

HYFLEXの航法系及び 実飛行経路について

航空宇宙技術研究所 ○滝沢 実、鈴木広一
宇宙開発事業団 森戸俊樹

概 要

極超音速飛行実験(HYFLEX)は、NAL/NASDAによるHOPE研究共同開発のための飛行実験の一環として、1996年2月12日に成功裡に実施された。HYFLEX実験機は、J-I試験機1号機により種子島宇宙センタから打ち上げられ、ほぼ計画通りの分離条件で分離した後、所望の飛行経路に沿って飛行した。飛行データは正常に取得され、それらは詳細に解析されている。本報告では、HYFLEX実験機の航法系及び飛行データを用いて解析された実飛行経路について述べる。さらに慣性航法系の精度の評価・検討結果についても述べる。

On the Navigation System and Actual Flight Path of the HYFLEX Vehicle

National Aerospace Laboratory (NAL)

○ Minoru TAKIZAWA, Hirokazu SUZUKI

National Space Development Agency of JAPAN (NASDA)

Toshiki MORITO

ABSTRACT

Hypersonic Flight Experiment (HYFLEX) was completed successfully on Feb. 12, 1996, as one of the flight experiments for the development of HOPE (the H-11 Orbiting Plane) under the cooperation of NAL and NASDA. The HYFLEX vehicle (4.4m long, 1.36m wide, 1.04m high and 1073kgf weight) was launched by a new J-1 rocket at the Tanegashima Space Center and flew along an approximately desired trajectory similar to the plan after both vehicles had been separated as almost planned. The flight data were obtained and are analyzed in detail. In this paper we describe on the navigation system and actual flight path analyzed using the flight data of the HYFLEX vehicle. Also, the accuracy of the inertial navigation system are discussed.

1. まえがき

極超音速飛行実験（HYFLEX：Hypersonic Flight Experiment）は、航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団が共同で進めているH-IIロケット打ち上げ型有翼回収機（HOPE）の研究開発の一環として実施される飛行実験の一つであり、実験機は1996年2月12日に、種子島宇宙センタからJ-Iロケット試験機1号機によって打ち上げられ、概ね成功裡に実施された¹⁾²⁾。HYFLEXの目的は、1) HOPEをはじめとする将来の宇宙往還機の開発に必要な極超音速機の設計、製作、飛行技術の蓄積、2) 飛行データによる地上試験（CFDを含む）をはじめとする設計手段の検証、3) 極超音速飛行実験の基礎技術の確立等にある。HYFLEXは上記の目的を達成するために、次のような実験項目が設定された。それらは、空力加熱基礎データの取得、空力特性基礎データの取得、誘導制御則評価データの取得、耐熱／断熱材料、構造評価データの取得および電波ブラックアウト評価データの取得である。それゆえ、HYFLEXの誘導制御系（航法系を含む）に対しては、飛行計画、飛行実験計測などのミッション達成のために機体を所定の飛行経路に沿って誘導制御するとともに全システムのシーケンス制御を行う等の機能が要求された³⁾⁴⁾。本報告では、誘導制御系の概要について述べ、航法系については、要求機能、構成および航法精度解析等について述べる。さらに飛行実験データ（追跡レーダデータ及びテレメトリデータ）に基づいて解析したHYFLEX実験機の実飛行経路について述べ、レーダデータによる飛行経路と慣性航法飛行経路との比較からHYFLEXの航法精度について評価・検討する。

2. 誘導制御系の概要

2. 1 主要機能

誘導制御系の主要機能は飛行計画および飛行実験計測等のミッション達成のために次のように設定された。

- ・ 打ち上げ前
 - 初期アライメント機能
 - 地上点検支援機能
- ・ 打ち上げフェーズ（フライトモード・OFF/OからJ-1/HYFLEX分離まで）
 - 航法機能
 - シーケンス制御機能
- ・ 再突入フェーズ（分離から減速用大迎角投入前まで）
 - 航法・誘導・姿勢制御機能
 - シーケンス制御機能
 - 実験用ヨースラスト強制作動機能
- ・ 減速用大迎角／パラシュート開傘フェーズ（減速用大迎角投入から着水まで）
 - シーケンス制御機能
 - 残留推進薬排気機能
 - 姿勢制御機能
- ・ 常時
 - 外部通信機能
 - テレメータデータ編集機能
 - 異常故障診断／処置機能

2. 2 構成

誘導制御系は慣性誘導方式に基づいて、図1に示すように搭載計算機（OBC）、慣性センサユニット（IMU）および搭載ソフトウェア（OBS）から構成される。OBCとIMUはシリアル・データバス（MIL-STD-1553B準拠）でインターフェースされる。

3. 航法系

3. 1 航法系の機能と要求精度

HYFLEXの航法系開発に対して、

HYFLEXの飛行時間（F/Oから誘導終了まで）は予備設計の段階で約730秒（詳細設計では623秒）となることが明らかにされた。宇宙往還機の航法にはGPS/INS複合航法やドラッグ・メージャメント航法があるが、これらは軌道再突入実験：OREXにおいて実験が行われている。従ってHYFLEXの航法系は飛行時間が短いことおよびOREXを考慮して、IMUを用いる慣性航法単独の自立航法系とすることとした。

航法系の機能は、IMUから出力される速度増分、角度増分およびそれらの積算値を用いて慣性座標系を構成し、機体の位置、速度、姿勢角、加速度および角速度等を計算し、それらを誘導則・制御則計算系に出力することである。航法系に対する要求精度は誘導則および姿勢制御則の設計において検討され、表1に示す値が決められた。

3. 2 航法系の構成

航法系の構成は図1に示したように、IMUとOBCから構成される。それぞれの機能区分については、IMUは機軸系の速度増分、角度増分およびそれらの積算値等をOBCに出力することとし、OBCはIMUからのデータを用いて、機体の位置、速度等の航法計算を行うこととした。これらの構成要素の内、IMUについて以下に述べる。

3. 3 慣性センサユニット（IMU）の開発と機能・性能

（1）設計

IMUの設計基本方針としては、a) 航空機やロケットに搭載実績のあるセンサおよび回路/機構/ソフトウェア設計方法を活用し、開発コストの低減を図る、b) HYFLEX用IMUはセンサ性能、

耐環境性、運用性等を考慮し、H-II用IMUとして実績のあるリングレーザージャイロ（RLG）を使用したストラップダウン型とし、航空機に使用実績のある小型RLGおよびH-IIに使用実績のある加速度計を使用する、c) 機能回路および構造については航空機用IMUをベースに耐環境設計を行う、d) ソフトウェアについてはセンサ出力係数の温度補正、ミスアライメント補正、自己診断機能および自己方位角計測機能を持たせる、e) OBCとのインターフェースについてはシリアルデータバス方式（MIL-STD-1553B準拠）とし、データバス端末機能を持たせることとした。

（2）構成および機能・性能

IMUはRLG 3個、加速度計 3個、センサ駆動回路、センサ温度モニタ、信号処理回路およびデータバス端末回路より構成される。IMUの機能はつぎの通りである。

- ・慣性センサ出力処理機能：センサ出力係数の温度補正およびミスアライメント補正機能
- ・初期アライメント機能：方位角計測およびレベリング機能
- ・ビルトインテスト機能：自己診断機能
- ・シリアルデータバス端末機能：OBCとのインターフェース機能

構成要素についてはつぎの通りである。RLGは日本航空電子工業製JG-28を、加速度計は同社製JA-5を使用した。信号処理部は航空機用慣性航法装置に使用実績のあるPACE1750A（MIL-STD-1750A準拠）を使用した。データバス端末器はDDC社製BUS-61553（MIL-STD-1553B準拠）を使用した。

IMUの性能諸元を表2に示す。

3. 4 航法精度解析

航法系は誘導・制御系のミッション達成に必要な航法精度を満足する必要がある。したがって、上記のIMUによる慣性航法精度が表1に示した要求精度を満足することを航法精度解析により確認することとした。

航法精度解析は、H-IIロケットおよびOREXの航法精度解析に実績のある解析ツール(HOTOS/SSP-HYFLEX)を使用して、表2に示したIMU誤差(規格値 3σ)を考慮し、それぞれの誤差に対する航法誤差をF/Oからマッハ3時点(誘導終了)までのノミナル飛行経路に沿って、表1に示す各評定点ごとに計算し、それらからルート・サム・スクエア(RSS)を求め、総合航法誤差を評価した。図2に航法計算機能ブロック図を示す。航法精度解析結果の一例を表3に示す。解析結果はマッハ3時点において誘導・制御系からの要求精度を満足することが確認された。またその他の評定点に関しても概ね満足することが確認された。

4. 実飛行経路

4. 1 実飛行経路解析

HYFLEXの追尾は小笠原レーダ局の精測レーダにより、分離後39秒から追尾終了の463秒の間実施され、飛行経路再現に必要なレーダデータが取得された。ただし、分離後206秒から262秒の間は地上局アンテナからHYFLEX実験機が稜線の下に隠れるスカイライン干渉のためレーダデータは取得されなかった。HYFLEXの実飛行経路は上記レーダデータ及びテレメトリで取得された航法データに基づいて再現することとした。これは飛行前のIMUによる航法誤差解析結果及び精測レーダの測定

精度(距離誤差(3σ))、水平方向: $\pm 200\text{m}$ 、高度方向: $\pm 400\text{m}$ 、最大追尾距離: 3000km)⁵⁾を考慮して解析した。ただし、レーダデータが存在しないスカイライン干渉中の飛行経路および速度については慣性航法データに基づいて補間した。

実飛行経路の地表面軌跡を図3に、実飛行経路の高度、速度、マッハ数履歴を図4に示す。いずれも計画値と良い一致が認められる。図4で分離400秒後以降の速度に見られる乱れはマルチパス等によるデータの乱れと考えられ、実速度の変化ではない。また分離から100秒後までのマッハ数の飛行結果と計画値の差は計画値の大気温度分布が標準大気に基づいているのに対し、飛行結果ではNOAA気象衛星データにより推定した大気温度分布に基づいていることから生じたものである(図5参照)。

地表面軌跡については誘導終了のマッハ3前後から計画値とのずれが若干大きくなり始めるが、これはマッハ数の低い領域での揚抗比が予測より小さかったため、バンク角がコマンド下限(15deg)に至り、その下限状態が誘導終了のマッハ3以降も継続したことに対応しているが、その誤差は飛行前解析の経路の左/右限界値($\pm 3\sigma$)の幅に比べると非常に小さい(図6参照)。

誘導中の位置の計画値と実際値の差は、分離時に約2km(高度方向)であり、マッハ3時点では緯度方向に約5kmであり、誘導期間中に約5km以下に抑制されていると言える。着水位置については予測点との差は約3kmであった。

高度履歴については分離時の誤差(計画値より約2km低い。表4参照。)はマッハ3時点までに約1km以下まで小さくなったが、マッハ2以降の大迎角降下中に再び誤差が増大し、パラシュート

放出高度は計画値より2km程度低くなった。

速度履歴は非常に良い一致をしている。また図7に示す抗力加速度-速度線図上での飛行結果は計画値と非常に良い一致をしている。この結果は誘導制御系が適切に機能したことを示している。

4. 2 航法系の評価

航法誤差は精測レーダデータに基づいて解析した飛行経路とテレメトリで取得された航法データを基に解析した慣性航法飛行経路との差として求めた。計算方法はまず両者の座標系を合わせるために、両者をそれぞれの座標系からHYFLEX分離時基準の慣性座標系に変換し、レーダデータによる位置ベクトルと航法計算による位置ベクトルの差を求め、それらをレーダデータに基づく局所座標系に変換し、ダウンレンジ方向、クロスレンジ方向および高度方向誤差として求めた。最大動圧時点およびマッハ3時点に対する計算結果を表5に示す。位置誤差は表1に示した航法要求精度に比べ非常に小さく、かつ表3の航法精度解析結果の範囲以内にあることが判る。これはIMUの誤差の実際値が解析による推定値(表2)より、かなり小さいことによるものと考えられる。なお速度については詳細に解析中である。

5. あとがき

HYFLEXの重要実験項目の一つであった誘導制御系(航法系)の飛行実験結果について述べた。飛行実験の結果、HYFLEXの航法系は実飛行環境に耐え、機能・性能を十分に発揮することができ、その設計/製造/評価の妥当性が実証された。また精測レーダデータ及びテレメトリによる航法データに基づいて解析し

た実飛行経路は計画値と良く一致し、誘導制御系が有効に機能したことが実証された。さらにレーダデータによる飛行経路とテレメトリによる航法データを基に求めた慣性航法飛行経路との差、すなわち慣性航法誤差は航法要求精度および航法精度解析結果を満足することが確認された。HYFLEXの誘導制御系開発成果は今後のHOPE-X等の誘導制御系開発に活用されることが期待される。

[参考文献]

- 1) Shirouzu, M., Kai, T., Akimoto, T. and Shimoda, Y.; HYFLEX Project for the Development of HOPE, 19th International Symposium on Space Technology and Science ISTS 94-g-12, May 1994, Yokohama, Japan.
- 2) Masao Shirouzu, Shigeya Watanabe and Hirokazu Suzuki (NAL), Masataka Yamamoto and Toshiki Morito (NASDA); A Quick Report of the Hypersonic Flight Experiment, HYFLEX, 20th International Symposium on Space Technology and Science ISTS 96-f-09, May 1996, Gifu, Japan.
- 3) Suzuki, H., Ishimoto, S., Takizawa, M. and Suzuki, Y.; Guidance and Control of the HYFLEX Vehicle, 19th International Symposium on Space Technology and Science ISTS 94-g-03, May 1994, Yokohama, Japan.
- 4) S. Ishimoto, M. Takizawa and H. Suzuki (NAL), and T. Morito (NASDA); Flight Control Design of Hypersonic Flight Experiment (HYFLEX) Vehicle, 20th

International Symposium on Space
Technology and Science ISTS 96-f
-07, May 1996, Gifu, Japan.

- 5) 張替正敏、村田正秋、辻井利昭、新宮博公、富田博史、松本秀一；GPSによる軌道再突入実験機（OREX）の軌道決定、航空宇宙技術研究所報告TR-1280、1995年11月、p. 25.

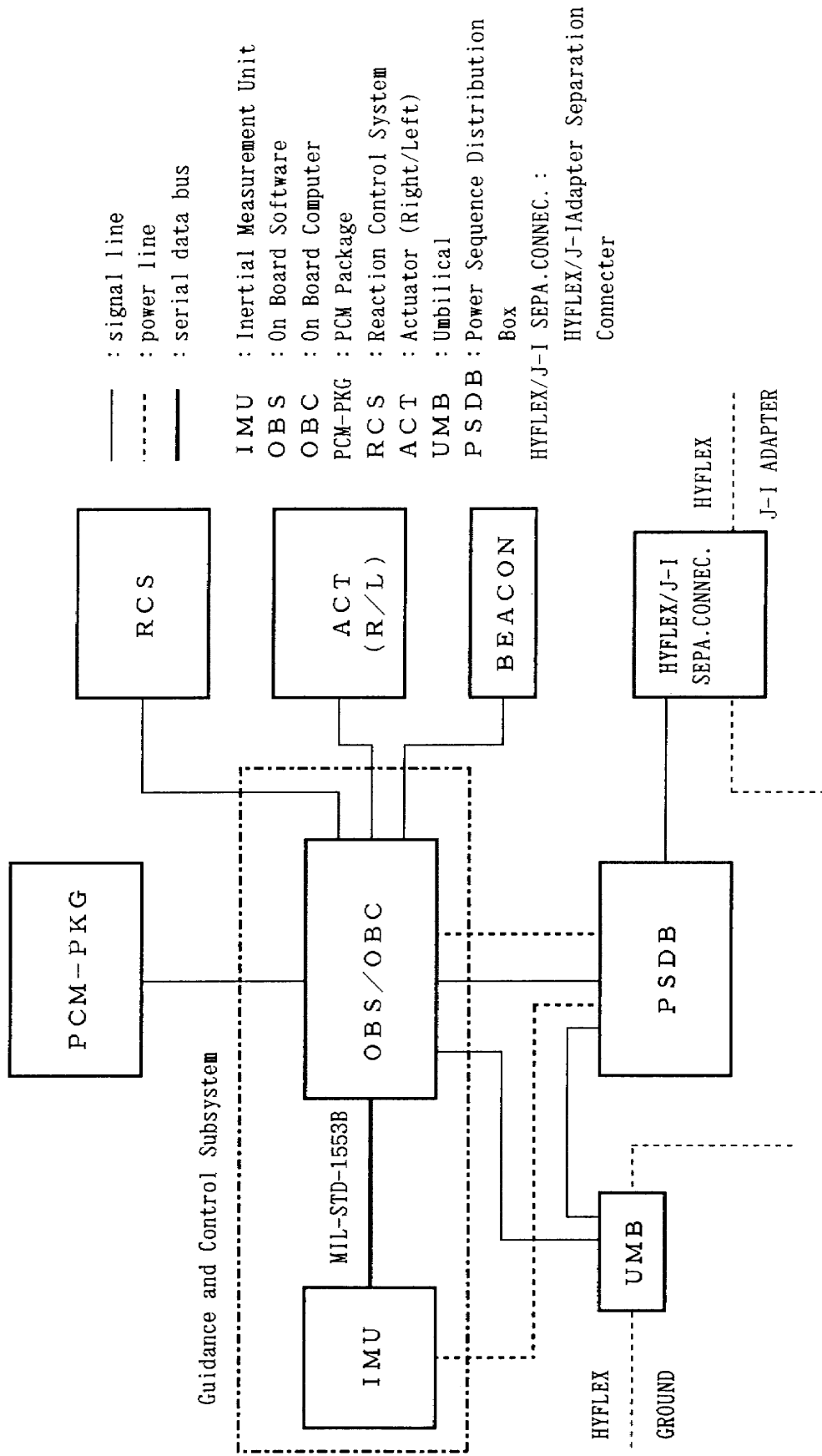


Fig. 1 Guidance and control system of the HYFLEX vehicle

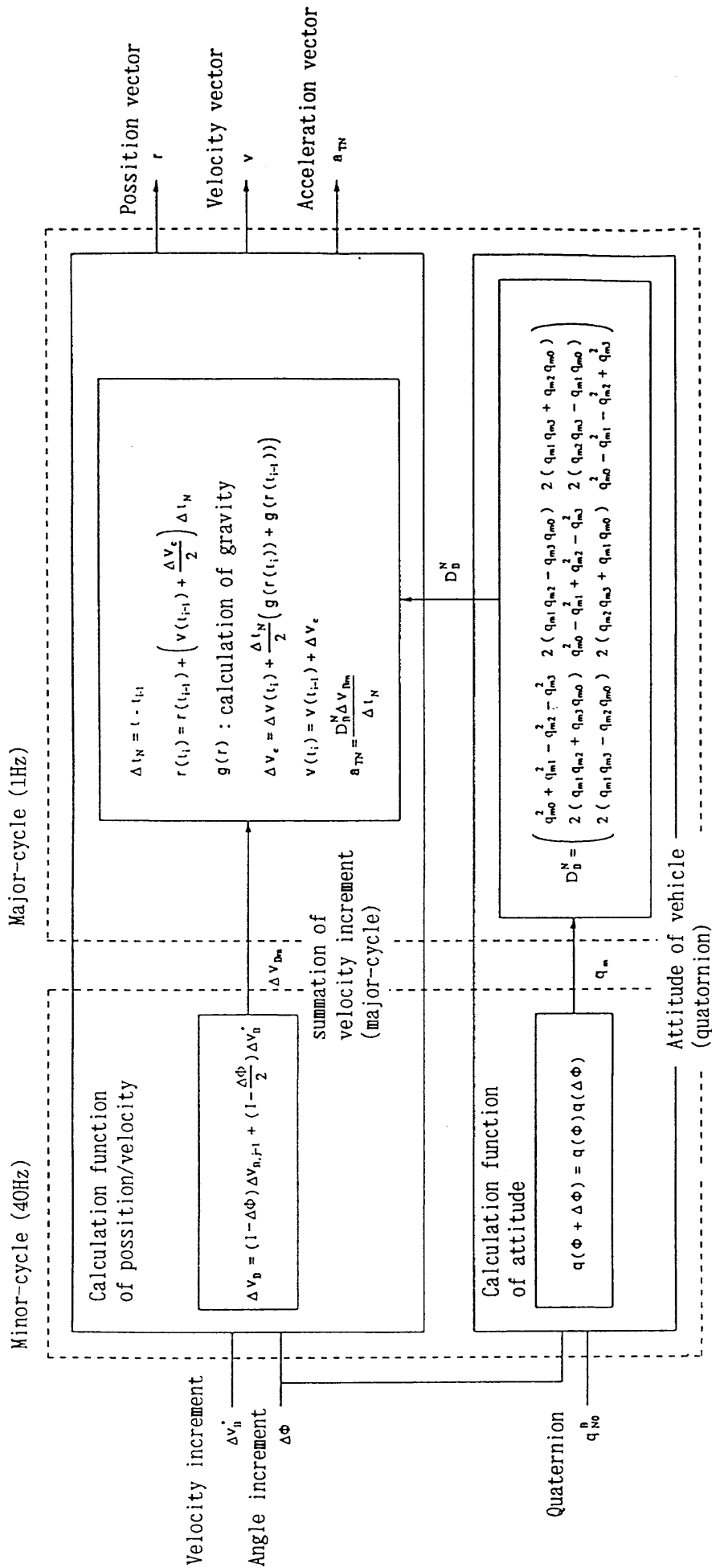


Fig. 2 Functional block-diagram of calculation for inertial navigation

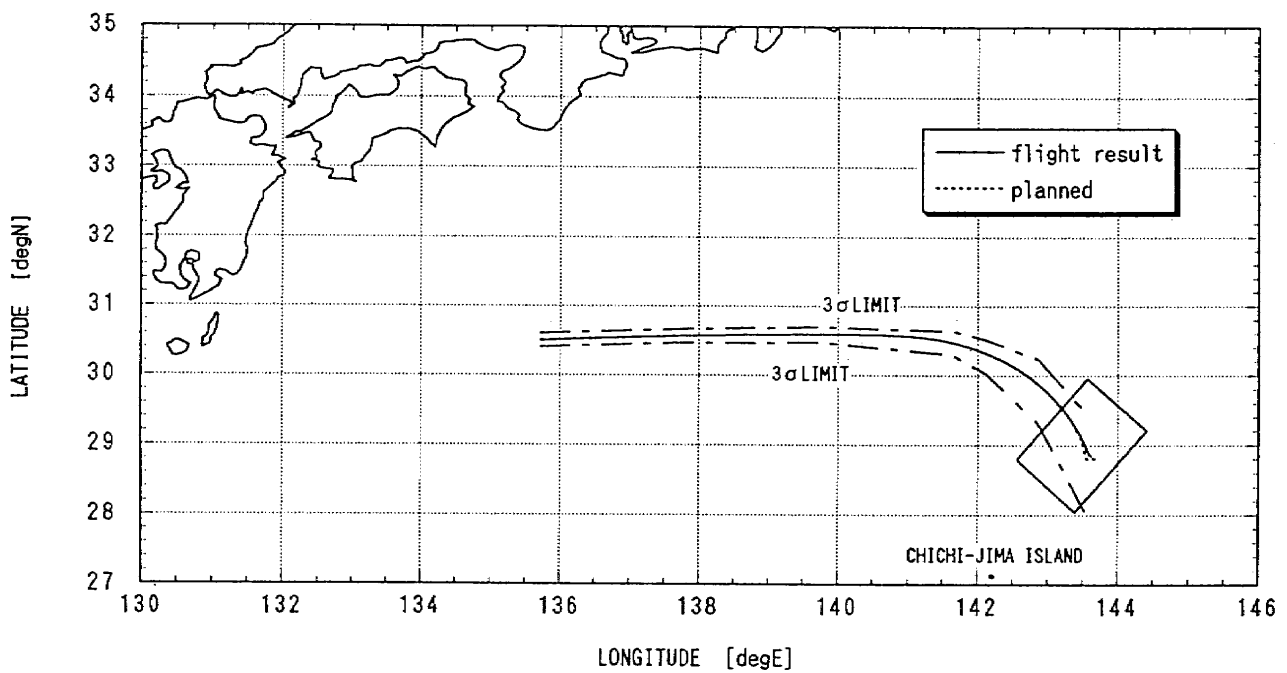
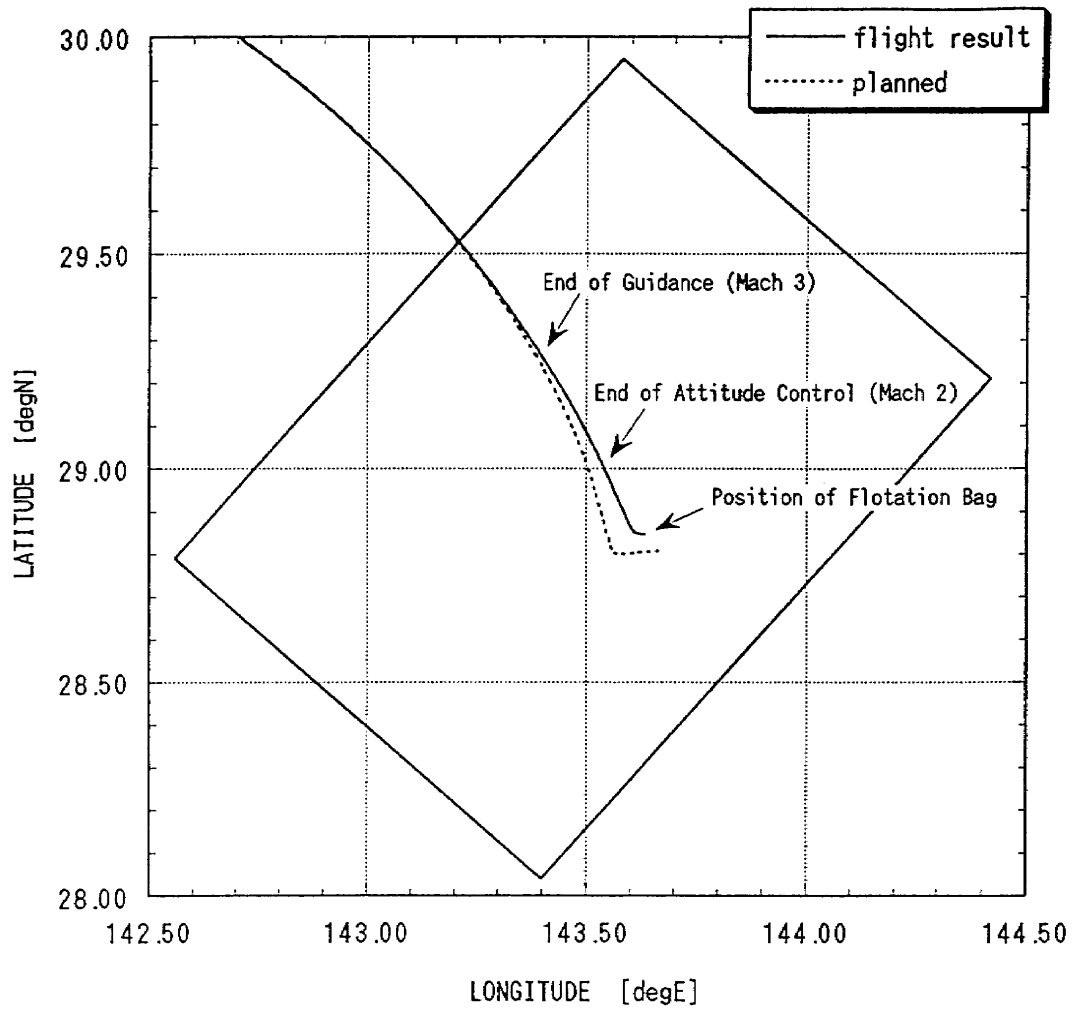


Fig. 3 Flight trajectory projected on the Earth surface

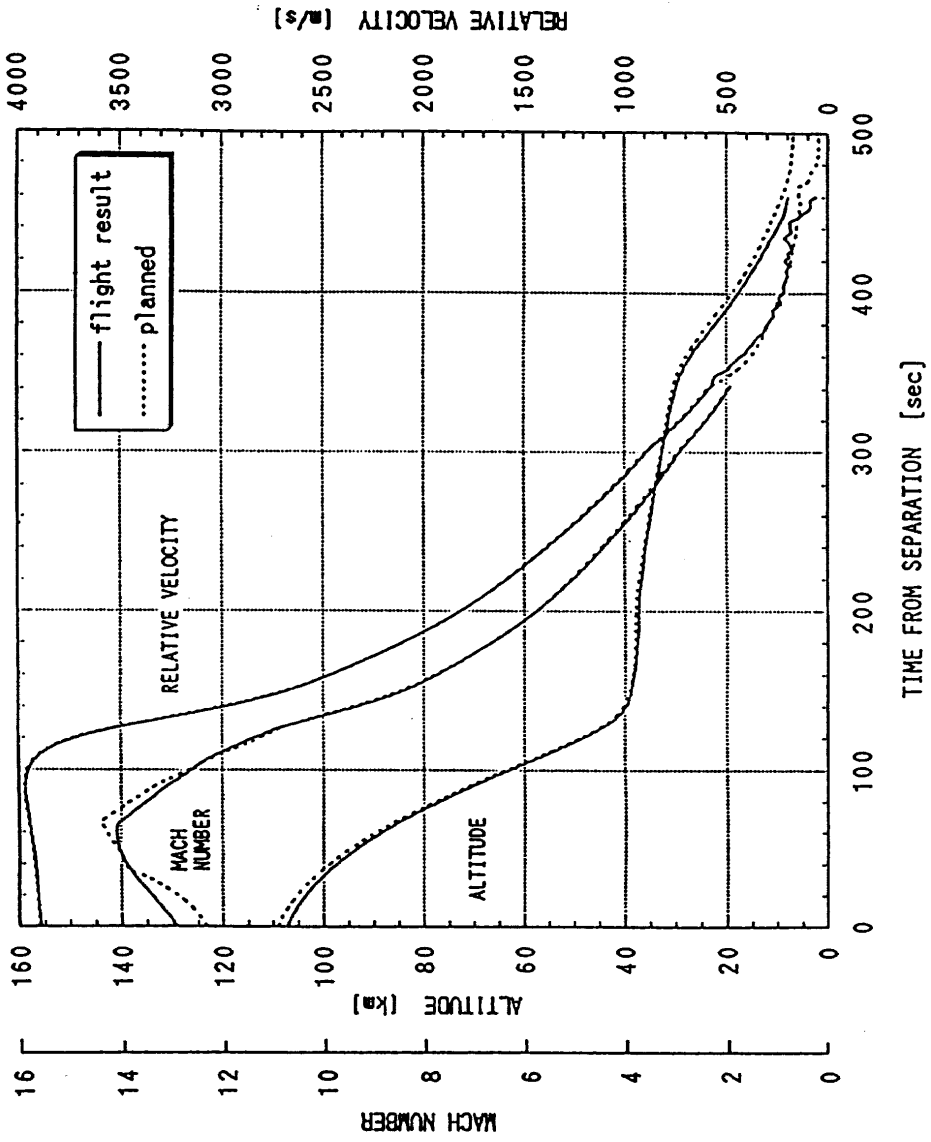


Fig. 4 Altitude, Mach number and velocity during the flight

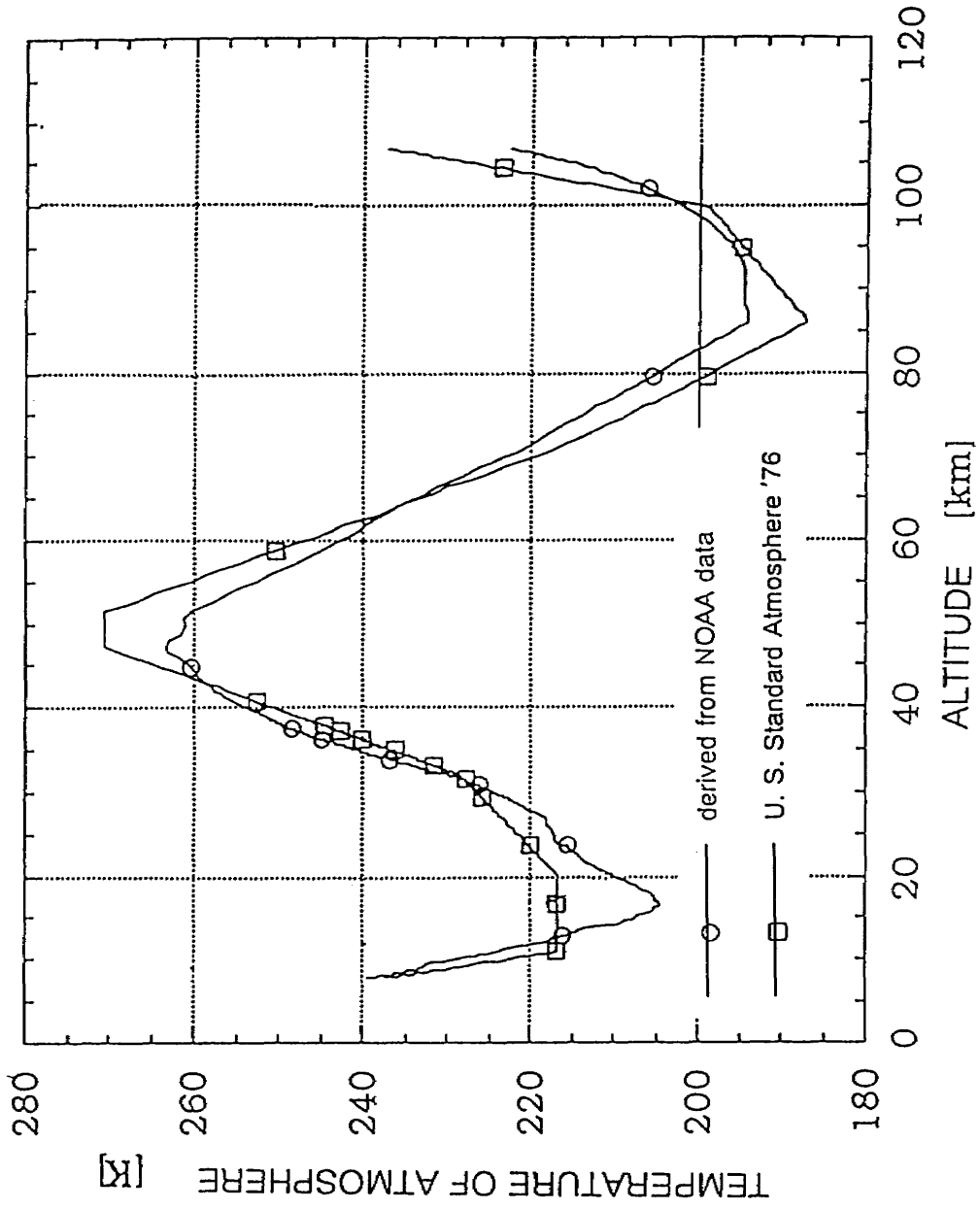


Fig. 5 Comparison of temperature of atmosphere derived from NOAA satellite data and U.S. standard atmosphere model

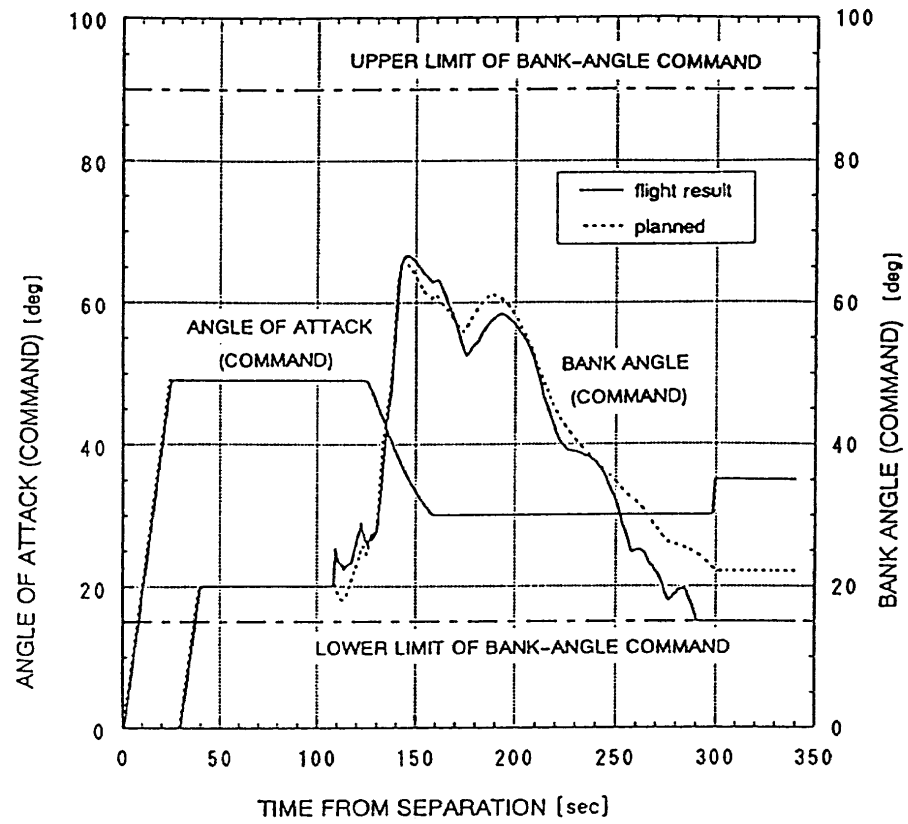


Fig. 6 Attitude command during the flight

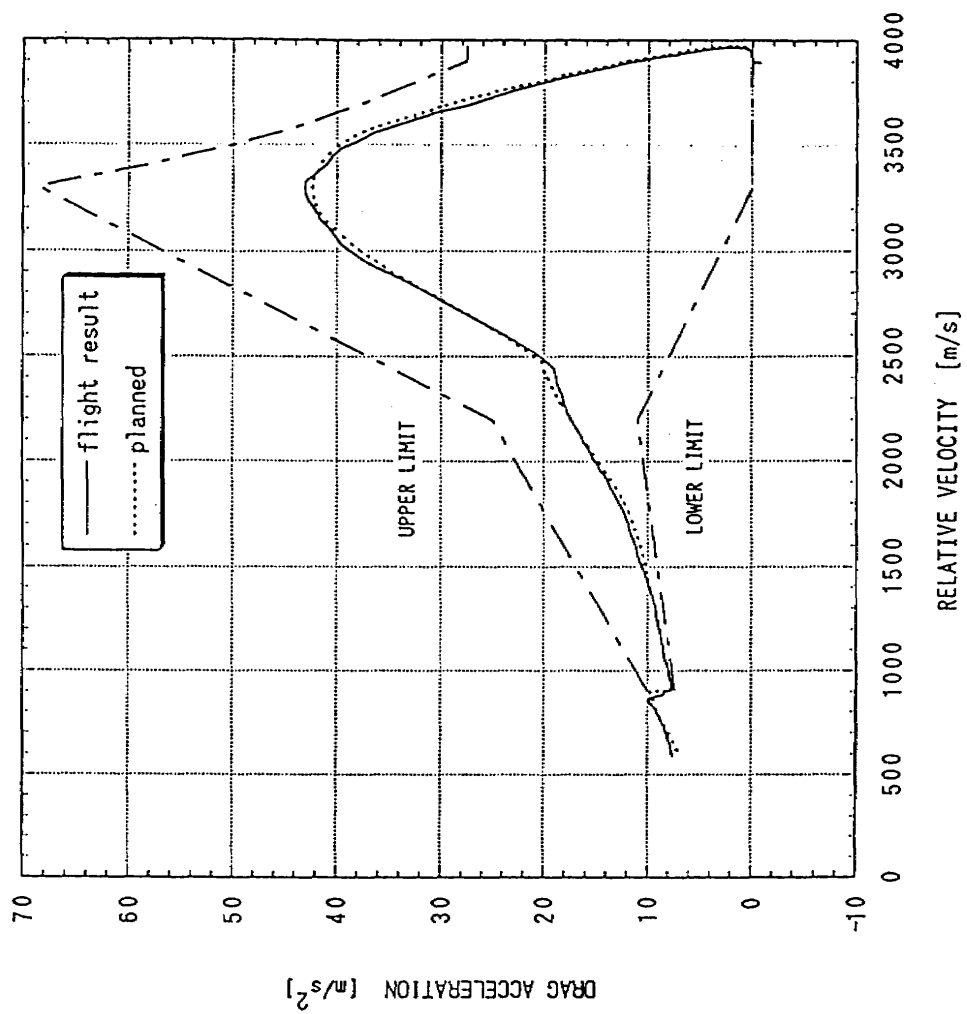


Fig. 7 Flight path in drag acceleration vs velocity

Table 1 Required accuracy of navigation for guidance and control

Evaluation point	Required accuracy of position	Required accuracy of velocity
Maximum aerothermo-dynamic heating rate	Vertical error : $\leq \pm 1 \text{ km}$	Vertical error : $\leq \pm 10 \text{ m/s}$
Maximum drag acceleration		
Maximum dynamic pressure		
End of VHF black out	Vertical error : $\leq \pm 3 \text{ km}$	
End of guidance (Mach 3)	Vertical error : $\leq \pm 1.5 \text{ km}$ Horizontal error : $\leq \pm 20 \text{ km}$	
Required accuracy of attitude : $\leq \pm 1 \text{ deg}$		

Table. 2 Performances of the inertial measurement unit

Items		Specification values	Measured	Unit
Gyroscopes	Measurement range	± 400	± 400	deg/s
	Pulse weight	3.147	3.147	arcsec/LSB
	Bias stability *	$\leq \pm 0.06$	± 0.027	deg/h
	Scale factor stability **	$\leq \pm 40$	± 20.25	ppm
	Scale factor linearity	$\leq \pm 60/0 \sim 120$ deg/s	± 60	ppm
		$\leq \pm 250/120 \sim 220$ deg/s	± 250	ppm
		$\leq \pm 60/220 \sim 400$ deg/s	± 60	ppm
	Random walk	$\leq \pm 0.048$	± 0.038	deg/ \sqrt{h}
Noise level	$\leq \pm 0.33$ (0-P)	± 0.14	deg/s	
Accelerometers	Measurement range	± 20	± 20	G:Gravity
	Pulse weight	0.00119	0.00119	m/s/LSB
	Bias stability *	$\leq \pm 115$	± 38.30	μG
	Scale factor stability *	$\leq \pm 144$	± 55.62	ppm
	Scale factor linearity	≤ 18	± 18	$\mu G/G^2$
	Vibration error coefficient	≤ 10	10	$\mu G/G^2$
	Noise level	$\leq \pm 0.2$ (0-P)	± 0.17	G
Miss-alignment	$\leq \pm 30$	± 30	arcsec	
Update rate	40	40	Hz	
Initial alignment : Directional angle Alignment time	$\leq \pm 0.60$ ≤ 30	± 0.125 29.9	deg min.	
* Stability during 120 days ** Stability over 120 days				

Table 3 Results of the error analysis of the inertial navigation system

Evaluation point	Items	Down range	Cross range	Altitude	Magnitude	Unit
Maximum dynamic pressure ($\pm 3\sigma$ RSS)	Position errors	± 1.64	± 10.51	± 1.01		km
	Velocity errors	± 3.70	± 29.50	± 3.21	± 3.82	m/s
	Attitude errors	Roll: ± 0.30 Pitch: ± 0.65 Yaw: ± 0.41				deg
End of VHF black out ($\pm 3\sigma$ RSS)	Position errors	± 3.62	± 10.77	± 1.08		km
	Velocity errors	± 4.16	± 23.15	± 3.07	± 4.18	m/s
	Attitude errors	Roll: ± 0.30 Pitch: ± 0.64 Yaw: ± 0.42				deg
End of guidance : Mach 3 ($\pm 3\sigma$ RSS)	Position errors	± 7.85	± 10.38	± 1.29		km
	Velocity errors	± 5.42	± 10.34	± 2.87	± 5.44	m/s
	Attitude errors	Roll: ± 0.34 Pitch: ± 0.45 Yaw: ± 0.60				deg

Table 4 Separate condition of the HYFLEX vehicle from the J-I rocket

Items	Measured	Planned	Unit
Time from L/O	238.4	238.0	sec
Altitude	107.1	109.1	km
Longitude	135.736 E	135.728 E	deg
Latitude	30.498 N	30.492 N	deg
Velocity	3.895	3.903	km/s
Flight path angle	-1.7	-1.8	deg
Directional angle of velocity	87.2	87.4	deg

Table 5 Navigation performance of the inertial navigation system (Flight results)

Evaluation point	Items	Down range	Cross range	Altitude	Unit
Maximum dynamic pressure	Position errors	+0.26	-0.68	-0.15	km
End of guidance : Mach 3	Position errors	-0.68	-0.68	+0.07	km