

軌道再突入実験機 航法・誘導・制御システムの評価

宇宙開発事業団

○松本秀一、鈴木秀人、泉達司

三菱重工(株)

森健、菅野和男

三菱スペース・ソフトウェア(株)

若宮正男、三井重之

アブストラクト：

軌道再突入実験機（OREX）は、H-IIロケットにより軌道上に投入された後、地球を周回後、大気圏に再突入して、各種の実験を行いデータを収集した。誘導制御系は、オンボードで位置、速度、姿勢を計算し、自律的に姿勢制御、軌道離脱等を行い、実験機を安全に再突入させ、計画通りの着水点分散内に着水させた。さらに、HOPEやカプセル回収体等の誘導制御系技術蓄積のために、IMU-ドラッグメジャメント複合航法や再突入フェーズの姿勢制御等のデータを取得した。

本論文では、誘導制御系の評価結果について報告する。航法に関しては、IMU慣性航法とIMU-ドラッグメジャメント複合航法の評価結果について述べる。誘導に関しては、軌道離脱誘導の評価、着水点誤差要因の評価等について述べる。制御に関しては、軌道上フェーズの姿勢制御結果の評価と再突入フェーズのピッチ/ヨー軸まわりの姿勢振動の評価について述べる。

EVALUATION OF THE GUIDANCE, NAVIGATION AND CONTROL SYSTEM FOR OREX

NASDA SHUICHI MATSUMOTO, HIDETO SUZUKI, TATSUSHI IZUMI
 MHI TAKESHI MORI, KAZUO SUGANO
 MSS MASAO WAKAMIYA, SHIGEYUKI MITSUI

ABSTRACT :

The Orbital Re-entry Experiment (OREX) vehicle was launched and inserted into orbit by H-II rocket. After one revolution, the OREX re-entered the atmosphere and collected experimental data.

Guidance and Control System of the OREX performed attitude control and de-orbit maneuver automatically, made a safety flight during re-entry phase, and succeed in splashing down the OREX into the 3σ error ellipse whose size is $140\text{km} \times 30\text{km}$. Besides, as to the mission for the HOPE or re-entry capsules, the data of IMU/drag-measurement integrated navigation and attitude control during re-entry flight were acquired.

This paper present the status of the hardware of Guidance and Control System during the flight and the evaluation result about navigation, guidance, and control

1. はじめに

軌道再突入実験機（OREX）の誘導制御系は、オンボードで位置、速度、姿勢を計算し、自律的に姿勢制御、軌道離脱等を行い、実験機を安全に再突入させ、計画通りの着水点分散内に着水させることに成功した。さらに、HOPEやカプセル回収体等の誘導制御系技術蓄積のために、IMU-ドラッグメジャメント複合航法や再突入フェーズの姿勢制御等のデータを取得した。

OREXやHOPE等の回収体では、誘導制御系が非常に重要な役割を果たす。OREXは、これらの基礎となる技術を含んでおり、今後のHOPEやカプセル回収体の設計に資するために、得られた結果を評価する事は非常に重要なことである。

本論文では、現在までに実施した誘導制御系に関する評価解析について、航法、誘導、制御アルゴリズムに関するものを中心に報告する。

2. OREXの誘導制御系の概要

2. 1 誘導制御系の構成

OREXの誘導制御系は、fig. 1に示すように搭載計算機（IGC）、慣性センサユニット（IMU）、制御インターフェースユニット（CIU）、搭載プログラム（IGP）から構成される。

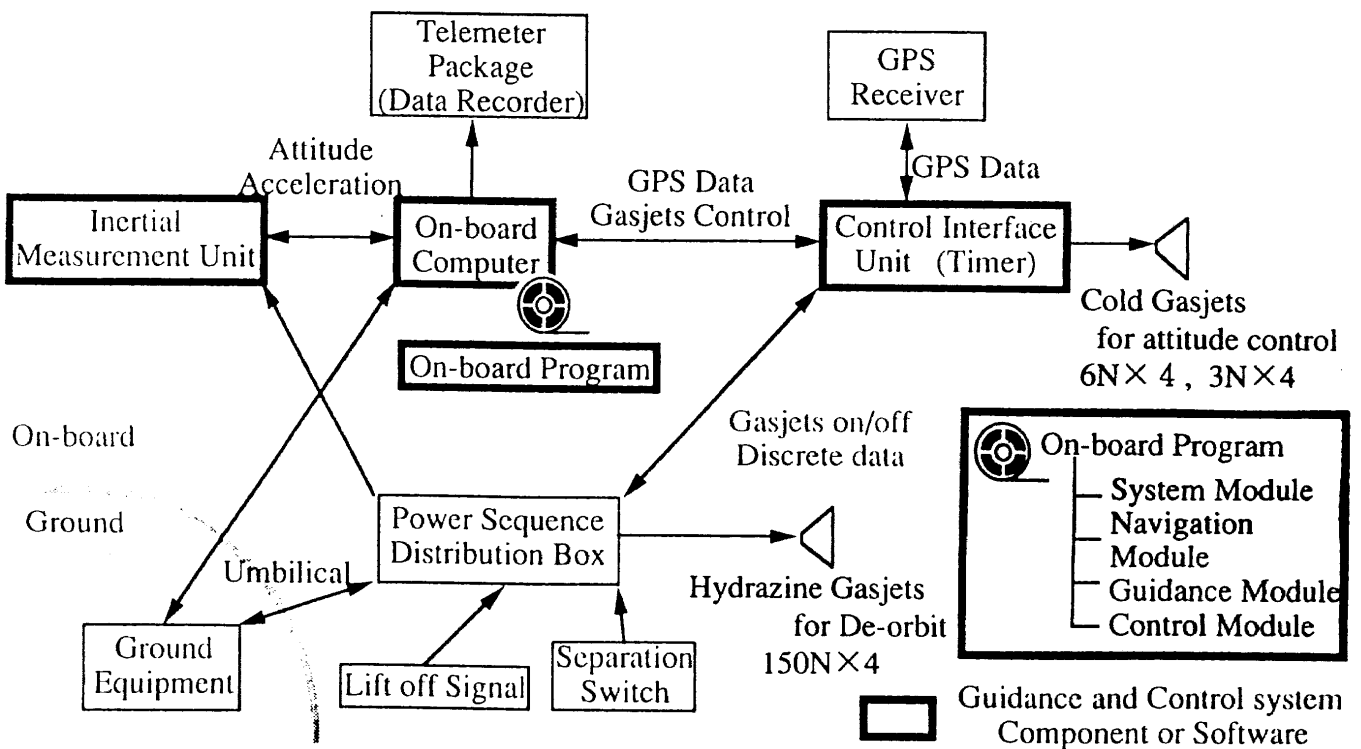


fig.1 Guidance and Control System of the OREX

2. 2 航法則

OREXの航法則は、飛行に直接影響を及ぼすバス機能としての航法（バス系航法）とHOPE等の将来の宇宙機の航法のミッション実験としての航法（ミッション系航法）を持つ。

バス系航法としては、IMU慣性航法とプレジジョン・ステート伝搬（重力ポテンシャルのJ2項まで考慮した軌道伝搬）を併用した方式を使用する。動力飛行を行う打上げ及び軌道離脱中にはIMU慣性航法を使用し、加速度が非常に小さい軌道上フェーズではプレジジョン・ステート伝搬を使用する。軌道離脱後は軌道のコントロールを行わないので、バス系航法は使用しない。

ミッション系航法としては、以下の2つの航法方式を実施する。

①GPS初期値航法

GPS受信機から得たGPS航法結果（位置・速度）を用いてIMU慣性航法の初期値をリセットし、その後IMU慣性航法を続ける航法方式。

②IMU-ドラッグ・メジャメント複合航法

IMU検知速度から計算した大気抵抗（ドラッグ）による加速度を観測値として、6次のカルマンフィルタによりIMU慣性航法の位置誤差、速度誤差を推定、更新する航法方式。

2. 3 誘導則

OREXでは、所定の着水点分散内に実験機を着水させるために、軌道離脱誘導および軌道離脱タイミング・ターゲッティング誘導を行う。

軌道離脱誘導は、飛行中の角運動量をあらかじめ与えられた目標角運動量と比較して、目標角運動量に達した時点で軌道離脱の燃焼を停止する方式である（ベロシティ・インクリメント・カットオフ方式）。推力方向は飛行中の推力方向と誘導座標系（局所水平座標系）であらかじめ与えられた目標推力方向との差から計算される誘導コマンドレートにより制御する。

軌道離脱タイミング・ターゲッティング誘導は、軌道離脱のタイミングを調整することにより、H-IIロケットの投入誤差の影響によるダウンレンジ方向の着水点誤差を低減させる方式である。実験機がノミナルより遅れているときには軌道離脱開始時刻を遅らせ、逆に進んでいる場合には軌道離脱開始時刻を早める。

2. 4 制御則

OREXの制御則は、姿勢角誤差及び姿勢角レート誤差をパラメータとする位相面内で定義したスイッチングラインに基づいて、ガスジェットをオン・オフする姿勢制御方式を採用している。軌道上では、あらかじめ設定されたプログラムレートに機体を追従させる更新モードと特定の姿勢を保持する姿勢ターゲッティングモードを使用する。また、再突入フェーズでは、揚力が生じて着水点誤差が増大することを防ぐために、ロール軸まわりに3rpmでスピンさせるレート制御モード（零揚力制御）を使用する。

3. 誘導制御系ハードウェアの評価

誘導制御系のハードウェアは、table. 1に示すように、リフトオフから着水までの間、所定の機能を果たし、各機器のモニタ用のテレメトリも要求値内にあった。

table.1 the status of the hardware of
the Guidance and Control System during the flight

telemetry for monitor	requirement	working status
IGC internal power +5V	$5 \pm 0.7V$	4.89~4.91V(No.1), 5.15~5.17V(No.2)
CIU internal voltage	$5 \pm 0.7V$	5.15V(+5V),5.26V(I/F+5V)
IMU servo error	—	0.04arcmin(pitch), -0.36arcmin(yaw), -0.28arcmin(roll) at Lo+78min
IMU DC input current	$2.4 \pm 2.0A$	2.96~3.20A
IMU 400Hz inverter current	0.96~3.36A	1.78~1.94A
IMU mean gyro temperature	$70 \pm 6^{\circ}C$	70.8~71.2 $^{\circ}C$

IGC : Inertial Guidance Computer CIU : Control Interface Unit

IMU : Inertial Measurement Unit

4. 航法結果の評価

航法に関しては、IMU慣性航法とIMU-ドラッグメジャメント複合航法の評価解析を行った。(GPS初期値航法は、GPS受信機が出力するGPS航法結果に問題があったため評価しない。)

4. 1 IMU慣性航法の評価

IMU慣性航法の結果を、種子島上空でレーダデータを使用して推定した最良推定軌道を基準として評価した。その結果をfig. 2に示す。また、リフトオフ後600秒を評価点(軌道離脱開始直前)とした場合のIMU慣性航法の要求値と結果をtable. 2に示す。要求を十分に満足していることを確認した。

table.2 the requirement and the result of the IMU inertial navigation

	requirement	result
Position error (Down range)	54.39km	-5.54km
Position error (Cross range)	1.74km	-0.07km
Position error (Height)	1.29km	0.18km

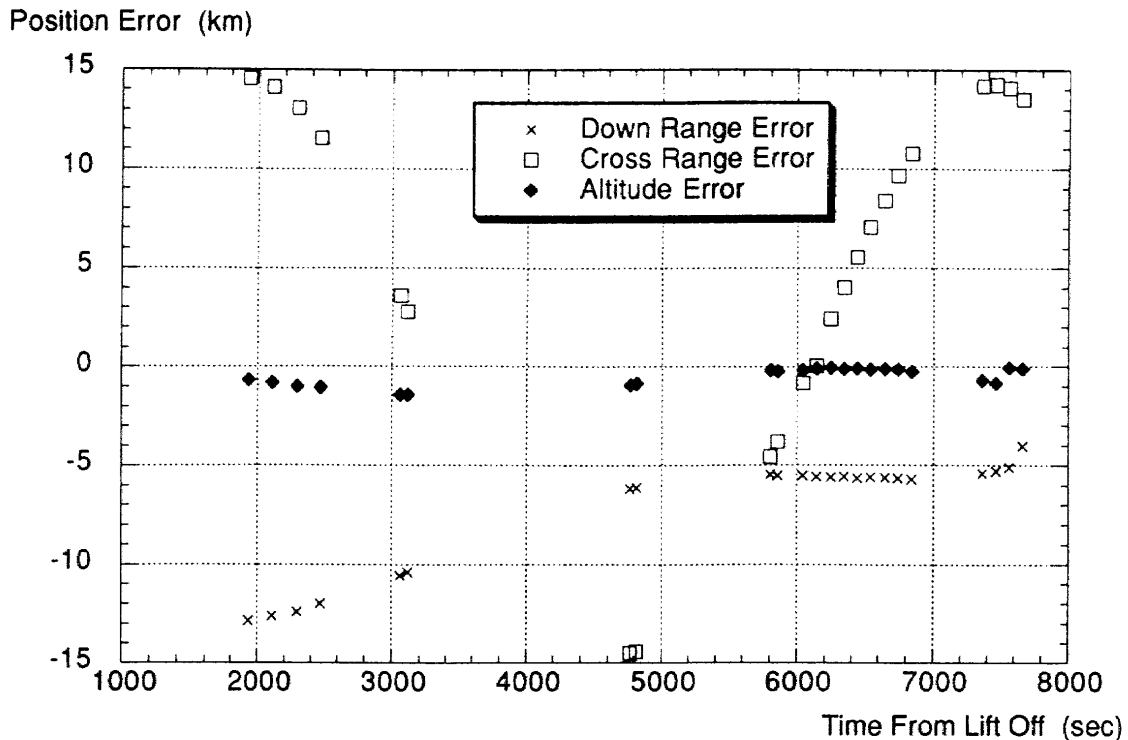


fig.2 Position error of the IMU inertial navigation

4. 2 IMU-ドラッグメジャメント複合航法の評価

IMU-ドラッグメジャメント複合航法の結果を、再突入直前のGPS航法結果（オフラインで計算）を初期値とするIMU慣性航法を基準として評価した。GPS航法結果を初期値とするIMU慣性航法を評価の基準軌道として採用した理由は、以下の2点である。

- ①再突入時の最良推定軌道は一部の区間でIMU-ドラッグメジャメント複合航法を利用して作成したので評価用の軌道としては適切でない。
- ②GPS航法結果を種子島上空の最良推定軌道（レーダデータを使用して推定した軌道）と比較した結果、数百mの精度で一致しており、GPS航法の有効性が評価された。

IMU-ドラッグメジャメント複合航法の高度方向の誤差をfig. 3に示す。リフトオフから7393秒の時点（高度約90km）でIMU-ドラッグメジャメント複合航法を開始したが、開始直後は誤差が増大している。この原因としては、高度90km前後の大気密度、空力係数が想定したモデルとずれていたため、式（1）で計算する抗力加速度推定値に誤差が生じたことが考えられる。事前の航法解析により、高度80kmの時点におけるIMU-ドラッグメジャメント複合航法の高度方向の航法精度を2.97km（ 3σ ）と見積もっていたので、この程度の誤差の発生は妥当なものと考えられる。軌道高度が下がるにつれて誤差は減少する傾向にあり、IMU-ドラッグメジャメント複合航法が終了する7560秒（高度約30km）の時点では、誤差が500m程度となっている。

$$\text{抗力加速度推定値} = \frac{\rho \cdot C_D \cdot S \cdot v^2}{2 \cdot m} \quad \dots \text{式 (1)}$$

ただし、 $\rho = \rho_0 \cdot \exp(-h/h_s)$ S : 基準断面積 (定数)
 ρ_0 : 海面上大気密度 (定数) v : 対地速度
 h : 高度 m : 機体重量 (定数)
 h_s : スケールハイト (高度スケジュール)
 C_D : 抗力係数 (対地速度スケジュール)

IMU-ドラッグメジャメント複合航法の使用目的は、再突入時のIMU慣性航法の高度方向誤差の発散を抑えることである。今回OREXに搭載されたIMUは性能が非常に良かったこと、および、OREXの再突入飛行の時間がHOPE等の有翼往還機に比べて短いことから、IMU慣性航法の高度方向誤差の発散はあまり大きく現れていないが、fig.3から発散する傾向は読み取れる。これに対して、IMU-ドラッグメジャメント複合航法は、fig.3に示すように誤差を収束させる方向に向かっており、高度方向の誤差の発散を防ぐという目的は満足している。

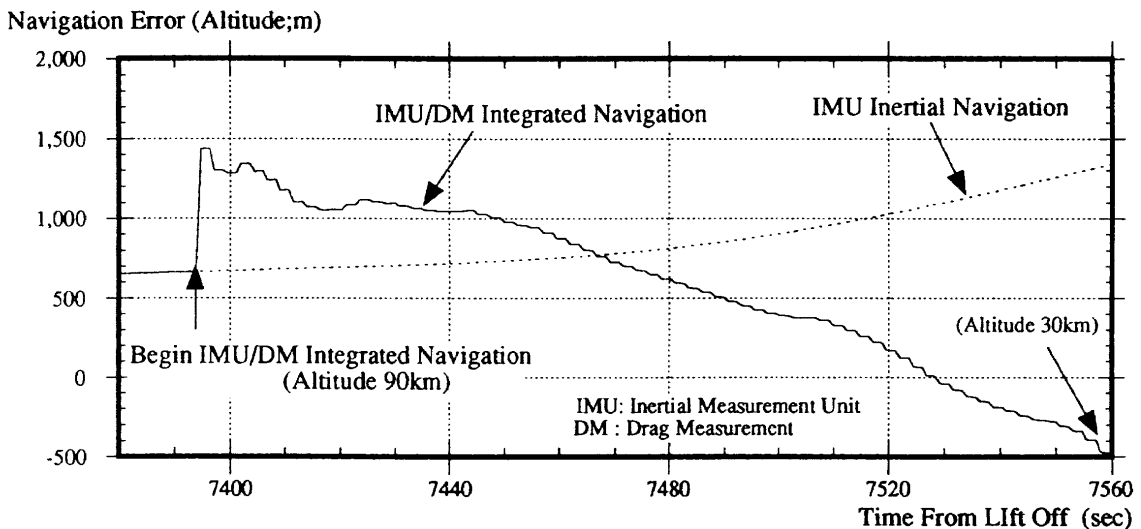


fig.3 Altitude Error of the IMU/ Drag-Measurement Integrated Navigation

5. 誘導の評価

5. 1 軌道離脱タイミングターゲットティング誘導の評価

OREXは、予定された時刻(DTOによる時刻)より18.9秒早く分離された。OREX分離以降のシーケンスはOREX分離からの相対時間で行われるが、軌道離脱のタイミングは地球との相対的な関係から決まるため、軌道離脱開始時刻を調整する軌道離脱タイミングターゲットティング誘導を行った。結果は、fig.4のように軌道離脱開始時刻を14.35秒遅らすように軌道離脱開始時刻補正量が発生し、地球に対する相対的な位置としては、fig.5に示すようにほぼ予定どおりの位置で軌道離脱を開始した。

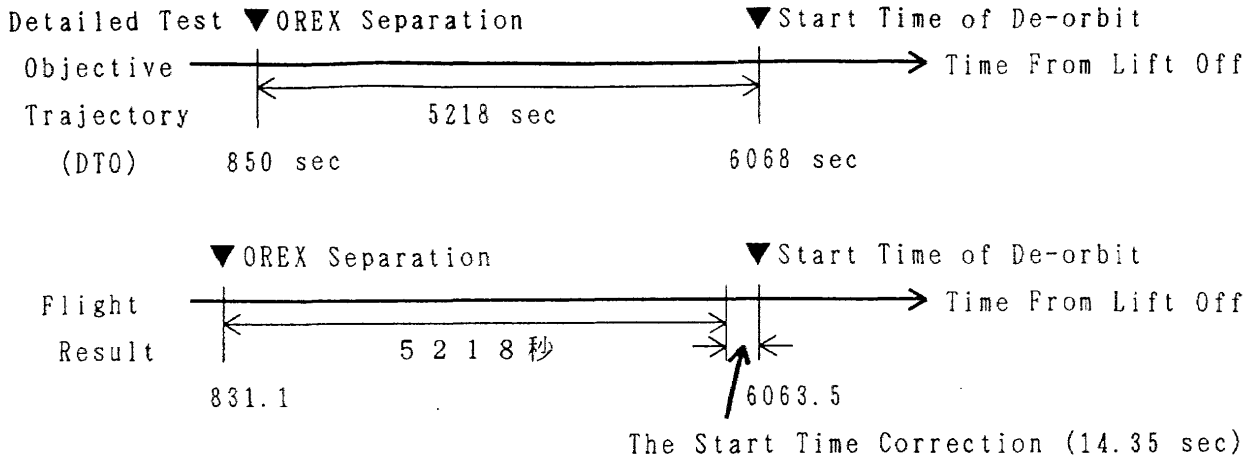


fig.4 The Start Time Correction for De-orbit Maneuver

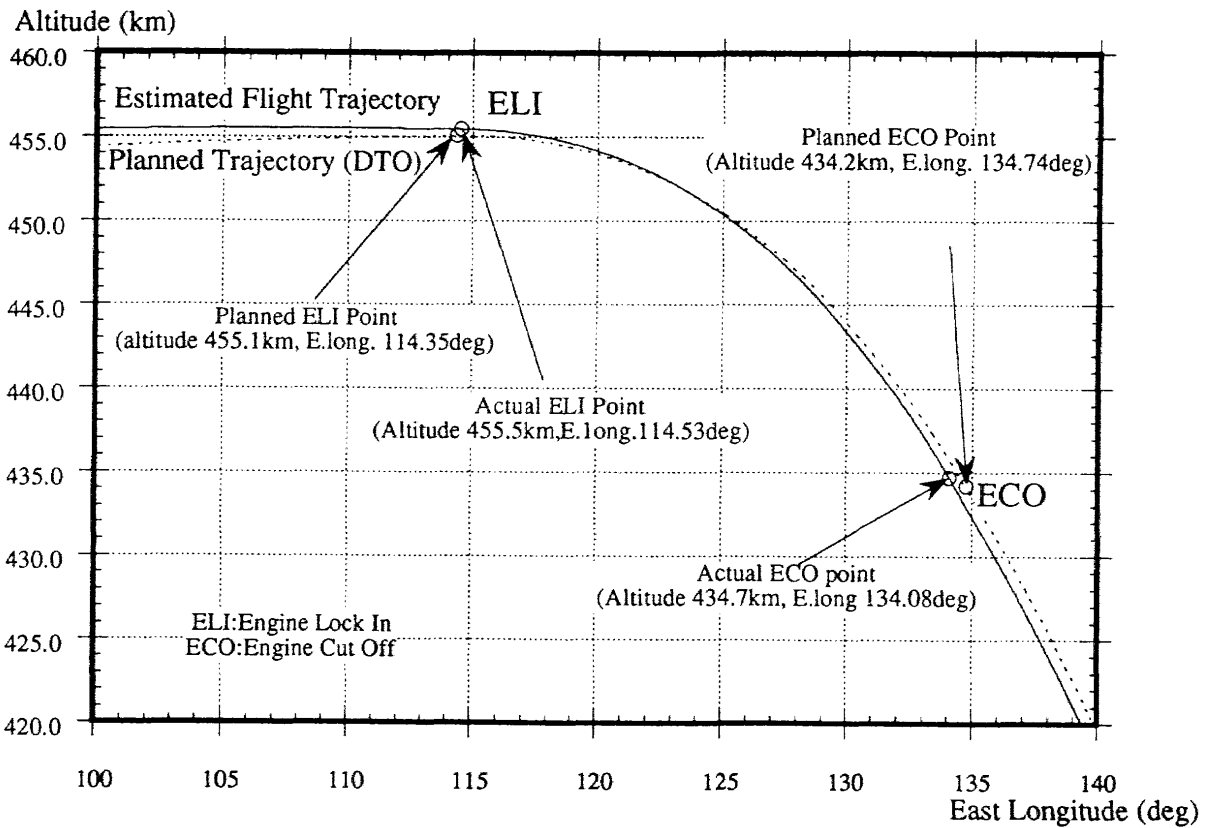


fig.5 Trajectory during the De-Orbit Maneuver

軌道離脱開始時刻補正量の14.35秒が生じた要因を検討すると、table.3のようになった。①のノミナルシーケンス変更による補正値は、DTOとBETの軌道と比較することにより求めた。②のH-IIロケットの軌道投入誤差による補正値は、ノミナル軌道(BET)と種子島上空の最良推定軌道と比較することにより求めた。③のOREXのIMU系誤差による補正値は、table.3のダウンレンジ方向の位置誤差(-5.54 km)から求めた。合計すると14.4秒となり、実際に発生した軌道離脱開始時刻補正量の妥当性が確認できた。

table.3 The Evaluation of the start time correction

①correction by changing of the nominal sequence ^{*1}	7.2 sec
②correction by orbit injection error by H-II	6.5 sec
③correction by the errors about OREX IMU	0.7 sec
Total	14.4 sec ^{*2}

*1 nominal sequence of H-II rocket is changed from DTO to BET

*2 actual correction value is 14.35sec

5. 2 軌道離脱誘導方式の評価

軌道離脱の開始・終了時刻及び燃焼時間をtable. 4に示す。軌道離脱開始時刻は、軌道離脱タイミングターゲット誘導により4. 5秒早くなった。軌道離脱は、軌道角運動量が所定の値になった時点でカットオフした（ベロシティ・インクリメント・カットオフ方式）ので、計画の燃焼時間よりも12. 5秒短くなったが、table. 5に示すように軌道離脱終了時の軌道データはほぼ計画通りであるために、軌道離脱は正常に行われたと考えられる。なお、軌道離脱燃焼時間が短くなった原因は、軌道離脱時のスラスト推力が5. 5%程度大きかったことによる。

table.4 the time sequence of the De-Orbit Maneuver

	Result	Plan	Difference
the start time	6063.5 sec	6068.0 sec	- 4.5 sec
the end time	6348.3 sec	6365.3 sec	-15.0 sec
the burning duration	284.8 sec	297.3 sec	-12.5 sec

table.5 Main Orbital Elements at the end of the De-Orbit Maneuver

	Result	Plan	Difference
Velocity	7468.68m/s	7469.37m/s	-0.69m/s
Geocentric Radius	6807.87m/s	6807.35m/s	0.52m/s
Orbital Angular moment	$5.08339 \times 10^{10} \text{ m}^2/\text{s}$	$5.08349 \times 10^{10} \text{ m}^2/\text{s}$	$1.0 \times 10^6 \text{ m}^2/\text{s}$

5. 3 着水点誤差の要因の評価

OREXの着水点はfig. 6に示す通りであり、ダウンレンジ方向の誤差が約100 km発生した。このダウンレンジ方向の着水点誤差の主要要因について評価する。事前に行った誤差解析結果から、ダウンレンジ方向の着水点に大きな影響を与える誤差要因としてtable. 6に示す①～⑤を取り上げ、それぞれの誤差要因に対して、飛行結果から誤差の大きさを推定し、それに対応したダウンレンジ方向の着水点誤差の範囲を求めた。その結果をtable. 6に示す。①のH-IIロケットの軌道投入誤差による着水点誤差は、実際に投入された軌道とノミナル軌道を比較することにより推

定した。②の航法誤差による着水点誤差は、table. 2に示すように航法誤差が小さかったため、着水点誤差も小さい。③の軌道離脱燃焼時の推力ミスアライメントによる着水点誤差は、軌道離脱燃焼中の検知速度の方向から推力ミスアライメントが約0.5度と推定し、この誤差に対する着水点誤差を単体誤差表をもとに求めた。④の軌道離脱燃焼時の推力誤差による着水点誤差は、軌道離脱燃焼中の検知速度の大きさから推力誤差が約5.5%であると推定し、この誤差によって生じる着水点誤差を単体誤差表を使用して求めた。⑤の再突入時の環境誤差等（大気密度誤差、空力特性誤差、風誤差等）による着水点誤差は、再突入直前のGPS航法結果を初期値として、実際の飛行結果とノミナル条件のシミュレーション結果を比較することによって求めた。

着水点誤差要因の推定は、各誤差の大きさを推定する手段が限られていること、および、主要誤差要因の着水点誤差に対する感度が大きいことから、あまり精度の良い結果がでたとは言えないが、着水点誤差の主要な要因はほぼ押さえられたと思われる。今後も引き続き、着水点誤差の評価を行っていく予定である。

table.6 The Evaluation of the Downrange Error on Splash Down Point

Error Factors	Down Range Error
①Error caused by orbit injection error by H-II	-45~-30km
②Error caused by navigation error	less than ± 10 km
③Error caused by thrust misalignment on de-orbit	-35~-25km
④Error caused by thrust level on de-orbit	-50~-45km
⑤Error caused by environmental errors during reentry flight	less than ± 10 km

South Latitude (deg)

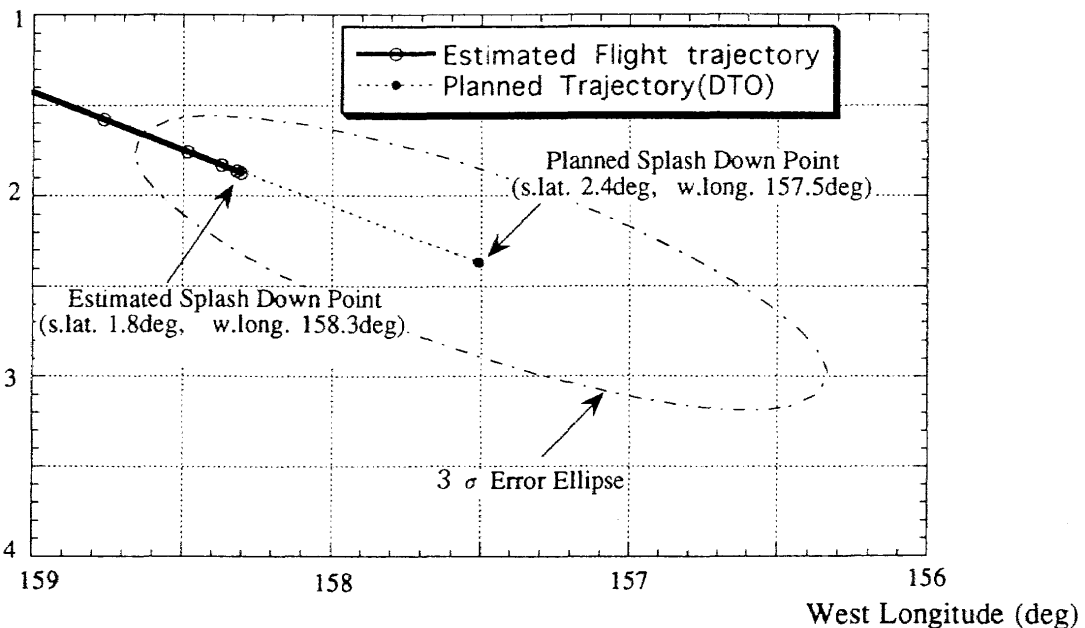
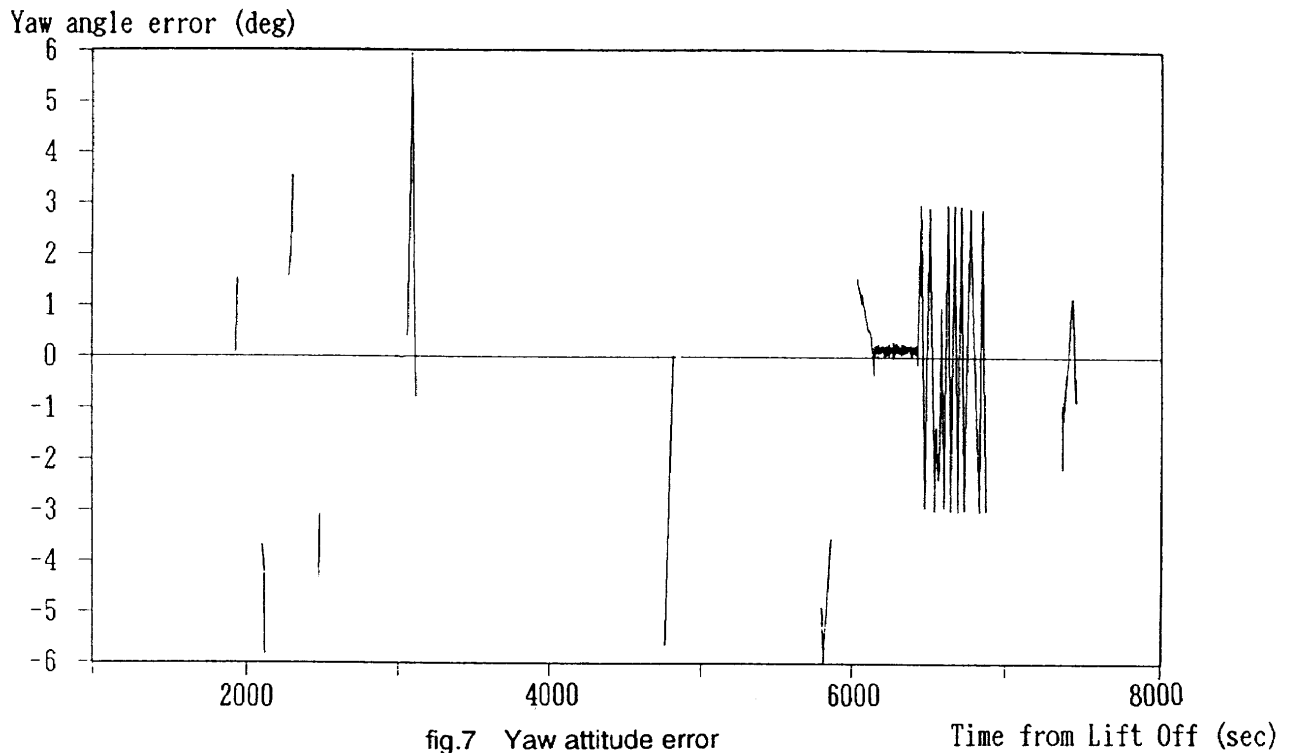


fig.6 Splash Down Point

6. 制御の評価

6. 1 軌道上フェーズの姿勢制御

軌道上フェーズは、RCSガスジェットによるオン・オフ制御を行う。軌道上フェーズの姿勢誤差は、fig. 7に例を示すように許容範囲内に入っており、正常に姿勢制御が行われたと推測される。



6. 2 ピッチ／ヨー軸まわりの振動

OREXでは、事前の空力特性解析において、ピッチ／ヨー・モーメント係数 (C_m) の迎角に対する勾配は負 ($C_m \alpha < 0$) であり静的に安定であるが、ピッチ／ヨー動安定微係数がfig. 8に示すようにマッハ数0.6~1.9の領域で正となる(動的不安定となる)と推測されており、この動的不安定領域を飛行中に機体姿勢の振動が発生することが予想されていた。事前の解析では、空力特性誤差, 質量特性誤差, 風の影響等の誤差要因を考慮すると、姿勢制御を行わない場合には最大で迎角振幅が約25度, ピッチ／ヨーレートが約100 deg/secの姿勢振動が発生し、姿勢制御を実施した場合でも最大で迎角振幅が約15度, ピッチ／ヨーレートが約50 deg/secの姿勢振動が発生することが予想されていた。OREXでは、機体背面のウエーク領域におけるスラスト作動における有効な制御モーメントが発生しない可能性もあり、姿勢制御をしない条件で各種のインタフェースを取っていた。IMUの計測範囲(1rad/sec)を越えた状態では制御を行わないこと、および、未知の要因による制御系の発散を防ぐことを目的として、姿勢角レートに上限を設けて、上限

を越えた場合には姿勢制御を中止することになっていた。

飛行結果は、fig. 9, fig. 10に示すように姿勢振動が発生した。姿勢振動の大きさは、最大で、迎角振幅が約15度、ピッチ/ヨーレートが約40 deg/secとなり、制御を行う場合の最悪ケースと見積もっていたものに近いものとなった。また、図9に示すように、以下の範囲で姿勢角レートがリミットを越えたため姿勢制御を一時的に停止している。また、姿勢振動は、以下の範囲で発生しており、事前に予測した動的不安定領域（マッハ0.6～1.9）より広い領域で動的不安定であったと推測される。

・姿勢制御を停止した範囲

リフトオフ後7564秒 → リフトオフ後7585秒
 (高度30 km, マッハ1.12) (高度25 km, マッハ0.83)

・姿勢振動が発生した範囲

リフトオフ後7533秒 → リフトオフ後7615秒
 (高度38 km, マッハ3.27) (高度19 km, マッハ0.55)

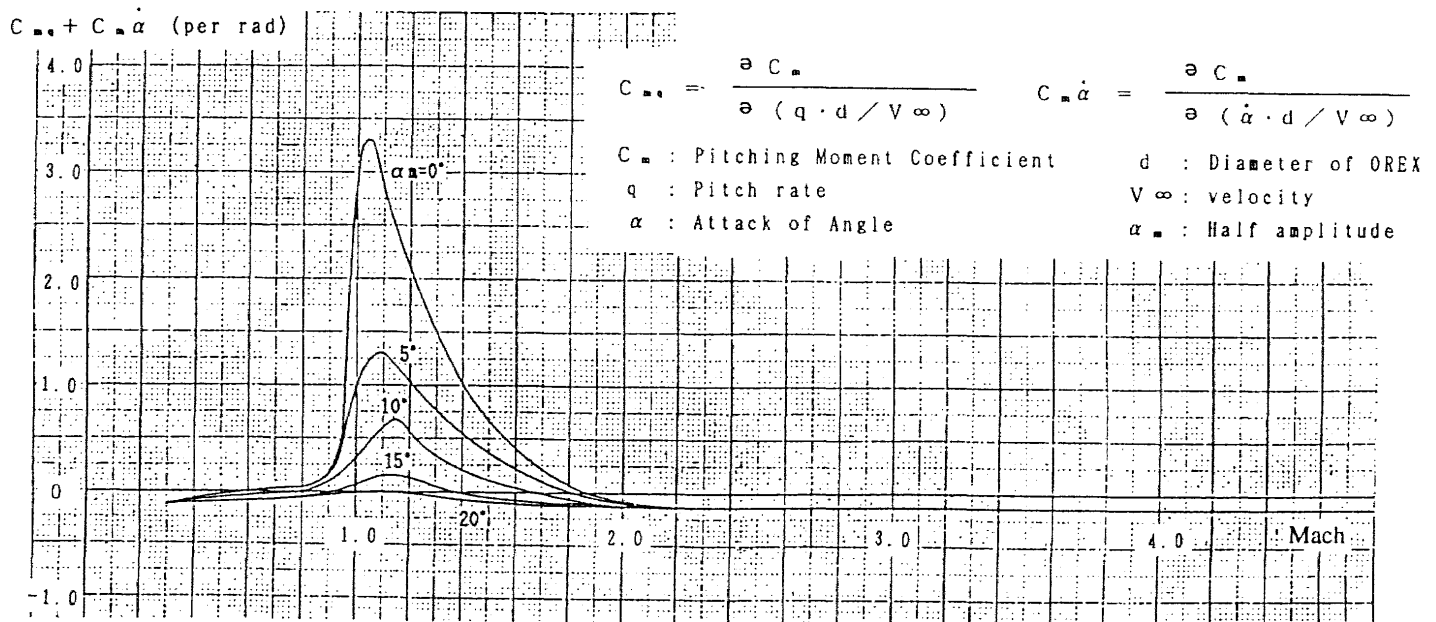


fig.8 dynamic stability derivatives on pitch/yaw motion

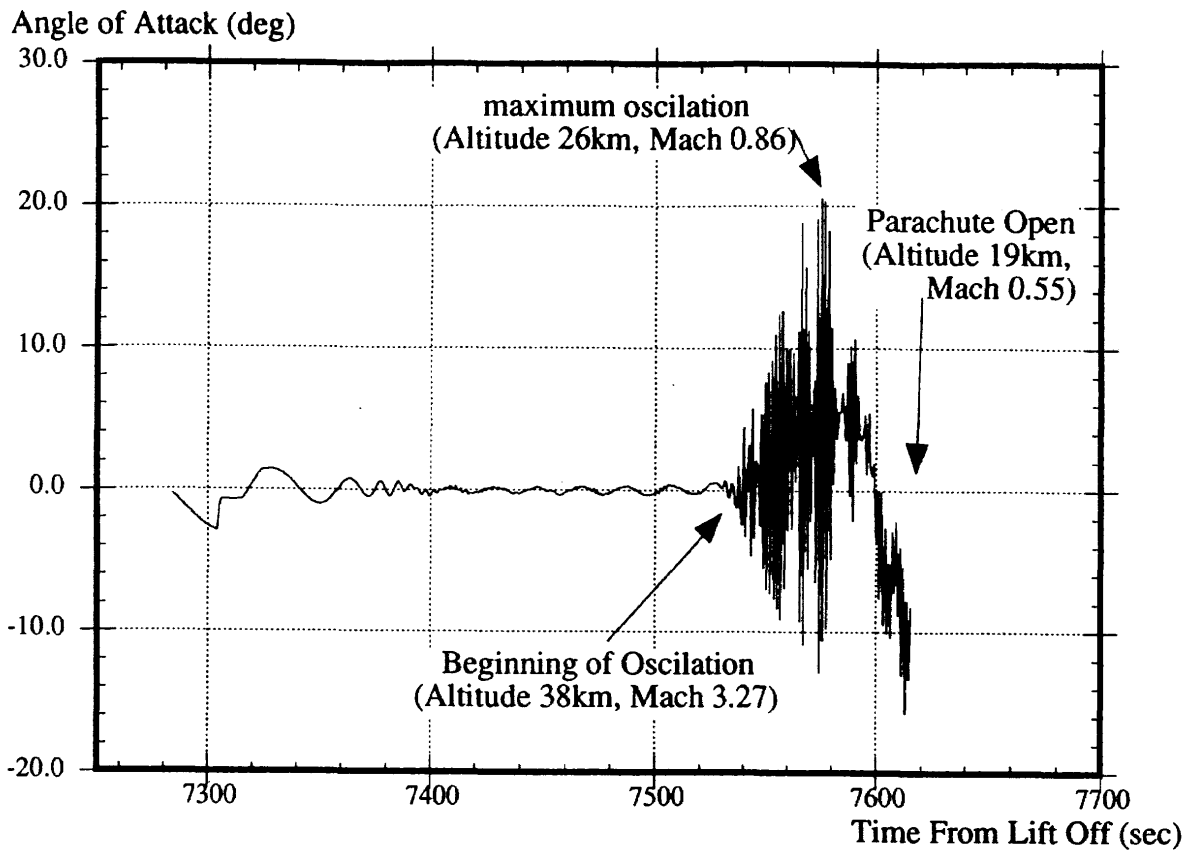


fig.9 The attitude motion during reentry flight (Attack of Angle)

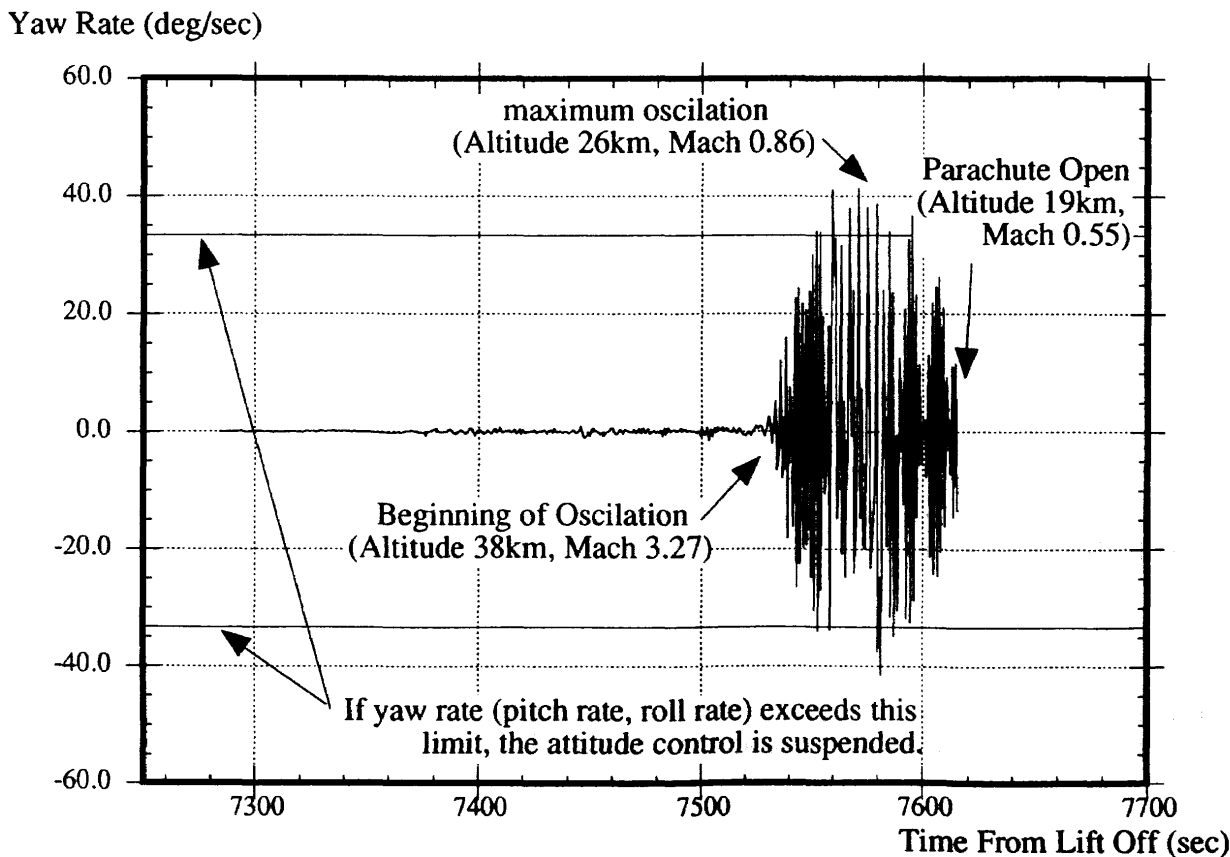


fig.10 The attitude motion during reentry flight (yaw rate)

7. まとめ

OREXの誘導制御系はリフトオフから着水まで正常に機能していたことを確認した。

航法結果に関しては、IMU慣性航法は所定の性能を満足していることを確認した。また、ミッション系と位置づけられていたIMU-ドラッグメジャメント複合航法については、航法精度の評価を行った。今後は、IMU-ドラッグメジャメント複合航法の観点から大気モデル等の見直し検討を行い、HOPE等への技術継承していく予定である。

誘導結果に関しては、軌道離脱開始時刻タイミングターゲット誘導と軌道離脱誘導に関して評価を行った。また、着水点に関しては、事前に設定した着水点分散内には誘導することができたが、着水点誤差が大きかったので、着水点誤差が生じた主要な要因の検討を行った。今後も引き続き、着水点誤差の評価を行っていく予定である。

制御結果に関しては、軌道上フェーズにおいては、所定の精度で姿勢制御を行うことができた。また、再突入フェーズのピッチ/ヨー軸まわりの姿勢変動については、予想していた最悪ケースに近い姿勢変動が生じている。今後引き続き、この姿勢振動に関して検討していく予定である。

参考文献

1. Izumi T, Kawano I, et. al, 1991, "THE ORBITAL RE-ENTRY EXPERIMENT VEHICLE, AND THE FLIGHT EXPERIMENT OF GPS NAVIGATION FOR HOPE", Proc of 1st ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, pp145-150.
2. Izumi T, Kawano I, et. al, 1991, "THE DEVELOPMENT STATUS OF OREX (ORBITAL RE-ENTRY EXPERIMENT) PROJECT IN JAPAN", Proc of 42nd Congress of the International Astronautical Federation, IAF-91-174

