

軌道再突入実験 (O R E X) 概要

宇宙開発事業団 ○山本昌孝、秋元敏男、山脇功次
稲葉基之、下田孝幸
航空宇宙技術研究所 井上安敏

軌道再突入実験 (O R E X) は、H-Ⅱロケット打上げ型有翼回収機 (H O P E) の研究開発の一環として実施する飛行実験の一つであり、軌道からの大気圏再突入に耐える飛行体の設計・製作技術を蓄積するとともに、地上での試験では取得が困難な再突入時の各種データを取得することにより、H O P E の開発に役立てることを目的としている。

軌道再突入実験機は平成6年2月4日種子島宇宙センターからH-Ⅱロケットにより打ち上げられ、地球を一周した後大気圏に再突入し、この間再突入に関する実験データを取得、送信した後、中部太平洋上に着水した。本実験の開発は、航空宇宙技術研究所 (N A L) と宇宙開発事業団 (N A S D A) との共同研究として進められた。

OUTLINE OF ORBITAL RE-ENTRY EXPERIMENT

National Space Development Agency
Masataka Yamamoto, Toshio Akimoto
Koji Yamawaki, Motoyuki Inaba
Takayuki Shimoda
National Aerospace Laboratory
Yasutoshi Inoue

The Orbital Re-entry Experiment (OREX) flight experiment is part of the research for the H-Ⅱ Orbiting Plane (HOPE).

Its purposes are to contribute to HOPE development by accumulating experience in designing and producing a re-entry vehicle and acquiring re-entry data which is difficult to acquire in ground experiments.

The OREX vehicle had been launched february 4, 1994 at Tanegashima space center and inserted into orbit by H-Ⅱ rocket. Vehicle came turn around over the Tanegashima island. It could get experimental data during re-entry, transmited to data the grand stations after re-entry successfully, and splashed down in the Central Pacific Ocean.

The OREX project was conducted in cooperation with the National Aerospace Laboratory (NAL) and National Space Development Agency (NASDA).

1. はじめに

軌道再突入実験 (OREX Orbital Reentry Experiment) は、HOPE 開発のための基礎データを得るために、我が国として最初の、地球周回軌道から大気圏再突入を行う実験である。実験機は平成2年から開発を開始して平成6年2月4日に種子島宇宙センターからH-IIロケットにより打ち上げられ、地球を一周回ののち中部太平洋に着水した。この間、予定していた全てのデータを取得して実験を終了した。

2. 実験目的及び項目

本実験は、軌道からの大気圏再突入に耐える飛行体の設計・製作技術を蓄積すること、及び大気圏再突入に関する空力・空力加熱基礎データ、耐熱構造基礎データ、通信途絶現象基礎データ、GPS受信機による航法基礎データ等を取得することを目的とし、実験項目は次ぎに挙げるものであった。

- (1) 再突入飛行環境下における空気力及び空力加熱基礎データの取得
 - ・再突入時の機体表面温度及び壁面圧力の計測
 - ・再突入時の解離再結合空力加熱データ取得のための機体表面温度の計測
 - ・再突入初期の高高度領域における空力データ取得のための微小加速度及び壁面圧力の計測
- (2) 再突入環境下における耐熱構造基礎データの取得
 - ・耐熱構造部分の温度測定
 - ・アブレーション材料の温度測定
- (3) 再突入時の通信途絶現象（通信ブラックアウト）に関する基礎データの取得
 - ・実験機から発信した電波のクリスマス局等における受信感度の測定

- ・ブラックアウト発生時の境界層内電子密度分布の測定

- (4) 軌道上及び再突入時におけるGPS受信機による航法基礎データの取得

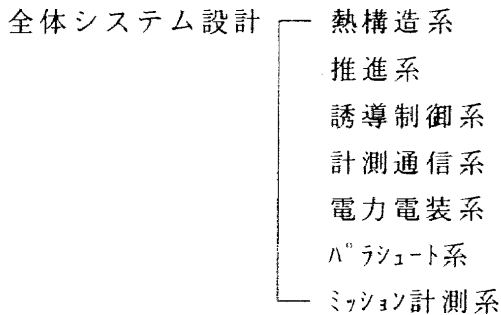
3. 軌道再突入実験システム構成

軌道再突入実験の開発を開始するにあたって、次のような条件（要求仕様）を設定した。

- (1) 打上げロケットはH-IIロケット試験機1号機とする。
- (2) 打上げ時期は平成5年度冬期とする。
- (3) 軌道再突入実験機はH-IIロケットにより、以下の円軌道に投入される。
 - ①高度 : 450km
 - ②軌道傾斜角 : 30.5deg
- (4) 軌道再突入実験機は種子島局または小笠原局可視範囲で軌道離脱し、クリスマス島近海で、クリスマス局または移動受信局でデータ取得が可能な所定の位置に所定の分散で着水する。
- (5) 以下の地上局を運用に使用することを前提とする。
 - ①種子島中ノ山局 (VHFテレメータ)
 - ②種子島増田局 (VHFテレメータ)
 - ③種子島野木局 (Cバンド精測レーダ)
 - ④小笠原局 (VHFテレメータ
Cバンド精測レーダ)
 - ⑤クリスマス局 (VHFテレメータ)
 - ⑥移動受信局 (VHFテレメータ
---船舶局、航空機局)
- (6) 軌道再突入実験機の軌道投入時の重量は865(+10、-5)kgとする。
- (7) 軌道再突入実験機の寸法及び形状はH-IIロケットフェアリングに適合すること。また、再突入時に空力安定を保ち、かつ弾道係数が十分小さくなる $C_D \cdot S$ となる寸法及び形状であること。

さらに軌道再突入実験のシステム構成を次のように整理分類して作業を進めた。

(1) 実験機の設計、製造



(2) 飛行計画、関連解析

飛行計画
飛行経路分散解析
RFリンク解析
空力加熱解析
ロンチウインドと軌道上における熱解析

(3) 追跡運用計画

ミッション側から追跡運用への要求条件の設定
追跡運用業務

(4) 実験データの解析・評価

4. 実験機

実験機の形状は、Fig. 1(a), (b), (c) に示したように、鈍頭円錐形をしており、HOPEの前胴部を模擬した形にした。先端部のノーズの曲率半径は1.35mであり、この値は加熱率をHOPEと同程度に設定することを考慮して決めたものである。実験機の主要諸元及び主な機能をTable 1 に示した。

実験機構造体の特徴は、HOPEで使用する予定のC/Cとセラミックタイル熱防護材料の性能評価を行うため、これらの材料で構成されるエアロシェルと呼ばれる空力減速装置を持っていることである。このエアロシェルは実験用構造体であると同時に、大気圏再突入時の空力加熱に耐えて搭載機器を高温から保護する役目も果たしている。

主要搭載機器の配置は Fig. 1 (c), (d)

に示す。電子機器類は機器搭載部の中の機器搭載パネルに集中的に搭載され、熱や振動から保護される。機器搭載部には4個のヒドラジンタンクと2個の窒素ガス気蓄器、推進系バルブ類、軌道離脱用150N ヒドラジンスラスタ、パラシュート等も搭載されている。機体後端面は8本のサポートビームに電波反射板が張られており、アンテナ類、姿勢制御用 6N 及び 3N コールドガススラスタ、アンビリカルコネクタなどが搭載される。

5. 実験計測

前述2節の(1)～(4)項の実験データを取得するために温度センサ、圧力センサ等のミッション計測装置を開発して機体に装着した。

Table 2 に計測の目的・内容及び使用するセンサの概要を示した。

6. 飛行経路とデータ取得

OREXはH-IIロケットにより高度454.5kmの円軌道に投入された。打上げから約1時間40分後に地球を1周回してきた実験機は種子島及び小笠原の可視範囲で軌道離脱のための逆噴射を行った。軌道離脱後、徐々に高度を下げた実験機は打上げ約2時間後に中部太平洋上空において大気圏に再突入した。

再突入後、実験機の前面は空力加熱により高温に加熱されるとともに、実験機から発信された電波は機体周辺の電離気体によって反射、散乱、吸収されて地上との通信が不可能となる通信ブラックアウト現象が観測された。この間の様子は実験機各部のセンサによって計測され、データメモリに記録された。

空力加熱及び通信ブラックアウトのフェーズを終えた後、実験機は着水域近傍のクリスマス地上局、海上に待機中の船

船局及び航空機局に向かって実験データを通信し、打上げ2時間13分後にクリスマス島の南方約460kmの予定水域に着水した。

実験機の飛行経路及びデータ取得の概要をFig.2に、シーケンスイベントをTable 3に示した。

7. 追跡運用

地球を一周回後、OREXから送られてくる信号は種子島、小笠原、クリスマスの各地上局及び航空機、船舶の移動局において順次受信した。OREXの追跡運用ネットワークをFig.3に示した。

8. 実験結果

実験機はH-IIロケットから分離後、所定の軌道を飛行して予定の海域に着水した。この間、Table 2に示した実験を行い、予め計画していた実験データを全て取得して軌道再突入実験を終了した。

実験機が大気圏に再突入した後の軌道高度と対地速度の関係をFig.4に示した。図の実線は実際のフライト値、破線は予め解析で求めた計画値であり、両方は良く一致していた。空力加熱による機体前面の温度上昇をC/C、セラミックタイルに装着した白金-白金ロジウム熱電対によって測定した結果をFig.5に示した。C/Cノーズキャップの激点では、空力加熱によって1300℃に達していることがわかる。

9. 開発スケジュール

軌道再突入実験は1990年から開発を開始し、設計検討と並行して空力系、熱構造系、推進系、パラシュート系、ミッション系など技術的に難しいサブシステムについて開発試験を実施した。これら開発試験の結果を活用してフライト用実験機の製作は1993年までに終了した。Fig.6にOREXの開発スケジュールを示した。

10. おわりに

OREXは再突入時の空力、熱構造等の基礎データを取得し、HOPEの開発に役立たせることを目的とした最初の飛行実験であった。結果として、計画にしたがって飛行、追跡運用、データ取得を行うことができ、実験は無事終了した。OREXの開発、打上げ、運用、解析等にご協力いただいた関係者の方々に厚くお礼申し上げます。

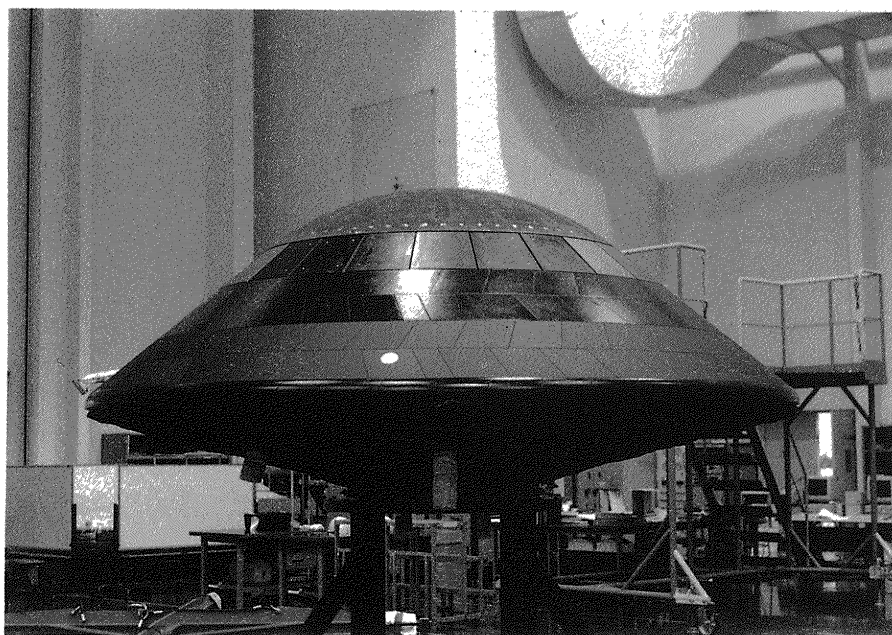


Fig. 1 (a) Picture of OREX vehicle

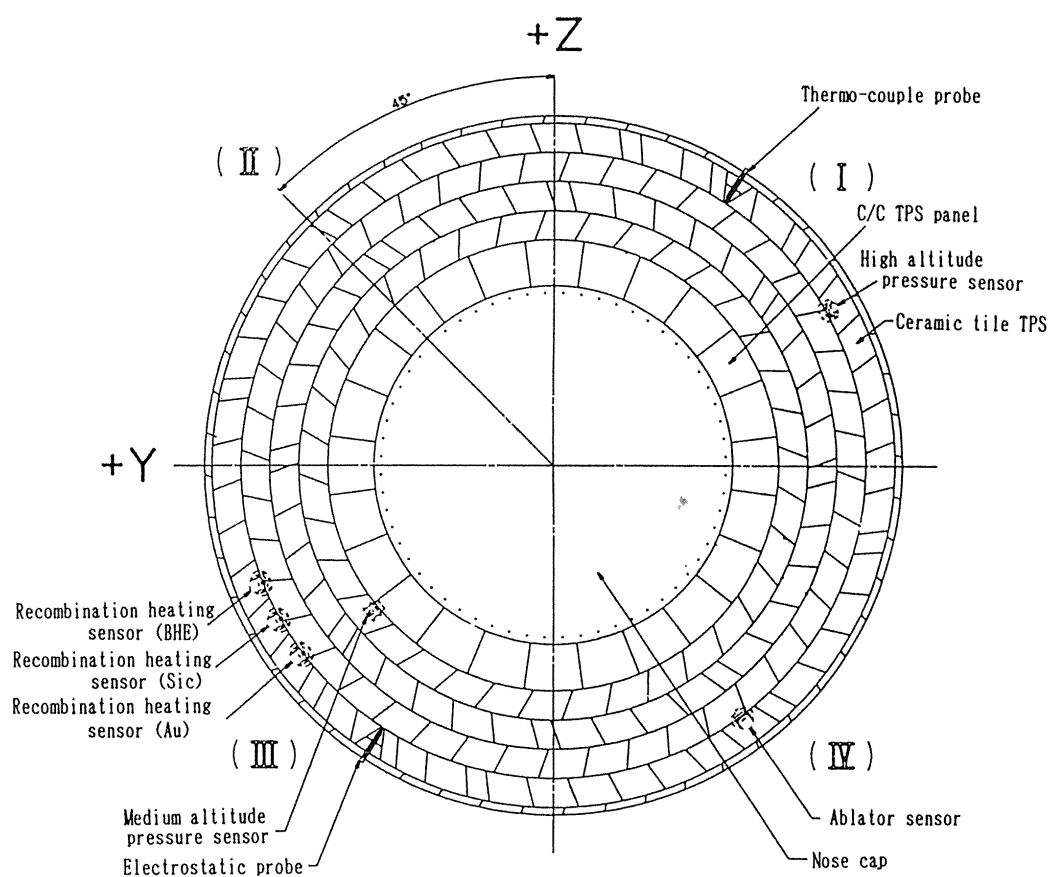


Fig. 1 (b) Upper View

Table 1 Specifications of the OREX Vehicle

Shape	Cone with a rounded nose Radius of curvature of the nose: 1.35 m Outer diameter of the payload: 3.40 m Height (from the top to the separation face): 1.46 m	
Weight	At launch: 865 kg, At re-entry: 761 kg	
Structure	Aeroshell Nose: C/C hot structure Skirt: Aluminum-alloy honeycomb with C/C TPS and ceramic-tile -- TPS Onboard equipment section: Aluminum-alloy skin stringer structure with onboard equipment panels Radiowave reflector: Thin aluminum-alloy plate with flexible thermal insulator	
Guidance control	<ul style="list-style-type: none"> Autonomous navigational guidance control system using the onboard computer and inertial sensor unit In orbit, vehicle attitude is controlled by the 3-axis attitude control system using the gas jets. After re-entry, vehicle attitude is controlled by the passive attitude control system by stabilizing aerodynamics, supplemented using the gas jets. 	
Basic equipment	Propulsion	Propulsion for de-orbit 150-N N_2H_4 thruster ... 4 Propellant tank (96 kg ea.) ... 4 Propulsion for attitude control 6-N GN_2 cold thruster ... 4 3-N GN_2 cold thruster ... 4
	Guidance control	Onboard computer ... 1 set Inertial sensor unit ... 1 set Control interface unit ... 1 set Onboard program ... 1 set
	Measurement and communications	VHF telemetry system (295.0 MHz and 296.2 MHz)... 2 sets Telemetry package (data memory function)... 1 set C-band radar transponder (5586 MHz) ... 1 set
	Electrical system	Battery assembly (20 AH) ... 4 sets Power-sequence distribution box ... 1 set
	Parachute	Ribless guide surface parachute ... 1 set
Mission measurement equipment	(1) Temperature sensors (2) Medium-altitude pressure sensors (3) High-altitude pressure sensors (4) Micro-acceleration sensors (5) Recombination heating sensors (6) Ablator temperature sensor (7) Electrostatic probes/thermocouple probes (8) GPS receiving system	

Table 2 Experimental items and sensor specifications

<p>Aerodynamic pressure & aerodynamic heating during re-entry flight phase</p> <ul style="list-style-type: none"> • Surface temperature to vehicle in the cause of aerodynamic heating • Surface pressure of vehicle on high & middle altitude • Surface temperature in the cause of catalytic effect • High altitude drag by mean of micro-G accelerometer 	<p>Sensor : Pt-PtRh, 0 - 1600 °C</p> <p>Altitude : 120 - 40km</p> <p>High altitude : Barocell type 590AB 120 - 80km, 10^{-2} - 10 torr</p> <p>Middle altitude : See fig. of middle altitude pressure sensor 85 - 40km, 1 - 150 torr</p> <p>recombination heating sensor</p> <p>Altitude : 120 - 40km</p> <p>Range : 10^4 - 1G</p> <p>Altitude : 120 - 90km</p>
<p>Heat resistant structure & materials during re-entry flight phase</p> <ul style="list-style-type: none"> • Temperature of C/C nose cap, TPS, structure • Temperature of ablator mounted on ceramic tile 	<p>Sensor : Pt-PtRh, 0 - 1600°C</p> <p>Altitude : 120 - 0km</p> <p>ablator</p> <p>Altitude : 120 - 0km</p>
<p>Black-out of communication during re-entry</p> <ul style="list-style-type: none"> • Plasma electron density by electrostatic probe • Temperature during black-out • VHF telemeter receive on the ground 	<p>electrostatic / thermocouple probe</p> <p>Altitude : 120 - 40km</p> <p>Telemeter data acquired on the Christmas island</p>
<p>Navigation data by the GPS reciver during re-entry</p>	<p>Recapture time, Navigation data, etc on orbit</p> <p>OREX GPS experiments</p>

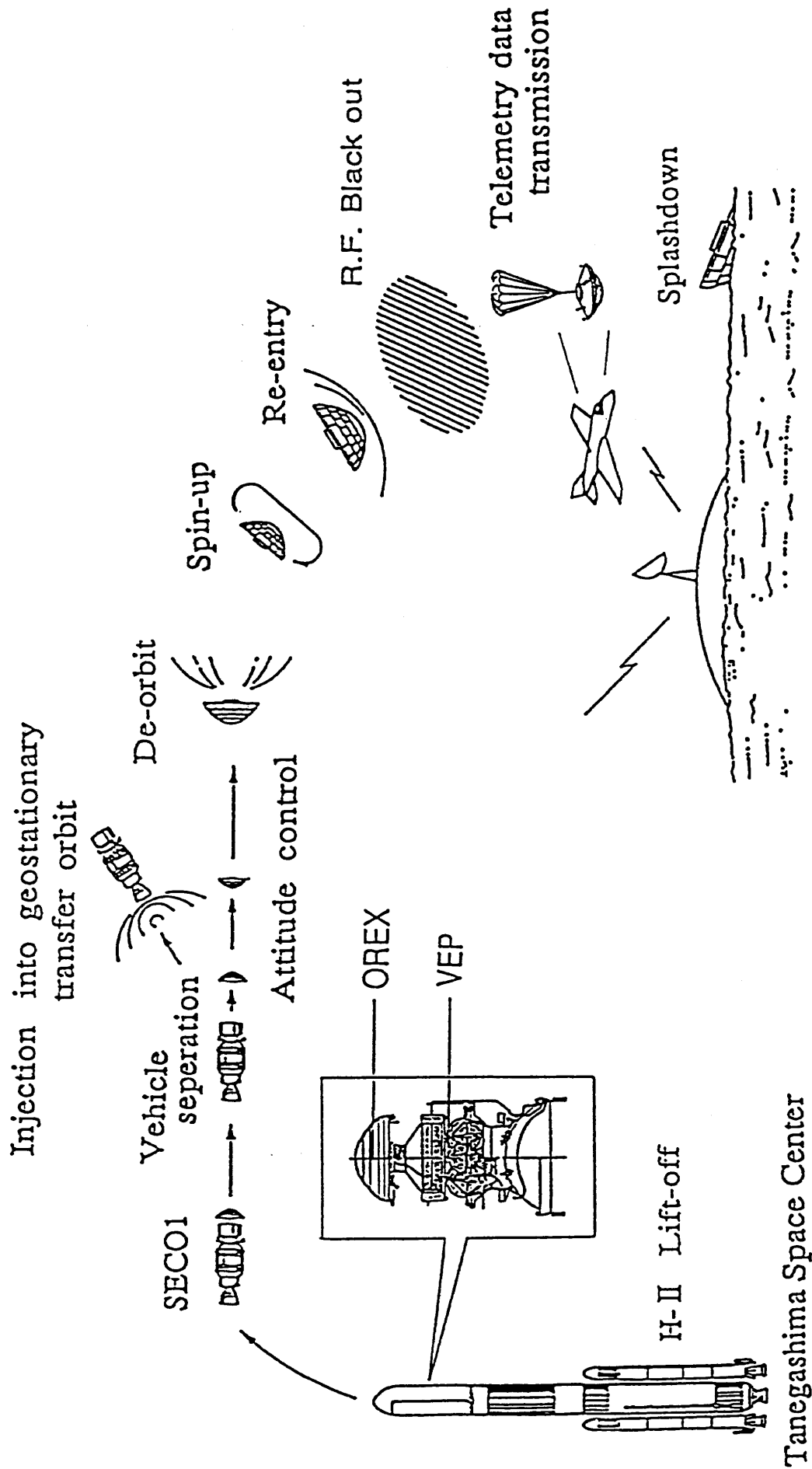


Fig. 2 Concept of the experiment

Table 3 OREX FLIGHT SEQUENCE

Event	Flight Plan (sec.)	Flight Result (sec.)
Lift Off	0.0	0.0
OREX/H-II Separation	850.0*	830.8
AOS**at Tanegashima	6031 (EI=5°)	5934
De-orbit Burn Start	6068.0	6063.5
AOS at Ogasawara	6203 (EI=5°)	6099
De-orbit Burn End	6365.3	6348.3
LOS***at Tanegashima	6562 (EI=5°)	6652
LOS at Ogasawara	6717 (EI=5°)	6795
AOS at Airplane	7750 (H=10km)	7278
AOS at Christmas	7320 (EI=0°)	7290
AOS at Ship	7340 (EI=0°)	7317
Re-entry	7341 (H=120km)	7325
RF Blackout Start	7439 (H=80km)	7383 (at Christmas)
RF Blackout End	7516 (H=50km)	7496 (at Christmas)
Parachute Deployment	7630.7	7614.7
LOS at Christmas	7640 (EI=0°)	7940
LOS at Ship	7940 (EI=0°)	7978
LOS at Airplane	7956 (H=1km)	7982 (VHF Telemeter No.1 Lock Off)
Splash Down	7986	7982

* This time is referred from detailed trajectory of H-II rocket.
According to best estimated trajectory of H-II rocket, the time
of OREX/H-II separation is 832.7 sec after lift off.

** AOS : Acquisition Of Signal

*** LOS : Loss Of Signal

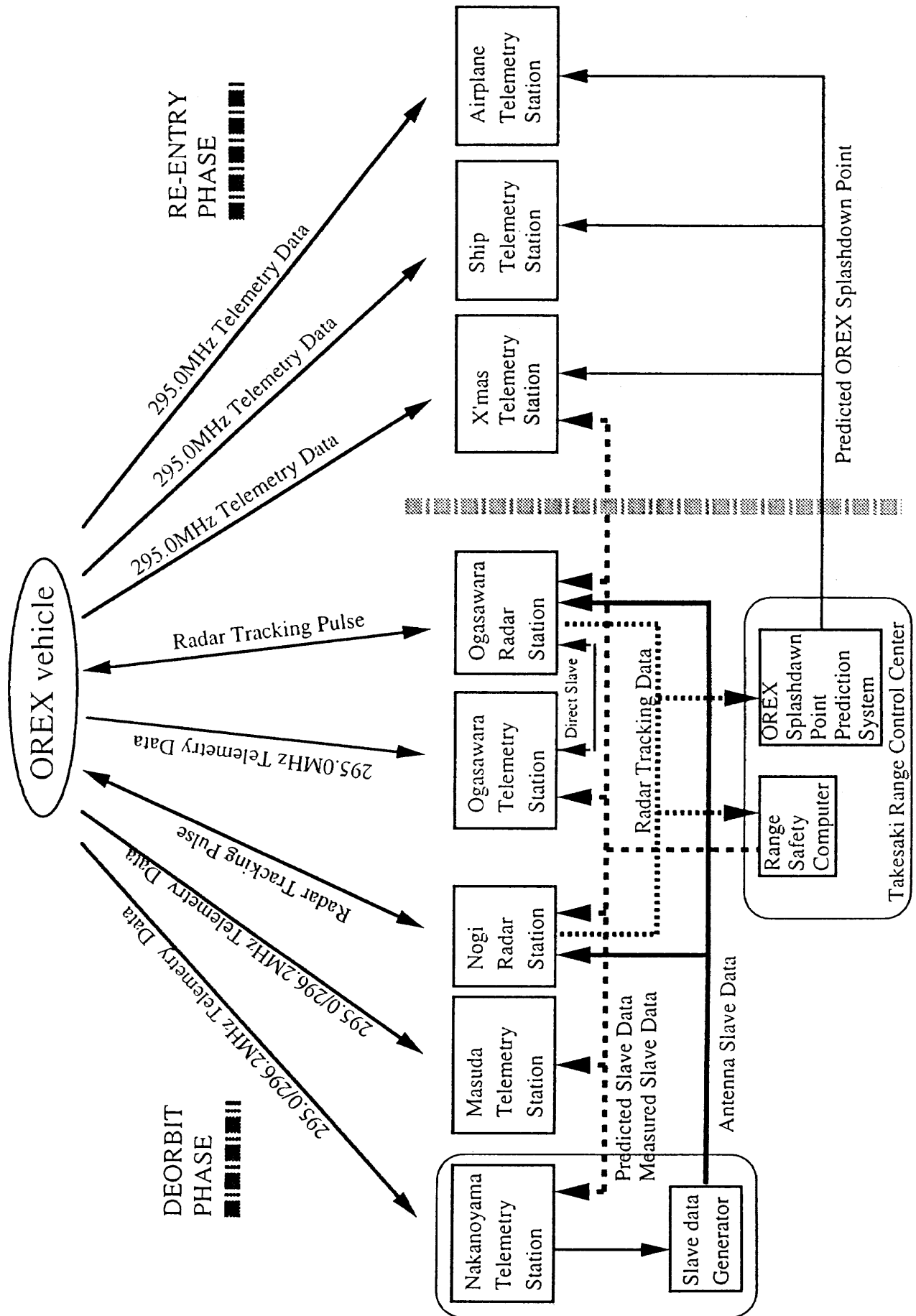


Fig. 3 Tracking & operation network

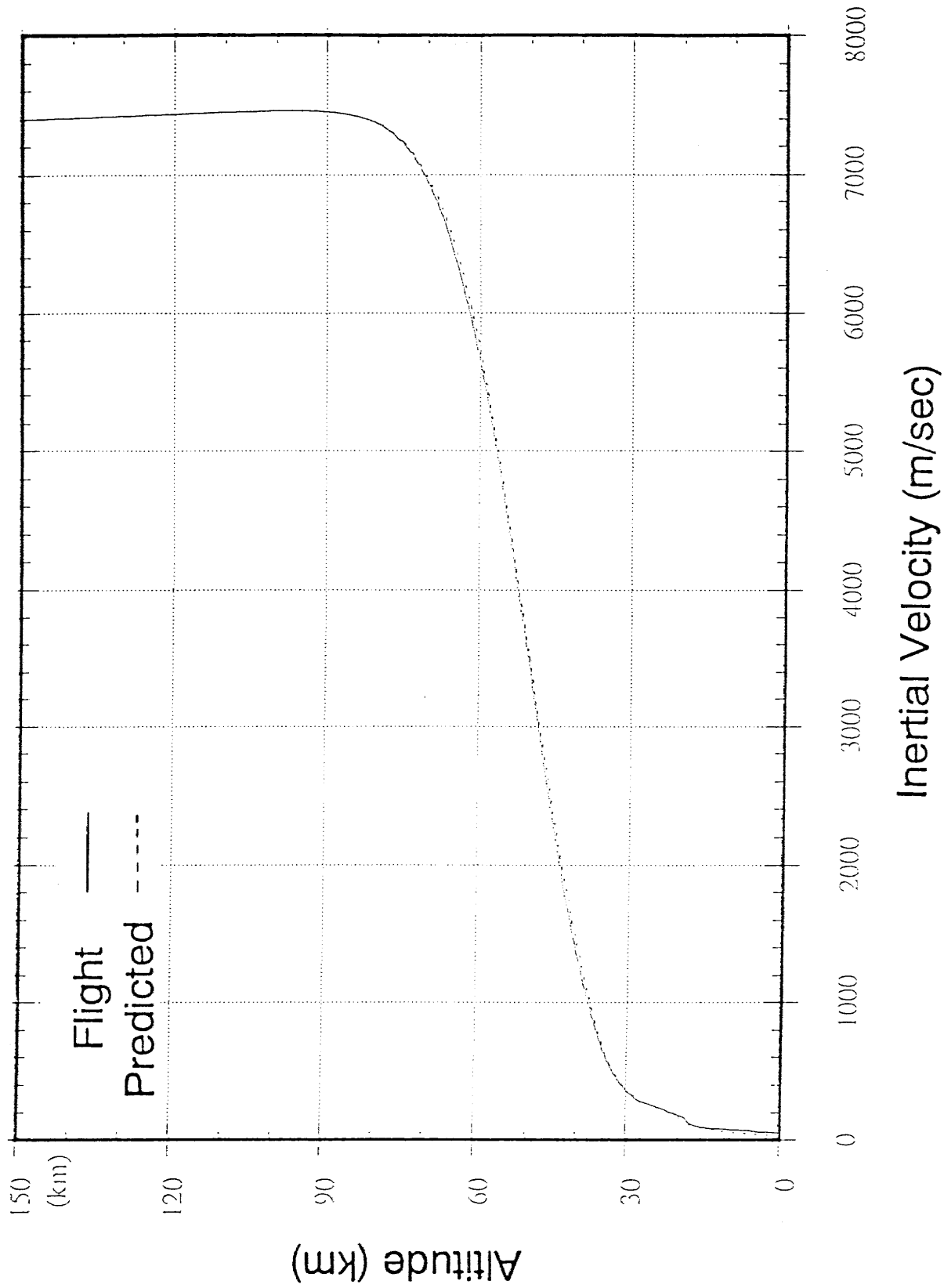
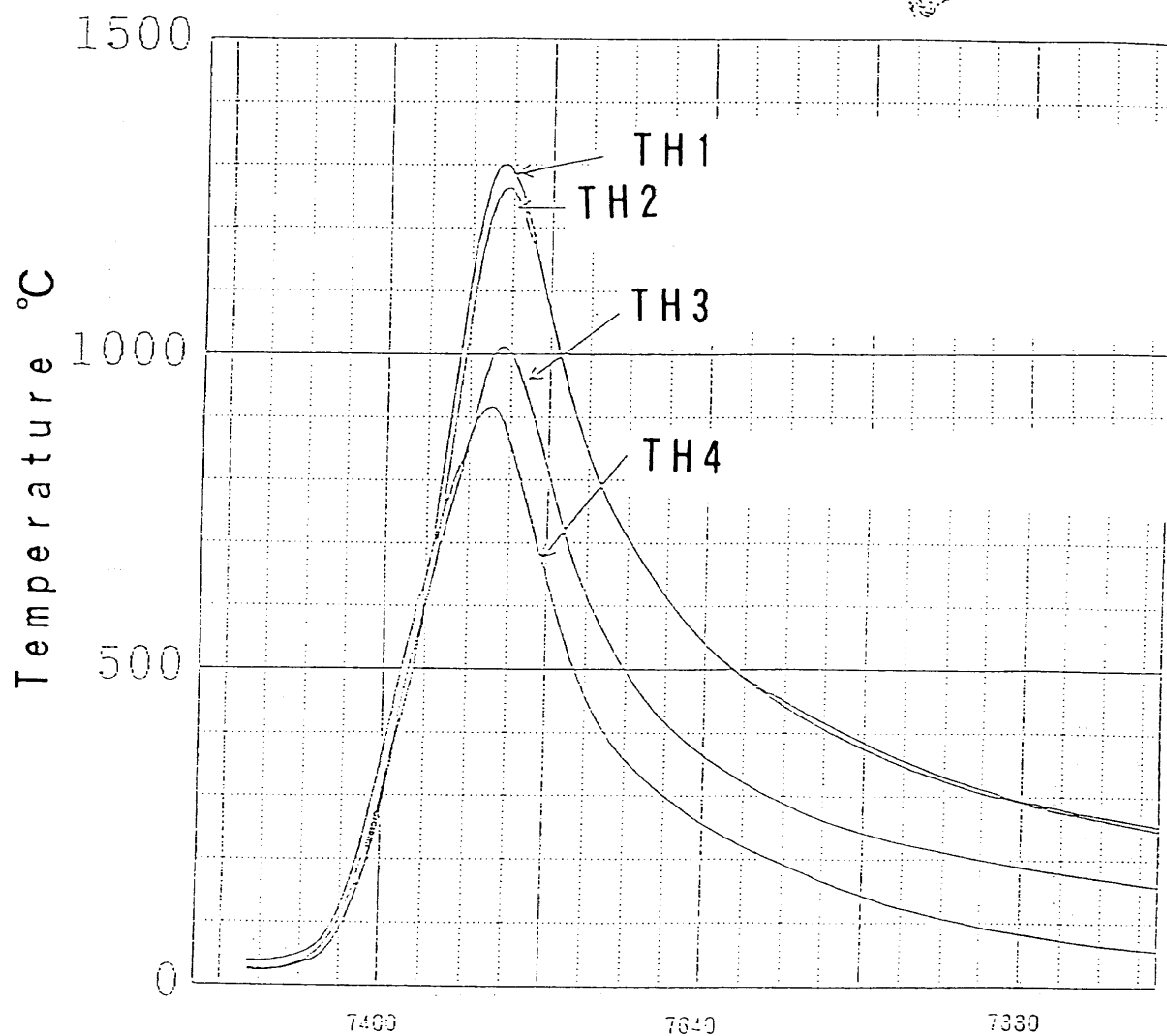
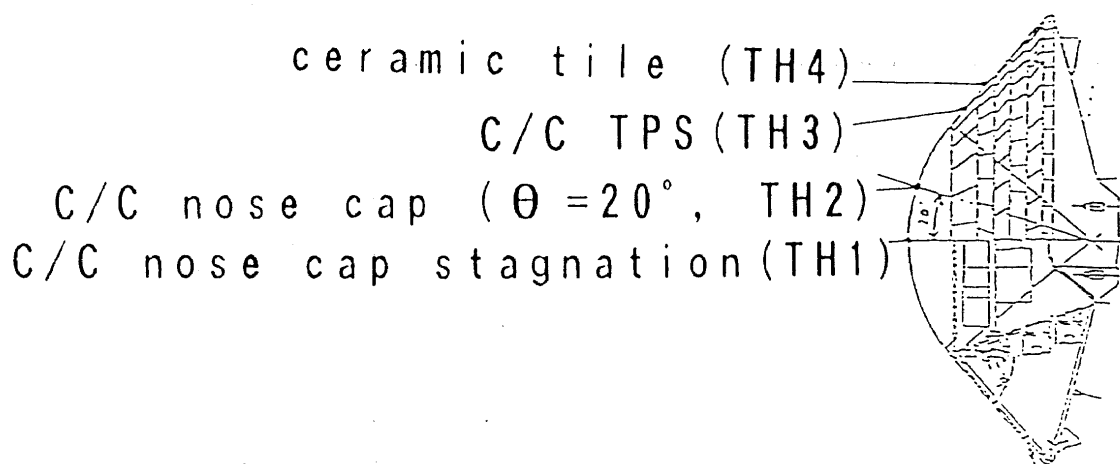


Fig. 4 Flight path (H-V diagram)



Elapsed time after launch (sec.)

Fig. 5 C/C and ceramic tile temperature

Fig. 6 OREX Development Schedule

Fiscal Year	1989	1990	1991	1992	1993	1994
Milestone		PDR ▽		CDR ▽	PSR ▽	Launch △
Design Phase	Preliminary Design		Critical Design		Sustaining Design	
Manufacture			Component		Assembly	
Ground Test	Wind tunnel test Antenna pattern test	↔ ↔	Acoustic test ↔ EMC test ↔		Fit check ↔ MCO L/O	

MCO ; Mission checkout
 L/O ; Launch Operation
 EMC ; Electromagnetic Compatibility test

