

## 飛行計画と飛行結果

宇宙開発事業団 ○秋元敏男、山脇功次、泉達司、稲葉基之

軌道再突入実験機（軌道投入後「りゅうせい」と命名された。）は平成6年2月4日午前7時20分にH-IIロケット試験機1号機により打ち上げられ、打上げ後約14分に軌道高度約450kmの円軌道に投入された。

地球を1周回してきた「りゅうせい」は、種子島局及び小笠原局の可視範囲内で軌道離脱燃焼を正常に行った。

打上げ後約2時間1分には、中部太平洋上に待機中の航空機、船舶及びクリスマス局が、大気圏に再突入しつつある「りゅうせい」からの電波を受信開始した。また、大気圏再突入に特有な通信ブラックアウト現象が打上げ後約2時間3分から同約5分の間に上記の各受信局において観測された。この間の実験データはブラックアウト明け後に各受信局に送信された。

これらの飛行はほぼ計画通りのものであり、「りゅうせい」は打上げ後約2時間13分に、所定の中部太平洋上に着水した。

本論文では、飛行計画の概要、軌道再突入実験の飛行計画を作成するにあたって考慮した事項、実際の飛行結果等を報告する。

## FLIGHT PLAN AND RESULTS

NASDA ○T. Akimoto, K. Yamawaki, T. Izumi, M. Inaba

Orbital Re-entry Experiment Vehicle (named "RYUSEI", which means "shooting star", after inserted to orbit) was launched by the first flight of H-II rocket at 7:20 a.m. on the 4th of February in 1994, and inserted into about 450km circular orbit in 14 minutes after lift off.

After passed around the earth, "RYUSEI" fired de-orbit burn normally.

In about 2 hours 1 minute after lift off, an airplane telemetry station, a ship station and Christmas ground station begun to receive the electric waves from "RYUSEI", which was re-entering into atmosphere.

Communication blackout, peculiar to atmospheric re-entry, were observed in these stations from 2 hours 3 minutes to 5 minutes after lift off. The experimental data during this period were transmitted to the stations after the blackout.

"RYUSEI" splashed down in the expected area of the Central Pacific Ocean in 2 hours 13 minutes after lift off.

This paper reports on summary of OREX flight profile, points to be considered in making OREX flight plan, and flight results.

## 1. はじめに

本論文は軌道再突入実験（O R E X : Orbital Re-entry Experiment）の飛行計画と飛行結果について報告するものである。本論文では、最初に飛行計画の概要を説明し、次に飛行計画を作成するに当たって考慮した事項等を飛行フェーズに沿って説明し、最後に実際の飛行結果を報告する。

## 2. 飛行計画の概要

飛行計画の概要をFig. 1に、飛行経路の地表面軌跡をFig. 2に示す。軌道再突入実験機はH-IIロケットにより軌道高度約450kmの円軌道に投入される。打上げ約1時間40分後に地球を1周回してきた実験機は、種子島局及び小笠原局の可視範囲内で軌道離脱のための逆噴射を行う。

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する。

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る電波は実験機周囲の電離気体によって反射、散乱、吸収され、地上との通信が不可能となる（通信ブラックアウト現象）。この時の機体の状態等は実験機各部に取り付けたセンサにより計測され、実験機搭載のデータメモリに記録される。

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に待機中の船舶局及び航空機局に対して、通信ブラックアウト中に記録したデータを送信する。打上げ約2時間10分後に、実験機はクリスマス島の南方約460kmの洋上に着水する。

## 3. 飛行計画の作成

### 3. 1 飛行計画作成上の基本要件

O R E Xの飛行計画を作成するにあたって、考慮すべき基本要件は以下である。

- (1) 以下の実験ミッションが実施可能であること
  - (a) 再突入飛行環境下での空力力及び空力加熱基礎データの取得
  - (b) 再突入環境下での耐熱構造基礎データの取得
  - (c) 再突入時の通信途絶現象基礎データの取得
  - (d) 再突入時等におけるGPS受信機による航法基礎データの取得
- (2) 軌道離脱は種子島局、小笠原局の可視範囲内で行うこと
- (3) 再突入時の空力加熱率を実験機に使用する熱構造材料の耐熱温度以下に抑えること
- (4) 大気圏再突入時のブラックアウト前後のテレメータ電波を可能な限りクリスマス局で受信すること
- (5) ブラックアウト明け後のデータ取得は航空機局または船舶局によって行われるため、データ取得が確実に行われるようデータ取得時間を確保すると共に着水点分散を抑えること

#### (6) 飛行安全上の要求に配慮すること

OREXの飛行フェーズは、打上げ、軌道上、軌道離脱、再突入の各飛行フェーズに分けて考えることができる。上記要求条件の各飛行フェーズへの展開、各飛行フェーズ固有の制約条件、及びそれらを基にした各飛行フェーズの飛行計画の作成について次章以降で説明する。

### 3. 2 打上げフェーズ

H-IIロケットのリフトオフからH-IIロケット・実験機分離までの打上げフェーズの飛行計画はH-IIロケット側で作成される。飛行計画作成に際しOREX側からは以下の項目を要求した。

(1) H-IIロケットの発射方位角を85度以下とすること

(2) H-IIロケットの打上げ時刻は午前9時以前とすること

上記(1)は、大気圏再突入時のブラックアウト前後のテレメータ電波をクリスマス局から受信する必要から要求した。

上記(2)は、着水海域でデータ受信を行った航空機がクリスマス島に日没前に帰還するためには、OREXの飛行時間、航空機の帰還に要する時間及び日本とクリスマスとの時差を考慮すると午前9時以前の打上げが必要であること、及び実験機の軌道上熱解析の結果から午前9時以降の打上げでは実験機の裏側が低温側に厳しくなることの二つの理由から要求を行った。

上記(1)、(2)の要求が認められて、H-IIロケットの打上げ時間帯は午前7時から午前9時の間、発射方位角は85度になった。また、実験機はリフトオフ後850秒に、高度約454kmの円軌道に投入されることとなった(詳細飛行経路計画値)。

なお、実験機の通信系はH-IIロケットと同じ周波数を使用することから、打上げ時には電源を入れず、軌道周回後の種子島局での捕捉前に通電することとした。一方、誘導制御系は打上げ前から航法計算を行う必要のあることから、打上げ前から通電することとした。

### 3. 3 軌道上フェーズ

H-IIロケット・実験機分離から軌道離脱前までの軌道上フェーズにおいては主に以下の点を考慮して飛行計画を作成した。

(1) 軌道上GPS実験が実施可能なように実験機の姿勢を制御すること

(2) 実験機の熱環境が厳しくならないように太陽との相対姿勢を制御すること

(3) 軌道周回後の種子島局による捕捉に備えて、発信電波が種子島局に受信し易いように姿勢を制御すること

(4) 軌道離脱に備えて、軌道離脱用の姿勢をとること

上記(1)に従って、GPS実験の実施期間中は、高度2万kmの軌道上を飛行中のGPS衛星からの信号を実験機の裏側にあるGPSアンテナで受信できるよう、GPSアンテナが天頂を向くような姿勢制御を行った。

上記(2)に関しては、主に実験機の裏側が低温になり過ぎる傾向があったので、実験機の裏側がなるべく太陽に当たるよう姿勢制御を行った。

上記(3)に関しては、軌道周回後は実験機の裏側にあるVHFテレメータアンテナ及びCバンドレーダトランスポンダアンテナがなるべく種子島局の方を向くように姿勢を制御した。

上記(4)に関しては、そのように飛行計画を作成した。

### 3. 4 軌道離脱フェーズ

軌道離脱燃焼開始から軌道離脱燃焼終了を経て、実験機の再突入インターフェース(高度=120km)通過前までを軌道離脱フェーズと考える。

OREXでは再突入後に揚力を利用した飛行を行わないことから、OREXの再突入後の飛行経路は軌道離脱終了時点における実験機の位置及び速度ベクトルにより一意的に決まることになる。よって、軌道離脱フェーズにおける飛行計画の作成は再突入飛行経路に対する制約等も考慮して決める必要がある。

軌道離脱フェーズにおいて考慮した事項は以下の通り。

- (1) 再突入時に、実験ミッションに必要な空力加熱率、通信ブラックアウトが得られるように軌道離脱を行うこと。
- (2) 再突入時の空力加熱率が実験機に使用する熱構造材料の耐熱温度以下になるように軌道離脱を行うこと。
- (3) 大気圏再突入時のブラックアウト前後のテレメータ電波が可能な限りクリスマス局で受信できるように軌道離脱を行うこと。
- (4) ブラックアウト明け後のデータ取得は航空機局または船舶局によって行われるため、データ取得が確実に行われるように、着水点分散を抑えるような軌道離脱を行うこと。
- (5) 軌道離脱燃焼開始前から軌道離脱燃焼終了後80秒までの間、種子島局または小笠原局においてテレメータデータ取得及びレーダ追尾が可能であること。
- (6) 飛行安全上の要求から、着水分散域は陸地及び外国の周辺海域にかからないようにすること
- (7) 大気圏再突入前までに実験機の迎え角が0度となるよう実験機の姿勢を制御すること

上記(1)、(2)の制約については、次章で詳しく説明する。

上記(3)及び(6)はノミナル着水点の位置に深く関わってくる。実験機とクリスマス局の通信リンクに関する検討及び着水域周辺における島の存在及び位置に関する調査を行った結果、ノミナル着水点は南緯2度21分、西経157度30分近傍が適当であることがわかった。このため、この点をめざして軌道離脱することとした(Fig.10参照)。

上記(4)に関しては、定性的には大気圏への再突入角が大きい方が着水分散は小さくなるが、再突入角を大きくすると空力加熱率が増加するため、

上記(2)との関連の中で検討する必要がある。

上記(5)は、軌道離脱燃焼が正常に行われたかどうかをリアルタイムに確認すること、及び軌道離脱燃焼終了後80秒間のレーダ追尾データを基に実験機着水点を予測することを意図して設定した制約である。

飛行計画作成上、軌道離脱に関する操作パラメータとしては、軌道離脱開始時刻(位置)、減速量、実験機姿勢がある。上記(1)から(6)の制約を満たすよう検討した結果、ノミナル軌道離脱開始時刻はリフトオフ後60.68秒、ノミナル減速量約171 m/s、ノミナル機軸上下角は局地水平面に対し約-27度、ノミナル機軸方位角は実験機の慣性速度飛行方位角に対して180度逆向きに設定した。

なお、飛行経路及び着水点の分散を抑えるために、実験機の誘導系は軌道離脱開始時刻を制御する軌道離脱タイミング・ターゲティング機能及び軌道離脱中の角運動量が目標値に達したときに軌道離脱燃焼を終了させるベロシティ・インクリメント・カットオフ機能を有している。

上記(7)に関しては、そのように飛行計画を作成した。

### 3. 5 再突入フェーズ

#### 3. 5. 1 再突入飛行経路作成上の基本制約条件

再突入インタフェース通過から着水までを再突入フェーズと考える。再突入飛行経路作成上考慮すべき基本的な制約条件は以下の二点である。

(1) 再突入時には、実験ミッションに必要な空力加熱率、通信ブラックアウトが得られること。

(2) 再突入時の空力加熱率が実験機に使用する熱構造材料の耐熱温度以下になること。

再突入飛行経路は実験機のコンセプトと密接に結びついている。Fig. 3は実験機の形状を示すものである。実験機のノーズ曲率半径は1.35 m、実験機の熱構造系は、空力加熱の一番厳しいノーズキャップがカーボン/カーボン材のホットストラクチュア、その外周をカーボン/カーボン材熱防護システム及びセラミックタイル熱防護システムが取り巻いている。これらは、HOPEでの使用を予定しているものである。

上記(1)、(2)の条件を考慮して、HOPEと同等の空力加熱率が得られるように、再突入飛行経路を作成することとした。

計画段階のOREXの再突入飛行経路の高度-速度線図をFig. 4に、空力加熱率履歴をFig. 5にHOPEと比較して示す。実験機のノーズ曲率半径はHOPEより大きいため、同一速度でHOPEより低い高度を飛行することにより、Fig. 5に示すようにHOPEと同等の空力加熱率を得ている。また、Fig. 4に示すように通信ブラックアウト現象も観測されるような飛行経路になっている。

### 3. 5. 2 空力加熱率最大飛行経路及び総加熱量最大飛行経路

基本設計段階において熱構造系に対する設計条件を設定するために、空力加熱率最大飛行経路及び総加熱量最大飛行経路を作成した。まず、実験機の熱防護材料の耐熱温度、輻射率をTable 1のように設定した。上記の制約を満たしかつ飛行経路の不確定性及び分散に対する余裕を考慮して、空力加熱率最大飛行経路及び総空力加熱量最大飛行経路を設定した。両飛行経路による空力加熱率履歴をFig.6に示す。最終的な飛行計画作成段階においては、分散をも含めた最終飛行経路が上記両飛行経路の間にくるように軌道離脱を調整した。

### 3. 5. 3 再突入飛行経路作成上のその他の制約条件

再突入飛行経路の作成において考慮したその他の制約条件は以下の通り。

- (1) 再突入初期の希薄気体領域における空力データ取得のため、この間は姿勢制御用ガスジェットの使用を制限する。
- (2) 上記(1)の後、ガスジェットにより実験機を機軸回りに3rpm程度回転させる。これは、実験機形状及び重心位置に製造上の誤差により非対称性が発生し、これに起因して再突入飛行中に揚力が発生し、これによって飛行経路分散が拡大する可能性があるため、これを防ぐためのものである。
- (3) 実験機の迎角に関する姿勢制御は、実験機形状の空力静安定性による受動制御を基本とするが、補助的にガスジェットによる姿勢角速度制御を試みる。
- (4) ブラックアウト中の実験データをデータ記録装置の記憶容量(約210秒間)内に収録する。
- (5) 航空機局または船舶局によるブラックアウト明け後のデータ取得時間を確保する。

上記(1)、(2)から、3rpmのスピン開始はノミナル高度約99km以降とした。また(3)に関するガスジェットの使用も同高度以降とした。

上記(4)に関しては、ブラックアウト発生高度の不確定性及び飛行経路の分散を考慮して、ノミナル高度約120kmから約38kmの約210秒間のデータをデータ記録装置に収録することとした。

上記(5)に関しては、実験機はデータ記録装置に収録した210秒間のデータをデータ収録終了後、3倍速で送信することになっている。従って、収録データの送信時間は70秒であるが、受信局の受信状態によってはデータ欠落の可能性もあるため、収録データを3回受信可能な約210秒間を必要データ取得時間とした。計画段階においては、航空機局によるデータ取得が可能なのは、実験機が航空機の飛行高度の約10km以下に降下してから高度1kmを通過するまでと安全側に考え、これをデータ取得のクリティカルパスとした。よって、この間を約210秒間確保するこ

ととした。実験機はノミナル高度20 kmにおいて、パラシュートを開傘し、緩降下するように設計されており、これにより航空機局においてもデータ取得時間は約210秒間確保されることを確認した。

### 3. 5. 4 着水点分散

OREXの着水点は、H-IIロケットの軌道投入誤差、OREXの軌道離脱のための誘導誤差、OREX機体の空力特性の推定誤差、大気圏再突入以降の大気密度の推定誤差や着水点近傍の風の影響等によって変動する。上記の誤差要因による着水点分散の検討結果を基に、ダウンレンジ方向±140 km, クロスレンジ方向±30 kmをOREX着水域とした(Fig. 10参照)。

この着水域に対して、航空機局または船舶局によるデータ取得が十分に可能であることを通信リンク解析で確認するとともに、この着水域が飛行安全上の要求を満たしていることを地図上で確認した。

## 4. 飛行安全

OREXの軌道離脱及び再突入時において、飛行安全上考慮した事項は以下の通り。

- (1) 正常飛行時における落下予想区域が、陸地及び外国の周辺海域にかからないこと。
- (2) 飛行時の万一の異常に対し、安全確保の措置が取れること。
- (3) 飛行中推力が停止したと想定される場合に予測される落下点が安全確保上支障のある範囲に無いこと。

上記(1)の要求を満たすように軌道離脱を計画したことは既に述べた。

上記(2)の要求を満たすように、OREXでは実験機搭載の誘導系機器に以下の機能を持たせている。

### (a) 軌道異常検知処理機能

H-IIロケットにより投入された軌道の形が予定されたものと大きく異なる場合、実験機の落下点は大きく変動する。実験機搭載の慣性誘導計算機は、軌道形状が予定されたものと大きく異なる場合は軌道離脱を行わない機能を有する。

### (b) 軌道離脱時刻制限機能

軌道離脱は搭載する慣性誘導計算機の命令で行われ、慣性誘導計算機に不具合が発生し点火時刻が大きく変動した場合には、人口緻密な地域への落下が考えられる。実験機は慣性誘導計算機と独立した軌道離脱時刻制限タイマを搭載し、タイマの許容する時間内で軌道離脱を行う。

上記(3)は、上記(a)、(b)の飛行安全機能では対処できない軌道離脱中の不具合に関するもので、これに関しては、その発生確率、予測される落下点等を計算し、上記(3)の要求を満足することを確認した。

## 5. 飛行結果

### 5. 1 飛行シーケンス

OREXの飛行シーケンスを計画値と比較してTable 2に示す。

実験機は平成6年2月4日(金)午前7時20分に、H-IIロケット試験機1号機により打ち上げられた。H-IIロケットの初期飛行方位角は85度であった。

実験機は打上げ後830.8秒に軌道高度454kmの円軌道に投入された。

打上げ後5934秒に種子島局では地球を1周回してきた実験機の電波を受信開始した。実験機は打上げ後6063.5秒に軌道離脱のための逆噴射を開始し、同6348.3秒に正常に軌道離脱を終了した。打上げ後6795秒に実験機は小笠原局の可視範囲外に出た。

打上げ後7278秒に、中部太平洋に待機中の航空機が大気圏に再突入しつつある実験機からの電波を受信開始した。その後、クリスマス局及び船舶局も次々と受信を開始した。

打上げ後約7383秒から同約7496秒の間に大気圏再突入に特有な通信ブラックアウト現象がクリスマス、航空機、船舶の各受信局において観測された。また、ノーズ先端のカーボン、カーボン材の裏側に取り付けた温度センサでは打上げ後7487秒に最高温度1300℃が計測された。

打上げ後約7496秒から各受信局は実験機からの電波を再び受信開始した。

打上げ後7615秒に実験機はパラシュートを開傘し、打上げ後7982秒に所定の中部太平洋上に着水した。

### 5. 2 飛行シーケンスに関する考察

#### 5. 2. 1 OREX H-IIロケット分離時刻

OREX H-IIロケット分離時刻が計画値850.0秒に対して飛行結果830.8秒と約19秒早くなっている。これはOREXの飛行計画ではH-IIロケットの詳細飛行経路解析値を使用し、この解析に使用した第一段エンジンの推力値等が実測値及び飛行結果と異なっていたためである。

H-IIロケットでは、その後第一段エンジン推力の実測値等を用いた最良推定飛行経路解析をロケット打上げ前に実施しており、この解析での分離時刻の計画値は832.7秒であり、飛行結果と良く一致している。

しかし、ロケットの両解析における分離時刻の差が、予定された誤差の範囲内であること及びスケジュール、コストを考慮して、OREXでは飛行計画の見直しを行わなかった。従って、この現象は打上げ前から予測されていたことであり、また、特に問題となることでも無い。

#### 5. 2. 2 軌道離脱

軌道離脱開始時刻は計画値6068.0秒に対し、結果6063.5秒であり、良く一致している。OREX/H-IIロケット分離時刻が計画値よ



りも早まったにもかかわらず、軌道離脱時刻が計画値と良く一致しているのは、実験機誘導系の持つ軌道離脱タイミング・ターゲティング誘導機能が正常に作動した結果である。

一方、軌道離脱終了時刻は計画値6365.3秒に対し、結果6348.3秒であり、17秒早まっている。また、軌道離脱燃焼時間としては計画値297.3秒に対して、結果284.8秒と12.5秒短くなった。これについては、加速度のテレメータデータ等から判断して、軌道離脱用スラスト推力が計画値に対し約5.5%大きかったためであり、軌道離脱に必要な減速量が早めに得られたことから、実験機の誘導系が燃焼停止を命じたことがわかった。

#### 5. 2. 3 航空機局補足開始時刻

航空機局補足開始時刻が計画値7750秒に対して、結果7278秒と非常に早まっている。これは、計画段階においては安全側の設定として、航空機による受信開始は実験機が高度10km以下に降下した後と考えていたため、結果的にはうれしい誤算となった。また、その他の受信局も計画よりも良く受信できた。

#### 5. 2. 4 大気圏再突入時刻

大気圏再突入時刻が計画値7341秒に対し、結果7325秒と16秒早まっている。これは軌道離脱終了時刻が17秒早まった結果、飛行経路全体が約17秒早まったことによる。

#### 5. 2. 5 ブラックアウト

ブラックアウト開始高度が計画値7439秒に対して、結果7383秒と56秒早まっている。これは、飛行経路全体が約17秒早まったこと及びブラックアウトが予測よりも高い高度約96km付近から始まったことによる。

ブラックアウト終了高度は計画値7516秒に対して、結果7496秒と20秒早まっている。これは、飛行経路全体が約17秒早まったことによるもので、高度としてはほぼ予測値の高度50kmで終了している。

#### 5. 2. 6 着水時刻

着水時刻は、実験機からの295MHz帯VHFテレメータ送信機の電波が、航空機局において受信ロックオフした時刻から、打上げ後7982秒と推定した。飛行経路全体が約17秒早まったにもかかわらず、着水時刻の計画値と結果がほぼ一致したのは、パラシュート開傘以降の低速域において、機体及びパラシュートの抗力の推定に約11%程度の誤差があったためと思われる。

### 5. 3 飛行経路

#### 5. 3. 1 軌道離脱

軌道離脱開始時及び終了時の軌道パラメータをTable 3 及びTable 4 に示す。軌道離脱開始時に慣性速度で $1.4 \text{ m/s}$ 、高度で約 $3 \text{ km}$ 程度の計画値との差異が存在した。また、軌道離脱終了時では、時刻に $1.7$ 秒の計画値との差異が存在した。

#### 5. 3. 2 再突入飛行経路

実験機に搭載している誘導制御系機器による位置、速度等の航法データは、打上げ時からの誤差が累積してくるため、再突入フェーズにおいては、必ずしも真の位置、速度等を示しているとは限らない。そこで、軌道離脱終了後の実験機の航法データと種子島局の追尾データを比較し、航法データの誤差を補正することにより、実フライト飛行経路の推定を行った。本推定方法による飛行経路の推定精度は、例えば高度 $50 \text{ km}$ 付近において高度精度 $\pm 3.3 \text{ km}$ 、速度精度 $\pm 1.1 \text{ m/s}$ 程度である。

再突入インタフェースにおける突入速度及び突入角をTable 5 に示す。また、再突入フェーズの高度-時間履歴、速度-時間履歴、高度-速度線図をそれぞれFig. 7、Fig. 8、Fig. 9 に示す。これらの図、表から、パラシュート開傘（打上げ後 $76.15$ 秒、高度約 $19 \text{ km}$ ）までの飛行経路は、軌道離脱終了時刻のズレを除くと、計画値と結果とがほぼ一致することがわかる。

また、高度-速度線図を良く見ると、同一高度では飛行結果の方が若干対地速度が小さいことが分かる。この違いは、例えば高度 $70 \text{ km}$ において、約 $50 \text{ m/s}$ （計画値の約 $1\%$ ）程度、高度 $60 \text{ km}$ において約 $110 \text{ m/s}$ （計画値の約 $2\%$ ）程度である。計画段階に行った空力加熱率の推算手法に従えば、この速度の違いにより、淀み点の空力加熱率において、ピーク時に約 $20 \text{ kW/m}^2$ （計画値の約 $4\%$ ）程度の計画値との違いが出るはずである。

#### 5. 3. 3 着水点

上記で述べた実フライト飛行経路の推定結果により、着水点は南緯 $1$ 度 $53$ 分、西経 $158$ 度 $18$ 分と推定される。Fig. 10 に計画された着水分散域と推定着水点を示す。着水点は、計画された分散域の範囲内ではあるが、ノミナル着水点より約 $100 \text{ km}$ 手前になった。

この原因について検討した結果、以下の二点が主な原因であることが分かった。

- (1) OREX-H-II ロケット分離時における軌道投入誤差を主原因とする軌道離脱開始時の軌道誤差  
(計画値に対し、速度誤差約 $1.4 \text{ m/s}$ 増、高度誤差約 $3 \text{ km}$ 増)
- (2) 軌道離脱燃焼時のスラスト推力誤差

(計画値に対して推力約5.5%大)

なお、この着水点のズレは計画された分散域の範囲内であり、またデータ取得等の運用上も問題となるものでは無かった。

## 6. まとめ

平成6年2月4日に打ち上げられたOREXはほぼ計画通りの飛行を行い、所定の着水域内に着水した。特に、実験ミッション上重要となる再突入時の高度-速度関係はほぼ計画値通りであり、OREXは実験ミッション上十分有意義な飛行を行ったといえる。

Table 1 Restrictions on Aerodynamic Heating from Vehicle Materials

Materials	Maximum Temperature	Emissivity
Carbon/Carbon Nosecap	1600(°C)	0.7
C/C TPS	1400(°C)	0.7
Ceramic Tile TPS	1400(°C)	0.7

Table 2 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 (E1=5°)	5934
De-orbit Burn Start	6068.0	6063.5
AOS at Ogasawara	6203 (E1=5°)	6099
De-orbit Burn End	6365.3	6348.3
LOS*** at Tanegashima	6562 (E1=5°)	6652
LOS at Ogasawara	6717 (E1=5°)	6795
AOS at Airplane	7750 (H=10km)	7278
AOS at Christmas	7320 (E1=0°)	7290
AOS at Ship	7340 (E1=0°)	7317
Data Recording Start	7340.3	7324.3
Re-entry	7341 (H=120km)	7325
Spin Up	7392.4	7376.3
RF Blackout Start	7439 (H=80km)	7383 (at Christmas)
Max. Temp. at C/C Nose Backside	7501 (T=1378°C)	7487 (T=1300°C)
RF Blackout End	7516 (H=50km)	7496 (at Christmas)
Data Recording End/ Playback Start	7552.7	7537.1
Parachute Deployment	7630.7	7614.7
LOS at Christmas	7640 (E1=0°)	7940
LOS at Ship	7940 (E1=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 second after lift off.

\*\* AOS : Acquisition Of Signal

\*\*\* LOS : Loss Of Signal

Table 3 OREX Flight Parameter at De-orbit Burn Start

Flight Parameter	Flight Plan	Flight Result*	Result - Plan
Time after L/O** (s)	6068.0	6063.5	-4.5
Inertial Velocity(m/s)	7640.4	7641.8	1.4
Perigee(km)	6825.6	6827.8	2.2
Apogee (km)	6828.7	6832.6	3.9
Inclination(deg)	30.496	30.508	0.012

\* Flight results are from the navigation data of onboard guidance and control system of OREX vehicle.

\*\* L/O : Lift Off

Table 4 OREX Flight Parameter at De-orbit Burn End

Flight Parameter	Flight Plan	Flight Result*	Result - Plan
Time after L/O** (s)	6365.3	6348.3	-17.0
Inertial Velocity(m/s)	7469.4	7468.7	-0.7
Perigee(km)	6163.7	6162.4	-1.3
Apogee (km)	6837.5	6838.5	1.0
Inclination(deg)	30.500	30.512	0.012

\* Flight results are from the navigation data of onboard guidance and control system of OREX vehicle.

\*\* L/O : Lift Off

Table 5 OREX Flight Parameter at Re-entry Interface

Flight Parameter	Flight Plan	Flight Result*	Result - Plan
Time after L/O** (s)	7341	7325	-16
Relative Velocity(m/s)	7433	7433	0
Angle of Entry (deg)	-3.18	-3.17	0.01

\* Flight results are from the best estimated trajectory of OREX post flight analysis.

\*\* L/O : Lift Off

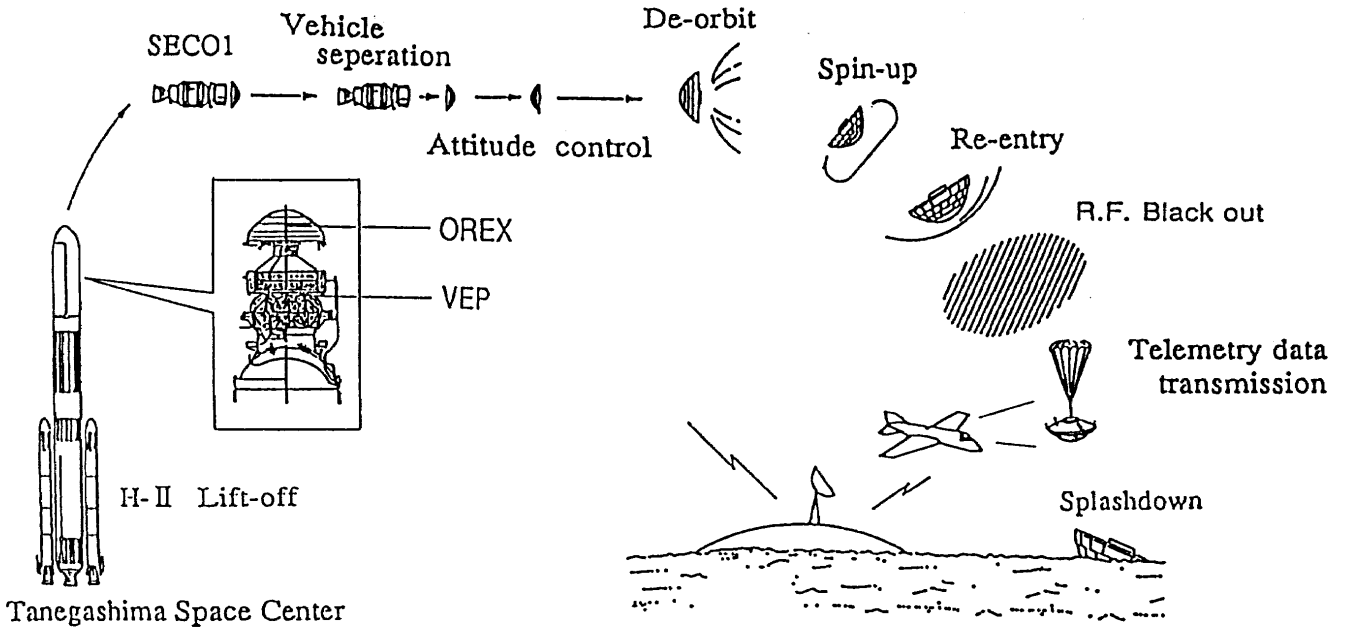


Fig.1 OREX Flight Profile

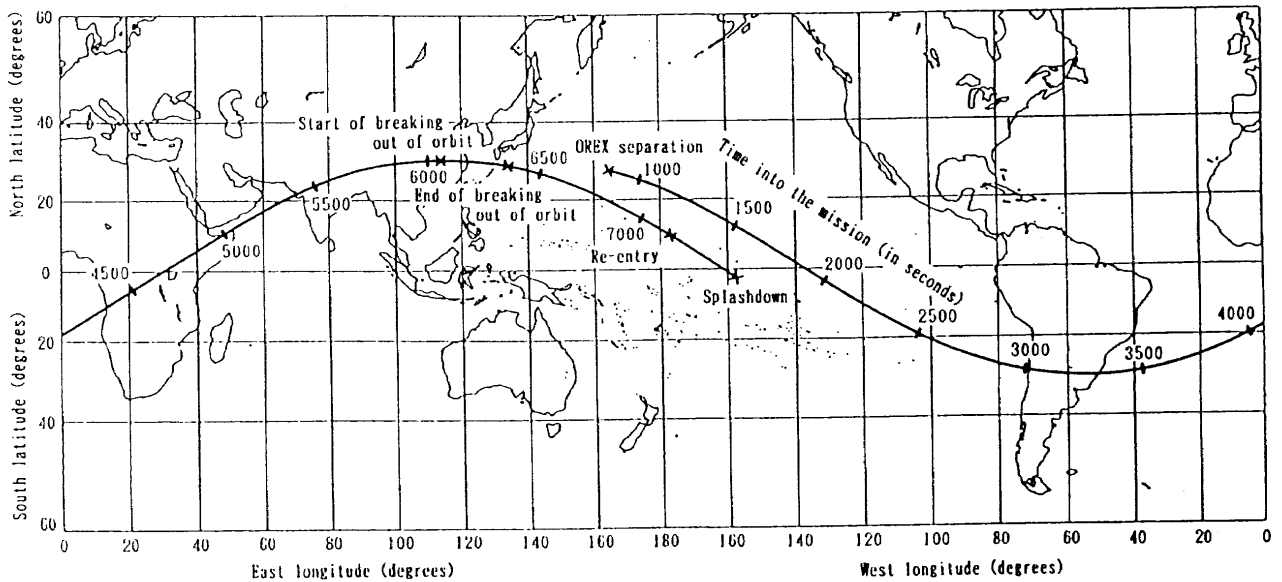


Fig.2 OREX Mission Route

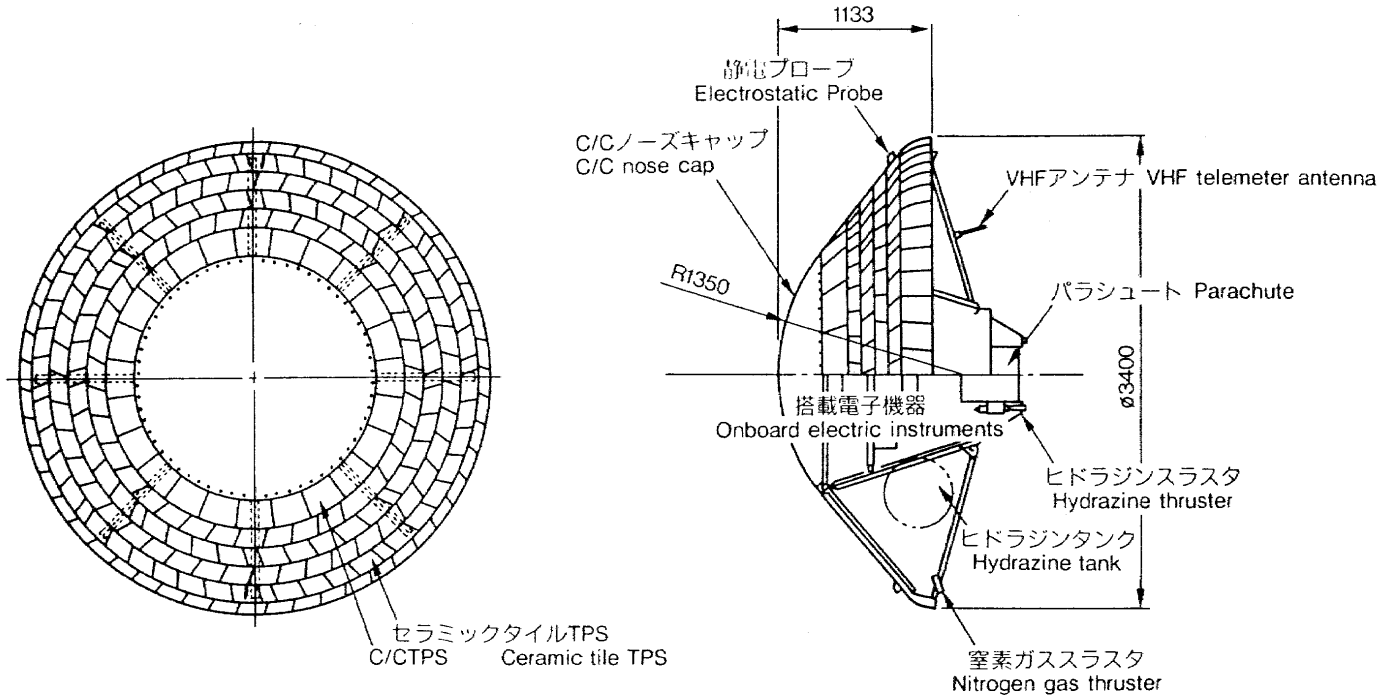


Fig.3 Outline of OREX Vehicle

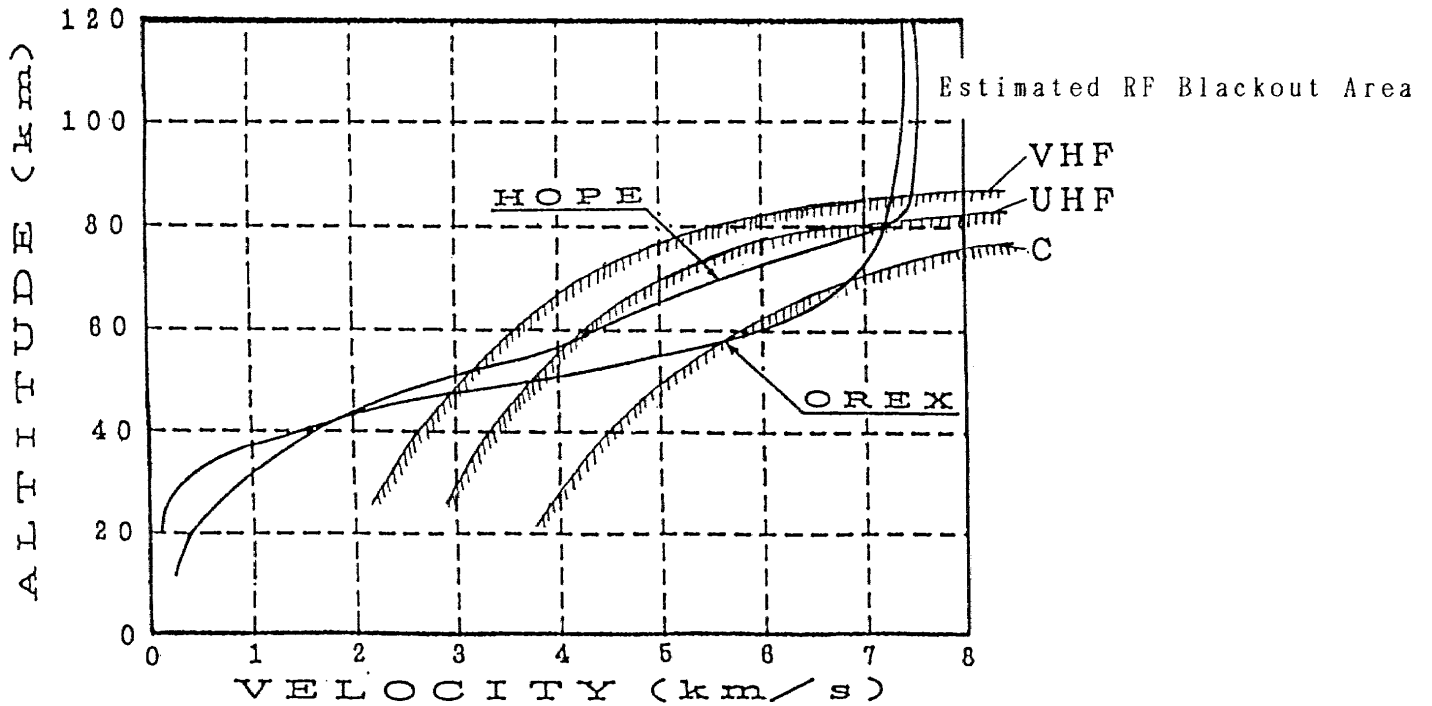


Fig.4 OREX Re-entry Flight Profile (Planned)

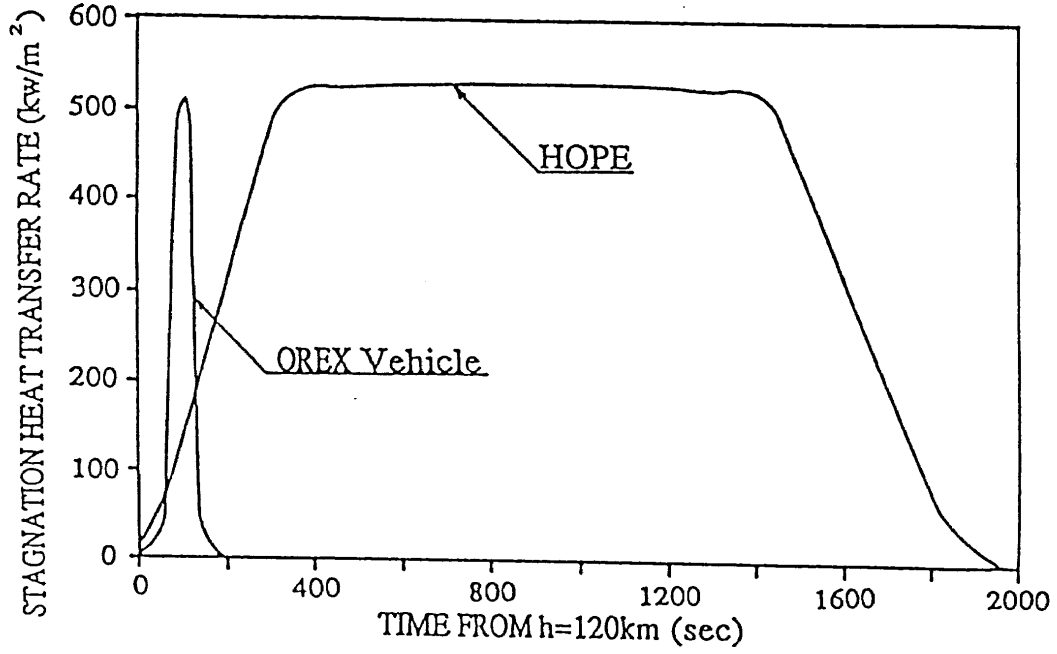


Fig. 5 Aerodynamic Heating Profile in OREX and HOPE

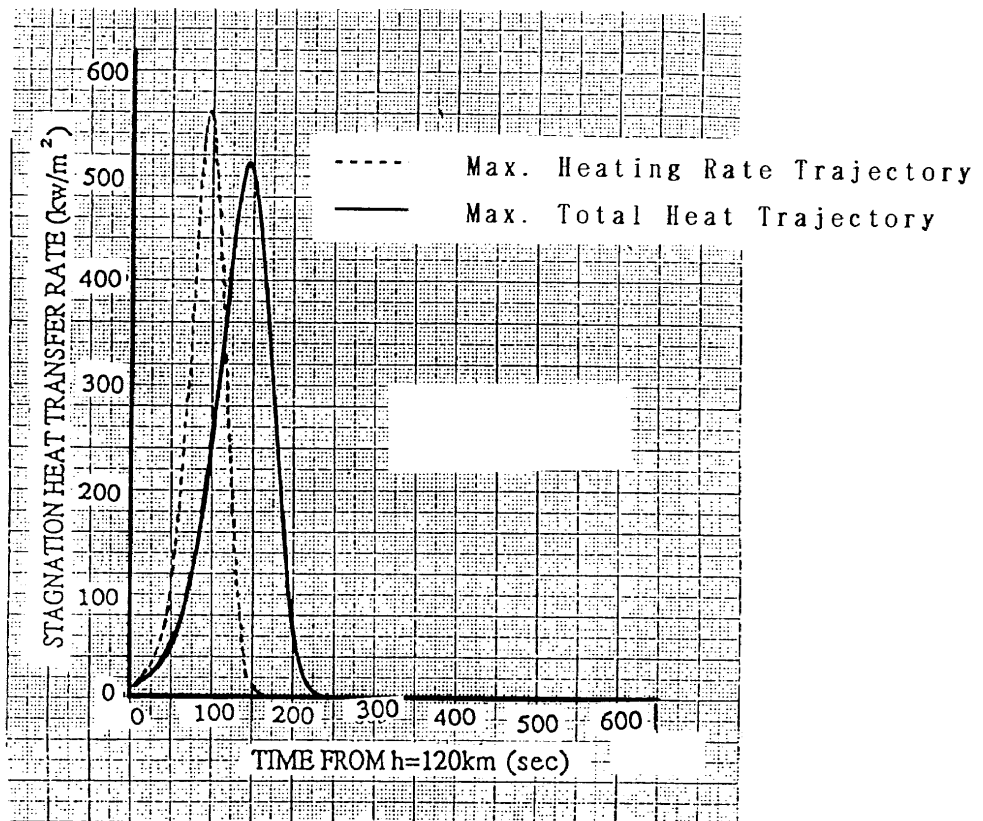


Fig. 6 Aerodynamic Heating Profiles of OREX Trajectories for Vehicle Structural Design



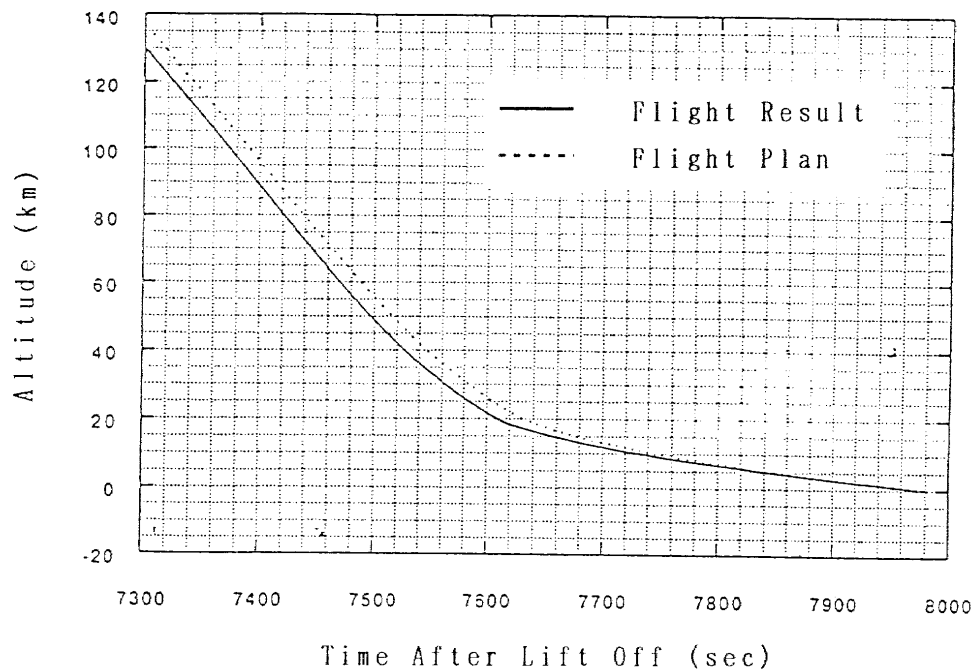


Fig. 7 OREX Re-entry Flight Profile (Altitude - Time)

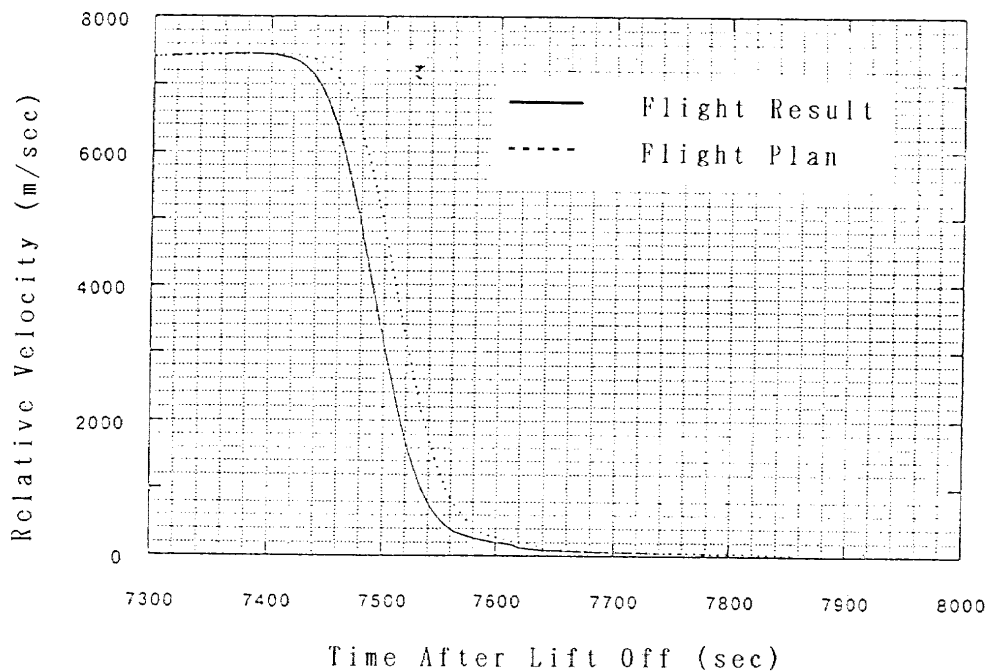


Fig. 8 OREX Re-entry Flight Profile (Relative Velocity - Time)

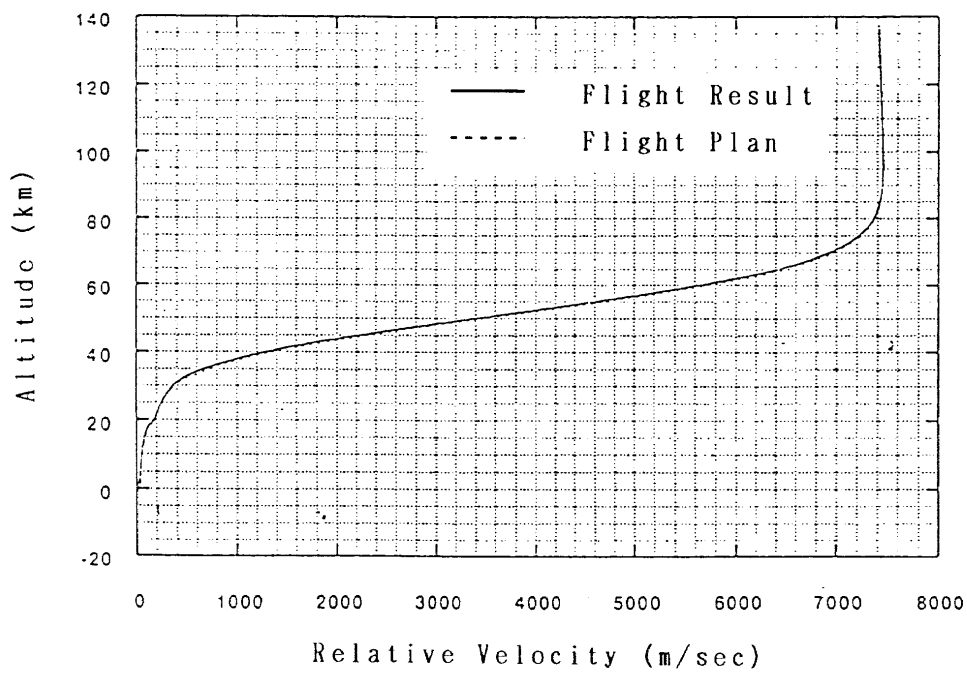


Fig. 9 OREX Re-entry Flight Profile (Altitude - Relative Velocity)

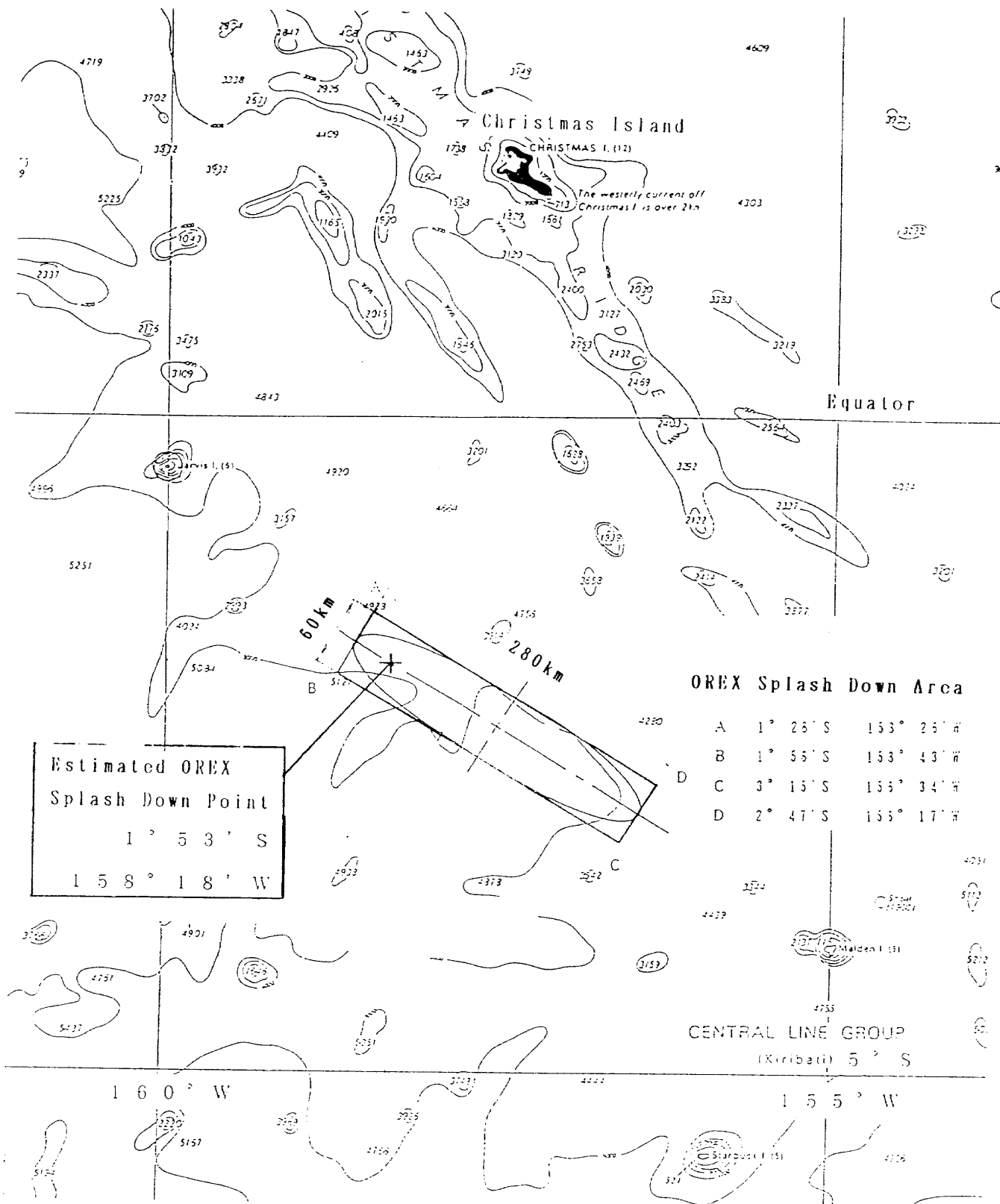


Fig.10 OREX Splash Down Area and Flight Result

