

電気系開発及びバス系評価

宇宙開発事業団 ○寺岡 謙、森戸 俊樹

極超音速飛行実験機（HYFLEX）に搭載された電気系機器は、既存技術の活用、既開発品の流用及び改修することにより、短期間で開発することができた。本論では、今回開発された機器の機能性能概要及び主要開発試験結果並びに飛行後のバス系（電気系）評価及び解析結果について述べる。

Development of Electrical Components and Evaluation of Bus System

National Space Development Agency Ken Teraoka, Toshiki Morito

The electrical equipment installed in the HYFLEX(Hypersonic Flight Experiment) vehicle has been developed in a short period by applying well established technology and by utilizing and modifying developed equipment. This paper presents the function, performance and an outline of the developed equipment. Post flight evaluation and analysis results for Bus System(Electric System) are also presented.

1. はじめに

極超音速飛行実験機の開発は、平成5年3月から開始、平成7年10月に完了した。電気系機器の開発についても、本期間内に開発を完了すべく、開発スケジュール、開発リスク、コスト等を考慮しつつ、可能な限り既存技術の活用、既開発品の流用及び改修を前提に開発を行った。その開発された電気系機器の特性、開発試験結果及び評価解析結果等に関する概要について述べる。

2. 電気系機器の構成及び概要

HYFLEXの電気系ブロックダイアグラムを、Fig. -1に示す。

電気系機器は、先述の通りロケット等の既開発品の設計活用を基本として開発された。特に、構造設計に関しては、ロケット等で実績がある構造様式を踏襲し行われた。

HYLFEXで開発された電気系機器の主要機能・性能概要は以下の通りである。

2. 1 誘導制御系

本系は、以下の機器から構成され、その主要諸元は、Table-1の通りである。

(1) 慣性センサユニット (IMU)

IMUはH-IIのIMU用リングレーザジャイロ (RLG) の開発技術をベースに、耐環境性を考慮した機能、回路及び構造設計を行い、航空機用小型 RLG を用いたストラップダウンタイプとして新規開発した。IMUの主要機能は、実験機の世界増分及び角度増分を計測し、誘導・制御に必要な姿勢角度関連信号及び速度関連信号をOBCに出力することである。

(2) 搭載計算機 (OBC)

OBCは主演算部にHOPE用誘導制御計算機機能モデルの研究で実績のある32ビットマイクロプロセッサV70を採用し、耐環境性については、H-I、H-II用搭載計算機の開発で実績のある耐環境構造設計手法を活用して開発した。

OBCの主な機能は搭載ソフトウェア (OBS) を実行することにより、IMU及び機体系各機器からのデータを用いて、航法、誘導及び姿勢制御則計算を行い、誘導飛行制御信号を発生し、又テレメトリ送信機等のON/OFF作動やパラシ

ュート開傘等を実行するためのシーケンス制御信号を発生することである。

2. 2 通信・追尾系

本系の開発は、その殆どが既存技術の活用で、主要変更点は以下の通りである。また、本系の主要諸元はTable-2の通りである。

(1) PCMテレメータパッケージ (PCM-PKG)

本パッケージは、機体系シグナルコンディショナから正規化された計測信号を入力し8bitに量子化する。また、OBC及び実験計測系シグナルコンディショナからの8bitパラレル信号も入力し、全てのデータを編集しシリアルデータとして、各送信機に出力する。

開発にあたっては、OREX(H-I)開発品をベースに、制御、編集、メモリ部を中心に回路設計を変更、改修した。

(2) VHFテレメータ送信機 (VHF-TX)

本送信機は、PCM-PKGから出力されたPCM信号で搬送波をPM変調しアンテナへ出力する。開発ベースは、TT-500A開発品であり、過倍段、電力増幅段の回路設計を変更し開発した。

(3) C2系レーダトランスポンダ (RT2)

本トランスポンダは、HYFLEXの位置計測を地上局で行うために搭載した。開発ベースはTR-1Aであり、発振周波数及びJ-Iとの識別をするダブルパルス間隔を5 μ secに変更した。

(4) Sバンド送信機 (S-TX)

本送信機は、VHF-TXと同様の機能を有する。本送信機は、H-I補用品をそのまま転用した。

(5) アンテナシステム (ANT-SYS)

アンテナシステムは、VHFアンテナ、UHFアンテナ及びCバンドアンテナより構成され、いずれも送信機からのRF出力を自由空間に放射するものである。

H-Iロケットで開発され製作されたアンテナをそのまま使用した。また、VHFアンテナについては、TT-500A開発品をベースに製作した。

(6) 機体系シグナルコンディショナ (BSC)

本コンディショナは、温度・歪センサ等の出力を0~5Vdcに増幅し、PCM-PKGに出力するものである。開発ベースは、H-1の温度センサ、レベルセンサシグナルコンディショナであり、チャンネル数、ゲイン等の設計変更を行い開発した。

2. 3 電力電装系

本系を構成する主要機器は以下の通りである。

(1) 電池

各搭載機器及び火工品に電力供給を行う電池は、TR-IAで開発された二次電池の設計をほぼそのまま流用し開発した。

電池負荷として、アクチュエータ及び火工品へは駆動電流(電圧低下)及び容量の観点から、酸化銀亜鉛電池を用い、これを除く負荷に対しては、Ni-Cd電池により供給することとした。その主要諸元は以下の通りである。

- ・アクチュエータ用電池(酸化銀亜鉛)
: 28VDC, 15Ah, 23セル, 16kg, 1式(セル数変更)
- ・機器用電池(Ni-Cd) : 28VDC, 10Ah, 24セル, 17kg, 2式

(2) パワー・シケンス・ディストリビューション・ボックス (PSDB)

本機器は機器用電池電力を各機器へ分配するものであり、H-1補用品であるPDB及びSDBから筐体、リレー、コネクタ等の部品を流用し開発した。

(3) アクチュエータパワリレー組立

アクチュエータに電力を分配する機能については、アクチュエータ消費電流(最大120A)が大きいこと及びTR-IAアクチュエータ電磁適合性試験結果からMIL-STD-461A NOTICE3の要求を満足することが難しいと判断したため、PSDBとは別構成とし、アクチュエータパワリレーとして新規に開発した。しかし、構造的に衝撃加速度条件を緩和する必要があったため本組立取付部には、衝撃吸収用のダンパーを挿入し対処した。

2. 4 アクチュエータ系

舵面アクチュエータの開発にあたっては、TR-IAで開発された動翼用アクチュエータをベースに、HYFLEXの環境条件及び作動条件を満足すべく以下の改修を行った。

- (1) 作動プロファイルに基づくトルク速度を改善するため減速比の変更(216:1から910:1(トルク換算36kgf・mから210kgf・m)に変更)
- (2) 舵角制限を±12.4degから±25.6degに変更した。
- (3) 耐環境性(衝撃)を考慮し舵角検出回路をポテンショメータからレゾルバに変更
- (4) トルク要求に伴う電力増幅部の発熱による温度要求を満足するため、FETからIGBTに変更し、サーボアンプを別ボックスしてセパレート化等を行った。

3. 開発試験

電気系機器に関する主要開発試験の概略及び結果は以下の通りである。

3. 1 IMU 部分試作試験

IMUの耐環境性を検証するため、IMU構造部分及び慣性センサについて試作し、振動、衝撃、真空の各耐環境試験を実施した。この結果、速度増分/速度増分積算値出力バイアス感度の見直し及び衝撃印加時の速度出力誤差(出力飽和による誤差)を航法系誤差源に追加することとした。なお、本誤差量に関しては、後日、航法誤差解析により問題ないレベルであることを確認した。

3. 2 OBC インタフェース試験

OBCのRCSインタフェース出力回路設計の妥当性を検証するため、OBC出力回路(部分試作品)と搭載RCSスラスタを組み合わせ試験を行った。その結果、スラスタ弁応答遅れ(2msec)等が応答特性上問題ないことを確認した。また、PCMテレメータパッケージとのインタフェース試験を行い、OBSテレメータの送出及び制御信号(クロック及びコマンド)の送出機能等に問題のないことを確認した。

3. 3 電池開発試験

アクチュエータ用電池について、TR-IAの補用品である酸化銀亜鉛電池を用い、電池性能評価試験を行った。その結果、飛行(作動)プロファイルに応じた負

荷変動に対して、各時点時点における電圧低下及び電流特性、電池温度等が要求を満足することを確認した。また、射場での取扱い制限を緩和するため、充電放置期間を15日間に延長するための試験も行い、電池としての性能劣化等問題のないことを確認した。

3. 4 アンテナパターン試験

搭載アンテナに相当するアンテナ及び実機形状(1/6スケール)モデルを用いたアンテナパターン試験をあらかじめ検討した搭載ケース毎に行った。

本結果から、搭載アンテナは1素子構成で各周波数帯とも、ほぼ所要の覆域(分離後の飛行において小笠原方向を見る領域)を確保できることが明らかになった。アンテナ搭載位置は、小笠原局とのRFリンクを想定して右舷前方(STA1900以下)で、可撓断熱材が取り付けられるWL700以上に前よりVHF、UHF、Cバンドと配列することにした。また、得られたアンテナパターンデータについては、ミニマムエンベロープ処理を行い、測定誤差等を排除した5度ピッチ全方位アンテナパターンデータとして、後述のRFリンク解析に用いることとなる。

3. 5 アンテナ/熱防護系組み合わせ試験

機体に搭載したアンテナはフラッシュマウントタイプではなく、既存ロケットで開発されたブレード及び導波管タイプを流用した。この場合、アンテナは空力加熱による影響による電気的特性の劣化を軽減するため、熱防護材(可撓断熱材)で各アンテナを覆う艦装方法をとる必要があった。このため、アンテナ単体の電気的特性(インピーダンス及び放射パターン)等に熱防護材が与える影響について、定量的に把握するとともに、電気的に最適な組み合わせとなる可撓断熱材を選定する目的で本試験を実施した。

その結果、UHF及びCバンドアンテナについては、パターン上に若干リップルの重畳及びヌルデプスが少し変位するものの、覆域及び特性インピーダンスが大きく変異するものではなかった。一方、VHFアンテナについては、アンテナパターンへの影響は小さいものの、誘電体で短縮している関係上、Q(結合度)が高い(帯域が狭い)

ため、断熱材一素子間のクリアランス(浮遊容量)により、その特性インピーダンスが大きく変位した(共振点が3.9MHz下がった)。このため、アンテナ素子一断熱材間にGFRPレドームを挿入、断熱材を本レドームに接着固定することにより一定クリアランスを確保し、アンテナエレメント調整を実施した。

あわせて、電気材料定数(誘電率、誘電損失)測定及び電波透過率算出結果から、多層(4層)構造可撓断熱材を選定し、熱防護系設計に反映した。

3. 6 アクチュエータ系開発試験

エレボンを駆動する舵面アクチュエータは、TR-IA動翼用アクチュエータを改修設計した。その設計が妥当であることを評価するためPFMを用い、性能特性、電磁適合性、耐環境性等を確認するための試験を実施した。その結果、性能特性を確認するための周波数特性試験において、減速歯車の軸受け部で固着が発生した。原因は面圧・周速に関する設計検討不足によるもので、処置としてPFM及びFMに対し軸受け部を滑り軸受けから転がり軸受け(ボールベアリングタイプ)に変更した。また、TR-IA特有のソフト上のバグ等が発見され、PFMの改修及びFMの製作に反映した。

3. 7 誘導制御系システム試験

本試験は、誘導制御系を構成するOBC、IMU、舵面アクチュエータ等機器及び搭載ソフトウェアを組み合わせる航法機能、誘導機能、姿勢制御機能、シーケンス制御機能等を確認することを目的としてシステム試験を行い、インタフェース上問題のないことを確認した。

4. 評価

4. 1 評価概要

HYFLEXの飛行データは、打上げ後ロケットフェーズにおいては、種子島の増田、中之山局によって、また、分離以降着水までの間、小笠原局、航空機局及び船舶局の各テレメータ局によって取得した。また、分離以降可視範囲内全期間、追尾データは、小笠原レーダ局で取得した。この間、VHFテレメータについては小笠原テレメータ

局(航空機局でも一部その発生が確認できている)でブラックアウトが発生が確認されたが、高い周波数帯(2GHz及び6GHz帯)では予測通り発生しなかった。各局のデータ受信及び追尾期間については、Fig. 2に示す。

一方、取得したテレメータデータを搭載センサ入力値として物理量変換し、評価解析を行った。その結果、搭載した電気系機器及びセンサは健全であり且つその機能性能が正常であったことを確認した。以下に、主要バス系に関する評価及び解析結果を示す。

4. 2 シーケンスオブイベント

主要シーケンスオブイベント時刻の計画値と実測値の比較を Table-3に示す。概ね、計画値に対して2秒以内でイベントが発生したことがわかる。また、その時刻が多少ずれているイベントについては、ロケット分離速度及びRFブラックアウト条件に依存するものであり、航法誘導データにより許容範囲内であることを確認した。

4. 3 ポストフライト解析結果

本解析として、電池負荷解析及びRFリンク解析を実施した。その結果は以下の通りである。

(1) 電池負荷解析

各電池の容量及び電圧がミッション達成上問題のないことを確認するため、シーケンスオブイベント及び機器の消費電力データに基づいて行った事前解析結果と実飛行時の計測電池電圧を比較した。

事前解析に用いた条件のうち、自己放電量、放電特性等については実測値を用い評価した結果、ほぼ計画値に沿って電池電圧が推移したことを確認できた。

一例として、機器用電池 No. 2の解析値と計測値を Fig. -3に示す。

(2) RFリンク解析

RFリンク解析として、IMUに基づく航法・姿勢データから、機体と地上局の関係を計算により求め、RFリンク解析を行い、実測値(地上局受信レベル)と比較し、以下の結果が得られた。一例として、小笠原局に対するVHFテレメータ回線の解析値と実測値を Fig. -4に示す。VHFブ

ックアウト発生予想範囲と発生結果については、Fig. -5に示す。

・VHFテレメータ回線

計算値に対し実測値が、10~20dB程度低い結果となった。計算値と実測値の相関はあるものの、航空機での実測値(受信レベル)がほぼ計画通りであるため、小笠原局受信系等に何らかの要因があるものと考えられる。また、機体周りに発生したプラズマの影響で、分離後約100秒から約135秒までの間小笠原局の受信レベル低下が認められた。同様に航空機局においても、分離後約90秒付近から約130秒の受信レベルの低下が確認された。

・UHFテレメータ回線

計算値-実測値とも良く一致した。ロケットフェーズでは、相関はあるものの、ロケットの噴煙、姿勢及び1/2段分離後のマルチパス、フェアリングの影響等による損失により不一致となる期間が多数存在している。更に、計算でHYFLEX単体(ロケット未結合状態)でのアンテナパターンデータを使用せざるえなかったことにも起因しているものと考えられる。前者に関しては、計算上ある程度考慮できるが、後者に関しては源泉データがなく且つ不一致となる支配的な要因と考えられるため、これ以上の評価は、意味をもたない。

・Cバンドレーダトランスポンダ回線

計算値-実測値とも良く一致した。機体の姿勢が不定となるM=2付近までの解析ではあるが、問題ないことが伺える。

5. 今後の課題

(1) リフレクトメータにより計測された電波反射強度及び位相データから機体周りに発生したプラズマの電子密度等を計算で求めることができる。この結果とVHFテレメータ回線ブラックアウト発生時に取得した地上局実測データとを比較した場合に反射損失の時間的変化量が妥当であることを評価する必要がある。

(2) VHFテレメータ回線の計算値-実測値間の相違について、その要因を明らかにし、必要ならばHOPE-X等の開発に係るアンテナパターンデータ評価へ反映する必要がある。

6. まとめ

電気系搭載機器については、飛行期間中正常に作動したことが確認できた。また、バス系として作動しなければならない機器についてもほぼ計画通りのシーケンスで作動したことが確認できた。

以上より、HYFLEXに搭載した電気系機器の仕様設定及び開発試験結果の評価及び反映等はほぼ妥当であったと言える。

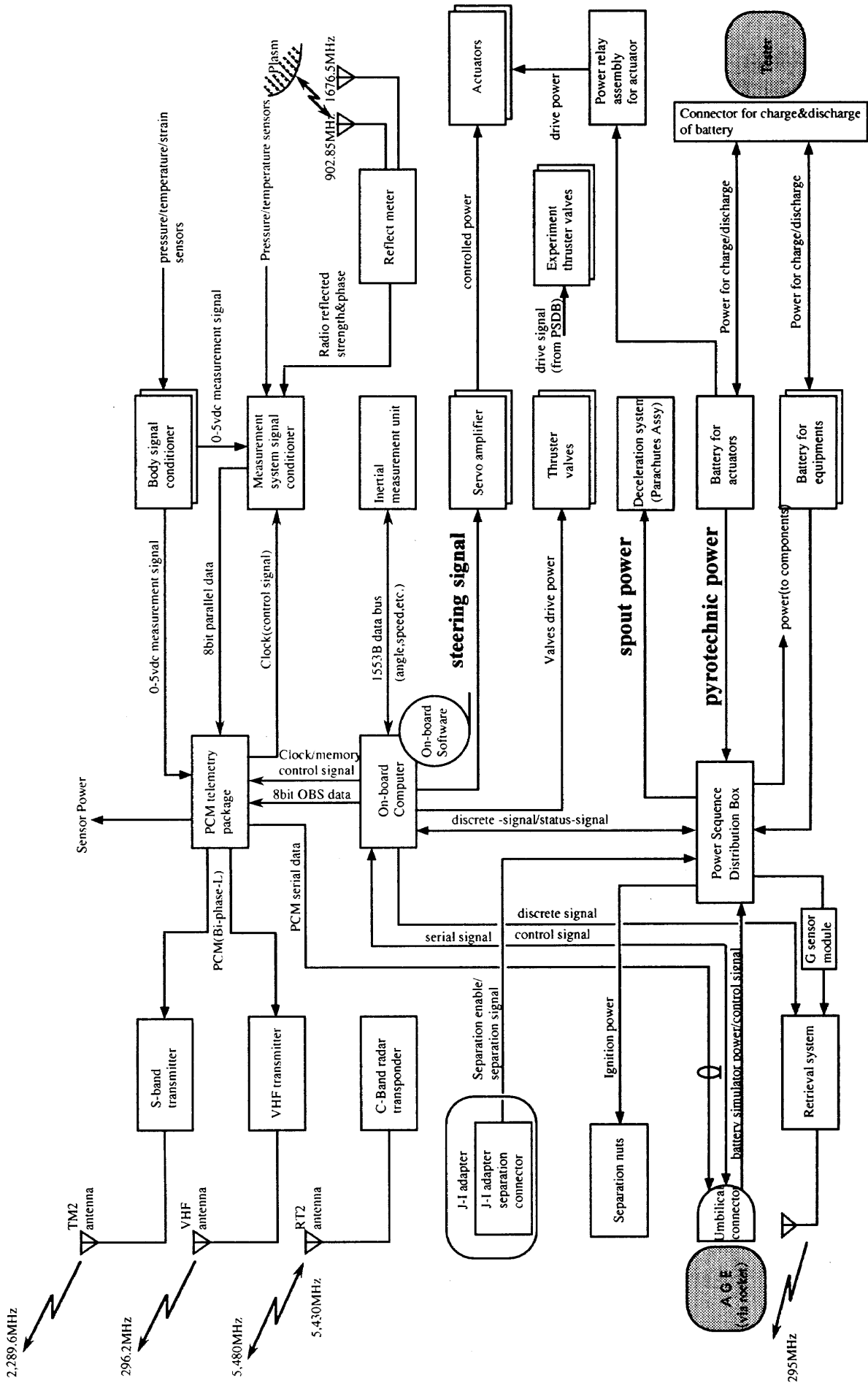


Fig-1 HYFLEX electronic system block diagram

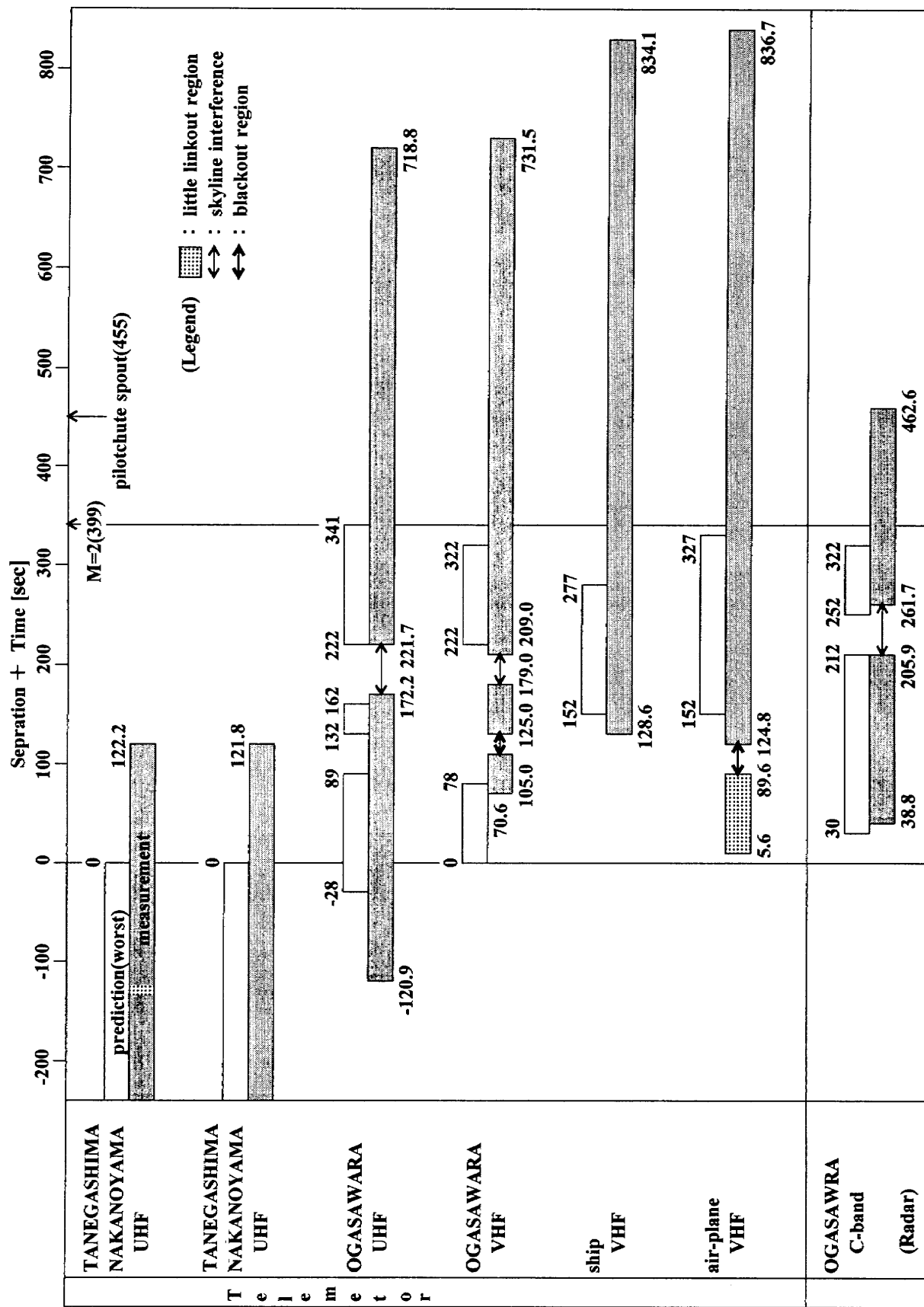


Fig-2 A period of telemetry data acquisition / radar tracking (Upper : prediction(worst), Lower : measurement)

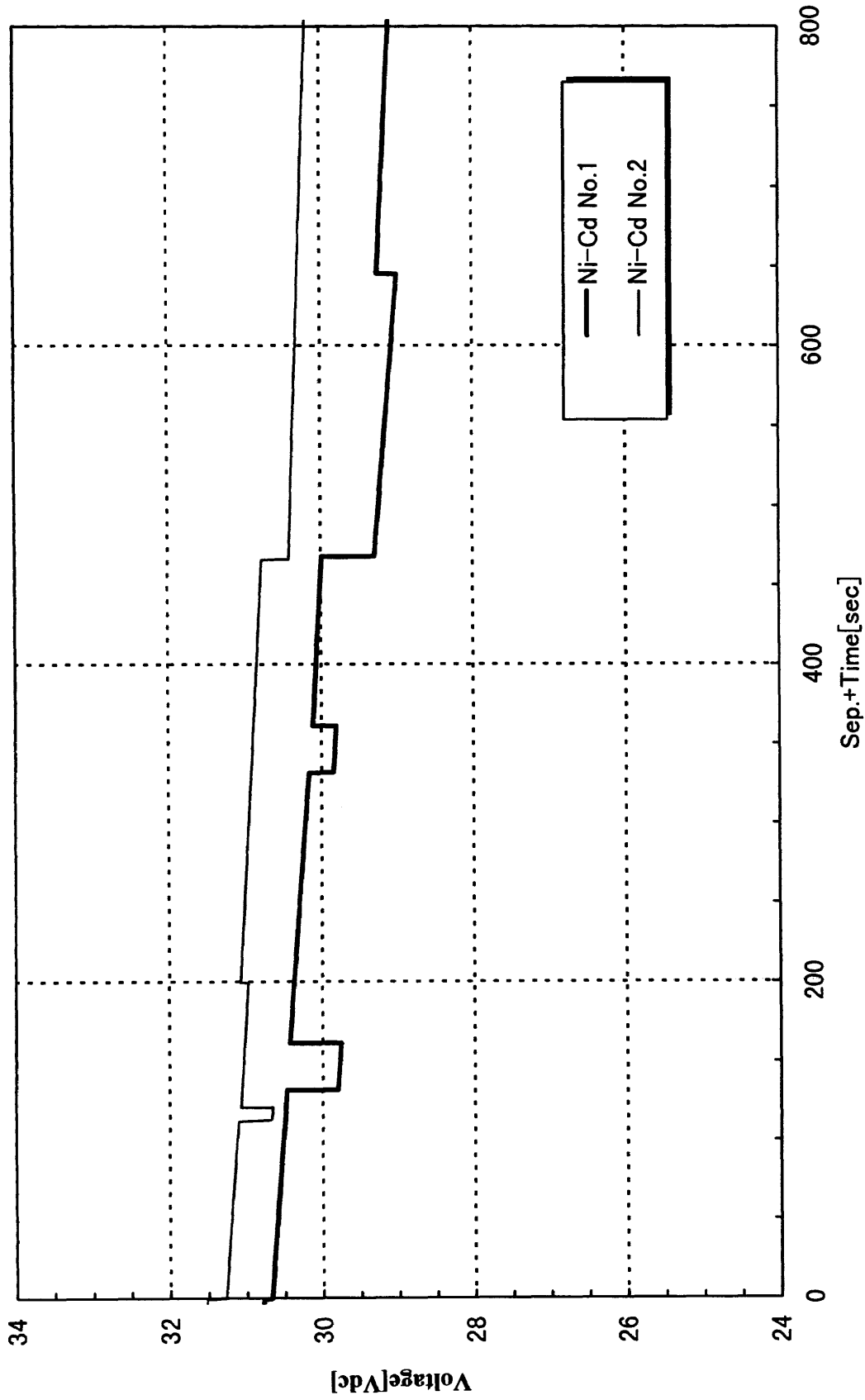


Fig.-3(1/2) Battery for equipments Voltage(Analysis)

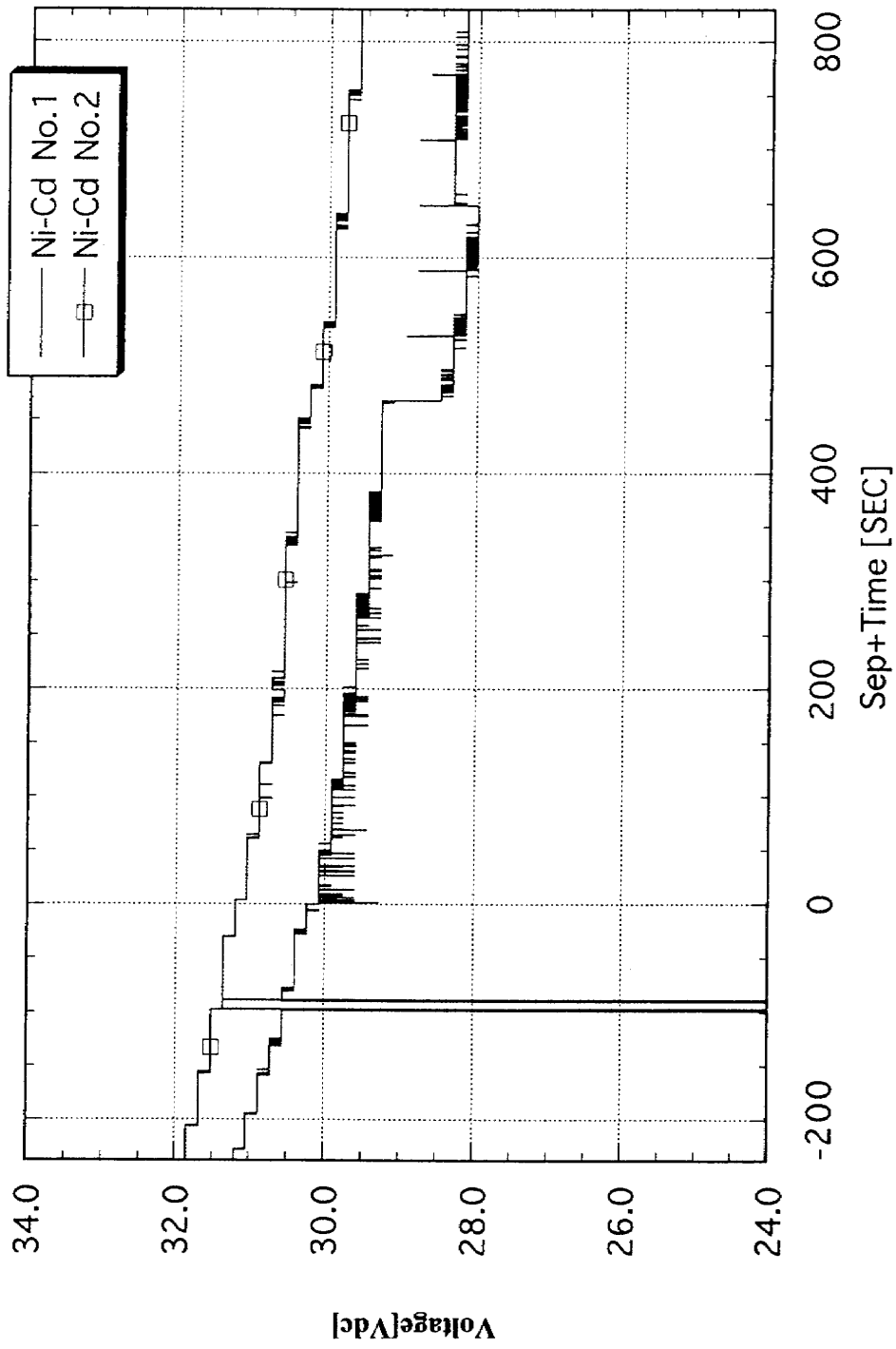


Fig.-3(2/2) Battery for equipments voltage(measurement)

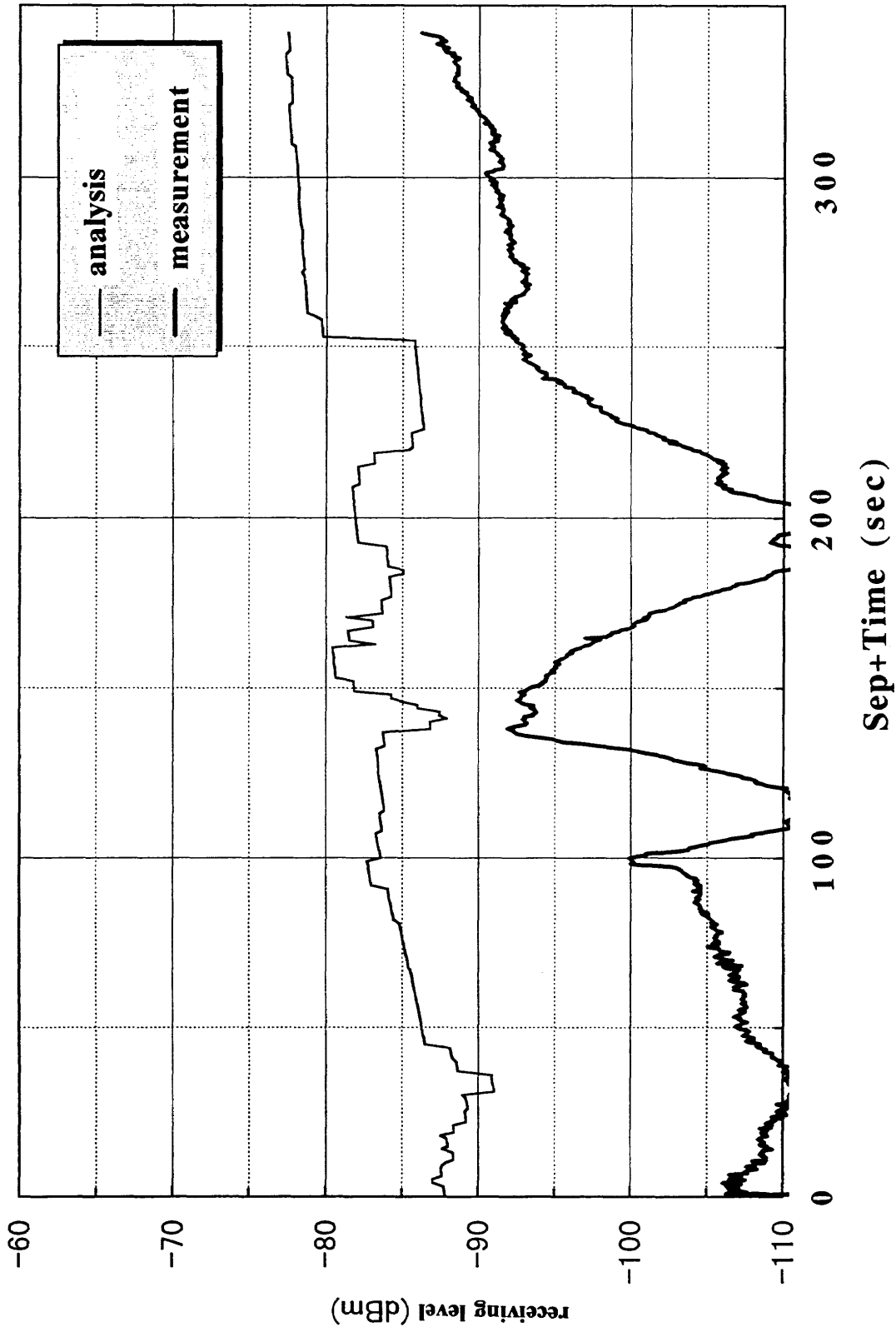


Fig. -4 OGASAWARA UHF telemetry receiving level (RHCP)

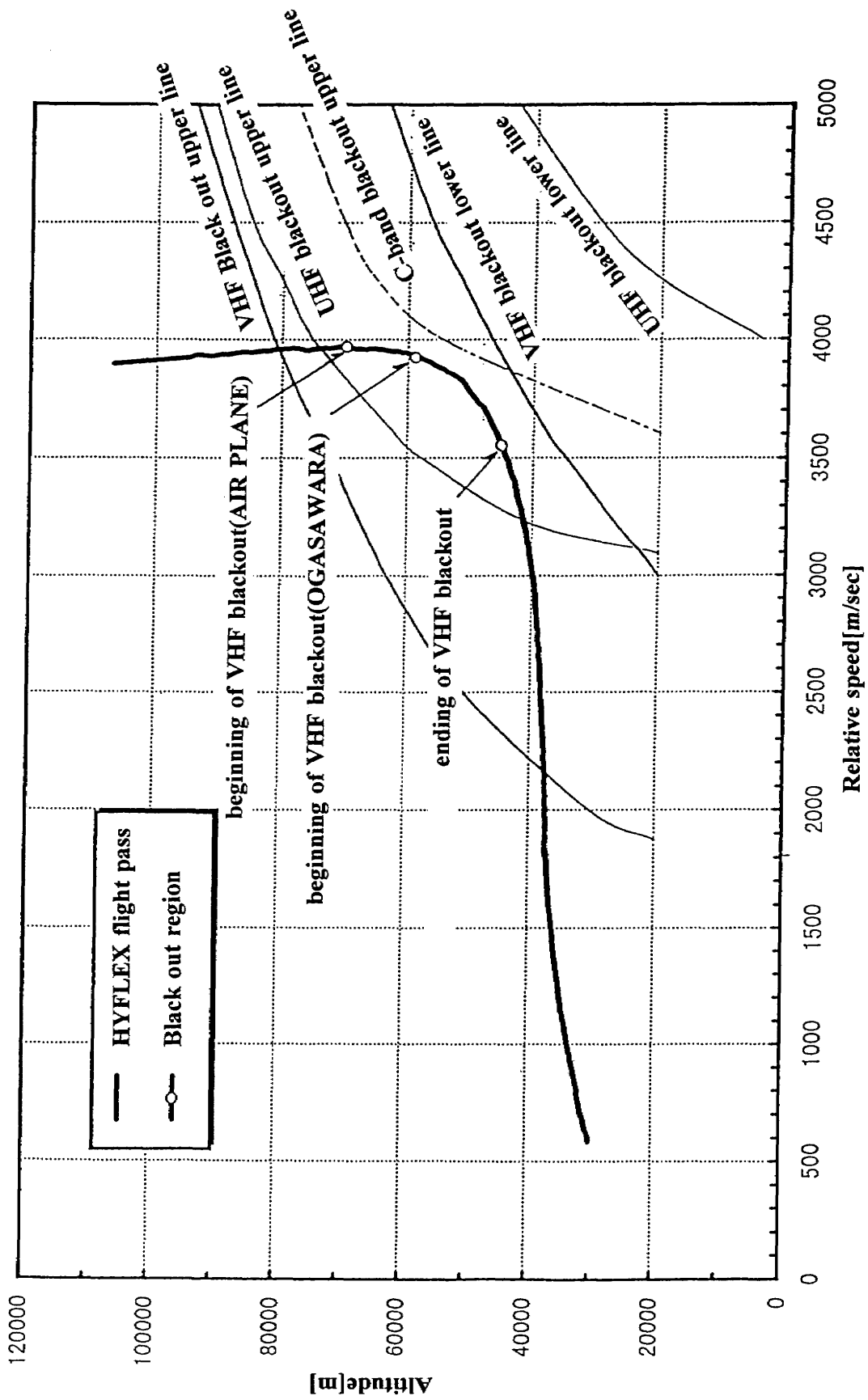


Fig.-5 Measurement and Prediction of Communication Blackout Region

Table-2 Communication & Tracking System Main Performance

	S-TX	VHF-TX	RT2
Transmitting Frequency [MHz]	2289.6	296.2	5480
Receiving Frequency [MHz]	-	-	5430
Output Power [W]	8	2	400(peak)
Modulation Type	Bi-Phase-L	Bi-Phase-L	Pulse
Modulation (Receiving) Sensitivity	1 rad0-p	1 rad0-p	below -70 dBm
Input Voltage [VDC]	28	28	28
Size [mm]	140-202-52	111-151-47	150-131-126
Mass [kg]	2.03	2	2.9
Consumption Power [W]	56[Max]	22.4[Max]	16[Max]

PCM-PKG

Frames Per Subframe	40 Frames/Subframe
Words Per Frame	256 Words/fFame
Bits Per Word	8 Bits/Word
Frame Sync. Words	3 Words/Frame
Subframe Sync. Words	1 Word/Frame
Output Level	2 Vp-p
PCM Code	Bi-Phase-L
Record Volume	4423.68 Bits(Max)
Record Time	216 sec(Max)
Reproduce Time	72 sec(Max)
Input Voltage	28 VDC
Size	310-320-200
Mass	11.3 kg
Consumption Power	19.6 Watts[Max]

Table-3 Sequence of Event(Measurement & Plan)

Event	Measurement (sec)	Plan (sec)
HYFLEX/J-I Separation	0	0
Beginning angle of attack change(0to49deg)	1	1
Ending angle of attack change	25	25
Beginning bank angle change(0to20deg)	30	30
Ending bank angle change	40	40
Maximum Mach number	64	67
Start of data recording	76	77
Start of VHF blackout	105	78
Start of UHF blackout	-	89
Beginning angle of attack change(49to30deg)	125	126
Maximum rate of aerodynamic heating	126	127
End of UHF blackout	-	132
Maximum acceleration	133	135
Maximum dynamic pressure	141	143
Ending angle of attack change	158	158
End of VHF blackout	125	174
Completion of data recording	184	179
Start of recorded telemetry data transmission	185	182
Beginning angle of attack change(30to35deg)	299	300
Mach number M=2	339	341
End of analytic drag control guidance	339	341
Pilot chute release	455	457
Drogue chute release	465	467
Start of residual GN2 exhaustion	465	467
Main chute release	475	477
Retrieval door release	492	494
Splashdown	837	903