

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

小型超音速無推力実験機（NEXST-1） の通信系統設計と地上確認

村上 義隆，滝沢 実，内田 忠夫，中野英一郎
大貫 武，堀之内 茂，坂田 公夫

2004 年 10 月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

ABSTRACT	1
1. まえがき	2
2. 実験機システム概要	4
2.1 実験機システム	4
2.2 計測項目	4
2.3 飛行実験の基本計画	4
3. 通信系統設計の概要	5
3.1 基本要求	5
3.2 基準飛行経路	6
3.3 システム概要	8
3.4 設計概念	9
3.4.1 レーダ・トランスポンダ装置	10
3.4.2 テレメータ装置	11
3.4.3 コマンド装置	11
4. 通信系統設計の詳細	12
4.1 使用周波数と出力	12
4.2 システム配置	13
4.2.1 機上配置	13
4.2.2 地上配置	16
4.3 機上アンテナの選定	17
4.4 地上および機上機器の詳細	17
4.4.1 レーダ・トランスポンダ装置	17
(1) 通信設定	17
(2) 機上トランスポンダ装置	19
4.4.2 テレメータ装置	19
(1) 地上受信装置	19
(2) 機上送信装置	22
4.4.3 コマンド装置	23
(1) 地上送信装置	25
(2) 機上受信装置	27
5. 通信系統の運用と機能	29
5.1 飛行追跡系統	30
5.2 データ伝送受信系統	32
5.3 非常コマンド系統	33
6. アンテナパターン試験	34
7. 回線設計	38
7.1 回線設計評価基準	38
7.2 アンテナパターン試験データの校正	39
7.3 噴煙損失	39
7.4 回線余裕と解析結果	40
7.4.1 Cバンド・リンク解析結果	43
7.4.2 Sバンド・リンク解析結果	43
7.4.3 UHFバンド・リンク解析結果	45

8. 地上確認	45
8.1 データ処理機能確認試験および射場電波環境試験解析	46
8.2 全システム機能確認試験	50
8.3 全システム電磁干渉試験	50
8.4 地上確認結果	51
9. まとめ	52
謝辞	52
追記	52
参考文献	53
付録	
付録A. 第1回飛行実験通信系運用結果報告書	55



写真 ロケットブースタ点火直後のNEXST-1

小型超音速無推力実験機 (NEXST-1) の通信系統設計 と地上確認*

村上 義隆^{*1}、滝沢 実^{*1}、内田 忠夫^{*2}、中野英一郎^{*1}
大貫 武^{*1}、堀之内 茂^{*1}、坂田 公夫^{*1}

Design and Ground Confirmation of the Radio Communication Systems for the NEXST-1 Non-powered Supersonic Experimental Airplane System*

Yoshitaka MURAKAMI^{*1}, Minoru TAKIZAWA^{*1}, Tadao UCHIDA^{*2},
Eiichiro NAKANO^{*1}, Takeshi OHNUKI^{*1},
Shigeru HORINOUCHI^{*1} and Kimio SAKATA^{*1}

ABSTRACT

Research and development work on the next generation supersonic aircraft technology at the NAL (National Aerospace Laboratory of Japan) commenced in 1997. Detailed designs for the scaled non-powered supersonic experimental airplane NEXST-1 (NAL's Experimental Airplane of SST-1) and NAL 735 rocket booster were completed in March 2000, and manufacture of the airplane and the booster rocket completed in the process of ground testing by November 30, 2001. The first flight trial was carried out on July 14, 2002 at and around Range-E at the WPA (Woomera Prohibited Area) in South Australia. This flight trial however was not successful because the airplane was separated from the rocket booster right after the main booster ignited. As a consequence, a review of the experimental system is underway for the purpose of re-designing and repairing the system, including the radio communication systems. This paper describes the results in detail the original system design and first trial operation. The radio communication systems consist of the transponder, telemeter, and command system. The paper also describes the antenna pattern test, and analysis of RF links taking into account the exhaust plumes effect, and explains the system operation results for preparatory tests and the flight trial phase.

Keywords: SST, Non-powered Experimental Airplane, Radio Communication System Design, Flight Testing

概 要

航空宇宙技術研究所 (NAL) の次世代超音速機技術研究開発プロジェクトは平成9年に開始し、ロケット打ち上げ式の小型超音速無推力実験機 NEXST-1 (以下、ロケット実験機) の詳細設計は平成12年3月に完了した。その後実験機および NAL735 ロケットブースターの製作ならびに地上試験を経て、平成13年11月30日に完成した。飛行実験は平成14年3月から約1年間、南豪州ウーメラ実験場内で4回実施する計画であったが、平成14年7月14日第1回飛行実験はロケットブースター点火直後の実験機異常分離によって失敗に終わった。この結果、実験システムは通信系を含めて見直す事になったが、本報告はオリジナルの設計および試験ならびに第一回飛行実験を通じた運用実績についてとりまとめたものである。ロケット実験機の通信系統は (1) 飛行追跡用のレーダ・トランスポンダ系、(2) データ伝送用のテレメータ系、(3) 非常飛行停止用のコマンド系の以上3つの通信系システムで構成されている。設計は、ウーメラの実験場環境を考慮しており、アンテナパターン試験および噴煙損失を考慮した電波リンク解析によって事前評価した。また現地における地上確認試験にも触れた。

* 平成15年3月31日 受付 (Received 31 March 2003)

*1 次世代超音速機プロジェクトセンター (Next Generation SST Project Center)

*2 元航空宇宙技術研究所

1. まえがき

航空宇宙技術研究所（NAL）は次世代超音速機の技術研究開発プロジェクトを進めている。その一環として、小型超音速無推力実験機 NEXST-1（以下、ロケット実験機）と小型超音速ジェット実験機 NEXST-2（以下、ジェット実験機）の研究開発が行われている。ここではロケット実験機の通信系統設計等について述べる。ロケット実験機は、滑空飛行で得られる主翼、尾翼、胴体の空力計測データを解析し、超音速実験機の設計手法として開発した CFD 設計技術の妥当性を評価し、技術を飛行実証することが目的である。ロケット実験機の開発は、平成 9 年に概念設計が開始され平成 10 年に基本設計が終了した。平成 10 年に開始した詳細設計は機体製作と並行して進められ、平成 11 年度内には詳細設計を完了。その後維持設計に入り機体製作は平成 13 年 1 月に 1 号機、2 号機がロールアウトして実験機は完成した。平成 13 年 1 月から 9 月の間で 1 号機の国内全機システム試験を終了し、豪州輸送を行った。豪州においては、平成 14 年 2 月から初飛行を行う 2 号機（1 号機は装備品バックアップ）を用いて現地データ処理機能確認試験／全システム機能試験／全システム電磁干渉試験等を実施した。報告書は、上記の概念設計／基本設計／詳細設計／維持設計の研究開発期間中に実施したロケット実験機の通信系統設計開発の結果を述べる。その中では豪州ウーメラの射場で飛行実験を行うことから必要となった豪州政府機関による安全評価（リスクアセスメント）²²⁾、ならびに安全運用計画²¹⁾について、また豪州電気通信管理局に対する無線局免許状取得の実態と、射場通信設備管理者等との技術調整結果についても触れる。ロケット実験機は、ロケットブースターに小型超音速実験機がおんぶされるピギーバック方式で結合したわが国初の飛行形態で打ち上げられ、100 km 以上におよぶ広範囲の飛行空域において、国内初めての超音速飛行実験を行う。これを実現するためロケット実験機の飛行実験に用いられる通信系は、飛行追跡用レーダ・トランスポンダ装置、データ伝送用テレメータ装置、非常コマンド用の非常飛行停止指令装置の機上・地上装置の 3 系統で構成した。この 3 通信系統の設計は、200℃を越える表面空力加熱、機体表面平滑度、狭い機体装備スペース等の厳しい環境条件の設計要求と、単一箇所の地上局での対機上通信設定を全飛行フェーズにおいて成立させる事が必要である。またさらに、国内初のロケットと実験機を結合させた形態での背面、反転ロール、そして分離後の実験機単独における最遠点での急旋回飛行など、小型・軽量送受信機およびフラッシュマウント（埋め込み式）アンテナの不利な通信条件の克服を目指し、結合形態および遠距

離での 3 通信系統の電波リンクの成立を図った。本報告書の主眼は、南豪州の実験場および基準飛行経路を考慮した通信系統の設計概要ならびにその詳細、運用と機能、アンテナパターン試験、回線設計に適用した噴煙損失基準、および電波リンク解析の手法と結果について述べる。加えて、豪州で実施した地上確認の全機システム技術機能確認試験、ならびに実験場における射場通信系電界危険域解析結果およびその基準設定についての概要を述べ、最後に第 1 回飛行実験における通信系統の運用実績についても付録で報告する。なお、第 1 回飛行実験はロケットのオートパイロット不具合により成功には到らなかったが、これを受けたシステムの改修については別報に譲る事とする。

本報告で使用する単位は SI 単位系に準ずるが、現地豪州レーダおよび航空機運用で慣用される単位系も併用する。SI 単位系への換算値は以下のとおりである。

$$1 \text{ yrd} = 0.9144 \text{ m}, 1 \text{ ft} = 0.3048 \text{ m}, 1 \text{ 度} = 0.01745 \text{ rad}$$

記号

a	地球半径 (m)
C_L	揚力係数 (飛行荷重)
C/N_0	要求 (dB/Hz)
$(C/N_0) r$	要求受信入力レベル (dB)
d	機上—地上局間直線距離 (km)
d_g	幾何学的見通し電波到達距離 (km)
d_i	大気屈折率による電波到達距離 (km)
d_t	水平線までの電波到達限界距離 (km)
E_i	電界強度 (dB $\mu\text{V}/\text{m}$)
f	周波数 (Hz)
GARX	受信アンテナの利得 (dBi)
GATX	送信アンテナの利得 (dBi)
G_t	電磁波源のアンテナ利得 (dB)
G/T	システム雑音温度に対する受信アンテナ利得比 (dB/k)
$g(t)$	補間により算出した地上局方位の機上アンテナ利得 (dB)
H	高度 (m)
h	送信アンテナ海拔高 (m)
hr	機上送受信アンテナの海拔高あるいは地上高 (m)
ht	地上送受信アンテナの海拔高あるいは地上高 (m)
k	等価地球半径係数
k_B	ボルツマン定数 (J/K)
L_d	自由空間損失 (dB)

<i>LFRX</i>	受信系の給電損失 (dB)	FT	Function Test
<i>LFTX</i>	送信系の給電損失 (dB)	FTA	Fault Tree Analysis
<i>LMr</i>	回線余裕 (dB)	GL	Ground Level
<i>Lp</i>	打ち上げフェーズにおける噴煙損失 (dB)	GPS	Global Positioning System
<i>Lv</i>	各種損失 (大気吸収損失) (dB)	H-pol	Horizontal Polarization
<i>M</i>	マッハ数	HYFLEX	Hypersonic Flight Experiment
<i>Mr</i>	回線余裕判定値 (dB)	IB	Instrumentation Building
<i>N₀</i>	雑音電力レベル (dB/Hz)	ICAO	International Civil Aviation Organization
<i>P_D</i>	電磁波の電力密度 (W/m ²)	IMU	Inertial Measurement Unit
<i>PE</i>	実効放射電力 (dBm)	INE	Inertial Navigation Equipment
<i>PRX</i>	受信電力レベル (dBm)	IRIG	Inter-Range Instrument Group
<i>Ps</i>	最小受信感度 (Sensitivity レベル) (dBm)	ISAS	The Institute of Space and Astronautical Science
<i>Pt</i>	電磁波の送信電力 (W)	ITU	International Telecommunication Union
<i>PTX</i>	送信機の出力電力 (dBm)	MS	Movable Shelter
<i>R</i>	電磁波源からの距離 (m)	NAL	National Aerospace Laboratory of Japan
<i>Ts</i>	システム雑音温度 (K)	NASDA	National Space Development Agency of Japan
<i>α_M</i>	屈折率傾度 (MU/km)	NEXST-1	National Aerospace Laboratory Experimental Airplane of SST-1
<i>α_N</i>	屈折率傾度 (NU/km)	NEXST-2	National Aerospace Laboratory Experimental Airplane of SST-2
<i>θ</i>	アンテナパターン測定断面における仰角方位 (deg)	PCM	Pulse Coded Modulation
<i>δ_h</i>	屈折による高度変化	PD	Power Divider
<i>δ_n</i>	屈折率変化	PSU	Power Source Unit
<i>φ</i>	アンテナパターン測定断面における水平角方位 (deg)	QT	Quality Test
略語等		RA	Risk Assessment
ACA	Australian Communication Authority	R1	R1 Radar
ADC	Air Data Computer	R2	R2 Radar
ADS	Air Data Sensor	RAAF	Royal Australia Air Force
ALFLEX	Automatic Landing Flight Experiment	Range-E	Range E
ARDU	Aircraft Research and Development Unit	RCC	Range Control Centre
AP	Autopilot Computer	RF	Radio Frequency
AT	Acceptance Test	RHCP	Right Hand Circular Polarization
BER	Bit Error Rate	RLY	Switching Relay
C-Band	C-Band Frequency	RNHA	Recommended Nominal Hazardous Area
CDR	Command Receiver	RTM	Real Time Monitor
CFD	Computational Fluid Dynamics	RX	Receiver
DAT	Data Analyzed Tape-recorded	SOLO	Safety and Operations Liaison Officer
DoD	Department of Defence	S-Band	S-Band Frequency
DSCW	Defence Support Centre Woomera	SOP	Safety and Operations Plan
EFS	Explosive Fitting Shop	S/N (SNR)	Signal Noise Ratio
ET	Engineering Test	SSET	Small Supersonic Experimental Aircraft Engineering Team
FCC	Flight Control Computer	SST	Supersonic Transport
FDM	Flight Data Monitor	SSM	System Status Monitor
FM	Frequency Modulation		
FSM	Flight Safety Monitor		

TCG	Time Coded Generator
TDC	Tracking Data Centre
TLM	Telemeter
TS1	Test Shop 1
TX	Transmitter
UHF-Band	Ultra High Frequency Band
UPS	Uninterruption Power System
UTC	Universal Time Code
V-pol	Vertical Polarization
VSWR	Voltage Standing Wave Ratio
WGS84	World Geodetic System 1984
WIR	Woomera Instrumentation Range
WPA	Woomera Prohibited Area

2. 実験機システム概要

2.1 実験機システム^{1, 17)}

実験機システムは実験機本体および打ち上げ用ロケットおよび地上支援設備からなる。実験機本体は、次世代 SST の空力形状を持った基本形状となっている。空力設計は (1) アロー翼平面形状^{6, 7)}、(2) ワーブ翼形状^{6, 7)}、(3) エリアルール胴体形状^{6, 7)}、(4) 自然層流翼断面形状^{6, 7)} のコンセプトを適用した空力形状を計算機工学によって設計する手法 (CFD 逆問題設計法) により形状設計したものである。ロケット実験機の飛行実験ではエンジンナセルの無いクリーンな形態での超音速飛行時の高揚抗比設計技術に主眼を置き、CFD を用いた逆問題設計法⁷⁾ の適用、および自然層流化による摩擦抗力低減技術⁷⁾ の適用による技術実証を行う事を目的とする。実験機システムは、図 2.1 実験機システム概要に示すような、以下のサブシステムにより構成する。(1) 航法・誘導・制御システム；IMU、ADS、FCC を用いたアクチュエータおよび舵面による制御を行う。(2) 操縦システム；電動アクチュエータと舵面により縦はスタビライザ、横と方向はエルロンとラダーによる操縦を行う。(3) 計測通信システム；研究開発および飛行実験の目的である CFD 対応圧力計測および境界層計測等のデータを計測し、データレコーダとテレメータ装置により記録・送信する。(4) 電源・非常・回収システム；電源システムはバッテリーからジャンクションボックスを通して電源を供給する。非常システムは打ち上げロケットの投棄装置とカートリッジ・アクチュエータを装備する。回収システムはパラシュートとエアバッグから構成する。基本方針としては、既存品を主体とした実績のある制御方式と精度の高い実験計測ができる実験機システムを実現することである。機体システム、地上支援システムについての細部の設計要求事項については、この研究目的を十

分満足し、かつ現実的に実現可能な条件を、設計を進めながら目標値として研究開発が推進され、その各項目が参考文献に挙げたような基本設計書、詳細設計書、維持設計書に纏められている。

2.2 計測項目^{1, 17)}

ロケット実験機の計測項目は、図 2.2 に示すように、(1) 基本計測、(2) 機体諸元計測、(3) CFD 対応圧力計測、(4) 境界層計測、(5) 監視計測を行う。その計測項目、計測センサ、空力計測レンジは図中表のとおりである。飛行実験の主目的である CFD の実証に係わる計測項目の (3) CFD 対応圧力計測は、図中に示すように主翼上下、胴体表面、水平尾翼表面、垂直尾翼表面において静圧の計測を行う。境界層計測では、左主翼上面および胴体側面において、ホットフィルムによる遷移計測、非定常圧力、境界層総圧、金属温度計測を実施する。また (1) 基本計測および (2) 機体諸元計測を行うための搭載計測センサの装備位置は図中左下に示した。ロケット実験機の飛行実験においては、これら約 840 点のデータ計測を実施し、実験機搭載データレコーダに記録する。そのうち約 680 点の計測データが機上テレメータにより地上へダウンリンクされる。通信システムシステム設計はこれらの計測を阻害しない制約の中で実施する。以上これらの要求事項は研究開発、実験機設計、飛行実験計画の基本的な要求事項である。

2.3 飛行実験の基本計画^{4, 5, 17, 18)}

実験機は 2 機製作された。当初それぞれの実験機により 2 回ずつ合計 4 回の飛行実験を行う計画であったが、現在は飛行回数の見直しが行われている。実験飛行は、投入、実証飛行、回帰飛行、回収の 4 つのフェーズで構成する。図 2.3 飛行実験フライト概念に示すように、飛行実証フェーズにおける飛行要求は、(1) 飛行マッハ数 2.0 ± 0.05 、(2) 運動は縦面内、(3) 飛行パターンは α スイープにおいて飛行荷重 $C_L = -0.05 \sim +0.25$ 、レイノルズ数スイープにおいて飛行荷重 $C_L = 0.1$ である。飛行実証を行う飛行範囲高度は、中心高度 15 km ただし、高度 18 km までの飛行を目標とし、且つ可能な限り広い範囲のレイノルズ数を確保できる高度とする。また飛行実証を可能とならしめる項目、精度において計測を行うことを目的とする。ロケット実験機は無推力であることから、射点からロケット NAL735 により打ち上げられ、実験条件高度約 18 Km、マッハ 2 に投入される。高度 18 ~ 12 Km の間で α スイープを、高度 12 ~ 10 Km の間でレイノルズ数スイープによる空力データ計測を行い、超音速飛行の実験データを取得後、減速しながら回収点上

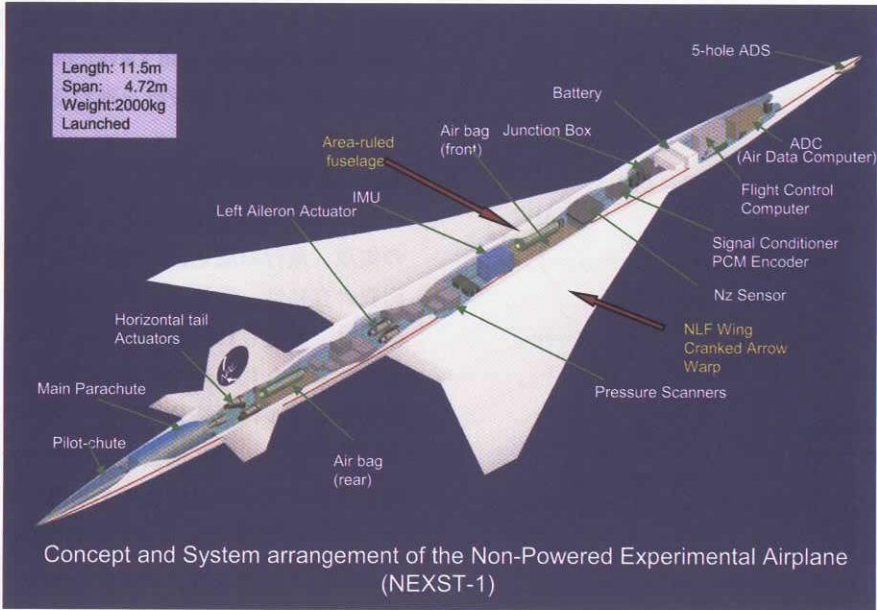


図 2.1 実験機システム概要

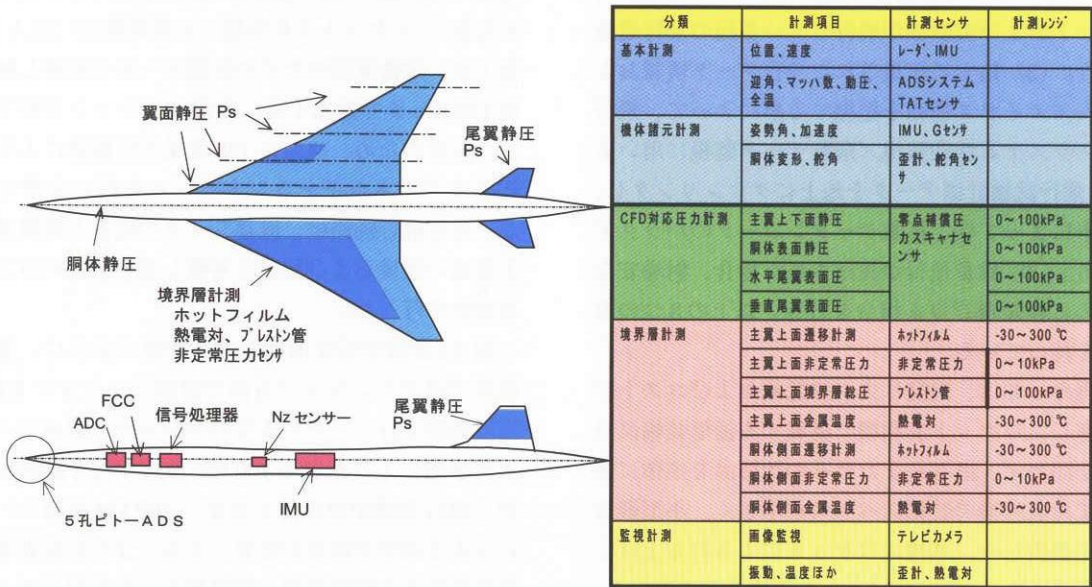


図 2.2 飛行実験計測項目

空まで帰還し、パラシュートを開傘、機体損傷を防ぐためエアバックを展開し地上に着地回収される。以上のフライトプロファイルにおいて、機体に働く空気力、主翼を中心とする機体表面に働く圧力分布、主翼上面を中心とする機体表面の境界層の状態、荷重による機体各部のひずみ等を計測する。

3. 通信系統設計の概要

3.1 基本要件

ロケット実験機の通信系統は、(1) 飛行追跡系統、(2)

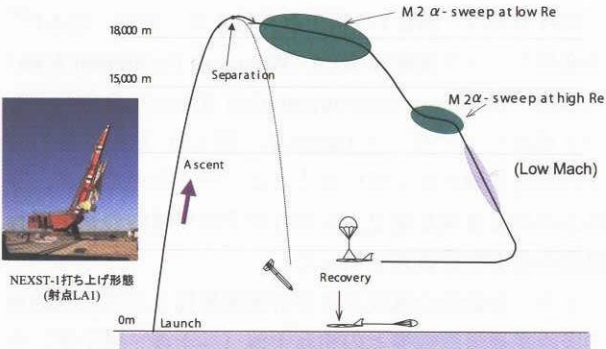


図 2.3 飛行実験フライト概念

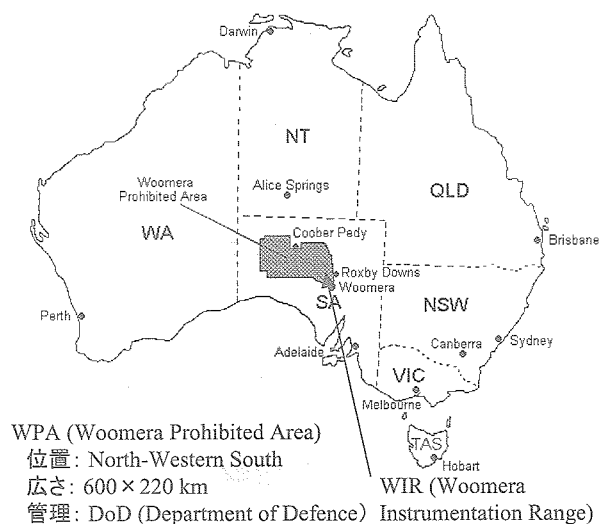


図 3.1 実験場の位置

データ伝送系統、(3) コマンド系統の3系統により構成する。飛行実験における各通信系統のそれぞれの役割は、(1) ロケットおよび実験機が飛行している間の飛行追跡監視を行う。(2) 地上に伝送された飛行データ情報およびシステムステータス情報を把握する事によって、飛行安全監視/システム状態監視/飛行データ監視に用いるとともに、飛行試験計測データを地上にダウンリンクし、記録する事によって機上搭載データレコーダのバックアップとする。(3) 異常飛行が確認された場合、射場安全確保のために非常飛行停止指令を行う。以上の3つの重要な役目を持っている。

設計に当たっては、開発リスクの低減およびコストダウンに配慮し、ロケット実験機に搭載する通信装備品は国の内外を問わず、既存品またはその改修品を主体に選定した。また実験機の装備スペースが小さく、小型軽量の既存品を選定した。本機はロケットによる打ち上げという使用条件のため、MIL スペックの環境条件を適用し、振動・衝撃・温度環境条件の厳しさから装備品の選定に加え、防振対策・熱対策を施して搭載設計を実施した。

飛行実験は、図 2.3 の概念を実現するために、図 3.1²⁴⁾ 南豪州ウーメラ実験場 WPA (Woomera Prohibited Area) の WIR (Woomera Instrumentation Range) を中心とした主要打ち上げサイト Range-E (図 3.2) を射場としてその管理空域を広く用いることとした。このために、通信系の電波覆域を満足する飛行安全限界線内の基準飛行経路の成立性が重要となった。

また、南豪州の既設および計画無線局ならびに実験場の既設軍通信設備等との相互干渉(与干渉・被干渉)の無い通信系統構築が要求され、豪州電気通信監理局 ACA (Australian Communication Authority) および当

該射場を管理する豪州空軍航空研究開発部隊 ARDU (Aircraft Research and Development Unit) と緊密な調整を行ない通信系統設計を進める必要があった。

3.2 基準飛行経路^{4, 5, 18)}

基準飛行実験経路の設定に当たっては、飛行実験目的の実現、飛行の成立性、地上および飛行の安全性、機体回収の容易性、電波リンクの信頼性が条件となる。通信回線は、設定された基準飛行経路・飛行安全限界線を超えて、考えられる全ての飛行範囲・飛行姿勢において要求受信レベルの余裕分(リンクマージン)を満足しなければならない。特に地上安全確保のための飛行停止を目的とするコマンド系は他の2系統に勝って十分なリンクマージンが必要である。図 3.3 に WPA 内に設定した基準飛行経路と地上通信システム概念を示す。この飛行プロファイルに示すように、ロケット実験機は、真方位 325 度(ほぼ北西)方向にロケットにより打ち上げられ、高度約 19 Km、飛行速度 M2.0 に達した所で 180 度ロール反転し、ロケットより分離して実験飛行に投入される。投入後、技術実証のための計測データを取得し射点から約 100 Km まで進出する。計測ミッションが終了したあと、回収のため、直ちに 180 度反方位旋回に入り、射点近傍までエネルギーコントロールを行いながら帰還する。基準飛行経路は、既存レーダの配置と新規通信系地上設備の規模および配置を考慮し効率の良いコンパクトな設計を行った。

図 3.3 破線で示す旧回収飛行経路のように、基本設計段階ではダウンレンジ方向で計測ミッションを終了し、高度処理を行い、そのままパラシュート開傘でエアバグ着地による回収を 100 km 地点で行う計画であったが、飛行空域が射点地上局から 100 km を超え、低高度になると通信中継局が必要になる、また回収地域の地上植栽条件や実験機回収の困難性などの回収リスクを極力排除すると共に、地上設備へのインパクト可能性を増大させない条件を考慮して、ロケット誘導制御則と実験機誘導制御則を見直し、射点近傍へ帰還回収可能な基準飛行経路の再検討を行った結果、図 3.3 のような基準飛行経路を設定した。

基準飛行経路において、通信設定が可能かを伝搬路計算法¹⁵⁾により検証した。対流圏内の電波伝搬に最も大きな影響を与える現象は、大気屈折率の空間的・時間的変化による電波屈折である。中緯度地方における平均的な屈折率傾度は $\alpha_N = -39$ NU/km、 $\alpha_M = 118$ MU/km である。また、標準伝搬状態を規定する等価地球半径係数 k は屈折率傾度を用いて以下のように表される。



図 3.2 Range-E 地上設備配置

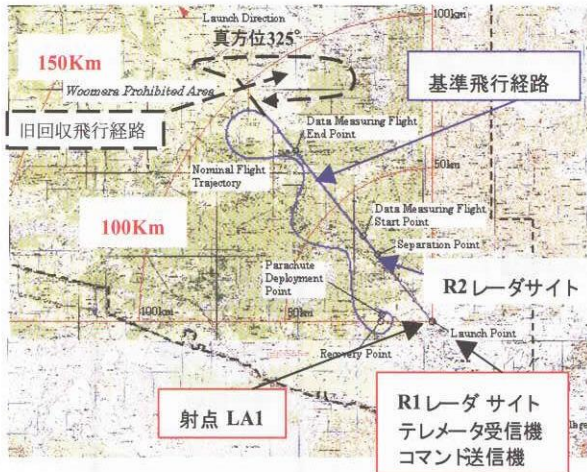


図 3.3 基準飛行経路

$$k = \frac{1}{1 + \alpha \left(\frac{\delta_n}{\delta_h} \right)} = \frac{10^6}{a \alpha_M} \quad (1)$$

ここで、

a : 地球半径（電波伝搬上では球: 6.378×10^6 m）

δ_n : 屈折率変化

δ_h : 屈折による高度変化

α : 屈折率傾度（NU/km、MU/km）

従って、上述の α_M の平均値を代入することにより、中緯度地方の平均的な k の値は $4/3$ となり、高度 17 km までの対流圏内においてはこの大気屈折率により電波伝

搬路長は直線に比べ約 30 % 延びるとされている。電波の大気屈折率を考慮しない幾何学的な直線で結んだ場合は $k=1$ となる。以下に大気屈折率を考慮した場合としない場合の見通し距離 d_i （アンテナから送信された電波が到達しうる水平線までの限界距離 km）の計算式を示す。

$$d_i = \sqrt{2ka \cdot h} \quad (2)$$

ここで、

k : 等価地球半径係数（標準大気状態で $4/3$ あるいは 1 の場合）

h : 送信アンテナ海拔高（m）

(2) 式より、地上の送信受信アンテナと飛行する移動体との電波到達距離・高度の計算式は次式となる。

$$d_i = 4.12 \left(\sqrt{ht} + \sqrt{hr} \right) \quad (3)$$

$$d_g = 3.55 \left(\sqrt{ht} + \sqrt{hr} \right) \quad (4)$$

ここで、

d_i : 大気屈折率による電波到達距離（km）

d_g : 幾何学的見通し電波到達距離（km）

ht : 地上送受信アンテナの地上高（m）

hr : 機上送受信アンテナの地上高（m）

ここで ht , hr は飛行範囲の地形を考慮し地上高とした。

図3.4に上式(3)と(4)式を用いて計算した結果を示す。この図は、鉛直(高度)方向の地面曲率および大気の影響を考慮した幾何学的見通し距離と屈折補正による電波到達距離高度を示している。設定された基準飛行経路は幾何学到達距離においても(1)電波到達距離150 Km、(2)電波到達高度1500 m以上の飛行管制終端距離高度(パラシュート開傘高度)の覆域が得られる結果を得た。この結果、図3.5飛行ミッションと電波覆域(垂直面)からも明らかなように、ロケット実験機の飛行管制終端線は基準飛行経路範囲の外側の飛行安全限界

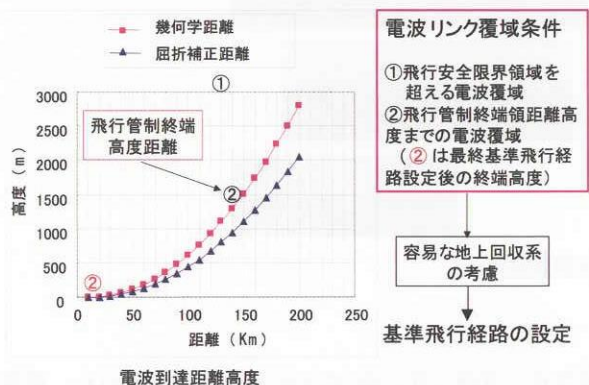


図3.4 電波到達距離高度の計算結果

線130 kmを超えてパラシュート開傘高度1500 mまで余裕を持った電波リンクが可能となる。

3.3 システム概要

通信システムは、(1)飛行追跡用のレーダ・トランスポンダ送受信装置(以下、レーダ・トランスポンダ装置)、(2)データ伝送用のテレメータ送受信装置(以下、テレメータ装置)、(3)非常指令送信用の非常飛行停止指令送受信装置(以下、コマンド装置)の3系統により構成する。ここで、各装置(レーダ・トランスポンダ装置、テレメータ装置、コマンド装置)の呼称は、送受信機、分配器、位相調整器、給電線、アンテナ等の必要構成部品を総称している。

図3.6に機上と地上の通信システムの構成図を示す(図中、地上の②装置のみが既設の装置を表す)。既存地上レーダR1(R1)は射点近傍に設置されて、レーダR2(R2)は飛行方向25 km北西の位置に設置されている。テレメータ受信装置およびコマンド送信機は管制棟IB(Instrumentation Building)の屋上とバルコニーに設置する。

ロケット実験機に用いる3通信システムの搬送周波数帯は以下のとおりである。(1)レーダ・トランスポンダ装置が用いる周波数帯は3.9～6.2 GHz帯のCバンドのマイ

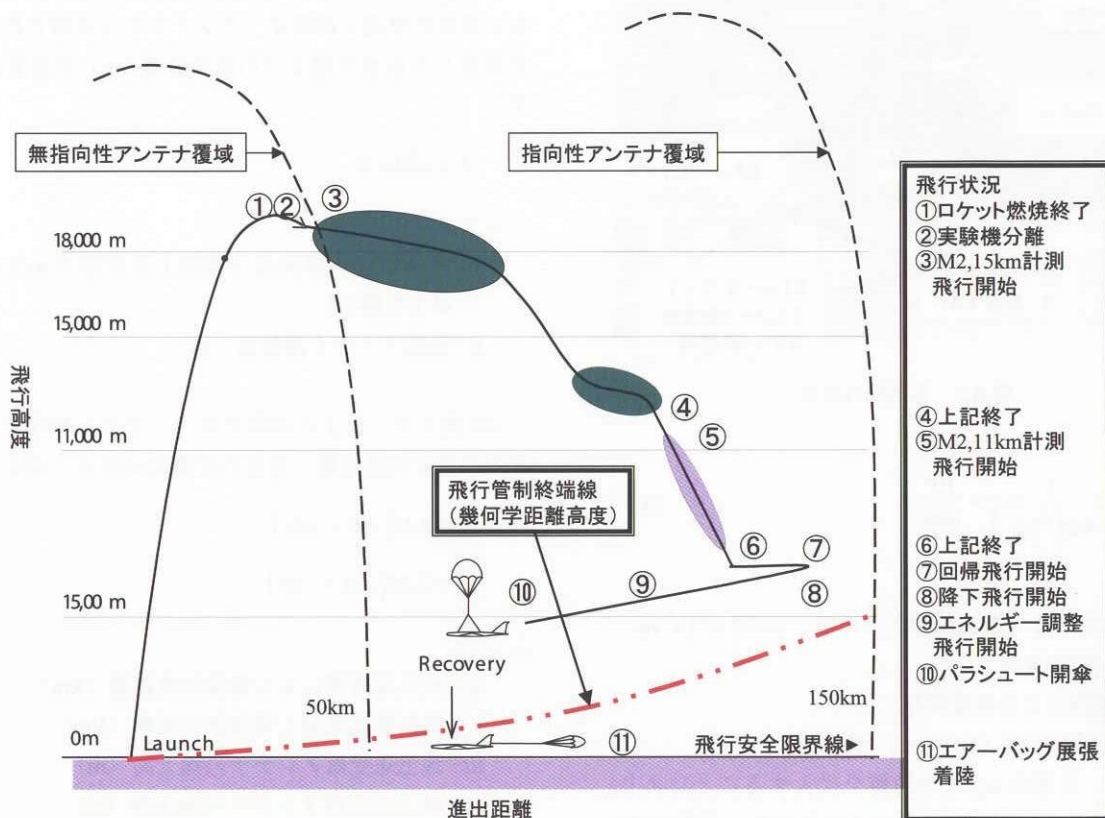
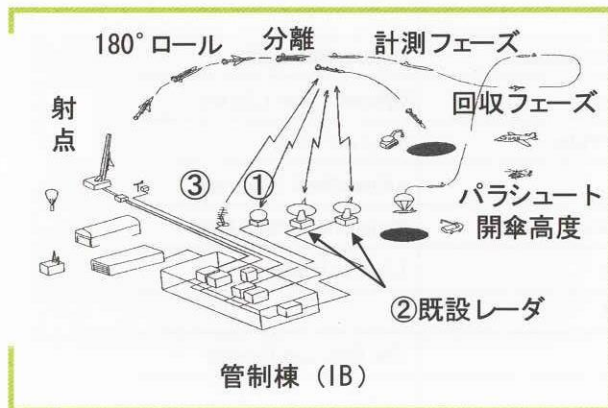


図3.5 飛行ミッションと電波覆域(垂直面)

通信系の構成

機上（実験機およびロケット）

- ①データ伝送用→テレメータ送信装置
- ②飛行追跡用→トランスポンダ装置
- ③非常指令受信用→コマンド受信装置



地上（管制棟およびRange-E）

- ①データ受信用→テレメータ受信装置
- ②飛行追跡用→既設R1/R2レーダ装置
- ③非常指令送信用→コマンド送信装置

図3.6 通信系統の構成

クロ波。(2) テレメータ装置が用いる周波数帯は1.5～3.9 GHz帯のSバンドのマイクロ波。(3) コマンド装置が用いる周波数帯は0.3～3 GHz帯のUHFバンドの極超短波。何れも電離層通過周波数帯域で長距離のデジタル移動通信に用いられている周波数帯である。これらの電波伝搬特性は、コマンド装置におけるUHF波の見通し外伝搬（屈折利用）の長距離通信回線設定実績はあるものの、回線余裕の観点から、マイクロ波の空間電波伝搬損失の大きい特性と幾何学的見通し波による伝搬特性による電波覆域を設計基準とした。

既存設備としての地上レーダ装置は、1970年に豪州のARDUに設置されたフランスのTHOMSON社製Adourレーダ2基（R1, R2）を使用する。それぞれのレーダは同型式同性能を有するコニカルスキャン方式の自動追尾レーダである。その性能諸元は表3.1のとおりである。

ロケット実験機の飛行実験においてはR1を主飛行追跡装置として使用し、R2をバックアップとして使用する。追尾モード切り換えは何れも数秒間で可能であるとされている。R1ロックオフ時には、R2あるいはテレメータを用いて常時スレーブ可能な状態にあり、正常追尾を行っているレーダあるいはテレメータのWGS84データにより再追尾可能な冗長性を持ったシステムになっ

ている。またR1とR2は相互スレーブが可能である。これらの既存レーダの特徴を生かし、ロケット実験機からダウンリンクされるテレメータ測位データWGS84をレーダスレーブ情報としてレーダ側に渡すレーダテレメータ接続装置を新に製作運用する。このことにより、飛行追跡系統のレーダ・トランスポンダ装置はR1ロックオフ時でも、R2あるいはテレメータ情報により即座に再追尾可能な信頼性の高い装置となる。R1レーダのアンテナおよび操作卓の概観図を写真3.1、3.2に示す。

3.4 設計概念

基準飛行経路の成立性は、射点近傍に設置されたR1レーダ、テレメータ受信装置、非常飛行停止指令送信機のみで通信系統を構成でき、リピータを介することなく、ロケット実験機の飛行空域、飛行高度、試験計測終了までの必要ダウンレンジ約100 kmをカバーし、且つ130 kmの飛行安全限界線を越えた電波リンクを可能とすることによって確保される。さらに、確実にリンク可能な最低高度である飛行管制終端高度1500 mまで電波リンクを十分満足する基準飛行経路の設定と成った。このように基準飛行経路の設計は、飛行実験を行う実験場の通信系統設計、回収系統設計、飛行実験体制等に大きく影響する課題であり、実験機搭載通信機器設計にとって必須なプロセスで有ると同時に飛行実験の成立性に大きな影響を与える。

実験場は、南豪州のウーメラ実験場WPA600×220 kmの広大な実験場のうち、南東の角150×100 kmを使用する。地球上の位置は約南緯30度、東経135度の周辺のなだらかな丘陵地形で、ダウンレンジ方向に緩やかな登り傾斜の丘陵地帯である。マイクロ波伝搬環境としては、山、ビル等の障害物が周辺に殆どない理想的な電波覆域環境にある。従って、電波覆域は地球の曲率による幾何学的電波覆域／送信機の出力電力／送受信アンテナ利得／自由空間損失／受信機最小受信感度、等のパラメータで決まる。ただし、地上・機上のアンテナ覆域設計は、ロケット実験機がGLから21 km高度、100 km以上の飛行範囲で飛行姿勢を変化させることから、地上および近距離においては直接波／マルチパスの影響、遠距離においてはマルチパス／直接波／ラジオダクトによる多重波伝搬（フェージング等）の影響を考慮して行った。一方、実験空域の緯度経度座標は高度1 km以下のラジオダクトの発生好条件下にあることから、冬場は前日の放射冷却等逆転層による電波屈折の影響で電波伝搬距離・覆域が広がることもある。また多重波伝搬が起き易いことからアンテナ配置に関しては空間ダイバーシチが有効となる。

表 3.1 地上レーダ R1、R2 の仕様

ITEMS	Specification items	Value	Others
EQUIPMENT Type Number	Thomson Adour Radar	Model JCB	Australia Thomson/France
TRANSMITTER	Frequency	5600 MHz (C Band)	Range; 5450–5825 MHz
	Peak Power	250 kW	
	Modulation	PCM	
	Pulse Repetition	640 Pulse per sec	Option; 640 or 320
	Pulse Width	0.5 μ sec	Option: 0.5 or 1.7 μ sec
	Pulse Coding	Double Pulse	0.5 μ sec only
	Pulse Spacing	5 μ sec	Adjustable 2 to 5 μ sec
RECEIVER	Frequency	5800 MHz	Range; 5400–5900 MHz
	Band Width	1.2 MHz	1.2, 4 or 6 MHz
	I.F.	36 MHz	
	A.G.C.	Skin	Yes; Skin and Beacon
	Beacon Delay Compensation		
ANTENNA	Type	Parabolic	Diameter: 3 metres
	Gain	39 dBi	
	Beam Width	± 1.2 degrees	
	Polarization	Vertical	Linear
	Scan	Conical	
	Scan Frequency	33 Hz	
POWER	Input Power Requirements	380 v ± 5 %, 50 Hz ± 2 %, 3 phase, 25 kVA	
	Frequency Stability	± 0.1 Hz	

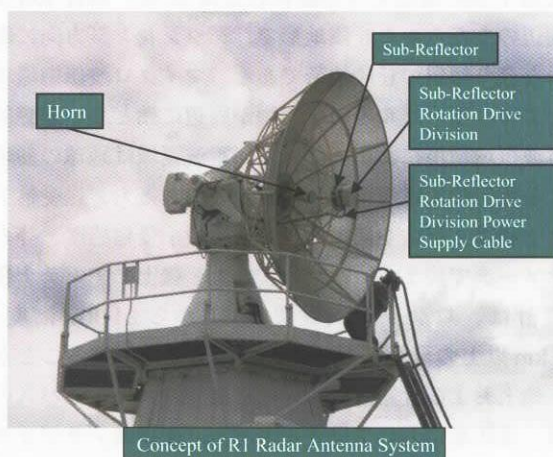


写真 3.1 R1 レーダアンテナ外観図



写真 3.2 R1 レーダサイト制御卓

3.4.1 レーダ・トランスポンダ装置

豪州 ARDU レーダの追尾方式はコニカルスキャン方式のビーム幅 2.4 度のシャープなパラボラアンテナを使用し、大送信出力、高アンテナゲインで、十分なレーダ

の実効放射電力を持っている。

既存レーダの覆域は、図 3.7 に示すように、ロケット実験機の飛行安全限界線以上、立入禁止区域を超えて十分満たされている。このことから、地上レーダとトランスポンダの電波リンクは、ロケット実験機の機上搭載トラ

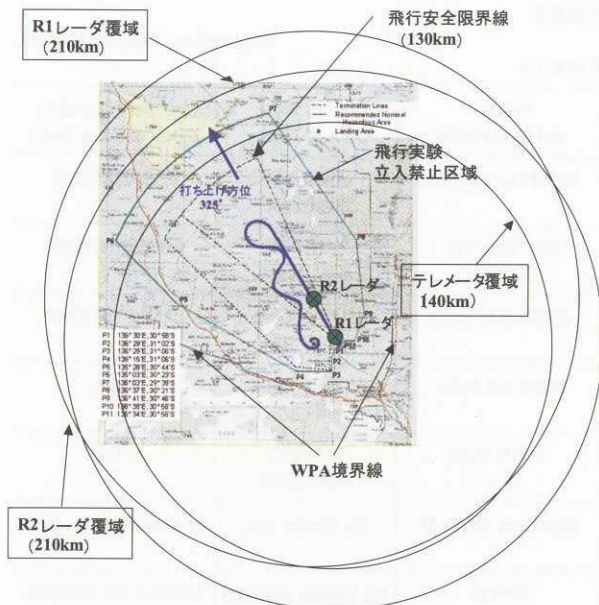


図 3.7 レーダ/テレメータの電波覆域（水平面）

ンスポンダの最小受信感度と地球の曲率を考慮した電波の幾何学到達距離に依存する事になる。電波の到達距離については前項に述べたとおりであるが、その回線設計は、主としてダウンリンクが課題となり、飛行安全限界線に余裕を持たせたラフな最小受信感度の小型搭載トランスポンダの器材選定が可能となる。

水平面の各レーダの覆域は、飛行安全限界線を超えて、飛行経路分散を考慮した落下分散域まで覆域を持った設計となっている。垂直面においては、図 3.4、図 3.5 から判るように、最遠点の飛行安全限界線においても 1000 ~ 1300 m の低高度まで回線覆域を持つ性能である。

3.4.2 テレメータ装置

テレメータ装置の覆域は、打ち上げフェーズから計測フェーズで空力データ計測を終え、最遠点（帰還旋回）まで十分リンクマージンが得られる必要がある。また異常飛行に対応可能なように図 3.7 の飛行安全限界線以上、立ち入り禁止区域を超えて回線設定が必要となる。

地上テレメータ受信アンテナは射点後方 1 Km に位置する管制棟 IB の屋上とバルコニーに 1 台づつ設置する。追尾方式は、レーダ同様、コンカルスキャン方式で、そのビーム幅は 11 度と狭いパラボラ受信アンテナ 2 台により空間ダイバーシチの追尾を行う。

機上送信機は実験機のみ（ロケットには無い）に 1 台搭載され、実験機の胴体上下面から計測データ、飛行データ情報およびシステム状態情報のダウンリンクを行う。

この回線覆域が十分得られるような機上送信機の選

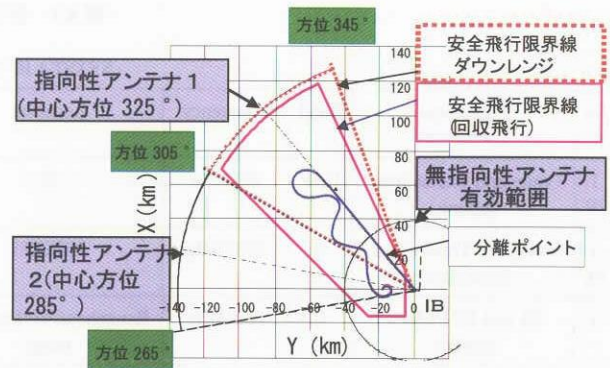


図 3.8 非常飛行停止指令送信機の電波覆域（水平面）

定、アンテナ配置、地上局受信方式、自動追尾方式等、全飛行フェーズおよび飛行経路分散を考慮した機上装置、地上受信装置のシステム設計が必要である。

3.4.3 コマンド装置

コマンド装置の覆域は、飛行安全限界線で飛行停止指令が行なわれた場合、立ち入り禁止区域内で飛行停止可能とする設計でなければならない。

機上受信装置は、ロケットと実験機にそれぞれ受信機一式を搭載して、飛行停止機構を独立させ、信頼性を持たせる構成とした。一方地上送信装置は、送信機 1 台、近距離用 1 基の無指向性アンテナ、遠距離用 2 基の指向性アンテナを用いて飛行フェーズに応じて管制室内の送信機操作盤上で手動切換えを行い全覆域を確保する方式とした。

図 3.8 非常飛行停止指令送信機の電波覆域（水平面）に示すように、それぞれのアンテナの覆域は、水平面において、無指向性アンテナで実験機分離までを超える半径 40 km までの近距離を、指向性アンテナ No. 1 で打ち上げ方位 325 度を中心にダウンレンジ方向に左右 25 度までの遠距離を、指向性アンテナ No. 2 においては帰還経路をカバーするために中心方位 285 度を中心に左右 25 度までの遠距離をカバーできるような覆域設計が必要である。各指向性アンテナの覆域は 50 度のビーム幅で左右 5 度の範囲で重複されている。垂直面においては、近距離は鉛直方向に無指向性で、遠距離においても 50 度のビーム幅で垂直方向の飛行安全限界線を超えて余裕をもった覆域範囲が確保されるような設計とした。自動追尾方式も検討されたが、一重系のシステム要求と非常飛行停止指令装置としての重要性、信頼性向上要求から固定アンテナによる覆域設計となった。

コマンド装置は 3 つの通信系の中で最も厳しいリンクマージンが飛行安全から要求されていることから、そのリンクマージンは、全飛行フェーズの飛行安全限界線を越え、立ち入り禁止区域内に落下分散域が収まるよう他の 2

表 4.1 豪州無線局申請結果

September 30th, 2002 NAL

NEXST-1 RF LICENSE STATUS

No	Equipment	Band	Frequency	Location	Power and Modulation	Date of Issue / Date of Expiry	Licenser (issued to X on behalf of NAL)
1 *B	Command Transmitter (uplink)	UHF	415MHz	IB	80W/FM(PCM-FM)	26/10/2000 20/10/2005	BAE SYSTEMS
2 *A	Telemetry Transmitter (downlink)	S	2285MHz	NEXST1	22W/True FM (PCM-FM)	20/02/2001 20/02/2002	BAE SYSTEMS
3	R1 and R2 Radars (uplink)	C	5600MHz	Rangehead&25kmDown range	250KW/AM Pulse	14/06/2001 27/06/ 2006	BAE SYSTEMS
4 *B	Radar Transponder (downlink)	C	5800MHz	NEXST1	500W/AM Pulse	Military Band Depend on ARDU	ARDU
5 *A	ATRAD Wind Profiler	VHF	55MHz	Near R2	100KW/PCM	20/07/2001 06/07/2002	ATRAD
6	Microwave Link	ISM	2400MHz	R2&Recovery Point and Knoll to IB	Less than 4W/PCM	No Expiry date	License not required
7	Handheld Icom IC-40S Transceivers	UHF/ CB	476.425 to 477.400MHz	Used by NAL for communications in the WIR	5W/FM	No license required for Citizen Band radio	License not required

Notes : *A: Annual renewal action required
*B: To need annual confirmation (Depend on the ITU regulation or the convenience of licenser ARDU)

- 1. Licensed by the ACA for a five-year expiring on 20 October 2005. License issued to BAE SYSTEMS on behalf of NAL.
- 2. Licensed by the ACA on an annual basis expiring on 20 February each year. License issued to BAE SYSTEMS on behalf of NAL (annual renewal action required).
- 3. Licensed by ACA for five-year period expiring on 27 June 2006. Two licenses (R1 and R2) issued to BAE SYSTEMS on behalf of NAL.
- 4. Frequency is in a military band and use has been arranged by NAL via ARDU (in consultation with the Directorate of Communication Regulatory Affairs).
- 5. Licensed by the ACA on annual basis expiring on 7 June each year. Licence issued to ATRAD on behalf of NAL (annual renewal action required).
- 6. No license required.
- 7. No license required for Citizen Band radios.

つの通信系に比べ十分余裕を持った設計とする。

4. 通信系統設計の詳細

4.1 使用周波数と出力

各通信系統装置の設計は南豪州実験場での使用可能周波数に大きく依存する事から、各通信系の周波数選定と豪州無線局免許取得は、周波数変更により設計後戻りをしない事を考慮し、国内における詳細設計と平行して実施した。

豪州電気通信監理局より許可された各通信系周波数は表4.1のとおりである。(1) レーダ・トランスポンダ周波数については、地上レーダの質問周波数が、ARDUレーダ使用可能周波数帯5450-5825 MHzの中から、5600 MHzがACAから豪州BAE SYSTEMS社へ無線局免許が与えられ、ロケット実験機の飛行実験ではこれを使用する。機上トランスポンダ応答周波数はARDU既得無線局ライセンス周波数5800 MHzがARDU通信監理部からSST用に使用が許可された。(2) テレメータ周波数については、地上および機上装置とも日本からの持ち

込み装置で機上送信装置の使用可変周波数帯は2000 MHz-3000 MHz 範囲のS-バンド帯で変更可能であり、設計変更に関してはいくらか自由度を持っていた。当初2345 MHzで電波申請を行いACAから許可が得られなく設計が進捗したことから2295 MHzで再申請を行った。豪州が実施したリスク評価²⁰⁾によれば、2300 MHz以上は豪州政府の競売周波数計画で使用不能とされ、南豪州における2300 MHz周波数帯は非常に込み合っていることが指摘された。BAE SYSTEMS社を介してこの周波数帯の使用状況調査を実施した結果、この周波数帯は図4.1に示すように衛星局および地球局との通信に細かく割り当てられて干渉密度は非常に高いことが明確となった。ACAとの最終調整の結果、図4.2に示すように、受信感度の高い軌道上の衛星への干渉および既設地球局との干渉がない条件付きで周波数2285 MHzの使用が許可され、SST用のテレメータ周波数として1年間の無線局免許が取得できた。従ってテレメータ周波数については隔年で無線局更新手続が必要となる。(3) コマンド周波数については、図4.3に示すように、UHF400 MHz帯

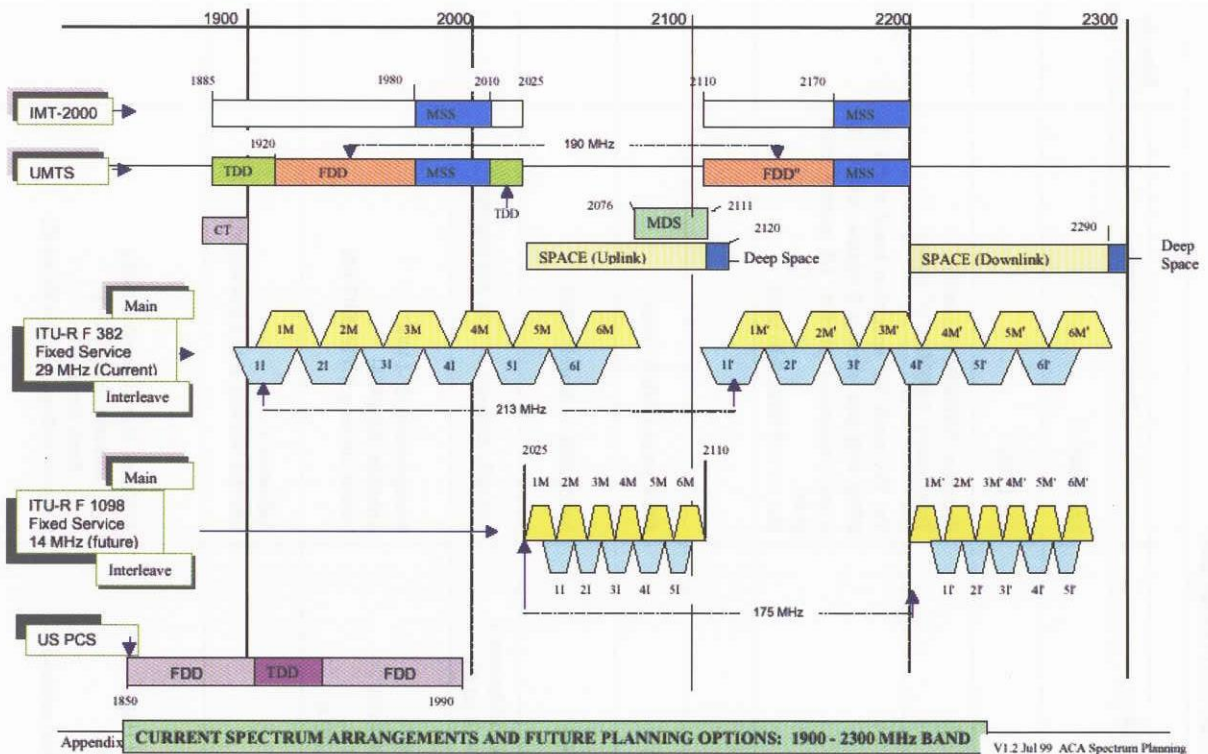


図4.1 南豪州テレメータ周波数のスペクトラム割当と将来計画（16 October 2000）

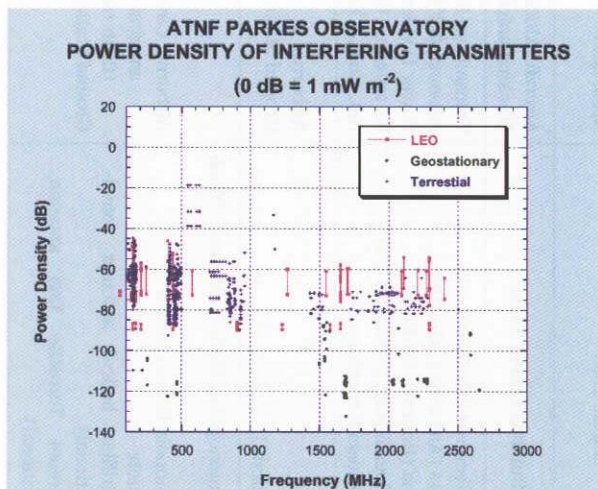


図4.2 南豪州テレメータ周波数帯域の干渉密度（16 October 2000）

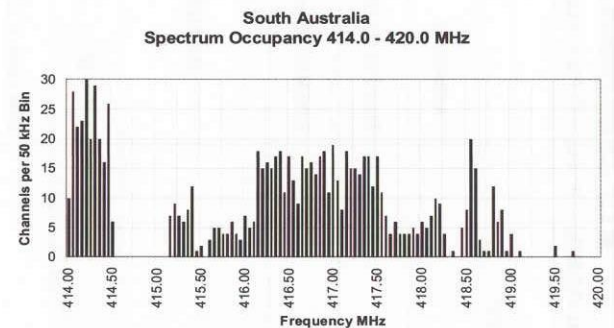


図4.3 南豪州コマンド周波数帯域スペクトラム（01 June 2000）

が、豪州における受信機側の他局との干渉性が問題となった。テレメータ装置と異なり、地上および機上装置とも水晶発信により搬送波を作り出していることから、周波数変更に関しては殆ど自由度が無かった。当初 ARDU コンピュータ・ネットワークシステムにより 425 MHz の電波申請を行ったが ACA からは長い間許可を得られなかった。結局 BAE SYSTEMS 社を介して使用周波数調査を実施し、ACA と調整を重ねた結果、SST 用コマンド周波数 415 MHz の 5 年間の免許を取得した。

表 4.2 に ACA へ行った無線局周波数申請仕様を示す。以降に、各通信装置の設計概要ならびに設計・選定を行った既存品の通信系の仕様と実機機装状況について、また ARDU と調整検討の上設計を行った (1) 飛行安全モニタの画面に用いた R1, R2 レーダの測位出力データ, (2) ARDU レーダスレーブに用いる実験機 IMU 測位データ (テレメータダウンリンクデータ), (3) 地上から送信される非常飛行停止指令の各伝送フレームフォーマット等の設計結果について述べる。

4.2 システム配置

4.2.1 機上配置

各通信系装備品の実験機およびロケットへの装備は、

表 4.2 小型超音速実験機無線局申請仕様
RADIO CHARACTERISTICS OF NAL- SST PROGRAM (Revised date on 31 October 2000)

No.	Questions	Answer			Remarks
		Command System	Telemetry System	Transponder System	
1	What is the Security Classification?	Unclassified	Unclassified	Unclassified	
2	Is the transmission FM, AM, Pulse, etc?	FM (PCM-FM)	True FM (PCM-FM)	AM Pulse	
3	What frequency or frequency band do you required?	415MHz (UHF)	2285MHz (S-band)	Receiver; 5600MHz (C-band) Transmitter; 5800MHz (C-band)	
4	What is the band-width required?	+ / - 10 kHz	+ / - 3.0 MHz	Tx: The reply RF spectrum band width (in MHz) will not exceed 3.0/pulse width (in μ sec) measured at the 1/4 power level point. Rx: 11 \pm 3 MHz, 3dB level	
5	What is the beam-width of the directional antenna?	AZ: 45° EL: 45°	+ / - 5°		
6	Please state the Transmission Power to the antenna.	50 W (min), 80 W (max)	10W (min.), 22W (max.)	400W (min.), 500W (max.)	
7	The date the frequency is to be used on and the date it will be finished with?	April, 2001 ~ March, 2006	April, 2001 ~ March, 2006	April, 2001 ~ March, 2006	
8	Where is the Transmitter to be located and at what height?	Instrument Building (about 23 ft)	Aircraft, Altitude:0 ~ 21km(Approx.) Tracking antenna: IB(about 23 ft)	Aircraft, Altitude: 0 ~ 21 km (Approx.)	
9	Equipment Name/Number	Command Receiver; 07FS55001-103 UHF Antenna (Airborne); AS-49063 UHF Antenna (Rocket); AS-49052 Command Transmitter; 07FS93201-103 (Including transmitter antenna)	Transmitter; ST-810S Antenna; 07FS82002-103 Power Divider; 07FS82003-103 Rx antenna: CMS-03 x 2 Ant. Cont.& Receiver: ACU-8	Transponder; AT-1400C Antenna; AS-49030 Power Divider; 07FS82007-103	
10	How many Ground Stations and airborne units to be used simultaneously?	Airborne; 1 Rocket; 1 Ground Station; 1	Airborne; 1 Ground Station; 1	Airborne; 1 Ground Station; 1 or 2 (switched)	
11	The antenna name and type?	Airborne; monopole blade antenna (flush mounted) Rocket; monopole blade antenna Ground Station; (1) Quadrifilar helical antenna (omni-directional) (2) 8-element Turnstile Yagi antenna (directional)	Airborne; Cavity backed Helix antenna Compliance (flush mounted) Ground Station; Parabolic antenna	Airborne; Cavity backed Helix antenna Compliance (flush mounted) Ground Station; ARDU's R1 or R2	

12	Antenna Gain (dBs)?	Airborne; - 5dBi Rocket; - 6dBi Ground Station; (1) omni-directional; 0dBi (EL=0° ~ 90°) (2) directional; 12.6dBi	Airborne; + 6dBi Ground Station; 23dBi	Airborne; + 6dBi Ground Station; ARDU's (TBD)
13	Antenna Bandwidth?	Airborne; 1 MHz Rocket; 1 MHz Ground Station; (1) omni-directional; 2 MHz (2) directional; 2 MHz	Airborne; 2.2 ~ 2.4 GHz (200MHz) Ground Station; + / - 3.0 MHz	Airborne; 5.4 ~ 5.9 GHz (500 Mhz) Ground Station; ARDU's (TBD)
14	Is the antenna, for all transmitters/receivers?	Airborne; 2 Non-directional Rocket; 2 Non-directional Ground Station; 3 (1) omni-directional; 1 Fixed (2) directional; 6 360° Rotating in horizontal and vertical scanning (3) directional; 1 Fixed	Airborne; 2 Non-directional Ground Station; 6 Tracking that can observe a moving object.	Airborne; 2 Non-directional Ground Station; 6 Tracking that can observe a moving object.
15	Antenna Polarization for all units.	Airborne; 5 Linear polarization Rocket; 5 Linear polarization Ground Station; 7 Right hand Circular Polarization	Airborne; 7 R.H.C.P Ground Station; 7 R.H.C.P	Airborne; 7 R.H.C.P Ground Station; 7 R.H.C.P

アンテナ取り付け位置において、特に計測飛行フェーズにおいて空力的影響を最小にするように配置し、且つ打ち上げ形態および実験機単独形態における全ての飛行姿勢角に対して電波リンクを可能とする条件下に配置を行った。また送受信機とアンテナ間において、構造およ

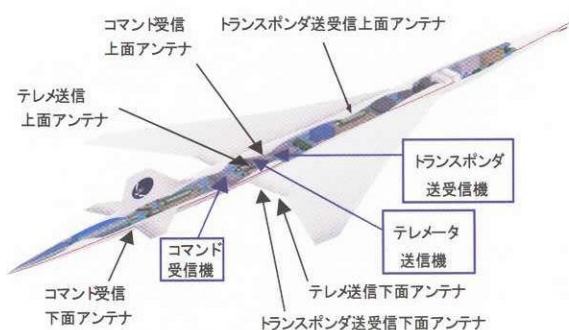


図 4.4 実験機単独形態通信系装置の配置

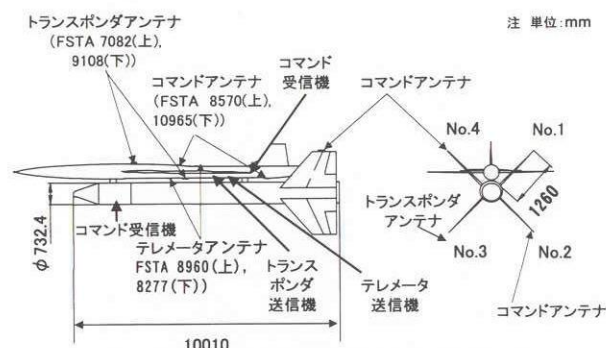


図 4.5 打ち上げ形態通信系装置の配置

び振動環境の物理的制約と給電線損失を最小限にする条件でそれぞれ図 4.4、4.5 の位置に行った。ただし、ロケット非常飛行停止指令受信の給電線においては、頭部アンテナ設置の場合、背面吊り下げ打ち上げ形態での後方からの電波リンクが噴煙損失ならびに実験機胴体・主翼により妨げられることの理由から、頭部アンテナ取り付けを避け安定翼にアンテナを取り付けた (図 4.5)。この事から給電配線経路がロケット尾部安定翼から頭部誘導計測部までとフィード長が長くなり若干給電線損失が大きくなっている。

4.2.2 地上配置

実験機、ロケットの機上装置と地上装置との通信設定のようすを図 4.6 に示す。レーダ・トランスポンダ (2 次レーダ) の周波数は、質問搬送周波数が 5600 MHz、応答周波数が 5800 MHz の C バンド帯を使用する。

偏波方式は機上アンテナを右旋偏波方式を採用し、現地レーダは既存の直線偏波 (垂直) を使用する。当初 R1 レーダの直線偏波を右旋円偏波へ改善する計画を持って ARDU と調整を行ったが、製造メーカーが嫌ったため直線偏波方式のまま、機上円偏波、地上直線偏波の 3dB ロスを考慮した設計となった。テレメータの搬送周波数は、2285 MHz の S バンド帯を使用する。アンテナの偏波方式は機上および地上共に右旋円偏波方式を使用する。非常飛行停止指令の搬送周波数は 415 MHz の UHF バンド帯を使用する。地上アンテナは右旋円偏波方式で機上は直線偏波 (垂直) を使用する。レーダ・トランスポンダと同様に回線計算においては 3 dB ロスを

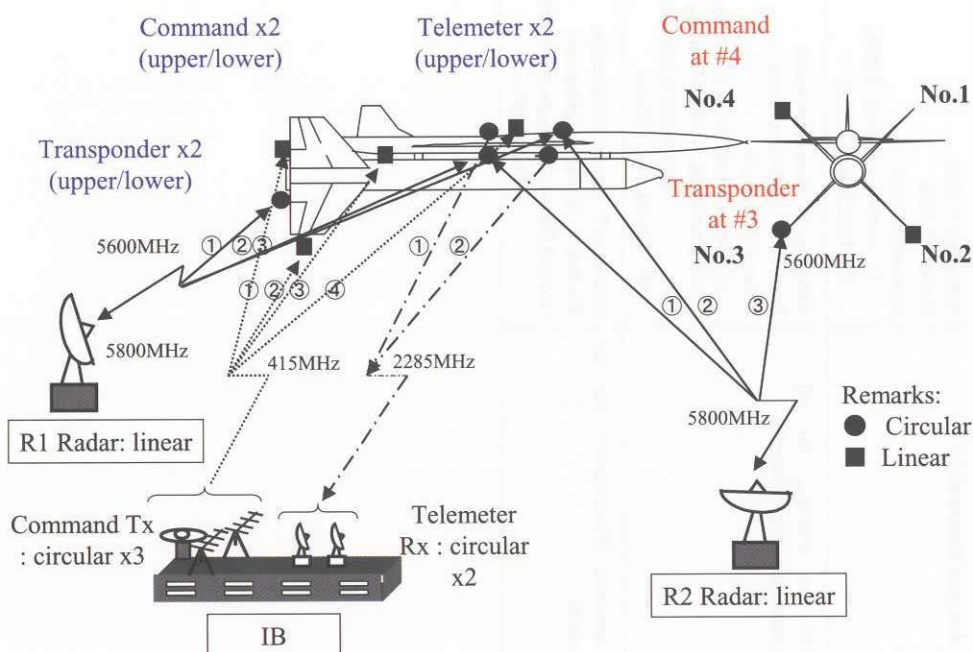


図 4.6 機上/地上通信装置との通信設定

表 4.3 機上アンテナ選定トレードオフ

項目	要求	トランスポンダ		テレメータ		実験機コマンド		ロケットコマンド	
		フラッシュマウント型	ブレード型	フラッシュマウント型	ブレード型	フラッシュマウント型	ブレード型	フラッシュマウント型	ブレード型
アンテナパターン	全周方向	○：アンテナ2個	◎	○	◎	○	◎	△：アンテナ4個必要	◎
利得	大きい	△	○	△	○	△	○	△：ブレードより小	○
空力抵抗	少ない	○	△：飛翔には問題ない	○	△：飛行には問題ない	○	△：飛行には問題ない	○	△：飛翔には問題ない
耐空力加熱	200℃ 以上	○：約 400℃	○：約 400℃	○	○	○	○	○	○
運用性	胴体搭載／操作性／整備性	△：埋め込み	○	△	○	△	○	×：安定翼搭載不可	○
空力計測影響	無い	○	×：影響大	○	×：影響大	○	×：影響大	－：無し	－：無し
総合判定		○	×	○	×	○	×	×	○

考慮した設計とした。

地上通信系装置の配置は、R1が射点（LA1）から東方1 Km 離れて既設、R2はLA1から北北西のダウンレンジ方向25 Kmの位置に既設されている。各レーダの質問信号に対する機上からの応答信号を各レーダは受信し自動追尾を行なう。テレメータ受信機はLA1後方約1 Kmに位置するIB内のテレメータ室に2台同一筐体内に設置した。受信アンテナは、IBの屋上とバルコニーに1基ずつ計2基設置し、ダイバーシチ方式により実験機からのダウンリンク信号を受信し自動追尾を行なう。非常飛行停止指令送信機は管制室（RCC）に1台設置し、送信アンテナ3基はすべてIBの屋上に設置した。

4.3 機上アンテナの選定

機上アンテナ搭載位置については前項システム構成に述べたが、これらの搭載位置条件に基づき、アンテナ形状の選定を行った。選定は、良好なアンテナパターン、高利得、小空力抵抗、耐空力加熱、運用性、小型等、特に実験機においては空力計測に影響を与えないように配慮して、ブレード型、フラッシュマウント型、パッチ型の搭載型アンテナの中から使用実績の豊富なブレード型、フラッシュマウント型について検討を行なった。その結果、実験機およびロケット用トランスポンダ、テレメータ、コマンドのアンテナはフラッシュマウント型を選定、打ち上げロケットに搭載するコマンドアンテナは、ロケット安定翼は空力計測の対象外であることから、パターンおよび高利得の利点からブレード型のアンテナを選定した。3系統それぞれについて選定したアンテナの型式およびトレードオフの結果を表4.3に示す。またその

実装外観を写真4.1に示す。

4.4 地上および機上機器の詳細

4.4.1 レーダ・トランスポンダ装置

(1) 通信設定

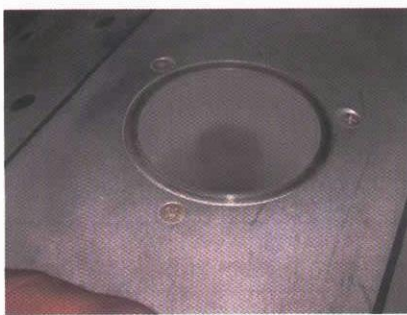
レーダ・トランスポンダ装置は主飛行追跡系統として実験場安全監視装置として使用される。特に打ち上げから分離までの飛行経路の監視はロケットブースターが燃焼中であり、射場安全の確保が必要である。実験機分離以降においても飛行安全限界逸脱を防止する目的から信頼性のある主安全監視装置として用いる。

本装置は、(1) 地上レーダ装置、(2) 機上トランスポンダ装置で構成される。地上レーダ送信機で5.6 GHzの搬送波をパルス変調して、質問アンテナから実験機に向けて軍用モードの質問信号を発射する。その質問信号を実験機上搭載用トランスポンダが受信し、5.8 GHzの搬送波をパルス変調して応答信号を送信する。地上レーダはトランスポンダの応答信号を受信、コニカルスキャン方式による自動追尾を行なう事によって飛行中のロケット実験機の方位、距離、高度の測位を実時間で行う。

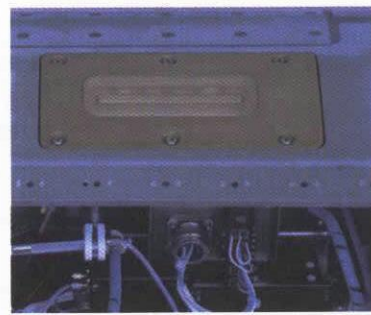
追尾モードは図4.7のように(1) スキンミックスモード、(2) トランスポンダミックスモード、(3) トランスポンダモードの3方式とスキンモードの4機能が、ロックオン後は何れかの方式で自動追尾可能なシステムとなっている。レーダ管理者である豪州 ARDUと調整検討の結果、ロケット実験機の飛行実験においては、ノミナル飛行時、基本的に(3)のトランスポンダモード方式で全飛行フェーズを運用する事と、その質問応答パルスフォーマットを図4.8のようにして運用する



(a) トランスポンダアンテナ (上面)



(b) テレメータアンテナ (上面)



(c) コマンドアンテナ (上面)

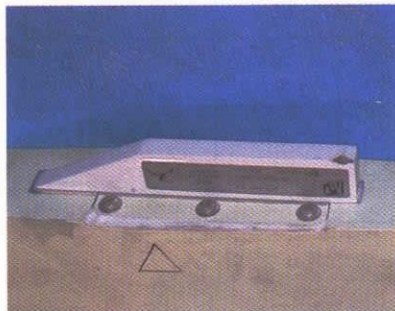
(d) トランスポンダアンテナ
(ロケット No 3 安定翼端)(e) コマンドアンテナ
(ロケット No 2,4 安定翼端)

写真 4.1 機上アンテナの実装

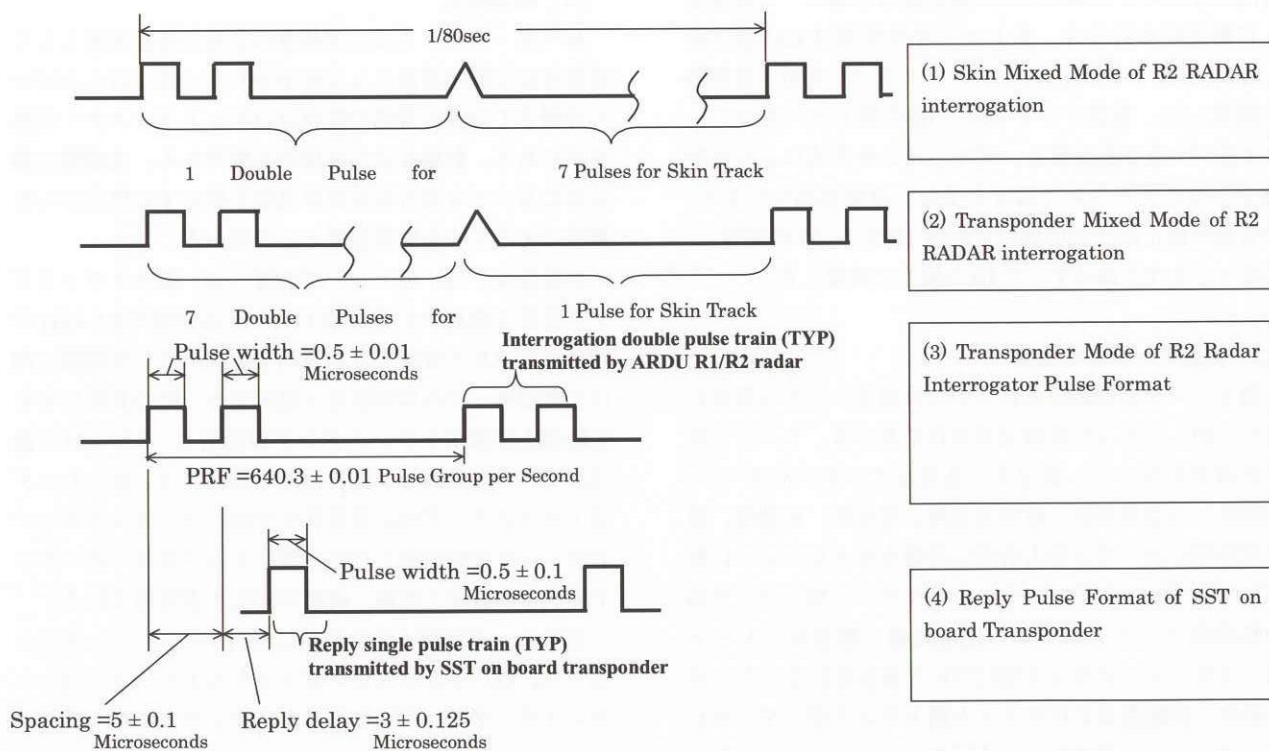


図 4.7 レーダ・トランスポンダ追尾機能

事を確認し、搭載トランスポンダフォーマットの設定を行った。

R1 および R2 の測位データは、飛行安全監視のため、

管制室 RCC 内の飛行安全監視装置 (FSM) に表示する。ARDU と調整の結果、レーダからの出力フレームフォーマットを表 4.4 のように取り決めた。レーダから FSM へ

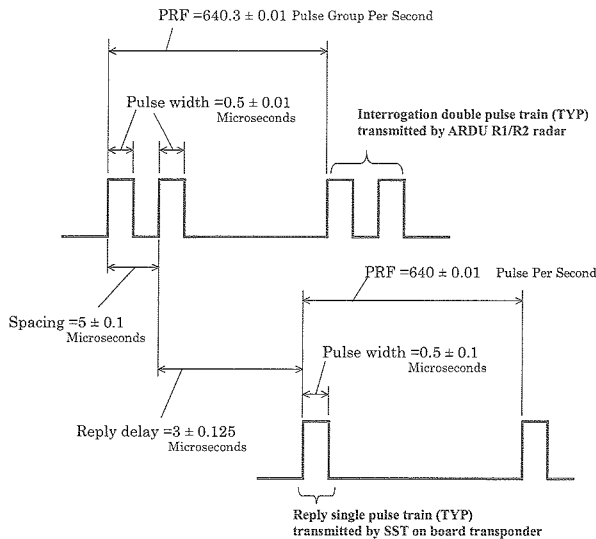


図 4.8 トランスポンダモード方式

の伝送データは、レーダ測位の方位、距離、高度から変換されたWGS84（緯度、経度、高度）データ、そして世界標準時刻（UTC）が出力される。伝送データレイトは10 Hz、遅れはR1が100 msec、R2が148 msec、通信ポートはRS-422を使用する事で合意した。

（2）機上トランスポンダ装置

機上装置設計に当たっては、実験機が小型で超音速飛行をするため目標補足が困難である事からトランスポンダを搭載してトラッキング性能を向上できる2次レーダ方式を採用し、信頼性のある既存品を選定した。トランスポンダ採用により打ち上げから回収までの飛行経路の安全監視の向上が達成でき、異常飛行による射場逸脱防止のため飛行経路をモニタが低高度まで可能となり、実験機回収のため着地点の特定を十分行う事ができる設計とした。

使用帯域周波数は、現地地上レーダの使用周波数幅が5450-5825 MHz幅である事、またロケット打ち上げにより高高度を飛行する他機例（H-2, HYFLEX）を参考にCバンド（4～8 GHz）の周波帯を選定した。その性能諸元を表4.5に、実装状況は写真4.2に示す。

搭載トランスポンダ装置は、Cバンドのトランスポンダ応答器、アンテナ分配器、位相調整器を実験機に各一式装備し、アンテナは、ロケットNo. 3安定板翼端部に1個と実験機胴体上下面に2個を装備した（図4.5）。トランスポンダ応答器は実験機側に1台のみを搭載したことから、ロケットと実験機の分離時にはロケットNo. 3安定翼アンテナから実験機下面アンテナへ切り換える機構となった。分離時にはロケットと実験機間アンビカル引き抜きによりロケットから実験機下面アンテナへ切り換えるためのCoaxial Sw.を装備した。

4.4.2 テレメータ装置

テレメータ装置は、打ち上げから着地まで全飛行フェーズでのシステム状態データ、実験計測データ、飛行状態量データを実時間で地上へダウンリンクし、モニタおよび収録する事が主たる任務である。しかしながら、本飛行実験においては、R1レーダが近距離および地上（マルチパスの影響）で高速移動する物体を補足する能力が限られていることから、打ち上げ直後の10秒間はR1の代りにテレメータでダウンリンクされる慣性航法装置（IMU）の位置データ（WGS84）を主飛行追跡用として飛行安全監視に用いる。また飛行安全の観点から、機上に搭載された主要装備品状況をシステム監視装置（SSM）へ表示、ならびに飛行状態量を飛行データ監視装置（FDM）に表示しモニタする事によって、不具合発生時の飛行安全監視の重要な役割も持つ。本装置は、（1）地上受信装置、（2）機上送信装置で構成される。機上送信機によりテレメータデータをパルスで標本化し、2285 MHzの搬送波で変調された信号（FM-PCM NRZ-L）を要求された伝送速度で地上へダウンリンクする。

（1）地上受信装置

地上受信装置は、図4.9システムブロック図に示すように（1）アンテナ、（2）受信部、（3）コンバイナ部、（4）表示部、（5）無停電電源装置、（6）コンプレッサー部により構成する。テレメータ受信装置の性能諸元は表4.6のとおりである。

アンテナは、同一の2基のパラボラアンテナを用いた空間ダイバーシチ方式による、コニカルスキャン自動追尾方式の実績の有る製品を選定した。1台はIB屋上の地上12 mの位置に、もう1台はIB 2階バルコニー上の地上6 mに設置し、射点LA1に対しほぼ1直線状に角度ダイバーシチを取る形で設置した。その設置状況を写真4.3に示す。受信部等その他の装置は管制棟IB内2階のテレメータルームに写真4.4、写真4.5のように設置され、機上からダウンリンクされたデータはPCMで記録される。また実時間で復調されたIMU位置データは飛行安全監視にも用いられる。そのデータはRCC内のFSMに表示すると同時にARDUレーダとのスレーブに用いる。

ARDUと調整の結果、テレメータ受信装置からの出力フレームフォーマットを表4.7のように取り決めた。伝送データは実験機のIMUで測位され、ダウンリンクされたWGS84の緯度、経度、高度、そして地上GPSから得られた時刻データUTCで構成する。伝送データレイトは10 Hz、遅れはARDU要求から設計目標を300msec以下とし、通信ポートはRS-422を使用する事で合意し、設計を行った。

表 4.4 レーダフレームフォーマット

Table xxx. Radar Data Frame of WOOMERA Instrumented Range Data Out Put Port

			Frame Description			
Character Number	Character Allocation	Character Example	Characters	Field	Status	Items
1	\$	\$	Start of Sentence '\$'		FIXED	Station Identity
2	R	R	Characters Indicate that the following data comes from a radar			
3	A	A				
4	S	S				
5	T	T				
6	N	N				
7	,	,	comma			
8	0	0	Radar R1 is the data source			
9	1	1	asterisk			
10	,	,	hexadecimal (upper)	Check-sum Filed		
11	h	h	hexadecimal (lower)			
12	h	h		End of Sentence		
13	<CR>	<CR>	<CR>			
14	<LF>	<LF>	<LF>			
15	\$	&	Start of Sentence '\$'		FIXED	WGS-84 Latitude, Longitude, Height Sentence
16	R	R	Radar Airplane Position Data Message Indicator			
17	A	A				
18	G	G				
19	G	G				
20	A	A		UTC of Position	VARIABLE	
21	,	,	comma			
22	h	0	Hours (tens)			
23	h	3	Hours (units)			
24	m	2	Minutes (tens)			
25	m	5	Minutes (units)			
26	s	0	Seconds (tens)			
27	s	9	Seconds (units)			
28	.	.	decimal Point			
29	s	2	Seconds (tenths)			
30	s	5	Seconds (hundredths)	Latitude	VARIABLE	
31	,	,	comma			
32	l	3	Degrees (tens)			
33	l	0	Degrees (units)			
34	l	1	Minutes (tens)			
35	l	5	Minutes (units)			
36	.	.	decimal Point			
37	l	5	Minutes (tens)			
38	l	4	Minutes (hundredths)			
39	l	0	Minutes			
40	,	,	comma			
41	S	S	SOUTH			
42	,	,	comma			
43	y	1	Degrees (hundreds)			
44	y	3	Degrees (tens)			
45	y	4	Degrees (units)			
46	y	4	Minutes (tens)			
47	y	4	Minutes (units)			
48	.	.	decimal point			
49	y	4	Minutes (tens)			
50	y	0	Minutes (hundredths)			
51	y	0	Minutes			
52	,	,	comma			
53	E	E	EAST			

Character Number	Character Allocation	Character Example	Frame Description			
			Characters	Field	Status	Items
54	,	,	comma	Data Quality	Fixed	WGS-84 Latitude, Longitude, Height Sentence
55	x	9	Quality Indicator			
56	,	,	comma	Satellites	Null	
57	,	,	comma	HDOP	Null	
58	,	,	comma	Altitude (metres)	VARIABLE	
59	x	3	Metres (hundreds of thousands)			
60	x	1	Metres (tens of thousands)			
61	x	4	Metres (thousands)			
62	x	0	Metres (hundreds)			
63	x	0	Metres (tens)			
64	x	0	Metres (units)			
65	.	.	decimal point			
66	x	0	Metres (tens)			
67	,	,	comma			
68	M	M	M'	Geoidel Separation (m)	Null	
69	,	,	comma			
70	,	,	comma			
71	M	M	M'	Age of Differential GPS Data	Null	
72	,	,	comma			
73	,	,	comma	Differential Reference	Null	
74	*	*	asterisk	Check-sum Filed	FIXED	
75	h	h	hexadecimal (upper)			
76	h	h	hexadecimal (lower)	End of Sentence	FIXED	
77	<CR>	<CR>	<CR>			
78	<LF>	<LF>	<LF>			

Notes: The example shows R1 Radar transmitting data but then the Character Allocation and Example value of number #9 are changed to 2 in case of R2 Radar data.

1. UTC of position 3:25:09.25 2. Ltitude 30deg 15.540min South 3. Longitude 134deg 44.400min East 4. Radar tracking 9 (0= Not Tracking) 5. Altitude 314.000.0metres

Flame Period Calculation

	Clock Rate (Hz)	19200
	Bit Period (msec)	0.0521
	Frame Length (characters)	78
Character Length (bits)	Start Bit	1
	Data Bits	8
	Stop Bit	1
	Total Bits	10
	Frame Period (msec)	40.63

Latitude Resolution

	Degrees	90
	Bit Period (msec)	0.0521
	Frame Length (characters)	78
	Start Bit	1
	Data Bits	8
	Stop Bit	1
	Total Bits	10
	Frame Period (msec)	40.63

表 4.5 機上トランスポンダ装置の仕様

ITEMS	Specification items	Value	Others
EQUIPMENT Type Number	Transponder	AT-1400C	AYDYN/ 理経
	Antenna	AS-49030	CONDOR/ セキテクノトロン
	Power Divider	FP6387-2	SAGE/ セキテクノトロン
	Phase Shifter 切り替え器	40004A	ASTROLAB/ 昌新
RECEIVER	Frequency	5600 MHz (C Band)	
	Band Width	11 ± 3 MHz	3 dB Level
	Sensitivity Gain (Min)	− 65 dBm	
TRANSMITTER	Frequency	5800 MHz	
	Power	400 W (Min)	500 W (Max)
	Modulation	AM Pulse	
	Band Width	3.0 μ sec/pulse	1/4 Power Level
ANTENNA	Type	Flash-mounted	
	Gain	6 dBi	
	Band Width	500 MHz	5.4-5.9 GHz
	Directivity	Non-directional	
	Polarization	Circuler, R.H.C.P	

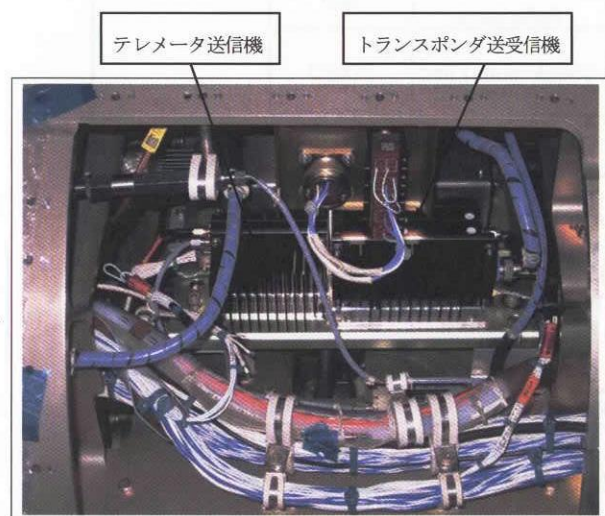


写真 4.2 トランスポンダとテレメータの実装

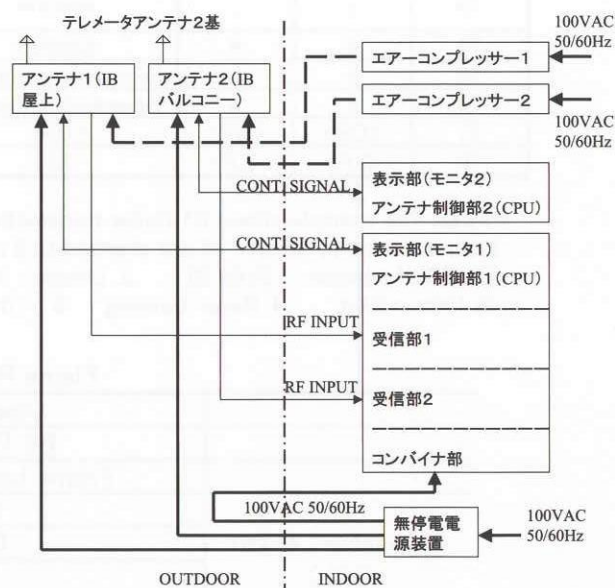


図 4.9 地上テレメータ受信装置システムブロック

(2) 機上送信装置

機上送信装置は、テレメータの送信方式として、VHF 単独方式、Sバンド単独方式、VHF/Sバンドハイブリッド方式についてトレードオフを行った結果、送信可能データ量 3000 kbps であることから、計測データの増加にも対応可能であり、アンテナ形状が小さく装備点数が少なく機体装備が容易な Sバンド（2～4 GHz）の一波を利用する方式を選定した。この方式は搭載スペースおよびコスト的にも有利であることから、これらの要求値を満足するような信頼性のある既存品を選定した。

テレメータ送信装置は、実験機上下アンテナを用いて実験機の機体運動状態量、飛行経路角情報、実験計測データならびにロケットの状態量を地上へダウンリンクを行う。システムは Sバンドテレメータ送信機とアンテナ分配器、位相調整器、および上下 2 個のフラッシュマント型アンテナから構成する。その性能諸元は表 4.8 のとおりである。その実装状況を写真 4.2 に示す。

表 4.6 地上テレメータ受信装置仕様

ITEMS	Specification Items	Value	Others
EQUIPMENT Type Number	Computer Receiver Antenna Combiner	ROBO-698 PCR2000 SERIES CMS-03 PCC-2000/PCC-2001	Industrial Computer PROD. L3 Communications MICROD. L3 Communication EMP SYS. L3 Communications MICROD.
RECEIVER	Frequency	2285 MHz (S Band)	
	Band Width	± 3 MHz	
	Sensitivity Gain (Min)	− 90 dBm	
Antenna	Type	Parabolic	Diameter: 2 metres
	Gain	23 dBi	
	Beam Width	± 5.5 degrees	
	Polarization	7R.H.C.P	
	Scan	Conical	

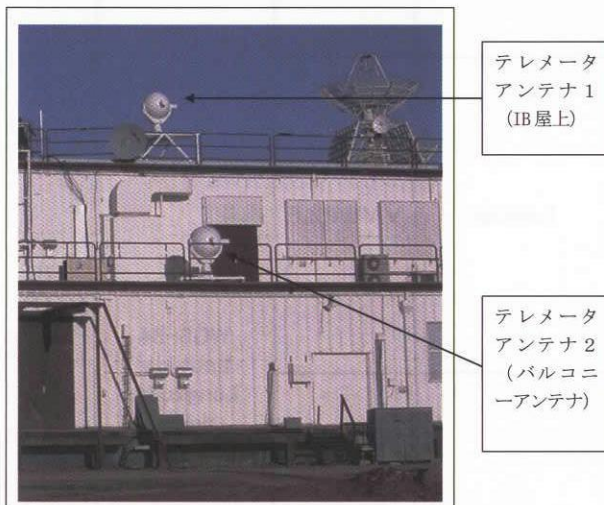


写真 4.3 テレメータ受信アンテナ設置状況

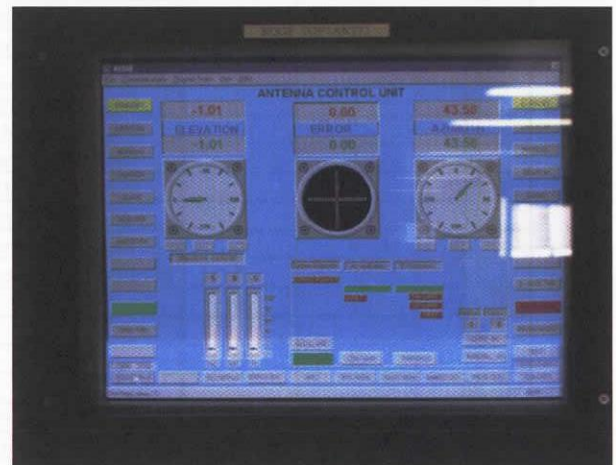


写真 4.5 テレメータ制御表示パネル

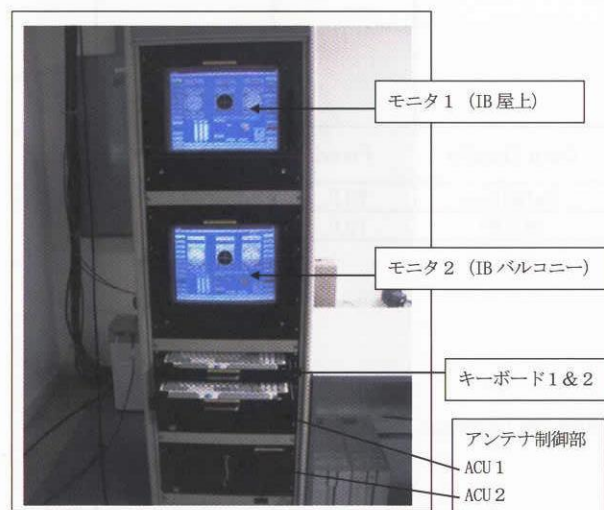


写真 4.4 テレメータ受信装置

4.4.3 コマンド装置

非常指令系統のコマンド装置は、ロケットおよび実験機が飛行に異常をきたし、地上の安全を脅かす異常飛行が生じたときに、地上からの指令によりロケットならびに実験機を非常飛行停止させる装置である。

本装置は、地上送信装置、実験機受信装置、ロケット受信装置により構成する。地上送信機は、UHF 帯の 415 MHz の搬送波を使用し、図 4.10 に示すようなフレームフォーマットおよびビットパターンによって構成する 3 連送のデータワード指令パルス信号により UHF 帯 415 MHz の搬送波を周波数変調 (PCM-FM MSK) した信号を送出する。

ロケットと実験機に搭載された機上受信機は、図 4.11 に示すように 2 個の受信復調部 (副搬送波 fH: 1800 Hz、fL: 1200 Hz) を設け 2 系統入力機能とし、出力は受信アンテナ 2 系統に対して、どちらか 1 系統が指令出力条件を満足した時出力する OR 回路とした。

表 4.7 テレメータフレームフォーマット

Table xx. Data Frame of WOOMERA Instrumented Range Telemetry Input

			Frame Description			
Character Number	Character Allocation	Character Example	Characters	Field	Status	Items
1	\$	\$	Start of Sentence '\$'		FIXED	WGS-84 Latitude, Longitude, Height Sentence
2	T	T	Telemetry Airplane Position Data Message Indicator			
3	M	M				
4	G	G				
5	G	G				
6	A	A				
7	,	,	comma	UTC of Position	VARIABLE	
8	h	0	Hours (tens)			
9	h	3	Hours (units)			
10	m	2	Minutes (tens)			
11	m	5	Minutes (units)			
12	s	0	Seconds (tens)			
13	s	9	Seconds (units)			
14	.	.	decimal Point			
15	s	2	Seconds (tenths)	Latitude	VARIABLE	
16	s	5	Seconds (hundredths)			
17	,	,	comma			
18	l	3	Degrees (tens)			
19	l	0	Degrees (units)			
20	l	1	Minutes (tens)			
21	l	5	Minutes (units)			
22	.	.	decimal Point			
23	l	5	Minutes (tens)			
24	l	4	Minutes (hundredths)			
25	l	0	Minutes			
26	,	,	comma			
27	S	S	SOUTH	Longitude	VARIABLE	
28	,	,	comma			
29	y	1	Degrees (hundreds)			
30	y	3	Degrees (tens)			
31	y	4	Degrees (units)			
32	y	4	Minutes (tens)			
33	y	4	Minutes (units)			
34	.	.	decimal point			
35	y	4	Minutes (tens)			
36	y	0	Minutes (hundredths)			
37	y	0	Minutes			
38	,	,	comma			
39	E	E	EAST			
40	,	,	comma	Data Quality	Fixed	
41	x	9	Quality Indicator	Satellites	NUL	
42	,	,	comma	HDOP	NUL	
43	,	,	comma	Altitude (metres)	VARIABLE	
44	,	,	comma			
45	x	3	Metres (hundreds of thousands)			
46	x	1	Metres (tens of thousands)			
47	x	4	Metres (thousands)			
48	x	0	Metres (hundreds)			
49	x	0	Metres (tens)			
50	x	0	Metres (units)			
51	.	.	decimal point			
52	x	x	metres (tenths)			
53	,	,	comma			
54	M	M	'M'			

Character Number	Character Allocation	Character Example	Frame Description			
			Characters	Field	Status	Items
55	,	,	comma	Geoidal Separation (m)	NUL	WGS-84 Latitude, Longitude, Height Sentence
56	,	,	comma			
57	M	M	M'			
58	,	,	comma	Age of Differential GPS	NUL	
59	,	,	comma	Differential Reference	NUL	
60	*	*	asterisk	Check-sum Field	FIXED	
61	h	h	hexadecimal(upper)			
62	h	h	hexadecimal(lower)			
63	<CR>	<CR>	<CR>	End of Sentence	FIXED	
64	<LF>	<LF>	<LF>			
Notes: The example shows Telemetry transmitting data.						
1. UTC of position 3:25:09.25 2. Latitude 30deg 15.540min South 3. Longitude 134deg 44.400min East 4. Radar tracking 9 (0= Not Tracking) 5. Altitude 314.000.0metres						

表 4.8 機上テレメータ送信装置仕様

ITEMS	Specification Items	Value	Others
EQUIPMENT Type Number	Transmitter	ST810S	AYDYN/ 理経
	Antenna	AS-49034	CONDOR/ セキテクノトロン
	Power Divider	FP6387-1	SAGE/ セキテクノトロン
	Phase Shifter	40004A	ASTROLAB/ 昌新
TRANSMITTER	Frequency	2285 MHz (S Band)	
	Power	10 W (Min)	22 W (Max)
	Modulation	FM (PCM-FM)	
	Band Width	± 3 MHz	
ANTENNA	Type	Flash-mounted	
	Gain	6 dBi	
	Band Width	200 MHz	2.2-2.4 GHz
	Directivity	Non-directional	
	Polarization	7R.H.C.P	

(1) 地上送信装置

地上送信機は、IBの管制室（RCC）内に1台設置、符号化された8ビットをPCM-FM変調搬送波にて送信する。機上指令受信装置（CDR）ではこの指令信号がデコードされ、先頭の4ビットを実験機で使用、残り4ビットをロケットの飛行停止指令信号用として使用する。アンテナの切り換えは、指令送信装置のコントロールパネル上に配置された切り換えスイッチを操作して、飛行フェーズに合った所定のアンテナに切換え、その選択された単一アンテナを使用する。

地上送信機フレームフォーマットおよびビットパターンは、同時使用可能な指令8chを有することから、図4.10に示すようにロケットと実験機の送信フォーマット

の共通化を行った。すなわちロケットと実験機の非常飛行停止指令を同一波の別々の指令チャンネル（ch）に割り当てることにより、ロケットと実験機の同時運用を成立させている。ch1～ch4を実験機用指令（ch1：実験機非常飛行停止指令ビット）に、ch5～ch8（ch5：ロケット装置アーミング指令ビット、ch6：ロケット装置非常装置着火指令ビット）をロケット用に割り当てて、同一周波数の指令電波を共用する方式とした。

使用帯域周波数は、ロケット打ち上げにより高高度を飛行する他機例（H-2, HYFLEX, ALFLEX）を参考にUHFバンド（300～3000 MHz）帯を選定した。コマンド系統は、ロケットおよび実験機に外部から指令を与える唯一の手段である。指令アップリンク・ロックオフは、

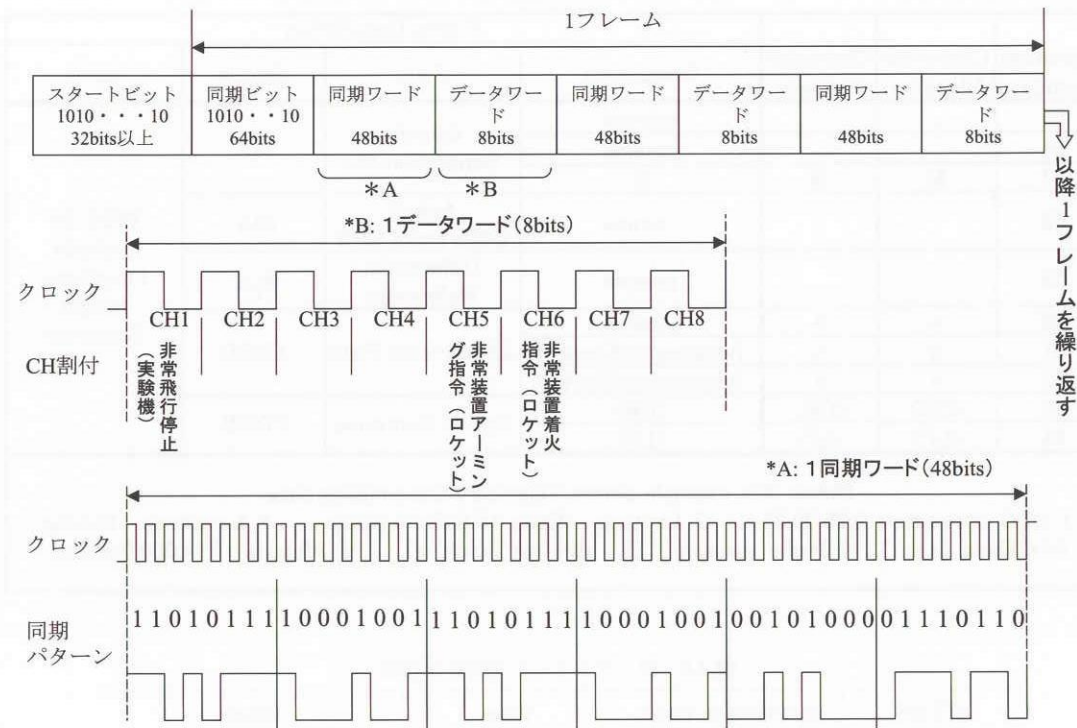


図 4.10 地上送信機フレームフォーマットおよびビットパターン

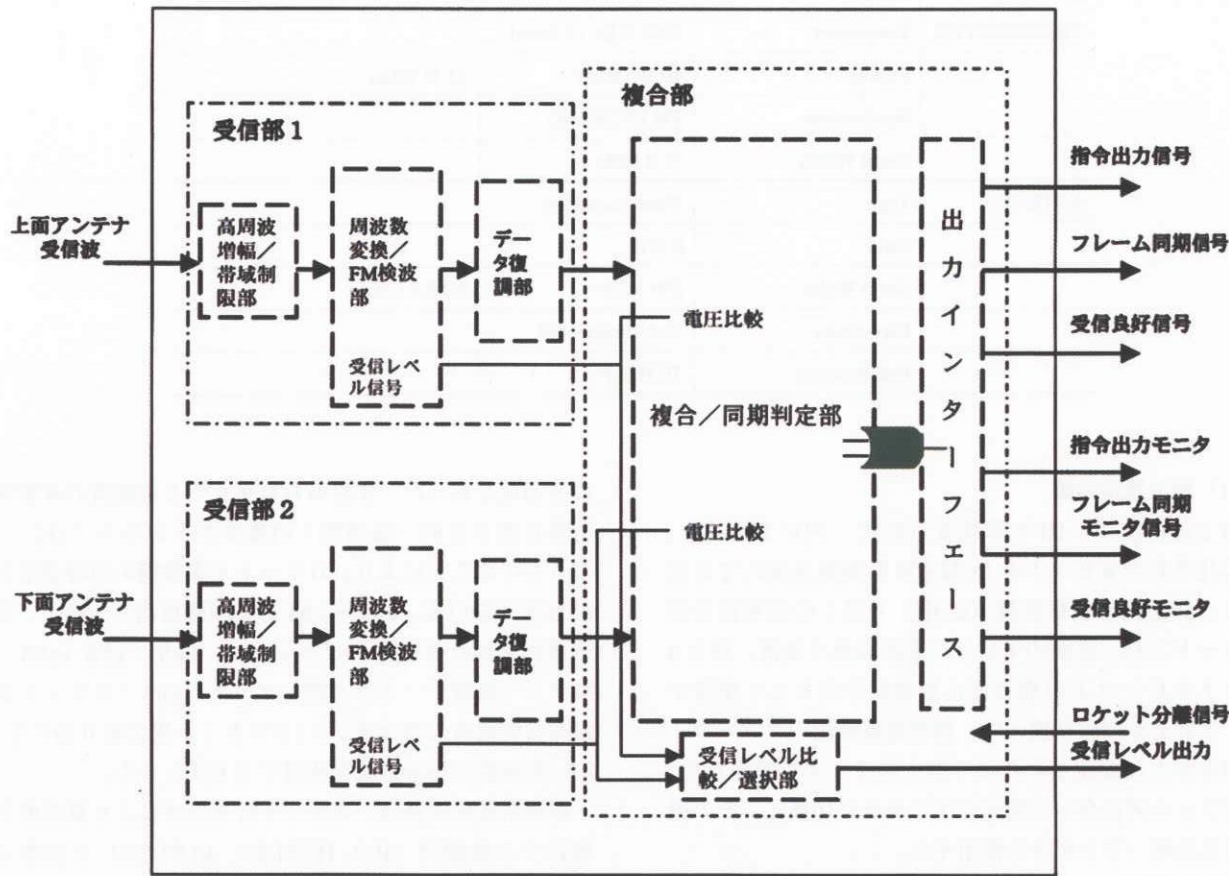


図 4.11 機上受信装置 CDR ブロックダイアグラム

表 4.9 地上コマンド送信機仕様

ITEMS	Specification Items	Value	Others
EQUIPMENT Type Number	Transmitter	07FS93201-103	NaganoJRC/JAPAN
	Antenna		
	OMNI Ant. × 1		
	YAGI Ant. × 2		
TRANSMITTER	Frequency	415 MHz (UHF Band)	
	Peak Power	50 W (Min)	80 W (Max)
	Modulation	PCM-FM	
	Band Width	± 10 KHz	
ANTENNA	OMNI-Directional Ant.		
	Type	Quadrifier Helical	
	Gain	0 dB	
	Band Width	2 MHz	
	Beam Width	Omni-directional	EL: 0 ~ 90°
	Polarization	Circuler, R.H.C.P	
	Directional Ant.		
	Type	8 Element	Cross YAGI Ant.
	Gain	12.6 dB	
	Band Width	2 MHz	
	Beam Width	AZ: 45°, EL: 45°	
	Polarization	Circuler, R.H.C.P	

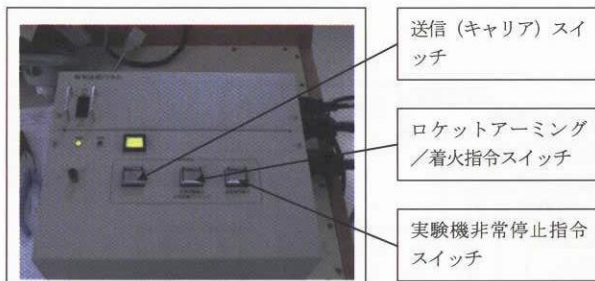


写真 4.6 指令送信パネル

実験機においては FCC による自動飛行停止機上判定条件の一つとして使用される設計となっている。従って、地上送信装置は機体と地上設備で運用されるあらゆる相対位置関係での回線の確保ができる設計にしなければならない。

豪州へ提出した NAL リスクアナリシス²³⁾ に対する豪州リスクアセスメント²²⁾ を受けて、覆域が飛行安全限界線を越えて満足するように送信出力を上げ、指向性アンテナを 1 基追加し、アンテナを管制棟 IB の屋上に、近距離用無指向性アンテナ 1 基、遠距離用指向性アンテナ 2 基、合計 3 基を設置し、それぞれの飛行フェーズにより手動で切り換え、異常飛行時に飛行停止指令コマン

ドを送信する設計とした。

地上指令送信はアンテナを含め、国内新規開発品と既存品の組み合わせとして設計仕様（E SPEC.）を定め、製作・機能確認を行い豪州の飛行実験に供する。その性能諸元は表 4.9 のとおりである。その設置状況図を写真 4.6～写真 4.8 に示す。

（2）機上受信装置

図 4.12 機上指令受信装置インターフェースブロック図に示すように、機上受信装置はロケット指令受信装置と実験機指令受信装置で構成される。ロケット指令受信装置は、先端の誘導計測部に装備された受信機 1 台と尾部安定翼 No. 2、No. 4 の先端に取り付けた 2 基のアンテナで構成する。実験機指令受信装置は後胴内の受信機 1 台と胴体上下面上に取り付けた 2 基のアンテナで構成する。

機上受信装置は、機体の全方位での通信を確保するため、実験機機体の上面および下面（ロケットの場合は安定翼 No. 2 と No. 4）にそれぞれアンテナを取り付けた。それぞれの 2 系統のアンテナ信号に対して、受信部を 2 セット組み合わせダイバーシチ機能を付加している。2 つのアンテナ検波信号を直接アンテナ・カップラで結合すると、電波到来方向と 2 つのアンテナの位置関係に応

じて、電波の干渉により受信強度が低下する場合がある。これを防ぐために、図 4.11 に示したようにコマンドレシーバ内に受信部を2セット用意し、復調信号の比較に



写真 4.7 指令送信機

より信号を出力する方式とした。すなわち、一つの筐体にてダイバーシチ機能を有するコマンドレシーバとした。

本装置の機上における装備環境の要求は厳しく、装備品単体での環境対策が必要であった。コマンドレシーバ搭載位置に要求されるランダム振動条件および衝撃条件に対し、通常の装備品では耐環境性が満足できない。そこで、筐体内部の各モジュールは放熱対策を考慮の全上でコーティングを行い、振動に対する機械的、電氣的な対策を行うと共に、コマンドレシーバ側で防振対策（ショックマウント付）を行ない国内環境試験に対応した。

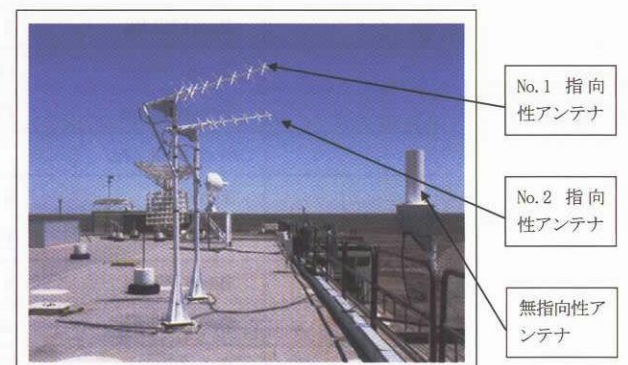


写真 4.8 指令送信アンテナ群

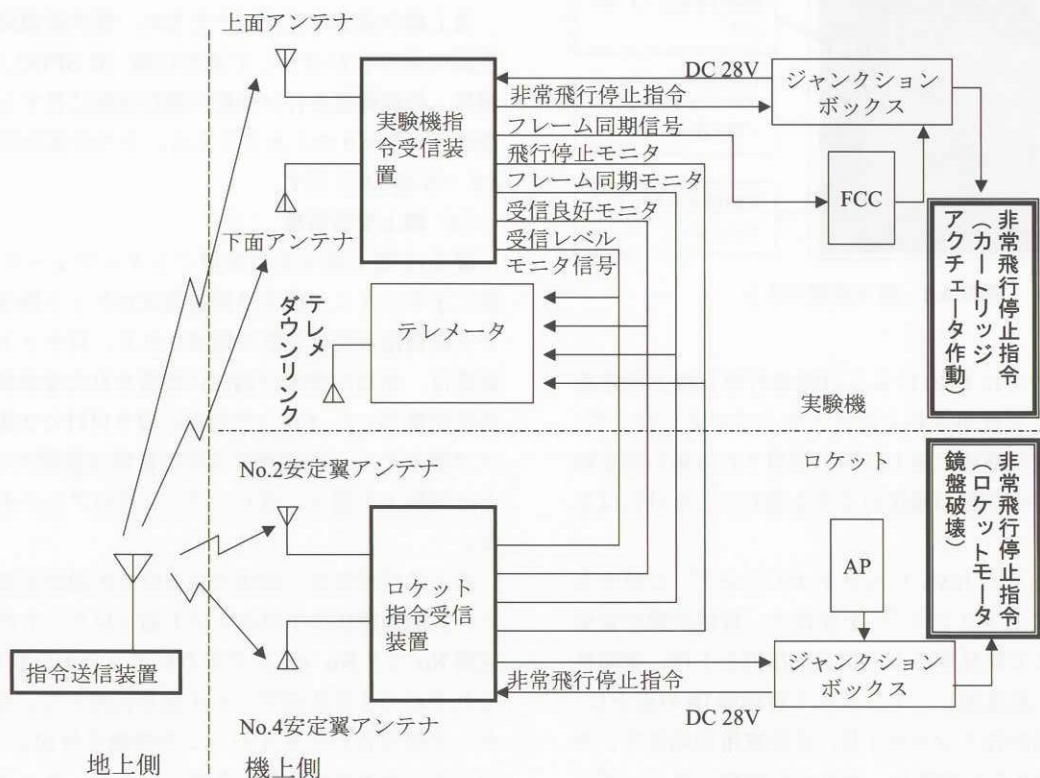


図 4.12 機上指令受信装置インターフェースブロック

表 4.10 機上コマンド受信装置仕様

ITEMS	Specification Items	Value	Others
EQUIPMENT Type Number	Receiver	NJY-113	NaganoJRC/JAPAN
	Antenna		
	Airborne Rocket	AS49063 AS-49052	CONDOUR/USA CONDOUR/USA
RECEIVER	Frequency	415 MHz (UHF Band)	
	Band Width	± 10 KHz	
	Sensitivity Gain (Min)	− 105 dBm	
	BER	10 ^{−6}	
ANTENNA	Type	Monopole Blade	
	Gain	Airborne: − 5 dBi	
		Rocket: − 6 dBi	
	Band Width	Airborne: 1 MHz	
		Rocket: 1MHz	
	Polarization	Linear	

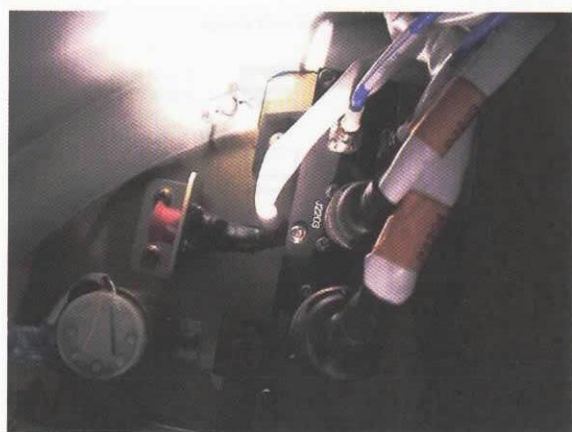


写真 4.9 指令受信機（ロケット実装）

機上受信装置は選定した既製品のアンテナ以外、受信機内一部モジュールを除き全て国内新規開発品として設計仕様（E SPEC.）¹³⁾を定め、製作・機能確認を行った。その性能諸元は表 4.10 のとおりである。ロケットおよび搭載指令受信装置の実装状況を写真 4.9～写真 4.10 に示す。

5. 通信系統の運用と機能

飛行実験で使用する通信系統の運用は以下の3通りである。(1) レーダ（R1、R2）とテレメータデータ（実験機 IMU）の緯度、経度、高度、時刻 UTC のデータ（WGS-84）は、レーダトラッキングにおいてはテレメータデータをスレーブ情報として、NAL 側ではレーダデータをリアルタイムモニタ装置（RTM）に表示し、管制室 RCC において飛行安全監視情報として使用する。(2) データ伝送用テレメータデータは、計測フェーズに

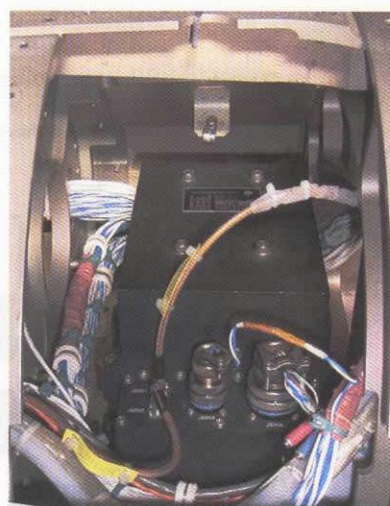


写真 4.10 指令受信機（実験機実装）

おける飛行試験データのダウンリンク記録に用いられると同時に、打ち上げ 10 秒間の飛行姿勢を用いて飛行安全監視ならびに全飛行フェーズのシステム状態監視と飛行データ監視の表示データとしても用いられる。(3) 非常飛行停止指令用コマンド信号は、ロケット打ち上げからパラシュート開傘までの全飛行フェーズにおいて、設定された基準飛行経路から飛行安全限界線をロケット実験機が逸脱した際、非常飛行停止指令を行うために用いられる。

地上通信系システム機能は、図 5.1 に示すように「飛行追跡系統」、「データ伝送受信系統」、「非常コマンド系統」の3系統で構成される。機上通信系システムは、図 5.4 に示すように「トランスポンダ送受信系統」、「テレメータ送信系統」、「コマンド受信系統」の3系統で構成

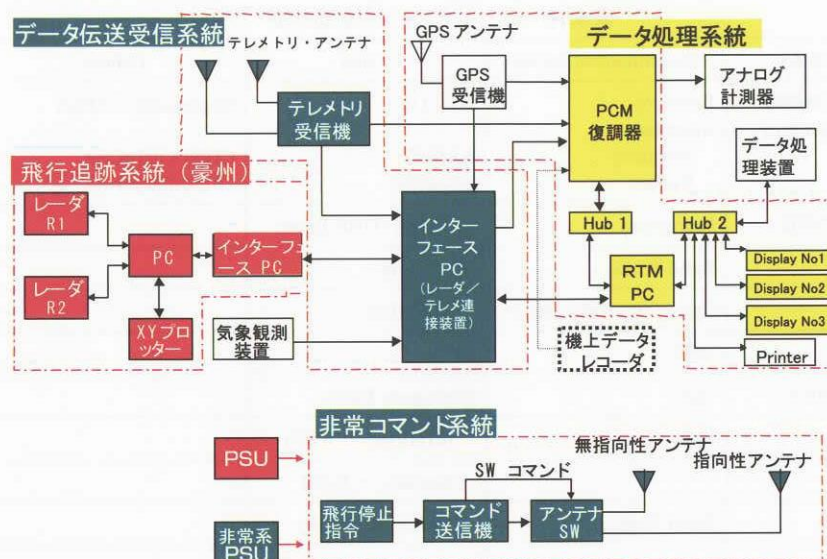


図 5.1 地上通信システム機能

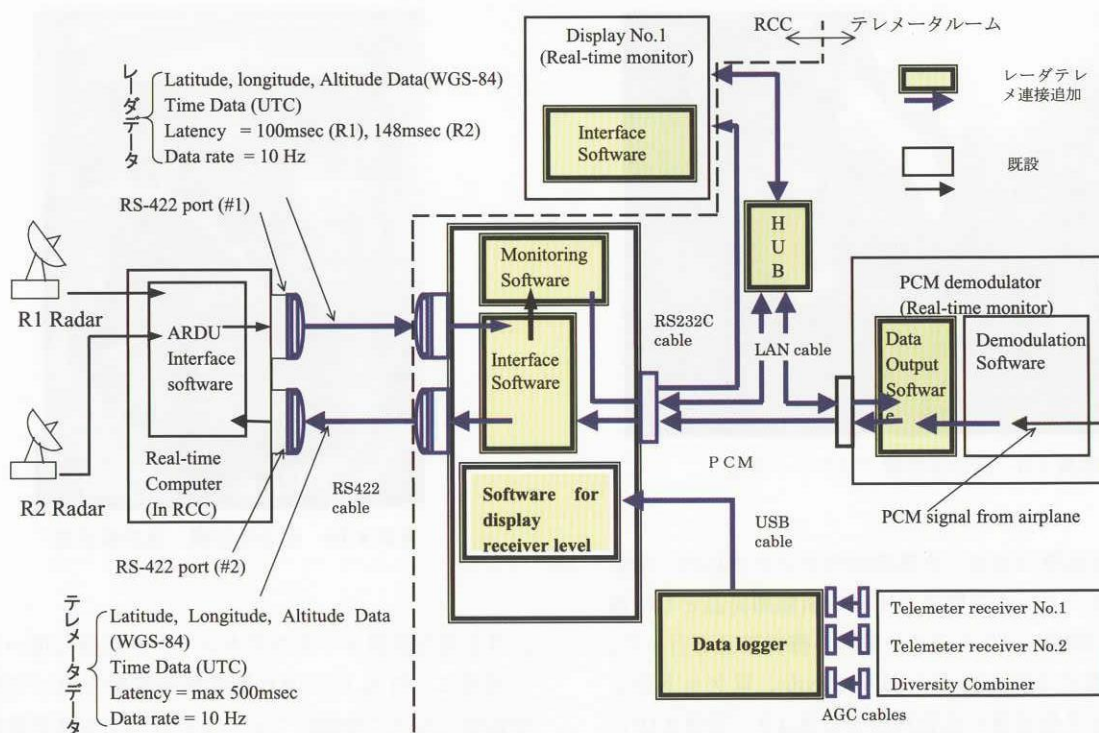


図 5.2 レーダ・テレメータ接続装置接続系統

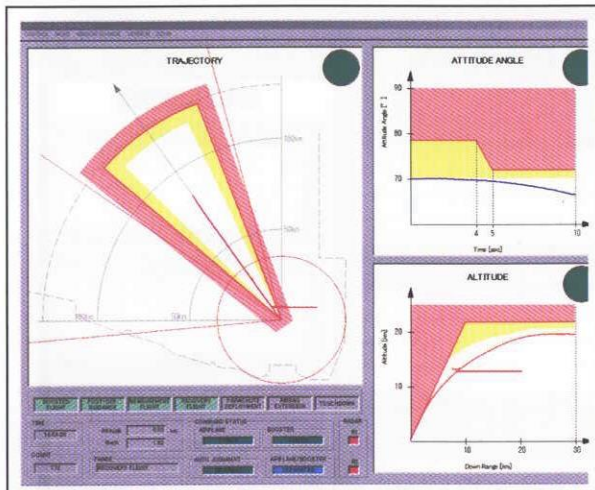
される。以下に各システムの機能について述べる。

5.1 飛行追跡システム

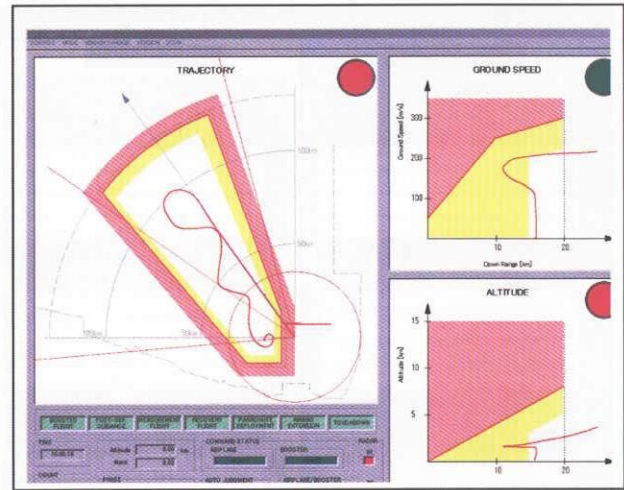
飛行追跡システムの地上レーダ装置は、図 5.1 に示すように、レーダで測位されたロケット実験機の位置情報は、何れかの VALID 情報を正（通常 R1）としてインターフェース PC（レーダテレメータ接続装置）に取り込まれ、リアルタイムモニタ用 PC で処理され、RCC 内のデータ処理システム No. 1 表示装置（2 台の飛行安全監視モニタ）

に実時間で表示され飛行安全監視に使用される。また、その測位データは、図 5.3a に示すように飛行安全監視画面の飛行航跡の表示情報として用いられ、赤色で囲んだ飛行安全限界線をレーダ航跡が逸脱した場合、写真 4.6 に示す指令送信パネルにより非常飛行停止指令が行われる。R1 と R2 の質問信号は、機上トランスポンダの受信干渉を避けるように、相互の地上レーダ装置の送信遅れを設定し、送信する。

飛行追跡システムの機上トランスポンダ装置は、平成 10



(a) 打ち上げ計測フェーズ



(b) 回収フェーズ

図 5.3a 飛行安全監視装置 (FSM) 画面

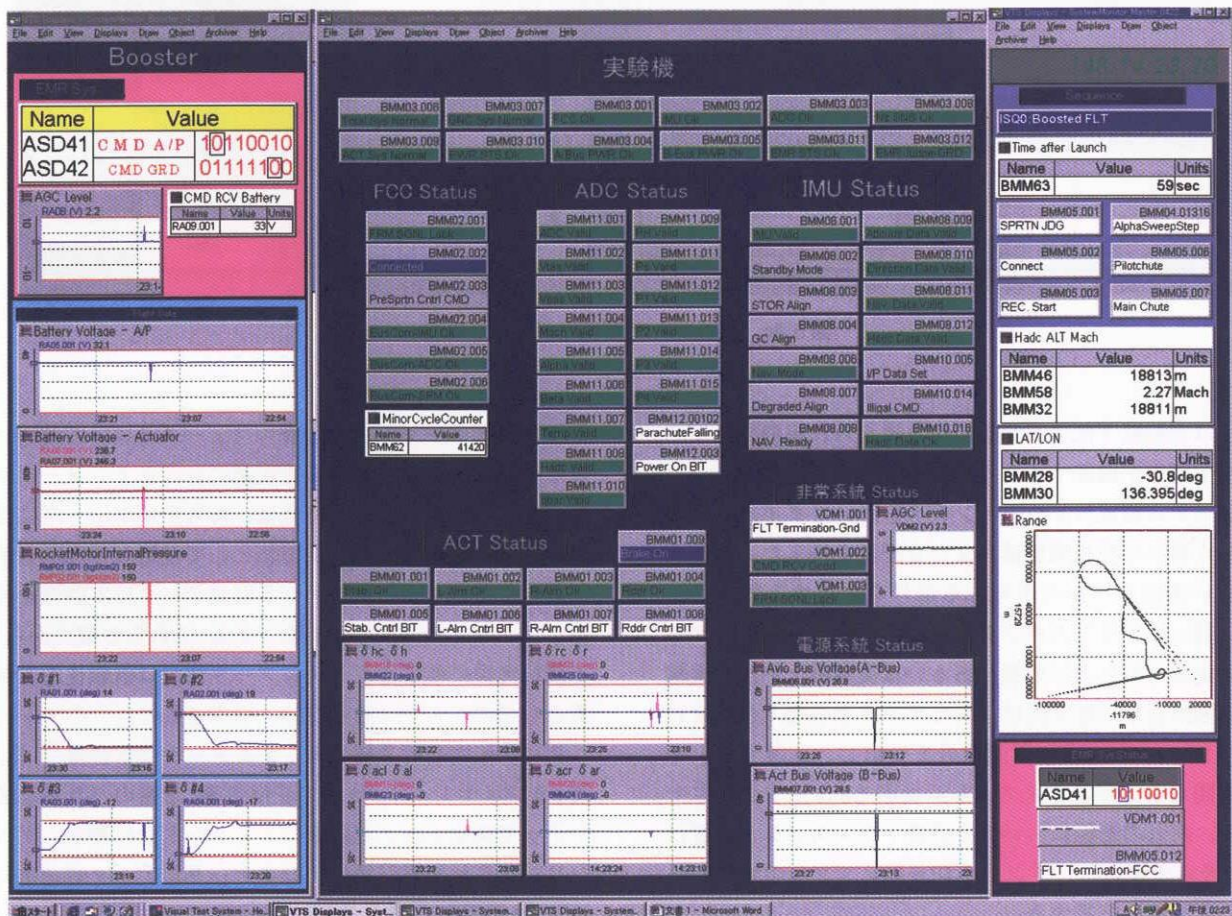


図 5.3b システムステータス監視装置 (SSM) 画面

年度に実施された基本設計その2、アンテナパターン試験（その1）の結果、打ち上げ形態において電波リンクが不十分となることが判明したため、改善策としてロケット安定翼 No. 3 にトランスポンダアンテナを追加した。その結果、図 5.4 の機能ブロック図に示す RLY の切

換えリレーにより、打ち上げ形態において、トランスポンダ用アンテナは実験機上部アンテナとロケット安定翼 No. 3 アンテナが用いられる。ロケットと実験機の分離後は、アンビカル分離により切り換えスイッチの電源が断たれ、打ち上げ形態でのロケット安定翼 No. 3 アン

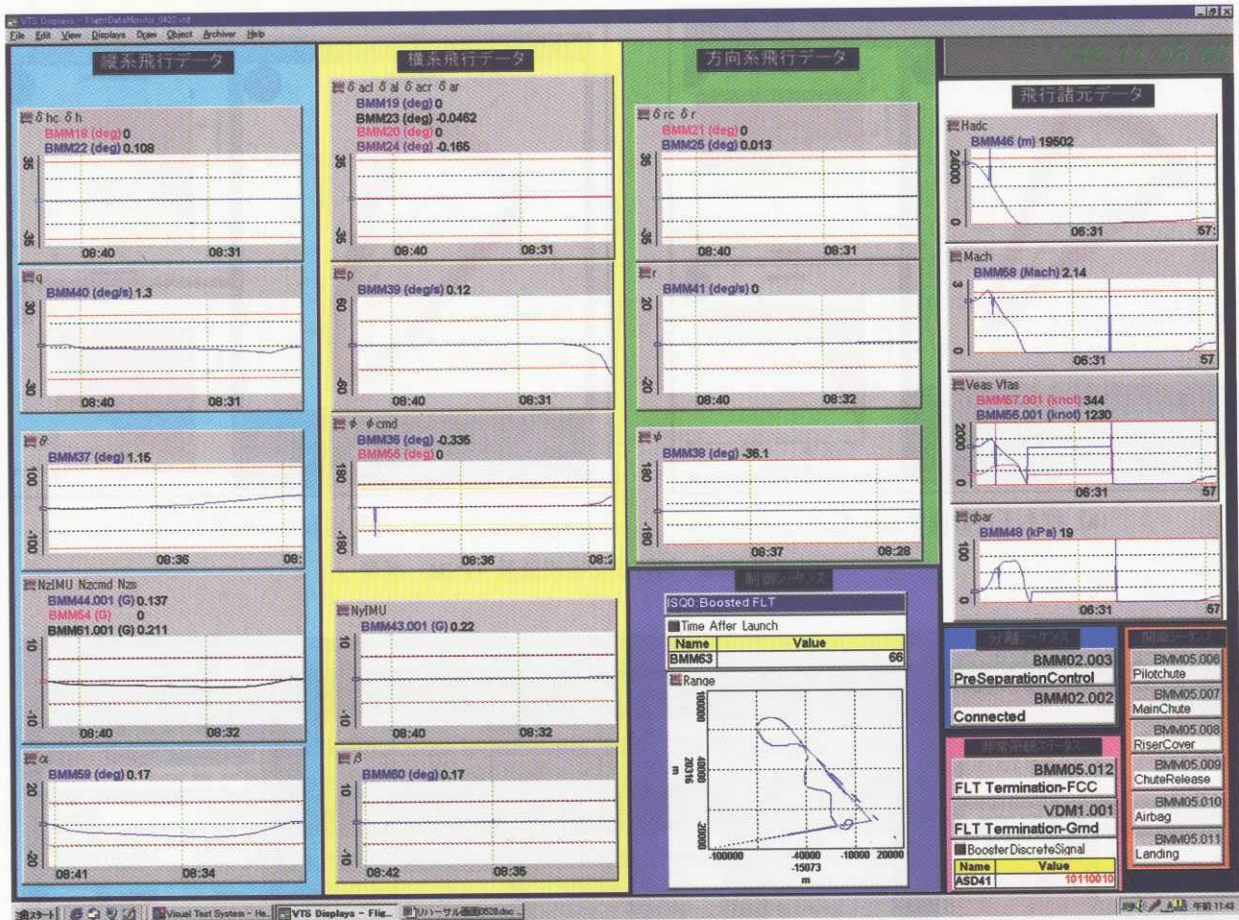


図 5.3c 飛行データ監視装置(FDM)画面

テナは実験機下部アンテナに切り換えられ実験機上下アンテナ両方が機能するようになる。

システム構成は2つのアンテナを用いてダイバーシチを行う事から位相調整器および分配器を挿入し、何れか大きい受信レベルの得られる信号を使用する方式とした。従ってトランスポンダ装置は、実験機上部とロケット安定翼（打ち上げ形態）あるいは実験機上下部（実験機単独形態）に取り付けられたアンテナの組み合わせによりレーダ R1, R2 の質問信号を受信し、応答する。その質問および応答パルス列は図 4.8 に示すとおりである。何れの形態においても搭載トランスポンダ装置は1台のみを使用し、アンテナ切り換えで2つの地上レーダの質問波に応答する。

5.2 データ伝送受信系統

データ伝送受信系統は地上テレメータ装置と機上送信装置からなる。テレメータデータの主用途は搭載データレコーダのバックアップとしての役割を持っているが、その位置・姿勢情報等は短時間であるが主飛行安全監視に、またステータス情報等はシステム作動監視に、飛行

情報は飛行データ監視に全飛行フェーズに亘って使用される。ロケット実験機の飛行実験におけるテレメータ情報の従来用途との違い・特徴は、打ち上げフェーズにおいて、(1) 主飛行安全監視情報として使用し手動非常飛行停止に用いる。(2) ロケット計測データは実験機を経由してダウンリンクされる事である。これらの観点から、本飛行実験に使用されるテレメータ装置は信頼性ある装置としてのシステム設計が強く要求された。

データ伝送受信系統の地上テレメータ受信装置¹²⁾は、図 4.9 に示すように、2台の受信装置、2台のパラボラアンテナで構成され、実験機のテレメータ送信機からダウンリンクされた飛行情報・計測データをデータ処理系統の PCM 復調器に取り込む。それらのデータはデータ解析記録装置 (DAT) に PCM 生データが実時間記録される。打ち上げから6秒までは現地レーダの追尾不能の理由および初期段階での早期異常飛行検知の観点から、打ち上げ10秒までは飛行安全監視はテレメータでダウンリンクされた実験機 IMU の姿勢情報を用いる。その姿勢情報は、レーダデータ同様、RCC 内に設置された No. 1 表示装置（飛行安全監視用2台）に飛行航跡が実時間

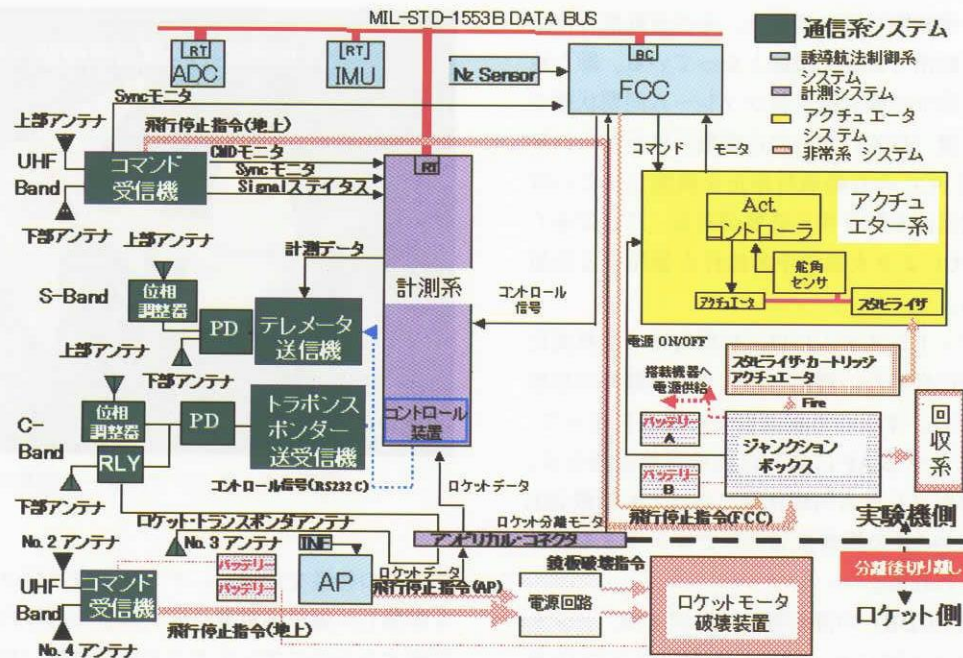


図 5.4 機上通信システム機能

表示され飛行安全監視が行われる。同時にダウンリンクされたシステムステータス情報あるいは飛行姿勢情報は、図 5.3b および 5.3c の表示画面に示すように No. 2 表示装置（1 台）と No. 3 表示装置（1 台）に実時間で表示され、システム監視ならびに飛行データ監視に使用される。

データ送受信システムの機上送信装置は、図 5.4 に示すように 1 台のテレメータ送信機により構成され、計測系から出力された各種飛行データおよびシステム状態情報ならびにロケットデータの約 680 項目をリアルタイムで地上にダウンリンクする。テレメータ送信機は実験機のものにしか搭載しておらず、ロケットのアナログ、PCM 飛行データ等がアンビリアル経路で実験機に伝送され、実験機計測データ伝送フレームに結合され、実験機の送信機から地上へダウンリンクされる。実験機には上下部に送信用アンテナが装備されており、トランスポンダと同様に分配器と位相調整器を介して送信される。

5.3 非常コマンド系統

非常コマンド系統は地上送信装置と機上受信装置よりなる。地上送信装置は、管制室の管制卓に設置された FSM 画面（図 5.3a）のレーダあるいはテレメータの表示軌跡が、定められた飛行安全限界線を超えたとき、地上からの非常飛行停止指令により作動する。具体的には、指令送信機の送信パネル（写真 4.6）上にある飛行停止指令スイッチを手動で作動させる事により、図 5.1 および写真 4.8 に示すように、3 つのコマンド送信アンテナ

のうち、アンテナスイッチで選択された何れかのアンテナに飛行停止指令信号を送出する機能を持つ。

機上受信装置は、打ち上げ形態においては、図 5.4 に示すようにロケット安定翼 No. 2、No. 4 上のアンテナで受信された地上からの非常飛行停止指令、あるいはロケットの自動操縦装置（AP）の異常飛行姿勢の検知による自動飛行停止指令により、ロケットモータ前方の鏡板破壊により、ロケットモータを破壊することで、ロケットの推力を失わせ自由落下とする。即ち、打ち上げ 10 秒間は実験機 IMU のテレメータダウンリンクデータからの姿勢情報を FSM 上でモニタし航跡が飛行安全限界線を逸脱した時、管制室から手動の非常飛行停止指令が出される。

図 5.4 に示すとおり地上から非常飛行停止指令が行われると、指令信号は機上ロケット側 No. 2 と No. 4 安定翼アンテナからコマンド受信機を経て電源回路に入りロケットモータ破壊指令が行われる。また、ロケットの慣性航法装置（INE）の飛行方位角データにより異常飛行を AP が検知して自動飛行停止指令を出し、同様にロケットモータ破壊指令が行われる。

ロケット分離後の実験機単独飛行においては、図 5.4 の実験機側左上に示すように、地上からの非常飛行停止指令信号は実験機上下面のアンテナで受信され、コマンド受信機を経てジャンクションボックス（JB）に入りカートリッジ・アクチュエータが作動され、スタビライザが機首下げ方向（前縁上げ 6 度以上）に制限されることにより急降下過荷重となり飛行停止に至る。打ち上げ

形態と違って、実験機単独の場合は、その自動飛行停止の機能は地上手動指令が優先機能となっている。即ち地上非常飛行停止指令の搬送波受信がフレーム同期状態では飛行制御計算機（FCC）からの自動飛行停止指令は無効となる。反面FCCの自動飛行停止を機能させたい時は地上送信機搬送波を断とする必要がある。これはあくまで実験機のFCCより人間の手動操作を優先する発想に基づいている。

ただし、ロケットシステムには、発射直後の姿勢変化に手動操作は間に合わない理由から、この実験機の思想は採用していない。すなわち射上安全の観点にたつて、打ち上げ形態におけるAPによる自動飛行停止指令は、地上搬送波受信がフレーム同期状態であっても搭載INEの姿勢情報からのAPの異常検知のみでロケットモータの破壊指令が行われる。

機上受信装置（CDR）の詳細機能は、図4.12、インターフェースブロック図にも一部示したが、以下の10項目の機能で構成する。（1）地上から送信されてくるUHF帯のPCM-FM変調された指令電波を受信し復調する「受信復調機能」、（2）1フレーム内にて同一同期ワードおよびデータワードを連続3回解読した時、且つアンテナからの受信信号が -105 dBm 以上である時フレーム同期信号および指令出力をする。またアンテナからの受信信号が -105 dBm 未満である時は出力しない「指令解読機能」、（3）指令電波のアンテナ受信信号の入力として2系統のポートを有する「2系統入力機能」、（4）復調したデータをもとにデータに適合したCH番号の指令を出力可能で、アンテナ2系統の入力に対して、どちらか1系統が指令出力判定条件を満足したとき出力する「指令出力機能」、（5）指令出力は同時に複数の指令出力が可能な「同時指令出力機能」、（6）アンテナからの受信信号が、どちらかが -105 dBm 以上であるとき、受信良好ステータスを出力する「受信良好信号出力機能」、（7）どちらか1系統の入力信号に対して3回連続して同期した時にフレーム同期のステータスを出力する「フレーム同期出力機能」、（8）指令出力、受信良好信号出力およびフレーム同期出力について、その信号出力時に同時にモニタ出力できる「モニタ信号出力機能」、（9）アンテナ2系統のうち受信レベルの大きい入力レベルを出力する「受信レベル出力機能」、（10）ロケット分離信号（アンビカル分離）によりCH5、CH6に指令出力される「ロケット分離信号検出機能」で構成される。

6. アンテナパターン試験^{8, 11)}

アンテナパターン試験の目的は、ロケット実験機の通



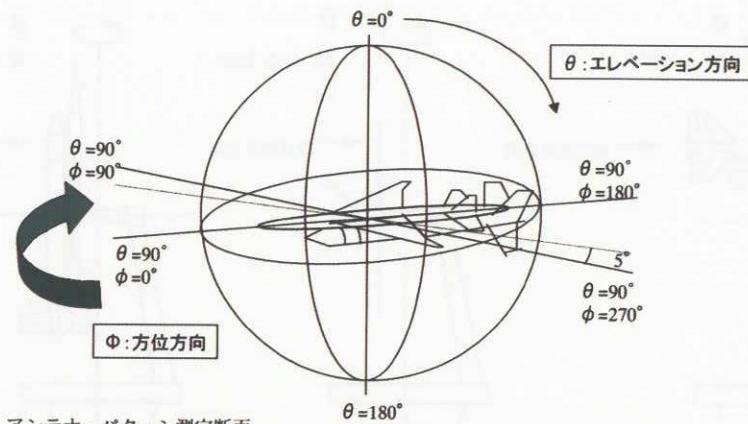
写真 6.1 アンテナパターン試験状況

信系統の特性を把握し、アンテナ取り付け位置の妥当性を評価し、通信系電波リンク解析検討等の通信系設計に反映するためにアンテナパターン特性（利得）のデータを取得し、設計の妥当性を確認、あるいは問題点の把握を行うことである。

ロケット実験機（全長11.5 m、全幅4.7 m）のアンテナパターン試験は、平成10年度にアンテナパターン試験（その1）が、平成11年度にアンテナパターン試験（その2）が、平成13年度にアンテナパターン試験（その3）の3回にわたって実施された。アンテナパターンは水平面、縦断面、横断面の基本パターンと1～5度間隔のコニカル（円錐形）断面パターンを取得した。（その1）は、実験機側に装備されたアンテナについて、打ち上げ形態および実験機単独形態の全3通信系統のアンテナパターンを確認した。（その2）は、ロケット側安定翼に装備されたコマンドアンテナ系統の基本パターンを分離までの打ち上げ形態で、また（その1）で課題となった上下アンテナの位相干渉による切れ込み（ローブ）改善試験を、実験機単独形態で確認した。（その3）は、前2回のパターン試験の結果を反映し、ロケット安定翼No. 3に追加したトランスポンダアンテナのパターン改善の確認を行った。

供試体はFRP、プラスチックおよび木材からなり、縮尺率22%（全長約2.5 m、全幅1 m）の金属皮膜模型を使用した。トランスポンダおよびテレメータアンテナは、実機での構成を模擬しており、機体模型の上部および下部のアンテナに同時に同位相電波が供給される構成となっている。アンテナは、実機相当を模擬したマイクロストリップタイプ円偏波アンテナRHCPを使用した。コマンドアンテナは実機相当を模擬した逆F型直線偏波アンテナを使用した。

打ち上げ形態模型のアンテナパターン試験状況を写真



アンテナ・パターン測定断面

- (1) 水平面: $\theta = 90^\circ$ 、 $\phi = 0 \sim 360^\circ$ の面
- (2) 縦断面: 機体上部アンテナ: $\phi = 0^\circ$ 及び $\phi = 180^\circ$ 、 $\theta = 0^\circ \sim 90^\circ$ の範囲 (5° 毎)
機体下部アンテナ: $\phi = 0^\circ$ 及び $\phi = 180^\circ$ 、 $\theta = 90^\circ \sim 180^\circ$ の範囲 (5° 毎)
- (3) 横断面: 機体上部アンテナ: $\phi = 90^\circ$ 及び $\phi = 270^\circ$ 、 $\theta = 0^\circ \sim 90^\circ$ の範囲 (5° 毎)
機体下部アンテナ: $\phi = 90^\circ$ 及び $\phi = 270^\circ$ 、 $\theta = 90^\circ \sim 180^\circ$ の範囲 (5° 毎)
- (4) 縦断面詳細: 機体上部アンテナ: $\phi = 0^\circ \sim 180^\circ$ 及び $180^\circ \sim 360^\circ$ の範囲
 $\theta = 0^\circ \sim 90^\circ$ までの範囲 (5° 或いは 1° 毎)
機体下部アンテナ: $\phi = 0^\circ \sim 180^\circ$ 及び $180^\circ \sim 360^\circ$ の範囲
 $\theta = 90^\circ \sim 180^\circ$ までの範囲 (5° 或いは 1° 毎)

図 6.1 アンテナ・パターン測定座標系定義と測定範囲

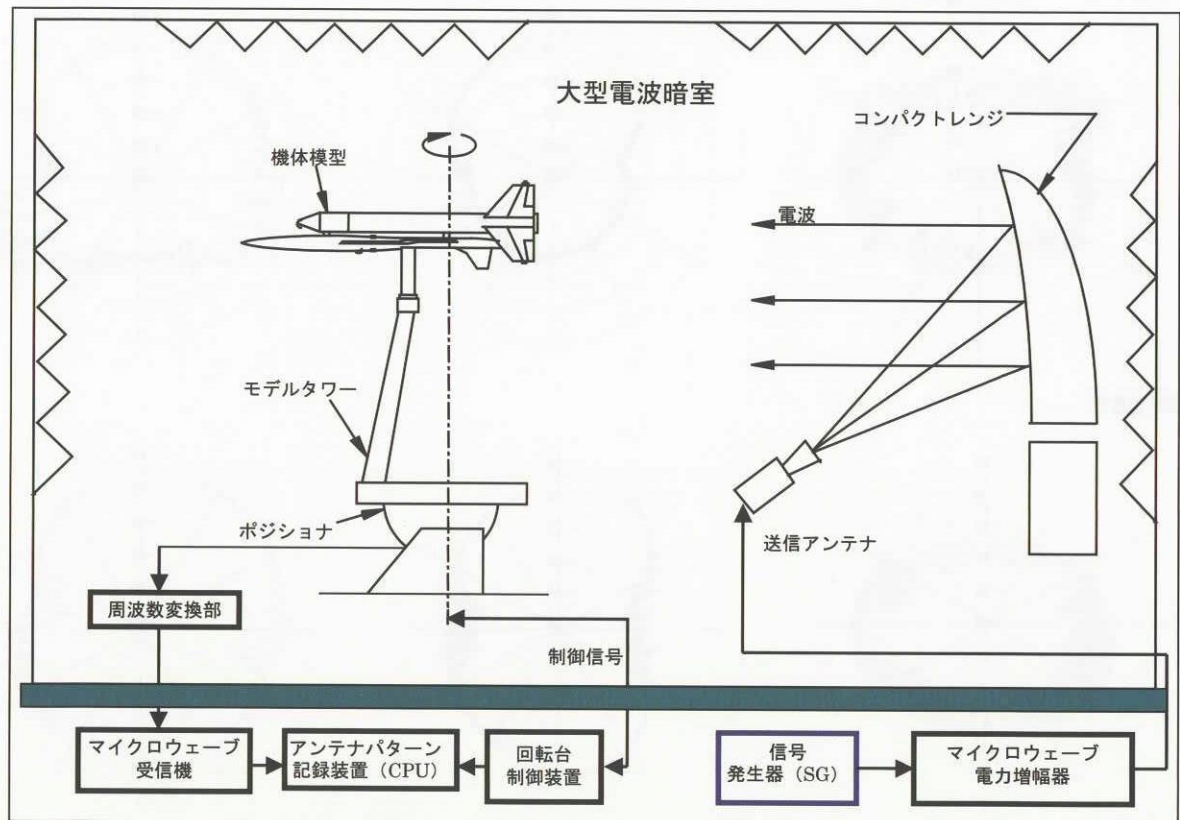


図 6.2 アンテナパターン試験セットアップ

6.1に示す。アンテナパターン測定座標系と測定範囲を図 6.1に、試験セットアップを図 6.2に、また基本3断面のセットアップを図 6.3に示す。アンテナパターン試験の結果、トランスポンダ、テレメータ、コマンド各ア

ンテナの基本3断面アンテナパターンは図 6.4～図 6.6のとおりである。

図 6.4 トランスポンダ・アンテナパターン（基本3断面）に示すように、打ち上げ形態ロケット結合時にお

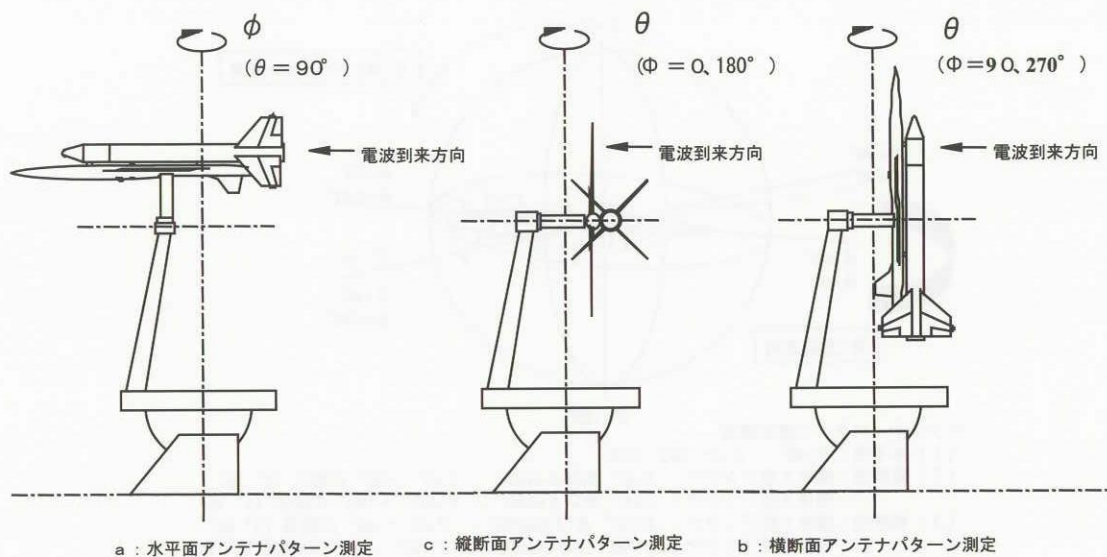
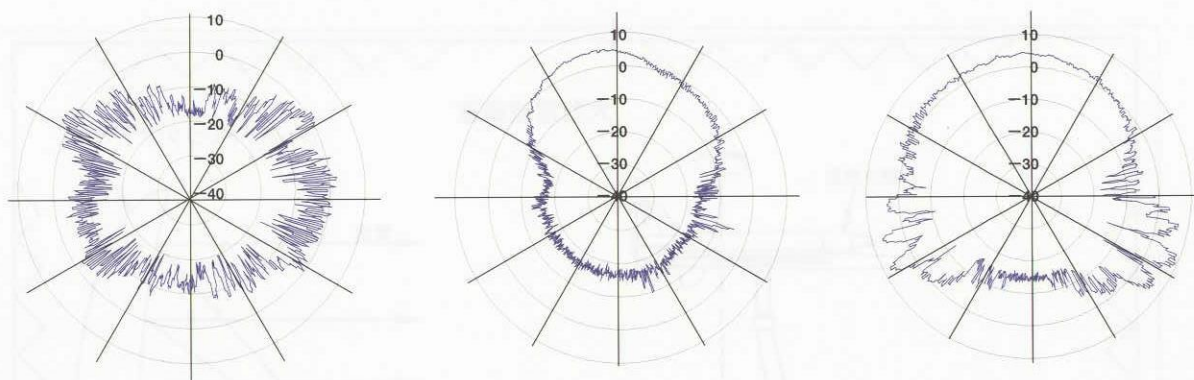
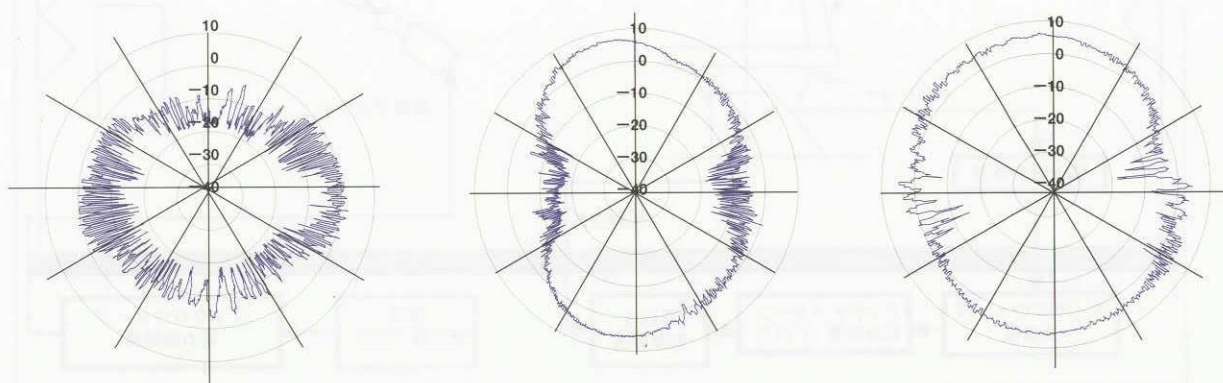


図6.3 基本3断面機体セットアップ

打ち上げ形態



実験機単独形態



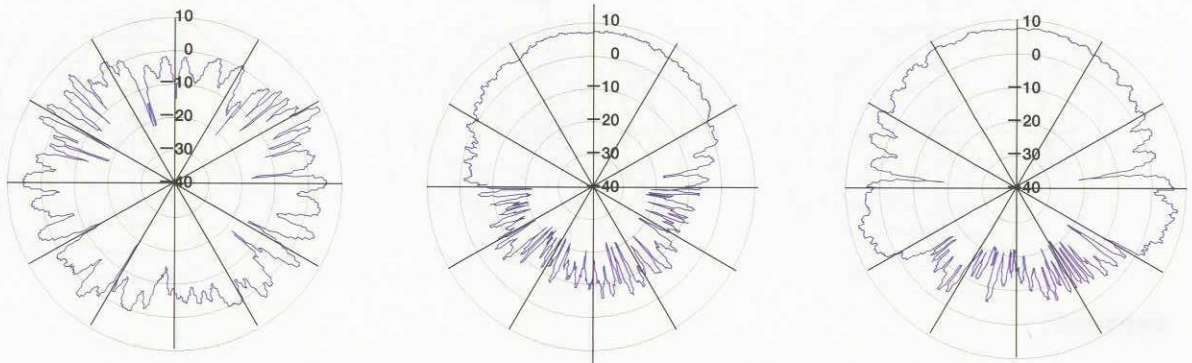
a. 水平断面

b. 縦断面

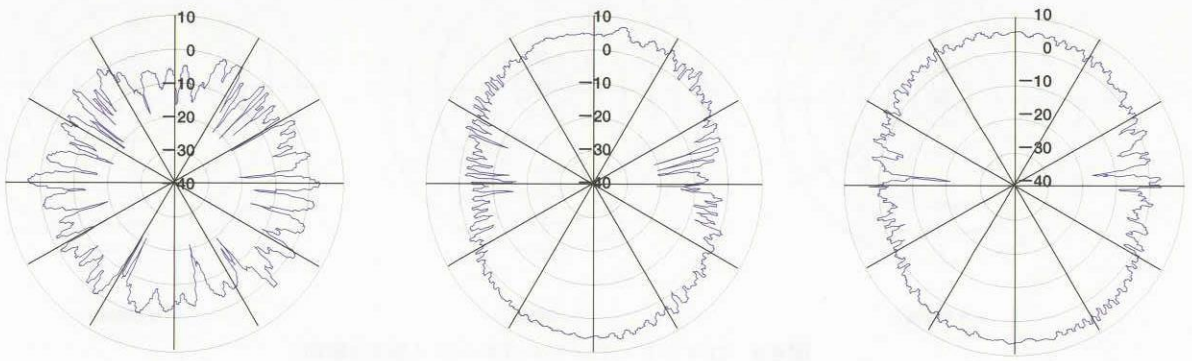
c. 横断面

図6.4 トラポンスポンダ・アンテナパターン（基本3断面）

打ち上げ形態



実験機単独形態



a. 水平断面

b. 縦断面

c. 横断面

図 6.5 テレメータ・アンテナパターン（基本3断面）

縦断面の場合、下部アンテナからのエネルギーがロケットにブロックされ上方に比べ下部の利得が小さくなる傾向にある。横断面内においては、下方のエネルギーがロケットにより阻止され側方へ回って斜め後方に利得が少し増加する様子が見られる。特に縦断面内では真下、前方、後方にはほとんど利得が無い。この結果、水平面から下方へ角度が大きくなる領域で、ロケットによるブロックで利得の低下が起きている。この対策としてロケット安定翼 No. 3 にトランスポンダアンテナを追加し、分離までは実験機下部アンテナをロケット側で機能させることで下方の利得不足の改善を行った。実験機単独形態においては、前方・後方において利得が少ないものの、縦断面においては十分な利得が得られている。

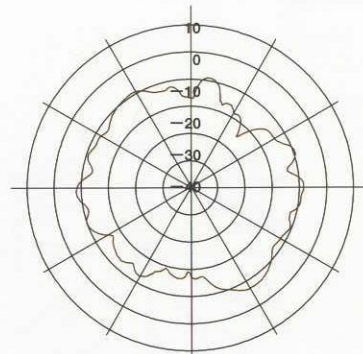
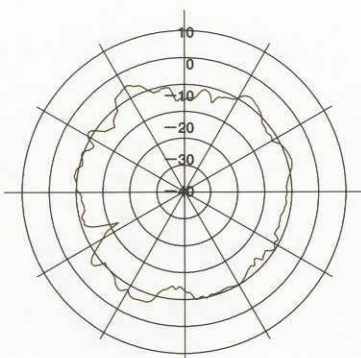
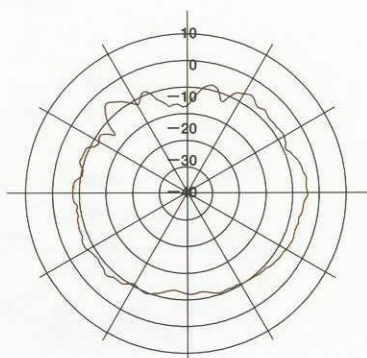
トランスポンダより低周波数のテレメータアンテナについては、図 6.5 基本 3 断面図に示すように、打ち上げ形態においてトランスポンダと同様の傾向は見られるものの、その影響は小さく、改善は行わなかった。一方、分離後の実験機単独形態においては、トランスポンダに

も云えることだが、水平断面において、フラッシュマウント（埋め込み式）・ヘリカルアンテナの上下位置差に起因する多数のローブが全方位に発生した。その結果、地上アンテナとの伏角が小さい最遠点での旋回において、および 180 度反方位旋回後のエネルギーコントロール帰還経路においては、アンテナ利得余裕不足の箇所の存在が危惧される。

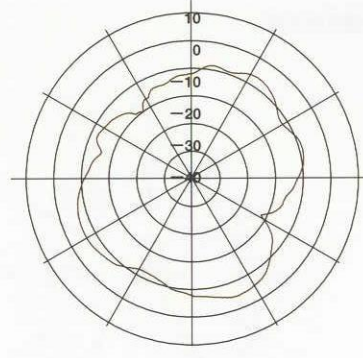
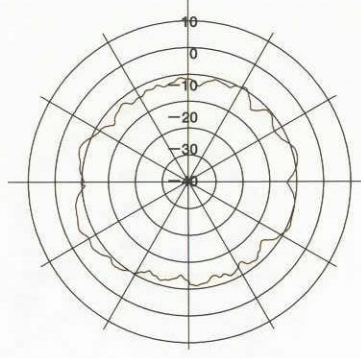
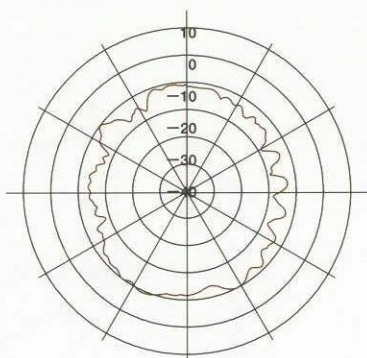
コマンド・アンテナパターンの基本 3 断面を図 6.6 に示す。打ち上げ形態においては No. 2 安定翼のアンテナ等からの実験機右舷下面によるマルチパスで上面前方（横断面・縦断面）にローブが見られる。実験機単独形態では、横断面において、上面アンテナと仮面アンテナが右周り方向にオフセットしたアンテナパターンを示している。上面アンテナと下面アンテナの装備状態の違いにより利得が異なると考えられる。コマンド受信機は双方のアンテナをダイバーシチ運用するため、全方位に一律なアンテナパターンとなる。

ロケット安定翼 No. 3 にトラポンアンテナを取り付け

打ち上げ形態



実験機単独形態



a. 水平断面

b. 縦断面

c. 横断面

図 6.6 コマンド・アンテナパターン (基本3断面)

た後の最終アンテナパターン試験（その3）におけるトランスポンダの基本3断面のパターンを図 6.7 に示す。試験の結果、トランスポンダの場合、打ち上げ形態縦断面のパターンは下方部分の利得が改善された事が良く判る。しかし、水平断面と横断面のパターンでは、打ち上げ時のアンテナパターン（H-pol）と分離直前のアンテナパターン（V-pol）のケースにおいて、いずれも $\theta = 60 \sim 120$ 度において、 $\Phi = 175$ 度付近（後方）で無数のローブを生じる場合が有ることが判った。ローブが生じる理由としては、いずれもロケット No. 3 安定翼のアンテナ単体における該当する角度にローブがないことより、実験機上面アンテナとの位相干渉が原因と考えられる。

7. 回線設計

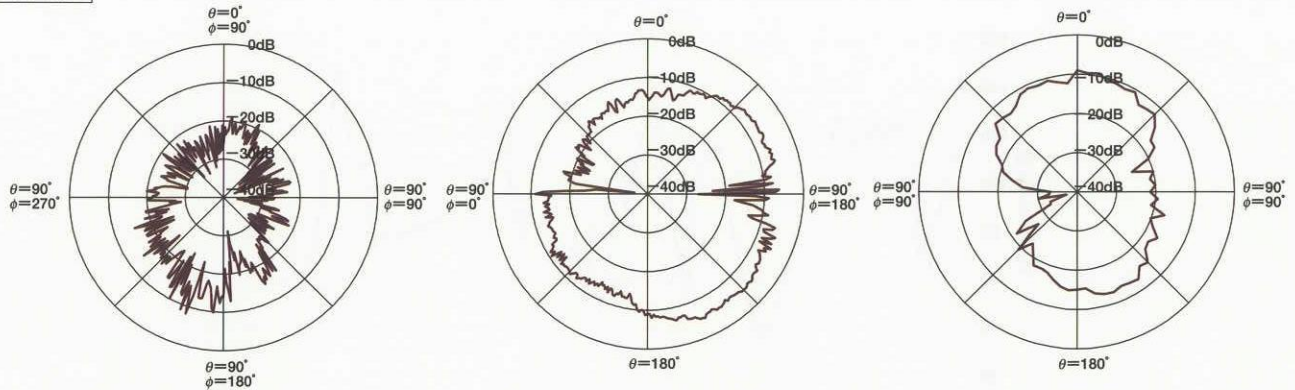
アンテナパターン試験の結果を用いた回線設計（以下、リンク解析）の結果、国内初のロケットに小型超音速実験機をおんぶさせた形態での背面、反転ロール飛行、さらに分離後の実験機単独における最遠点での急旋回飛行など、小型・軽量送受信機およびフラッシュマウント（埋め込み式）アンテナの不利な通信条件を克服した遠

距離ならびに単一箇所の地上局での対機上通信設定が全飛行フェーズにおいて満足する3通信系統の電波リンクを国内で初めて成立させた。以下にその解析手法を示す。

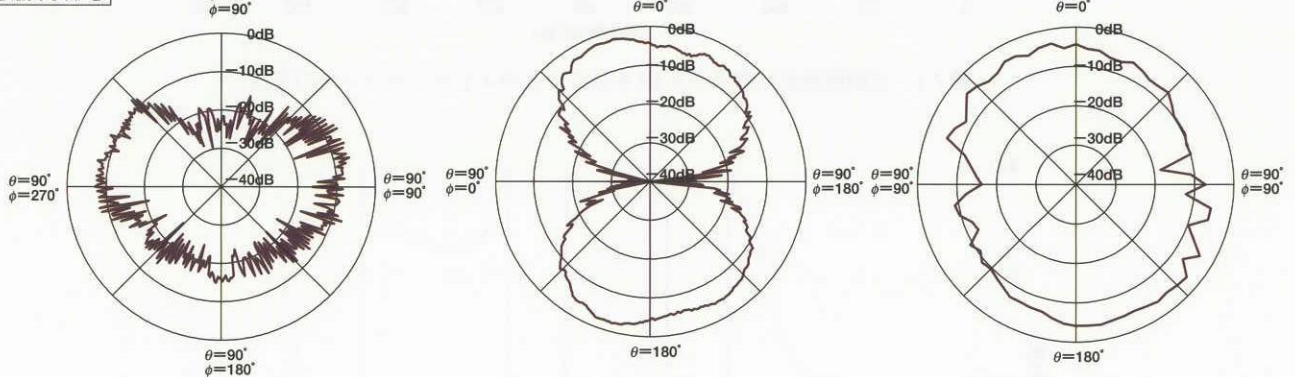
7.1 回線設計評価基準

それぞれの通信系の回線設計評価は「NASDA 回線設計基準」¹⁶⁾を参考に以下の2つの回線余裕基準を用いた。(1) レーダ・トランスポンダとテレメータ装置は、地上局アンテナ上下角 > 5 度において 3 dB 以上。3 度 \leq 地上局アンテナ上下角 ≤ 5 度において 6 dB 以上とする。この2系統の回線余裕（リンクマージン）はミニマム・エンベロープ・アンテナパターンに基づく機体アンテナ利得を用いて評価を行った。(2) コマンド装置は、地上局アンテナ上下角 ≥ 3 度において 12 dB 以上とした。そのリンクマージンはミニマム・エンベロープ・アンテナパターンとそれに基づく「機体アンテナ 95 % 覆域利得」を用いて評価を行った。実際は、打ち上げから実験機分離回収に至る飛行経路において、レーダ、テレメータおよびコマンドの各地上局に対する実験機のエレベーション角は 10 度を越えており、その回線余裕基

打ち上げ形態



実験機単独形態



a. 水平断面

b. 縦断面

c. 横断面

図 6.7 トランスポンダ・アンテナパターンの基本3断面 (上：ロケット有り、下：実験機単独)

準はレーダ・トランスポンダとテレメータにおいては3 dB 以上、コマンドにおいては、12 dB あれば基準を満足する事になる。しかしながら、レーダ・トランスポンダとテレメータにおいては、地上局アンテナ上下角 >5 度以上においても6 dB 以上、コマンド装置においては12 dB 以上を設計目標値とした。

7.2 アンテナパターン試験データの校正

アンテナパターン試験データの校正は、パターン試験に用いた受信アンテナ利得の最大出力値が実機アンテナのカatalog値に相当する事から、その差を補正值として全方位の実測値に補正值を加え実機アンテナの全方位アンテナ利得として校正する。図 7.1 から図 7.9 までに、アンテナパターン測定座標系における、実験機固定座標系から各通信系地上局を見たときのエレベーション角、アジマス角、スラントレンジを示す。機体から見た地上局アンテナの方位データと機上アンテナパターンの測定データを組み合わせて当該方位における機上アンテナ利得を算出し回線計算の入力とする。利得の算出方法としては、5度の幅を持たせ θ (エレベーション)、 Φ (アジ

マス) としたとき、 $\theta \pm 2.5$ 度、 $\Phi \pm 2.5$ 度の範囲内の機上アンテナパターンの測定値データから補間により最小値を求め、この値を当該 θ , Φ 方向の機上アンテナ利得 (ミニマムエンベロップ) としてレーダ・トランスポンダとテレメータ受信機の内線計算に使用した。さらにUHFバンド・コマンドアンテナの場合、上記校正後のアンテナ利得95%値 (95%カバレッジ) を用いて回線計算を行った。ここでは測定装置のノイズフロア以下と見なされる信頼性の低いデータ部分の測定値の識別を行ってデータ処理を行った。

7.3 噴煙損失

ロケット実験機においては、宇宙科学研究所 (ISAS) のミュー M-3S II ロケットのサイドブースタであるSB-735を用いる事から、噴煙損失についてはISASの個体燃料ロケットの実績値を基本と考え、ルックアングル (機体真うしろに対する地上無線局の見通し角度) の大きいところではNASDA H-II ロケットの噴煙損失を参考とした。ただしトータル・ルックアングルについては、ロケット実験機において打ち上げロケットのノズルが約

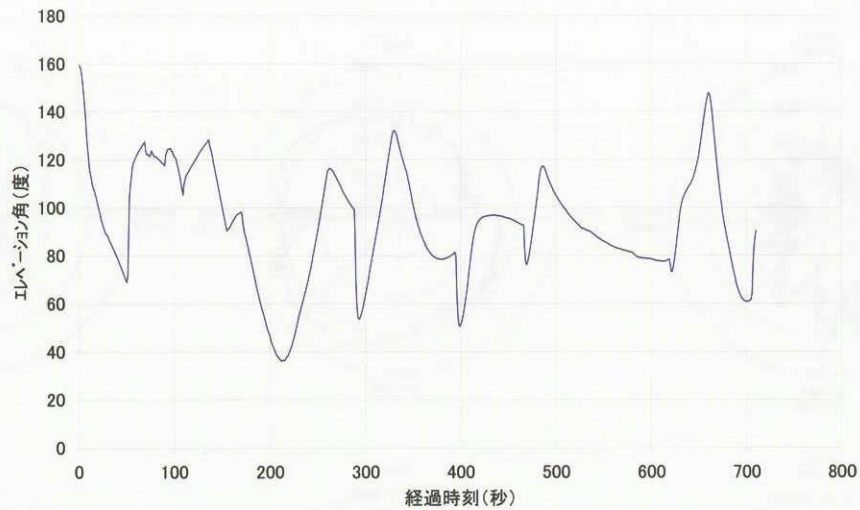


図 7.1 実験機固定座標系からIBを見たときのエレベーション角の変化

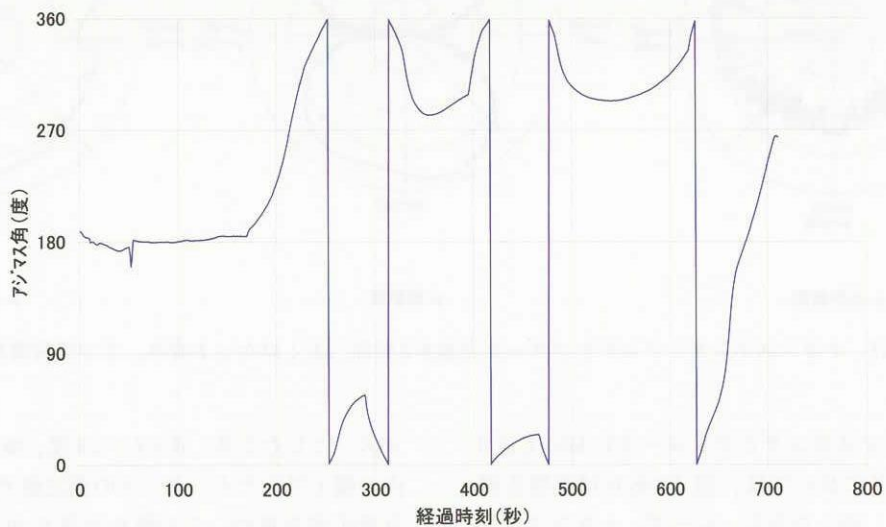


図 7.2 実験機固定座標系からIBを見たときのアジマス角の変化

3度キャントしている事を考慮している。これらの実績値から、ロケットNAL735の噴煙損失は、ISAS ST-735ロケット打ち上げ時の受信レベル計測値より、噴煙損失max 21 dB（トータル・ルックアングル ≤ 3.4 度）、3.4度 $<$ トータル・ルックアングル < 10 度においては各種既存データを解析した結果に基づき一次関数による減衰とし、10度以上においては0 dBとした。図7.10⁹⁾にその噴煙損失をモデル化した損失パターンを示す。リンク解析にはこのモデルを使用した。

7.4 回線余裕と解析結果

アンテナパターン試験結果（コニカル断面）およびロケットNAL735噴煙損失モデルを用いて、電波リンク解析をレーダ・トランスポンダ装置（Cバンド）、テレメータ装置（Sバンド）、コマンド装置（UHFバンド）の

各通信系統について、「NAL小型超音速実験機に係わる飛行安全基本要求」¹⁸⁾ならびに「NASDA回線設計基準」¹⁶⁾に基づき回線余裕の解析を行った。計算手法を代表例としてSバンドの計算手順を示す。尚ここで計算に使用したパラメータは表7.1^{9, 10)}、表7.2^{9, 10)}のとおりである。

実効放射電力 PE (dBm) は以下の式による。

$$PE = PTX - LFTX + GATX \quad (5)$$

自由空間伝搬損失 Ld (dB) は

$$Ld = 32.45 + 20 \log(f) + 20 \log(d) \quad (6)$$

(5)、(6) 式より受信電力 PRX (dBm) は

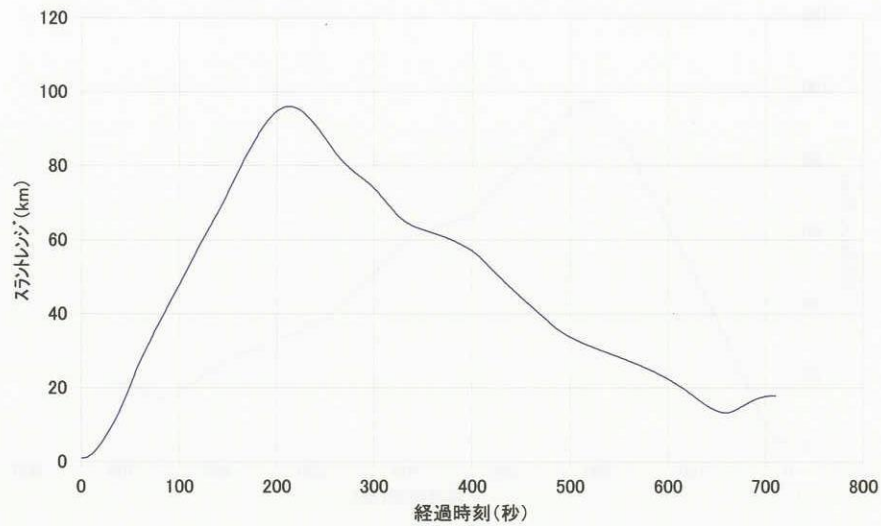


図 7.3 実験機固定座標系から IB を見たときのスラントレンジの変化

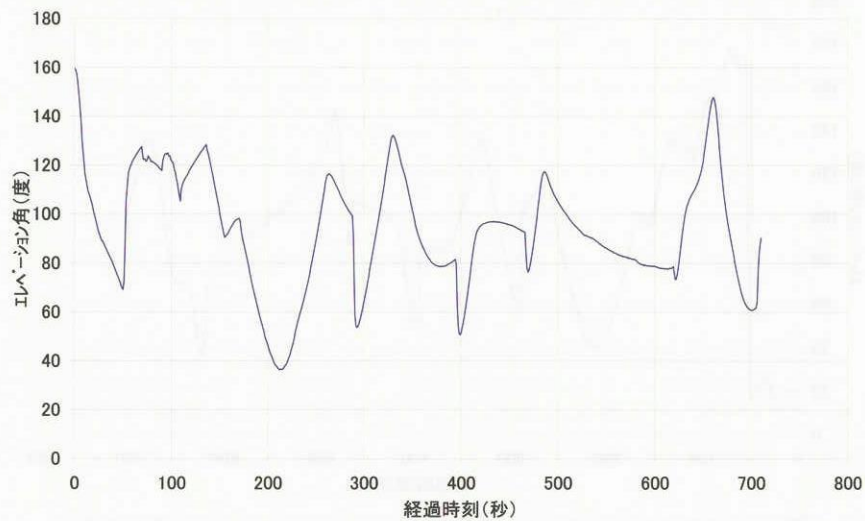


図 7.4 実験機固定座標系から R1 を見たときのエレベーション角の変化

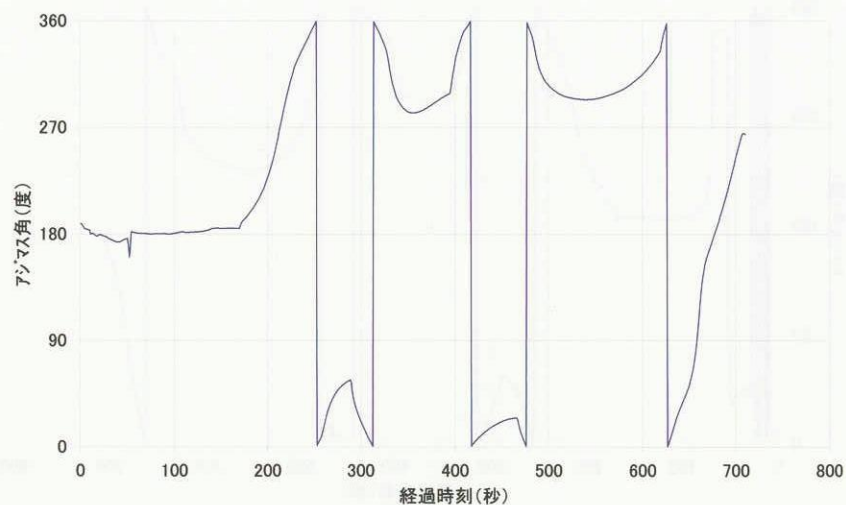


図 7.5 実験機固定座標系から R1 を見たときのアジマス角の変化

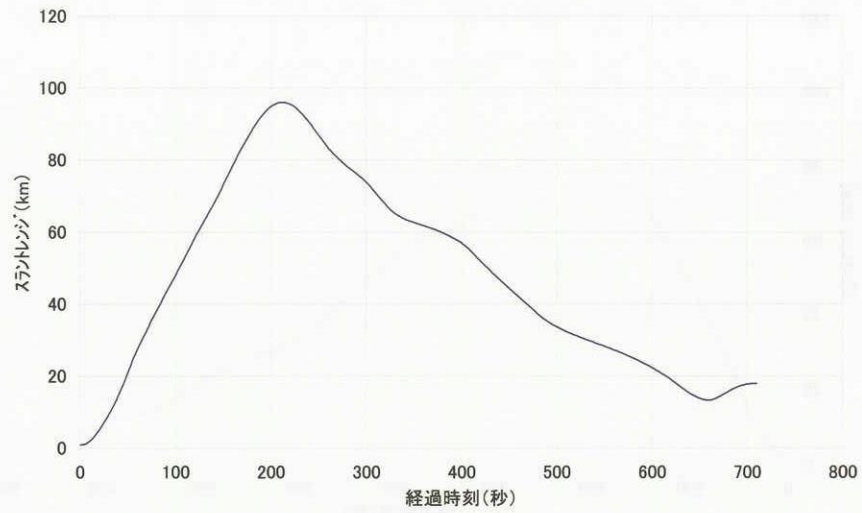


図 7.6 実験機固定座標系から R1 を見たときのスラントレンジの変化

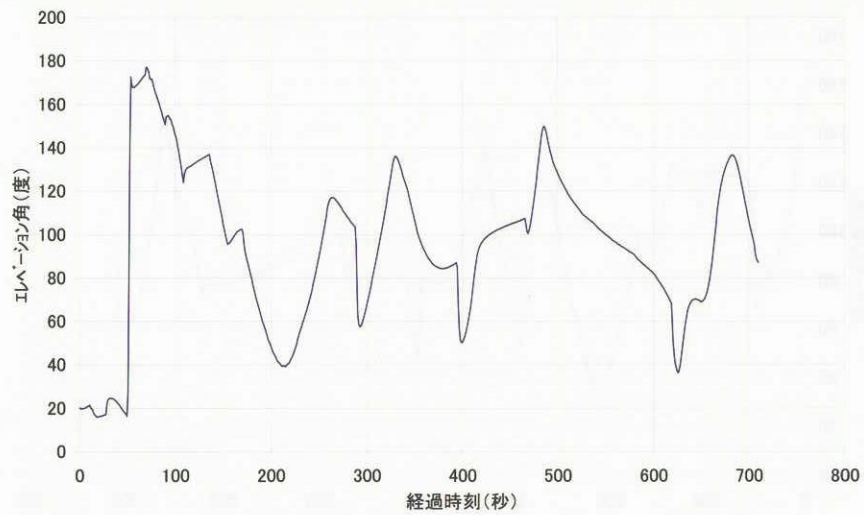


図 7.7 実験機固定座標系から R2 を見たときのエレベーション角の変化

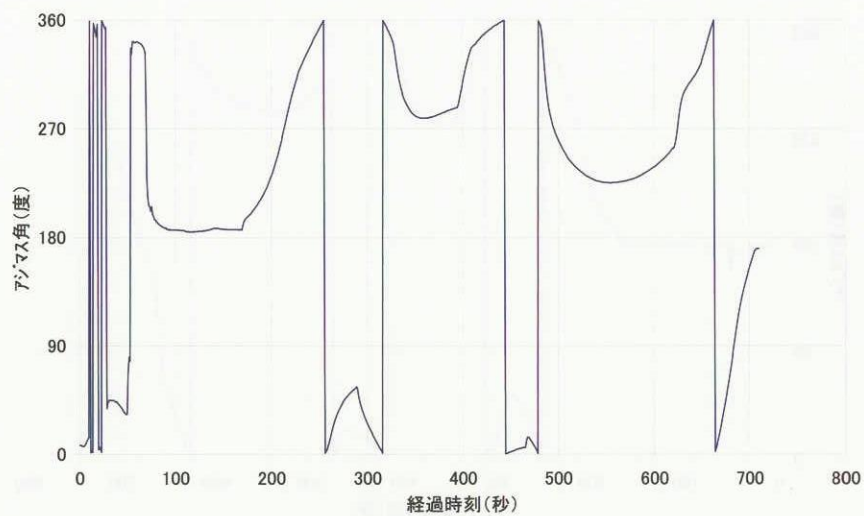


図 7.8 実験機固定座標系から R2 を見たときのアジマス角の変化

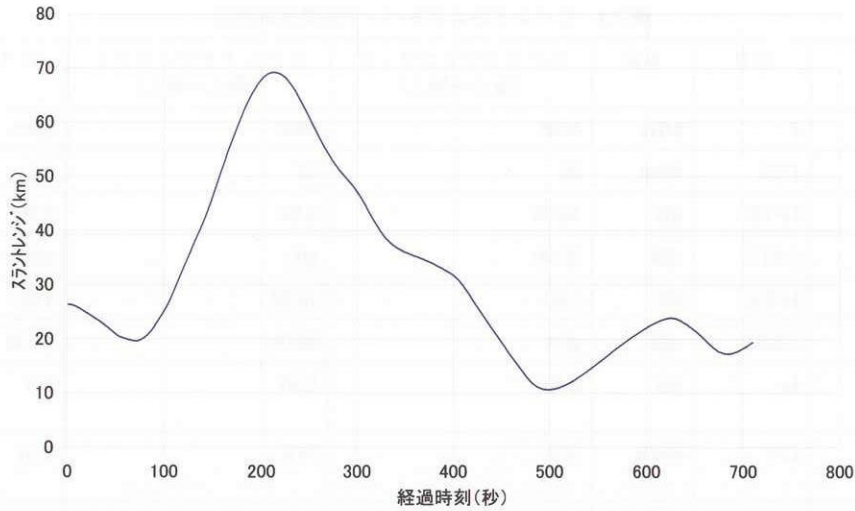


図 7.9 実験機固定座標系から R2 を見たときのスラントレンジの変化

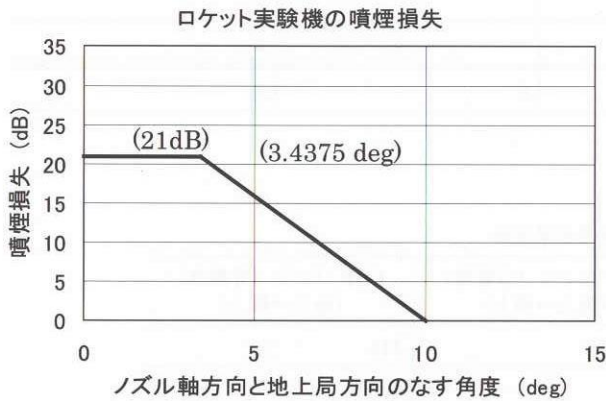


図 7.10 NAL735 噴煙損失モデル

$$PRX = PE - Ld - Lv + GARX - LFRX \quad (7)$$

(7) 式より要求搬送波対雑音電力密度 C/N_0 (dB/Hz) は

$$C/N_0 = PRX - N_0 = PE - Ld - Lv + G/T + 198.6 \quad (8)$$

ここで雑音電力レベル N_0 (dB/Hz) は

$$N_0 = kT_s \quad (9)$$

T_s : システム雑音温度 (K)

k : ボルツマン定数 ($k = 1.38 \times 10^{-23}$ (J/K))

これらより、リンクマージン Mr (dB) は次の式で与えられる。

$$Mr = Gd - Lp + PRX - N_0 - (C/N_0)r \quad (10)$$

Gd : 受信アンテナのダイバーシチゲイン (dB)

ここで Lp は図 7.10 でモデル化した打ち上げ飛行フェーズでの噴煙損失 (dB)、(6) 式の d は機上一地上局間の直線距離 (km) を表す。

7.4.1 C バンド・リンク解析結果

C バンドレーダ・トランスポンダのアップリンクとダウンリンクの回線余裕解析結果を図 7.11、図 7.12 に示す。アップリンクの場合は、全ての時刻でリンクマージン要求値を上回っている。アンテナパターンでは、部分的に Null 判定値（無効）を下回っているがこの部分は測定装置のノイズフロー以下の信頼性の低い値である。この部分はリンクマージン要求値からの余裕は少なくなるが、この時刻帯での地上局アンテナ上下角は約 7 度以上であるためリンクマージンとしては本来 3 dB でよい事から全般的にリンクマージンの要求は満足している。ダウンリンクの場合も、全ての時刻でリンクマージン要求値を上回っている。アップリンク同様、部分的に Null 判定値を下回っている箇所があるが、リンクマージンの要求値からは十分余裕がある。

7.4.2 S バンド・リンク解析結果

S バンドテレメータダウンリンクの回線余裕解析結果は図 7.13 に示すように、アンテナパターンから得られたデータは、フライトパターンの全域に亘って、測定上信頼性のある値となっている。その要求マージンは満たしているものの、テレメータにおいては最遠点と帰還経路において、リンクマージンが厳しくなる傾向にある。その他では要求値 3 dB を全て上回っている。リンクマージン 6 dB 値を下回っている時刻帯もあるが、この場合、地上局アンテナ上下角が 7 度であるため要求値としては本来 3 dB でよい事から全般的にリンクマージンの要求は満足している。

表 7.1 CバンドおよびSバンド送受信系仕様

項目	記号	単位	Cバンドアップリンク (地上→機上)	Cバンドダウンリンク (機上→地上)	Sバンドダウンリンク (機上→地上)
周波数	f	MHz	5600	5800	2285
送信機出力電力	PTX	dBm	84	57	40
送信機給電損失	LFTX	dB	10.00	3.00	3.00
送信アンテナ利得	GATX	dBi	39.00	g(t)	g(t)
受信系給電損失	LFRX	dB	3.00	10.00	1.75
受信アンテナ利得	GARX	dBi	g(t)	39.00	23.49
各種損失 (大気吸収損失)	Lv	dB	2.80	2.80	2.3
Ts に対する受信 アンテナ利得比	G/T	dB/K	N/A	N/A	1.91
システム雑音温度	Ts	dB・K	N/A	N/A	21.36
雑音電力レベル	No	dB/Hz	N/A	N/A	− 176.79
要求 C/No (sensitivity レベル)	(C/No) r Ps	dB/Hz dBm	− 65.00	− 109.00	− 90.0
ダイバーシティ・ゲイン	Gd	dB	2	—	2
回線マージン判定値	Mr	dB	6	6	6

g(t): 補間により算出した地上局方向の機上アンテナゲイン

表 7.2 UHFバンド送受信系仕様

項目	記号	単位	UHFバンド (分離前) (地上→機上)	UHFバンド (分離後) (地上→機上)
周波数	f	MHz	415	415
送信機出力電力	PTX	dBm	47.78	47.78
送信回路挿入損失 スイッチ・コネクタ		dB	− 1	− 1
送信機給電損失	LFTX	dB	− 3.8	− 3.8
送信アンテナ利得	GATX	dBi	− 1.1 (無指向性)	9 (指向性)
受信系給電損失	LFRX	dB	− 0.9	− 0.9
受信アンテナ利得	GARX	dBi	− 11.1 (g(t))	− 16.0 (g(t))
各種損失 (大気吸収損失)	Lv	dB	2.80	2.80
Ts に対する受信アンテナ 利得比	G/T	dB/K	N/A	N/A
システム雑音温度	Ts	dB・K	N/A	N/A
雑音電力レベル	No	dB/Hz	N/A	N/A
要求受信レベル C/No (sensitivity レベル)	(C/No) r Ps	dB/Hz dBm	− 105	− 105
ダイバーシティ・ゲイン	Gd	dB	2	2
回線マージン判定値	Mr	dB	12	12

g(t): 補間により算出した地上局方向の機上アンテナゲイン

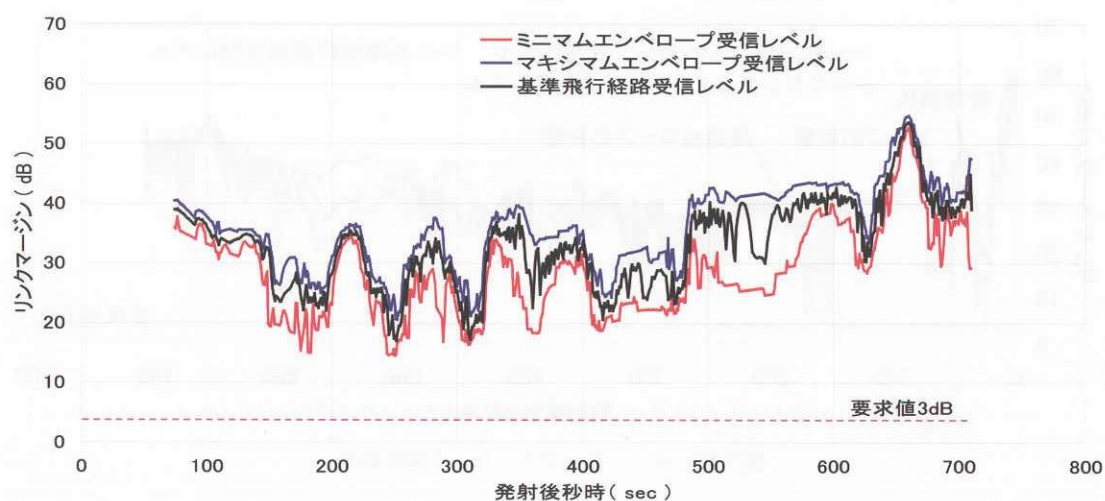


図 7.11 Cバンド・アップリンク解析結果

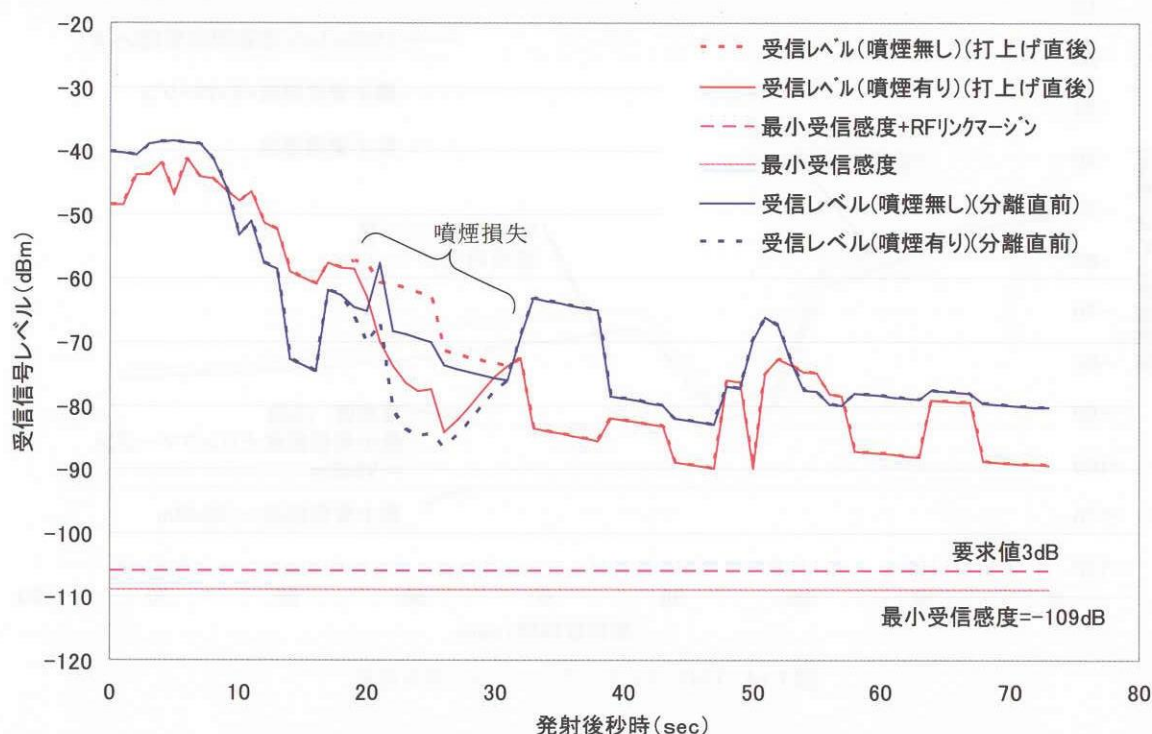


図 7.12 Cバンド・ダウンリンク解析結果

7.4.3 UHFバンド・リンク解析結果

UHFバンドコマンドアップリンクの回線余裕解析結果を図 7.14 に示す。図に示すように、全ての時刻でリンクマージン要求値を上回っている。送信アンテナ設計は、ゲインの大きい無指向性アンテナ、指向性アンテナ No. 1、指向性アンテナ No. 2 を選定した。また飛行フェーズごとに手動で切り換えて使用する事とし、重複した覆域においては冗長性を持った電波リンクが可能な設計とした。また射場および実験場外の飛行安全の観点から飛行安全限界線を越えて十分なリンクマージンが確保さ

れるよう送信出力を 1.5 倍に設計変更を行った。これらの改善により、近距離においてロケットの噴煙損失のために基準までの余裕が少ない個所はあるが、リンクマージンの要求値 12 dB は全飛行領域で満足する結果が得られた。

8. 地上確認

現地での地上確認（技術確認試験等）の目的は、(1) 実験機の完成機体を用いて各装備品間のインターフェースおよびシステム機能の確認を行う機能確認試験 (FT)、

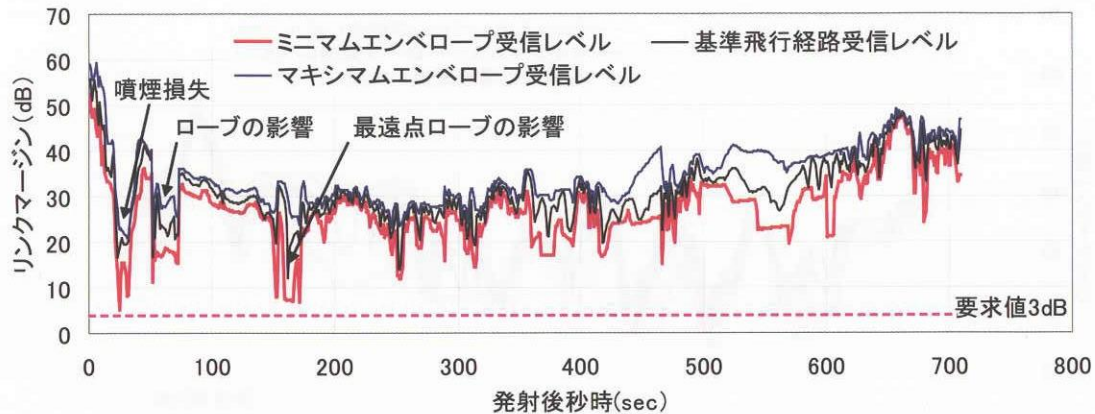


図 7.13 Sバンド・ダウンリンク解析結果

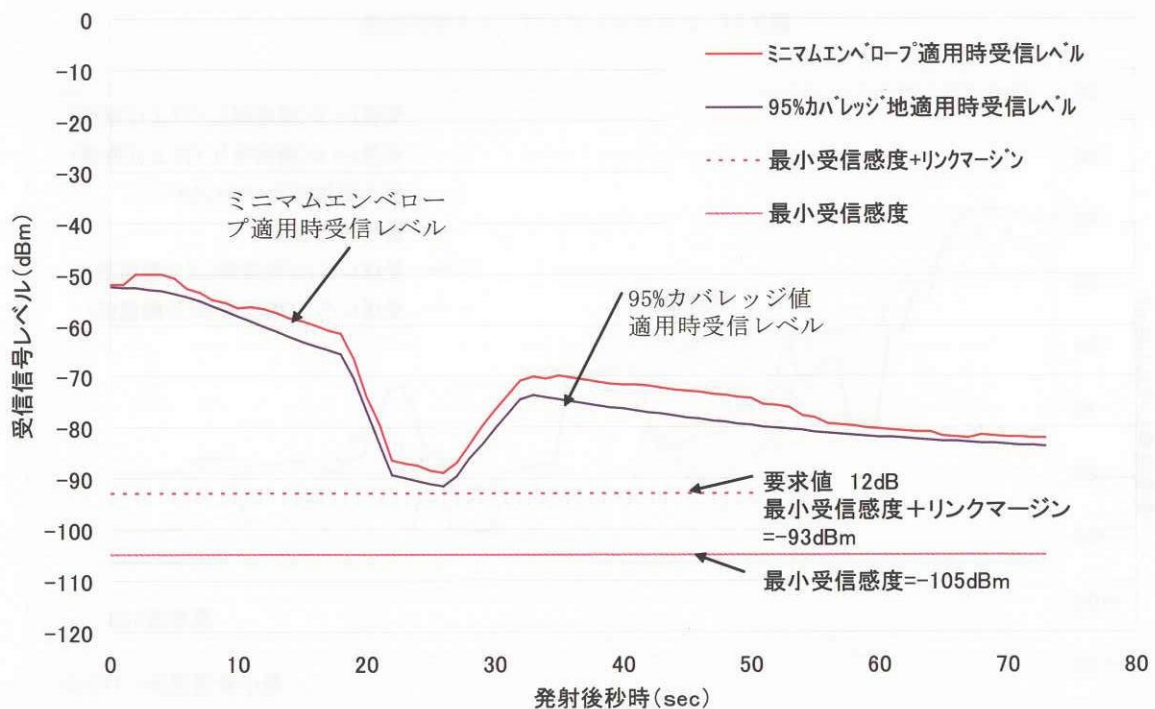


図 7.14 UHFバンド・アップリンク解析結果

(2) 同様に性能および特性の確認を行う技術確認試験(ET) (3) 射場電波環境安全性の確認を実施し、飛行前に全システムの健全性を最終確認する事である。ロケット実験機の第一回飛行実験準備作業は、平成14年2月から南豪州ウーメラWPA、Range-Eで開始され、地上技術確認試験を3月～7月に実施した。実施した項目は(1) データ処理機能確認試験、打ち上げロケットおよび地上設備(含む現地設備)を組み合わせでの(2) 全システム機能確認試験、(3) 全システム電磁干渉試験(その1)、および全システム電磁干渉試験(その2)以上3大項目の技術確認試験と射場電波環境試験解析を行った。以下にこれらの中で実施された通信系統関連の項目および試験結果概要を述べる。

8.1 データ処理機能確認試験および射場電波環境試験解析

データ処理機能確認試験は(1) リアルタイムモニタ(RTM)機能、搭載データレコーダ再生確認試験、(2) テレメータ地上アンテナ追尾機能確認試験、(3) 通信機能確認試験で、また射場電波環境試験解析は(4) LA1電界強度計測、(5) IB屋上電界強度計測、(6) レーダ運用電磁波危険区域特定、(7) RFサイレンスにより構成する。

- (1) リアルタイムモニタ機能の確認は、テレメータ用PCMデータを使用し、リアルタイムモニタ装置のモニタ機能が良好であることを確認した。
- (2) テレメータ地上アンテナ追尾機能確認は、簡易型テ

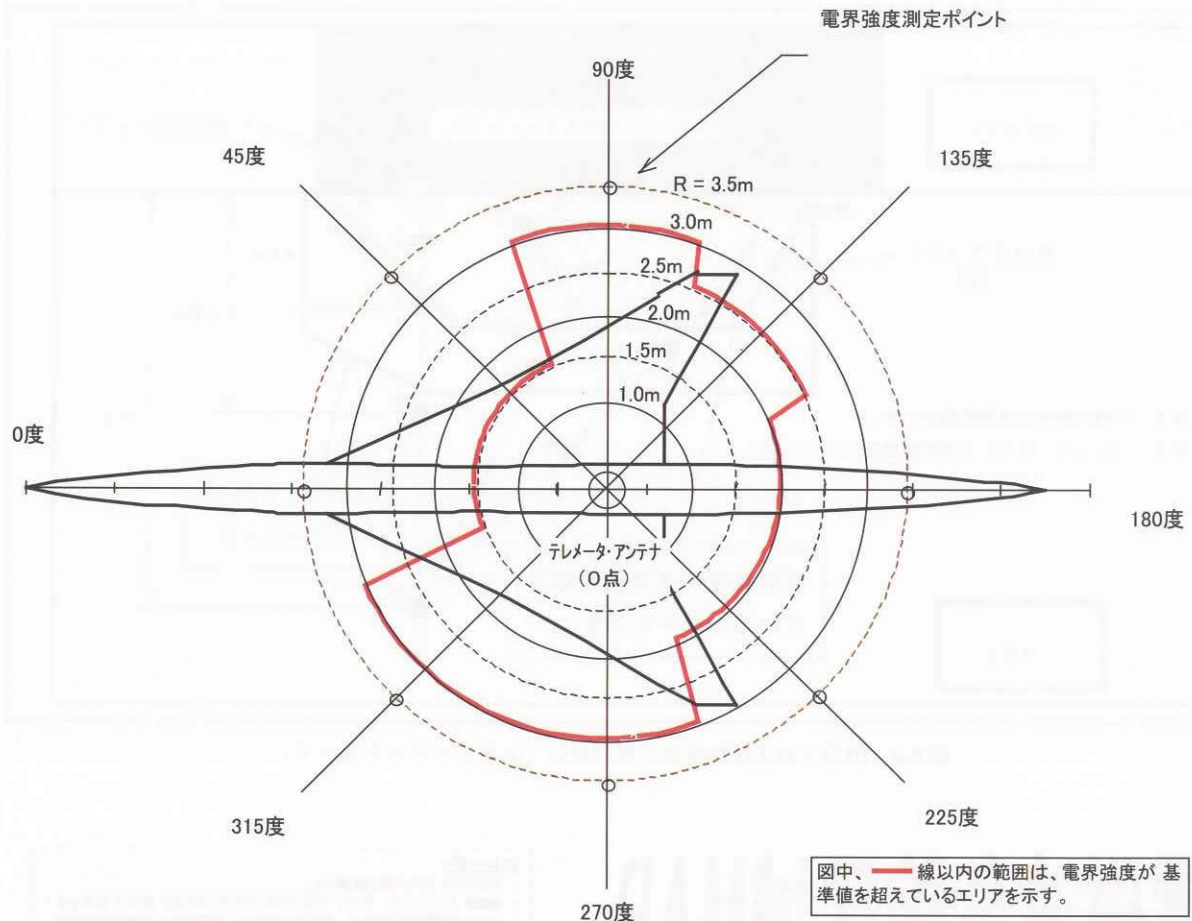


図8.1 LA1対人電界危険区域の特定 (LA1 ハザードエリア)

レメータ発信装置を地上の移動用走行車両に搭載し、追尾を行い初度アンテナ追尾機能が良好であることを確認した。後半ARA機能確認飛行試験等により、IB屋上アンテナのマルチパス励起等によるハンチング現象（約1.6 Hz リミットサイクル）が確認され、ループゲイン調整等の暫定処置を行い運用した。

- (3) 通信機能確認は、実験機から送信されるテレメータ信号をリアルタイムモニタ装置にて、良好に受信し、復調できることを確認した。またR1レーダからの質問信号に対して、実験機搭載トランスポンダが正常に応答する事を確認した。
- (4) LA1電界強度計測は、LA1における実験機搭載テレメータの電波放射時の対人電界危険区域を特定し、ハザードエリアのマーキングを行い、打ち上げ直前まで作業を行う作業員の安全を確保する目的から電界強度測定を行い、実験機周辺のハザード範囲を特定した。(図8.1)
- (5) IB屋上電界強度計測は、IB屋上に設置された非常飛行停止指令送信機アンテナによる電波放射時の対

人電界危険区域を特定し、ハザードエリアのマーキングを行うために電界強度測定を行った。(図8.2)

- (6) ARDU電界強度測定結果データに基づき、R1レーダ周辺とR2レーダサイト周辺のレーダ運用中の電磁波危険区域を特定し、そのハザードマップを掲示する事によって対人電磁波防護の安全確保を行った。(図8.3)
- (7) RFサイレンスは、元来射点においてARDUが取り決め運用している火工品に対する耐電界強度の安全基準である。この基準はロケットおよび実験機非常系と回収系火工品のハザードエリアを設定し、安全を確保するために実験場で適用されている。その内容は、R1レーダの停波、非常飛行停止指令装置送信機の停波、テレメータ送信機の停波、トランシーバの使用禁止、ロケット棟（EFS）および実験機棟（TS1）火工品貯蔵箇所から50m以内は携帯電話の使用禁止等である。さらに、より効率的な運用を行う目的から、NEXST-1実験隊通信班においても独自に、以下のような、打ち上げロケットおよび実験機の火工品に対する耐電界強度解析を行った。

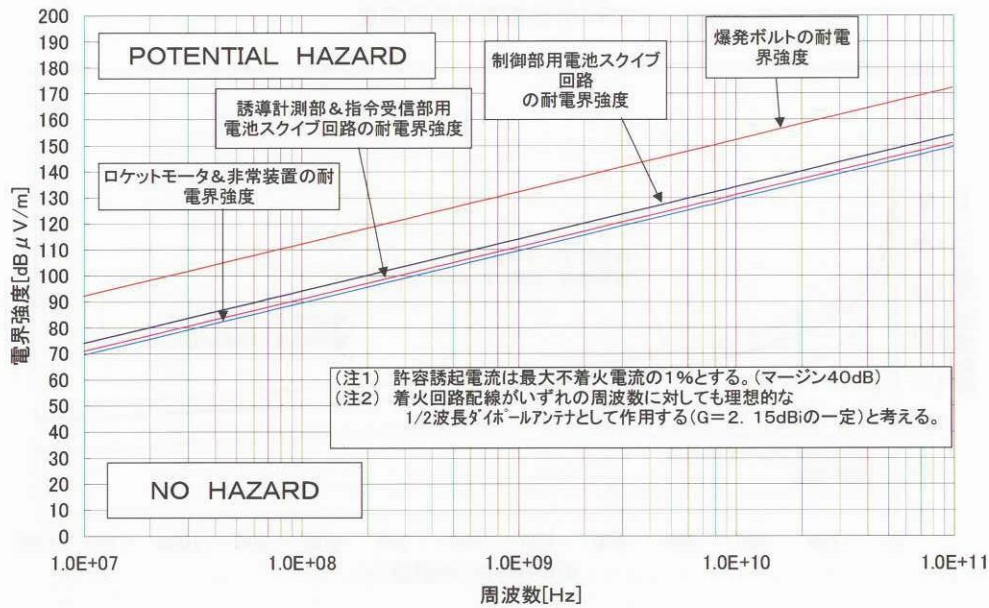


図 8.4 ロケット火工品の耐電界強度解析

R1レーダ送信時の電界強度

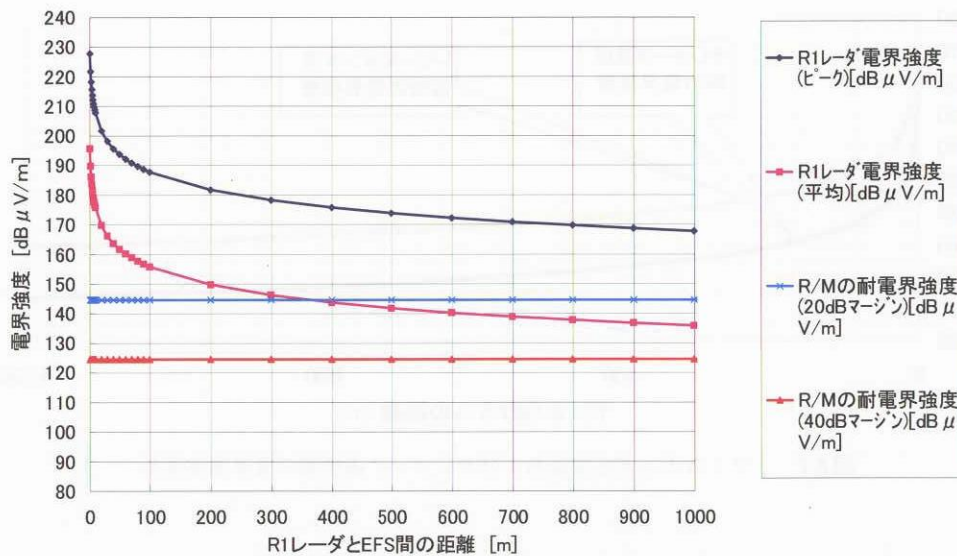


図 8.5 R1 レーダ電界強度解析

ロケットおよび実験機に儀装された火工品は、ロケットがEFSに、実験機がTS1に保管され、整備作業が行われる。即ちロケットおよび実験機が受ける電界強度は以下の式による。

$$E_i = \sqrt{120\pi \cdot P_D} \quad (11)$$

$$P_D = \frac{P_t \cdot G_t}{4\pi R^2} \quad (12)$$

ここで、

P_D : EFSにおける電磁波の電力密度 (W/m^2)

P_t : 電磁波源から出力される電磁波の送信電力（ピーク）(W)

G_t : 電磁波源のアンテナゲイン (dB)

R : 電磁波源からESFおよびTS1までの距離 (m)

この算定式により安全基準値（図8.4）を定め、ロケットおよび実験機の火工品の安全を確保するために各電磁波源（R1レーダ、コマンド送信機、トランスポンダ応答器、テレメータ送信機）について電界強度解析を行なった（図8.5、図8.6、図8.7）。これらの解析結果から、

コマンド送信時の電界強度

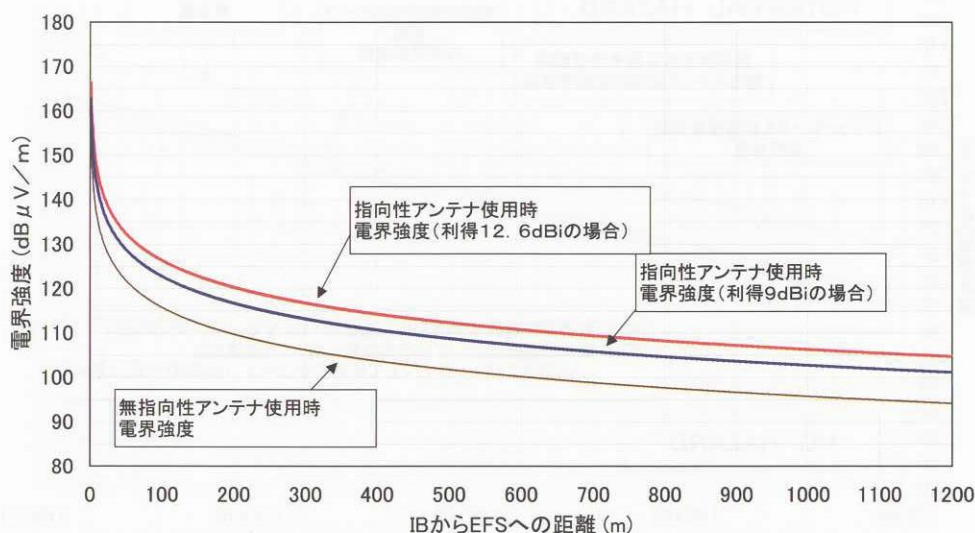


図 8.6 コマンド送信機電界強度解析

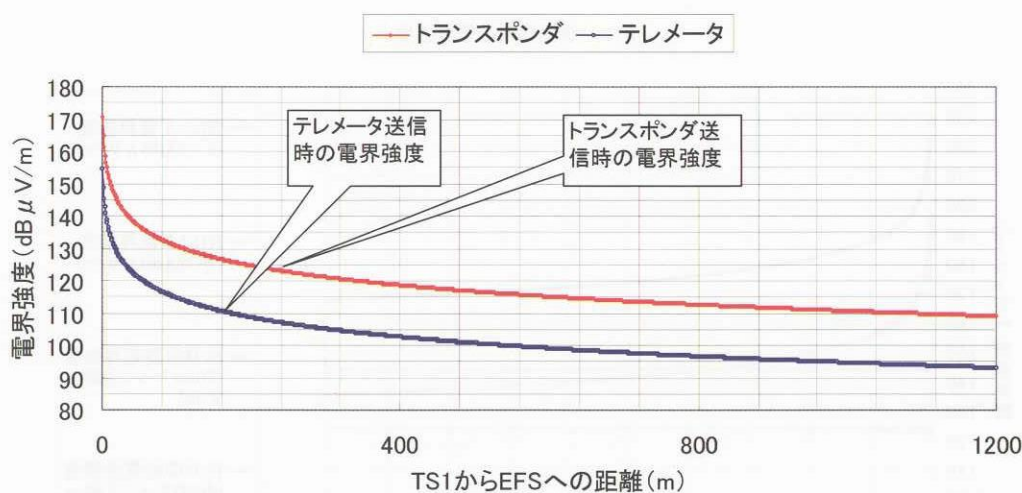


図 8.7 トランスポンダ応答器およびテレメータ送信機の電界強度解析

R1 レーダを除くいずれの電磁波源においても図 8.4 の安全基準値を逸脱しないことが検証された。以上より実験場においては、ARDU が取り決めた RF サイレンスと NEXST-1 実験隊において解析を行った安全基準値の両方を考慮し、表 8.1 の火工品耐電界強度基準を設け、火工品の安全確保を行った。

8.2 全システム機能確認試験

全システム機能確認試験の目的は、全システム間の I/F 確認、および一連の打ち上げ作動シーケンスの正常動作の最終確認である。

- (1) 試験ケースは、通常飛行ケース、打ち上げ中の非常停止ケース（地上コマンドと自動判定）、分離後の

非常停止ケース（地上コマンドと自動判定）である。

- (2) 実験機、打ち上げロケットおよび地上支援設備（含む現地設備）を組み合わせでのフライトシーケンス試験を行い、全システムの I/F を確認した。そして打ち上げから回収までの一連のシーケンスが正常に作動することを確認した。

8.3 全システム電磁干渉試験

全システム電磁干渉試験の目的は、実験機および打ち上げロケット（ランチャ搭載状態）、地上支援設備を組み合わせた全システム形態にて相互に電磁干渉による誤作動がない事を最終的に確認する事である。

表 8.1 火工品耐電界強度基準

Range- E NEXST1 RF Silence 基準設定表											
項目番号	与干渉装置		TS 1		LA1			EFS		TS 4	備考
			火工品 取付	艀装後	火工品 取付	艀装後打上 ロケット	艀装後 実験機	火工品 取付	艀装後		
1.	コマンド装置	無指向性	○	○*	×	○	○	○	○		×
		指向性	×	○*	×	○	○*	×	○		×
2.	テレメータ装 置	TS 1	×	○	×	○	○	○	○		×
		LA1			×	○	○				×
3.	テレメ視準器		×	○	×	○	○	×	○		
			10m 以内		10m 以内			10m 以内			
4.	トラボン装置	TS 1	×	○	×	○	○	×	○		×
		LA1				○	○		○		×
		TESTER		○		○	○		○		
5.	R1 レーダ		×	○*	×	○	○	×	○		×
6.	携帯電話		×	×	×	×	×	×	×		×
			50m 以内	TS1 内	50m 以内	50m 以内	50m 以内	50m 以内	50m 以内		50m 以内
7.	トランシーバ		×	×	×	×	×	×	×		×
			TS1 内	TS1 内		50m 以内	50m 以内		50m 以内		
8.	パソコン										
9.	電動ドリル			○		○	○		○		
10.	GSE			○		○	○		○		

注記：1. NEXST1 実験用与干渉送信装置のそれぞれについては電界強度計算に基づき評価。
2. *実験機シールド及び加工品 TS 1 ⇄ TS 4 移送時のシールド性能は 60 dB と仮定して算定。

- (1) 試験ケースは、通常飛行ケース（実センサ接続形態、センサ模擬フライトシミュレーション）、打ち上げ飛行非常停止ケース（地上コマンドとロケットによる自動判定）、実験飛行非常停止ケース（地上コマンドと自動判定）、打ち上げ形態模擬ケース（ランチャ射角設定 70 度）を行った。
- (2) 現地実験場の実電波環境下、実験機打ち上げロケットおよび地上支援設備を組み合わせた形態で、全システムの各系統、機器において相互に電磁干渉による誤作動が無いことを確認した。

8.4 地上確認結果

現地において、飛行実験前に行った地上確認により、以下の諸項が明らかになったり、設計の妥当性を確認することができた。

- (1) レーダテレメータ連接装置の開発製作運用により、現地レーダ測位データ変換出力（WGS84）を安全飛行監視装置に表示させる事ができ、レーダ情報を実時間で監視、非常飛行停止指令操作を RCC 内で可能とした。同時にテレメータデータ位置情報 WGS84 を ARDU レーダロックオフ時のスレープ情報として使用可能とした。
- (2) 全システム電磁干渉試験期間中、現地レーダ運用時

- に静止測位精度（KGPS 測位）および動的測位精度（バルーントラッキング、ARA 飛行試験）の評価を行なった。その結果、R1 レーダの測位精度は許容範囲である事が確認された。
- (3) ロケット実験機の無線設備・装備品（非常飛行停止指令送信機、実験機テレメータ送信機）および現地レーダから発射される電波の強度を、平成 11 年度郵政省告示¹⁹⁾ および RADHAZ SURVEY REPORT²⁰⁾、等²⁵⁾ の基準に準拠し、電界強度実測を行い、
(1) LA1 ムーブابلシュルタ（MS）内実験機周辺、
(2) IB 屋上コマンドアンテナ周辺、(3) レーダ周辺の対人電界危険区域の特定を行い、運用した。運用方法は、LA1 ムーブابلシュルタ実験機周辺のテレメータ電界強度が基準値を超えているエリアは立ち入り禁止区域を設けマーキングを行った。IB 屋上についてはコマンド搬送波出力時に 3 箇所の屋上への階段を立ち入り禁止とした。R1 レーダについてはアンテナを中心として半径 130 m、R2 レーダについては半径 85 m を電波放射時立ち入り禁止範囲とし、運用した。
- (4) 全システム電磁干渉試験において、射場電波環境にある火工品の安全性の確認のため耐電界強度解析を行ない、その耐電界強度基準を設定し、運用した。

表 8.1 に示すように、火工品耐電界強度の対象と干渉無線装置は項目番号 1.~ 10. として評価を行った。この表から判るように、ARDU RF サイレンス対象装置でもロケットあるいは実験機の作業保管形態および場所により×が○となっている箇所がある。従って射場電波環境における無線送信装置の運用においては、本基準により効率的な運用が可能となった。

9. まとめ

ロケット実験機は、ロケットブースターに実験機がおんぶされたビギーバック方式の飛行形態で打ち上げ、マッハ数 2、高度 18 km の条件で滑空飛行による飛行実験を開始し、100 km 以上におよぶ広範囲の飛行空域を飛行して帰還回収する。この結合形態のシステムは国内初のロケットと実験機を含む複雑大規模なものとして、超音速飛行実験の試みであり、その通信系に課せられた課題も大きい。本報告は、この通信系システム設計とその機能の試験解析結果について、第一回飛行実験の実施前までの状態およびデータについてとりまとめた。

- 1) リンク解析の結果、ロケットブースターに実験機をおんぶさせたビギーバック方式の飛行形態での背面、反転ロール飛行、分離後の実験機単独における最遠点での急旋回飛行など、小型・軽量送受信機およびフラッシュマウント（埋め込み式）アンテナの不利な通信条件を克服した遠距離および単一箇所の地上局での対機上通信設定が全飛行フェーズにおいて満足することを確認した。
- 2) 国内環境試験および現地での地上確認において、ロケット実験機の 3 通信系統は 200℃を越える表面空力加熱、機体表面平滑度、狭い機体装備スペース等の厳しい環境条件の設計要求を満足することを確認した。
- 3) アンテナパターン試験（その 1）の結果、打ち上げ形態での C バンドリンクマージン不足が判り、ロケット安定翼 No. 3 にトランスポンダアンテナ 1 基を追加した。これにより基準値以上の通信系のリンクマージンと飛行安全限界線までの覆域が確認された。
- 4) コマンド装置は、豪州へ提出された NAL リスクアナリシスに対する豪州リスクアセスメントを受けて、覆域が飛行安全限界線を越えて満足するように送信出力を上げ、指向性アンテナを 1 基追加し、固定式無指向性アンテナと指向性アンテナ 2 基を飛行フェーズにあわせ、切替えて使用する方式とした。この結果、本装置は、より信頼性のある、電波リンクに余裕を持ったシステムとなった。
- 5) 現地における地上確認の結果、ロケット実験機各装

備品間のインターフェースおよびシステム機能、性能および特性、射場電波環境安全性の確認を実施し、全システムが健全である事と射場電波環境安全のために基準を設定し運用した。

6) 豪州電気通信監理局に対する無線局申請の結果、約 1 年に亘る ACA との電波割当て調整を経て、南豪州におけるロケット実験機 3 通信系統の無線局免許状を豪州電気通信監理局から取得し、割当て周波数に応じた設計を行った。

7) 豪州リスクアセスメント²²⁾において、飛行実験に必要な通信系システムの成立性および飛行安全が確認された。

8) 豪州飛行安全運用計画書²¹⁾において、飛行実験に必要な通信系システムの飛行安全運用計画の確認がなされた。

謝辞

本報告ではロケット実験機の通信系統システム設計をまとめた。豪州ウーメラにおける各通信系に使用される周波数は、豪州 BAE SYSTEMS 社 Dr. Ian Tuohy 氏の協力により、豪州電気通信監理局（ACA）に電波申請を行い全ての RF 無線局ライセンスが許可された。豪州の地上レーダを基準とする飛行監視システムについて、その設計段階から現地機能確認試験および運用に亘り関係豪州政府機関との頻繁な調整と強力な支援があった。以上の様に、本設計開発の過程で必要となった各種の調整・連携などにおいて、お世話になった SSET 等の民間支援会社、さらには豪州関係各位に深く感謝申し上げたい。特に、設計・製作・試験で通信系のとりまとめをして頂いた MHI 尾関健一氏、また各系統担当の KHI 染川省吾氏、FHI 鈴木康治氏、現地豪州の調整・試験・運用において、MHI 大庭一朗氏、KHI 伊藤聖氏、に多大なるご協力を頂いた。そして、豪州飛行安全主任を務められた Nova Aerospace 社の Mr. Peter Nikoloff 氏（SOLO）、豪州 ARDU の、レーダ技術者である Mr. John Williams, Mr. Jack Herlihen, Mr. Richard Kruger, Mr. Laqpmun Leung、テレメータ技術者の Mr. John Mcinerney の諸氏にこの場をお借りして深く感謝の意を表します。

追記

第 1 回飛行実験

平成 14 年 7 月 14 日（日）に第一回 NEXST-1 の飛行実験を実施した。ロンチオペレーション開始時刻は現地時間の午前 2 : 04、発射時刻は午前 11 : 01 : 11 であった。天候は晴れ、風速 4 m/s、気温 12 度、湿度 58 % で全てが制限気象条件内の実施であった。ロケットは、点火直

後から上昇を開始したが、ほぼ同時に分離ボルトが異常作動して、実験機がロケットから早期分離し落下した。これによって実験は失敗し、その経緯と原因が原因調査委員会（相原委員長）^{追1)}により、次回実験に向けた対策方針については対策検討委員会（後藤委員長）^{追2)}によって明らかにされた。現在（2003年3月）改修設計を進めている。

通信系統に関しては、ロケット単独上昇途中において、ロケットに取り付けられていた安定翼4枚の内3枚が実験機の主翼に衝突し、ロケット制御部、ノズルスカート部と共にロケットから脱落した。ロケットから脱落した安定翼No. 2、No. 4にはコマンドアンテナが、No. 3にはトランスポンダアンテナが装備されていたが、ロケット上昇の時にNo. 3を除き何れも脱落した。その結果、ロケットの飛行追跡系統は実験機異常分離により、また非常コマンド系統は安定翼脱落により何れも機能不能に陥った。しかしながら、データ伝送系統のテレメータは、実験機バッテリーが作動を続けていた約2時間は実験機のデータを送信し続け、地上テレメータ受信機がこれを正常受信していた。これらの結果について、現地で初動調査検討として早急に取りまとめた通信系統についての資料を付録Aに示した。また、対策検討委員会報告では、通信系統の改善策として以下の3点が指摘された。

(1) 非常コマンド系統は、地上からのコマンド送信と、APによる自動機上判定との二重系統を有していた。しかし、今回の飛行実験ではAPの異常という単一故障により、ロケットモータ点火離昇時の実験機異常分離、ロケットフィンと実験機の衝突により、コマンド受信アンテナの脱落が起こり、非常飛行停止システムが機能できなかった。このような事象を排除し、早期分離を含むあらゆる故障モードにおいて非常停止機能を確保するため、APの信頼性の向上対策や分離ロジックの改善を含む、地上からの非常飛行停止機能信頼性確保の対策などを総合的に検討することが提言された。対策として、ロケット頭部への指令受信アンテナ追加等を検討する。

(2) データ伝送受信系統は、ロケットの状態データのモニタ強化、あるいはシステム状況把握の拡充を目的とした通信の改善を引き続き検討していく事が提言された。対策として、ロケットの状態データ追加ならびに飛行安全に対する信頼性の向上を目的とした低高度・近距離追尾方式の固定ワイドビームアンテナ追加等の機能付加改修等を検討する。

(3) 飛行追跡系統は、実験機異常分離により、ロケット安定翼No. 3のアンテナは実験機下面アンテナに切り換えられた。その結果ロケットの追尾は不能となった。対策としては、非常コマンド系統の提言にも述べられた、

APの信頼性の向上対策や分離ロジックの改善等を検討する。

2003年3月時点でこれらを取り込み、特に非常系統の信頼性向上を考慮した改修設計を進めている。

参考文献

- 1) 坂田公夫、他：次世代超音速機の研究開発の現状、平成13年度研究開発報告会前刷集など、2001.10
- 2) 村上義隆、滝沢 実、他：小型超音速実験機の通信系統設計、第38回飛行機シンポジウム講演集、2000.10
- 3) 滝沢 実、村上義隆、他：小型超音速実験機誘導制御系統機器の技術試験、第38回飛行機シンポジウム講演集、2000.10
- 4) 大庭一朗、津島健一、他：小型超音速実験機の誘導制御則設計、第38回飛行機シンポジウム講演集、2000.10
- 5) 大貫 武、鈴木広一、村上義隆、他：小型超音速機実験機の飛行実験計画について第36回飛行機シンポジウム、1998.10
- 6) 坂田公夫：超音速実験機について、第36回飛行機シンポジウム、1998.10
- 7) 吉田憲司、他：小型超音速機の空力設計の現状と課題、第36回飛行機シンポジウム、1998.10
- 8) MHI（名航）：NAL小型超音速実験機（ロケット実験機）の維持設計等（その2）アンテナパターン試験結果（その3）報告書、2002.3
- 9) MHI（名航）：NAL小型超音速実験機（ロケット実験機）の維持設計等（その2）維持設計書（第一分冊、第2分冊）、2002.3
- 10) MHI（名航）：NAL小型超音速実験機（ロケット実験機）の詳細設計等（その2）詳細設計書（第2分冊）、2001.3
- 11) MHI（名航）：NAL小型超音速実験機（ロケット実験機）の基本設計（その2）アンテナパターン試験（その2）結果報告書、1999.3
- 12) NEC：テレメータ受信システム（小型超音速実験機地上支援計測設備）、2001.3
- 13) MHI（FHI）：コマンドレシーバ非常系統、SST-X、装備品スペック（EQUIPMET SPECIFICATION）、1999.3.23
- 14) 吉田 孝：改訂レーダ技術、社団法人電子情報通信学会、1997.3.3
- 15) 進士昌明：無線通信の電波伝搬、社団法人電子情報通信学会、1997.6.1
- 16) 宇宙開発事業団（NASDA）：回線設計基準

- (NASDA 設計基準)、1985. 3
- 17) 航空宇宙技術研究所：小型超音速実験機（ロケット実験機：NEXST-1）設計要求、1999. 9.
- 18) 航空宇宙技術研究所：小型超音速実験機（ロケット実験機）実験等計画書、2002.1.8
- 19) 郵政省：無線設備から発射される電波の強度の算出方法および測定法、平成 11 年郵政省告示第 300 号
- 20) ARDU: WOOMERA—RADHAZ SURVEY REPORT MARCH 2001, 2002. 2 & AUSTRALIA Standard 2772.1 (Int) 1998, & RAHAZ SURVEY REPORT—WOOMERA, 2001. 4
- 21) BAE SYSTEMS: Safety and Operations Plan Final Review, 28th February 2002
- 22) BAE SYSTEMS: Risk Assessment Final Review, 7th August 2000
- 23) NAL: Risk Analysis Report (Part 1 & 2), 17th April 2000
- 24) Ian Tuohy: Aerospace Trials in the Woomera Prohibited Area, The 49th International Astronomical Congress, Melbourne, 2nd October 1998
- 25) Interim Joint Australian/New Zealand Standard 2772. 1&2: Radiofrequency field, 5th March 1998
- 追 1) 原因調査委員会（相原委員長）：小型超音速実験機（ロケット実験機）飛行実験失敗原因調査報告書、2002.10.11
- 追 2) 対策検討委員会（後藤委員長）：小型超音速実験機（ロケット実験機）対策検討報告書、2003. 1.15

付録 A. 第 1 回飛行実験通信系運用結果報告書

平成 14 年 7 月 22 日

通信班

通信系統報告書（FTA 用解析結果）

A.1 概要

7 月 14 日（午前 11 時）実施された第 1 回小型超音速無推力実験機 NEXST-1 の飛行実験において、発射直後にロケットブースタと実験機が分離し、ロケットは射点近傍に螺旋墜落し、実験は失敗した。本失敗原因説明の一環として通信系統の振る舞いについて調査および解析を行ったので報告する。

A.2 通信系

(1) R1 および R2 レーダと機上トランスポンダの電波リンク

1) 運用

- ① R1 追尾手順は、発射から 6 秒間は R1 レーダサイト屋外横に設置された OPTICAL TRACKER によりマニュアル追尾を行う。このデータは TDC へ実時間で伝送されており R1 レーダはそのスレーブ信号を用いて自動追尾を 6 秒後開始する。
- ② R2 は発射 4 秒後にロックオン可能であるのでその高度で待ち受ける。
- ③ レーダによる追尾は上記手順で R1、R2 および OPTICAL 装置を運用した（図 A.2-1 ～ 図 A.2-4）。
[補足] 飛行前レーダ機能確認は「レーダ機能確認手順書」に従い、その項目を確認し図 A.2-5 ～ 図 A.2-12 の通り正常であった。（写真撮影：Richard Kruger of ARDU, Radar Operator）

2) 時歴解析

図 A.2-13 ～ A.2-16 による。

3) FTA 反映事項

- ① R1 レーダは、OPTICAL TRACKER のスレーブ信号で Elevation, Range, Azimuth が追尾の様子を見せている（図 A.2-13, 図 A.2-15, 図 A.2-16）が、これはあくまでも Optical Tracker の人的操作量である。
- ② R2 レーダは、発射直前からオートロックを開始している（図 A.2-14）が、ロケット離昇の瞬間、実験機脱落によりロケット安定翼 No 3 アンテナは無効となった。
- ③ 実験機脱落後は、LA1 内実験機下面（上面）のトランスポンダアンテナの応答波をオートロックで追尾して終わっている（図 A.2-13）。
- ④ R1、R2 レーダは手順に従った操作で正常機能が確認された。FTA 課題としては R1 レーダ照射の

影響が検討項目になるが、既に EMI 試験で検証完了済みである。

- ⑤ R1、R2 レーダの追尾方式は両レーダともトランスポンダモードを使用した。実験機トランスポンダは TLM 同様、バッテリー電圧が途絶える約 2 時間機能していた。

(2) 非常飛行停止指令装置

1) 運用

- ① ロケット非常指令送信による飛行停止は地上指令と機上判定による。発射後飛行停止指令は発せられたがロケット安定翼 No 2,4 のアンテナで受信される機能はランチャ離脱時の両安定翼脱落により不能となった。一方機上判定は何らかの理由で AP 等が機能不良となり作動しなかったものと推定する。
- ② 実験機への指令送信は実験機がロケットから誤作動分離して地上落下後も正常機能している事が確認された。

2) 時歴解析

図 A.2-17 ～ A.2-19 による。

3) FTA 反映事項

- ① ロケット側のバッテリー 電圧および指令受信装置 AGC レベルを見る（図 A.2-17）と実験機脱落直前にロケット AGC レベル、コントロールバッテリー No1 と No2 の一時的上昇が見られる。アンビカルケーブルのロケットシャーシへの接触等で GRD レベルの変動の発生が懸念される。
- ② 39671.5 ～ 39675 (sec) の間（図 A. 2-18）実験機脱落時ロケット噴煙により実験機 AGC レベルの変動が見られる。
- ③ 実験機への非常停止指令はロケットと同時に発せられた。既に実験機は脱落、LA1 地上コンクリート上に落下静止していたが、図 A.2-18 の通り非常指令送信は正常に機能した事が確認された。
- ④ 実験機バッテリーが途絶した後の現場検証の結果、非常飛行停止機能はスタビライザが設計通り 6 度の前縁上げ舵角を取り正常に作動した事が確認された（図 A.2-19）。

(3) 機上テレメータ送信装置および地上テレメータ受信装置

1) 運用



図 A.2-1 R1 レーダサイト



図 A.2-4 R1 レーダ操作卓



図 A.2-2 光学追尾装置 (Optical Tracker)



図 A.2-5 R1 レーダ手動追尾

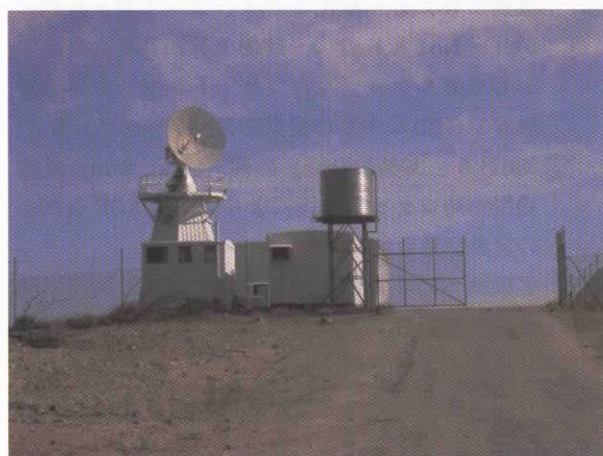


図 A.2-3 R2 レーダサイト

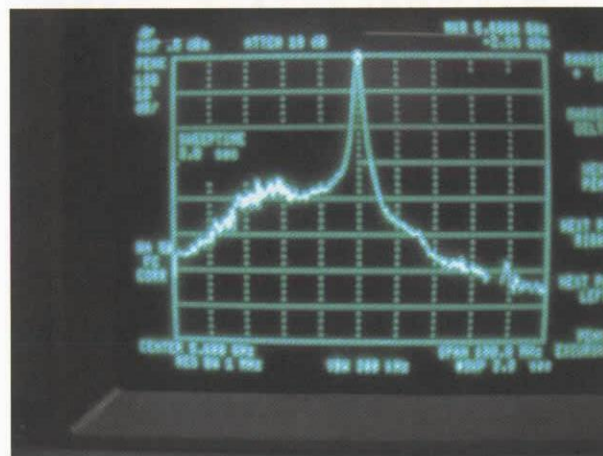


図 A.2-6 質問波パワースペクトル

① ロケット発射前から実験機脱落静止状態間の地上テレメータ受信装置のAGCレベルは72～79%にあって、テレメータ自動追尾および電波リンクに必要な受信レベルは得られており、通

信は正常であった。

② テレメータアンテナは実験機胴体上面および下面にのみ装備されており、実験機が脱落した時点でロケットデータはロケットと実験機のアン



図 A.2-7 S/N 比表示 (SNR 68dB)



図 A.2-10 パルス幅 (Second Pulse)

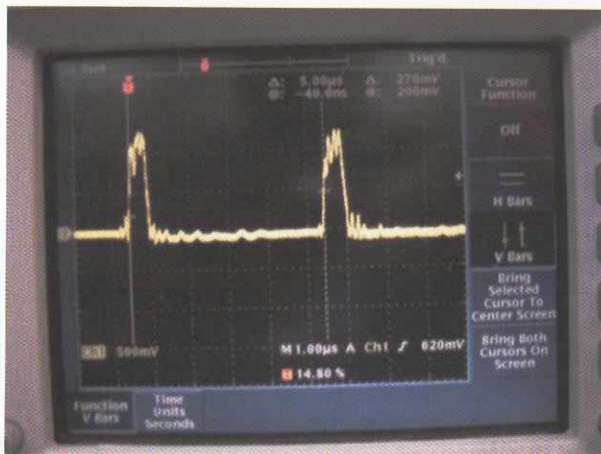


図 A.2-8 パルス間隔

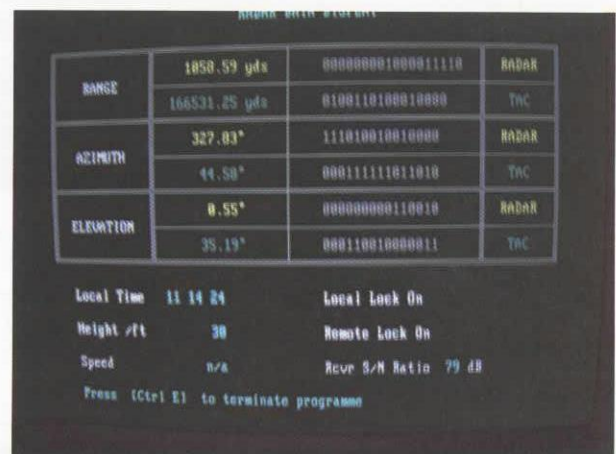


図 A.2-11 追尾状況表示装置



図 A.2-9 パルス幅 (First Pulse)



図 A.2-12 実験機脱落后の自動追尾

ビリカルコネクタの分離によって無効となった。

- ③ ロケット実験機分離、実験機脱落后も、機上テレメータ装置はバッテリーバス電圧が機能している間約2時間はデータを送信し続け、地上テ

レメータ受信機は正常にデータを受信した。

- ④ 飛行実験開始前にハンティングを起こしたIB屋上追尾アンテナ1は、クレーン確認試験等の事前調整の結果、ハンティングは改善された事が

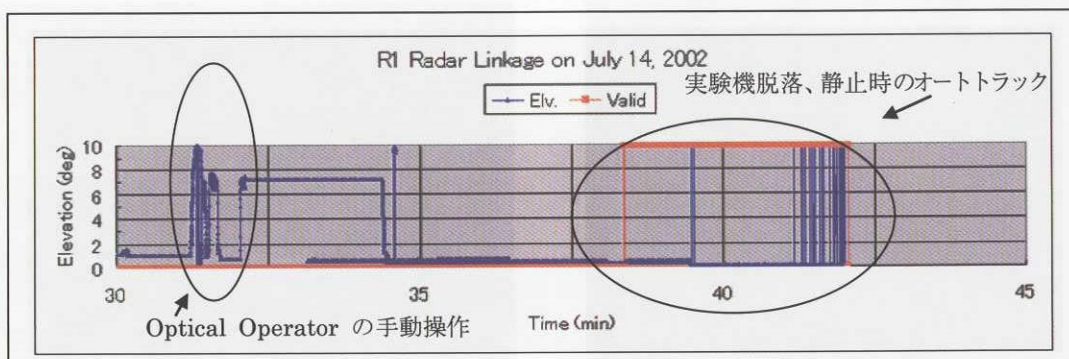


図 A.2-13 エレベーション (R1 レーダ)

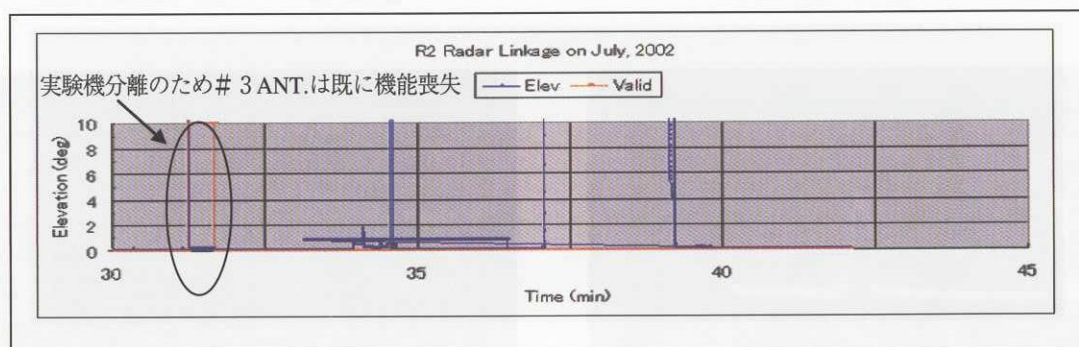


図 A.2-14 エレベーション (R2 レーダ)

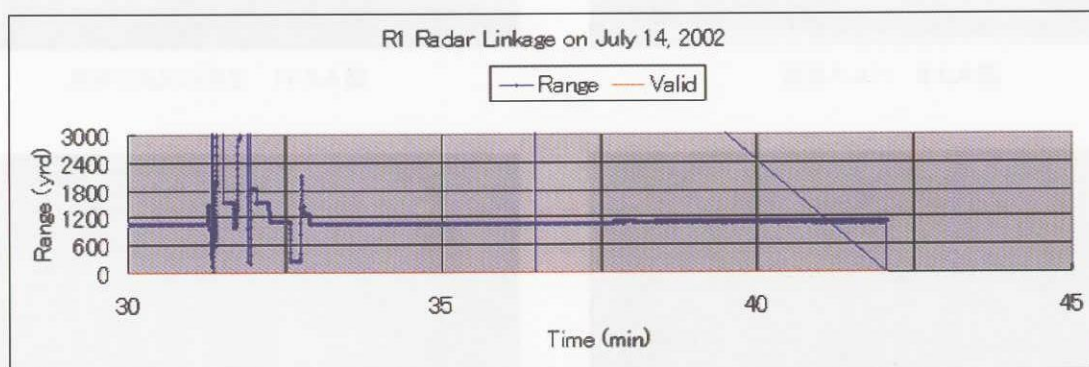


図 A.2-15 レンジ (R1 レーダ)

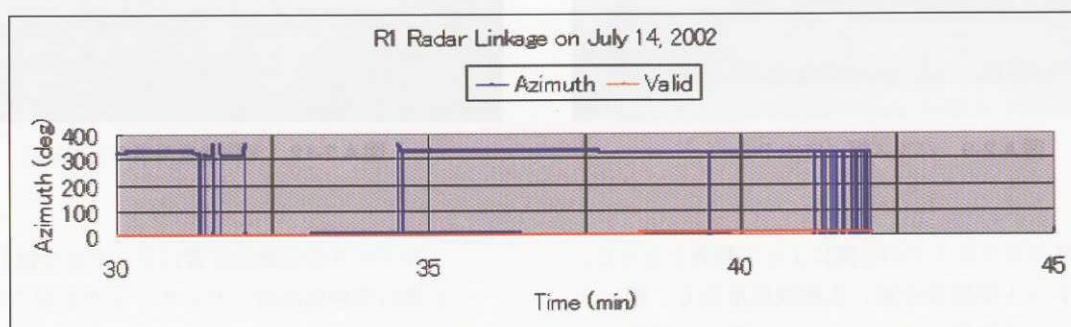


図 A.2-16 アジマス (R1 レーダ)

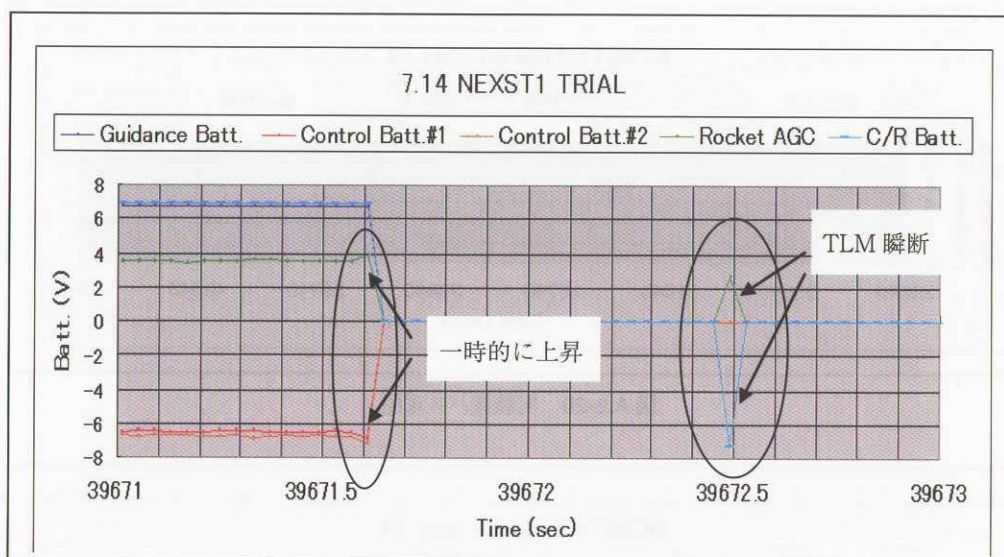


図 A.2-17 ロケットアナログデータ

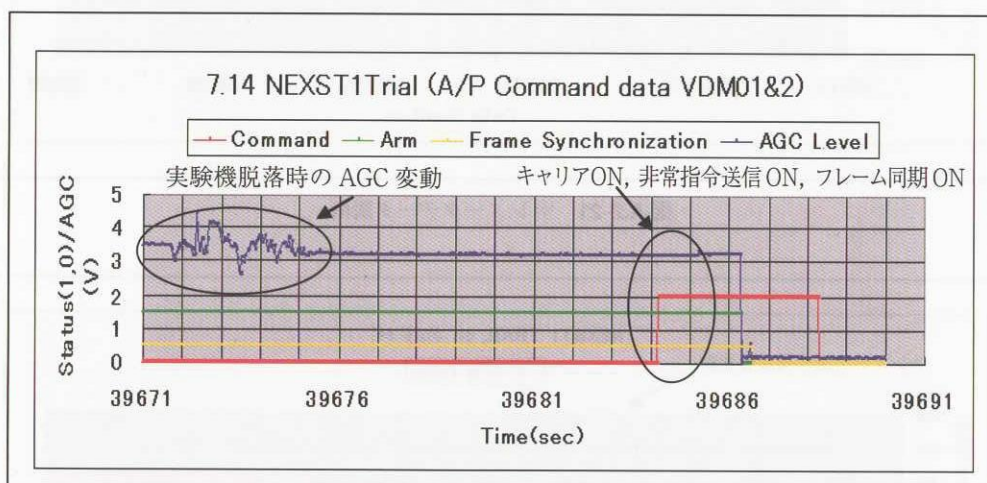


図 A.2-18 実験機指令受信装置データ



図 A.2-19 実験機非常飛行停止機能確認

確認された。

- ⑤ 現地において、テレメータ伝送フォーマットに追加したテレメータ送信機温度データ機能が正常に作動した事を確認し、送信機表面の温度データを取得した。

2) 時歴解析

図 A.2-20 ~ A.2-22 による。

3) FTA 反映事項

- ① テレメータの通信は正常に機能した。
- ② バッテリバス A から供給されるテレメータ送信機用電源は安定しているが、アクチュエータ系のバス B には分離前に電圧変動が見られる (図 A.2-20)。
- ③ ロケットモータ燃焼から実験機脱落静止の間、

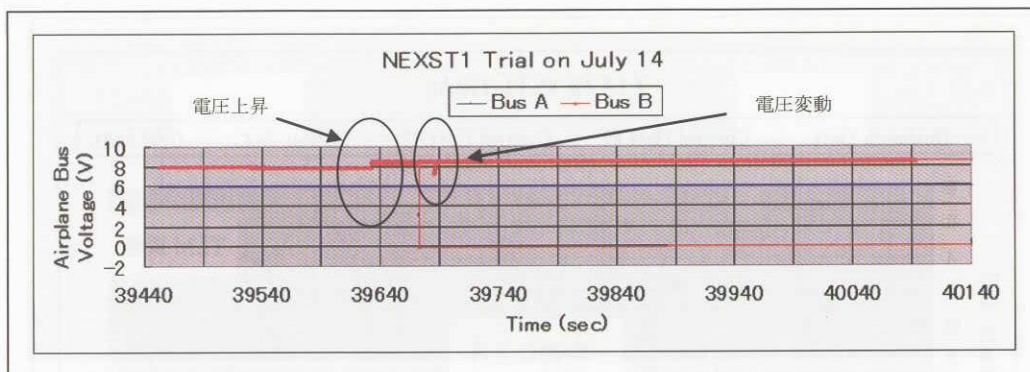


図 A.2-20 実験機バス電圧

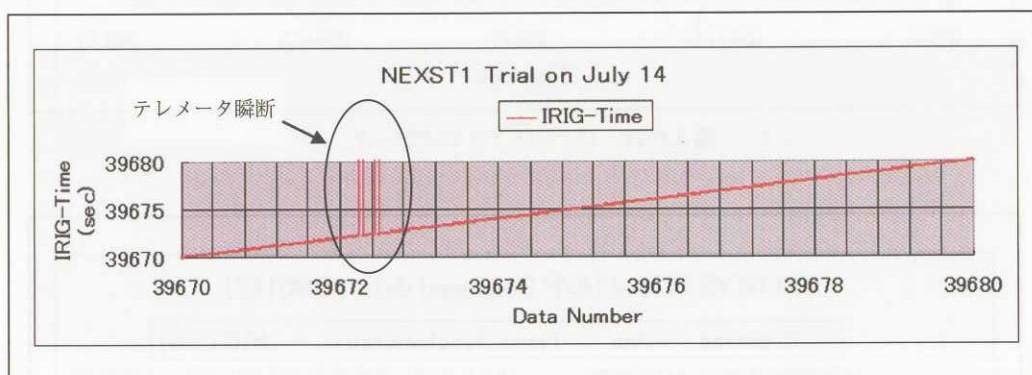


図 A.2-21 テレメータデータ瞬断

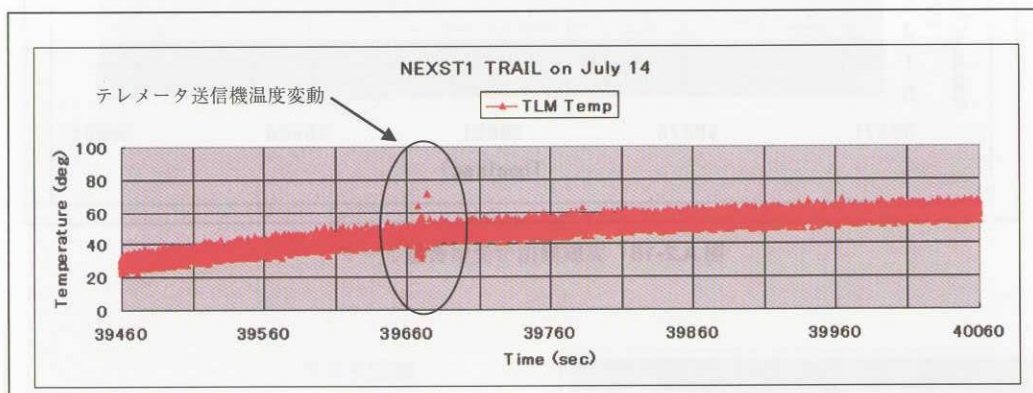


図 A.2-22 テレメータ送信機表面温度

最大60msecのテレメータ瞬断は数度ある(図A.2-21)。地表面近傍、ロケット噴煙の中の瞬断は地表マルチパスおよび噴煙損失の影響で避けられない。

- ④ テレメータ送信機の表面温度は、バッテリーが機能した約2時間で最大79.6度Cまで上昇したが制限値の85度Cを超えることはなかった(図A.2-22)。
- ⑤ 地上テレメータ受信装置のAGCはデータレコーダにアナログ信号で収録されており帰国後処理

解析を行う。

A.3 まとめ

レーダ・トランスポンダ装置、非常飛行停止指令装置、テレメータ装置の各通信系は、ロケット安定翼アンテナ脱落の影響を除くと、設計通り正常に機能した。通信系調査および時歴解析の結果、通信系が本件の原因に直接つながる要因を抽出する事はできなかった。

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA-RR-04-001

発行日	2004年10月25日
編集・発行	独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 〒182-8522 東京都調布市深大寺東町七丁目44番地1 TEL 0422-40-3000（代表）
印刷所	株式会社 東京プレス 〒174-0075 東京都板橋区桜川2-27-12

©2004 JAXA

※本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。

※本書(誌)からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡下さい。

※本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。

〈本資料に関するお問い合わせ先〉

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター



宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency