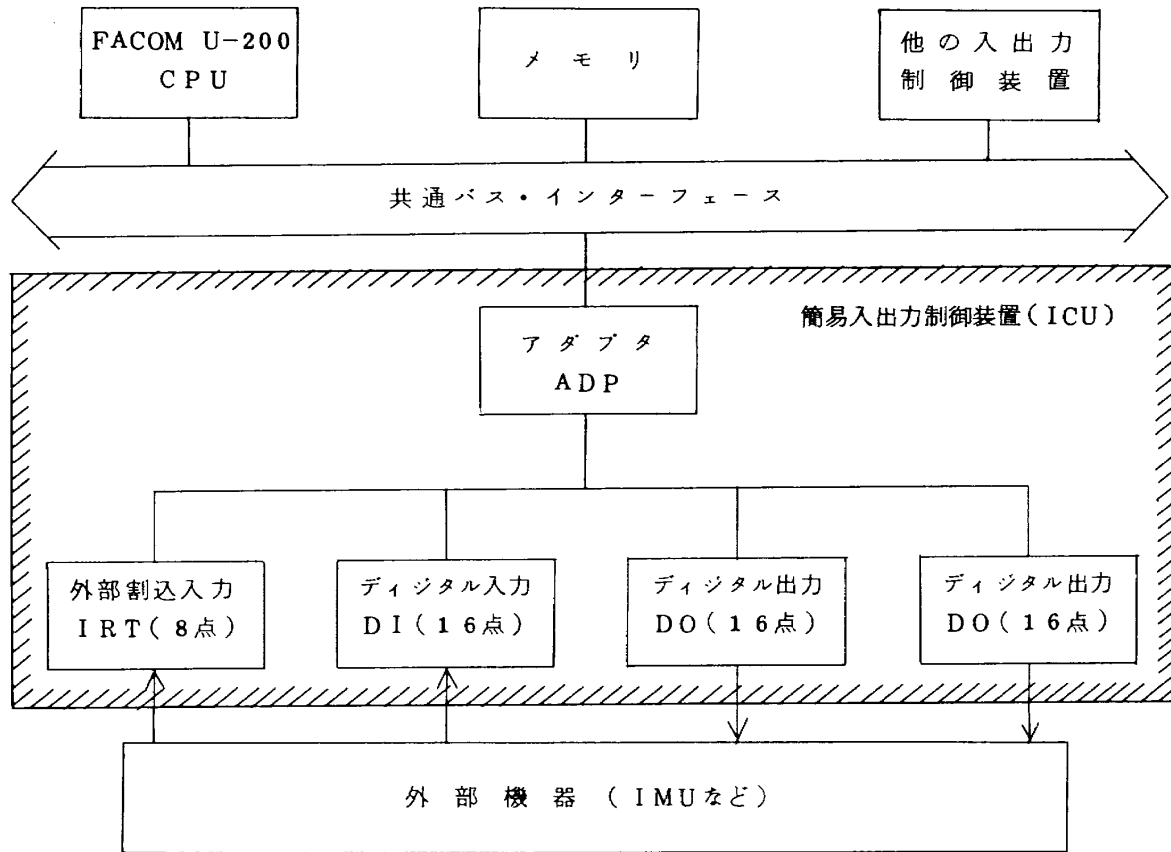


図4 簡易入出力制御装置 (ICU) ブロック図

理結果はICUを経て外部機器に出力される。従ってここでは外部機器とU-200との情報受渡し方式の設計に必要な事項をICUの機能を中心にまとめておく。

ここで使用するICU⁴⁾は図4のブロック図に示される様に、外部割込み入力部(以下IRTと記す)、デジタル入力部(以下DIと記す)、デジタル出力部(以下DOと記す)、およびこれらを共通バスに接続するアダプタ部からなる。一方IMU等の外部機器は、IRT、DI、DOに接続される。本ICUはプログラム制御モードの動作をする。プログラム制御モードは、プログラムの直接制御のもとに入出力装置とU-200の中央処理装置(以下CPUと記す)または入出力装置との間で、1語または1バイト単位のリデータ転送を行う方式である。以下に各モジュールの機能概要について述べる。

(i) アダプタ (ADP)

アダプタはU-200共通バスインタフェースに接続され、外部機器用入出力モジュールとCPUとの間で情報転送を行うための制御回路である。本アダプタの主な機能は、各入出力モジュールとCPU間の情報転送の同期を取ること、割込み制御を行うことにある。

(ii) 外部割込み入力部 (IRT)

IRTモジュールは外部機器から最大8点までの割込み信号を最大4レベルに分けて受信し、CPUに対してレベルごとに割込み要求を出すことができる。外部機器側がCPUに要求する割込みの形態としては、解析方法の相違からLSW形式とDSW形式がある。本モジュールはLSW(ランプ・ステータス・ワード)形式の割込み要求がCPUに伝えられるとAKI命令の実行によりランプ・ステータス・レジスタのアドレス(IAW)がCPUに知らされる。次にこれをソース・アドレスとして一般命令SLSを行うとLSWの内容を読むことができ、割込み原因が判る形式である。割込み動作概念図を図5に、割込み処理命令を表3に示す。

(iii) デジタル入力部 (DI)

DIモジュールは外部から16ビット、1チャンネルのデジタル信号を常時受信しており、CPUから本モジュールのアドレスをソース・アドレスとして一般命令MOVE等を出して読み取りに来た時ゲートを開いてその時の情報をCPUに伝えるものである。そのブロック図を図6に示す。なお入力データは16ビットをまとめて1ワードとして取扱われる。

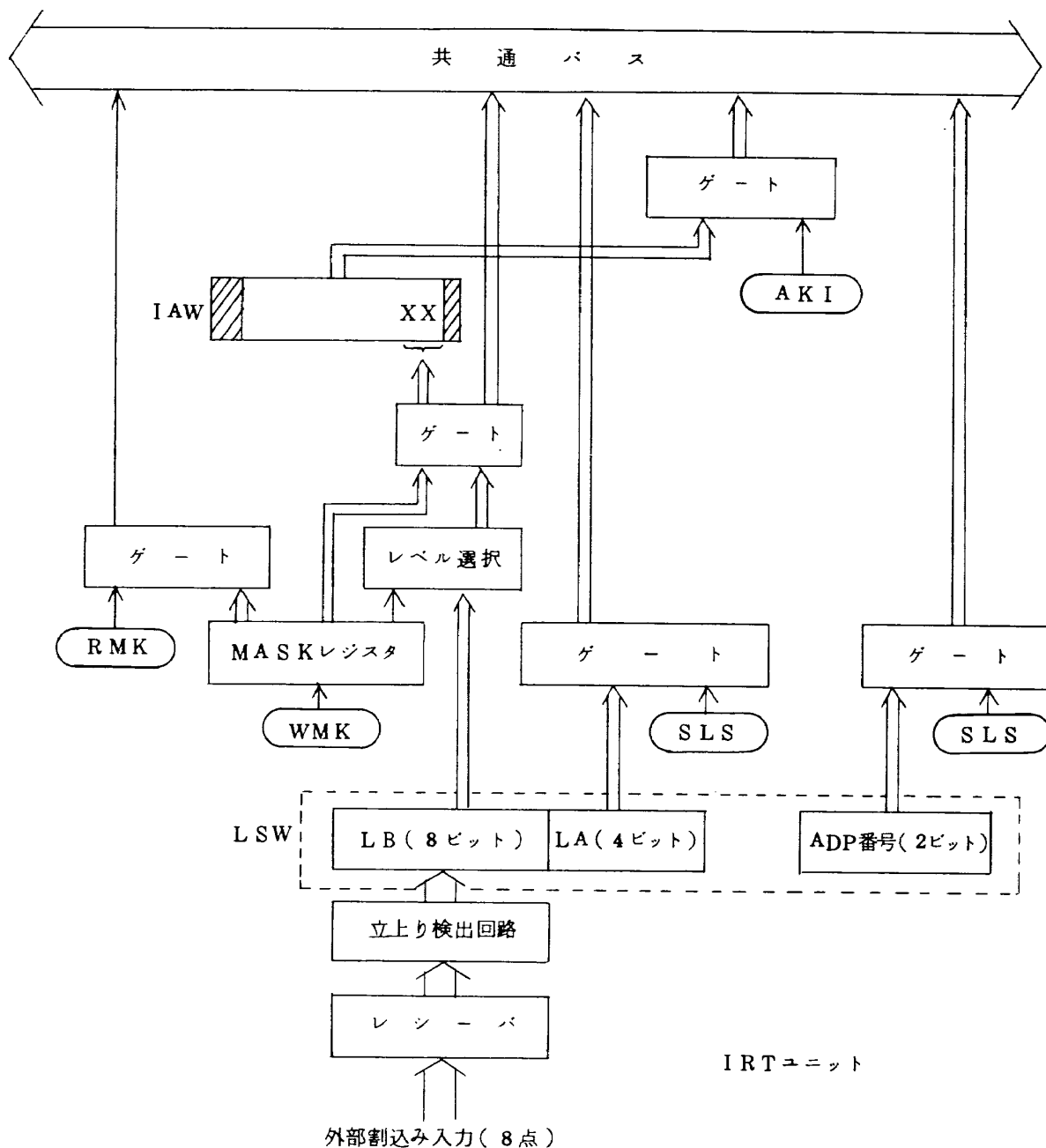


図5 割込み動作概念図

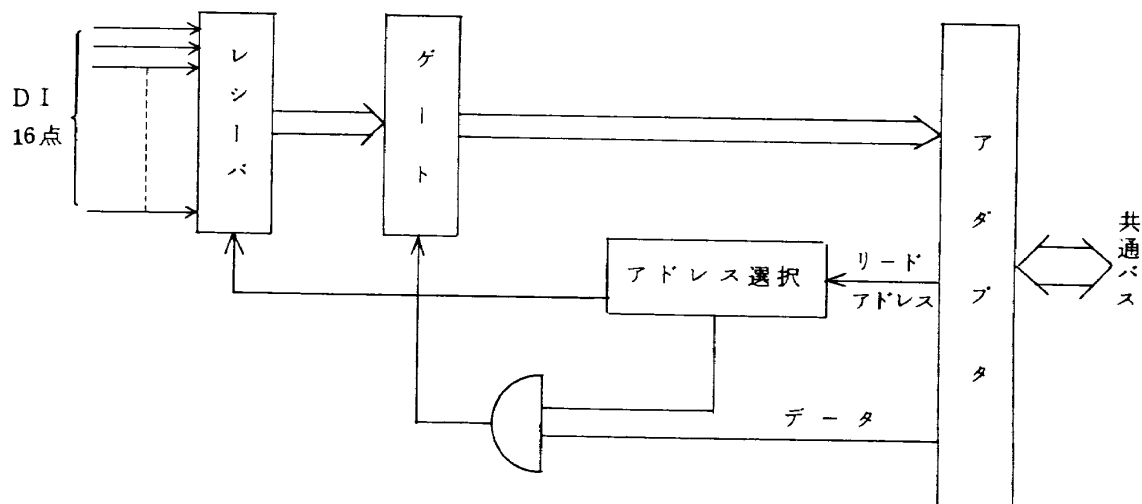


図6 デジタル入力 (DI) ブロック図

表 3 割り込み処理命令

命 令	内 容
AKI	<div><div><div><div>02378111215</div><div><div>R</div><div>11111</div><div>0010</div><div>C</div></div></div><div><div>レジスタ指定</div><div>OP</div><div>Md</div><div>OPE</div><div>レベル番号の指定</div></div></div><div><div><div>割り込みレベル C = 4 ; 外部 0 レベル割り込み</div><div>" C = 5 ; 外部 1 "</div><div>" C = 6 ; 外部 2 "</div><div>" C = 7 ; 外部 3 "</div></div></div><div>図に示される C 部によって指定する割り込みレベル番号と割り込み要求のうち最も優先順位の高い割り込み表示レジスタのアドレス情報 (IAW) を R 部で指定されたレジスタに格納する。</div></div>
SLS	AKI 命令で読込んだ LSR のアドレス (IAW) をソースアドレスとして LSW を一般命令で読み込み、割り込み原因の詳細をセンスする。

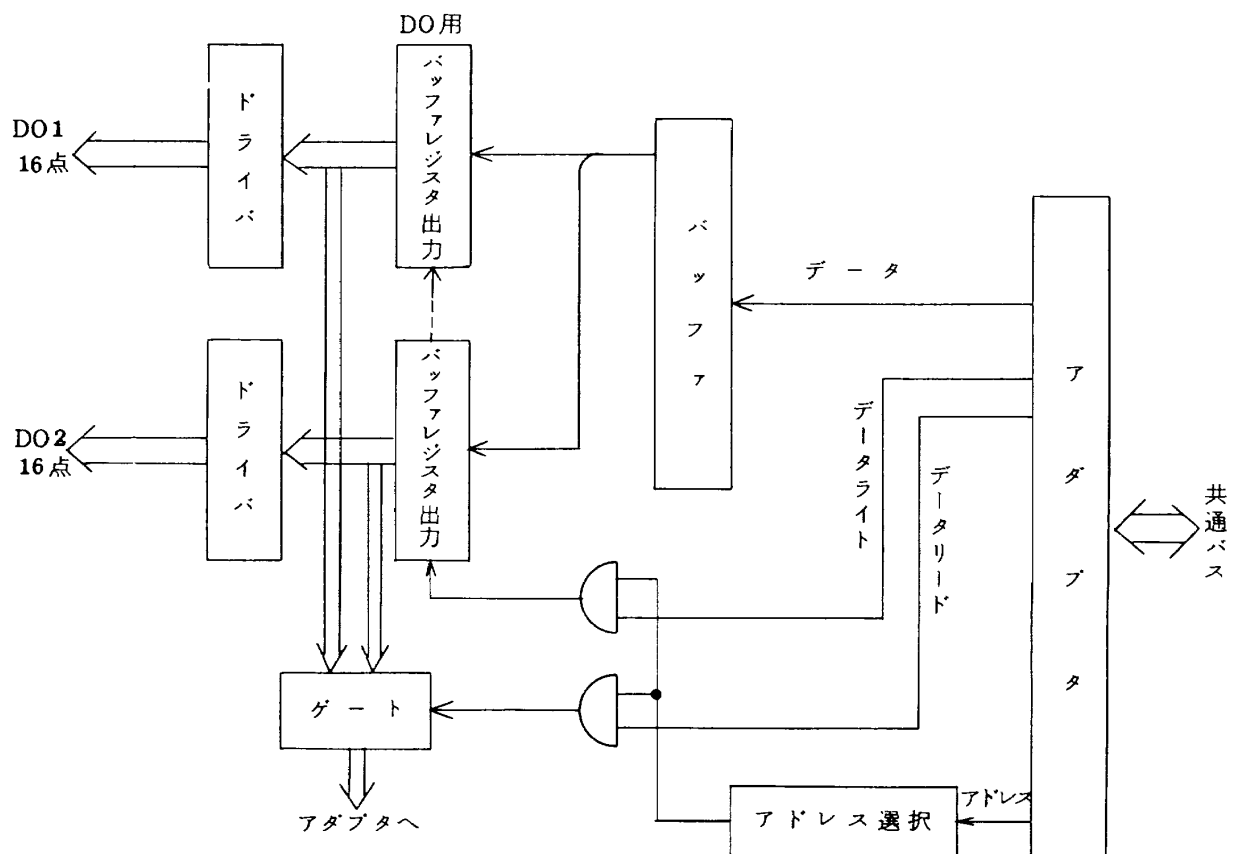
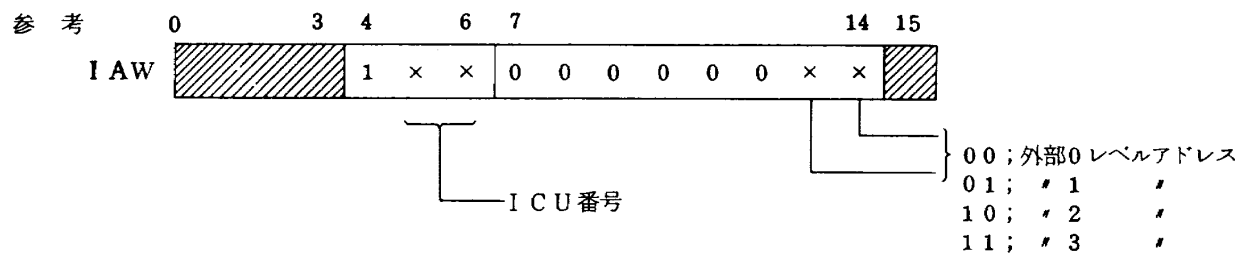


図 7 デジタル出力 (DO) ブロック図

(V) デジタル出力部(DO)

DOモジュールは各種デジタル信号16ビット、2チャンネルを外部に送出する機能を有する。本モジュールは保持型で、CPU側から出力用バッファレジスタに書き込まれた内容は次のデータに書き換えられるまで保持される。このブロック図を図7に示す。CPUから本モジュールのアドレスをデスティネーション・アドレスとして一般命令MOVE等を出してデータを16ビット(1ワード)単位で外部に出力できる。またこの場合、バッファレジスタの内容を一般命令で読み取れるようになっており、出力データの状態の確認も簡単にできる。

2.3 センサ用インタフェース装置(SIF)の基本設計

IMUは飛行体の運動に伴い、機体軸に関する角速度・加速度情報をピッチ、ヨー、ロール軸に分けてセンスし、これを正又は負パルスとして外部に出力する。SIFの基本機能は、IMUの出力パルスを各情報、各軸ごとに正パルス、負パルスに別けて独立に一定時間(約10ms~100ms)ずつくり返し計数し、その計数値からなる時系列デジタル数値をタイミング制御の下に航法計算機に読み込ませることにある。即ち航法計算機部は航法計算の負荷が重いので、通常センサ・デー

タの入力処理負荷を低減する様にSIFを設計することが重要になる。従ってSIFは下記に記述する基本機能が要求される。

- (イ) 角速度、加速度の各データを、ピッチ、ヨー、ロール各軸ごとに独立に一定時間ずつ入力パルスをカウンタで計数する。
- (ロ) 計数終了時に、計数値は直ちにバッファレジスタに移送され、カウンタをリセットする。
- (ハ) カウンタは直ちに次のサイクルのパルス計数を開始する。
- (ニ) 上記イの動作を行うと同時に、バッファレジスタの内容を計算機に送出する。
- (ホ) 上記の各制御用に正確なタイミング制御回路を要する。

上述の基本機能を満足する様に、SIFの機能設計を進める必要がある。この際に、パルスカウンタの容量、パルスカウンタのタイミング、航法計算機へのデータ受渡し方式、モニタ表示などの設計に関し、以下の各節に示す如き検討を加えた。

2.3.1 パルスカウンタの容量

IMUセンサの出力パルスを計数するパルス・カウンタをリップルスルーN段二進カウンタで構成すれば、最大 $2^N - 1$ 個のパルスまで計数できるので、次式を満足する様にNを決める必要がある。

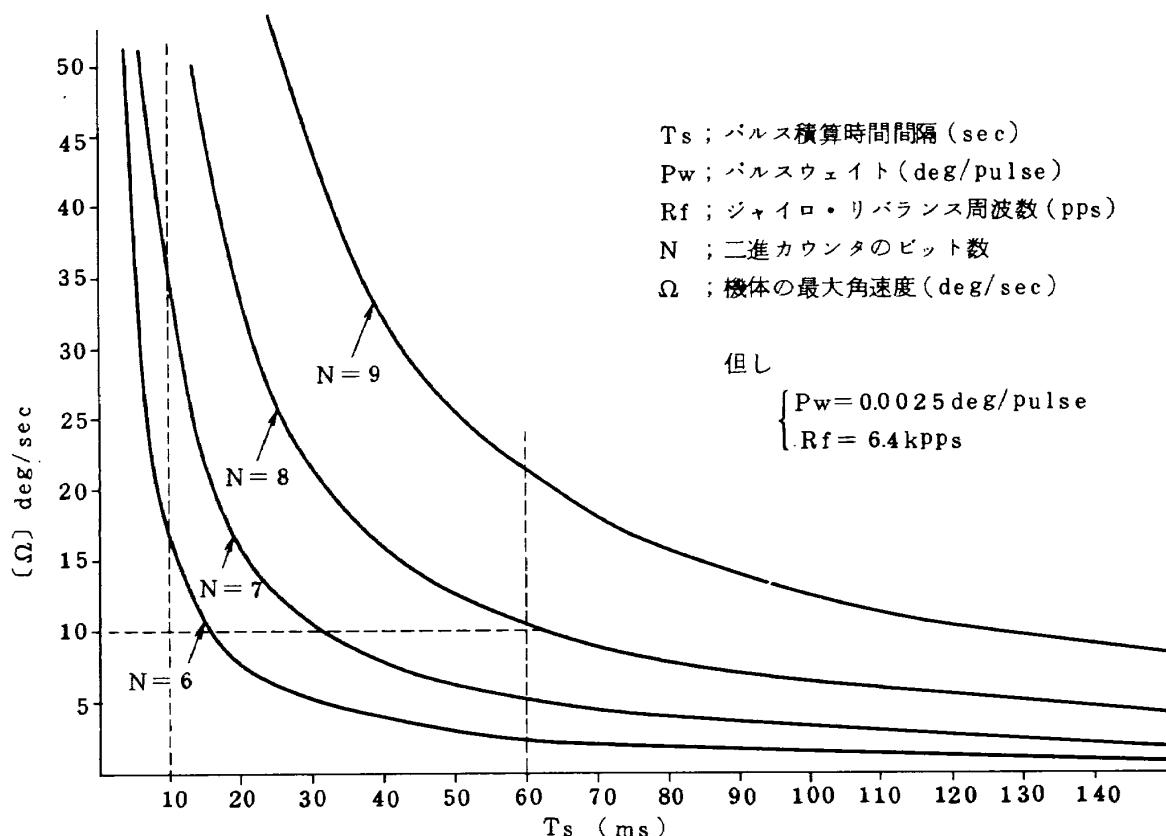


図8 二進カウンタ設計における最大角速度とパルス積算時間間隔の関係

$$T_s \cdot \Omega \leq (2^N - 1) \cdot P_w$$

但し T_s ; カウンタのパルス積算時間間隔

Ω ; ロケット搭載IMUセンサの受ける角速度 (又は加速度) の最大値

P_w ; パルス1個当りの角度 (又は加速度) 増分

N ; 二進カウンタの段数

なお上式は、機体が1周期 T_s の間一定方向の姿勢変化を取りつづけた場合を仮定して求めたものである。この式より、二進カウンタの段数(N)をパラメータとし、パルス積算時間間隔(T_s)と機体の受ける最大角速度(Ω)の関係を求めた結果を図8に示す。積分ジャイロのリバランス周波数 R_f とパルスウェイト値 P_w は、2.2.1に述べた研究試作装置のデータを採用している。

大型ロケットを想定し、姿勢角速度(Ω)が $10^\circ/\text{sec}$ 以下、パルス計数周期(T_s)が $10 \sim 60 \text{ ms}$ とした場合、必要とする二進カウンタの段数は $N \geq 8$ となることが図8より判る。そしてU-200は、データ処理単位としてバイト(8ビット)単位の処理命令を有すること、また1語(16ビット)に二個のデータを丁度格納できる等の理由から、二進カウンタの段数(即ちビット数)として $N=8$ を選定する。またこの場合、機体軸ごとにIMUセンサからの正又は負パルスを夫々独立に

カウンタを用意し、1周期分の計数結果をその機体軸の正負一組のデータとしてU-200 1語の上位と下位に分割格納する方式が取れるので、符号ビットを設ける必要はなく、データを格納しやすくなる。IMUからのデータ・パルスを計数する二進カウンタの台数を、SIF全体として考えると、姿勢および加速度の各3軸分を並列に処理するため、6個必要になる。

2.3.2 パルス計数とバッファリングのタイミング設計

SIFが受け取るIMUセンサの出力データ・パルスとジャイロ・リバランス・クロック(R_f)との周期、位相関係は2.2.1に記述した通りである(図2参照)。このクロックは水晶発振器出力を分周して作られたもので、周波数安定度 10^{-5} 以上のパルスが外部に出力されている。従って、入力データパルス計数用二進カウンタのタイミング設計に際しては、上記クロックを更に分周して得られるパルス信号を利用するのが望ましい。即ちIMU出力パルスの計数には、正又は負パルスともに、そのパルスの後縁の立下りを用いる。そして1周期間のIMU出力パルスの計数終了後、カウンタの内容をバッファレジスタへ転送するには、クロック \bar{B} を分周して得られるタイミング・パルスを用いる。この様にすれば、次のIMUパルス計数時までにとり少くとも約 $150 \mu\text{sec}$ の時

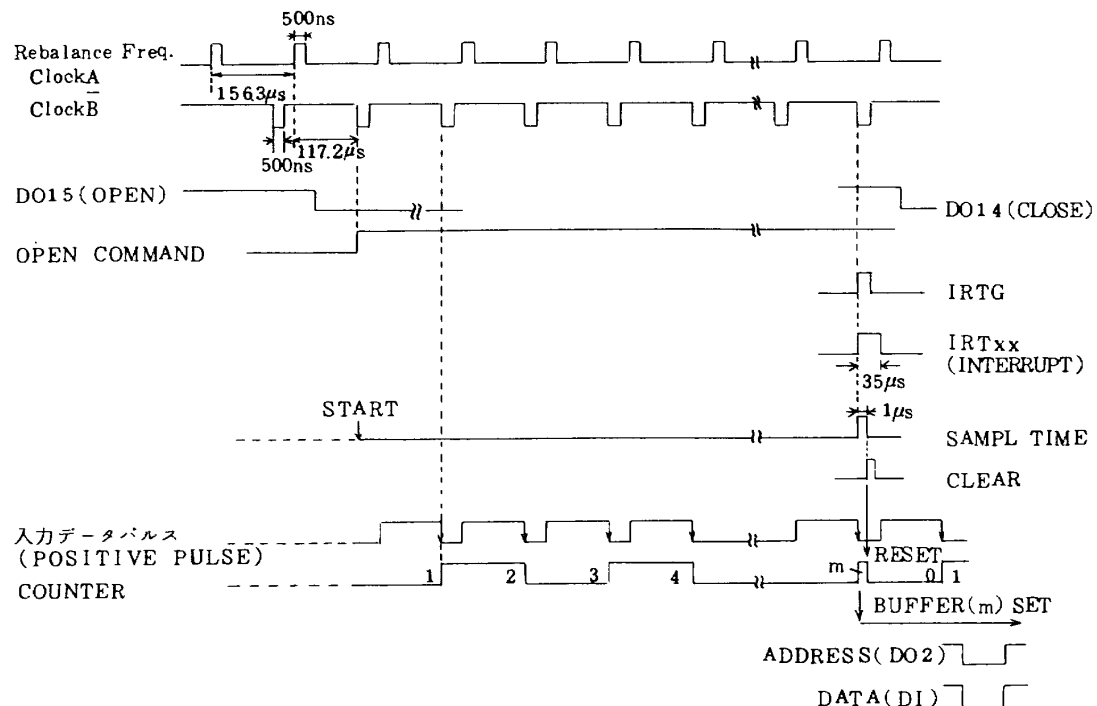


図9 慣性センサ用インタフェース装置の基本タイミング・チャート

間的余裕が出来る。S I Fはこの時間内に、計数値をバッファレジスタへ移送し、二進カウンタをリセットして次のサンプル周期のIMUパルスを計数できる状態にしておけばよい(図9参照)。上述の様にタイミング設計を行えば、IMUパルスとサンプル周期パルスが同時に発生することが無くカウンタの計数ミスを起さないし、また計数値のバッファリングにも十分な時間的余裕ができて、動作は常に安定になる。S I Fは、このバッファレジスタ・データを次のサンプル周期パルスが生じるまでに、U-200航法計算機に入力すればよいが、U-200内ではこのデータを用いてそのサイクルの航法計算を行う必要があるため、なるべく早くこのデータをU-200に入力することが望ましい。従ってS I Fは、同じバッファリング用サンプル周期パルスでU-200にも外部割込みをかける、そしてU-200はこのパルスに応答して、入力処理を行える様にプログラムしておけばよい。図9には、上述の全体のタイミングチャートを示している。

2.3.3 U-200 航法計算機へのデータ受渡し方式

S I FとU-200とのデータ受渡し方法としては、直接メモリ・アクセス方式とプログラム制御方式が考えられる。本S I Fで必要とするデータ転送速度は約600語*/秒と低速であるので、S I Fは制御回路が簡単に細かい入出力制御が容易でかつ外部割込み信号で同期を取れるプログラム制御方式を採用する。これに用いるU-200簡易入出力制御装置(ICU)の機能概要は2.2.2に説明している。S I FからU-200に対してデータ読み込み要求パルスをICUのIR T部に送出してやると、U-200は現在実行中のプログラム・シーケンスを一時中断して、S I Fデータ入力プログラムを実行することができる。U-200はICUのD I部から16ビット・データを受け取る。U-200が3軸に関するIMUデータを受け取るためには、ICUのD O部からS I Fのデータ・バッファにアドレス情報を送出してIMUデータを1軸ずつ取込む動作を3回続けて行う必要がある。なおU-200は外部割込みレベルが4レベルあるので、IMUデータ用外部割込みのレベルを適当に設定することにより、姿勢データを取込むか、加速度データを取込むかおよびその優先順位を自由に制御できる。

2.3.4 各種モニタ機能

設計条件(2.1参照)で述べた如く、今回のS I F試

作研究の主目的は、S I Fに要求される機能・性能の検討を行うことにあり、併せて地上における各種実時間評価実験に用いるための地上型モデルの製作にある。このため搭載型モデルに要求されるものとは異なる機能・性能チェックや動作状況の監視を簡単に行うため、各種表示とモニタ機構を設ける必要がある。その主なものは以下の二点である。まず第1に、IMUからの姿勢や加速度パルスの計数値を一時記憶しているバッファレジスタの内容を二進表示している。但し、6チャンネル分のデータを全て同時に表示する必要はないので、姿勢データ、加速度データ各1チャンネルずつをマニュアルで選択して表示できる様にしている。第2に、IMUデータの積算用タイマや航法計算用タイマの時間間隔を十進表示することも必須である。またこれらのタイミング・パルスはU-200の外部割込み信号としても使われているのでこれが正常に機能することを確認するため、これら信号のタイミング表示ランプやモニタ用端子を設けている。

3. 試作装置の構成および性能

3.1 構成例

前章に述べた基本設計に基づいて回路設計・製作した慣性センサ・インタフェース装置(S I F)の構成例の概略ブロックを図10に示す。本装置は、大別して次の4つの回路部から構成されている。

- (イ) タイミング回路
- (ロ) 制御回路(デコーダ、マルチプレクサ、割込み)
- (ハ) パルスカウンタおよびバッファ
- (ニ) 表示部・電源部

以下では特徴点を簡単に述べる。

タイミング回路はIMUセンサからのリバランス用基準パルス信号を入力し、これを分周して姿勢、加速度データの積算用タイミングパルスおよび航法計算周期パルスを発生している。本S I Fは地上における姿勢基準評価実験用という観点より、上記三種類のクロック・パルスの周期は十進表示の自照式押釦により非常に広範囲に可変出来る様にしている。また航法計算用パルスはこの内部パルスとは別に、外部パルス源を用いることができる様端子を設けている。

制御回路部はU-200より出される指令を解釈し、例えば、システムリセット、入力信号用ゲートの開閉を行ったり、U-200に入力すべきバッファ・レジスタのアドレス設定の制御を行うものである。これらは全てU-200のプログラムで制御されている。

* 最大サンプリング速度×チャンネル数=100(回/秒)
×6(ch)=600語/秒

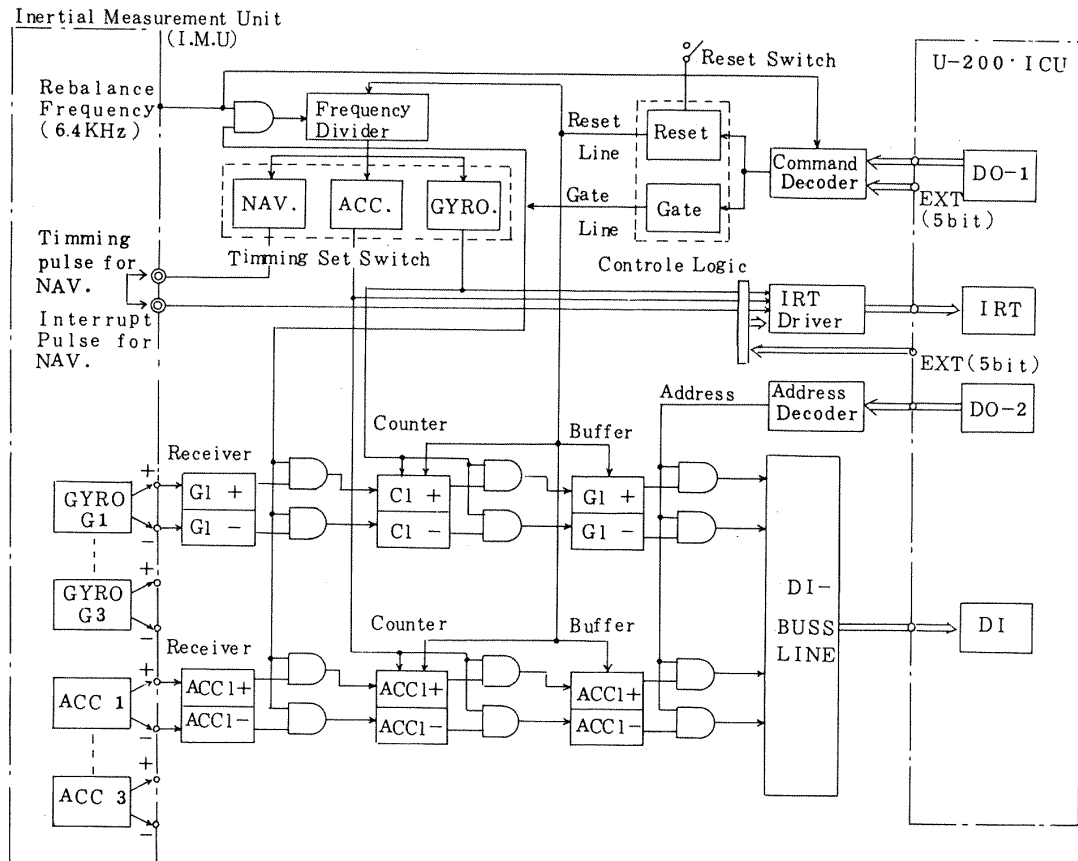


図 10 慣性センサ用インタフェース装置ブロック図

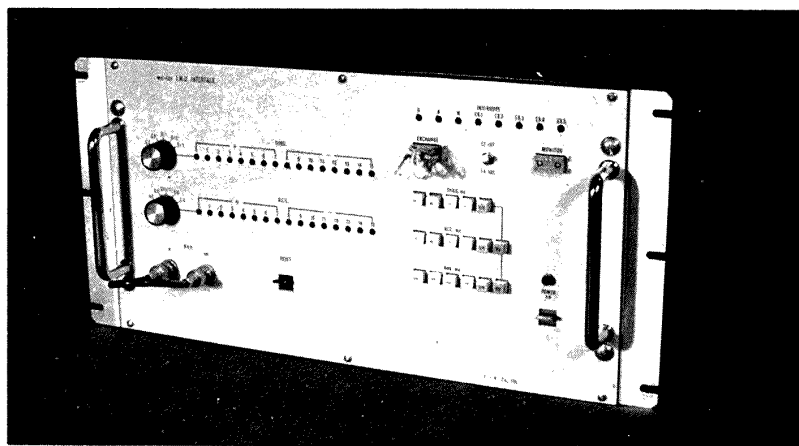


図 11 試作センサ用インタフェース装置の外観写真

パルス・カウンタおよびバッファは、三軸に関する姿勢データ 3 チャンネル分、三軸に関する加速度データ 3 チャンネル分、合計 6 チャンネル分のパルス・カウンタおよびバッファレジスタをそれぞれ並列に設けて、(i)チャンネル相互の干渉が無く、(ii)バッファデータの内容の U-200 への転送中に I M U データの計数ミスが無い様に、配慮

している。

表示部等は本装置の動作状況を確認するのに必要と思われるものを設けている。

試作装置の性能を表 4 にまとめて示す。また装置の外観写真を図 11 に示す。

表4 試作慣性センサ用インタフェース装置の性能

項 目		性 能
入 力 部	データパルス	パルスレート パルス巾 立上り, 立下り時間 チャンネル数 6 (GYRO3, ACC3)
	基準クロックパルス	周 期 パルス巾 チャンネル数 2
カウンタ部	データカウンタ	カウント数 カウント方式 カウント速度 チャンネル数 最大255 純二進 1MHz以下 6個
	バッファレジスタ	容 量 転送方式 数 量 8ビット 並列 6個
タイミング部	タイミング回路	GYROサンプル周期 ACC " NAV " 周 期 設 定 2.5ms ~ 3.75ms (2.5ms ステップ) 10 " ~ 150 " (10 ") 2.5ms ~ 3.75ms (2.5ms ステップ) 100 " ~ 1500 " (100ms ") 自照式押ボタン・スイッチ
	割込み制御回路	出力パルス巾 出力電流 出力レベル 割込みライン数 約40 μ s 20mA 以内 12Vp-p 8 (但しGYRO, ACC, NAV, 外部1~5)
その他	モニタ用ランプ表示	GYROカウント値 ACC " 16ビット (任意の1チャンネルを手動選択) 16ビット (")
	寸 法 (mm)	W420.5×H230×D320
	電 源	AC100V \pm 10%, 50Hz

3.2 性能試験とその結果

本試作装置が設計通りの機能・性能を有するかどうかを確認するために性能試験を行った。性能試験は、入力データの計数およびデータ転送機能など総合性能についてシングルステップ操作を用いるスタティックテストおよびテストプログラムを用いるダイナミックテストに分けて実施したので、試験方法と結果について以下に述べる。なおこの総合性能テストの前に、単体の機能・性能テストを行い入力部の電氣的整合性の確認を行っているが、これについては省略する。

3.2.1 試験方法

本試作装置は入力部にIMUが、出力部に航法計算機

が接続されその間のインタフェースおよびデータ・アダプタとしての機能を果すものである。従って単体試験のみでは不十分なので、実際の動作状態に近い組み合わせ接続し総合性能を確認する必要がある。然しIMUは研究試作中であること、しかもこれをサーボ・テーブル或いはフライト・テーブルの様な可動装置上に設置しないとデータが出力されない。そこで実際に使用されるセンサの機能を模擬する装置として試験信号発生器(装置の機能詳細については附録A参照)を用いた。試験信号発生器は外部より一定レートのクロックを受けて、内部でこれを適当に分周、波形整形を行い、姿勢および加速度各3チャンネル分に対応するIMUセンサと同じ規格のデ

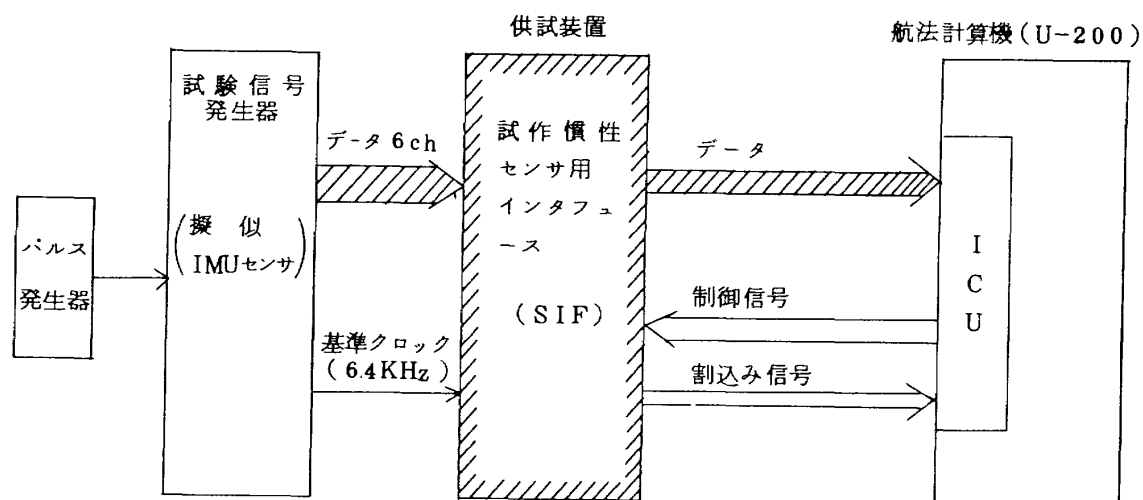


図12 性能試験機器接続図

ータパルスとリバランス・クロック（CLA, CLB）を出力する。機能試験のための、上記試験信号発生器と航法計算機を含めた機器接続を図12に示す。

スタティックテストは以下の手順で行う。

- (イ) 試験信号発生器に一定レートのパルスを供給する。
- (ロ) 試験信号発生器の前面パネル上のスイッチにより、姿勢・加速度チャンネル毎に所定のパルス繰返し周波数を設定する。
- (ハ) 被試験SIF前面パネル上の押釦により、ジャイロ、加速度データの積算および航法計算用の各タイミングパルスの周期を手動設定する。
- (ニ) U-200航法計算機の操作パネルを手動操作し、所定のコマンド（リセット、ゲート開閉、データリードなど）をシングルステップモードで実行させる。
- (ホ) 試験結果はその都度、被試験SIF上のランプによるデータ表示およびU-200のコンソール上のデータ表示を調べる。

ダイナミックテストはスタティックテストで行った項目を実際の動作と同じ速度で、繰返し連続動作を行い一回毎に入力パルス計数値と積算時間間隔をチェックしその動作状況をコアメモリに記録するもので、次の手順をとる。

- (イ) スタティックテスト(イ)～(ロ)と同じく、試験信号発生器、試作SIF装置の初期設定をする。
- (ロ) U-200にテスト・プログラム（詳細は附録B参照）を読み込ませてからそれをスタートする。
- (ハ) 試験ケース毎に、約1分間動作させた後、停止させると、U-200は試験結果をタイプする（エラー発生時には、その都度エラー番号をタイプする）。

3.2.2 スタティック試験結果

スタティック試験は前述の如く、コマンド処理機能、割り込みパルス発生機能、パルス・データ計数およびU-200への転送機能についてシングルステップ動作を行った。コマンド処理機能、割り込みパルス発生機能はモニタ用ランプ表示、シンクロスコープ測定などより正常な事を確認した。パルス計数およびU-200への転送機能

表5 スタティック試験結果

試験条件				試験結果			
ケース番号	積算時間	パルス・レート	試作SIF入力軸	計数値のコンソール表示（16進）		計数誤差	
				＋パルス	－パルス	＋パルス	－パルス
1	25 ms	64K pps	GYRO1	10	10	0	0
			GYRO2	10	10	0	0
			GYRO3	10	10	0	0
			ACC1	10	10	0	0
			ACC2	10	10	0	0
			ACC3	10	10	0	0
2	10 ms	64K pps	GYRO1	40	40	0	0
			GYRO2	40	40	0	0
			GYRO3	40	40	0	0
			ACC1	40	40	0	0
			ACC2	40	40	0	0
			ACC3	40	40	0	0
3	150 ms	16K pps	GYRO1	F0	F0	0	0
			GYRO2	F0	F0	0	0
			GYRO3	F0	F0	0	0
			ACC1	F0	F0	0	0
			ACC2	F0	F0	0	0
			ACC3	F0	F0	0	0

についての試験結果を表5に示す。この表はIMUデータの積算時間を2.5ms, 10ms, 150msとし入力データパルスレートもこれに対応して夫々6.4Kpps(パルス/秒), 6.4Kpps, 1.6Kppsとする三ケースにつき試験したもので、入力データパルスが計数され、バッファされ、U-200へ転送されて、コンソール上にランプ表示された結果を16進表示している。規格値通りのパルス計数値が得られており、この結果より各ケースとも全チャンネル正常に動作していることが判る。

3.2.3 ダイナミック試験結果

ダイナミック試験ではIMUデータの計数値およびU-200への転送タイミングのチェックを行うため、姿勢・加速度各3ch, 航法1ch, 合計7chをi)各

々個別に動作させた場合, ii) 並列に全ch動作させた場合, について実施した。この試験結果の1例を表6, 7に示す。これらはテストプログラム(附録B)を用いて, IMUデータの計数, U-200への転送と, その結果のチェックを実時間で繰返し動作させている(時間間隔はU-200の内部タイマ(分解能1msec)を用いて測定している)。なお航法チャンネルの試験はU-200への割込みパルスとして動作させ, その時間間隔を測定したものである。

各試験ケースとも約1分間実時間動作を続行しその間エラーは発生しないことを確認した。表6より計数データおよび積算時間間隔が正しいことがわかり, 表7では上述の他に姿勢, 加速度各チャンネル間および航法チャネ

表6 ダイナミック試験結果(1)一チャンネル個別一

試 験 条 件							試 験 結 果	
ケ ー ス 番 号	積 算 時 間	入 力 パ ル ス ・ レ ー ト	試作S I F 入 力 軸	プログラムで設定した許容誤差 (1 6 進)			デ ー タ 取込み回数	エ ラ ー 発 生
				パルス計数値		時間間隔 (ms)		
				+パルス	-パルス			
1	2.5 ms	6.4 K pps	GYRO1	1 0 ± 0	1 0 ± 0	0 0 0 2 ± 0	2 8 8 6 1	無 し
			GYRO2				2 5 5 7 0	
			GYRO3				2 3 7 8 4	
			ACC 1				2 2 3 9 2	
			ACC 2				2 2 4 4 4	
			ACC 3				2 4 4 3 6	
2	1 0 ms	6.4 K pps	GYRO1	4 0 ± 0	4 0 ± 0	0 0 0 A ± 0	6 0 7 0	無 し
			GYRO2				5 8 8 4	
			GYRO3				6 0 6 0	
			ACC 1				5 6 1 8	
			ACC 2				6 1 2 9	
			ACC 3				6 0 4 9	
3	1 5 0 ms	1.6 K pps	GYRO1	F 0 ± 0	F 0 ± 0	0 0 9 6 ± 1	4 1 1	無 し
			GYRO2				4 0 7	
			GYRO3				4 1 0	
			ACC 1				4 7 4	
			ACC 2				3 9 8	
			ACC 3				4 0 4	

表7 ダイナミック試験結果(2)ー全チャネル同時ー

試 験 条 件							試 験 結 果	
ケ ー ス 番 号	積 算 時 間	入 力 パ ル ス ・ レ ー ト	試作S I F 入 力 軸	テストプログラムで設定した許容誤差 (1 6 進)			デ ー タ 取込み回数	エ ラ ー 発 生
				パルス計数値		時間間隔 (ms)		
				＋パルス	－パルス			
1	2.5 ms	Kpps 0.6 4	GYRO 1	0 1 ± 1	0 1 ± 1	} 0 0 0 2 ± 0	2 4 8 6 3	無 し
		1.6	GYRO 2	0 4 ± 0	0 4 ± 0		2 4 8 6 3	
		6.4	GYRO 3	1 0 ± 0	1 0 ± 0		2 4 8 6 3	
		1.6	A C C 1	0 4 ± 0	0 4 ± 0		2 4 8 6 3	
		6.4	A C C 2	1 0 ± 0	1 0 ± 0		2 4 8 6 3	
		6.4	A C C 3	1 0 ± 0	1 0 ± 0		2 4 8 6 3	
		0.6 4	NAV	0 1 ± 1	0 1 ± 1	――		
2	1 0 ms 2 0 0 ms	0.6 4	GYRO 1	0 6 ± 1	0 6 ± 1	} 0 0 0 A ± 0	3 4 4 0	無 し
		1.6	GYRO 2	1 0 ± 0	1 0 ± 0		3 4 4 0	
		6.4	GYRO 3	4 0 ± 0	4 0 ± 0		3 4 4 0	
		1.6	A C C 1	1 0 ± 0	1 0 ± 0		3 4 4 0	
		6.4	A C C 2	4 0 ± 0	4 0 ± 0		3 4 4 0	
		6.4	A C C 3	4 0 ± 0	4 0 ± 0		3 4 4 0	
		0.6 4	NAV	0 6 ± 1	0 6 ± 1	――		
3	1 5 0 ms 1.5 sec	0.6 4	GYRO 1	6 0 ± 0	6 0 ± 0	} 0 0 9 6 ± 0	3 9 8	無 し
		1.6	GYRO 2	F 0 ± 0	F 0 ± 0		3 9 8	
		6.4	GYRO 3	C 0 ± 0	C 0 ± 0		3 9 8	
		1.6	A C C 1	F 0 ± 0	F 0 ± 0		3 9 8	
		6.4	A C C 2	C 0 ± 0	C 0 ± 0		3 9 8	
		6.4	A C C 3	C 0 ± 0	C 0 ± 0		3 9 8	
		0.6 4	NAV	6 0 ± 0	6 0 ± 0	――		

ル間に相互干渉の無いことが判る。これらの試験を通じた転送データの総数は358,007ワードになり(表6の185,801ワードと、表7の172,206ワードの和)、この間に転送エラーは一度も発生していないので、システム全体としてのワード転送エラーはその逆数を取ると 2.8×10^{-6} 以下となる。

従って試作SIFは十分な信頼性を有していると判断できる。

4. 応 用

本試作SIFはストラップ・ダウン慣性姿勢基準決定方式に関する、地上総合実時間シミュレーション実験に

おける供試装置の1つとして用いられた。実時間シミュレーション実験は、i)サーボ・テーブル(S/T)を用いる場合、ii)フライト・テーブル(F/T)を用いる場合について行われ、本試作装置は所期の機能性能を十分発揮することが出来たので以下にその概要を述べる。

4.1 サーボ・テーブル(S/T)による実験

ストラップ・ダウン慣性姿勢基準系構成の実時間実験による精度の評価をS/Tを用いて行った。実験系は図13に示す如くS/T装置、座標基準装置(パルス・リバランス型積分ジャイロ3個で構成される(文献2参照))、本試作SIF、U-200を含むオンライン・ハイブリッド系と解析のためのオフライン系で構成した。座

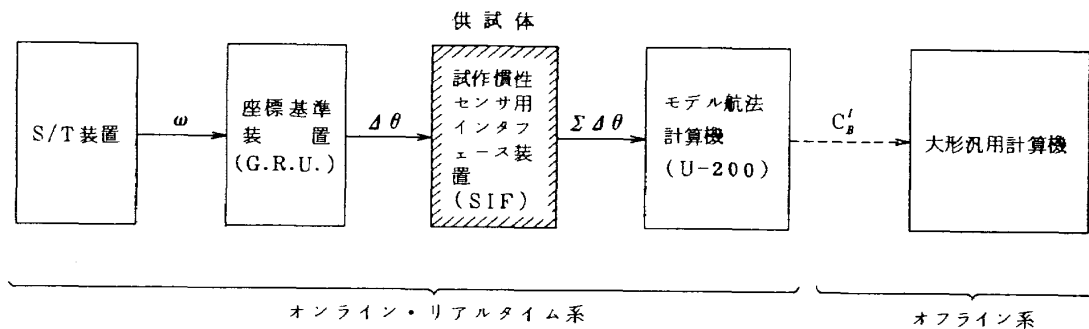


図13 S/T実時間評価実験ブロック図

表8 サーボ・テーブルによる実験とその結果

実験ケース			ST-1	ST-2	ST-3	ST-4
実験条件	座 変 次 数		4 t h	4 t h	4 t h	4 t h
	GRUサンプルレート		20 ms	20 ms	50 ms	20 ms
	GRU 補 正 項		NO	NO	NO	ミスアライメント補正
	GRU と の 結 合		ROLL	ROLL	ROLL	ROLL, PITCH, YAW
	S / T 駆 動		3000° / H, CCW	3000° / H, CCW	3000° / H, CCW	3000° / H, CCW
	備 考					Roll軸鉛直
実験結果	誤差要素	Scale E.	3.58977×10^{-8}	5.65045×10^{-9}	3.59257×10^{-8}	3.90359×10^{-8}
		Skew E. (rad)	9.40529×10^{-9}	4.59409×10^{-9}	1.06349×10^{-8}	8.50692×10^{-9}
		Drift E. (rad)	5.85788×10^{-3}	8.31519×10^{-3}	8.51110×10^{-3}	6.62862×10^{-3}

実験ケース			ST-5	ST-6	ST-7	ST-8
実験条件	座 変 次 数		4 t h	4 t h	4 t h	4 t h
	GRUサンプルレート		50 ms	20 ms	50 ms	20 ms
	GRU 補 正 項		ミスアライメント補正	NO	NO	NO
	GRU と の 結 合		ROLL, PITCH, YAW	ROLL, PITCH, YAW	ROLL, PITCH, YAW	ROLL
	S / T 駆 動		3000° / H, CCW	3000° / H, CCW	3000° / H, CCW	3000° / H, CCW
	備 考		Roll軸鉛直	Roll軸鉛直	Roll軸鉛直	
実験結果	誤差要素	Scale E.	3.60252×10^{-8}	4.32613×10^{-8}	2.34466×10^{-8}	1.60378×10^{-8}
		Skew E. (rad)	5.84543×10^{-9}	4.62614×10^{-9}	6.94115×10^{-9}	1.13813×10^{-8}
		Drift E. (rad)	8.93449×10^{-3}	4.67005×10^{-3}	4.40835×10^{-3}	9.82372×10^{-4}

座標基準装置を積載している S/T には高精度レートモード駆動で一定回転レート (3000° / Hr) を与えて機体の姿勢運動を模擬させる, そして機体の三軸姿勢に関する座標基準装置の出力パルスは本試作 SIF を介して航法計算機 (U-200) に取込み姿勢基準構成計算を行わせる。U-200 による姿勢基準計算系は, 外部タイマに同期して姿勢データの入力処理, 姿勢基準計算の実時間処理を行い, その結果を姿勢センサ・データと共に高速補助記憶媒体に格納し, 後刻オフライン系で詳細解析

処理を行う。実験は S/T 回転主軸を地表面と鉛直に設定しその回転主軸と平行に座標基準装置のロール軸を取付けて行ない, 地球自転の影響は姿勢パルス・ウェイト値を補正する事により相殺した。従ってこの試験は, ロール軸には一定の姿勢パルスを生ずるが, ピッチ軸, ヨー軸には装置のリミットサイクルによるパルスしか生じない。S/T 回転主軸が丁度一回転した時の各座標変換行列要素を求め, 理論値と比較して誤差量を求めた。実験結果の一例を表 8 に示す。この表より各誤差要素の大

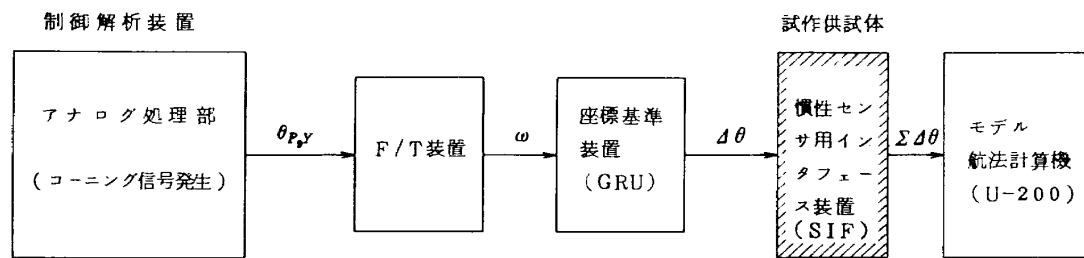


図14 コーニング・シミュレーション実験ブロック図

きは、実験系の誤差（姿勢センサ個有の誤差、S/T回転むら等によるもの）および座標基準計算処理の誤差の和と考えられる。座標基準計算には4次のEuler parameter法を用いているので、理論上はSkew Errorは零、Scale Errorも正規補正で極めて小さくなるので、Drift Errorのみを精度評価として考えれば十分である。この表からはScale, Skew Errorが非常に小さく、Drift Errorも約 10^{-3} (rad)であるので試作SIFは十分安定に動作したと云える（精度評価の詳細は文献5を参照されたい）。

4.2 フライト・テーブル（F/T）による実験

ストラップ・ダウン慣性航法系およびコーニング運動の実時間シミュレーション実験は、F/T⁶⁾、試作SIFなどを含めて実施し成果を得た。ここでは、本試作SIFの動作結果が比較的判断しやすいコーニング・シミュレーション実験の場合について述べる。コーニング・シミュレーション実験システム図は、図14に示すように座標基準装置を積載したF/Tをコーニング信号（即ちF/Tのピッチ軸、ヨー軸に位相が 90° 異なる二種類の正弦波電圧を、ロール軸は零信号を印加する）で駆動する。この結果、F/Tはロール軸廻りにコーニング運動、即ち“ミノスリ運動”をする。座標基準装置がこの運動を検出して出力する姿勢パルスの本試作SIFを介してモデル航法計算機（U-200）に取込み慣性姿勢基準を実時間で求めて行く（詳細は文献7参照のこと）。本試験において座標基準装置は、約30秒間にわたりコーニング運動するF/Tの角速度を直交三軸に関して検出し、それに対応するパルス列を出力する。この出力パルス列を、試作SIFは積算時間間隔20ms毎にパルス計数し、得られた時系列パルス数信号をU-200に転送する。

実験結果の一部として、各軸姿勢出力パルス計数値とその累算パルス数のタイムヒストリを図15、図16に示す。図16は、各ジャイロ、出力パルスの累算値を示すもので、ジャイロが検出したF/Tの角度変位の時間

経過を示している。このピッチ軸、ヨー軸波形は印加したコーニング信号と同じ波形を示していることが判る。ロール軸波形はドリフトしているが、これはコーニング運動のカップリング効果のためロールジャイロが擬似的に検出したものである。

これらの波形より、試作SIFは動的にも正常に動作していることが判る。

5. ま と め

ストラップ・ダウン座標変換計算方式研究の一環として、慣性センサ用インタフェース装置を研究試作した。本装置の製作後は、擬似慣性センサ、計算機と連動して総合性能試験を実施して所期の機能・性能を確認した。更に本試作装置は、サーボ・テーブル又はフライト・テーブルおよび慣性センサ・パッケージ（当所で研究試作）と組み合わせて慣性座標基準系構成に関する実時間ハイブリッドシミュレーション実験に供され安定に動作した。以上の結果、本試作装置は地上における各種実験研究に実用できる事を確認できた。

なお本装置は地上用として試作されたが、機能・性能および回路方式などは殆んどこのまゝ搭載型化へ移行できるものと考えられる。搭載用としては耐熱設計、耐振動設計を新たに行う必要があろう。

最後に本研究試作に当り装置の製作に協力された梯T. I. K. 鈴木正勝氏に感謝の意を表します。

参 考 文 献

- 1) Masao NAKA, Hiromichi YAMAMOTO, Kozo HOMMA: A Study of Attitude Reference Computation for Strapdown Inertial Systems, Proc. of 11th ISTS, TOKYO, 1975. pp731 ~ 736.
- 2) 大月正男, 新宮博公, 円居繁治: ストラップダウン方式用ジャイロパッケージの研究試作, 第20回宇

- 宙科学技術連合講演会講演集, 1976, pp220~223
- 3) 富士通: FACOM U-200 ハードウェア解説編, 1973,
- 4) 富士通: FACOM U-200 ICU ハードウェア解説編, 1973,
- 5) 中正夫, 山本浩通, 本間幸造他: ストラップダウン慣性姿勢基準決定方式について, 第20回宇宙科学技術連合講演会講演集, 1976, pp212~215
- 6) 田畑浄治, 太原雅彦, 斉藤幹雄: ロケット飛行模擬装置, 第18回宇宙科学技術連合講演会講演集, 1974, pp109~112,
- 7) 大月正男, 中正夫, 新宮博公, 山本浩通, 円居繁治, 本間幸造, 他: 慣性航法系に関する実時間シミュレーション実験(その1 実験概要, その2 結果と考察), 第20回宇宙科学技術連合講演会講演集, 1976, pp200~207.

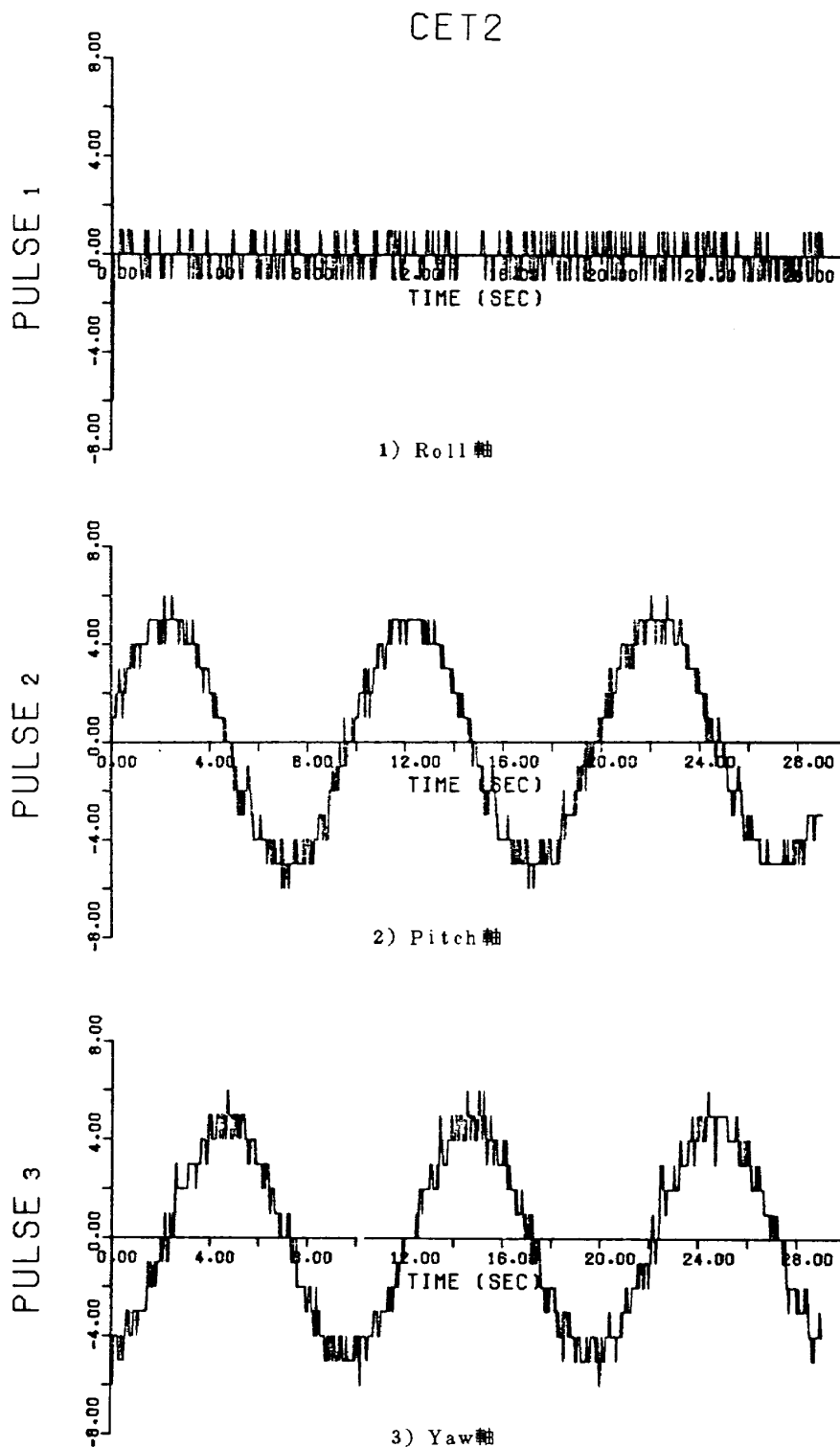


図15 各ジャイロの検出した出力パルス数(ケース, CET-2)

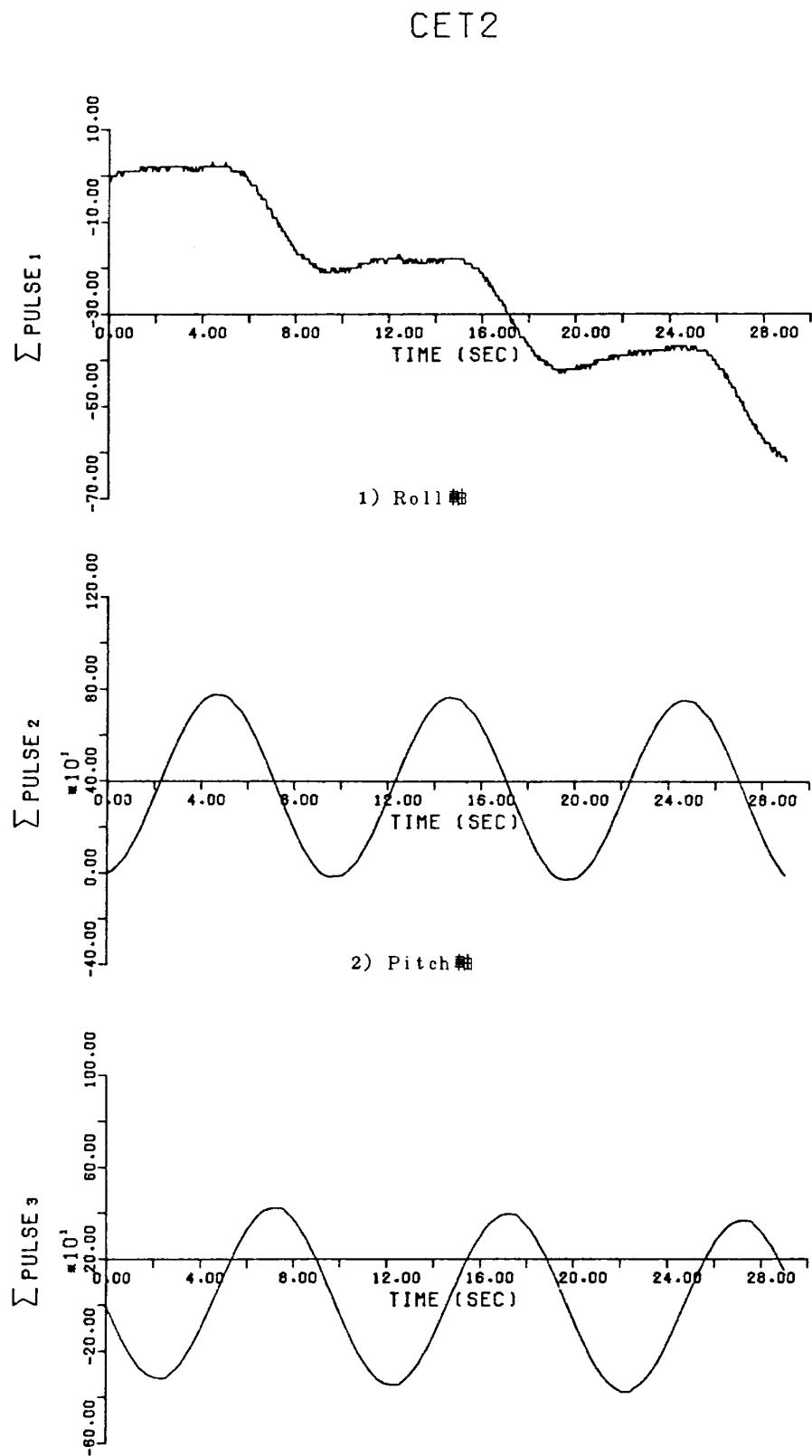
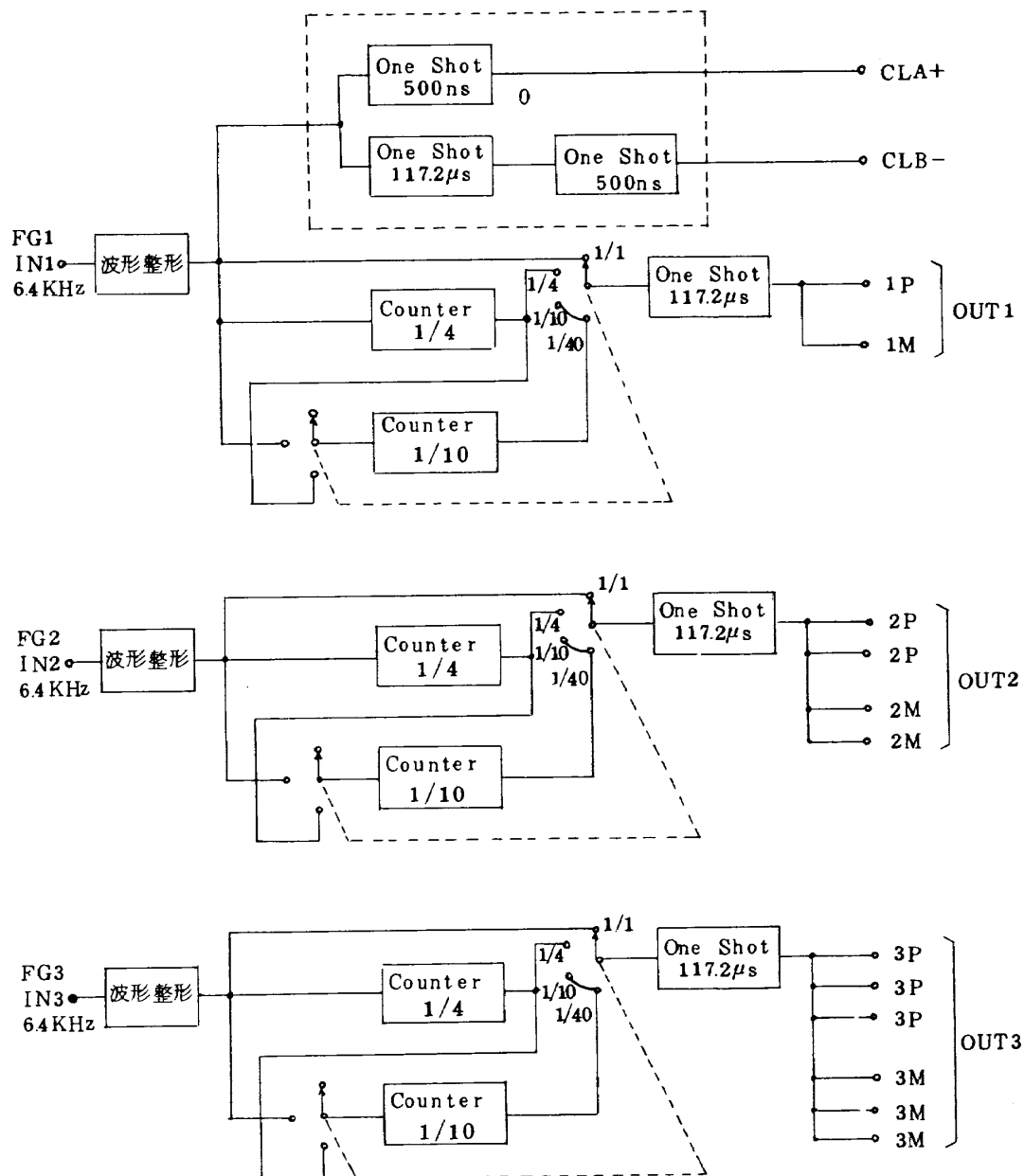


図 1 6 各ジャイロの検出した出力パルス数(ケース, C E T - 2)

附録A 試験信号発生器

本発生器は慣性センサ用インタフェース装置に入力される擬似慣性センサとして使用するため製作した。本装置は基本入力パルス（6.4 Kpps）と、それと異なる周期のパルス二種類を受け入れて、クロックA、クロックB（慣性センサのクロック信号に相当する）およびそれに同期した三組のデータパルス（慣性センサの出力信号

に相当する）を出力する。データパルスは入力パルス周期の1, 1/4, 1/10, 1/40の任意の分周比で出力される。出力クロックやデータパルスの規格は現在当所で研究試作中の慣性センサの出力規格に合せた。本信号発生器のブロック図とタイミング図を図A-1, A-2に示す。



図A-1 試験信号発生器ブロック図

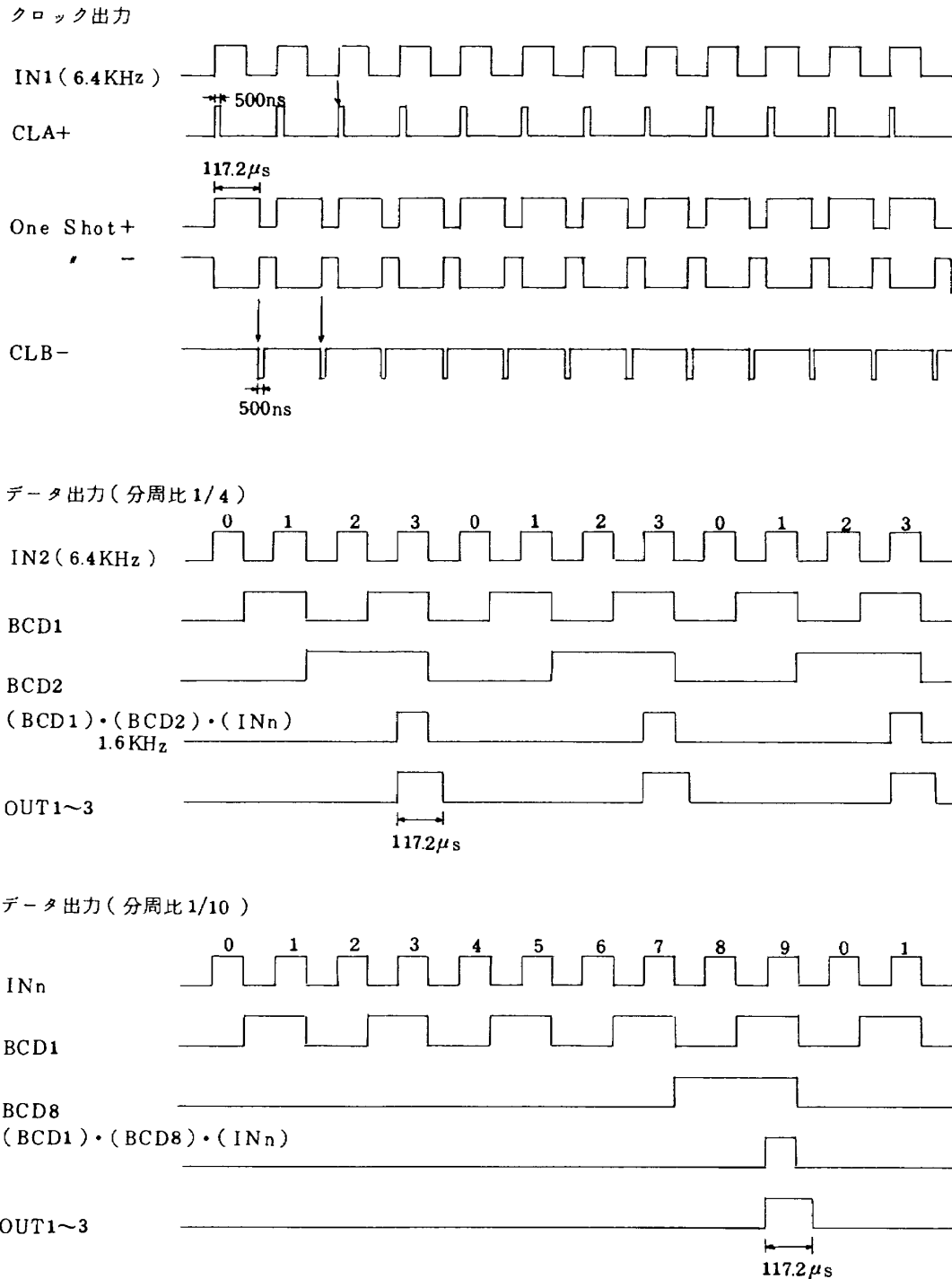


図 A-2 試験信号発生器タイミングチャート

附録 B ダイナミックテスト・プログラムの概要

本プログラムは試作慣性センサ用インタフェース装置のダイナミックテスト(表B-1に示す項目と順序に従う)に用いられたものであり、またこの種のインタフェース装置のテストプログラムとしての基本条件を満たすものである。従って今後の参考のため、ミニコンU-200上で実行する本プログラムの構造と機能の概要を説明する。

プログラムのGeneral Flow Chartを表B-2に

示す。プログラムは、メインプログラム(Pレベル)と4つのサブプログラム(TRAP(T0レベル), GYRO(T1レベル), ACC(T2レベル), NAV(T3レベル))から成る。本ダイナミックテストではタイミング条件が厳しいため、専用モニタを設定してテストを実施する。

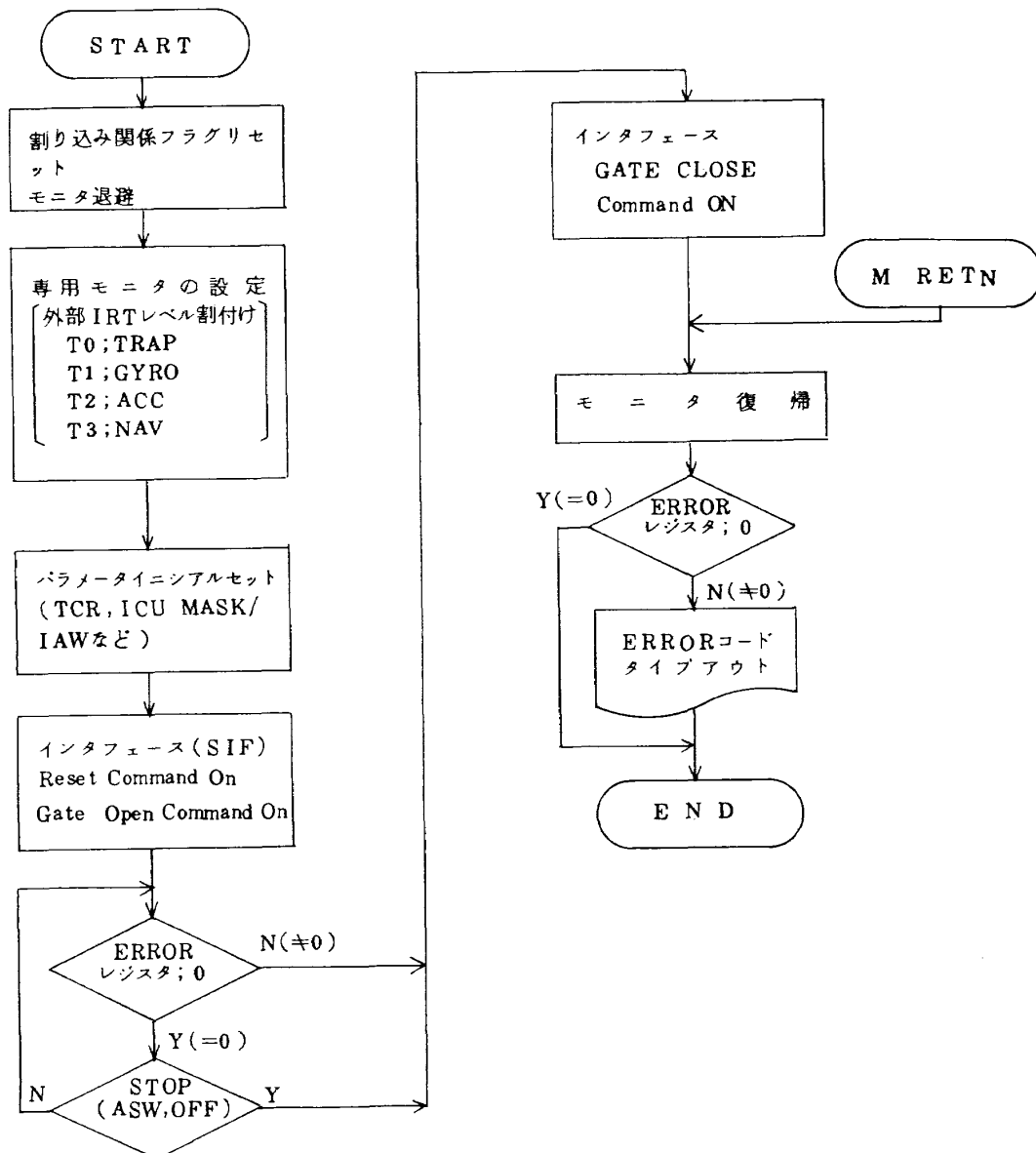
本プログラムで使用するシステム共通領域、入力データ格納領域、エラーコード表を夫ぞれ表B-3, B-4, B-5に示す。なおU-200のハードウェア固定領域と

表B-1 テストの項目および順序

テスト優先順位	テスト項目	プログラム名	プログラムレベル
1	GYRO TIMING CHECK	TRAP	T0
2	ACC TIMING CHECK	TRAP	T0
3	NAV TIMING CHECK	TRAP	T0
4	EXIRT1 TIMING CHECK	TRAP	T0
5	EXIRT2 TIMING CHECK	TRAP	T0
6	EXIRT3 TIMING CHECK	TRAP	T0
7	EXIRT4 TIMING CHECK	TRAP	T0
8	EXIRT5 TIMING CHECK	TRAP	T0
9	GYRO DI DATA CHECK	GYRO	T1
10	GYRO IRT INTERVAL CHECK	GYRO	T1
11	ACC DI DATA CHECK	ACC	T2
12	ACC IRT INTERVAL CHECK	ACC	T2
13	NAV DI DATA CHECK	NAV	T3
14	NAV IRT INTERVAL CHECK	NAV	T3

注) プログラムレベル優先度 T0>T1>T2>T3

メインルーチン; MAIN (Pレベル)



表B-2 テストプログラム(1)

サブルーチン；TRAP(T0レベル)

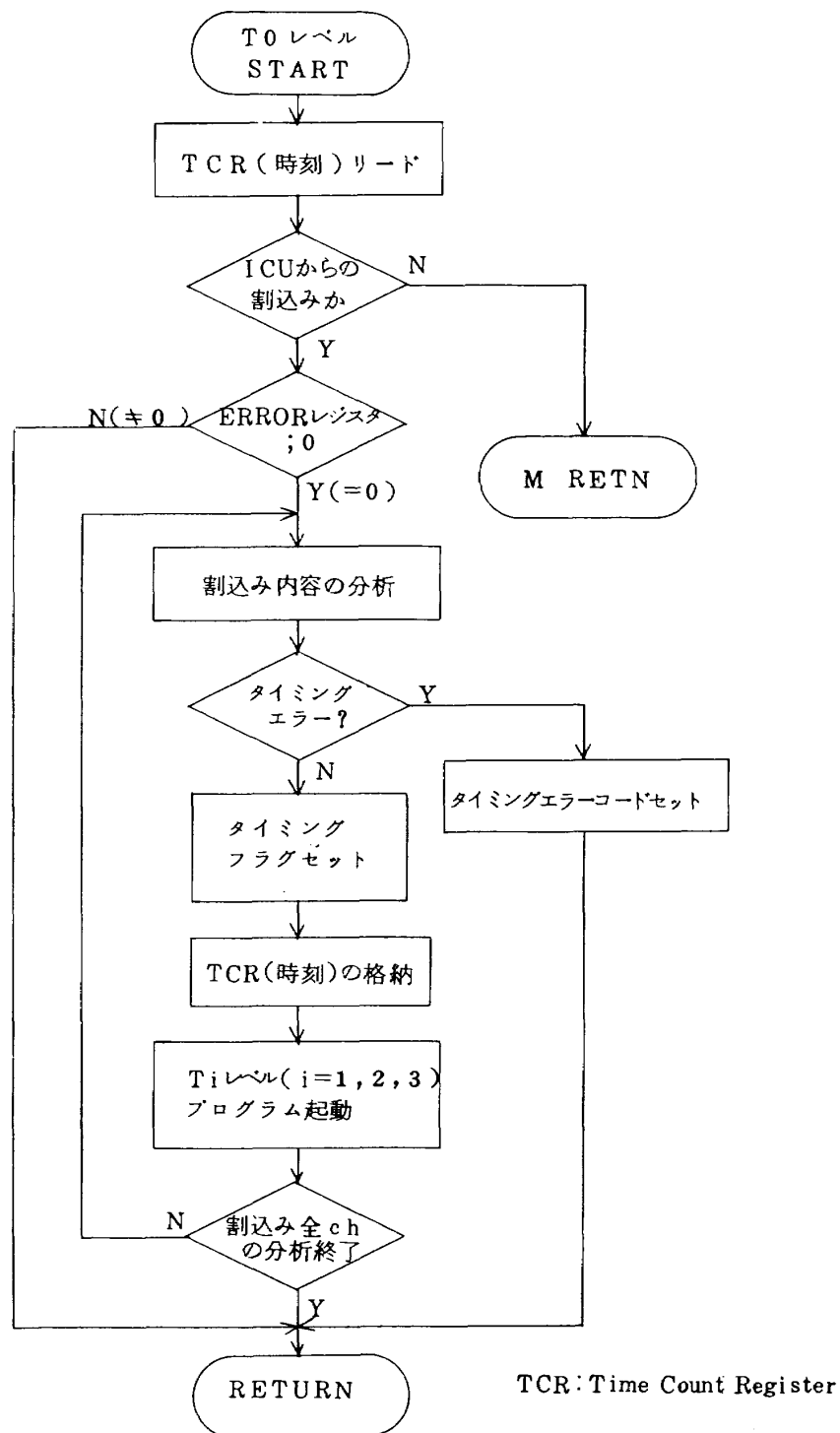


表 B-2 テストプログラム(2)

割込み制御語のビットパターンを表 B-6, B-7 に示す。プログラムの詳細フローを表 B-8 に示す。

本プログラムは次の機能を有する。

- (1) 試作慣性センサ用インタフェース装置のダイナミック試験として、表 B-1 に示す項目と順序(テスト項目の重要度に基づく)に従ってテストを行う。なお表中の項目 1~8 までの TIMING CHECK は、本

テストプログラム自体の動作タイミングに関連するものであり慣性センサ用インタフェース装置の性能評価とは無関係である。

- (2) テスト中止時(マニュアル・ストップ)又はエラー発生時には、表 B-5 に示すエラーコードを印字して終了する。正常終了時は X'0000' を印字する。
- (3) ダイナミック試験項目 1~8 の選択はソフトマスク

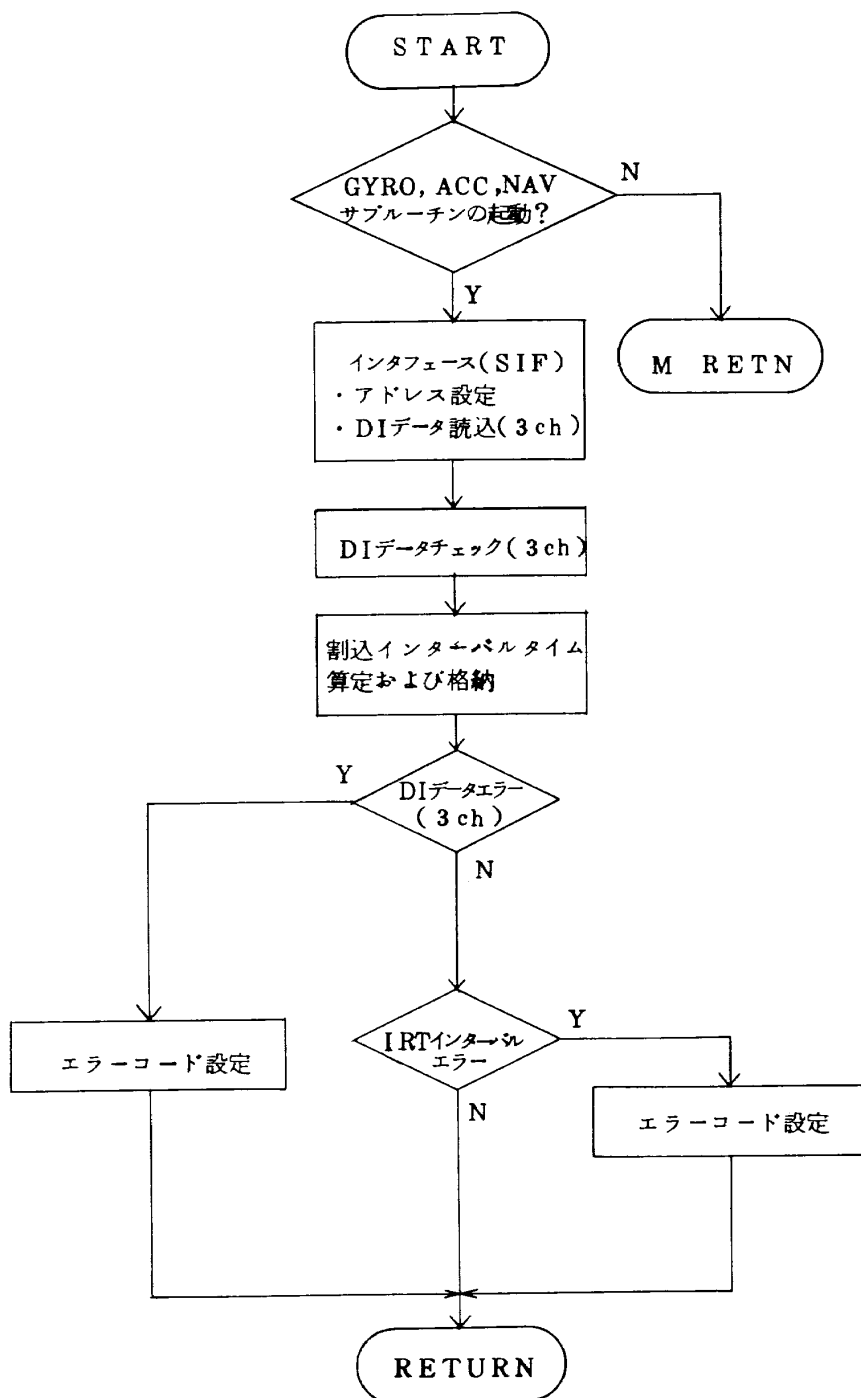
M I R T (表B-7参照)のビットパターン変更により容易に行なえる。

(4) 入力データのチェックの有無と許容誤差の設定およ

びタイムインターバル・チェックの有無はDATA

C H E C K F L A G (表B-3参照)設定により自由に制御できる。

サブルーチン : GYRO(T1レベル), ACC(T2レベル), NAV(T3レベル)



表B-2 テストプログラム(8)

表 B-3 システム共通領域(1)

CORE ADDRESS (16進表示)	PROGRAM 変数名	変数容量 (WORD)	内 容
4C00 2 4 6 8 A C E	NMPSW	8	モニタのNPSW4の格納領域 " " " " NPSW5 " " " " " NPSW6 " " " " " NPSW7 " " " "
4C10 2 4 6 8 A	RS0	6	T0 Levelに於けるReg. R0の格納領域 " R1 " " R2 " " R3 " " R4 " " R5 "
4C1C E 20 2 4 6	RS1	6	T1 Levelに於けるReg. R0の格納領域 " R1 " " R2 " " R3 " " R4 " " R5 "
4C28 A C E 30 2	RS2	6	T2 Levelに於けるReg. R0の格納領域 " R1 " " R2 " " R3 " " R4 " " R5 "
4C34 6 8 A C E	RS3	6	T3 Levelに於けるReg. R0の格納領域 " R1 " " R2 " " R3 " " R4 " " R5 "
4C40 2 4 6 8 A C E	TIM1 TIM2 TIM3 TIM4 TIM5 TIM6 TIM7 TIM8	1 1 1 1 1 1 1 1	T1 Level(GYRO)のTiming Flag T2 Level(ACC) " T3 Level(NAV) " EXIRT1 " EXIRT2 " EXIRT3 " EXIRT4 " EXIRT5 "
4C50 2 4	ADM1 ADM2 ADM3	1 1 1	T1 Levelのデータ格納領域インデックスワード T2 " T3 "

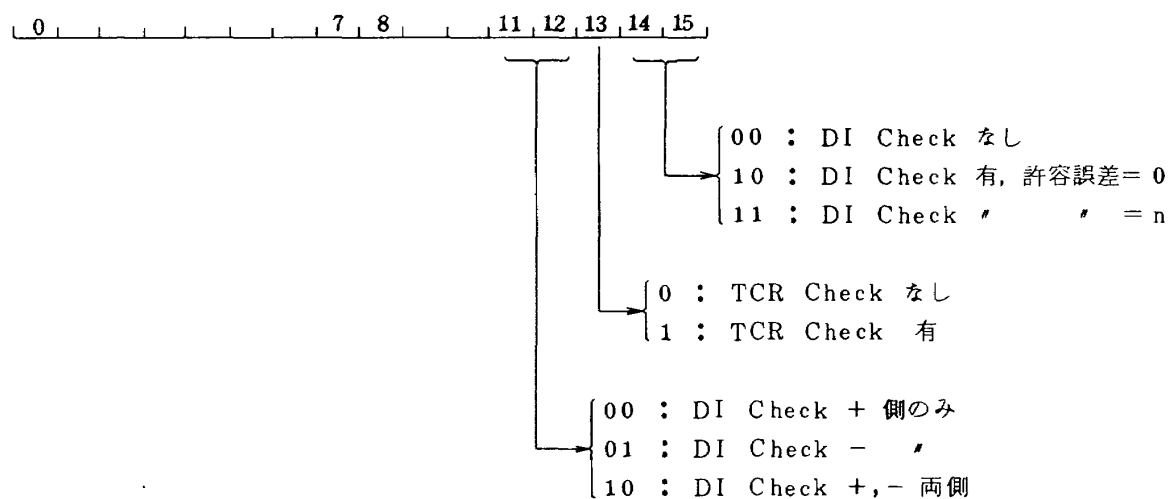
表B-3 システム共通領域(2)

CORE ADDRESS (16進表示)	PROGRAM 変数名	変数容量 (WORD)	内 容
4C56 8 A	GD	3	T1 Level DI1 Check Data ' DI2 ' ' DI3 '
4C5C E 60	AD	3	T2 Level DI1 Check Data ' DI2 ' ' DI3 '
4C62 4 6	ND	3	T3 Level DI1 Check Data ' DI2 ' ' DI3 '
4C68 A C	GDT	3	T1 Level DI1 許容誤差 ' DI2 ' ' DI3 '
4C6E 70 2	ADT	3	T2 Level DI1 許容誤差 ' DI2 ' ' DI3 '
4C74 6 8	NDT	3	T3 Level DI1 許容誤差 ' DI2 ' ' DI3 '
4C7A C E 80 2 4 6 8	GTCR ATCR NTCR ETCR	1 1 1 5	T1 IRT Interval Check Data T2 ' ' T3 ' ' EXIRT1 ' EXIRT2 ' EXIRT3 ' EXIRT4 ' EXIRT5 '
4C8A C E 90 2 4 6 8	TCR0	8	T1 TCR 更新領域 T2 ' ' T3 ' ' EXIRT1 ' EXIRT2 ' EXIRT3 ' EXIRT4 ' EXIRT5 '
4C9A C E A0 2 4 6 8	TCRI	8	T1 TCR 格納領域 T2 ' ' T3 ' ' EXIRT1 ' EXIRT2 ' EXIRT3 ' EXIRT4 ' EXIRT5 '

表 B-3 システム 共通領域(3)

CORE ADDRESS (16進表示)	PROGRAM 変数名	変数容量 [WORD]	内 容
4CAA C E	CHCKG	3	T1 Level DI1 Check Flag " DI2 " " DI3 "
4CB0 2 4	CHCKA	3	T2 Level DI1 Check Flag " DI2 " " DI3 "
4CB6 8 A	CHCKN	3	T3 Level DI1 Check Flag " DI2 " " DI3 "
4CBC	ERR	1	Error Code 格納領域
4CBE	TCR	1	TCR (X'020C') 格納領域
4CC0	IRT	1	IRT (X'0800') 格納領域
4CC2 4 6 8 A C E D0	IRTC	8	GYRO IRT Counter ACC IRT " NAV IRT " EXIRT1 " EXIRT2 " EXIRT3 " EXIRT4 " EXIRT5 "
4CD2 4 6 8 A C	W	6	T1 Level 作業領域 " " T2 " " " " T3 " " " "
4CDE	MIRT	1	IRT Soft Mask

(DATA CHECK FLAG)



表B-4 入力データ格納領域

CORE ADDRESS (16進表示)	DATA内容	備 考
5000 } 51FF	GYRO 1 DI DATA	
5200 } 53FF	GYRO 2 DI DATA	
5400 } 55FF	GYRO 3 DI DATA	
5600 } 57FF	ACC 1 DI DATA	
5800 } 59FF	ACC 2 DI DATA	
5A00 } 5BFF	ACC 3 DI DATA	
5C00 } 5DFF	NAV DI DATA	
5E00 } 5FFF	GYRO IRT INTERVAL DATA	
6000 } 61FF	ACC IRT INTERVAL DATA	
6200 } 63FF	NAV IRT INTERVAL DATA	

〔注〕 各DATA領域の容量：256 WORD

表B-5 エラーコード表

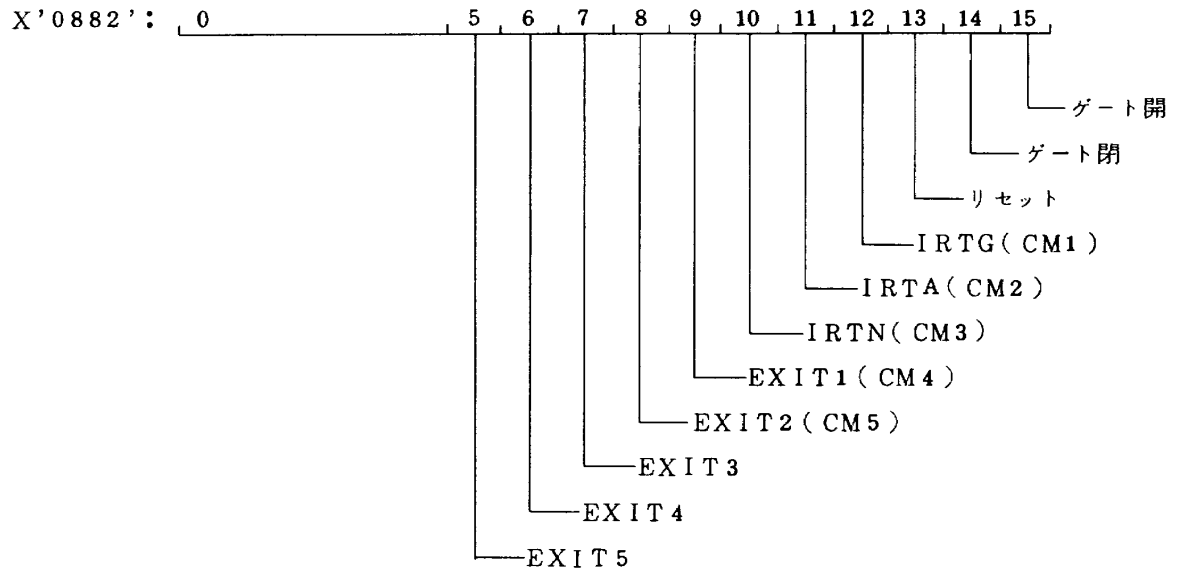
ERROR CODE (16進表示)	ERROR 内容	備 考
0000	NO ERROR	
0001	GYRO G1- DI DATA ERROR	
0002	GYRO G2- "	
0003	GYRO G1-, G2- "	
0004	GYRO G3- "	
0005	GYRO G1-, G3- "	
0006	GYRO G2-, G3- "	
0007	GYRO G1-, G2-, G3- "	
0100	GYRO G1+ DI DATA ERROR	
0200	GYRO G2+ "	
0300	GYRO G1+, G2+ "	
0400	GYRO G3+ "	
0500	GYRO G1+, G3+ "	
0600	GYRO G2+, G3+ "	
0700	GYRO G1+, G2+, G3+ "	
0011	ACC ACC1- DI DATA ERROR	
0012	ACC ACC2- "	
0013	ACC ACC1-, ACC2- "	
0014	ACC ACC3- "	
0015	ACC ACC1-, ACC3- "	
0016	ACC ACC2-, ACC3- "	
0017	ACC ACC1-, ACC2-, ACC3- "	
1100	ACC ACC1+ DI DATA ERROR	
1200	ACC ACC2+ "	
1300	ACC ACC1+, ACC2+ "	
1400	ACC ACC3+ "	
1500	ACC ACC1+, ACC3+ "	
1600	ACC ACC2+, ACC3+ "	
1700	ACC ACC1+, ACC2+, ACC3+ "	
0018	NAV- DI DATA ERROR	
1800	NAV+ "	
0021	GYRO IRT INTERVAL ERROR	
0022	ACC "	
0023	NAV "	
0031	GYRO IRT TIMING ERROR	
0032	ACC "	
0033	NAV "	
0034	EXIRT1 "	
0035	EXIRT2 "	
0036	EXIRT3 "	
0037	EXIRT4 "	
0038	EXIRT5 "	

表B-6 U-200ハードウェア固定領域

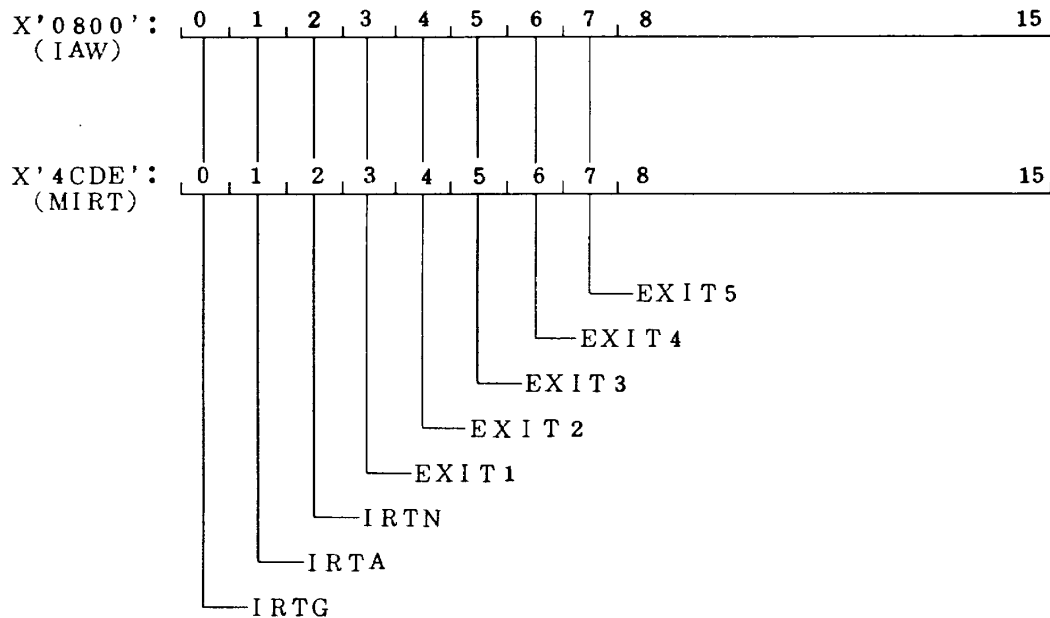
バイトアドレス (16進表示)	内 容	備 考
0202	ILR (Initial Load Register)	ASW ₁₁ , L1 ₁₄ , L2 ₁₅
020C	TCR (Time Count Register)	Timer MASK ₆
020E	CMR (Command Register)	
0800	IAW (Interrupt Address Word)	ICU MASK ₈
0810	MSK (Mask Register)	
0880	DI	デジタル入力
0882	DO1	デジタル出力 1
0884	DO2	デジタル出力 2
01F0	SPI (Set Program Interrupt Register)	T0 Level 0 bit
01F2	'	T1 ' '
01F4	'	T2 ' '
01F6	'	T3 ' '
1010	NPSW 4	T0 Level 1
1012	'	'
1014	NPSW 5	T1 Level
1016	'	'
1018	NPSW 6	T2 Level
101A	'	'
101C	NPSW 7	T3 Level
101E	'	'
1050	OPSW 4	T0 Level
1052	'	'
1054	OPSW 5	T1 Level
1056	'	'
1058	OPSW 6	T2 Level
105A	'	'
105C	OPSW 7	T3 Level
105E	'	'

表B-7 割込み制御語のビット・パターン

(1) IRTモニタ用DOビット・パターン



(2) IRT Address Word及びIRT Soft Maskのビット・パターン



(注) MIRTビット; $\begin{cases} \text{ビットON} & \text{: 割込み可能} \\ \text{ビットOFF} & \text{: 割込み禁止} \end{cases}$

航空宇宙技術研究所報告 532 号

昭和 53 年 4 月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町 1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社実業公報社
東京都千代田区九段南 4-2-12
