

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

小型超音速実験機（NEXST-1）通信系統設計の飛行実験検証

村上 義隆，多田 章，滝沢 実，中野 英一郎

2007年3月

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

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

小型超音速実験機（NEXST-1）通信系統設計の 飛行実験検証

Flight Test Verification of the Radio Communication Systems Design for
Non-powered Supersonic Experimental Airplane NEXST-1

村上 義隆^{*1}, 多田 章^{*1}, 滝沢 実^{*1}, 中野 英一郎^{*2}
Yoshitaka MURAKAMI^{*1}, Akira TADA^{*1}, Minoru TAKIZAWA^{*1} and Eiichiro NAKANO^{*2}

- * 1 航空プログラムグループ 超音速機チーム
Supersonic Transport Team, Aviation Program Group
- * 2 宇宙基幹システム本部 宇宙輸送プログラム システムズエンジニアリング室
Space Transportation Program, Systems Engineering Office,
Office of Space Flight and Operations

2007年3月

March 2007

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

ABSTRACT	1
1. まえがき	1
2. 飛行計画	3
3. 通信系統改修設計	4
3.1 飛行データ伝送系	4
3.2 非常指令系	8
3.2.1 アンテナ放射パターン解析	8
3.2.2 解析結果	10
3.3 飛行追跡系	13
4. システム事前評価飛行試験	14
4.1 概要	14
4.2 飛行解析	14
4.3 評価結果	17
5. 飛行実験検証	18
5.1 回線設計	18
5.2 飛行実験解析	20
5.3 受信レベル変換	29
5.4 検証手法	30
5.5 検証結果	30
5.5.1 飛行データ伝送系	30
5.5.2 非常指令系	31
5.5.3 飛行追跡系	31
5.5.4 飛行追跡系と実験機IMUの測位	32
6 まとめ	34
謝辞	35
参考文献	35
付録	36
付録A. システム事前評価飛行試験（ARA飛行試験）	37
付録A-1. ARA飛行試験報告書：Collaborative Tracking Trials During the JAXA NEXST-1 Program Woomera/ SA, August 2005, by J.M Hacker of ARA, 18 August 2005	43



写真 ロケット実験機NEXST-1のリフトオフ

小型超音速実験機（NEXST-1）通信系統設計の飛行実験検証*

村上 義隆*¹, 多田 章*¹, 滝沢 実*¹, 中野 英一郎*²

Flight Test Verification of the Radio Communication Systems Design for
Non-powered Supersonic Experimental Airplane NEXST-1*

Yoshitaka MURAKAMI*¹, Akira TADA*¹, Minoru TAKIZAWA*¹ and Eiichiro NAKANO*²

Abstract

The second flight trial of NEXST-1 non-powered and unmanned scaled supersonic experimental airplane has succeeded to acquire the data for CFD validations in a perfect mission on October 10, 2005 in the early morning at WPA (Woomera Prohibited Area) in South Australia. The radio communication systems for the trial consist of 3 kinds system of the telemeter, command and radar-transponder including ground and onboard equipment. This paper describes the results of re-designing and modifying the systems for NEXST-1 second flight trial, and explains the system function test results of the preparatory flight tests using a small test aircraft Dimona of ARA (Airborne Research Australia) equipped with GPS system. Lastly, the paper describes the comparison and validation results of the RF link designed with the flight data RSSI (Receiving Signal Strength Indication) for the 15 minutes and 22 seconds, as well as the positioning comparison between IMU and Radars. The airplane inversion was launched using the rocket booster. The analysis results of RF link include the exhaust plumes effect for the verification in the flight trial.

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

概 要

小型超音速実験機NEXST-1（以下、ロケット実験機）の第2回飛行実験は、平成17年10月10日早朝、南オーストラリア州ウーメラの実験場で実施され、CFD検証データ取得を始め全てのミッションを達成して飛行実験は成功した。

ロケット実験機の通信系統は、機上と地上を一对の通信系として、飛行データ伝送系のテレメータ装置、非常指令系のコマンド装置、飛行追跡系のレーダ・トランスポンダ装置の3つの通信系で構成されている。

本研究開発報告書においては、第2回飛行実験における各通信系の改良設計およびシステム改修について、飛行実験前にオーストラリアARA社の小型飛行機を用いて実施した各通信系装置の機能確認飛行試験の結果について述べ、最後にロケット実験機の飛行15分22秒間で得られた各通信系受信信号強度指示値（RSSI）と回線設計値の解析・比較を行い、通信系統設計の妥当性ならびにIMUと追跡レーダの測位を比較した結果について報告する。実験機は背面状態でロケットブースタにより打ち上げられる。今回線設計の検証評価ではロケット噴煙損失モデルの妥当性についても触れた。

1. まえがき

宇宙航空研究開発機構（JAXA）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、小型超音速実験機NEXST-1（以下、ロケット実験機）の研究開発は1997年概念設計着手から2005年の第2回

飛行実験までの間実施された。ロケット実験機研究開発の目的は、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、超音速実験機的设计手法として開発したCFD設計技術の妥当性を評価し、その技術を飛行実証することである。本研究開発報告（以下、本報告）は、2002年7月14日に実施したロケット実験機の第1回

* 平成19年3月1日受付（received 1 March 2007）

*1 航空プログラムグループ 超音速機チーム（Supersonic Transport Team, Aviation Program Group）

*2 宇宙基幹システム本部 宇宙輸送プログラム システムズエンジニアリング室

（Space Transportation Program, Systems Engineering Office, Office of Space Flight and Operations）

飛行実験後にとりまとめた「小型超音速機無推力実験機 (NEXST-1)の通信系統設計と地上確認(JAXA-RR-04-001)」⁵⁾の続編として、第1回飛行実験以後の改修設計から第2回飛行実験検証までのロケット実験機の通信系統設計結果についてとりまとめたものである。ロケット実験機の全体システムの基本設計については、「小型超音速実験機 (ロケット実験機; NEXST-1)の基本設計結果について (JAXA-RR-05-044)」⁶⁾を、通信系統システム設計の詳細については上記に述べたJAXA-RR-04-001の既刊行の報告を参照頂きたい。

目的とする飛行実証のための飛行実験は2回実施された。第1回飛行実験は、2002年7月14日南オーストラリア州・ウーメラ実験場WPA (Woomera Prohibited Area), WIR (Woomera Instrumentation Range)の射点Range-Eで実施されたが、ロケットブースタ (以下、ロケット) 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、飛行実験システムは、通信系統を含め見直しが行われ、次回飛行実験に向けた改修設計が行われた。改修設計後の第2回飛行実験は、2005年10月10日、同じ南オーストラリア州・ウーメラ実験場にて実施され、全ての空力計測データを取得し、飛行計画どおり実験機を回収し成功した。2006年にはその成果報告が行われ、約10年を経過したプロジェクトは、2007年3月を持って、目的とする超音速実験機の設計手法として開発したCFD設計技術の飛行実験検証を達成し完了した。

本報告はロケット実験機通信系統設計の第2回飛行実験検証結果について述べる。第2章においては、第2回飛行実験の飛行計画の概要について、第3章においては、第1回飛行実験失敗時の教訓を踏まえた信頼性向上のための幾つかの通信系統改修設計について、第4章においては、改修設計機能確認および現地測位 (追跡) レーダ (以下、レーダ) との機能および測位精度の最終確認を期す目的から、第2回飛行実験前にロケット実験機各通信装置を搭載した小型飛行機を用いて、機上・地上通信系統装置の事前総合機能確認および飛行停止指令に重要な判断装置となるレーダの測位精度確認を行ったシステム事前評価飛行試験について、第5章においては、本報告の主題となる第2回飛行実験データを用い、飛行解析による回線設計妥当性評価を行った飛行データ伝送系、非常指令系、飛行追跡系のロケット実験機3通信系の飛行実験検証結果について報告する。

ロケット実験機は、ロケットに小型超音速実験機が背負わされた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、実験機は分離後約100kmにおよぶ広範囲の飛行空域において、無人飛行機の超音速飛行実験を行った。飛行実験における通信系統は、(1) 飛行データ伝送用テレメータ送受信装置、(2) 非常コマン

ド用非常飛行停止指令送受信装置、(3) 飛行追跡用レーダ・トランスポンダ装置の機上・地上装置の3系で構成した。実験機の3通信系の設計は、200°Cを越える表面空力加熱の厳しい環境条件および狭い機体装備スペースへの機器搭載ならびに機体表面平滑度の設計要求と、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った。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機体表面平滑要求からの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通信系回線の電波リンクの成立が要求された。本報告の主題である第5章の回線設計の飛行実験検証の結果により、ロケット実験機3通信系は、上記諸技術課題を克服し、それぞれが回線余裕基準を満足し、余裕を持った電波リンクが成立、当初の設計目標が達成されたことを確認した。この事は、事前の飛行シミュレーションから得られた各地上局方向の機体固定座標変換値エレベーション角、アジムス角、スラントレンジの算定値とアンテナパターン試験から得られた受信レベルの回線設計に基づく通信系統設計が妥当であった事を示している。ただし設計段階から懸念された埋め込み式アンテナの不利益については、実験機の飛行位置と飛行姿勢角により、実験機における地上局方向の機体固定座標変換値エレベーション角90度の付近において、瞬間的に回線余裕が減少する傾向が存在することが検証され、アンテナパターン試験における計測きざみ細分化の必要性が確認された。一方M-3SIIロケットとNASDA H-IIロケットの実績からモデル化し、ロケット実験機の回線設計に用いた噴煙損失の減衰量は、推定したモデルの50%以下であり、今後さらにモデルの最適化を図る必要性が確認された。

本報告で使用する単位はSI単位系に準ずるが、現地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。

$$1 [\text{yrd}] = 0.9144 [\text{m}], 1 [\text{ft}] = 0.3048 [\text{m}], 1 [\text{NM}] = 1852 [\text{m}], 1 [\text{kts}] = 1852 [\text{m/h}], 1 [\text{deg}] = \pi/180 [\text{rad}]$$

記号

a_{84}	赤道半径 (WGS84系, m)
b	極半径 (m)
C/N_0	要求 C/N_0 (dB/Hz)
$(C/N_0)_r$	要求受信入力レベル (dB)
f	周波数 (Hz)
f_{84}	扁平率 (WGS84系)
GARX	受信アンテナの利得 (dBi)

<i>GATX</i>	送信アンテナの利得 (dBi)	GPS	Global Positioning System
<i>Gd</i>	ダイバーシティ利得 (dB)	H-pol	Horizontal Polarization
<i>g(t)</i>	補間により算出した地上局方位の機上アンテナ利得 (dB)	IB	Instrumentation Building
<i>Ld</i>	自由空間損失 (dB)	IF	Intermediate Frequency
<i>LFRX</i>	受信系の給電損失 (dB)	IMU	Inertial Measurement Unit
<i>LFTX</i>	送信系の給電損失 (dB)	ISAS	The Institute of Space and Astronautical Science
<i>LMr</i>	回線余裕 (dB)	ITU	International Telecommunication Union
<i>Lp</i>	打ち上げフェーズにおける噴煙損失 (dB)	ITV	Industrial Television
<i>La</i>	各種損失 (大気吸収損失) (dB)	JAST	Japan Aerospace Technology Foundation
<i>M</i>	マッハ数	JAXA	Japan Aerospace Exploration Agency
<i>Mr</i>	回線余裕判定値 (dB)	JSO	Japanese Safety Officer
<i>N₀</i>	雑音電力レベル (dB/Hz)	NAL	National Aerospace Laboratory of Japan
<i>PE</i>	実効放射電力 (dBm)	NASDA	National Space Development Agency of Japan
<i>PRX</i>	受信電力レベル (dBm)	NEXST-1	National Experimental Supersonic Transport -1
<i>Ps</i>	最小受信感度 (Sensitivity レベル) (dBm)	PCM	Pulse Coded Modulation
<i>Pt</i>	電磁波の送信電力 (W)	PD	Power Divider
<i>PTX</i>	送信機の実出力電力 (dBm)	R1	R1 Radar
<i>R</i>	電磁波源からの距離 (m)	R2	R2 Radar
<i>Ra</i>	実験機と地上局間の距離 (スラントレンジ)	RCC	Range Control Centre
<i>Ts</i>	システム雑音温度 (K)	RF	Radio Frequency
Γ	機体固定座標系から見た地上局アンテナの位置ベクトル (m)	RHCP	Right Hand Circular Polarization
θ	飛行姿勢ピッチ角 (deg)	RTM	Real Time Monitor
$\theta\alpha$	アンテナパターン測定断面における仰角方位 (deg)	Rx	Receiver
ϕ	飛行姿勢ロール角 (deg)	SOLO	Safety and Operations Liaison Officer
$\phi\alpha$	アンテナパターン測定断面における水平角方位 (deg)	S-Band	S-Band Frequency
ψ	飛行姿勢ヨー角 (deg)	S/N(SNR)	Signal to Noise Ratio
		SST	Supersonic Transport
		TCG	Time Code Generator
		TDC	Tracking Data Centre
		TLM	Telemeter
		Tx	Transmitter
		UHF-Band	Ultra High Frequency Band
		UTC	Coordinated Universal Time
		VDM	Video Display Monitor
		V-pol	Vertical Polarization
		WGS84	World Geodetic System 1984
		WIR	Woomera Instrumentation Range
		WPA	Woomera Prohibited Area

略語等

ACA	Australian Communication Authority
AOSG	Aerospace Operations Support Group
AP	Autopilot Computer
ARDU	Aircraft Research and Development Unit
BER	Bit Error Rate
C-Band	C-Band Frequency
CDR	Command Receiver
CFD	Computational Fluid Dynamics
DoD	Department of Defence
DSCW	Defence Support Centre Woomera
FCC	Flight Control Computer
FDM	Flight Data Monitor
FM	Frequency Modulation
FSM	Flight Safety Monitor
GL	Ground Level

2. 飛行計画^{3, 7, 9, 10, 15)}

図2-1に第2回飛行実験の飛行計画概要を示す。図中、左下打上げ形態の写真に示すように、実験機は、ロケットに背負われたピギーバック形態、背面状態の射角65度でランチャからリフトオフする。ロケット燃焼終了後、ロケットと実験機は結合背面上昇姿勢から60deg/secの

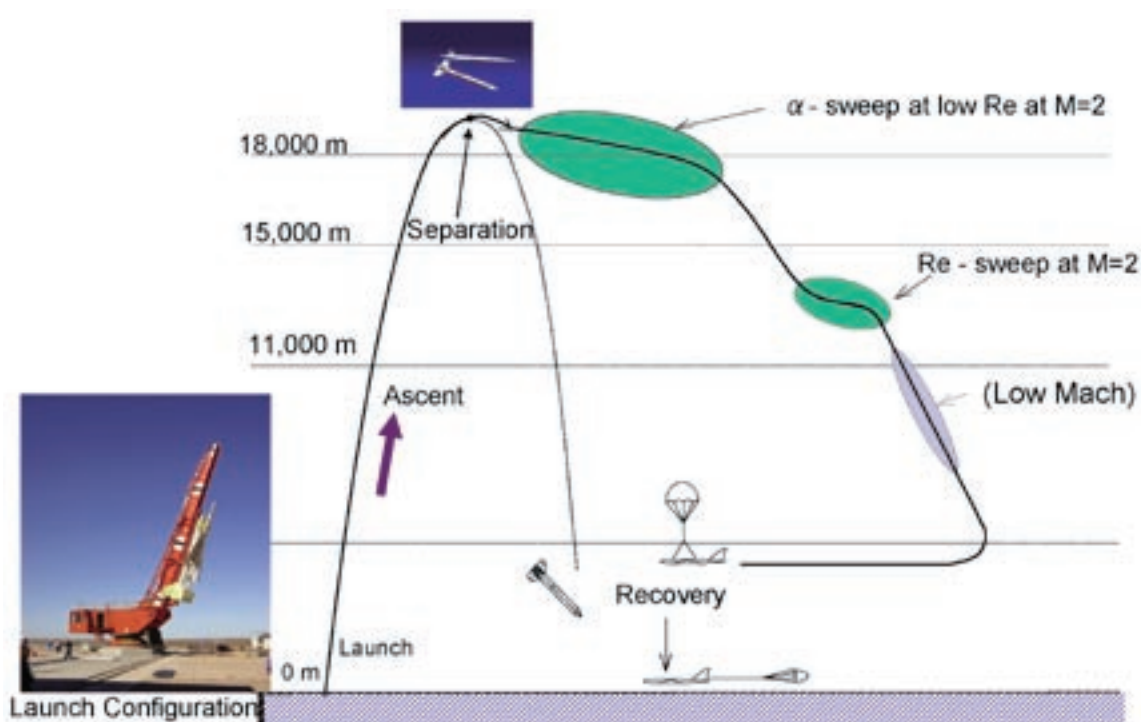


図2-1 飛行計画の概要

角速度で180度ロールを行いバンク角0度の上昇姿勢となる。およそ高度19kmの水平飛行姿勢で、実験機はロケットより分離される。分離後は、マッハ数2.02を目標に減速滑空降下により計測フェーズに投入され、計画した2つの空力計測フェーズ(α スイープとReスイープ)が実施される。計測フェーズ完了後、約高度11km、距離90kmにおいて、実験機はエネルギー調整後、180度反方位へ左旋回を行い、設計された射点から西約14kmの目標回収点に向かって動圧一定、S字経路のエネルギー調整制御を行い復路経路を飛行し帰還する。実験機は、目標回収点半径2kmの円周上空高度1500m、対気速度200ktsでパラシュートを開傘し、着地時の荷重を和らげるためエアバックを展開し着地する。

3. 通信系統改修設計

実験機に搭載した3通信系送受信装置およびアンテナ配置については、第1回飛行実験時との変更は無い(図3-1)。第1回飛行実験⁵⁾において、ロケットは点火直後上昇を開始したが、ほぼ同時に誘導計測部内の防振システムに取り付けられたロケット誘導制御コンピュータオートパイロット(AP)電源基板ホットラインの一部が、ロケット発射時の加速・振動によりグラウンドに短絡し、AP供給電源電圧が低下、APがリセットし、その結果として分離指令が発せられ、実験機はロケットより異常分離を行った。このことにより、データ伝送系の手動追尾機能を持たない地上自動追尾受信装置は

落下静止した実験機の静止データを受信し続けた。一方ロケットは、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、ロケットから脱落した。脱落した安定翼No.2, No.4には非常指令系のコマンドアンテナが、No.3には飛行追跡系のトランスポンダアンテナが装備されていたが、ロケット上昇時にはすべて機能不能に陥ってしまった。第2回飛行実験時には、これら第1回飛行実験失敗時の教訓を踏まえて、データ伝送系においては、自動追尾機能を解除しITVカメラ映像を用いた手動アンテナ制御を可能とする、(1)安全監視および信頼性向上を考慮した地上テレメータ受信装置の機能付加改良設計を、非常指令系については、(2)ロケット機上非常指令受信装置とアンテナ追加のシステム改修を行った(図3-2実線囲み箇所、破線内は既存)。そしてオンランチャ時の実験機異常分離によるトランスポンダアンテナが取り付けられていた#3安定翼脱落から機能不能に陥った飛行追跡系については、ロケット搭載オートパイロット(AP)の信頼性向上対策として、(3)オンランチャから実験機分離区間では異常分離を避けるためインターロックタイマーを付加した。本章では直接通信系統に関わる(1)、(2)の改修設計および改修後の機能確認について詳細を述べる。

3.1 飛行データ伝送系¹⁾

飛行データ伝送系は、打上げ時の噴煙損失、マルチパスによるロックオフ対策として、地上テレメータ受信装



図3-1 実験機アンテナの配置



図3-2 通信系装置とアンテナの配置 (打上げ形態)

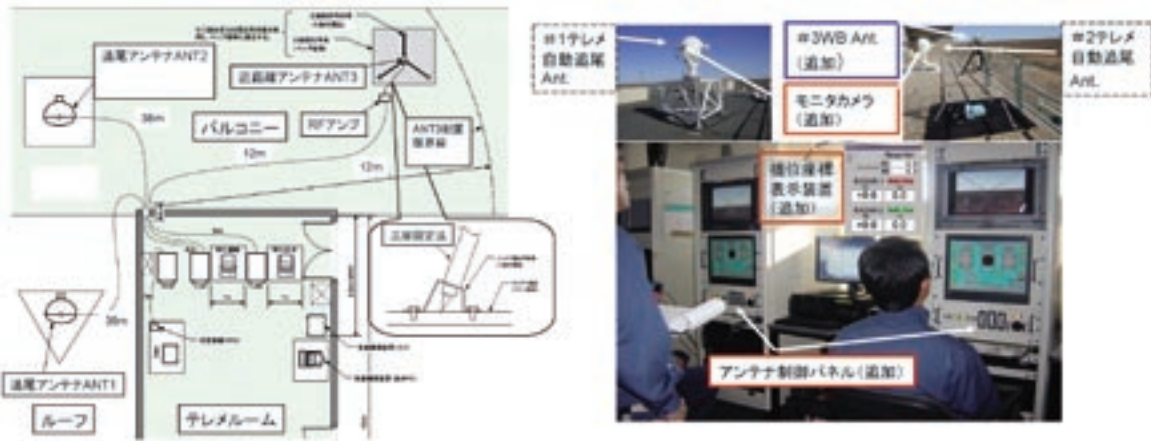


図3-3 地上テレメータ受信装置とアンテナ

置に、低高度・近距離追尾方式の (1) 固定ワイドビームアンテナ、(2)再追尾のための手動アンテナ制御装置、(3) 固定ワイドビームアンテナ追加に伴うコンバイナ装置の追加 (4) ITVカメラ付加、(5) 再捕捉用の機体位置座標表示装置の追加、および関連機能付加改修を行った。図3-3に実験棟IB (Instrumentation Building) に設置後の配置 (右写真の実線囲み部分が追加、破線内は既存) を、図3-4ブロック線図にそのシステム改修箇所 (追加、交換)、既存箇所を示す。

(1) 固定ワイドビーム近距離アンテナ (ANT3) は、既存の屋上アンテナ (ANT1)、バルコニーアンテナ (ANT2) での近距離自動追尾におけるロックオフ対策として追加した。ANT3で受信したRF信号の周波数は、マイクロ波であるためRFケーブルによる減衰が大きい。従って、RFアンプをRFケーブルによる減衰を補うためにアンテナの直後に挿入した (図3-4)。RFアンプは屋外での使用を考慮し、防滴、防塵構造とした。この近距離アンテナの追加に伴い、受信系の切替のため「受信制

御パネル1, 2」および「RX3用PC (受信モジュール3を含む)」を追加 (図3-4)。アンテナは付属の三脚によりANT2とダイバーシチをとる目的からIBのバルコニーへ設置し、ANT3で受信した信号はRFアンプモジュールを介し、RX3用PCの受信モジュール3に接続するシステムとした (図3-4)。図3-5にANT3とRFアンプの設置外観図を、表3-1にその諸元を示す。打上げ時、自動追尾アンテナANT1、ANT2のロックオフ対策として追加したANT3の回線設計 (リンク解析) 結果を図3-6に示す。図中のマージン判定値は5.1節回線設計で後述する回線余裕基準値を示す。改修設計通り、打ち上げ時20秒間の近距離の覆域が確保されていることを確認した。

(2) 手動アンテナ制御装置は、追尾アンテナであるANT1およびANT2を図3-3のパネル1, 2にあるジョイスティックを用いて手動で操作することができる。ジョイスティックの操作を行うときは、パネルの左にある「JOYSTIC」スイッチをONにすることにより有効となる。各アンテナで受信した信号レベルは、パネル中央にあ

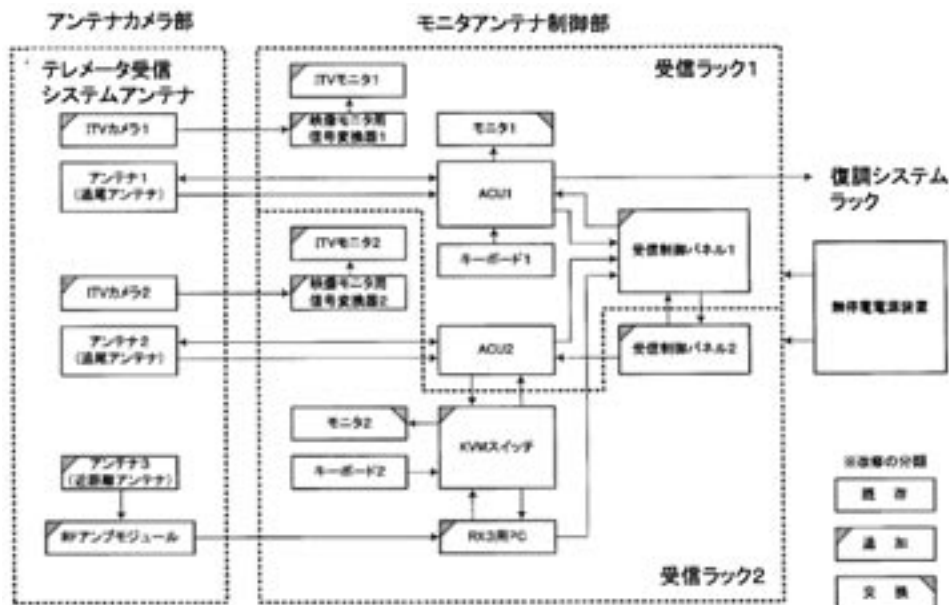


図3-4 地上テレメータ受信装置改修ブロック線図



図3-5 ANT3とRFアンプの設置外観

表3-1 ANT3とRFアンプの仕様

Item	Specification
(1)Antenna	
Frequency	2285MHz
VSWR	Below 1.5:1
Beam Width	55 degrees
Antenna Gain	Above 9.0 dBi (within beam width)
Antenna Directivity	Width beam directional
Antenna Polarization	R.H.C.P
(2)RF Amp Module	
Frequency Range	1700MHz～2400MHz
Gain	Above 20dB
Noise Figure	Below 2dB
Input Impedances	50 Ω
Output Impedances	50 Ω

るメータによって受信強度をモニタすることができる。このモニタしている受信レベルによって、ラック1ではアンテナ1とアンテナ3の切替がパネルにあるスイッチで行え、ラック2ではアンテナ2とアンテナ3の切替がパネルにあるスイッチで行うことができる。図3-7に手動アンテナ制御装置の外観図を、表3-2にその諸元を示す。

(3) コンバイナ装置は、ANT1, ANT2およびANT3で受信したRF信号をそれぞれの受信モジュールにより、IF信号に変換する。得られたIF信号(3系統)のうち、受信制御パネルで選択した2系統分のIF信号を用いて位相合成した信号を出力する。固定ワイドビームアンテナ追加に伴いコンバイナ装置を追加した。表3-3にその仕

様を示す。

(4) ITVカメラは、ANT1およびANT2の追尾パラボラアンテナの架台に取付け(図3-8)、アンテナのビーム方向の映像信号を取得する。運用条件等により、画角をズームレンズにより変更することができる。近距離においてはアンテナが目標を追尾しているかどうか簡単に視認でき、再捕捉が必要な場合には、受信制御パネルのジョイスティックを用いて、マニュアルによる操作を行うことにより、アンテナのビーム中心をモニタ画面の所望の方向に向けることができる。図3-8にITVカメラの取り付け外観図を、表3-4にその仕様を示す。

(5) 機体位置座標表示装置は、レーダによる位置情報とテレメータによる位置情報をリアルタイムで取得し、相

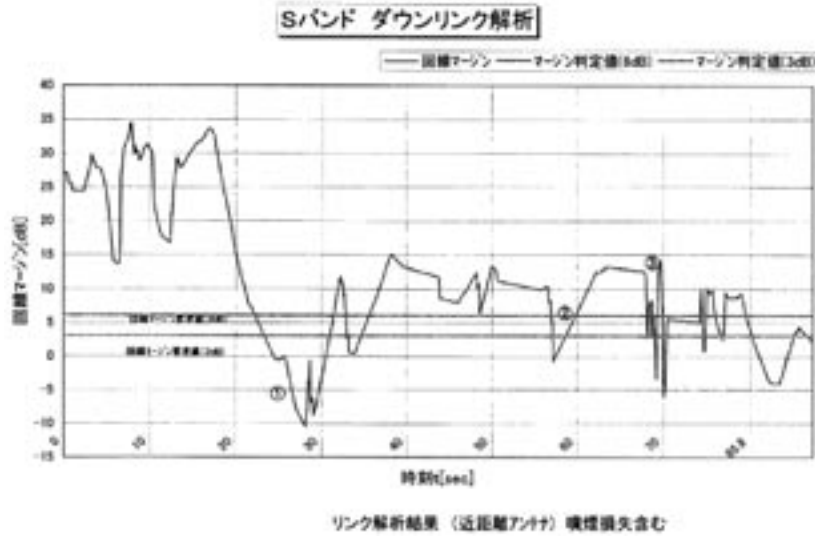


図3-6 追加距離固定アンテナのリンク解析



図3-7 手動アンテナ制御装置の外観



図3-8 ITVカメラの取り付け外観 (ANT1)

表3-2 ジョイスティックの仕様

Item	Specification
Antenna Switching	2 Ways (push on-off Switch)
Antenna Control	2 Axis Control (AZ/EL)
Joystick Control	on/off by the stick

表3-3 コンバイナの仕様

Item	Specification
Frequency	2200 ~ 2400MHz
Wave Type	FM Modulation
Band Width	Above 5MHz
Minimum Receiving Level	Below -90dBm
Gain	28dB
PCM Multiplexing Output	
・ Number of Signal	1
・ Data Rate	1Mbps Max
・ PCM Signal Formal	RNRZ-L
・ Signal Level	0.25V ~ 20V p-p
Number of System Receiving	2+1 System

表3-4 ITVカメラ装置の仕様

Item	Specification
(1) Camera	
Imaging Device	Interline 1/2 inch CCD
Effective Picture Elements	768(H) × 494(V)
Definition	Horizontal 480 line, Vertical 350 line
Picture Output Method	NTSC
(2) Lens	
Focal Length	7.5mm ~ 75mm (manual)
Bore Ratio	1.7(7.5mm) ~ 2.3(75mm)
Angle of the Camera Eye (7.5mm)	Width 46.2° × Height 35.4°
Angle of the Camera Eye (75mm)	Width 4.6° × Height 3.5°
Focus	Manual
Iris	Automatically

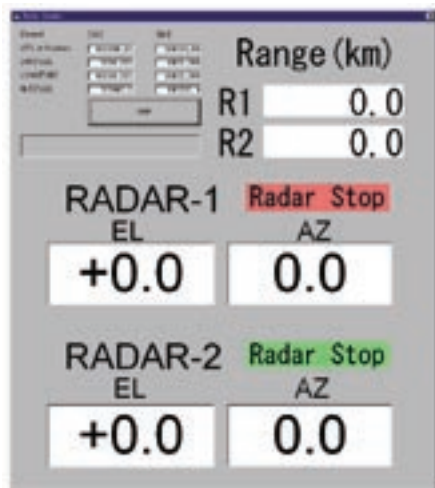


図3-9 機体位置座標表示画面



図3-10 国内完了検査

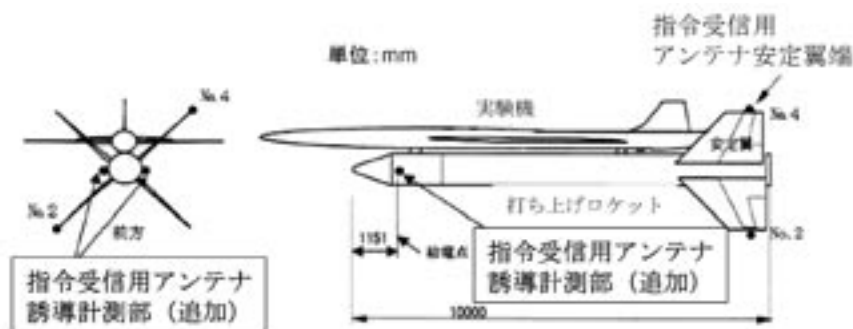


図3-11 ロケット指令受信アンテナの追加

互にデータを伝送する機能を有する飛行情報接続装置⁵⁾の情報を元に、テレメータ・アンテナの方位を計算し、リアルタイムで画面に表示する。本表示装置は、自動追尾アンテナ ANT1、ANT2 がロックオフした際、ジョイスティックによるアンテナのマニュアル操作により飛行位置を再捕捉し、自動追尾に復帰させ、ロックオフ時の操作性を向上させる事を目的に追加した。図3-9にその表示画面を示す。

地上テレメータ受信装置の機能付加改修製作作業後、アンテナ切換試験、近距離アンテナ性能確認試験、ITVカメラシステム操作性確認試験、ハンチング確認試験等の国内完了検査を平成16年6月24日～25日に実施し(図3-10)、正常に機能することを確認した上で、平成17年4月豪州へ輸送を行った。オーストラリアの実験場においては平成17年7月から現地設置作業を行い、8月のシステム事前評価飛行試験において、総合機能確認を行い、正常に作動することを確認し、10月の飛行実験に供した。

3.2 非常指令系¹⁾

非常指令系は、第1回飛行実験時のロケット安定翼(翼

端アンテナ含む)脱落による機能不能教訓から、早期分離を含むあらゆる故障モードにおいて、地上からの非常飛行停止機能信頼性を確保し、ロバスト性を向上するため、ロケット頭部の誘導計測部両側へ指令受信アンテナ2個(図3-11)を、誘導計測部内へ指令受信装置1台を追加した。アンテナの追加に伴う模型を用いたアンテナパターン試験は経費削減と改修期間短縮のコストミニマムを図るため実施しなかった。回線設計成立評価はCATIAを用いたアンテナ放射パターン解析法により成立性を評価した。手順は、既存の模型アンテナパターン試験データとモデリング/メッシング解析の結果を比較し、その解析法の妥当性を確認した上で、追加アンテナに対してロケット実験機のモデリング/メッシングを適用したアンテナパターン解析を行った。以下にその解析手法と解析結果について述べる。

3.2.1 アンテナ放射パターン解析

(1) 解析の妥当性

第1回飛行実験前にロケット実験機25%模型を用い実測したアンテナパターン試験結果と同一条件にて解析を実施し、アンテナパターン試験結果とアンテナ放射

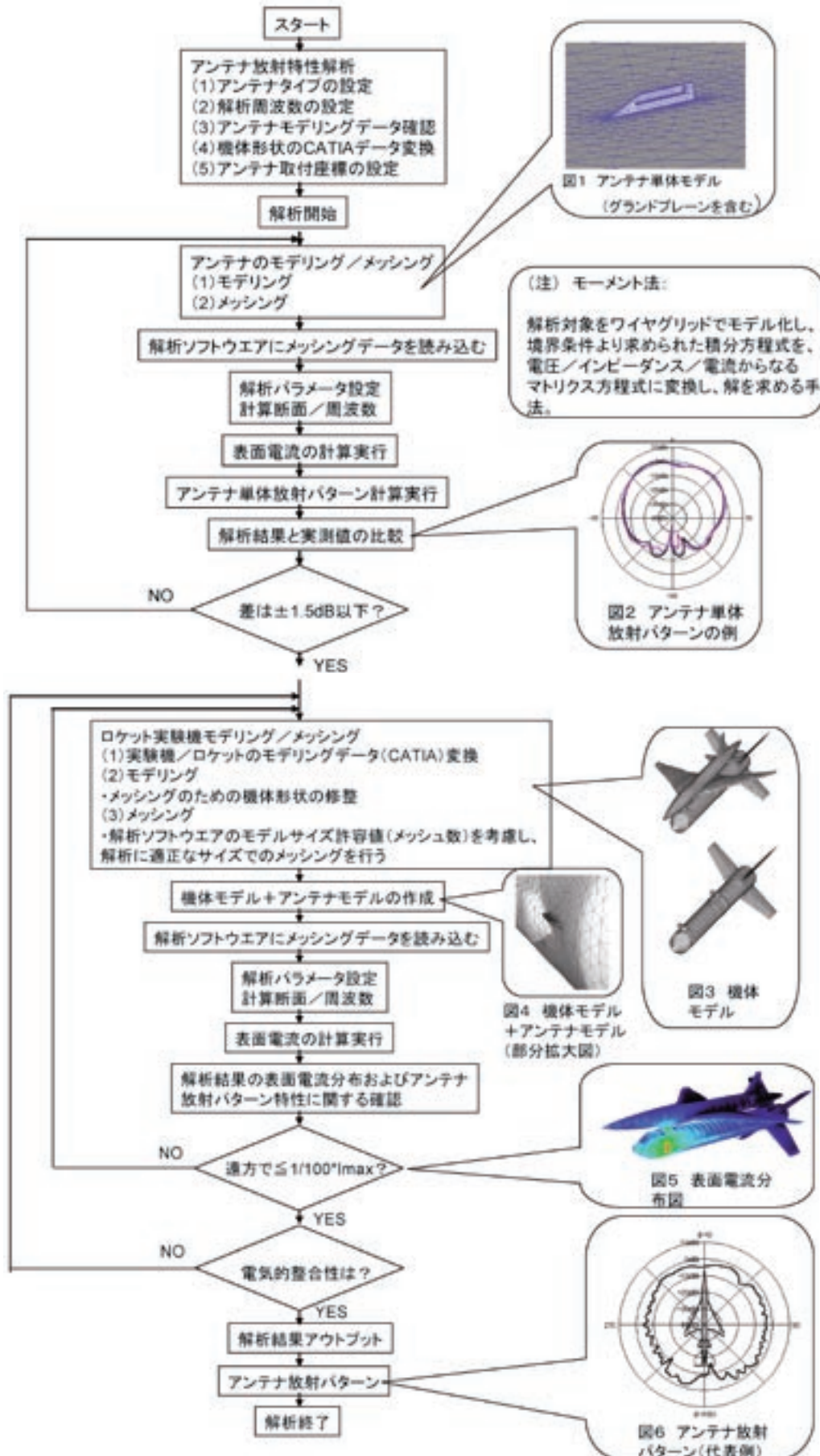


図3-12 アンテナ放射パターン解析手法の流れ図

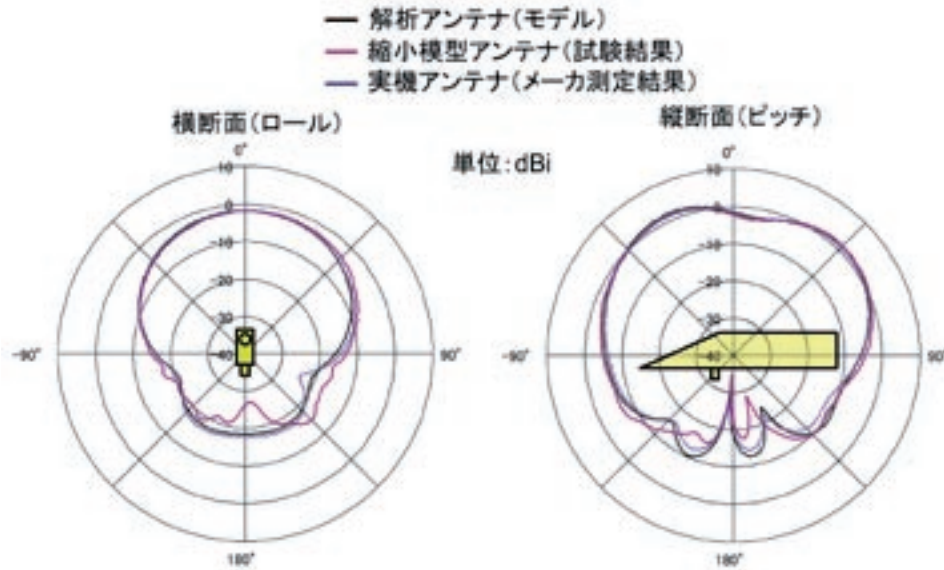


図3-13 アンテナ単体パターンの検証

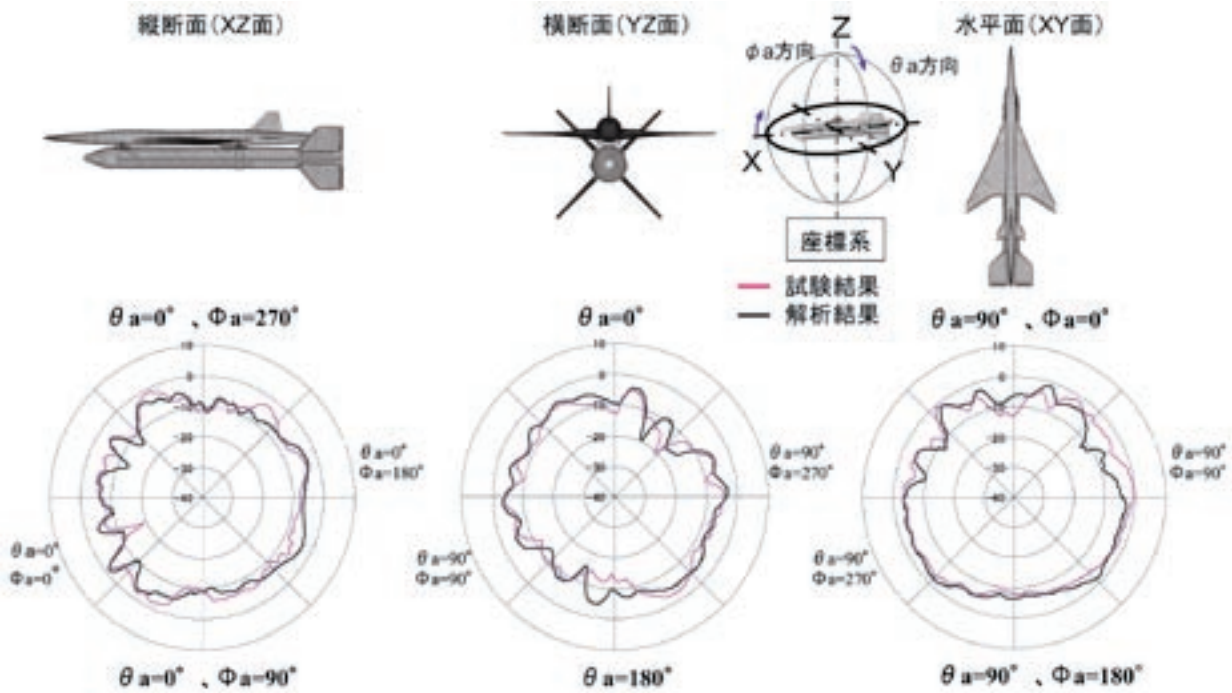


図3-14 実測アンテナパターンと解析の比較検証

パターン解析法を比較し、本解析手法の信頼性を検証した。

(2) 解析の実施

上記解析の妥当性を確認した上で、ロケット頭部にアンテナを追加した状態の「ロケット単体」形態および「ロケット+実験機結合」形態について、モデリング/メッシングを適用したアンテナ放射パターン解析を行った。

(3) 非常時システムの限界性能の把握

アンテナパターン解析結果を用いて、噴煙損失を考慮し、異常飛翔開始後の破壊限界線を逸脱する前に電波回

線（電波リンク）が可能かを確認した。

図3-12にそのアンテナ放射パターン解析手法の流れの概要を示す。

3.2.2 解析結果

(1) 解析の妥当性

図3-13にアンテナ単体の解析結果を示す。アンテナ単体の放射パターンは、アンテナ製造メーカーにおける実機のアンテナ単体データにほぼ一致しており、実機アンテナに対し2dB以内であった。図3-14にロケット翼端アン

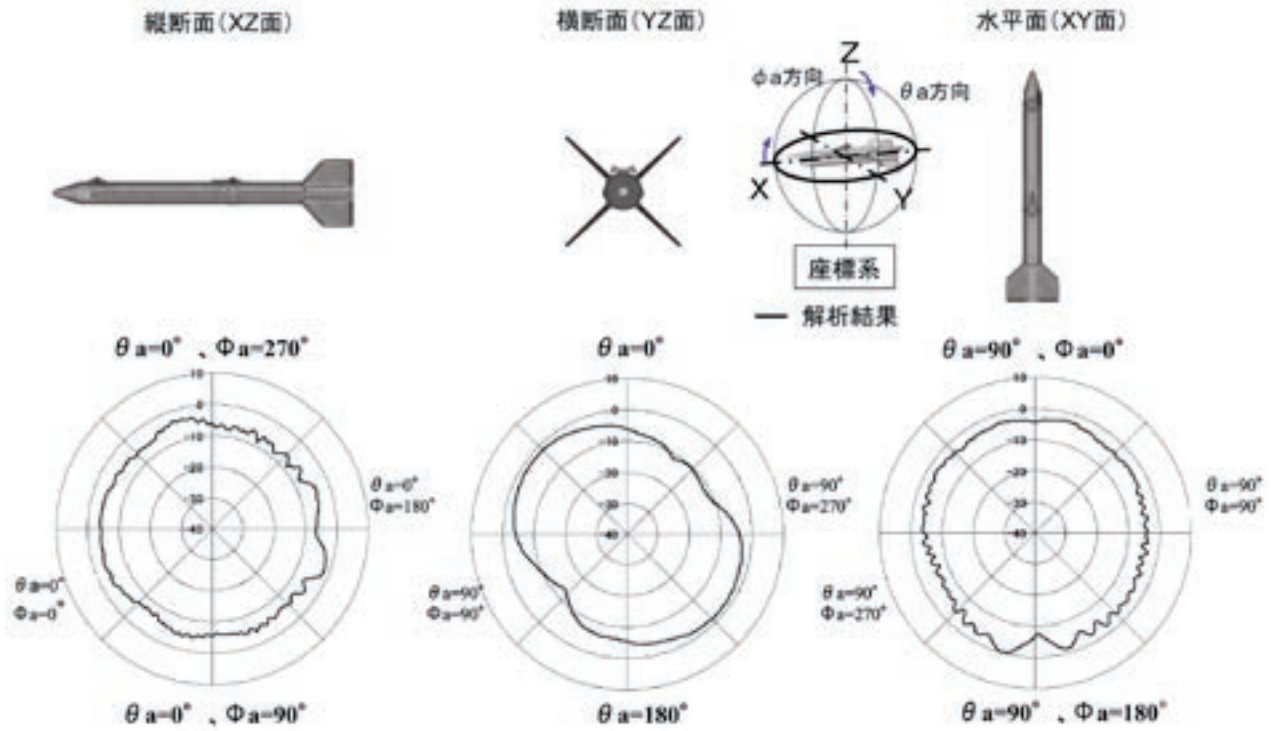


図3-15 ロケット単体の解析結果

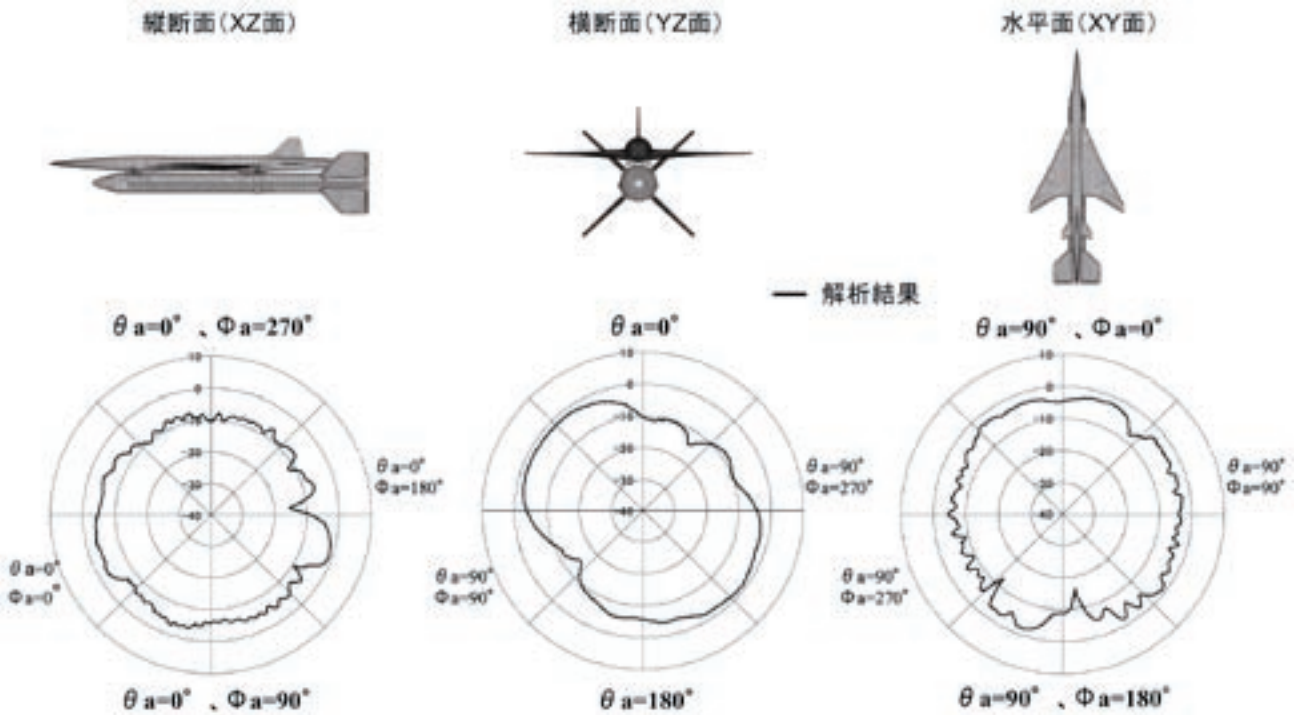


図3-16 ロケット+実験機結合形態の解析結果

テナ2個（実測したアンテナパターン試験）と同形態にて、本解析手法で算出したアンテナパターンを比較した結果を示す。局所的には5dBを上回る差は見られたが、全体的なパターンは2dB以内の相似であり、使用覆域が分離までの近距離で十分な受信レベルが期待できることから、経費削減と改修期間短縮のコストミニマムを図

るため本手法を採用することとした。

(2) 解析の実施

異常飛行時における機体の状態を考慮して、ロケットの誘導計測部側面に追加したアンテナのパターンを「ロケット単体」および「ロケット+実験機」の2ケースについて本解析手法を実施した。ロケット単体のアンテナ

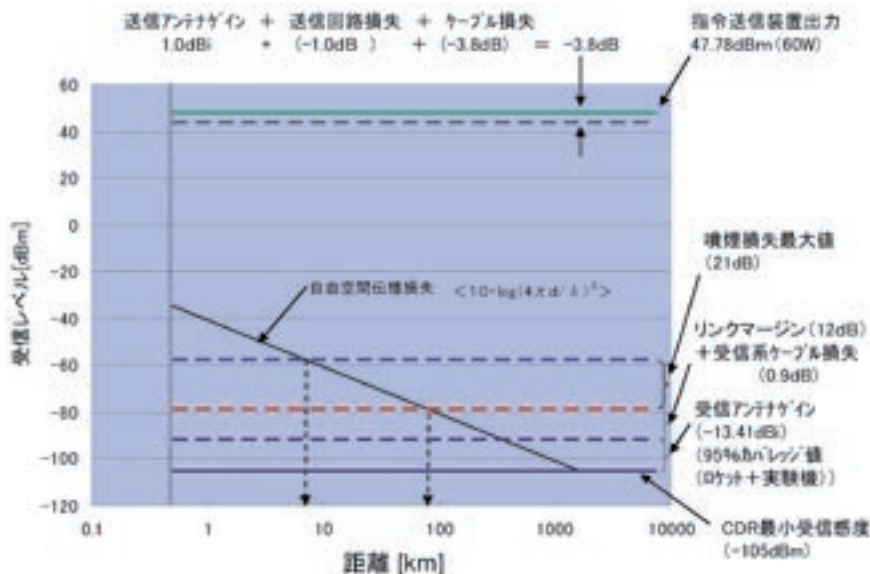


図3-17 ロケット+実験機結合形態のレベルチャート（無指向性アンテナ）

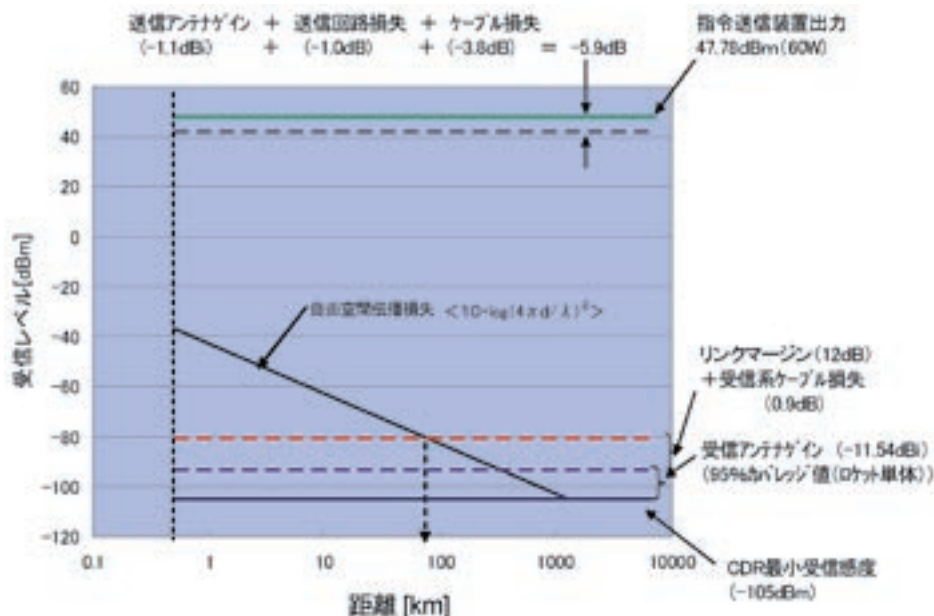


図3-18 ロケット単体形態のレベルチャート（無指向性アンテナ）

パターン解析結果を図3-15に、ロケット+実験機結合形態でのアンテナパターン解析結果を図3-16に示す。いずれの場合も、横断面において受信レベルのピークが45度傾く円偏波の特徴が見られるが、全般に同心円上に十分な利得が得られるパターンとなっていることを確認した。

(3) 異常飛行時の限界性能の把握

解析により取得したアンテナパターンデータより、翼端アンテナ2個が不良となり、誘導計測部側面に追加したアンテナ2個のみで受信した場合を想定して、追加アンテナの電波リンク最大到達距離を、実験機分離前と実験機分離後について検討した。

近距離における実験機分離前（送信アンテナは無指向性アンテナ使用時）のレベルチャートを図3-17に示す。分離前の「ロケット+実験機結合形態」において、ロケットに追加したアンテナの電波リンクは、95%カバレッジで距離78kmまで電波リンクが可能で実験機分離点35km以上の覆域を十分満足していることを確認した。

近距離における実験機異常分離後（送信アンテナは無指向性アンテナ使用時）のレベルチャートを図3-18に示す。分離後の「ロケット単体形態」においては、ロケットに追加したアンテナの電波リンクは、95%カバレッジで距離76kmまで電波リンクが可能で実験機分離点35km以上の覆域を持っていることを確認した。

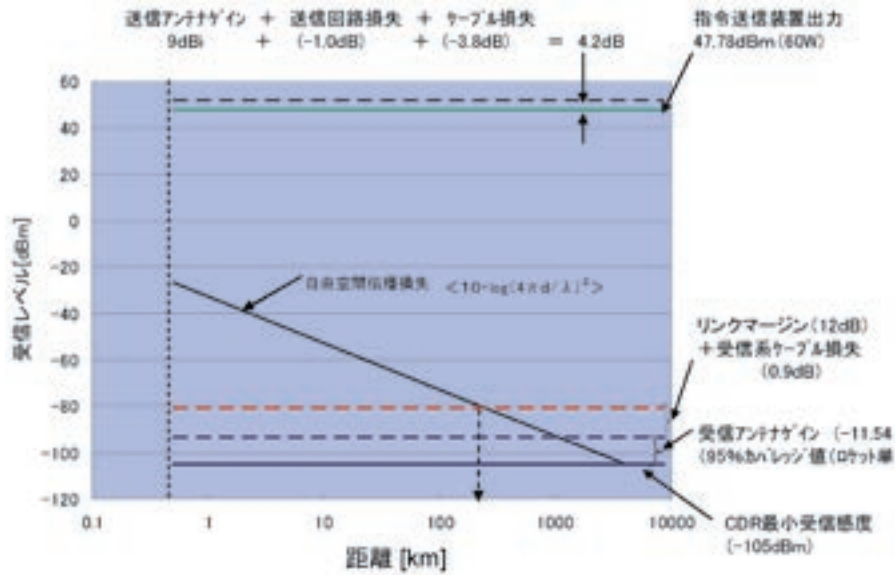


図3-19 ロケット単体形態のレベルチャート (指向性アンテナ)

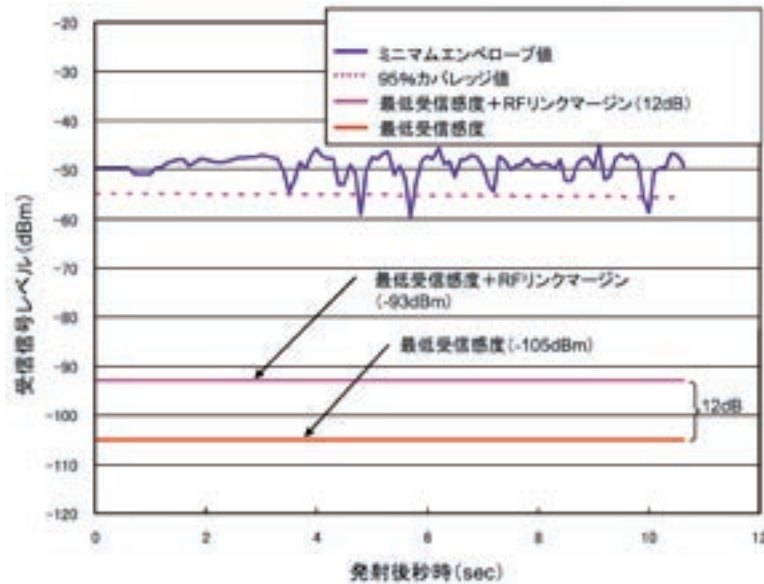


図3-20 異常飛行時のリンク解析 (無指向性アンテナ)

35km 以遠の実験機分離後 (送信アンテナは指向性アンテナ使用時) の「ロケット単体」のレベルチャートを図3-19に示す。ロケットに追加したアンテナの電波リンクは、95%カバレッジで距離244kmまで電波リンクが可能であり実験機が飛行する破壊限界線約140km以上の覆域を持っていることを確認した。

以上より、打ち上げ後の結合形態およびロケット単体の何れの異常飛行に対してもロケット頭誘導計測部の追加アンテナは有効であり、打ち上げフェーズにおける非常指令系が改善されたことを確認した。

(4) 異常飛行時のリンク解析

第1回飛行実験におけるロケット安定翼脱落により翼端アンテナ2個での受信が不良となった10秒間のケース

を想定して、誘導計測部側に追加したアンテナ2個のみで受信した場合のリンク解析を行った。結果は図3-20に示すとおり、CDR最低受信感度 (-105dBm) に対し、追加指令受信装置の95%カバレッジ値適用時の受信レベルは-60dBm以上であり、噴煙損失最大値21dBを考慮しても-81dBmであることから十分誘導計測部のみでリンクが可能であることを確認した。

3.3 飛行追跡系^{4,5)}

ロケット安定翼は、第1回飛行実験の実験機異常分離により、ロケット単体上昇途中において、安定翼4枚の内3枚が、分離した実験機の主翼に衝突し脱落した。脱落した安定翼にはトランスポンダアンテナおよびコマ

ンドアンテナが装備されており、ロケットの追尾および非常破壊指令が不能となった。飛行追跡系は、ロケット搭載オートパイロットAPの信頼性向上対策およびオンラインチャと実験機分離間は異常分離を起こさないようなインターロックタイマー機能を追加し、分離ロジックの改善が行われた。

4. システム事前評価飛行試験

4.1 概要

平成17年8月2日～5日の間、オーストラリア大気観測研究社ARA (Airborne Research Australia) と共同研究を兼ねた、ロケット実験機通信系統装置のシステム事前評価飛行試験をウーメラ実験場で行った。飛行試験にはARA社の小型飛行機(以下、Dimona)を使用した。当該飛行試験の概要、試験器材搭載、地上機能確認試験、飛行試験内容の詳細については付録A システム事前評価飛行試験を、また小型飛行機Dimonaの詳細諸元は、付録A-1 ARA飛行試験報告書の第2章AIRCRAFTおよび文献エアプレンプライトマニュアル¹⁴⁾を参照頂きたい。

システム事前評価飛行試験(以下、ARA飛行試験)の目的は、機上通信装置とウーメラ実験場地上局間で第2回ロケット実験機の飛行実験を想定した全通信系システムの事前機能確認および現地レーダの測位精度確認を行うことである。具体的には(1)飛行データ伝送系におけるテレメータ(TLM)アンテナオペレータの手動・自動追尾・再追尾手順の確立と慣熟および追加アンテナの機能/電波覆域の確認、(2)非常指令系における指令送受信装置の機能/電波覆域の確認および飛行安全のため設定した破壊限界線の検証、(3)飛行追跡系におけるレーダ・トランスポンダ機能確認/電波覆域/測位精度の確認である。

4.2 飛行解析

付録A システム事前評価飛行試験(ARA飛行試験)のA4.飛行試験、(1)飛行パターンに基づき実施した飛行試験4フライトについて、その飛行航跡の解析と3通信系機能およびレーダ測位精度解析から得られたARA飛行試験結果を以下に示す。

(1) 飛行航跡と結果概要

フライト#0～#3の4フライトの飛行追跡系のレーダR1(黒記)、R2(青記)、Dimona GPS(赤記)の航跡をプロットしたものを図4-1(a)、(b)、(c)、(d)に示す。(イ)図中(a)フライト#0は、8月1日アデレードのARA社格納庫での地上機能確認試験を終え、8月2日アデレードからウーメラへのフェリーフライトで、基地となるウーメラ飛行場を通過し、射点Range-Eの地上送受信装置の上空を飛行、3通信系の対空・対地通信機能が

正常に行われるかの基本機能確認を行った飛行である。結果、搭載した3通信系は、地上通信設備との正常な通信設定が可能で、以後の試験飛行を開始できることが確認された。

(ロ)図中(b)8月3日のフライト#1は、当日強風の気象条件もあって、TLMアンテナオペレータの手順確立と慣熟の為のパターンAを主体に実施した。飛行安全ビデオモニタ装置(VDM: Video Display Monitor)上の破壊限界線の検証Bパターンも実施したが、小型飛行機のため遠距離・高々度における視認性が悪く、後日近距離・低高度に変更して実施することにした。また豪州側の要求により、豪州監視カメラ追尾機能確認を目的としたLA1周辺およびR2レーダ上空ならびに回収点上空への飛行を行い監視カメラの追尾機能を確認した。

(ハ)図中(c)8月4日のフライト#2は、Bパターンを実施後、上空風が静穏のため、レーダ・トランスポンダの覆域/側位精度確認のパターンCを主体に実施した。結果、図4-1(c)フライト#2の航跡が示すように、R1、R2レーダおよびDimona GPSの測位はほとんど一致している。尚、往復の各レグの飛行航跡で数カ所破壊限界線を交差する箇所があるが、これらは故意に限界線を逸脱する模擬飛行を実施し、逸脱時の状況確認を行ったことによる。

(ニ)図中(d)8月5日のフライト#3は、射点近傍におけるVDM視認性確認パターンBを主体的に実施した。結果的に、近距離において大きな上昇ピッチ角およびバンク角の急激な姿勢運動を行ったことにより、Dimona搭載GPSの測位精度が悪化し、所望の精度での限界線の検証が得られなかった。同時にパターンBにおいては、ロケット実験機リフトオフ後のロケット上昇をDimonaで模擬する飛行によりTLMアンテナオペレータの慣熟も行った。

(2) 3通信系機能およびレーダ測位精度確認

飛行データ伝送系は射点近傍でロケット実験機打上げ時を模擬したアンテナ操作を行った。非常指令系は射点から最遠点破壊限界線までの送受信機能確認結果を、飛行追跡系は、射点から最遠点破壊限界線までのGPSの測位解析とレーダの測角測距離解析を行い、Dimona搭載GPSの測位を基準としたレーダ・トランスポンダ測位誤差解析を行った。

(イ) 飛行データ伝送系

飛行データ伝送系は、実機テレメータ送信機を模擬した視準器搬送波信号を地上テレメータ受信装置が正常に自動追尾することを確認した。またTLMアンテナオペレータによるDimonaの手動・自動追尾・再追尾手順を習熟し、ロケット実験機打上げ時のアンテナ操作手順を確立した。

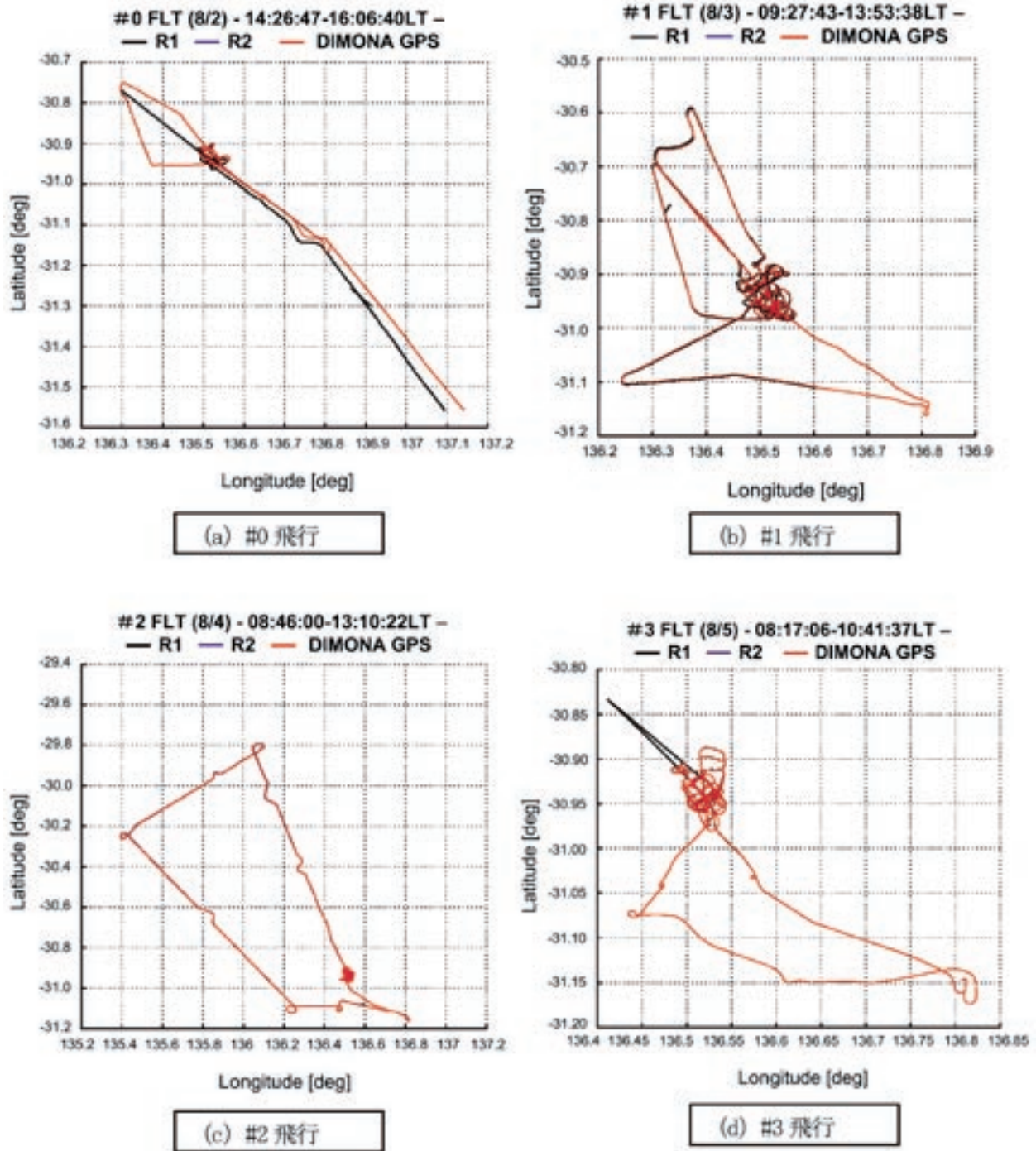


図4-1 ARA飛行試験#0～3FLTの飛行航跡トレンド

(ロ) 非常指令系

図4-2に、フライト#2におけるDimona, レーダR1, レーダR2の測位航跡と非常指令系の機能確認の概略を示す。測位航跡は基準としたDimonaに対し、レーダR1, レーダR2とも距離と共に誤差が大きくなっている。非常指令系の機上指令受信装置は、地上からのキャリア信号Crssiを受信し、デコードを行い、実験機コマンドCacmd, ロケットコマンドCrcmd, フレーム同期Cfsyc等の信号を出力している。フレーム同期Cfsycは0-1

を、Crssiの受信レベルは0-4Vをそれぞれ1000倍して縦軸に示す。実験機コマンドCacmd, ロケットコマンドCrcmdは0-4Vをそれぞれ1000倍して縦軸に示す。最遠点への往復飛行の間には、機上モニタによる確認のため何度か地上送信機をキャリア送信OFFにして機能を確認したことにより、試験開始時および途中において各信号が0を示しているところもある。飛行後、記録されたこれらデータを詳細に解析した結果、地上機上の非常指令系システムは、約140kmの限界線全ての覆域に

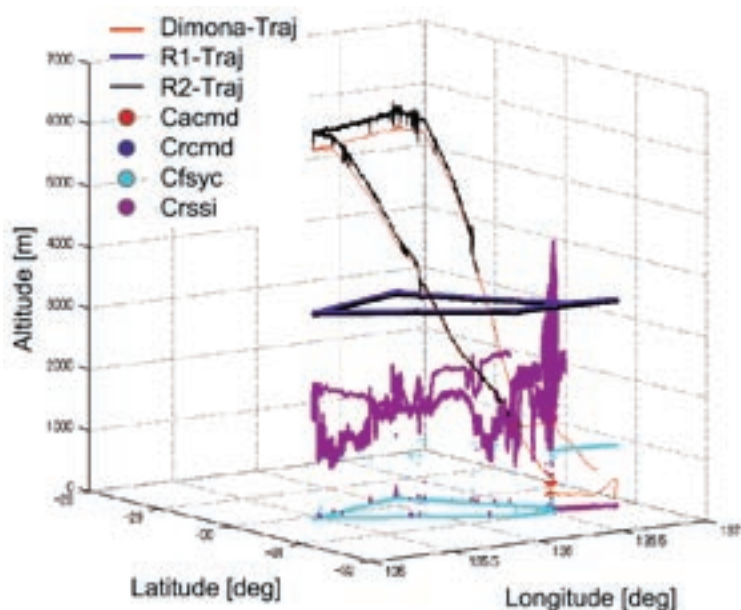


図4-2 非常指令送受信装置機能確認結果

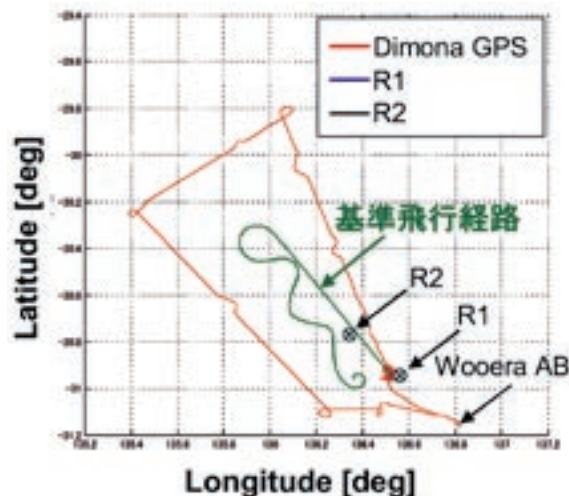


図4-3 GPSとレーダの測位解析結果

において設計仕様どおり正常に機能したことを確認した。

(ハ) 飛行追跡系

飛行追跡系は、フライト#0～1において、レーダR1のスペック外オフセット、ジャンプ、チルトエラーが観測された。レーダR2はフライト#1～3中良好であった。図4-3に、破壊限界線上（付録A. 図A44参照）を飛行したフライト#2の時のDimona GPS、レーダR1、レーダR2の測位解析結果を示す。GPS、R1、R2の測位結果はX-Y平面において同一線上で重なっている。この結果フライト#1以降レーダ再調整後は、両レーダともに安定した自動追尾能力を持っていることが確認された。GPSを基準としたレーダの測角測距離解析を図4-4に示す。レーダ測位結果はランダムノイズを含んでいる。横軸はレーダからの距離である。方位角誤差は ± 0.05 度、仰角誤差は ± 0.15 度、距離誤差は ± 20 m以内を示している。方位角誤差は、距離に対して一定値で良好だが、仰角誤差、距離誤差は距離に対して増加傾向にある。原因は大気屈折およびレーダにおけるARDU変換式の誤差が考えられる。また、図4-5に示すようにDimona搭載GPSの測位結果を基準とした測位エラーは、両レーダ共、N-S、E-W方向で最大 ± 30 m以内、最遠点の破壊限界線で約250～300mの高度差で、図4-4の解析結果と傾向は一致している。水平面における最大測位誤差 ± 30 mは、レーダのスペック¹³⁾(表4-1)内にあり、飛行安全監視表示装置において、この誤差による非常破壊指令の遅れを考慮した場合でも、全飛行フェーズにおいて落下分散域の安全余裕を満たしている。一方、図4-5の高度誤差(Altitude Error-Range)に示すような射点付近で10m以内、最遠点で最大300mの高度誤差は、射点

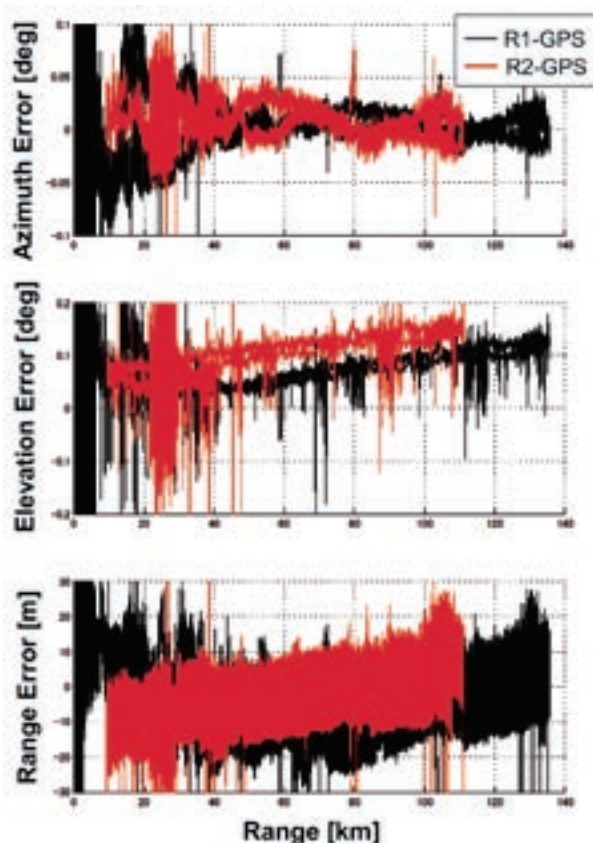


図4-4 GPSとレーダの測角測距離解析結果

から最遠点間で非常破壊指令が行われた場合の落下分散に対しても安全が保てることを確認した。従ってレーダR1の追尾不安定を除くと両レーダの測位精度は非常破壊指令の主飛行安全監視表示装置の情報として使用可能であると判断した。

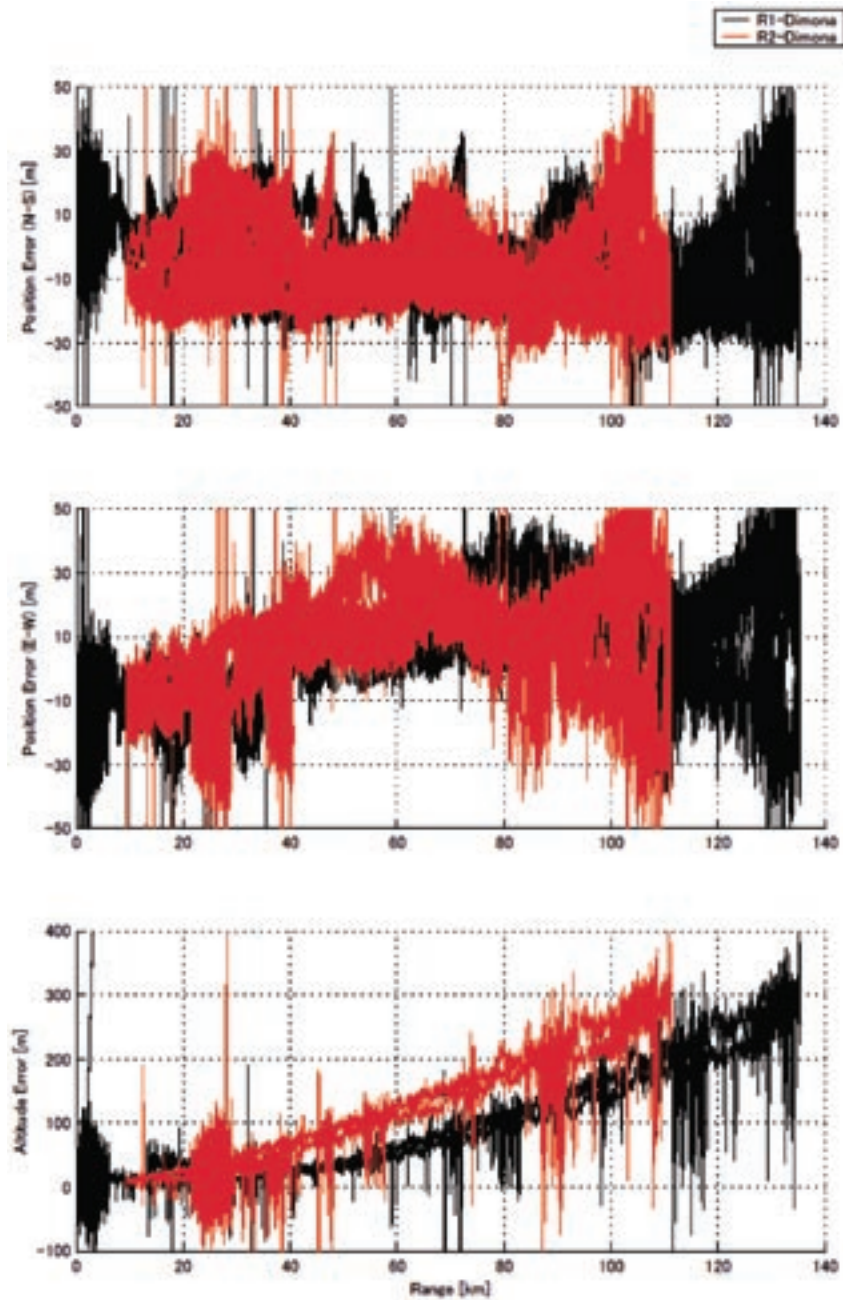


図45 レーダ・トランスポンダ測位誤差解析

4.3 評価結果

当初計画した飛行パターンA, Cについては計画通りその飛行ミッションを達成した。そして飛行解析の結果, 3通信系の機能確認では射点近傍以外の測方および最遠点の破壊限界線まで十分使用可能な範囲の信頼できる通信システムが完成していることが確認された。このことから, ロケット実験機3通信系の通信回線は, 飛行最遠点の破壊限界線においても回線余裕が確保され, 正常な機能を期待できることがロケット実験機飛行前に確認された。しかし, 通信系統機能確認外で本飛行試験に付加された, 射点近傍における飛行パターンB

を用いたVDMに表示された破壊限界線の検証においては, Dimonaが小型飛行機のため高々度で視認性が悪く, またDimonaでできる限りロケット実験機の飛行を模擬しようとして, 大きな上昇ピッチ角およびバンク角の急激な姿勢運動を行ったことにより, Dimona搭載GPSの測位精度が劣化し, 所望の精度での限界線の検証が得られなかった。このことから管制室VDM装置に表示された射点近傍のY-Z面およびX-Z面の破壊限界線は, 地上物標をリファレンスとしたGPS測量等を行い, 幾何学的な手法により検証を行い飛行実験に供した。

表 4-1 R1/R2 レーダの仕様

Items	Specification
Type Number	Thomson Adour Radar, Model JCB, Tracking Radar
Frequency	C band (Interrogator:5.6GHz, Reciver:5.8GHz)
Range	256,000 yrd (234 km), 1.953125 yrd (1.786 m) resolution
Power	250kW
Antenna Gain	39dBi
Angle Resolution	
Azimuth	0.010986 degree
Elevation	0.010986 degree
Position Accuracy	30 m
PRF (Pulse Repetition Frequency)	640 per sec
Acquisition	20 points per sec
Tracking Mode	Skin, Mixed Skin, Mixed Transponder, Transponder

5. 飛行実験検証¹⁹⁾

5.1 回線設計

回線設計は、主としてアンテナパターン試験データを用いNASDA回線設計基準¹²⁾(現JAXA回線設計基準)に基づきリンク解析を行った。3章通信系統改修設計、3.2節非常指令系の改修設計でロケット頭部に追加した非常指令受信アンテナは、当該節で述べたようなモデリング/メッシング解析によるアンテナ放射パターン解析手法によるパターンデータを用いてリンク解析を行った。ここでは5.2節以降の飛行実験解析結果を理解する意味からロケット実験機の回線設計に主として用いた前者のリンク解析について記述する。詳細についてはJAXA-RR-04-001の7章回線設計を参照頂きたい。

リンク解析はこの回線設計基準に準拠した。そのリンクマージン Mr は以下の(1)式による。

$$Mr = Gd - Lp + PRX - N_0 - (C/N_0)r \quad (1)$$

ここで、 Gd : ダイバーシチ・ゲイン

N_0 : 雑音電力

Lp : 噴煙損失

$(C/N_0)r$: 要求受信入力レベル

受信電力 PRX は、 PE (放射電力)、 $GATX$ (送信アンテナ利得)、 Ld (空間損失)、 La (大気損失)、 $GARX$ (受信アンテナ利得)、その他給電線損失の関数

回線余裕基準は、データ伝送系および飛行追跡系:

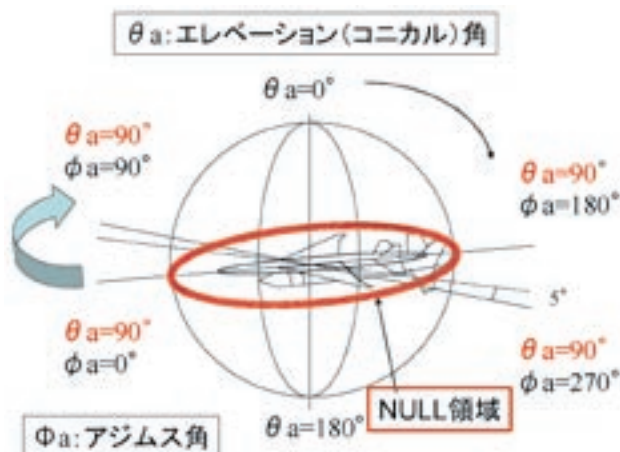


図 5-1 アンテナパターン測定座標系

3dB以上(アンテナ上下角 ≥ 5 度)非常指令系:
12dB以上(アンテナ上下角 ≥ 3 度)とした。

受信電力 PRX は、飛行中の実験機の姿勢角 θ 、 ϕ 、 ϕ および地上局との距離により、利得が変化する $GATX$ (送信アンテナ利得)、 $GARX$ (受信アンテナ利得)、 Ld (空間損失)によって飛行中時間と共に変動する。図5-1にアンテナパターン測定座標系 θa エレベーション(コニカル)角、 ϕa アジムス角を示す。水平面、縦断面および横断面の基本3断面については5度間隔、コニカル(円錐形)断面については1~5度間隔の断面パターンを取得した。実験機アンテナの配置は空力設計要求から基本的に胴体上下面に埋め込み方式で装備された。このことから合成アンテナパターンは図中 θa エレベーション角90度付近に赤く円弧で示した箇所が回線余裕の急減部分(NULL領域)となる。25%模型を用いたアンテナパターン試験⁵⁾は、ロケット実験機の基本詳細設計の中で3回に亘り、アンテナパターン特性(利得)のデータ取得および設計の妥当性を確認する目的で実施された。図5-2に、実験機中胴の上下部に配置されたテレメータ・アンテナの基本3断面図を示す。打ち上げ形態においては縦断面と横断面に見られる様に実験機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利得が小さくなっている。一方、水平断面においては多数の回線余裕の急減が全方位に発生した。特に分離後の実験機単独形態においては、地上アンテナとの伏角が小さいNULL領域において最遠点での帰還経路での旋回では利得余裕不足が危惧された。3通信系のアンテナパターン試験結果については、参考文献⁵⁾の第6章を参照頂きたい。

飛行中の送受信アンテナの利得は、アンテナ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利得のカタログ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

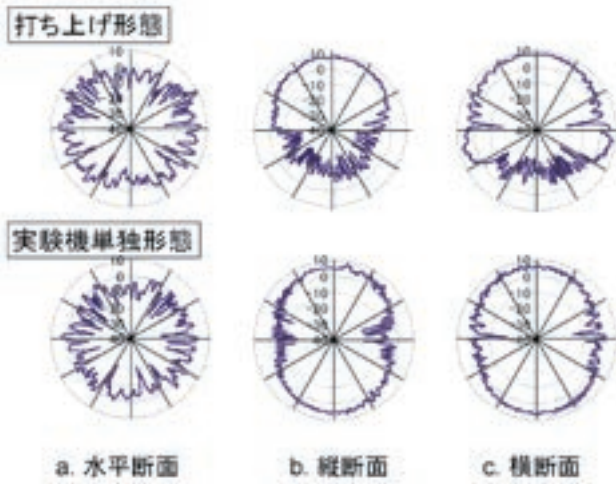


図5-2 テレメータ・アンテナの基本3断面図

アンテナの全方位アンテナ利得として校正する。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ることで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 θa (エレベーション), ϕa (アジマス) としたとき、 $\theta a \pm 2.5$ 度, $\phi a \pm 2.5$ 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 $\theta a, \phi a$ 方向の機上アンテナ利得 (ミニマムエンベロープ) としてレーダ・トランスポンダとテレメータ受信機の間線計算に使用した。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。

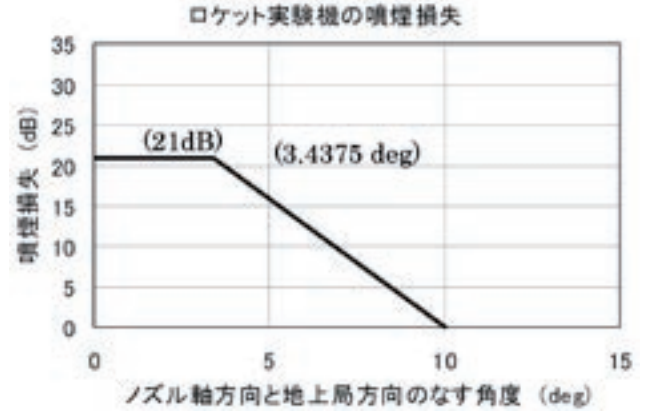


図5-3 噴煙損失モデル

噴煙損失モデル L_p は、ロケット実験機においては、JAXA宇宙科学研究本部 (JISAS) のミュー M-3SII ロケットのサイドブースタであるSB-735を用いることから、打ち上げ時の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 (機体後方に対する地上無線局の見通し角度) の大きいところでは、旧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3度キャンティングしていることを考慮している。これらの実績値から、ロケットNAL735噴煙損失モデルは、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 21dB (トータル・ルックアングル ≤ 3.4 度), トータル・ルックアングル 3.4 度 ≤ 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0dBとした。図5-3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

表5-1 送受信系仕様

項目	記号	単位	データ伝送系 ダウンリンク 機上→地上	非常指令系 アップリンク (分離前) 地上→機上	非常指令系 アップリンク (分離後) 地上→機上	飛行追跡系 アップリンク 地上→機上	飛行追跡系 ダウンリンク 地上→機上	
周波数	f	MHz	2285	415	415	5600	5800	
送信機出力電力	PTX	dBm	40	47.78	47.78	84	57	
送信機給電損失	LFTX	dB	-3.00	-3.8	-3.8	-0.6	-3.00	
送信アンテナ利得	GATX	dBi	g(t)	-1.1 (無指向性)	9.0 (指向性)	39.00	g(t)	
受信系給電損失	LFRX	dB	-1.75	-0.9	-0.9	-3.00	-0.6	
受信アンテナ利得	GARX	dBi	23.49	-11.1 (g(t))	-16.0 (g(t))	g(t)	39.00	
各種損失 (大気吸収損失)	Lv	dB	-2.3	-2.80	-2.80	-2.80	-2.80	
要求C/N ₀ (sensitivityレベル)	(C/N ₀)r Ps	dB/Hz dBm	g(t) : 補間により算出した地上局方向の校正機上アンテナゲイン				-65.00	-109.00
ダイバーシティ・ ゲイン	Gd	dB	2	0	0	2	-	
回線マージン 判定値	Mr	dB	3	12	12	3	3	

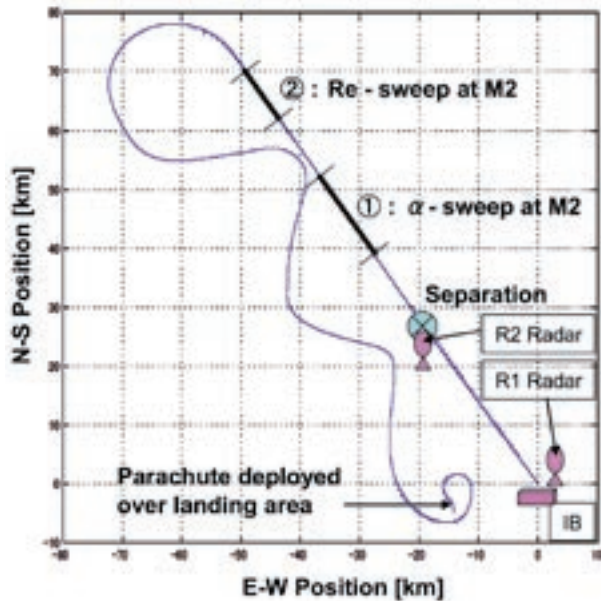


図5-4 水平面の飛行航跡

はこのモデルを使用した。

これらのアンテナパターン試験データ校正結果およびロケットNAL735噴煙損失モデルを用いて、電波リンク解析を飛行データ伝送系のテレメータ装置（Sバンド）、非常指令系のコマンド装置（UHFバンド）、飛行追跡系のレーダ・トランスポンダ装置（Cバンド）の各通信系統について、「JAXA回線設計基準」に基づき回線余裕の解析を行った。尚、ここで設計に使用した送受信系の仕様⁵⁾は表5-1に示すとおりである。表中緑のハッチング列は、受信レベルを記録したことによる回線設計の飛行実験検証が可能であった箇所を示す。一方「飛行追跡系アップリンク地上→機上」の列は、トランスポンダ受信レベルが記録されてないため飛行実験検証はできなかった。

5.2 飛行実験解析^{3, 15, 17)}

(1) 飛行概要

ロケット実験機は、平成17年10月10日早朝の午前7時6分1秒に打ち上げられ、目的とするCFD設計検証のための全ての空力計測データを取得、無事実験機を回収した。天候は快晴、気温：13℃、射点の地上風は北北東5m/sec。飛行中の風は、高度18kmで西北西4m/sec、高度12kmで西30m/sec、高度1.5kmで西北西10m/sec、回収点地上風は北東7.3m/secと何れも制限風以内の良好な気象条件下であった。

図5-4に緯度-経度、水平面の飛行航跡を、図5-5にリフトオフ後の時系列に対する高度とマッハ数および緯度-高度垂直面の航跡を示す。図5-4の中にはトランスポンダ方式で自動追尾を行ったR1レーダ地上局（射

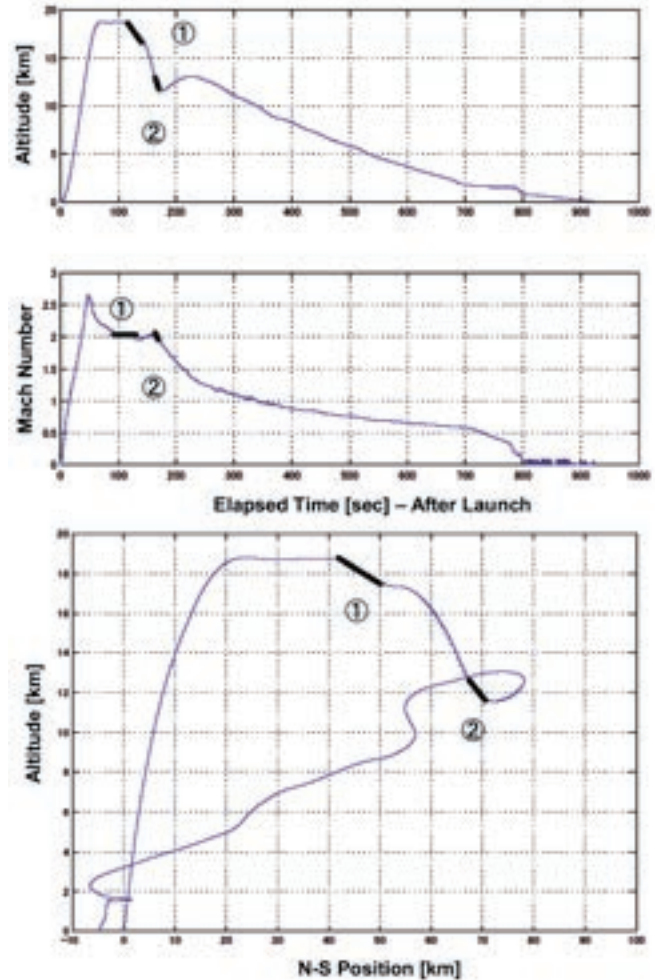


図5-5 高度・速度時歴と垂直面の飛行航跡

点の東1km)、R2レーダ地上局（射点の北西26km）およびテレメータ受信機と指令送信機の地上局（射点南1kmのIB屋上あるいはバルコニーに設置）の各アンテナの関係位置を示した。打ち上げ後、実験機はR2の東側を通過後に分離された。分離後は、空力計測フェーズα-sweep, Re-sweepを実施し、エネルギー調整後左旋回により帰還フェーズに入り、S字経路のエネルギー調整制御により目標回収経路に入り、パラシュート開傘を行い正常に着地したことを確認した。図5-5に示すように最高飛行高度は19km、最高飛行速度はマッハ数2.6、マッハ数2.2で正常分離を行った。

表5-2には、その飛行の主要なイベント時刻（現地時刻、リフトオフ後時刻）とシーケンス番号（ロケット：Sct1、実験機：ISQ）の概要を示した。

(2) 地上局方位解析

機体固定座標系の定義を図5-6に示す。ここで地球固定軸はXE：北、YE：東、ZE：下を正とする。飛行実験解析においては、ロケット実験機打上げから着地電源OFFまで、飛行中にデータレコーダに記録されたIMU

表5-2 飛行の主要なイベント時刻

No.	信号処理時刻 (Local Time [h:m:s])	リフトオフ後時刻 (Elapsed Time after Launch[sec])	FCC記録イベント	シーケンス番号 (Sctl, ISQ)
1	07:06:01	0.00	リフトオフ (分離信号検知)	Sctl=0
2	07:06:52	51.00	180°ロール反転	Sctl=3
3	07:07:09	67.46	分離前制御開始	ISQ=1
4	07:07:09 07:07:13	67.46 71.66	実験機分離指令出力 分離信号検出	Sctl=5 ISQ=2
5	07:07:18	76.46	試験開始点誘導	ISQ=4
6	07:07:46	105.22	試験飛行 (α sweep)	ISQ=5
7	07:08:13	131.54	0Gダイブ加速	ISQ=6
8	07:08:41	159.50	試験飛行 (Re sweep)	ISQ=7
9	07:08:57	175.52	エネルギー調整開始	ISQ=8
10	07:08:59	175.54	旋回開始	ISQ=9
11	07:10:08	245.18	開傘点誘導開始	ISQ=10
12	07:18:59	777.96	パイロットシュート開傘指令	ISQ=15
13	07:19:01	779.97	メインパラシュート開傘指令	ISQ=16
14	07:19:21	799.97	ライザーカバー分離指令	ISQ=17
15	07:20:32	871.27	エアバック展張指令	ISQ=17
16	07:21:23	922.09	着地信号検知	ISQ=17

測位値 (実験機の位置) の緯度, 経度, 高度 (X_b, Y_b, Z_b) と当該地上局アンテナ中心座標の緯度, 経度, 高度 (X_a, Y_a, Z_a) を用いて, 地球固定座標系において飛行中逐次変化する実験機から見た地上局アンテナの位置ベクトル x, y, z を算出する。そして実験機の飛行姿勢であるピッチ角 (θ), ロール角 (ϕ), ヨー角 (ψ) を用いて, 機体固定座標への変換を行い, 実験機機体固定座標系から見た当該地上局アンテナ方向のエレベーション角 (θ)

α), アジムス角 ($\phi\alpha$), スラントレンジ ($R\alpha$) を求めた。一方, 設計解析においても, 飛行ミュレーションデータを用い同様の手法により, アンテナパターン測定座標系から, 各通信系地上局アンテナ方向を見たときの $\theta\alpha, \phi\alpha, R\alpha$ を求めている (図5-1アンテナパターン測定座標系を参照)。これら2つの算定時系列データを機体固定座標の同一座標系で, 時刻同期を取った上で比較し, 設計と飛行実験結果との検証を行った。

以下に実際の地上局アンテナを用いた解析手順とその結果を示す。ここで Z_b および Z_a は平均海面上からの地上局アンテナ中心までの高度を差し引いた高度 (地上局アンテナ中心を原点) を示す。飛行実験から得られた実験機 IMU 測位の時系列データ X_b, Y_b, Z_b とテレメータ受信アンテナの固定座標 X_a, Y_a, Z_a の差分を取り, 実験機から見た地上局アンテナ方向のベクトル x, y, z を求めた (図5-7)。そして実験機の飛行姿勢 θ, ϕ, ψ (図5-8) を用いて, (1) テレメータ受信アンテナ (IB地上局), コマンド送信アンテナ, R1 レーダ地上局, と (2) R2 レーダ地上局の2つの地上局に対するそれぞれの $\theta\alpha, \phi\alpha, R\alpha$ を求めた。ここで, コマンド送信アンテナと R1 レーダ地上局の算定結果は, IBと近接している理由から, IB地上局で代用し, 記載を省略した。

最初に, IB屋上に設置したテレメータ受信アンテナ (ANT1) 中心を飛行中の実験機から見た場合の実験機機体固定座標系での $\theta\alpha, \phi\alpha, R\alpha$ の解析結果を以下に示

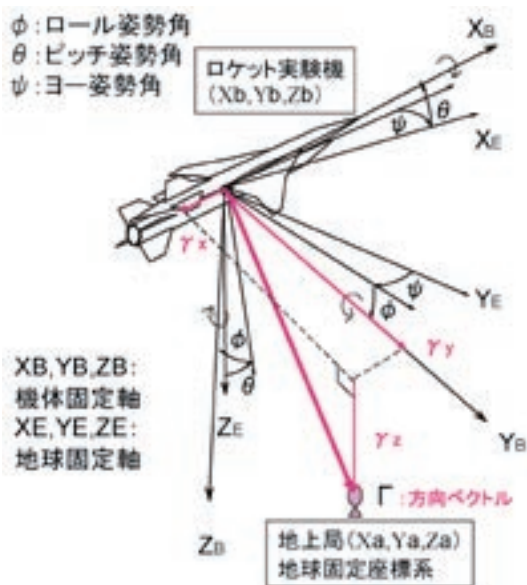


図5-6 機体固定座標系の定義

す。

実験機から見たアンテナの位置ベクトル Γ を地球固定座標系で表すと (2) 式のようになる。

$$\Gamma = \begin{bmatrix} Xa - Xb \\ Ya - Yb \\ Za - Zb \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad (2)$$

Γ を機体固定座標系でのベクトル Γb に変換すると (3) 式で表すことができる。

$$\begin{aligned} \Gamma b &= \mathbf{E} \Gamma \\ &= \begin{bmatrix} \mathbf{E}_{11} & \mathbf{E}_{12} & \mathbf{E}_{13} \\ \mathbf{E}_{21} & \mathbf{E}_{22} & \mathbf{E}_{23} \\ \mathbf{E}_{31} & \mathbf{E}_{32} & \mathbf{E}_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} \mathbf{E}_{11}x + \mathbf{E}_{12}y + \mathbf{E}_{13}z \\ \mathbf{E}_{21}x + \mathbf{E}_{22}y + \mathbf{E}_{23}z \\ \mathbf{E}_{31}x + \mathbf{E}_{32}y + \mathbf{E}_{33}z \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} \gamma x \\ \gamma y \\ \gamma z \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3)$$

$\mathbf{E}_{11} \sim \mathbf{E}_{33}$ は地球固定座標から機体固定座標への座標変換行列でよく用いられる Euler 変換式である。これらの変換式を用いて、実験機飛行中の機体固定座標系でのアンテナ方向ベクトル γx , γy および γz を求めると以下の (4) 式のようになる。

$$\begin{aligned} \gamma x &= \mathbf{E}_{11}x + \mathbf{E}_{12}y + \mathbf{E}_{13}z \\ &= (\cos\theta \cos\phi)x + (\cos\theta \sin\phi)y - (\sin\theta)z \\ \gamma y &= \mathbf{E}_{21}x + \mathbf{E}_{22}y + \mathbf{E}_{23}z \\ &= (\sin\phi \sin\theta \cos\phi - \cos\phi \sin\phi)x \\ &\quad + (\sin\phi \sin\theta \sin\phi + \cos\phi \cos\phi)y \\ &\quad + (\sin\phi \cos\theta)z \\ \gamma z &= \mathbf{E}_{31}x + \mathbf{E}_{32}y + \mathbf{E}_{33}z \\ &= (\cos\theta \sin\theta \cos\phi + \sin\phi \sin\phi)x \\ &\quad + (\cos\theta \sin\theta \sin\phi - \sin\phi \cos\phi)y \\ &\quad - (\cos\phi \cos\theta)z \end{aligned} \quad (4)$$

ここで機体固定座標から見たアンテナ方向を角度 [deg] で表現 (極座標) するため, (5) 式を用いて γx , γy および γz を単位ベクトルに変換する。

$$\Gamma b = \frac{\Gamma b}{|\Gamma b|} = \frac{1}{\sqrt{\gamma x^2 + \gamma y^2 + \gamma z^2}} (\gamma x, \gamma y, \gamma z) \quad (5)$$

これらの単位ベクトルから、実験機機体座標系での地上局アンテナ方向のエレベーション角 θa , アジムス角 ϕ

a , スラントレンジ Ra は以下の (6) 式で求まる。ただし、エレベーション角 θa は、図4-1 アンテナパターン測定座標系定義に示したように機体直上を0度としていることから変換を必要とする。

$$\begin{aligned} \theta a &= \tan^{-1} \frac{\gamma z}{\gamma x} \\ \phi a &= \tan^{-1} \frac{\gamma y}{\gamma x} \\ Ra &= \sqrt{\gamma x^2 + \gamma y^2 + \gamma z^2} \end{aligned} \quad (6)$$

図5-9にIB地上局方向のベクトル γx , γy および γz の時系列変化を、図5-10に単位ベクトル時系列を、図5-11にアンテナ方向の角度の時系列データを示す。そして図5-12にIB地上局方向の当該エレベーション角 θa , アジムス角 ϕa , スラントレンジ Ra の算定結果を示した。

IB地上局同様の手法で、図5-13に実験機から見たR2地上局アンテナ方向のベクトル x , y , z を、図5-14にR2地上局方向のベクトル γx , γy および γz の時系列変化を、図5-15に単位ベクトル時系列を、図5-16にアンテナ方向の角度の時系列データを示す。図5-17にはR2地上局方向のエレベーション角 θa , アジムス角 ϕa , スラントレンジ Ra を算定した結果を示す。

以上、ロケット実験機打上げから着地電源OFFまでの922秒間のテレメータ地上局およびR2レーダ地上局方向の機体固定座標変換値エレベーション角 θa , アジムス角 ϕa , スラントレンジ Ra を算定した (図5-12, 図5-18)。テレメータ地上局については、図5-18エレベーション角 θa の時系列データが示すように、飛行中ダウンレンジで2回、帰還・回収フェーズに入ってから5回の旋回中にそれぞれ2回以上のNULL領域通過が見られ、これらの箇所での受信レベルの低下が懸念された。

図5-19に、テレメータ地上局のケースについて、設計と飛行実験の比較を示す。そのエレベーション角 θa , アジムス角 ϕa , スラントレンジ Ra の時系列データから、ロケット実験機はほぼ設計通りの飛行をしたことが伺える。ただし θa の設計時系列データ (青記) 90secにおいて、計測フェーズが始まるのに対して、飛行実験時系列データでは105secとその開始に遅延が生じている。これは、ブースタロケット燃焼圧が推算より大きめで分離時のマッハ数が多少大きく、実験機分離後1G制御の後、試験開始マッハ数2.02, 試験中心マッハ数2.00, 高度14~20.5kmの誘導則移行条件のため、バンク角0度, 方位角325度で高度保持を行い条件が整ってから計測フェーズに正常に移行したことによる。以降、実験機は設計とほぼ同様な経路・姿勢角で飛行したことを確認した。

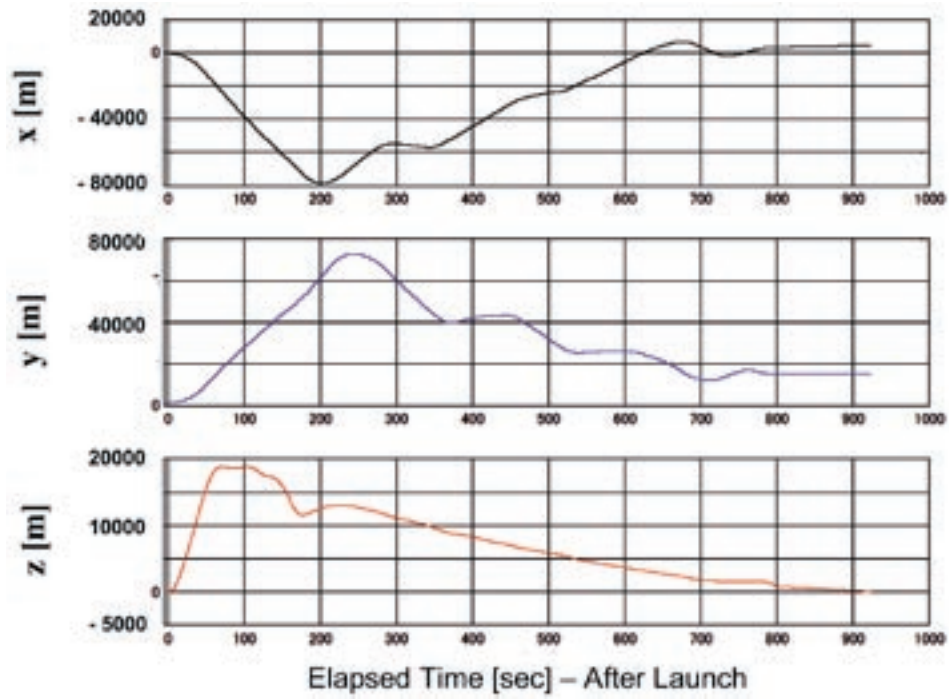


図5-7 実験機から見たテレメトリ・アンテナの位置ベクトル (IB)

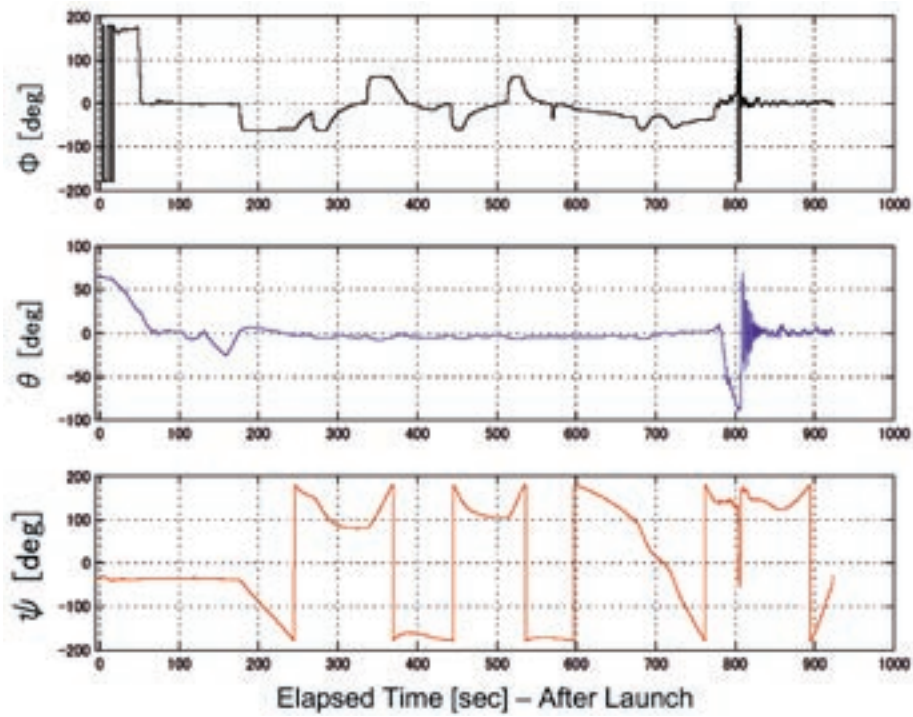


図5-8 実験機飛行中のピッチ角, ロール角, 方位角

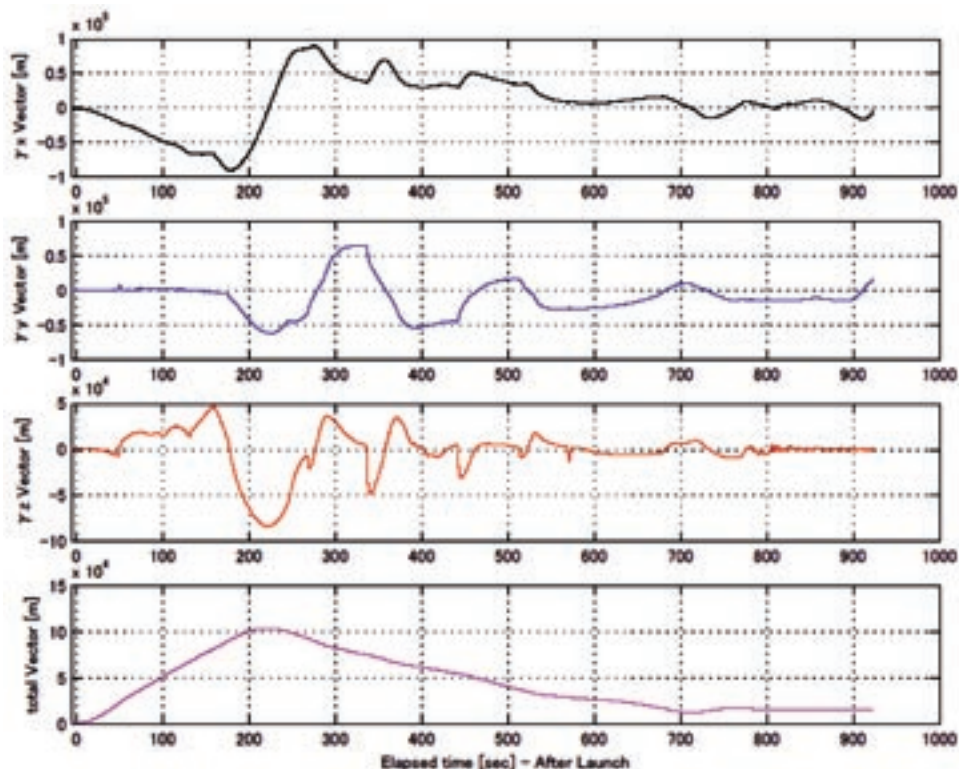


図5-9 実験機から見たテレメータ・アンテナの方向ベクトル (IB)

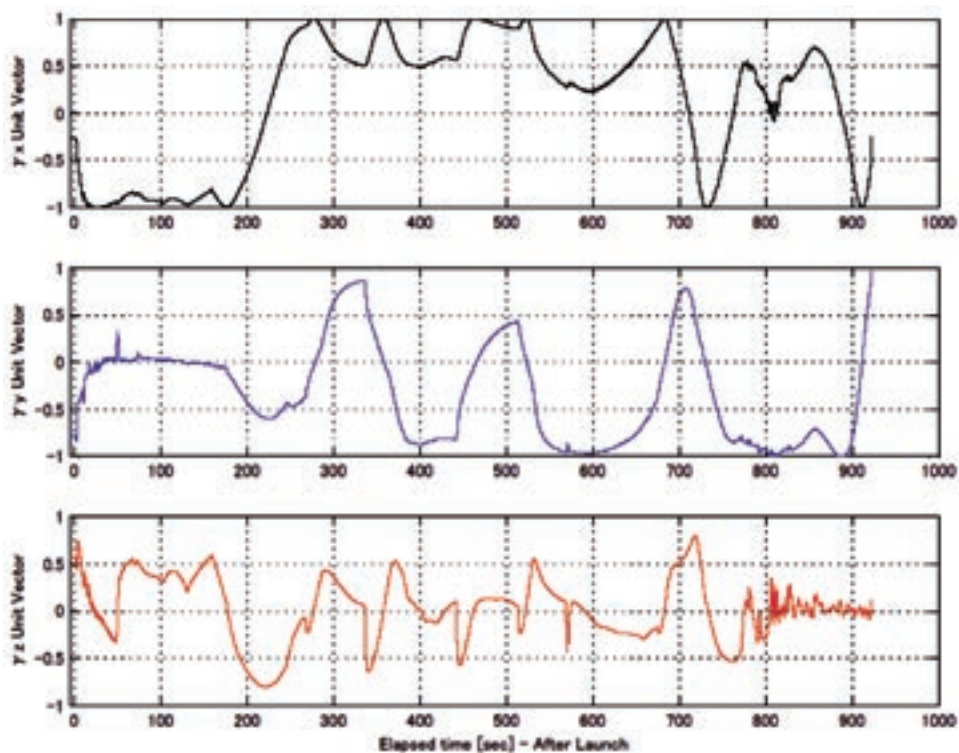


図5-10 実験機から見たテレメータ・アンテナ方向の単位ベクトル (IB)

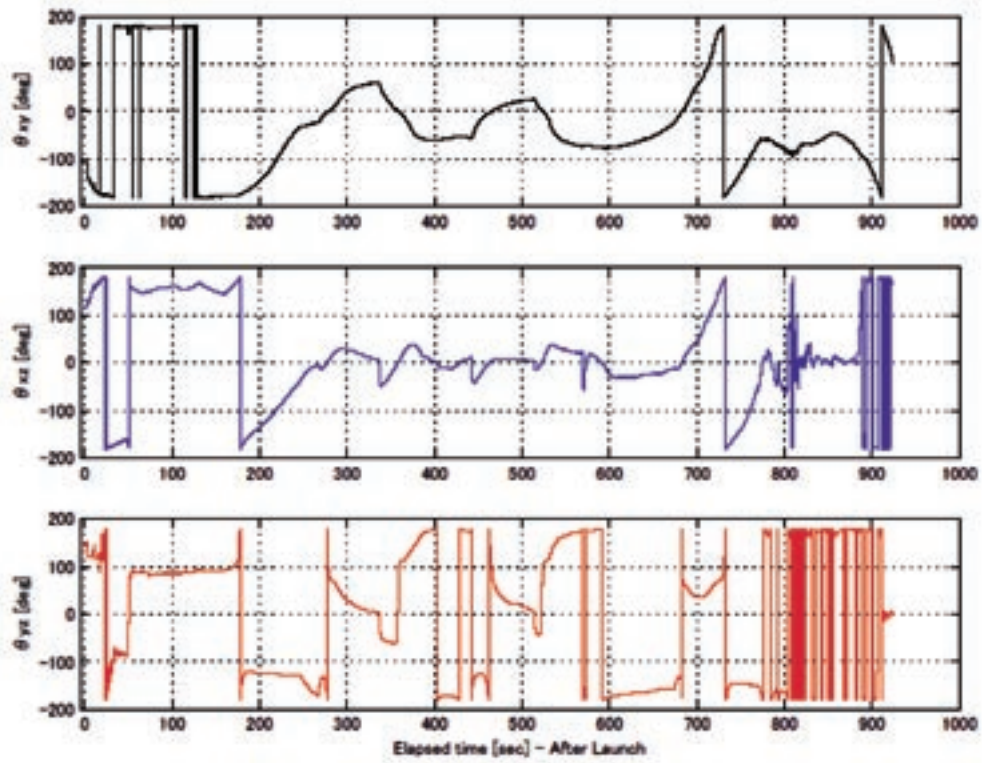


図5-11 実験機から見たテレメータ・アンテナ方向の角度 (IB)

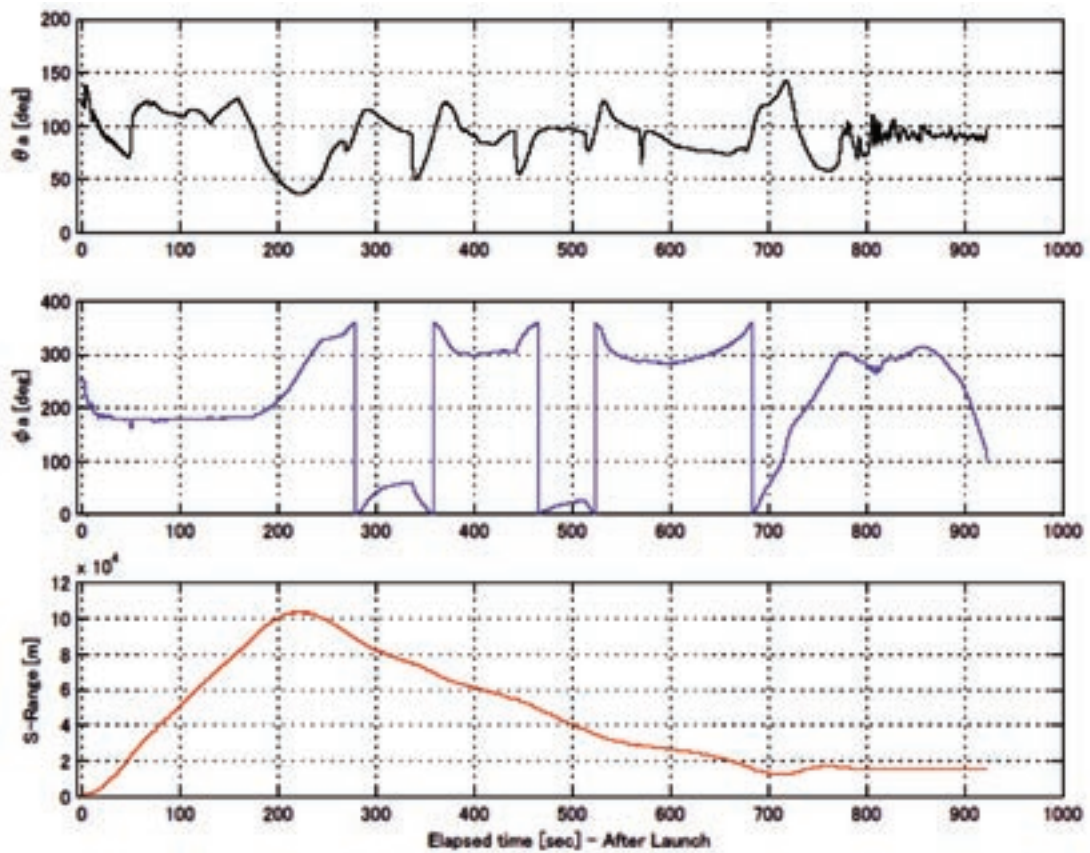


図5-12 実験機機体座標系エレベーション角 θ_a , アジムス角 ϕ_a , レンジ Ra (IB)

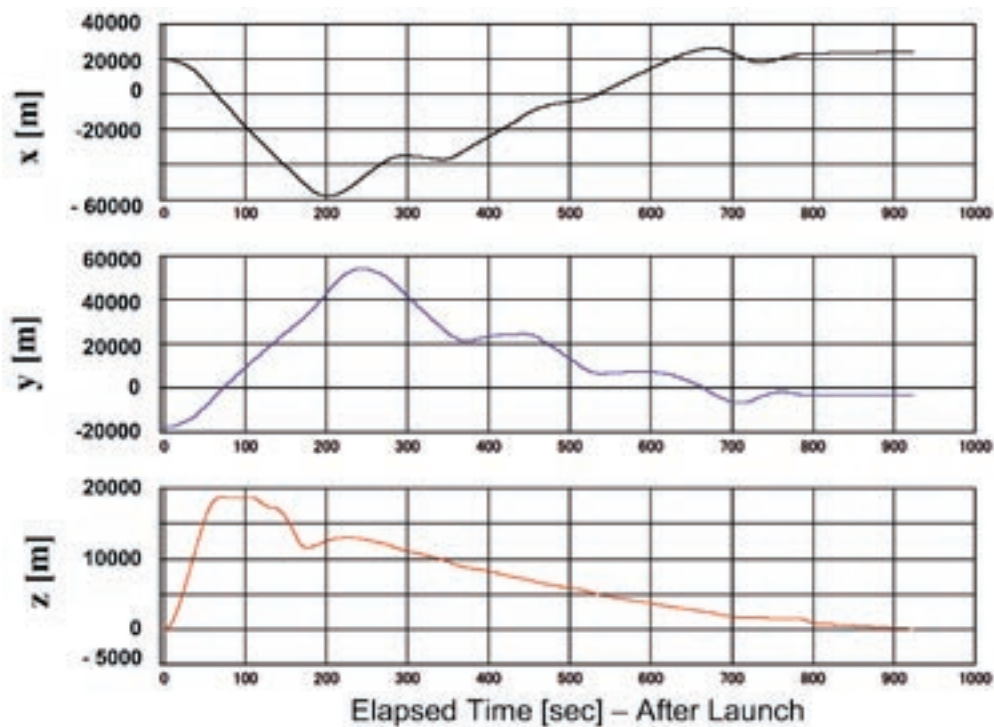


図5-13 実験機から見たR2レーダ・アンテナの位置ベクトル (R2)

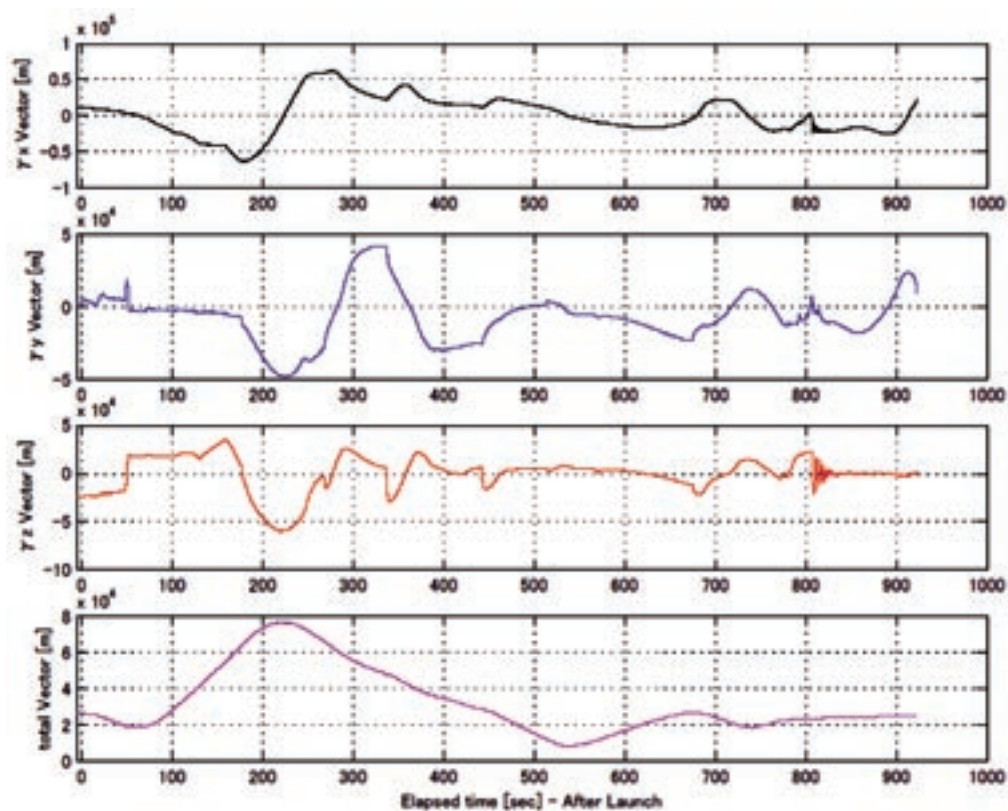


図5-14 実験機から見たR2レーダ・アンテナの方向ベクトル (R2)

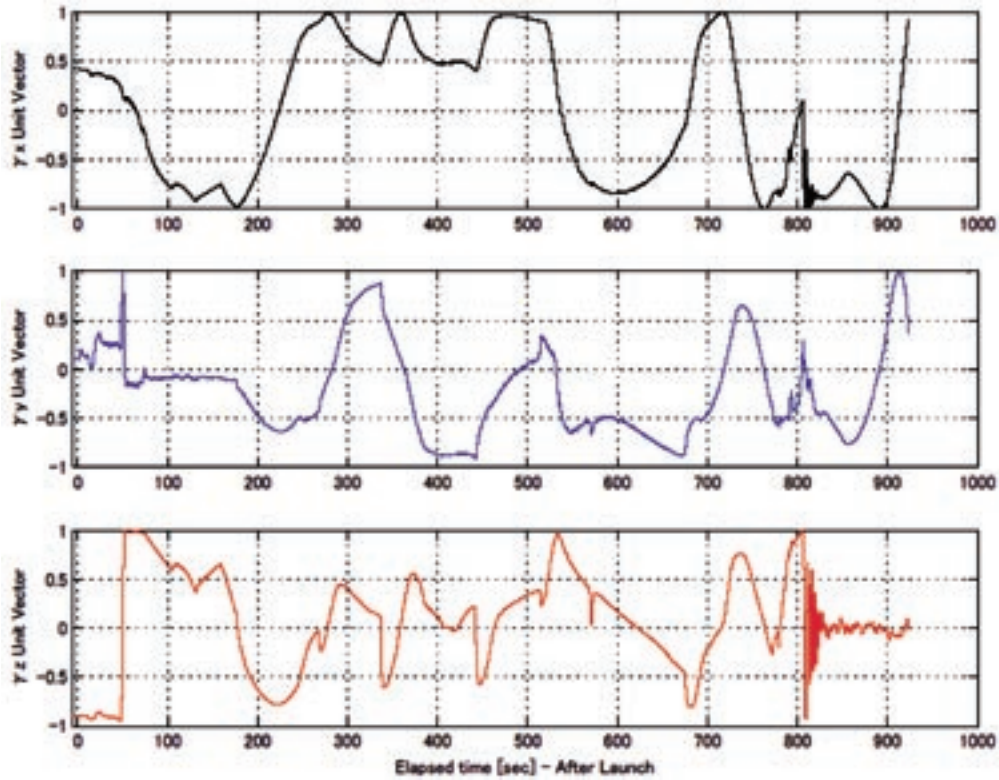


図5-15 実験機から見たR2レーダ・アンテナ方向の単位ベクトル (R2)

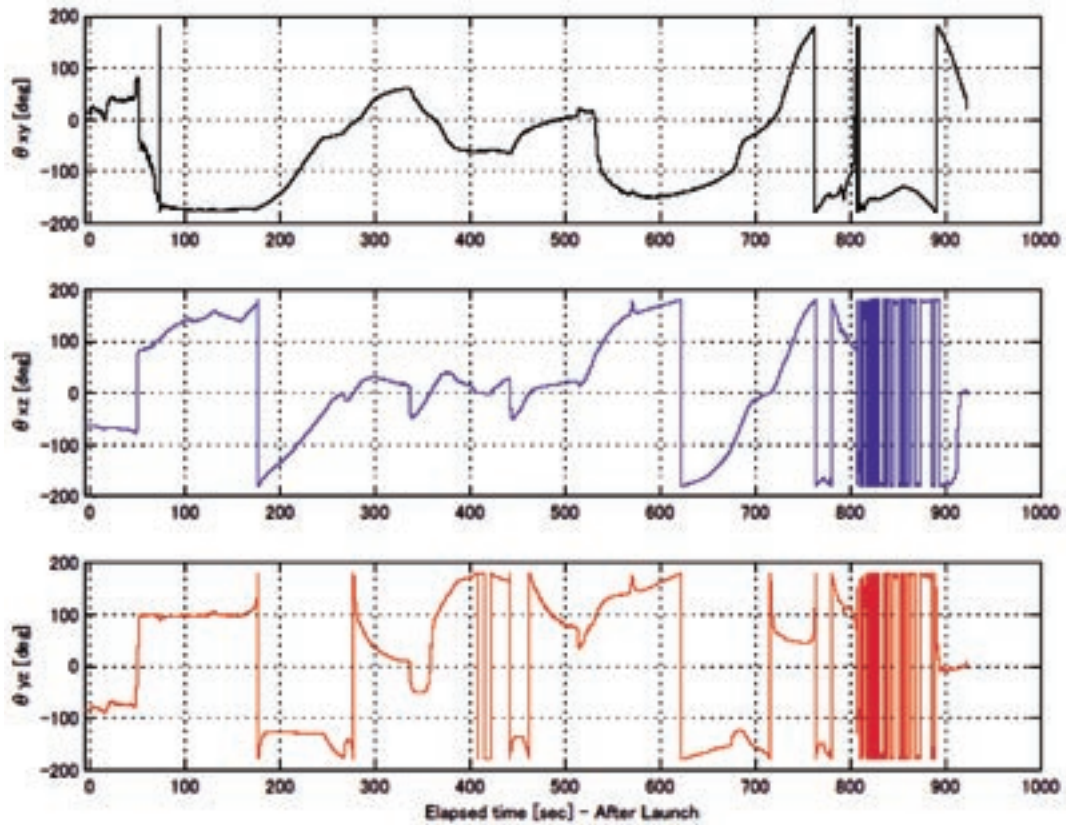


図5-16 実験機から見たR2レーダ・アンテナ方向の角度 (R2)

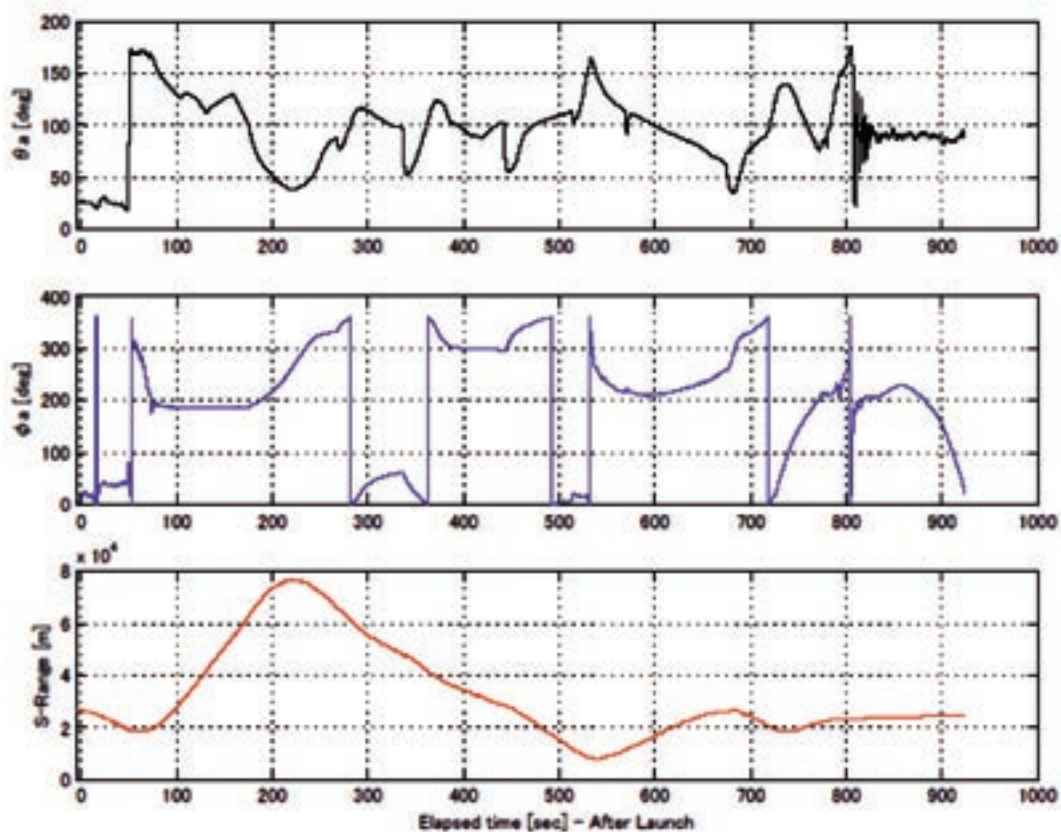


図5-17 実験機機体座標系エレベーション角 θa , アジムス角 ϕa , レンジ Ra (R2)

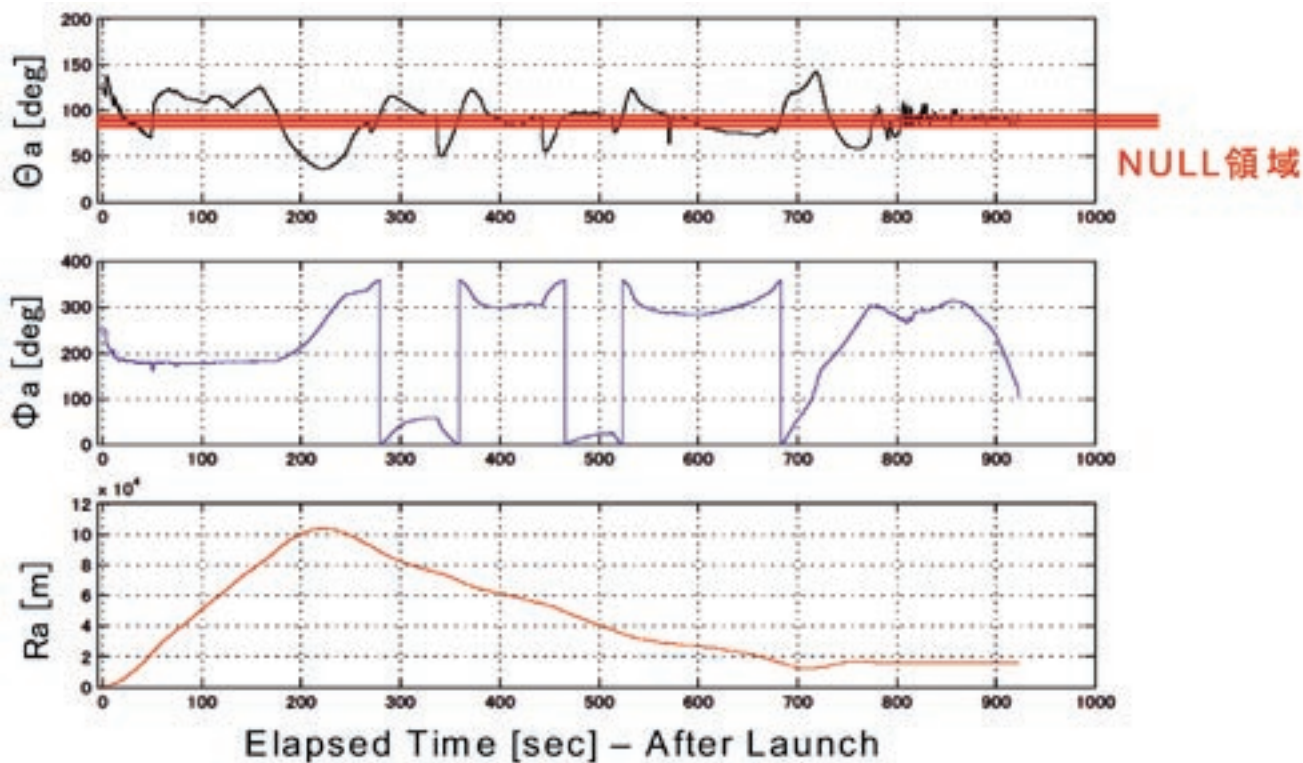


図5-18 実験機機体座標系エレベーション角 θa の NULL 領域 (IB)

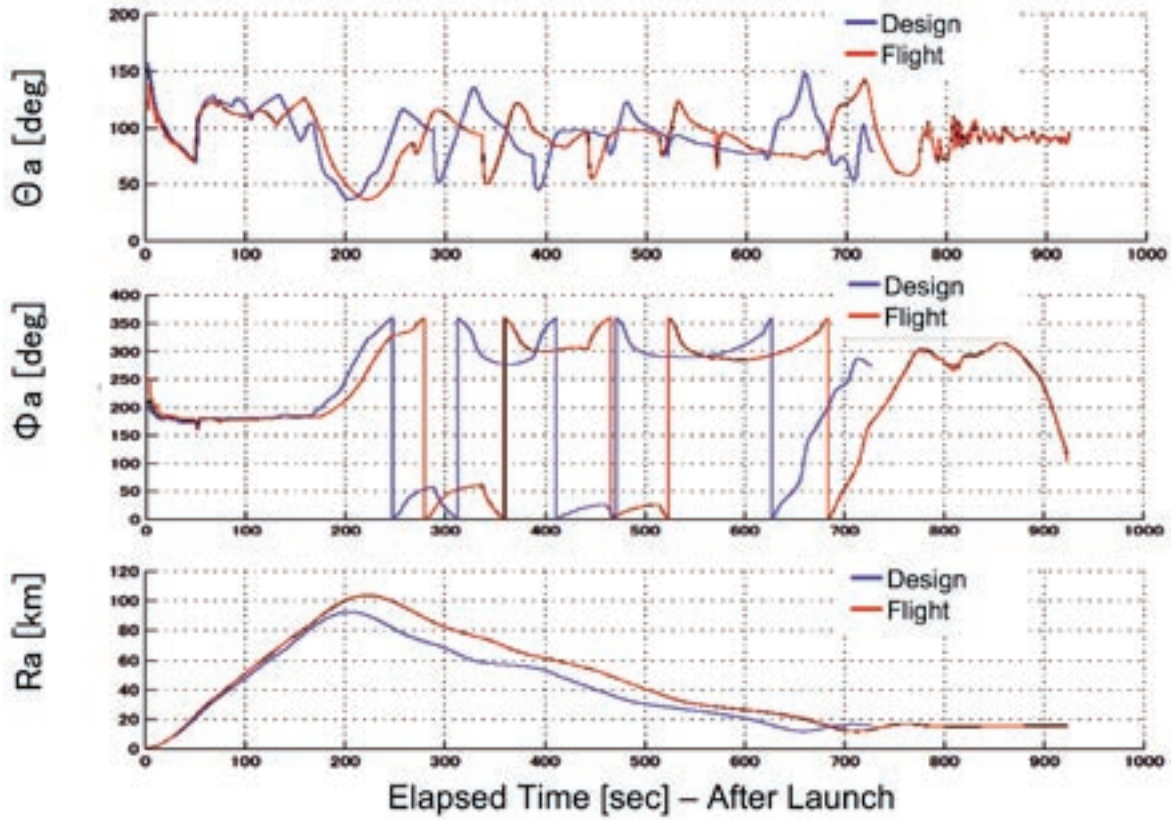


図5-19 設計と飛行実験の比較 (IB)

5.3 受信レベル変換

ここで5.1節の回線設計との比較に使用する目的から、ロケット実験機の飛行中、地上および機上で計測した3通信系のRSSI (Receiving Signal Strength Indication), SS (Signal Strength) の電圧値を一次近似および多項式

近似により受信電力dBmに変換を行った。図5-20にテレメータ受信レベルRSSIのdBm変換, 図5-21に機上指令受信レベルRSSIのdBm変換の結果を示す。レーダの受信レベルへの変換は, ARDUから供与されたSS記録データを用いた。

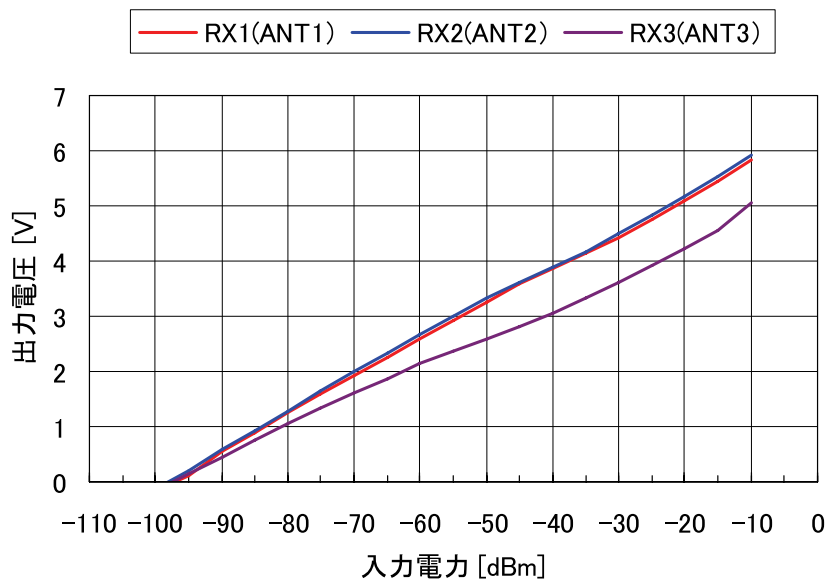


図5-20 テレメータ受信レベルRSSIのdBm変換

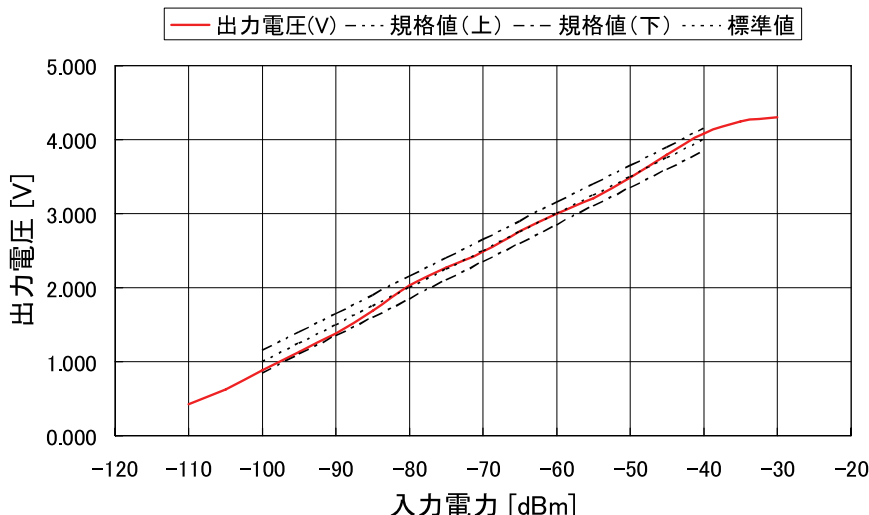


図5-21 指令受信レベル RSSI の dBm 変換

5.4 検証手法

検証手法の流れを図5-22に示す。上段は、実験機 IMU から得られた飛行実験データ緯度、経度、高度を用い各地上局方向の機体固定座標変換値エレベーション角 θa 、アジムス角 ϕa 、スラントレンジ Ra の算定と機上および地上において計測された RSSI、RSS から得られた受信レベルの換算の流れを示す。一方、下段の方は、事前の飛行シミュレーションから得られた各地上局方

向の機体固定座標変換値エレベーション角 θa 、アジムス角 ϕa 、スラントレンジ Ra の算定とアンテナパターン試験から得られた受信レベルを換算した設計の流れを示す。これら実験機の飛行位置・姿勢により変化する GATX 或いは GARX から得られた設計 Mr と飛行実験で得られた RSSI 値から換算して求めた Mr を比較し、検証・評価をロケット実験機の飛行 15 分 22 秒間について行った。

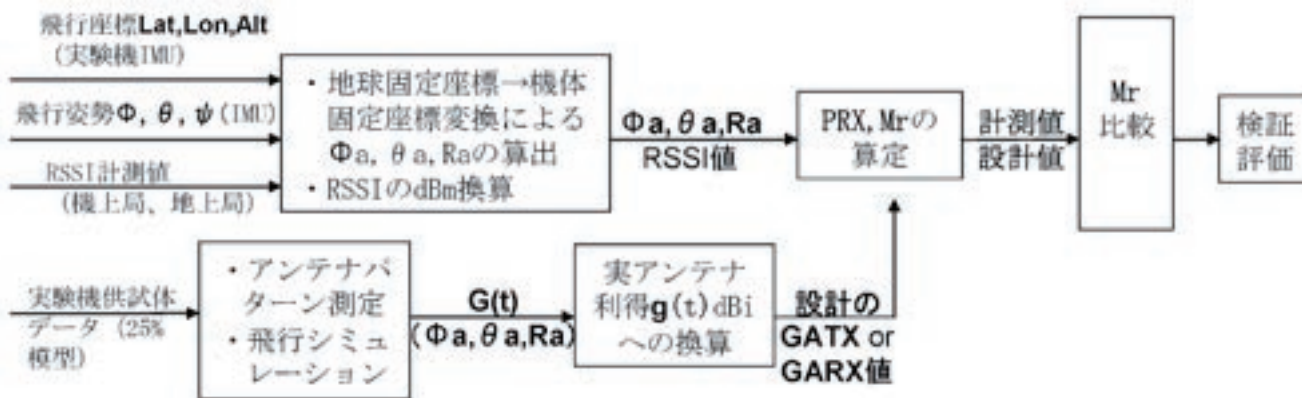


図5-22 リンクマージン Mr の比較・検証評価の流れ

5.5 検証結果

ロケット実験機の飛行 15 分 22 秒間の飛行実験データと設計値の各通信系 Mr を比較し、検証・評価を行った結果を以下に示す。飛行追跡系については、地上レーダと機上トランスポンダの機能・測位能力評価の観点から、地上レーダの測位解析を行い、機上 IMU の測位結果と比較・評価を行った結果を示す。

5.5.1 飛行データ伝送系

飛行データ伝送系は、図5-23に示すように一部を除いて回線余裕基準 3dB を上回り設計を満足している。地上テレメータ受信装置 Rx1、Rx2 の RSSI は、打上げからパラシュート開傘に至る間、図5-19の遅延傾向はあるものの回線設計値に良く一致している。しかし形状は良く似ているが、推定した噴煙損失の減衰量はその 50% 以下

であった。また回収フェーズ第1旋回～第5旋回における回線余裕の急減は、図5-7および図5-1、図5-2で示した通りのNULL領域に発生しており、地上アンテナ方向での実験機機体固定座標エレベーション角 θ_a に大きく依存することが確認された。

5.5.2 非常指令系

非常指令系は、図5-24ロケットコマンドレシーバのRSSI、実験機コマンドレシーバのRSSIに示すように、地上コマンド送信アンテナを無指向性アンテナ (OMN) から指向性アンテナ (#1) へ、および#1からOMNへ切替えた瞬間を除き、打上げからパラシュート開傘に至るRSSIはほとんど回線余裕基準を満たしている。ただ噴煙損失は推定モデルより小さい。また図から判るように、実験機が計測フェーズ終了、回収フェーズへのエネルギー調整の為の上昇姿勢変化時に回線余裕基準12dBを若干割り込む1箇所が存在した。

5.5.3 飛行追跡系

飛行追跡系は、図5-25 R1 SSとR2 SSに示すように、R1, R2とも打上げから着地まで回線余裕基準3dBを上回り設計を満たしている。しかし、180度反転後の損失が設計値よりR1で連続4dB減、直上付近を通過したR2では15dB減と予想外に大きかった。回線余裕の急減は、飛行データ伝送系と同様、NULL領域に発生しており、地上アンテナ方向での実験機機体固定座標エレベーション角 θ_a に大きく依存することが確認された。

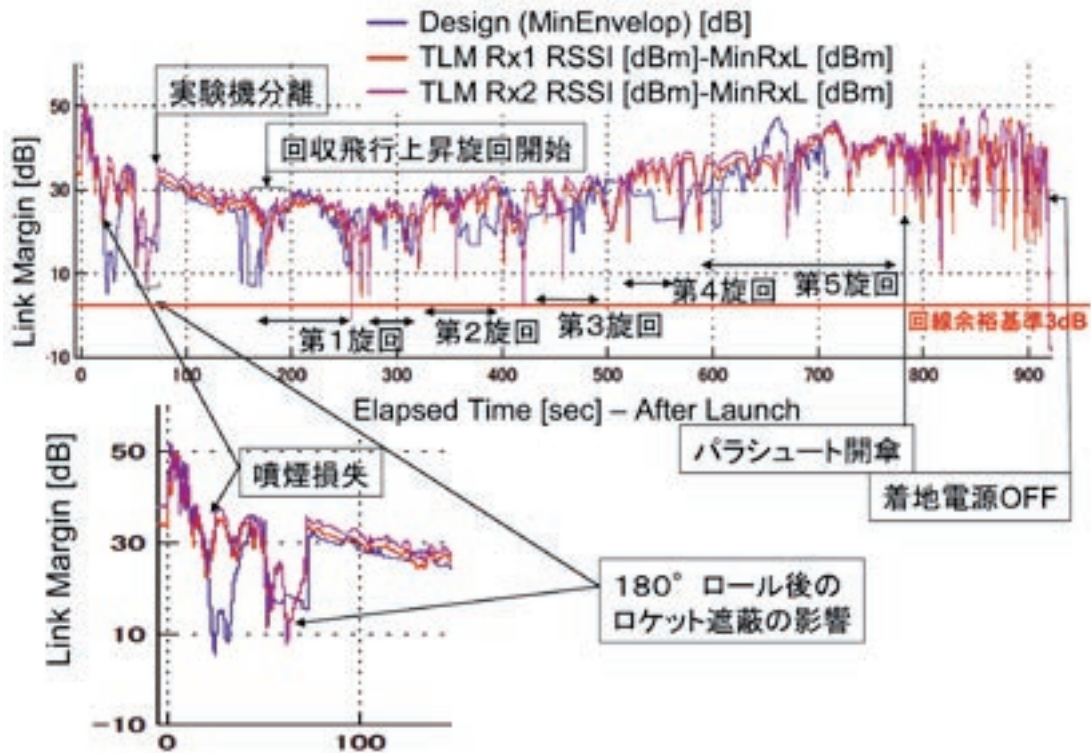
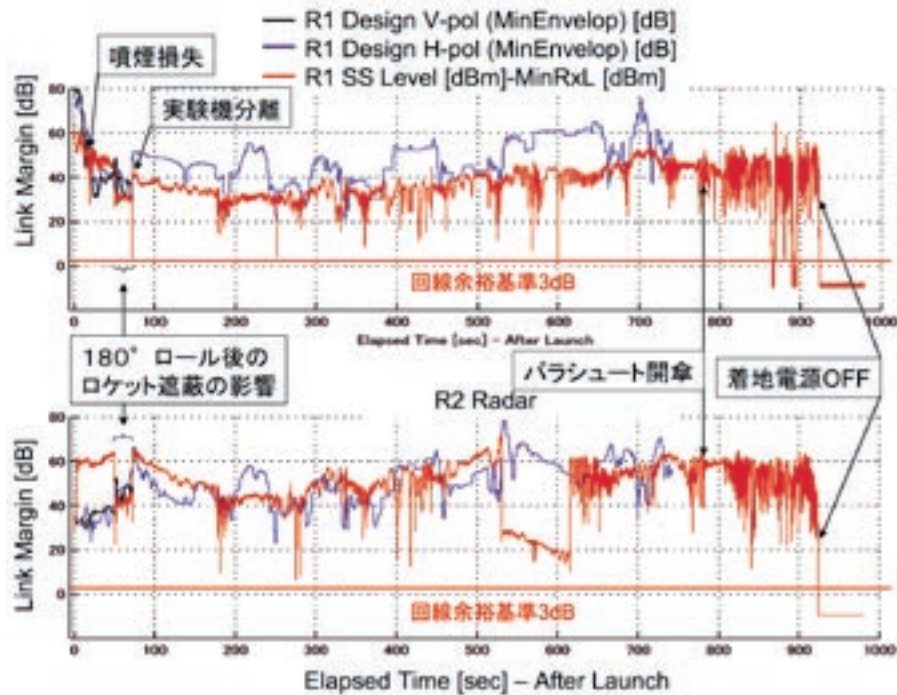


図5-23 地上テレメータ受信装置Rx1, Rx2のMr比較

図5-24 機上指令受信装置の M_r 比較図5-25 地上レーダR1, R2の M_r 比較

5.5.4 飛行追跡系と実験機IMUの測位

準楕円体 (Reference Ellipsoid) は、図5-26に示すように、赤道半径 X 軸 (長径 a) と回転軸 Z (短径 b) と扁平率 f により定義され、地球上の緯度、経度、高度を計算する場合に用いられる。地球の形を全体として最もよく表現しているとされるWGS (World Geodetic System)-84系 (楕円で地球をモデル化) での a_{84} と f_{84} は式 (9) で表現される。図5-26地球固定座標系の定義から、WGS-84系の緯度、経度、高度と直交座標 X, Y, Z 間の換算是式 (7) で表すことができる。実験機に搭載したIMU装置の測位データは、WGS-84系 (地理座標系)

によって緯度、経度、高度を出力する。ここでIMUの高度は気圧高度補正を行い出力されている。一方オーストラリアARDUのレーダR1,R2が測位した測角測距離データのエレベーション角、アジムス角、スラントレンジは、事前に測量された各レーダ局および射点基準点の固定座標を用いて、移動体の直交座標 X, Y, Z に変換される。得られた飛行中の実験機の直交座標 X, Y, Z をWGS-84地理座標系の緯度、経度、高度に (10) 式を用いて換算した。そしてこれら2種類の同一座標系における緯度、経度、高度の比較評価を実験機の打上げからパラシュート開傘・着地まで行った。

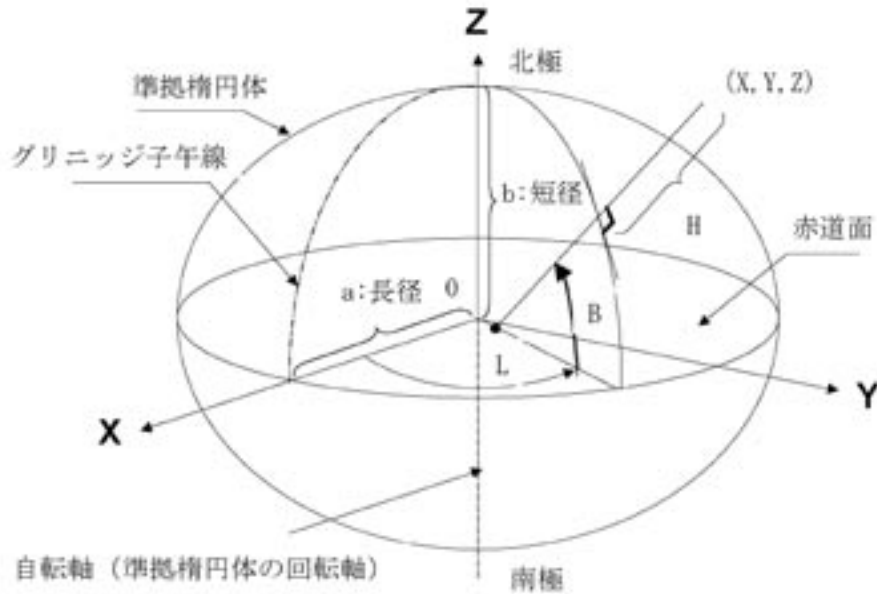


図5-26 地球固定座標系の定義

$$\begin{aligned} X &= (N + H) \cos B \cos L \\ Y &= (N + H) \cos B \sin L \\ Z &= [N(1 - e^2) + H] \sin B \end{aligned} \tag{7}$$

ここで、

- (X, Y, Z) : 移動体の直角座標
- B : 緯度
- L : 経度
- H : 楕円体からの高さ

ここで、

$$\begin{aligned} N &\cong \left(\frac{a_{84}}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 B}} \right) \\ e^2 &\cong f_{84} (2 - f_{84}) \end{aligned} \tag{8}$$

$$\begin{aligned} a_{84} &= 6378137m \\ f_{84} &= \frac{1}{298.257223563} \end{aligned} \tag{9}$$

また、その逆変換を以下に示す。

$$\begin{aligned} B &= \tan^{-1} \left[Z + \frac{e'^2 \sin^3 \theta_{84}}{p - e^2 \cos^3 \theta_{84}} \right] \\ L &= \tan^{-1} \left(\frac{Y}{X} \right) \\ H &= \frac{p}{\cos B} - N \end{aligned} \tag{10}$$

ただし、

$$\begin{aligned} p &= \sqrt{X^2 + Y^2} \\ \theta_{84} &= \tan^{-1} \left(\frac{Z a_{84}}{p b} \right) \\ e^2 &= \left(\frac{a_{84}^2 - b^2}{a_{84}^2} \right) \\ e'^2 &= \left(\frac{a_{84}^2 - b^2}{b^2} \right) \end{aligned} \tag{11}$$

ここで、

- e : 離心率 (eccentricity)
- e' : 第2離心率 (minor eccentricity)

尚、地上レーダの測位データと搭載IMUの測位データの時刻の違いは、UTC時刻を基準にソフト上で時刻同期を行った。また、双方のサンプリングレイトの違いは、線形補間により高い周波数IMU (50Hz) にソフト上で揃えた。

図5-27に地球固定座標からのWGS-84系解析によるレーダとIMUの測位比較を示す。R1は、IMU、R2測位に比べ最遠点での高度偏差が見られる。一方R2は終始IMUと航跡が一致しており、R1の測位がパラシュート開傘前から航跡が乱れているのに対してR2は着地電源OFFまで正確な自動追尾を行っている。結果、両レーダとも規格内の正常な自動追尾を行ったことを確認した。

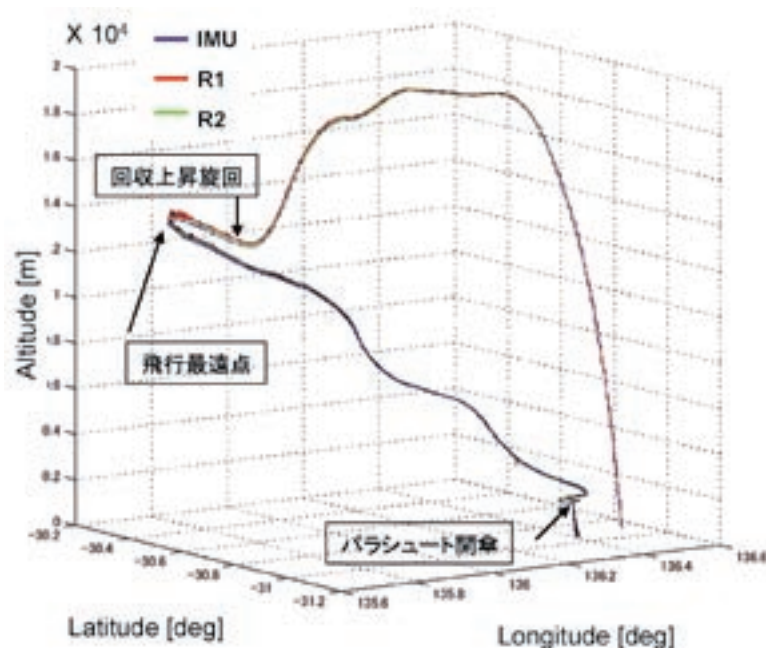


図5-27 WGS84系解析によるレーダとIMUの測位比較

6. まとめ

国内初のロケットに小型超音速実験機を背負ったピギーバック形態での、背面、反転ロール飛行、さらにロケット分離後の実験機単独における約100km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との回線設計が全飛行フェーズにおいて満足する通信システムのシステム設計を国内で初めて成立させた。本報告は、約10年間に亘る小型超音速実験機NEXST-1の研究開発における通信システム設計について、設計と飛行実験データ解析との比較・評価を行うことによって、その妥当性について検証を行った。得られた所見を以下に記述する。いくつかの課題も含め、解析から得られた成果は今後の飛行実験にも適用できると確信する。

1) 非常指令系改修において、模型を用い実測するアンテナパターン試験に替えて、CATIAデータを用いたモデリング/メッシング解析を実施した。アンテナ単体のパターン解析結果は実機アンテナに対し2dB以内であった。またロケット翼端アンテナ2個（実測したアンテナパターン試験）と同形態にて、本解析手法で算出したアンテナパターンを比較した結果、局所的には5dBを上回る差は見られたが、全体的なパターンは2dB以内の相似であり、使用覆域が分離までの近距離で十分な受信レベルが期待できることから、経費削減と改修期間短縮のコストミニマムを図るため本手法を採用した。

- 2) ロケット実験機の飛行実験に先駆け3通信系の総合機能確認のためシステム事前評価飛行試験を実施した。その結果、3通信系の機能確認では十分使用可能な信頼できる通信システムが完成したことを確認でき、第2回飛行実験に向け自信を持って望むことができた。一方、射点近傍における飛行パターンBの飛行安全ビデオモニタ装置VDM上の破壊限界線の検証においては、Dimonaが小型飛行機のため高々度で視認性が悪く、またDimonaのできる限りロケット実験機の飛行を模擬しようとして、大きな上昇ピッチ角およびバンク角の急激な姿勢運動を行ったことにより、Dimona搭載GPSの測位精度が悪化し、所望の精度での限界線の検証が得られなかった。このことから管制室VDM装置に表示された射点近傍のY-Z面およびX-Z面の破壊限界線は、地上物標をリファレンスとしたGPS測量等を行い、幾何学的な手法により検証を行い飛行実験に供した。
- 3) 飛行実験解析の結果、エレベーション角 θa 、アジムス角 ϕa 、スラントレンジ Ra 時系列データから、ロケット実験機はほぼ設計通りの飛行をしたことを確認した。ただプリフライト・シミュレーションの設計値では θa 時系列データ90secにおいて計測フェーズが始まるのに対して、飛行実験時系列データでは105secと開始に遅延が生じた。これはブースタロケット燃焼圧が当初の推算より大きめで分離時のマッハ数が多少大きく、実験機分離後1G制御の後、試験開始マッハ数2.02、試験中心マッハ数2.00、高度14

～20.5kmの誘導則の移行条件のため、バンク角0度、方位角325度で高度保持を行い条件が整ってから計測フェーズに正常に移行したことによる。それ以降、実験機は設計とほぼ同様な経路・姿勢角で飛行し、誘導シーケンスに従いパラシュート開傘を行い、予定回収点の範囲内に着地したことを確認した。

- 4) 飛行データ伝送系の飛行実験検証結果は一部を除いて回線余裕基準3dB以上を満足していた。Rx1, Rx2のRSSIは、打上げからパラシュート開傘に至る間、遅延傾向はあるものの設計値に良く一致している。しかし、推定した噴煙損失の減衰量はその50%以下であった。また回収フェーズNULL領域における回線余裕の急減の影響は θa に大きく依存することが示された。
- 5) 非常指令系の飛行実験検証結果は、地上コマンド送信アンテナを無指向性アンテナ (OMN) から指向性アンテナ (#1) へ、および#1からOMNへ切替えた瞬間を除き、ほとんど回線余裕基準12dB以上を満たしていた。しかし噴煙損失は推定モデルより小さかった。また実験機が計測フェーズ終了、回収フェーズへのエネルギー調整のための上昇姿勢変化時 (NULL領域) に瞬間的に回線余裕基準12dBを若干割り込む箇所が存在した。
- 6) 飛行追跡系の飛行実験検証結果、一部を除いて全般に亘って回線余裕基準3dB以上を満足していた。しかしR1のSSとR2のSSに示すように、180度反転後の損失が設計値より予想外に大きかった。
- 7) 主飛行安全監視装置として用いたレーダの測位結果、R1は、IMU、R2測位に比べ最遠点での高度偏差が見られ、回収点上空では一時的にロックオフが生じた。一方R2は、終始IMUと航跡が一致して着地電源OFFまで正確な自動追尾を行ったことを確認した。

課題

- 1) 実験機機体固定座標エレベーション角 θa が90度付近のNULL領域では、アンテナパターン測定値より大きく切り込んでいる箇所が発生した。アンテナパターン試験における計測きざみ細分化の必要性が考えられ、今後アンテナパターン計測法に反映する。
- 2) 打上げ形態180度ロール後のロケット遮蔽による損失が意外と大きかったことが確認された。アンテナの配置にさらなる工夫が必要と考える。
- 3) ロケット燃焼中の噴煙損失の最大値は推算モデルの50%以下であることが確認された。今後モデルの最適化を図る。

謝辞

本報告ではロケット実験機の第2回飛行実験通信系統設計に関わる飛行実験検証結果をとりまとめた。特に、改修設計・システム事前評価飛行試験・現地地上確認試験・飛行実験で、通信系統のとりまとめをして頂いたKHI湯藤隆司氏をはじめ、安藤 敦氏、小川和夫氏、田中稔久氏、NECの砂岡雅弘氏、MHIの衣田 薫氏、NJRCの宮本昌弘氏、システム事前評価飛行試験においては豪州ARA社のDr J.M Hacker氏、以上の諸氏に多大なご支援を頂いた。また帰国後の飛行後データ解析においてはKHIの伊藤 聖氏にご協力を頂いた。ロケット実験機の成功に寄与されたこれらの民間支援会社のかたがた、ならびにウーメラ実験場作業にてご支援を頂きSOLOとして活躍されたPeter Nikoloff氏等、オーストラリア関係各位にこの場をお借りして深く感謝申し上げます。

参考文献

- 1) 村上義隆, 多田 章, 他: 小型超音速機通信系統設計, 日本航空宇宙学会 第37期年会講演集, 2006.4.4
- 2) 多田 章, 村上義隆: SSTロケット実験機誘導制御系の改修設計検証, 日本航空宇宙学会 第44回飛行機シンポジウム講演集CD ROM, 2006.10.20
- 3) 村上義隆, 多田 章, 他: 小型超音速実験機の航法誘導検証, 日本航空宇宙学会 第44回飛行機シンポジウム講演集CD ROM, 2006.10.20
- 4) 多田 章, 村上義隆, 他: 小型超音速実験機誘導制御設計, 日本航空宇宙学会 第37期年会講演集, 2006.4.4
- 5) 村上義隆, 滝沢 実, 他: 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, JAXA-RR-04-001, 2004.10
- 6) 堀之内 茂, 他: 小型超音速実験機 (ロケット実験機; NEXST-1) の基本設計結果について, JAXA-RR-05-044, 2006.3
- 7) 滝沢 実, 村上義隆, 他: 小型超音速ロケット実験機の誘導制御系設計と地上試験 (第1回飛行実験にむけて), JAXA-RM-06-007, 2007.3
- 8) 村上義隆, 滝沢 実, 他: 小型超音速実験機の通信系設計, 第38回飛行機シンポジウム講演集, 2000.10
- 9) 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

- 10) 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
- 11) 大貫 武, 鈴木広一, 村上義隆, 他: 小型超音速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
- 12) 回線設計基準, JAXA (現基準): JERG-0-31, 2004. 4, NASDA (旧基準): NDC-2-8-6, 1985. 3
- 13) ARDU, "Woomera Instrumented Range, Present Capability of Instrumentation System", 1997
- 14) Diamond Aircraft, "Airplane Flight Manual for the Powered Sailplane HK 36 TTC - ECO", Diamond Aircraft Industries GMBH, 1998 - 10 - 30
- 15) Sakata, K., "Supersonic Experimental Airplane (NEXST) for Next Generation SST Technology - Development and Flight Test Plane for the Unmanned Scaled Supersonic Glider-", AIAA Paper 2002-0527, Jan. 2002.
- 16) Nikoloff, P. and Ohnuki, T., "Woomera Test Range and the Launch of the NEXST-1 Supersonic Flight Trial Experiment", Aerospace Testing Expo 2005 North America, Nov. 2005.
- 17) KWAK, D. and YOSHIDA, K., et al., "Flight Test Measurements of Surface Pressure on Unmanned Scaled Supersonic Experimental Airplane", AIAA paper 2006-3483, June 2006.
- 18) TADA, A, MURAKAMI, Y., and TAKIZAWA, M. "Flight Control System of the NEXST1 Experimental Vehicle for Supersonic Aerodynamic Measurement", AIAA paper 2007-0860, January 2007.
- 19) MURAKAMI, Y., TADA, A., TAKIZAWA, M., and NAKANO, E., "Flight Test Verification of the Radio Communication Systems Design for an Unmanned Scaled Supersonic Experimental Airplane", AIAA paper 2007-2897, May 2007.

付録

付録A. システム事前評価飛行試験 (ARA飛行試験)

付録A-1. システム事前評価飛行試験報告書:
Collaborative Tracking Trials During the JAXA NEXST-1 Program Woomera/SA, August 2005, by J.M Hacker of ARA, 18 August 2005

付録A. システム事前評価飛行試験 (ARA 飛行試験)

A.1 概要

ARA社は、南オーストラリア州、アデレード市、パラフィールド空港を基地として、南半球唯一の大気観測航空機数機他を所有し、世界的な機材共用協定の基、環境研究およびリモートセンシング等の各種飛行実験をグローバルに行っている航空機使用事業会社である。もともとアデレードにある国立フリンダーズ大学からの資金提供を受けて設立され、科学者・技術者・パイロット等の優れた科学技術スタッフにより構成されている。平成16年4月～11月の間、ARA社と技術仕様の調整および契約方式の調整を直接E-mailで行った結果、実験データ共用による相互研究とコスト低減を図るためJAXA-ARA社間で共同研究を兼ね、ARA社の小型飛行機を用いた、ロケット実験機通信系統装置のシステム事前評価飛行試験を平成17年8月～9月の間にウーメラ実験場で実施することで契約に合意した。

ARA社所有の小型飛行機（以下Dimona、付録A-1第2章AIRCRAFT）を選定したのは、ロケット実験機通信装備品を搭載するに十分なペイロードが有り、高度20000ft以上の飛行能力、実験機飛行最遠点の破壊限界線全ての覆域を飛行可能な飛行時間および飛行距離の能力を備えている。さらにアンテナを左右ポッドに搭載することで機体形状に影響を受けない理想的なアンテナパターンが期待できる等、本ミッション要求をすべて満足できると判断したためである。飛行試験受託業者および小型航空機の選定後、飛行試験仕様の作成、一部搭載器材I/Fの国内製作、そしてロケット実験機搭載補用品等のDimona搭載器材を事前にアデレードARA社へ2回に亘って輸送を行い、試験器材の搭載、地上機能確認試験と、平成16年12月～平成17年7月の飛行準備期間を経て8月の飛行試験に移行した。

ARA飛行試験仕様の構成は、試験器材搭載、地上機能確認試験、飛行試験、報告書作成の4作業で構成した。付録A-1第3章3.1.5にDimonaに搭載した試験器材と機内信号配線のブロック図を示す。試験器材搭載に当たっては、図中一点鎖線下部に示すように、飛行データ伝送系の(1)簡易テレメータ送信機、非常指令系の(2)非常指令受信装置、飛行追跡系の(3)トランスポンダ応答装置ならびに関連アンテナ・コネクタケーブル類をARA社へ輸送し貸与した。(2)(3)はロケット実験機搭載補用品で、(1)は搭載品を模擬した簡易送信機である。またDimona機上で非常指令受信機の計測データを収録するため信号接続器(図中のI/F)を新たに国内で製作し、ARA社へ貸与した。図中一点鎖線上部には、



図A.2-1 簡易テレメータ送信機とアンテナの実装外観

Dimonaの機上電源ライン・搭載機器・機内信号配線を示した。

A.2 試験器材搭載

貸与した装置は、付録A-1第3章3.3機器搭載配線図のJAXA仕様に基づき、Dimonaの電源系統配線等、技術的な考慮を行い、オーストラリア関係省庁諸法令(耐空性、電波法)の許認可を満足することを確認し、ARA社で許認可手続きを実施の上、搭載配線工事を完了した。なおロケット実験機で得られている豪州電気通信監理局からの無線局ライセンスの写しは事前にARA社へ渡した。

(1) 飛行データ伝送系

ARA社へ貸与しDimonaに搭載した簡易テレメータ送信機の仕様を付録A-1第3章3.1.2に、その実装外観図を図A2-1に示す。簡易テレメータ送信機は、もともと実験場で車載走行を行い、設置された地上テレメータ受信装置の自動追尾機能確認試験に使用するために製作されたもので、ARA飛行試験の期間はDimonaに搭載し、TLMアンテナオペレータの手動・自動追尾・再追尾手順の確立と慣熟および追加アンテナの機能/電波覆域の確認に使用した。

Dimonaへの搭載箇所は、簡易テレメータ送信機、ホイップアンテナとも左翼下ポッド内とし、DC12Vの電源はバスラインDC28VからDC-DCで分割して左翼ポッドへ供給する方式とした。

(2) 非常指令系

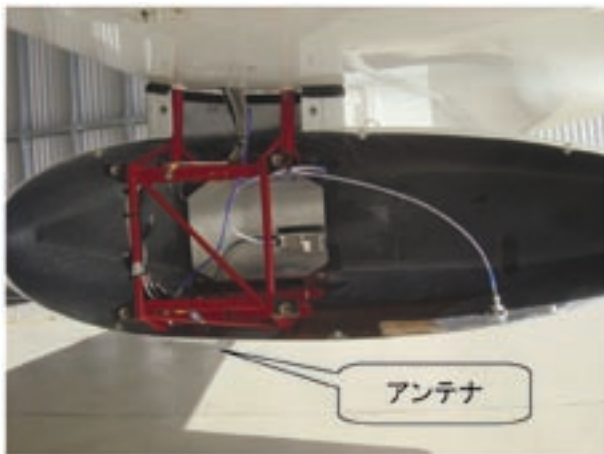
ARA社へ貸与し、Dimonaに搭載した非常指令系の非常指令受信機、アンテナ、I/Fの仕様を付録A-1第3章3.1.3に、その実装外観図を図A2-2,図A2-3,図A2-4に示す。非常指令受信機はロケット補用品1台、アンテナはロケット補用品2個を使用した。I/Fは飛行試験の為に新規製作し搭載した。Dimonaへの搭載箇所は、付録A-1第3



図A.2-2 非常指令受信装置の実装外観



図A.2-4 インターフェースボックス (I/F) の実装外観



図A.2-3 非常指令受信装置用アンテナの実装外観



図A.2-5 トランスポンダ応答装置とアンテナの実装外観

章3.3機器搭載配線図に示すように、非常指令受信機とI/Fがキャビン後部床とキャビンラック右上に固定、アンテナは左右ポッドの前方に1個ずつ、受信レベル改善の円盤状のグラウンドプレーンを施し取り付け付けた。

(3) 飛行追跡系

ARA社に貸与し、Dimonaに搭載したトランスポンダ応答装置の仕様を付録A-1 第3章3.1.1に、その実装外観図を図A2-5に示す。トランスポンダ応答機は実験機2号機搭載品、トランスポンダアンテナは補用品を使用した。使用に当たっては搭載前にウーメラ実験場においてレーダとの通信設定機能確認を行い正常に機能することを確認した。Dimonaへの搭載は、図に示すように何れも右翼下のポッドに搭載した。アンテナはポッドの後方に、受信レベル改善の円盤状のグラウンドプレーンを施し取り付け付けた。

A.3 地上機能確認試験

地上機能確認試験は平成17年7月31日～8月1日間ARA社の格納庫で実施した。7月31日にウーメラから

アデレードへ試験計測器材の輸送と計測員の移動により器材のセットアップを行い、試験計画に基づき、Dimonaに搭載(付録A-1 第3章3.3)された3通信系装置の搭載・結線状態を確認し、8月1日に3通信系の正常動作を確認、撤収作業を完了した。計測員は、翌日2日の夜明け前にはアデレードを出発、500km北のウーメラ実験場での午後の飛行試験#0に対応した。同日早朝、ARA社もDimonaに試験器材搭載完了状態でアデレードからウーメラ飛行場へのフェリーフライトを実施した。

図A3-1にARA社格納庫内で実施した地上機能確認試験の試験状況を示す。実施項目の概要は以下の通りである。

(1) 簡易テレメータ送信装置通信機能試験

スペクトラムアナライザを用い、テレメ送信機から正常電波が送信されていることをキャリア周波数測定により確認。

(2) トランスポンダ機能試験

(イ) トランスポンダ応答周波数の測定

パルス周波数カウンタにて応答周波数を測定し



図A.3-1 地上機能確認の実施状況

以上の機能試験の結果、地上のイントロゲータに対し、搭載トランスポンダが正常に応答することを確認した。

(3) CDR～I/F BOX間の機能確認

受信アンテナ～CDR間の接続確認、指令受信系全体の機能確認 (D/Rを含む) により正常機能を確認した。結果、3通信系は全てが正常に作動することを確認した。

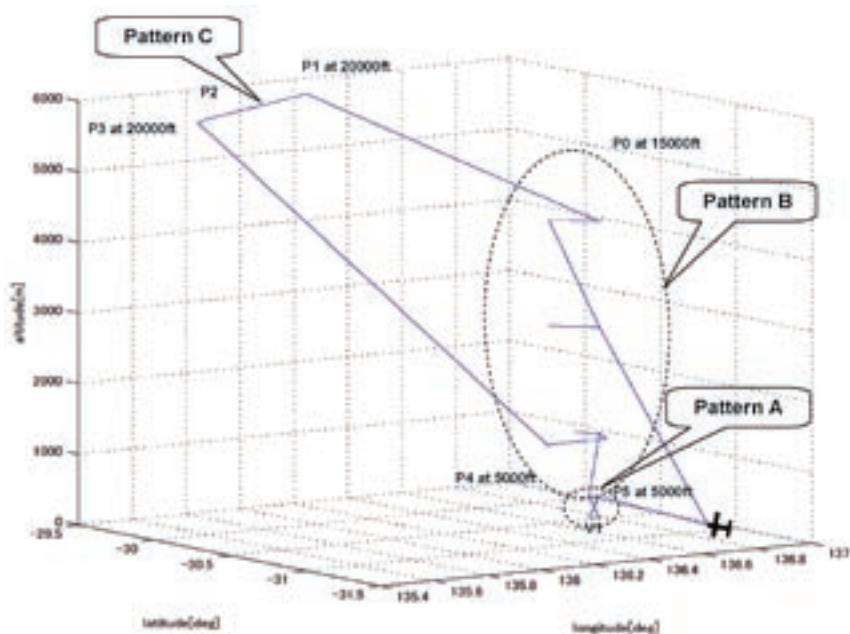
A.4 飛行試験

飛行試験は、8月2日～5日の期間、ウーメラ飛行場を主基地として、Dimona機上通信装置と地上通信装置間の飛行試験を4フライト (Max 4H / FLT, #0FLT～#3FLT / 4日間) 実施した。ARA飛行試験は、第2回飛行実験を想定した全通信系システムの事前機能確認および現地レーダの測位精度確認を行う目的から、以下に述べる (1) 飛行パターン、(2) 記録フォーマット、(3) 要員配置についてARA社およびオーストラリア飛行安全主任と詳細な事前調整の基に飛行試験を実施した。

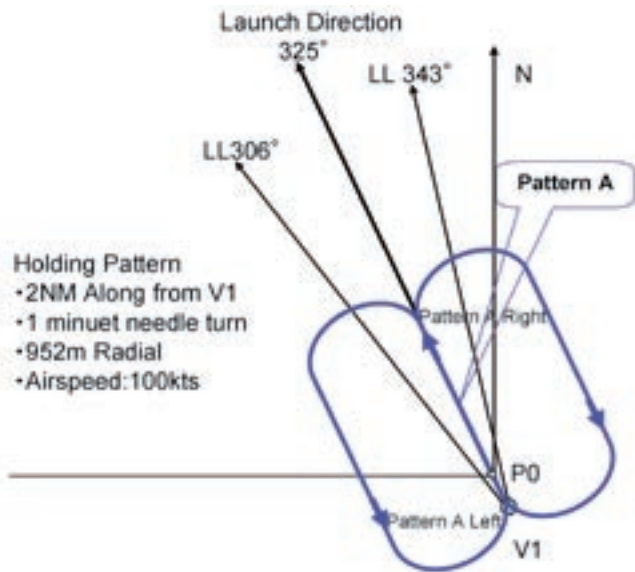
(1) 飛行パターン

飛行パターンは、(1) TLMアンテナオペレータの手順確立と慣熟の為のPattern A、(2) 破壊限界線の検証のPattern B、および (3) CDRおよびレーダ・トランスポンダの覆域/側位精度確認のPattern Cの3種類で構成した (図A4-1)。フライト#0は搭載器材の通信設定確認飛行とし、フライト#1、#2、#3の3フライトを実際の機能確認飛行試験とし、これらPattern A、B、Cの3飛行パターンを当日の天候、特にシーリ

- た。
- (ロ) 応答パルスの測定
ユニバーサル・カウンタおよびオシロスコープの入力を50Ωに設定し、オシロスコープにて応答パルスのパルス幅を50%振幅点で測定した。
 - (ハ) 応答パルス繰返し周期の測定
ユニバーサル・カウンタにて応答パルス繰返し周波数を測定した。



図A.4-1 飛行パターンの設定



図A.4-2 飛行パターン A (A-1, A-2)

ング（最低雲高）と上空風の条件によって適宜組み合わせ実施した。以下にPattern Aの各飛行パターンの実施内容を示す。

(イ) Pattern A

(a) 飛行パターン A-1

本パターンは、図A4-2飛行パターンA-1に示すように、進出距離を2NMとしV1を基点に左右1分間のホールディングパターンを高度1000ftおよび2000ftで実施する。この間TLMアンテナオペ

ータは自動追尾が正常に行われ追尾アンテナのハンチング等の異常が起きないことを確認する。

(b) 飛行パターン A-2

本パターンは、各高度での飛行パターンA-1終了後、機上のテレメータ送信機28V電源スイッチ或いはCB（Circuit Breaker）をOFFとし、意図的にロックオフ状態を起こし、TLMアンテナオペレータの再追尾の操作慣熟を行いその手順を確立する。

(ロ) Pattern B

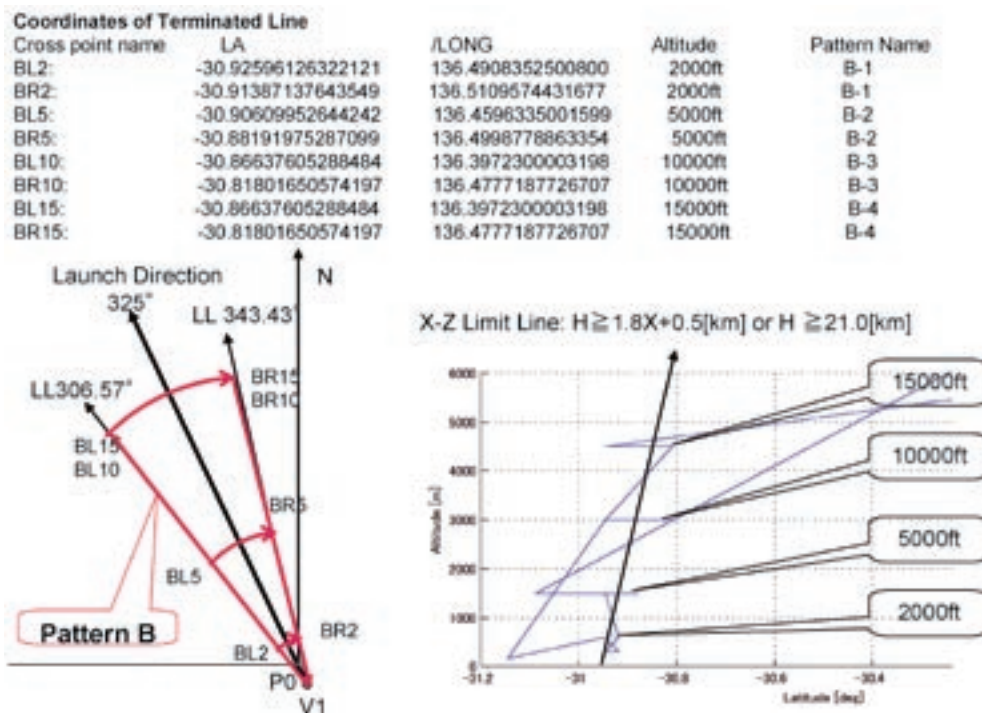
本パターンは、飛行安全ビデオモニタ装置（VDM：Video Display Monitor, V1, V106）表示上の破壊限界線設定の良否を確認する。図A4-3に示すように、ロケット実験機打ち上げ上昇中の縦断面および横断面からの4高度における破壊限界線を確認する目的で4つのパターンで構成した。検証は、時間軸に対するVDMの記録と機上GPS測位記録の解析結果により評価した。以下にPattern Bの各飛行パターンの実施内容を示す。

(a) 飛行パターン B-1

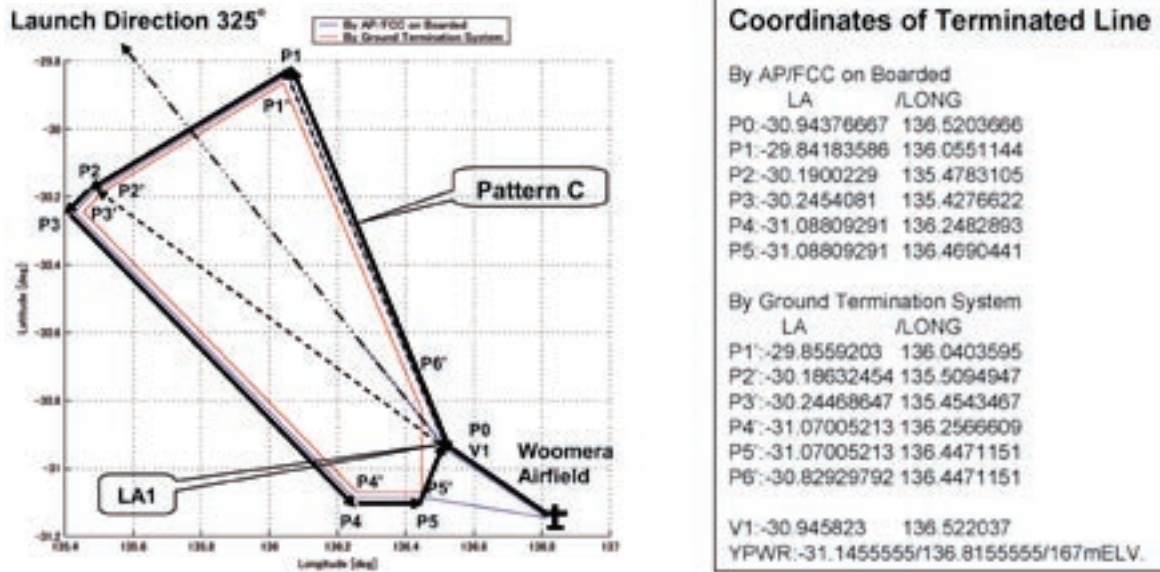
飛行パターンA-1完了後、2NM / 高度2000ftで、図中飛行パターンB-1に示すように、水平・垂直の破壊限界線を横切りVDMに描かれたそれぞれの限界線が正しく設定されているか否かを検証する。

(b) 飛行パターン B-2

本パターンは、図中飛行パターンB-2に示すよ



図A.4-3 飛行パターン B (B-1, B-2, B-3, B-4)



図A.4.4 飛行パターンC

うに、飛行パターンB-1に対し、進出距離を4NM / 高度5000ftにして同様のパターンを実施してVDMの破壊限界線が正しく設定されているか否かを検証する。

(c) 飛行パターンB-3

本パターンは、図中飛行パターンB-3に示すように、飛行パターンB-1に対し、進出距離を6NM / 高度10000ftにして同様のパターンを実施してVDMの破壊限界線が正しく設定されているか否かを検証する。

(d) 飛行パターンB-4

本パターンは、図中飛行パターンB-4に示すように、飛行パターンB-1に対し、進出距離を8NM / 高度15000ftにして同様のパターンを実施してVDMの破壊限界線が正しく設定されているか否かを検証する。

(ハ) Pattern C

図A4-4に、レーダ・トランスポンダの覆域 / 側位精度確認のための飛行パターンCの飛行経路とウェイポイントの座標を示す。以下に飛行パターンC-1の飛行実施内容を示す。

(a) 飛行パターンC-1

本パターンは、図A4.4飛行パターンCに示すように、P0 / 高度15000ftを基点として、P4 / 高度5000ftまで (最高高度20000ft) をGPS航法により飛行し、地上・機上記録データを解析する事により、CDRおよびレーダ・トランスポンダの覆域、レーダの測角測距離精度、ならびにGPS測位を基準としてプライマリーの飛行安全監視装置であるレーダの測位精度を評価する。

JAXA_Jun05 050803_0931 GPS and CDR data

ファイルネーム、	NPtag	GPSsec	UTCdate	UTCtime
	3.65	259313.00	260602.	153.00
データ番号、		GPS時刻、	UTC年月日、	UTC時刻、
Nlat	-31.14	Nlon	136.805	Nalt
				Ngs
GPS緯度、		GPS経度、	GPS高度、	GPS対地速度、
Ntrk	87.75	Nw	0.0	Tpch
				Trll
GPS方位角、GSP垂直速度、			ピッチ角、	ロール角、
Tthdg	82.95	Tflag	1.0	
ヨー角、クオリティーフラグ、				
Cacmd	1.0	Crcmd	1.0	Crrm
				Cfsyc
実験機コマンド、ロケットコマンド、				ロケットアーム、
Crssi	4.0			シンクロ、
RSSILレベル、				

図A.4.5 記録フォーマット

(2) 記録フォーマット

非常指令受信装置CDRの5CH出力信号の記録フォーマットを図A4-5のように設定し、Dimona飛行中、データは、機上のPCにASCIIファイル、サンプリングレート10Hzで記録された。

(3) 要員配置

ARA飛行試験時の要員と配置を表4-1と図A4-6に示す。飛行はオーストラリア航空局CAAの航空法およびオーストラリア国防軍DODの規定に準じて実施した。飛行試験計画立案はJAXAで行ったが、当日の飛行計画および飛行試験指揮は、オーストラリアSOLOの指揮下で、AOSG / ARDU支援の元、JAXA / JAST / ARA要員 (表A4-1) の構成で実施した。

表A.4-1 ARA飛行試験時の要員構成と役割

飛行時間の要員

(1) 飛行指揮者	1名 (SOLO)
(2) トラッキングレーダコーディネータ	1名 (TRC)
(3) R1レーダオペレータ	2名 (ARDU)
(4) R2レーダオペレータ	2名 (ARDU)
(5) 飛行安全主任	1名 (JSO)
(6) 飛行試験コーディネータ	1名 (JAXA)
(7) テレメータアンテナ指揮者	2名 (JAXA, JAST3)
(8) ビデオディスプレイモニタ	1名 (JAXA)
(9) テレメータアンテナ#1オペレータ	1名 (JAST3)
(10) テレメータアンテナ#2オペレータ	1名 (JAST3)
(11) レーダ/リアルタイムモニタ接続装置操作記録員	1名 (NEC)
(12) リアルタイムモニタ/指令送信装置操作員	1名 (JAST1)
(13) 機上指令受信装置整備要員	1名 (JAST2)
(14) ルーフアンテナ監視記録員	1名 (JAXA)
(15) バルコニーアンテナ監視記録員	1名 (JAXA)
(16) パイロット	1名 (ARA)
(17) 機上計測員	1名 (ARA)
(18) 地上支援員	1名 (ARA)

(4) 成果課題等

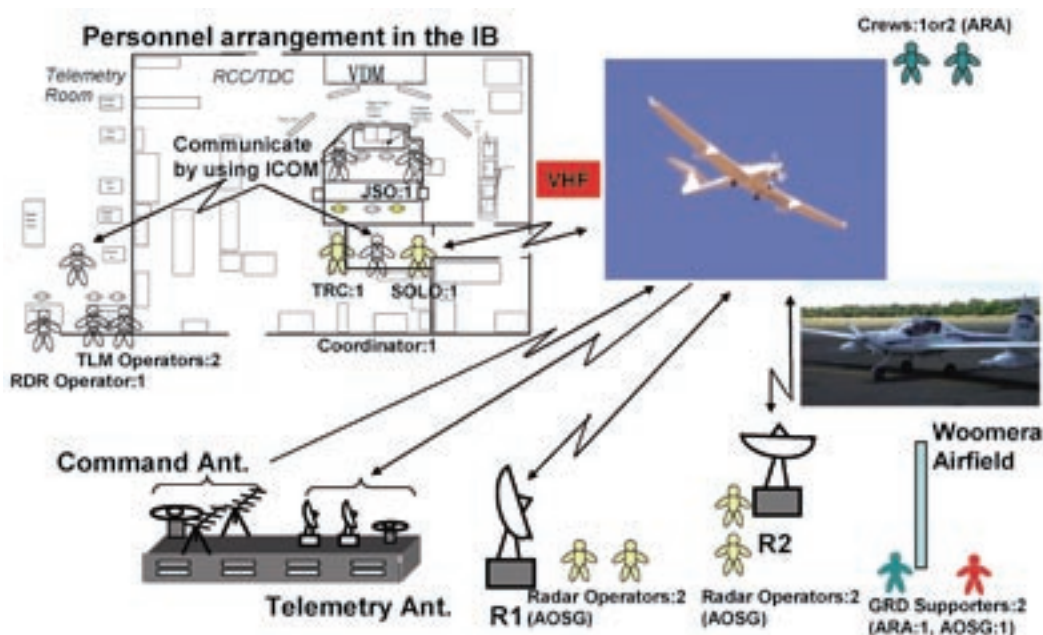
- (イ) 飛行データ伝送系のTLMは、第1回飛行実験時に見られた地上自動追尾アンテナのハンチング現象が修復し、正常な自動追尾が行えることを確認した。またアンテナオペレータの手動・自動追尾・再追尾手順の確立と慣熟および追加アンテナの機能/電波覆域の確認を行った。
- (ロ) 非常指令系における指令送受信装置の機能確認および飛行安全のため設定した最遠点破壊限界線上での電波覆域が得られていることを確認した。一方、射点近傍での飛行パターンBによるVDM

に表示された破壊限界線の検証は、所望の精度での限界線の検証が得られなかった。

- (ハ) 飛行追跡系におけるレーダ・トランスポンダ機能確認/電波覆域/測位精度の確認において、R2とDimona GPSの航跡は良く一致し自動追尾が安定していたのに対し、R1は#0~1FLTにおいて自動追尾にオフセットおよびジャンプ等の不具合が認められた。R1については改善の依頼をレーダ管理者である豪州航空宇宙運用支援グループ(AOSG)に行った。その結果、#2FLT以降おおむね安定した自動追尾が認められた。それでも#3FLTでは以前ジャンプが残り不安定な状況であった。
- (ニ) JAXAから貸与した搭載品は、8月5日、計画した最後の#3FLT終了後、Woomera飛行場で取り下ろしJAXAへ返却され、Dimonaはその日の内にアデレードのARA社へ帰投した。

A.5 報告書

飛行試験終了後、付録A-1に示すようにシステム事前評価飛行試験報告書「Collaborative Tracking Trials During the JAXA NEXST-1 Program Woomera/SA, August 2005」が8月18日に提出された。本飛行試験は、JAXAがARA社に飛行試験作業を発注し、ARA社がJAXA仕様に基づき実施した。本報告書は、共同研究の一環としての位置付けから、仕様で定める提出書類のひとつであり、飛行試験の詳細を示す目的で、ARA社から納入された飛行試験報告書の全文をそのまま転載した。



図A.4-6 ARA飛行試験時の要員の配置

付録A-1. システム事前評価飛行試験報告書

Collaborative Tracking Trials During the JAXA NEXST-1 Program Woomera/SA, August 2005

Final Report

J.M. Hacker

18 August 2005



Airborne Research Australia / Flinders University

www.AirborneResearch.com.au

ARA Technical Report No. 05-2005



Airborne Research Australia PO Box 335 Salisbury South 5106

Ph: 08 8182 4000 Fax: 08 8285 6710

<http://www.AirborneResearch.org.au>

© 2005 Airborne Research Australia (ARA)

TABLE OF CONTENT

OVERVIEW	45
2 AIRCRAFT	46
3 INSTRUMENTATION	48
3.1 JAXA-SUPPLIED INSTRUMENTATION	48
3.1.1 Transponder System	48
3.1.2 Telemetry System	49
3.1.3 Command Receiver	50
3.1.4 Interface Box for Command Destruct Receiver	52
3.1.5 Wiring and Interface Schematic	53
3.2 ARA INSTRUMENTATION	54
3.3 SUMMARY OF INSTALLATION	55
4 FLIGHT PATTERN	57
4.1 TM TRAINING FLIGHT PATTERN	57
4.2 RADAR VALIDATION FLIGHT PATTERN	58
4.3 OPTICAL LIMIT LINES FLIGHT PATTERN	59
5 FLIGHTS	60
5.1 2 AUGUST 2005	61
5.2 3 AUGUST 2005	62
5.3 4 AUGUST 2005	63
5.4 5 AUGUST 2005	64
6 DATA ON CD-ROM	65
ACKNOWLEDGEMENTS	66

1 Overview

The Japan Space Exploration Agency (JAXA) is developing a supersonic transport aircraft of the next generation under the acronym NEXST. To test the aerodynamic configuration of the SST, an 11m-long unpowered model of the aircraft will be launched by a rocket to approximately 20km altitude and then glide back to the ground performing various test maneuvers. The tests will take place within the Woomera Test Range in South Australia in September 2005.

To get a comprehensive record of the behaviour of the NEXST model aircraft, the aircraft will be tracked by radar, telemetry and optical means.

To test the tracking capabilities, as well as the Command Destruct Receiver, various JAXA-supplied transponders and other equipment, including the Command Destruct Command Receiver, were installed in one of the ECO-Dimona Research Aircraft operated by ARA – Airborne Research Australia. The ECO-Dimona was then flown along pre-defined patterns over the Woomera Test Range. JAXA's tracking equipment tracked the aircraft and communicated with the on-board transponders and receivers.

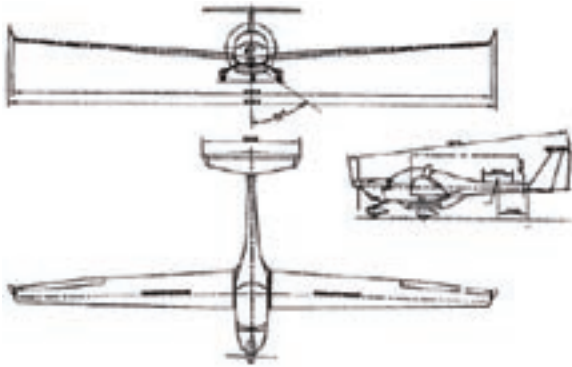
Five flights were carried out with the ARA ECO-Dimona VH-EOS between 2nd and 5th August 2005, with a total of 12 mission hours.

The measurement campaign was carried out in collaboration with JAXA which meant that ARA used the flights to cross-verify different GPS-based positioning algorithms making use of the JAXA tracking data.

The following Report summarises the flights carried out. All data was already supplied to JAXA within 2 hours after the flights, but is also available on the enclosed CD-ROM.

2 Aircraft

The aircraft used is a Diamond Aircraft HK36TTC ECO-Dimona. Specifications and some images can be found below.



Aircraft Type	HK 36 TTC ECO-Dimona	2 available: VH-EOS & VH-OBS
Manufacture	Diamond Aircraft Austria and Canada	
Dimensions	<ul style="list-style-type: none"> ●Length: 7.28m ●Height: 1.80m ●Wingspan: 16.33m 	
Powerplant	<ul style="list-style-type: none"> ●Rotax 914S, turbocharged, 115HP, constant speed propellor ●preferred fuel is Premium Unleaded petrol, but can also use AVGAS 	
Max Take-off weight	930kg	
Empty weight	636kg	
Payload	<ul style="list-style-type: none"> ●294kg total ●120kg typical scientific payload 	incl. crew, fuel, instrumentation
Certification etc.	<ul style="list-style-type: none"> ●Day and Night VFR operations ●No cloud flying ●Restricted Category 	
Crew	1 or 2 (typically pilot/scientist + scientist)	
Crusing speed range	<ul style="list-style-type: none"> ●50-110kts ●92-203km/h ●25-55m/s 	
Endurance / Range	<ul style="list-style-type: none"> ●4-8hrs depending on power setting and flight profile ●800-1,500km / 400-700NM depending on power setting 	with standard fuel tanks
Ceiling	<ul style="list-style-type: none"> ●above 7,000m / 21,000ft (with breathing oxygen for crew - cabin not pressurised) ●normal ceiling without breathing oxygen: 3,000m / 10,000ft 	
Special characteristics	<ul style="list-style-type: none"> ●Extended operations over water possible, but if outside of gliding distance from land (based on glide ration of 1:20) require carriage of special equipment (lifejackets, lifecraft, flares, emergency locator beacon, other survival equipment). ●Maximum scientific payload AND maximum endurance can only be realised when operated single seated (pilot only, no additional operator). ●Operations from sealed and unsealed runways (>500m in length) ●For detailed flight options, contact operator. 	
Elrectrical power	<ul style="list-style-type: none"> ●28VDC, 120VDC, 240VAC with total of 1kVA ●for instrumentation requiring power of more than 100W on any supply, confirm with operator 	
Aircraft avionics	<ul style="list-style-type: none"> ●Garmin GNS430 GPS Moving Map navigation system (including VOR/ILS with markers) ●slaved HSI-system ●2 VHF communications tranceivers ●Stereo intercom ●Transponder Mode C 	
Special features	<ul style="list-style-type: none"> ●2 underwing pods (max 55kg earch) -suitable to carry 19" rack mouted instruments ●room for approximatery 30kg of instrumentaion in luggage rack in cockpit (plus 80kg in r/h seat/footspace, if operated with one crew only) ●custom-designed r/h operator's console in cockpit (on flight instruments-enhanced forward vision-foldable large data screen) ●optionally no flight controls on r/h seat (more work space for operator) ●fittings for scientific instruments at wingtip (light-weight only) 	

3 Instrumentation

The aircraft carried instruments supplied by JAXA as described in Section 3.1 and ARA-owned instrumentation as described in Section 3.2.

3.1 JAXA-supplied instrumentation

3.1.1 Transponder System

Table 1: Specifications of JAXA transponder and antenna

No	Item	Specification
1	Equipment Type Number	AT-1400 (Transponder), AS-49030 (Antenna)
2	Frequency	5.8GHz (Transmitter), 5.6GHz (Receiver)
3	Transmitter Power	400W (Min), 500W (Max)
4	Transmission Type	AM Pulse
5	Antenna Gain	+6dBic
6	Antenna Band Width	5.4 - 5.9GHz (500MHz)
7	Antenna Directivity	Non-directional
8	Antenna Polarization	7 R.H.C.P
9	Required Power	28VDC (accordance with MIL-STD-704D), 14W
10	Weight	0.4kg (Transponder), 0.85kg (Antenna)

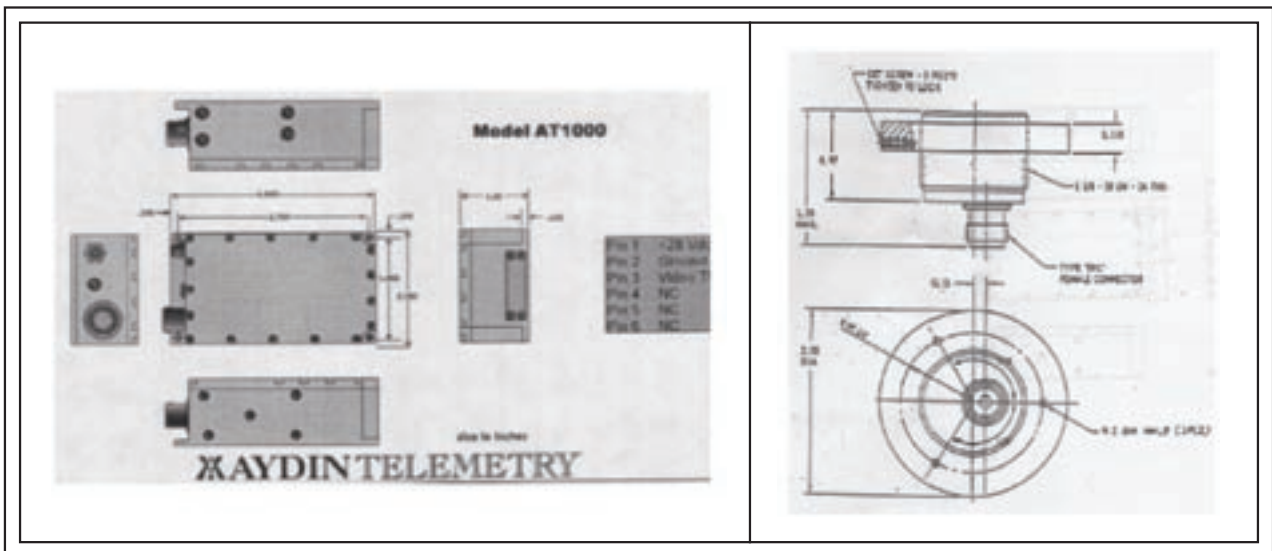


Figure 1: JAXA transponder and antenna

3.1.2 Telemetry System

Table 2: Specification of JAXA Telemetry System

No	Item	Specification
1	Equipment Type Number	SPA-A-65640 (Transmitter), Dipole (Whip Antenna)
2	Transmitter Frequency	2.285MHz
3	Transmitter Power	0.35W
4	Operation Temperature	0-40 deg C
5	Operation Humidity	Less than 95%RH (no condensation)
6	RF Output Connector	SMA type
7	DC Input Connector	Pin assign is as follow: A: DC12 V, B: GRD, C, D: not used.
8	Dimension	W63.5mm, D88.9mm, H26.2mm
9	Required Power	DC +12V \pm 2V, Less than 400mA
10	Weight	Less than 300g

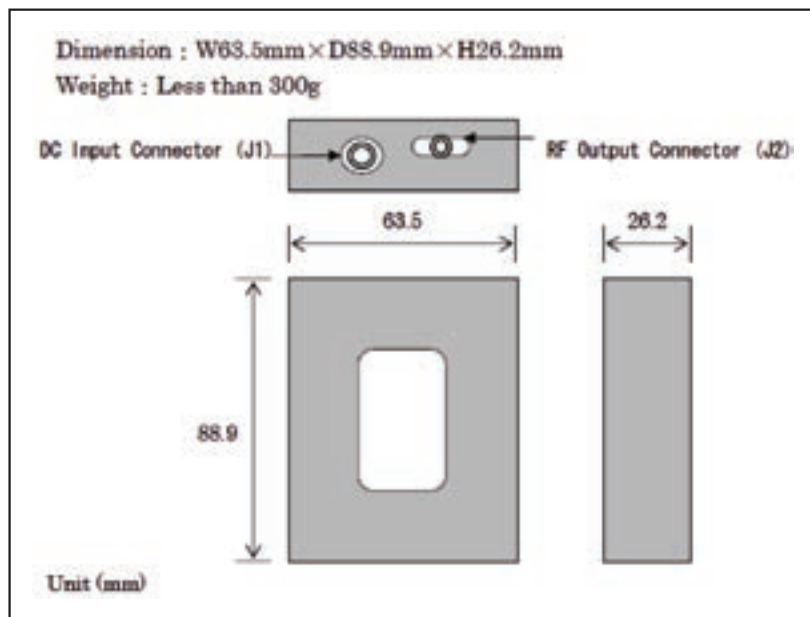


Figure 2: JAXA telemetry system

3.1.3 Command Receiver

Table 3: Specification of JAXA Command Receiver

No	Item	Specication
1	Equipment Type Number	07FS72112-103
2	Frequency	415MHz
3	Modulation	PCM-FM
4	Sub Carrier	fH=1800 ± 90Hz fH=1200 ± 60Hz
5	Minimum Receiving Sensitivity	Below -105dBm
6	Maximum Input Level	Below +10dBm
7	Airplane Commaned	28VDC Open Collector Output(ch 1)
8	Rocket Distract Commaned	28VDC Open Collector Output(ch 5)
9	Rocket Arming	28VDC Open Collector Output(ch 6)
10	Frame Synchronized	5VDC Open Collector Output
11	AGC Level	DC2 ~ 8V Output (-100dBm ~ -40dBm: ± 3dB)
12	Weight	6.5 ± 0.5Kg
13	RF Output Connector	SMAR Type
14	Required power	DC28V (accordance with MIL-STD-407D, Below 1.3A)

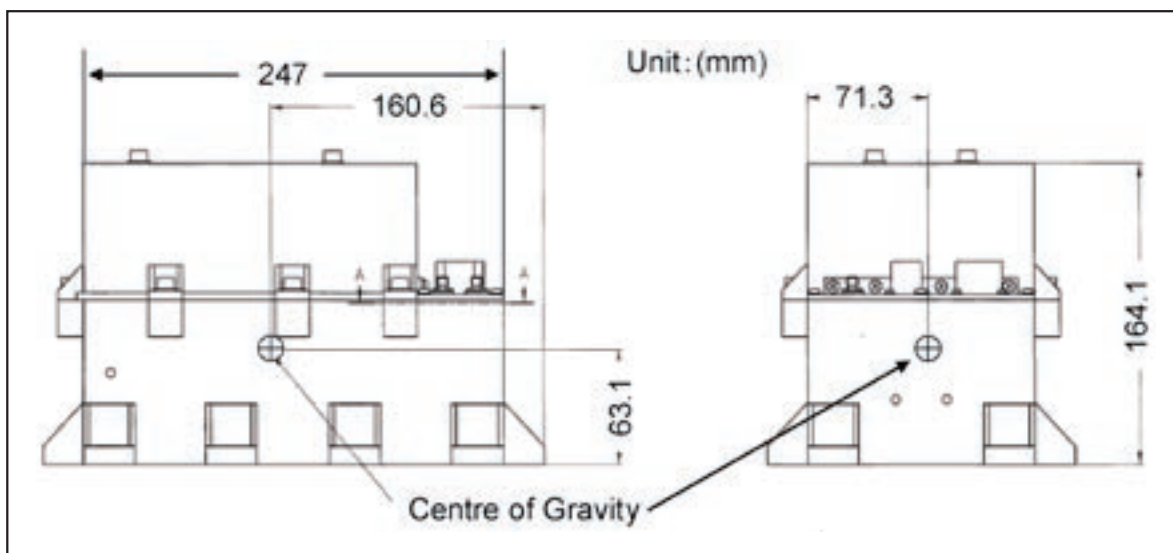


Figure 3: JAXA command receiver

Table 4: Specification of JAXA Command Receiver antenna

No	Item	Specication
1	Antenna Type Number	AS-49052-02
2	Antenna Directivity	Non-Directional
3	Antenna Polarization	linear
4	Weight	0.272Kg
5	Antenna Max Gain	More than -6dBi
6	VSWR	Below 1.5

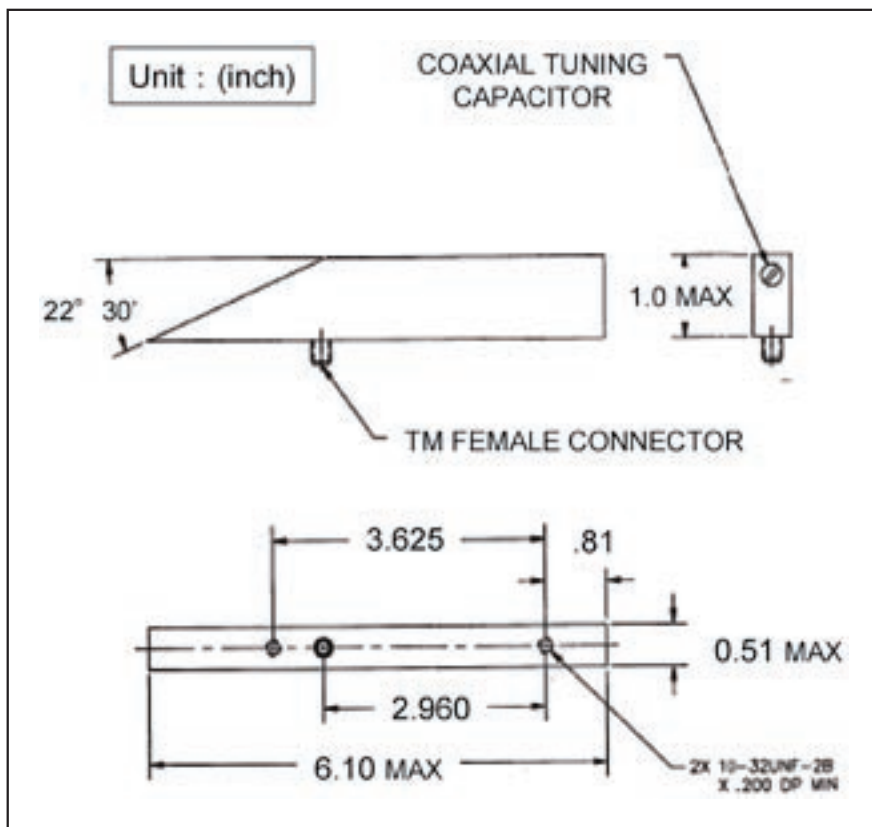


Figure 4: JAXA Command Receiver antenna

3.1.4 Interface Box for Command Destruct Receiver

Table 5: Specification for Interface Box for Command Destruct Receiver

No	Item	Specication
1	Airplane Command	5VDC Output
2	Rocket Distract Command	5VDC Output
3	Rocket Arming	5VDC Output
4	Frame Synchronized	5VDC Output
5	AGC Level	DC2 ~ 8V Output (-100dBm ~ -40dBm)
6	Required power, and weight	DC5V ± 1V, Below 1.0A, Below 1Kg

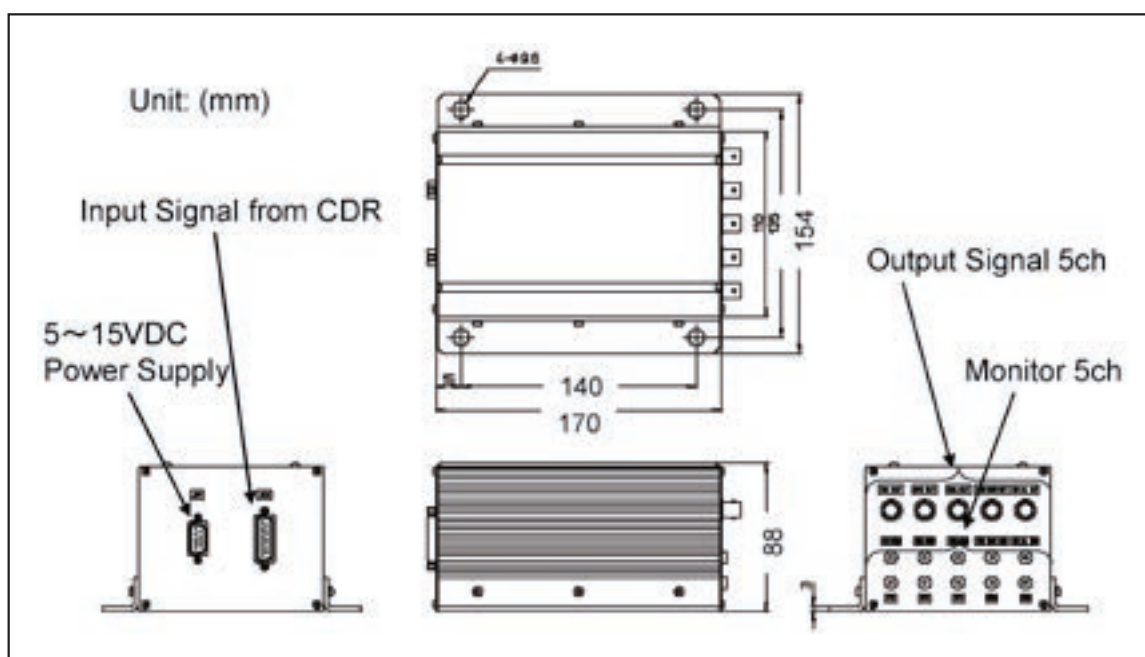


Figure 5: Interface Box for Command Destruct Receiver

3.1.5 Wiring and Interface Schematic

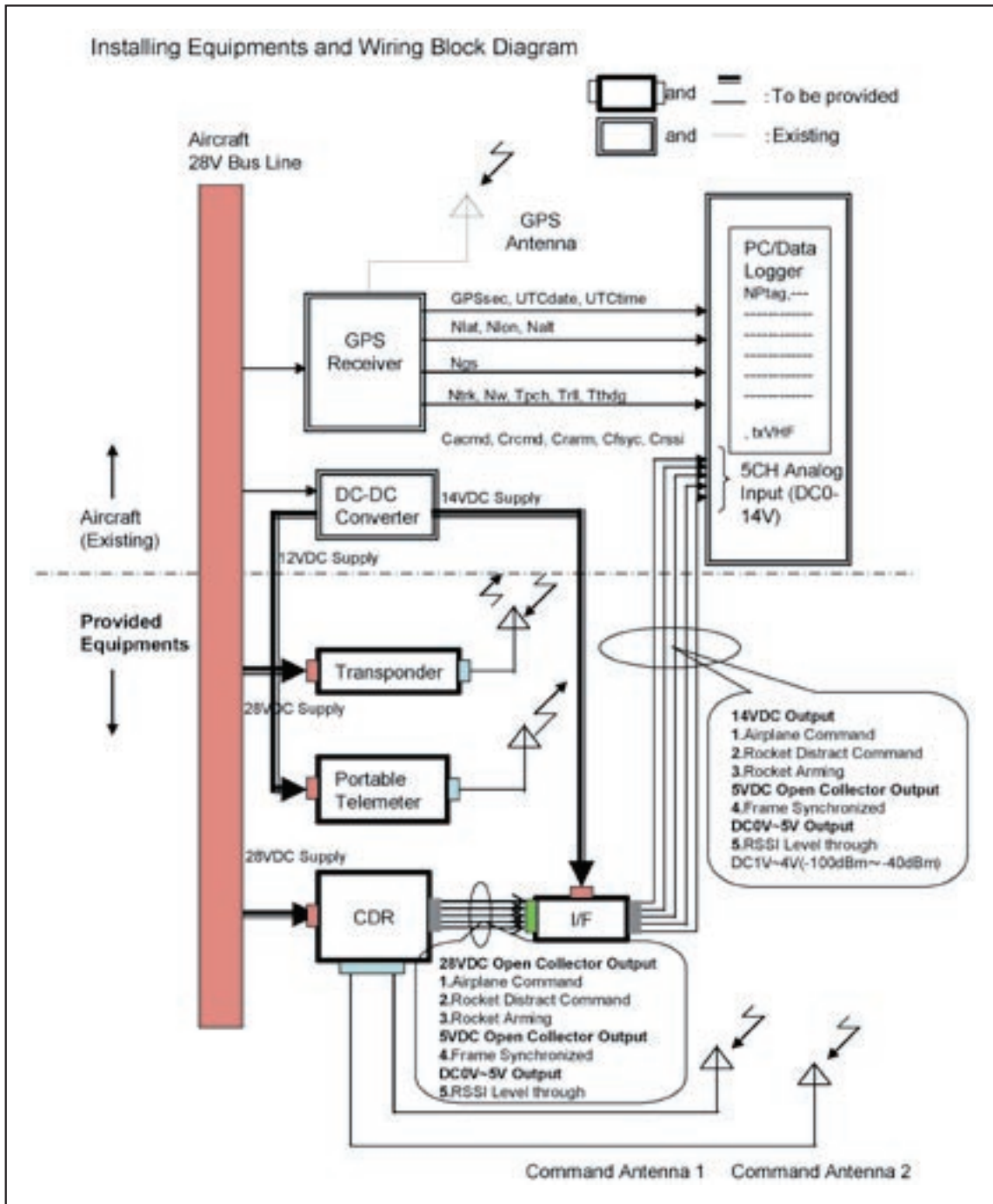


Figure 6: Wiring and Interface schematic

3.2 ARA instrumentation

Table 6: Sensors and systems used for measurements

Sencor/system	primarily used for	Range Sampring Rate	Accuracy
Novatel 12-channel GPS receiver	<ul style="list-style-type: none"> ●position ●3D-ground speed ●time 	n/a 1Hz	<5m RMS <0.5m/s RMS 1m
Trimble TANS GPS attitude system	<ul style="list-style-type: none"> ●pitch angle ●roll angle ●aircraft heading 	0-360° 10Hz	± 0.05°
Radio transmission indicators	<ul style="list-style-type: none"> ●indication of times of radio transmissions 	n/a 55Hz	n/a
ARA Cube	<ul style="list-style-type: none"> ●A/D conversion of analogue signals and logging of signals 	20Hz	
JREX PC	<ul style="list-style-type: none"> ●Visualisation and user interface; moving map for navigation 		

3.3 Summary of Installation

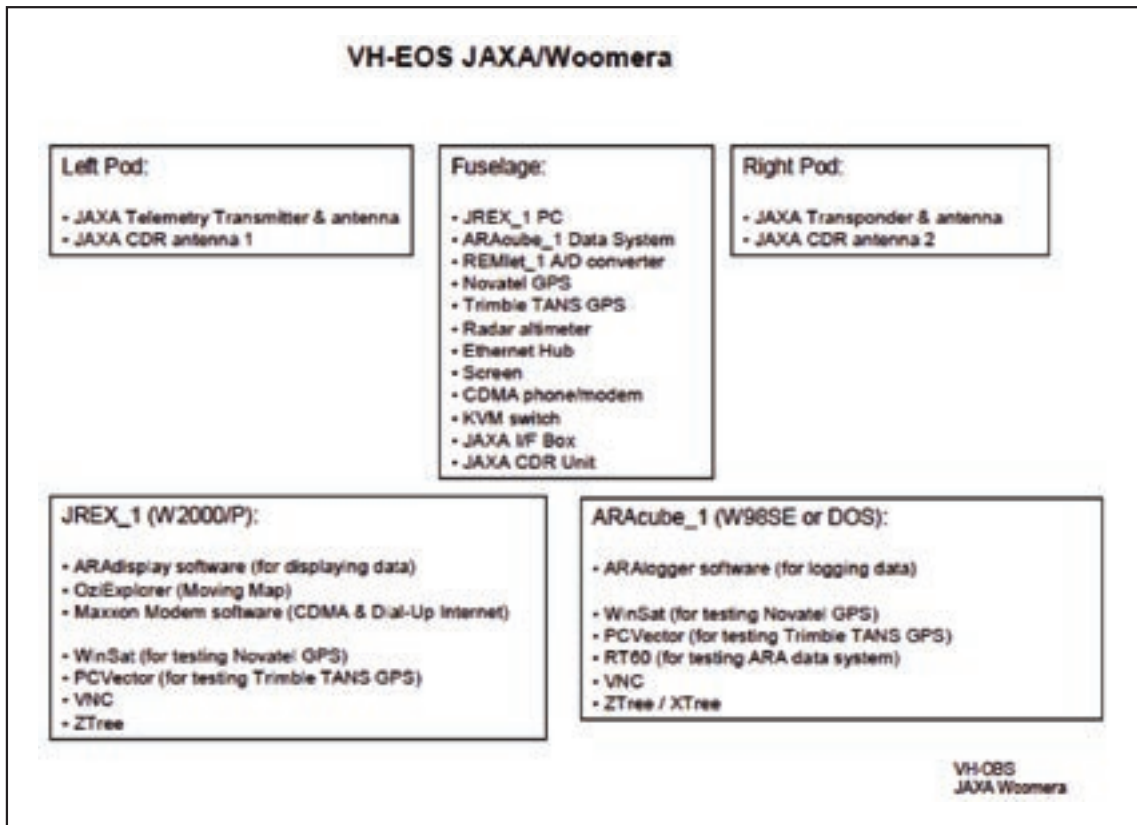


Figure 7: Systems and software installed in the aircraft

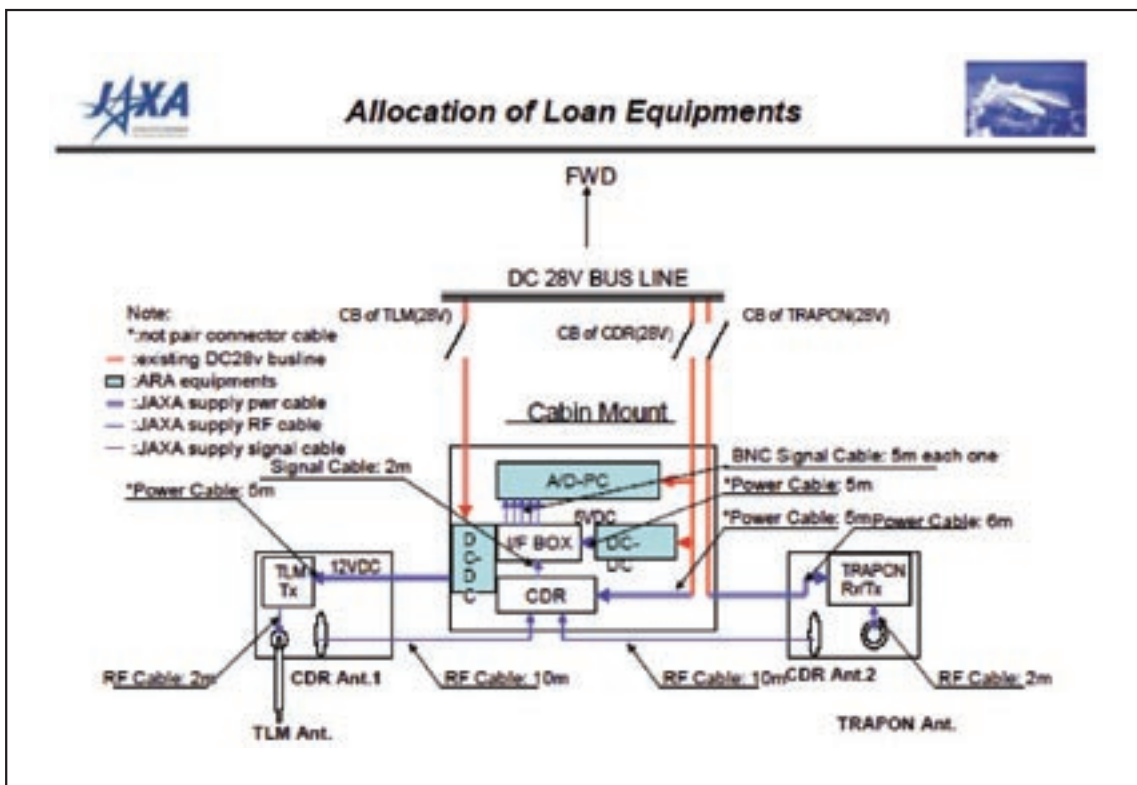


Figure 8: JAXA systems installed on the aircraft

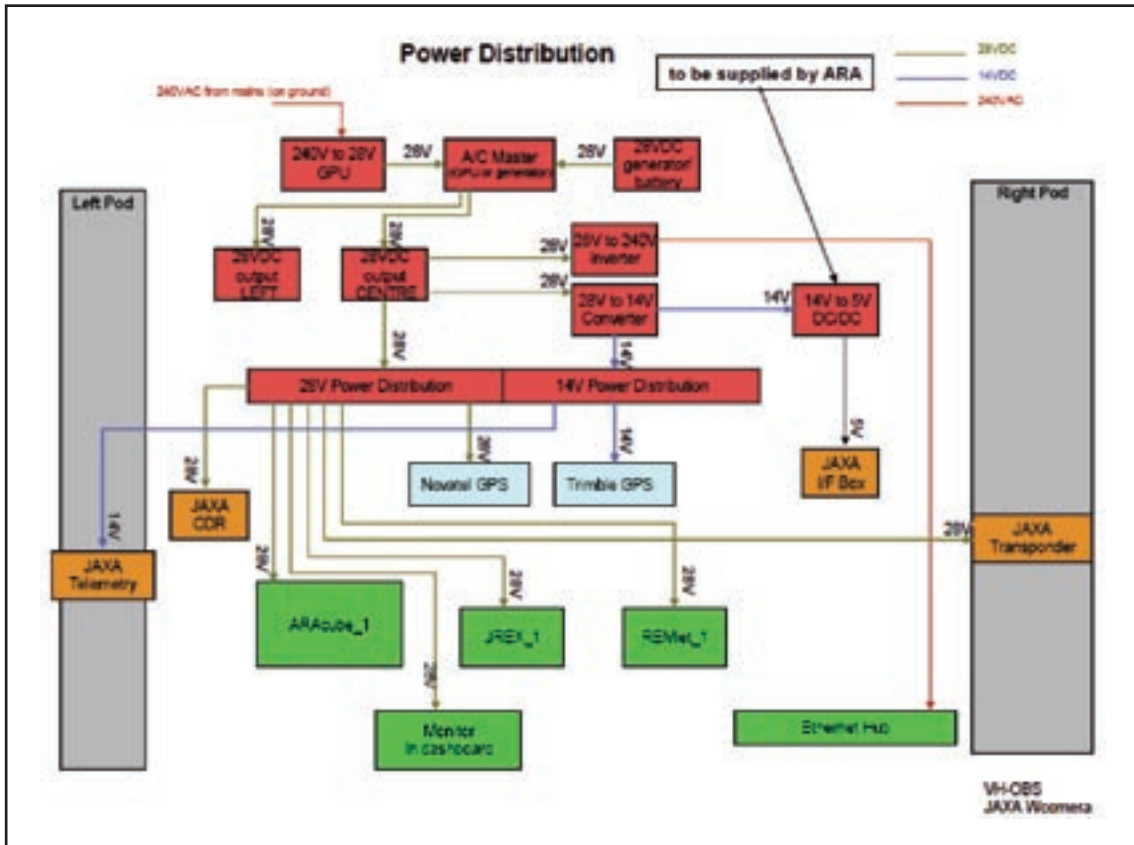


Figure 9: Power distribution in the aircraft

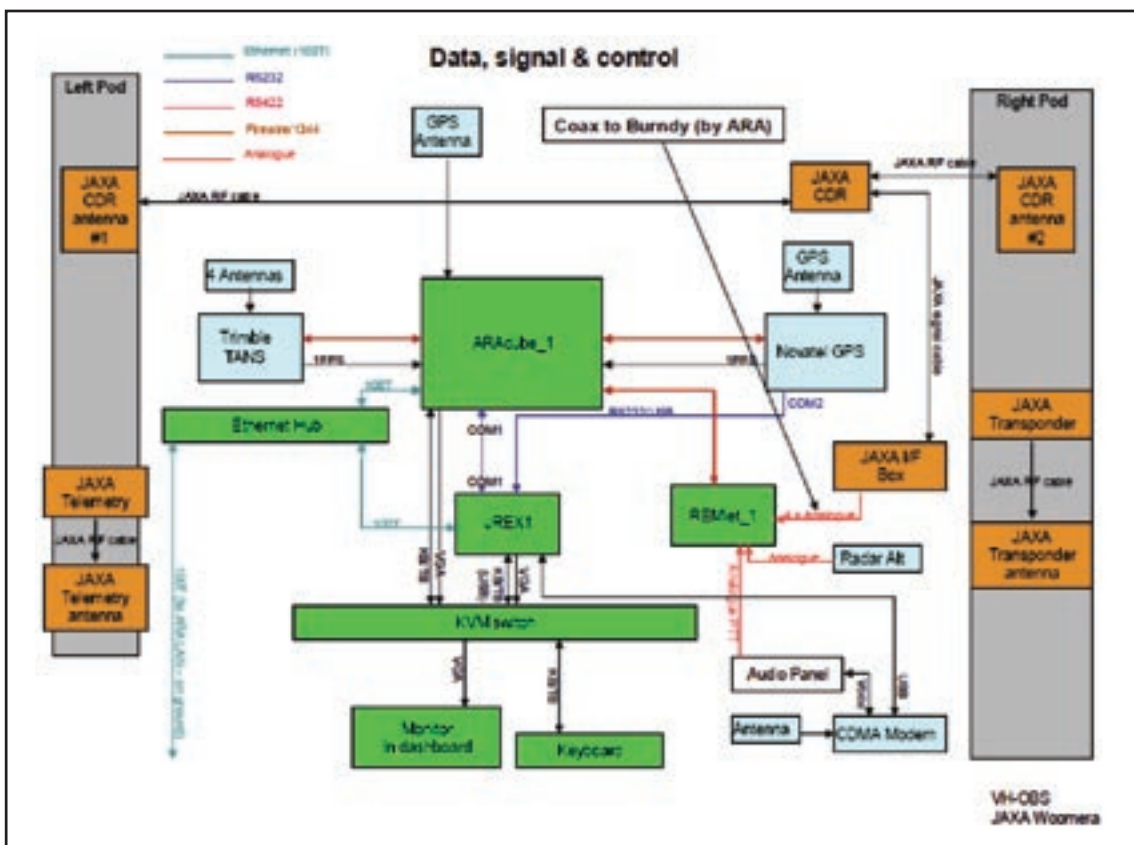


Figure 10: Data and control wiring in the aircraft

4 Flight Pattern

Three different flight patterns were flown:

- the Telemetry (TM) Training Flight Pattern;
- the Radar Validation Flight Pattern; and
- a pattern to determine the optical limit lines.

4.1 TM Training Flight Pattern

The purpose of the TM Training Flight Pattern was:

- To train telemetry antenna operators with manual/automatic tracking;
- to confirm the function of automatic telemetry acquisition system; and
- to establish the operation procedure of the telemetry antennas.

The layout of the TM Training Flight Pattern is shown in Figure 11.

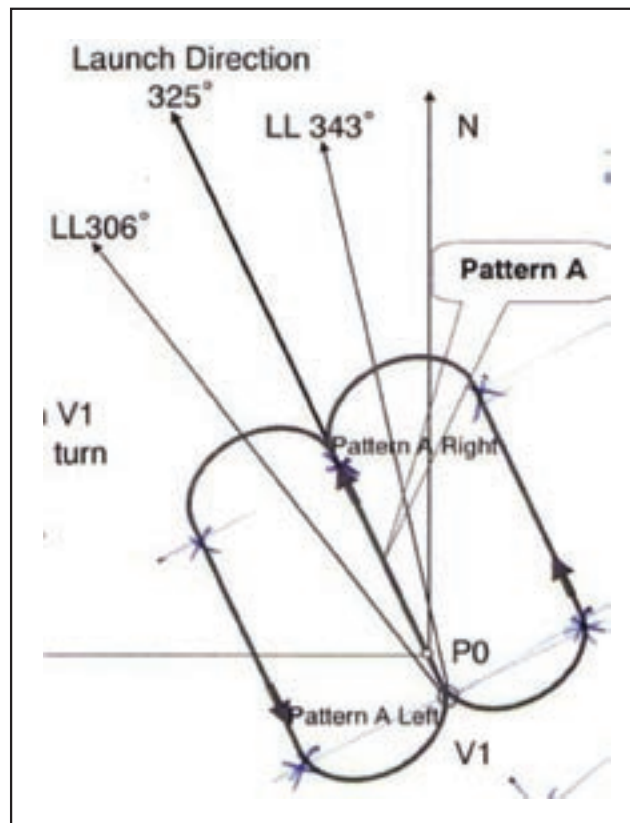


Figure 11: TM Training Flight Pattern

4.2 Radar Validation Flight Pattern

The purpose of the Radar Validation Flight Pattern was:

- to confirm the RF coverage of the tracking radar transponder;
- to evaluate of positioning accuracy of the tracking radar; and
- to confirm the link with the ground flight termination system during boosted phase.

The layout of the flight pattern is shown in Figure 12.

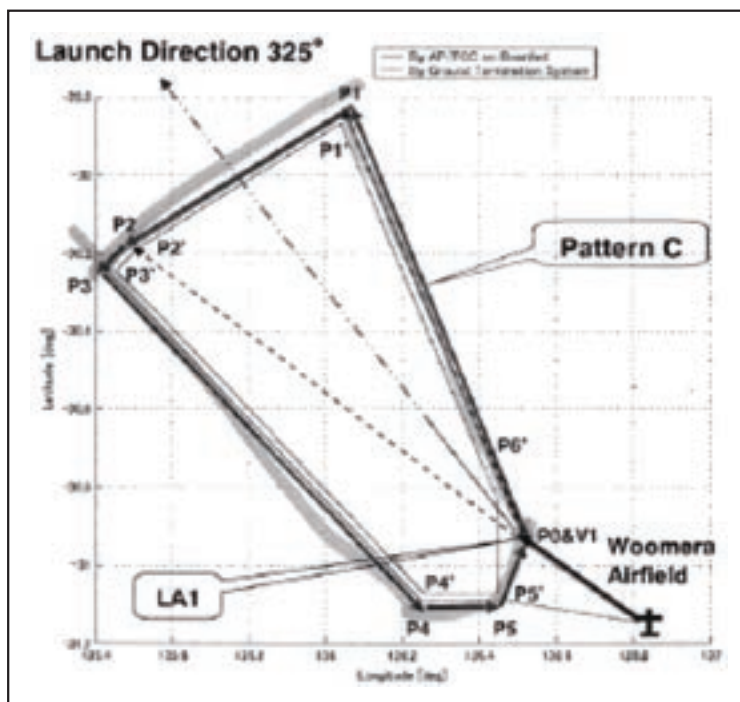


Figure 12: Radar Validation Flight Pattern

4.3 Optical Limit Lines Flight Pattern

The purpose of the Optical Limit Lines Flight Pattern was:

- To verify the limit lines of flight termination in the video monitors during boosted phase for 20 sec after launch by measuring the position of the airplane.

The layout of the flight pattern is shown in Figure 13.

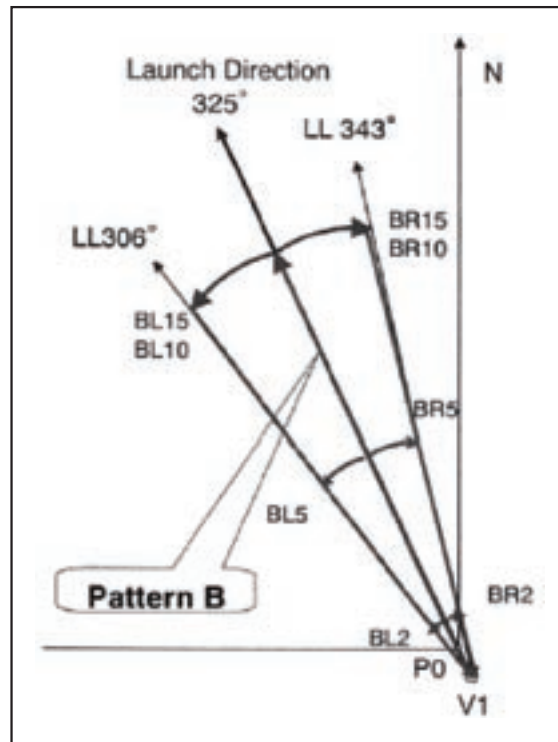


Figure 13: Optical Limit Lines Flight Pattern

5 Flights

Table 7 lists the flights.

Table 7: Summary of flights

Data	Take-off / Landing	Purpose	DATA file(s)
2 Aug 2005	14:26:47-16:06:40LT (times for instrumentation test pattern only)	Ferry flight Parafield-Woomera and instrumentaion test	050802_1120
3 Aug 2005	09:27:43-13:53:38LT	Radar Validation Pattern Optical Limit Lines Pattern TM Training Pattern	050803_0927 050803_1216
4 Aug 2005	08:46:00-13:10:22LT	Radar Validation Pattern Optical Limit Lines Pattern TM Training Pattern	050805_0846
5 Aug 2005	08:17:06-10:41:37LT	Optical Limit Lines Pattern TM Training Pattern	050806_0817

The following figures show the flight tracks and altitude plots of the flights.

The reference point (0, 0) for the distance axes is Woomera Airport.

5.1 2 August 2005

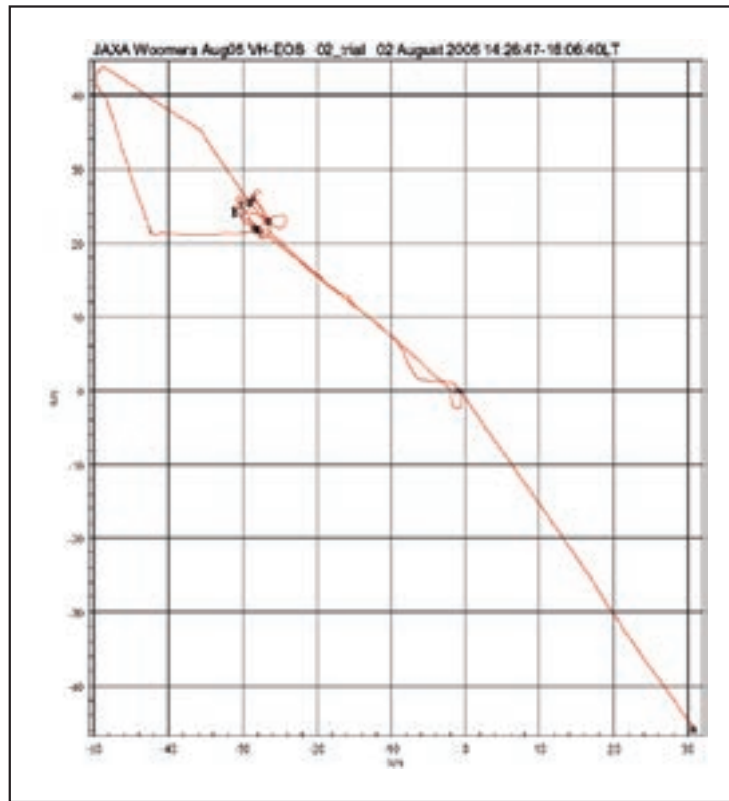


Figure 14: Flight track on 2 Aug 2005

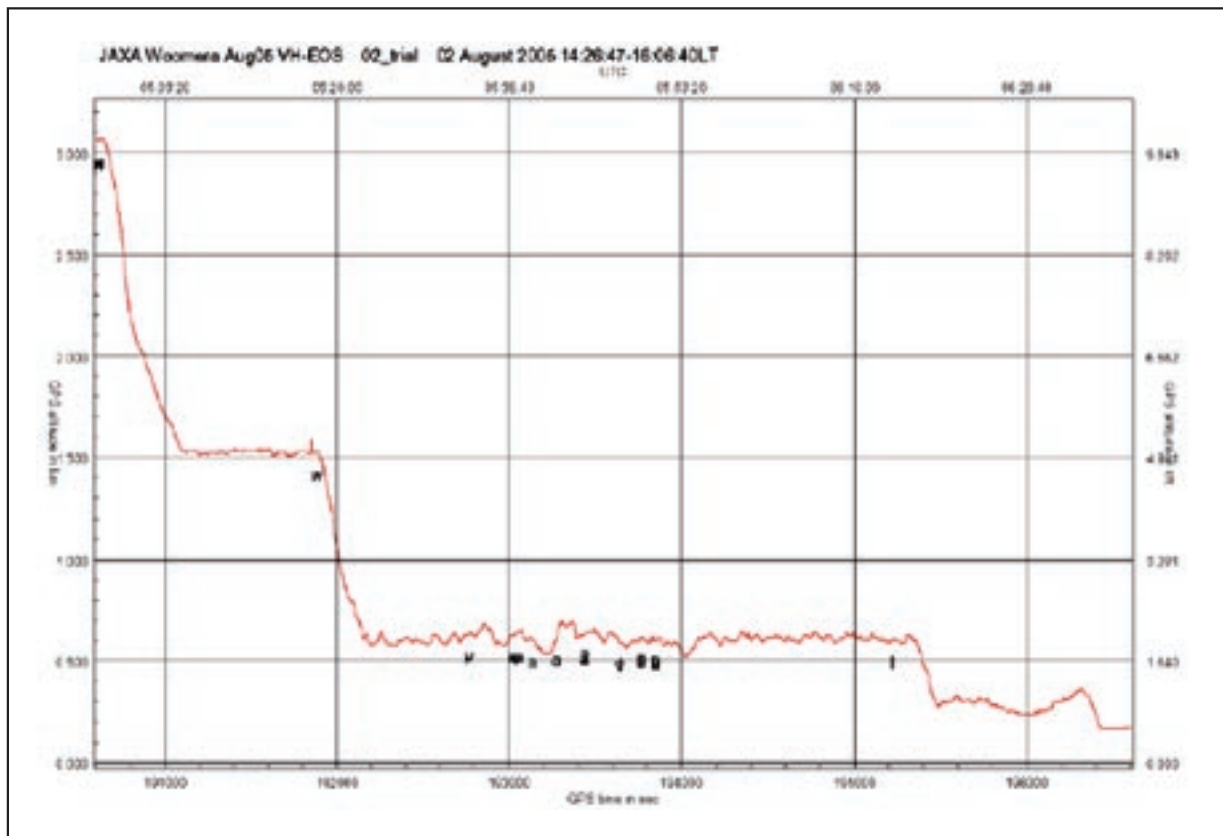


Figure 15: Flight altitude plot on 2 Aug 2005

5.2 3 August 2005

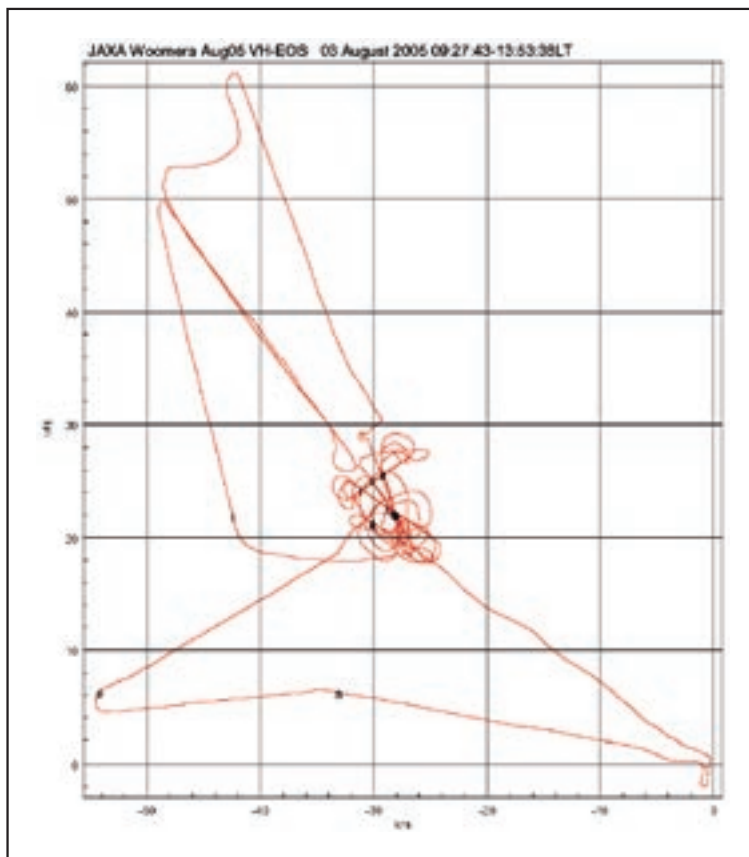


Figure 16: Flight track on 3 Aug 2005

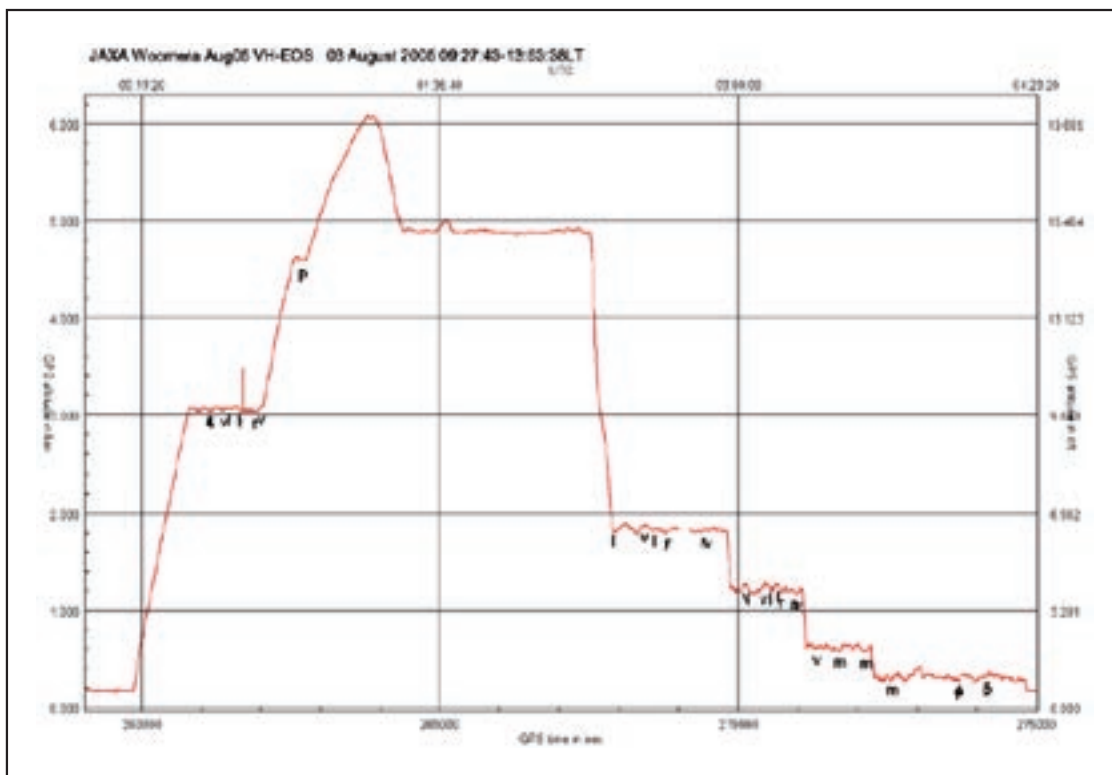


Figure 17: Flight altitude plot on 3 Aug 2005

5.3 4 August 2005

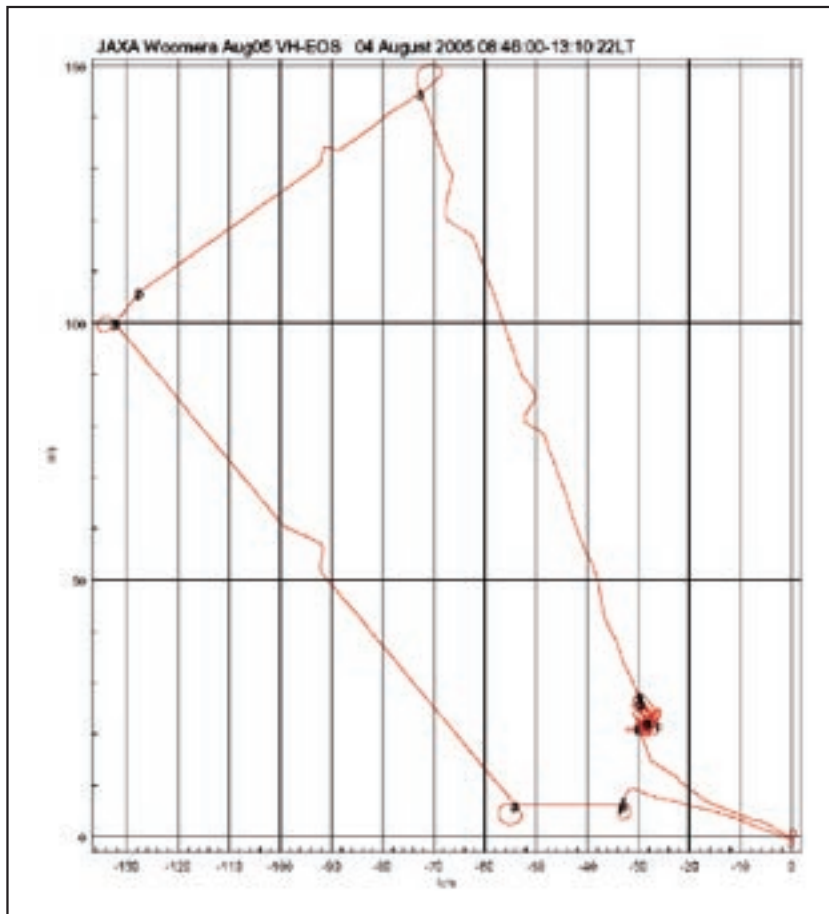


Figure 18: Flight track on 4 Aug 2005

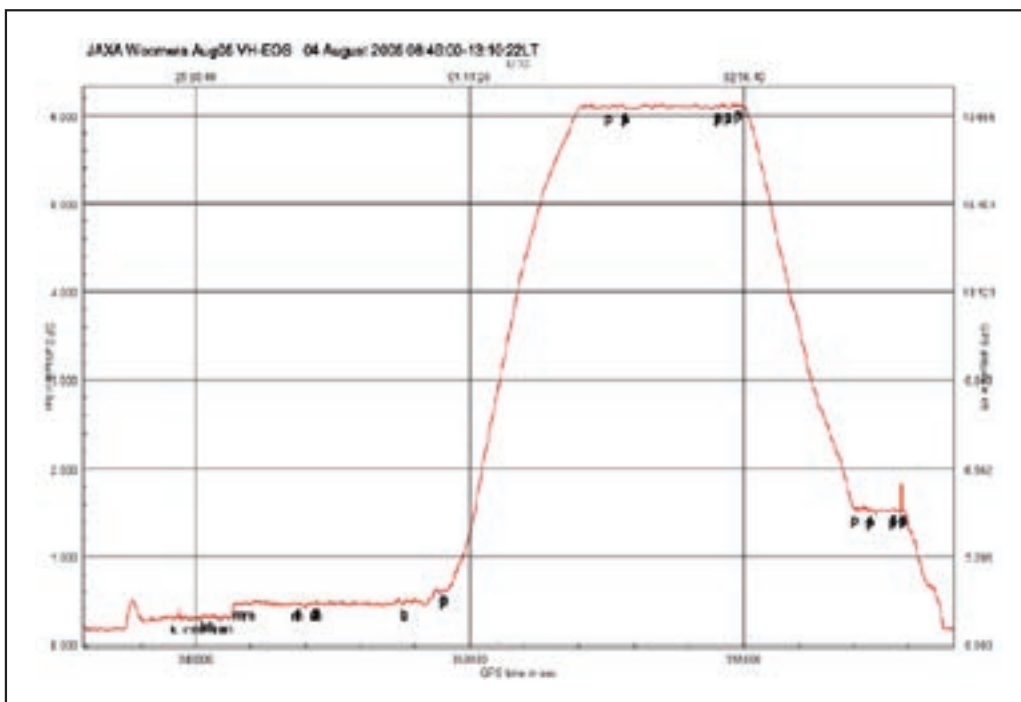


Figure 19: Flight altitude plot on 4 Aug 2005

5.4.5 August 2005

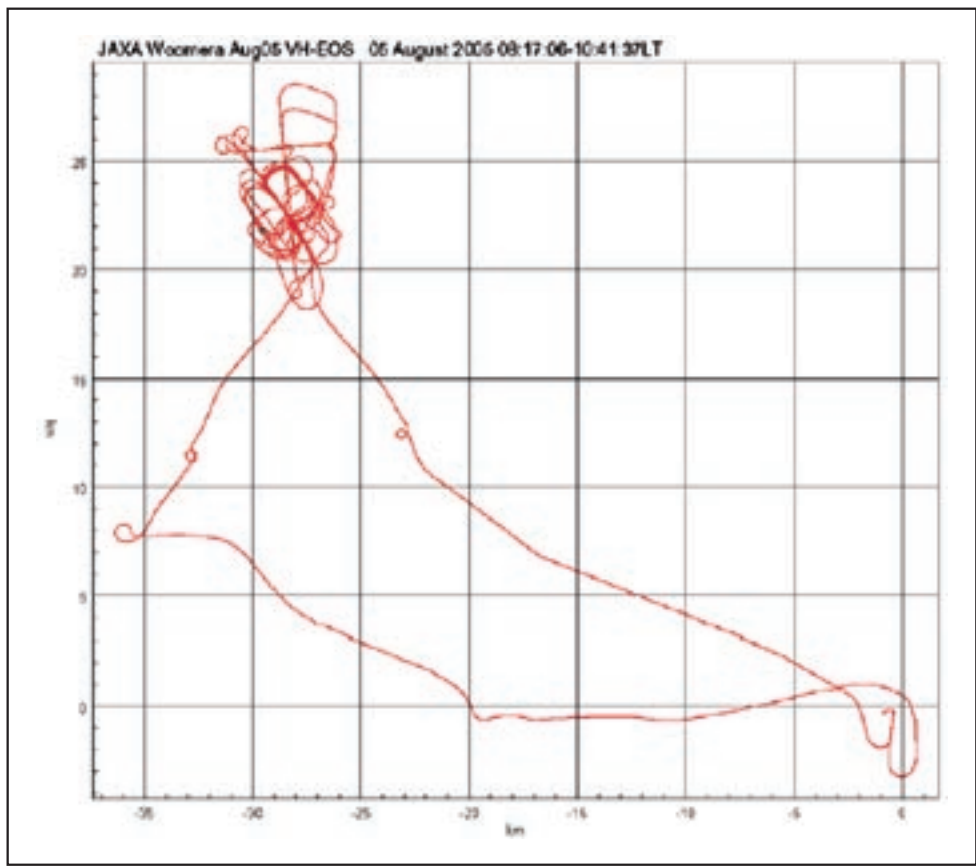


Figure 20: Flight track on 5 Aug 2005

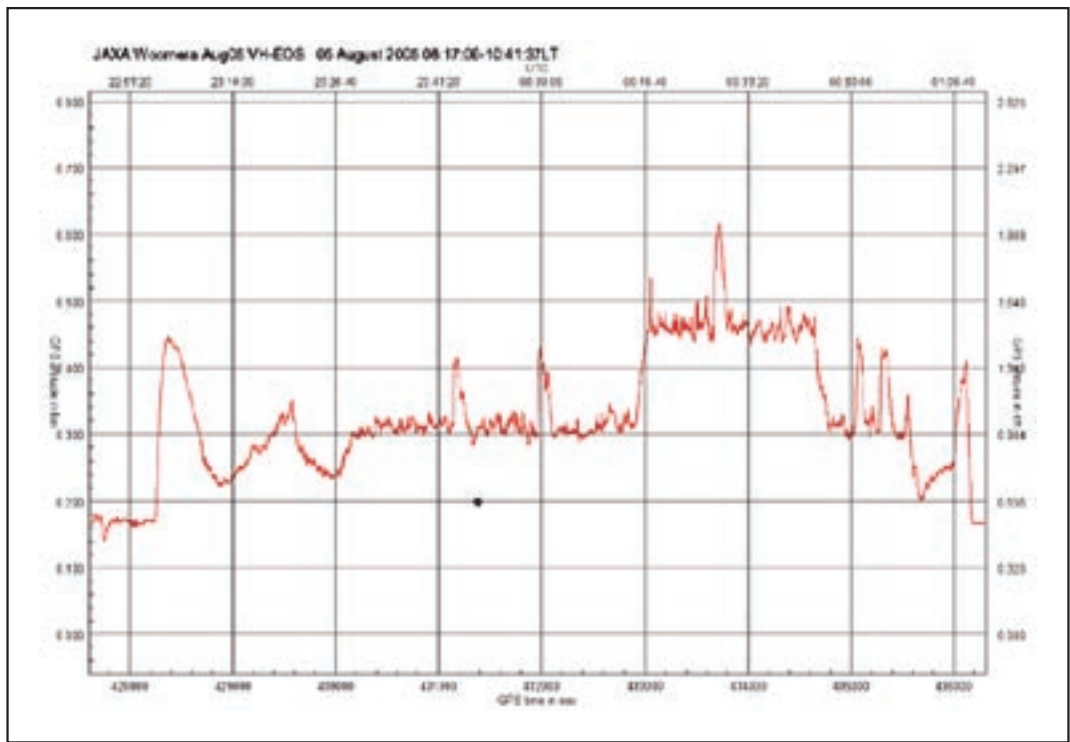


Figure 21: Flight altitude plot on 5 Aug 2005

6 Data on CD-ROM

Data from all flights is provided on the enclosed CD-ROM.

The format is of the following form (ASCII files):

NPtag| GPSsec | UTCdate| UTCtime| Nlat| Nlon| Nalt|
3.65| 259313.00| 260602.| 153.00| -31.1456211| 136.8056611| 167.27|
Ngs| Ntrk| Nw| Tpch| Trll| Tthdg|
1.61| 87.75| 0.0| -1.64| -1.48| 82.95|
Cacmd| Crcmd| Crarm| Cfsyc| Crssi| Tx
1.0| 1.0| 1.0| 1.0| 4.0| 0.0

where:

Name	Parameter	Name	Parameter
NPtag	time in ms after start of logging system	GPSsec	GPS time in seconds
UTCdate	UTCdate	UTCdate	UTC time
Nlat	GPS Latitude in degrees	Nlon	GPS longitude
Nalt	GPS altitude in m	Ngs	GPS ground speed
Ntrk	GPS ground track in deg T	Nw	GPS vertical speed
Tpch	aircraft pitch angle	Trll	aircraft roll angle
Tthdg	aircraft true heading	Cacmd	JAXA 5V channel 1 (see Figure 6)
Crcmd	JAXA 5V channel 2 (see Figure 6)	Crarm	JAXA 5V channel 3 (see Figure 6)
Cfsyc	JAXA 5V channel 4 (see Figure 6)	Crssi	JAXA 5V channel 5 (see Figure 6)
Tx	VHF transmit indicator		

Data is given at 10Hz (re-sampled from various data rates).

Acknowledgements

We wish to thank the following organisations and individuals:

- NOVA Aerospace, in particular Mr. Peter Nikoloff, who arranged all required infrastructure and access to Woomera Airport and the Woomera Restricted Airspace.
- Wolfgang Lieff (and family) for assisting in the installation and removal of the equipment and for ground support during the campaign at Woomera.
- The late Ms. Joyce Schultz, who enabled ARA to purchase and set up the ECO-Dimona VH-EOS through a bequest made to Flinders University.

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-06-044

発行 平成19年3月30日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

URL: <http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 株式会社 実業公報社

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現2-1-1

TEL : 029-868-2079 FAX : 029-868-2956

©2007 宇宙航空研究開発機構

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。

