

委 44-1

H-IIロケット8号機の打上げ失敗の
原因究明について

(その1)

平成11年11月24日

宇宙開発事業団

目次

第1章 はじめに

- 1. はじめに 1-1ページ

第2章 H-IIロケットの概要

1. H-IIロケット8号機の諸元及びミッション

- 1.1 H-IIロケットの開発経緯 2-1ページ
- 1.2 H-IIロケットの諸元 2-1ページ
- 1.3 H-IIロケット8号機の主要ミッション 2-2ページ

2. 第1段システムの概要

- 2.1 第1段主要諸元及び機能 2-8ページ
- 2.2 主要構成品
 - 2.2.1 推進系 2-9ページ
 - 2.2.2 LE-7エンジン 2-9ページ
- 2.3 第1段機体の開発
 - 2.3.1 概要 2-18ページ
 - 2.3.2 推進系 2-18ページ
 - 2.3.3 LE-7エンジン 2-19ページ

3. H-IIロケット8号機第1段製作経緯

- 3.1 第1段機体 2-23ページ
- 3.2 LE-7エンジン 2-23ページ
- 3.3 種子島宇宙センターでの射場整備作業
 - 3.3.1 射場整備作業概要 2-24ページ
 - 3.3.2 射場整備作業における第1段主要不具合について 2-25ページ

第3章 H-IIロケット8号機打上げ結果

1. 概要	3-1ページ
2. ロケットデータの解析	
2.1 テレメータデータの受信状況	3-4ページ
2.2 各サブシステムの飛行結果概要	3-5ページ
2.3 第1段推進系・油圧系	3-7ページ
2.4 第1段エンジン	3-8ページ
3. 異常現象	
3.1 計測項目	3-11ページ
3.2 異常現象	3-14ページ
3.3 個別現象の考察	3-35ページ
4. 故障要因分析	
4.1 第1段エンジン停止の要因	3-36ページ
5. 今後の予定	3-38ページ

第1章 はじめに

1. はじめに

宇宙開発事業団は、平成11年11月15日にH-IIロケット8号機により、運輸多目的衛星（MTSAT）の打上げを行った。

予定通りの時刻に第1段エンジンへの点火が行われ、ロケットは、16時29分にリフトオフし飛行を開始した。

その後、固体ロケットブースタ（SRB）の燃焼・分離は正常に行われたが、リフトオフ後約3分59秒に第1段エンジンの異常停止により、運輸多目的衛星を所定の軌道に投入することに失敗した。

この事態を受けて、宇宙開発事業団は、即日にH-IIロケット8号機事故対策本部を設置し、軌道投入に失敗した原因の究明作業を進めている。

本資料は、現在までの原因究明状況等について記述したものである。

第2章 H-II ロケットの概要

1. H-II ロケット8号機の諸元及びミッション

1.1 H-II ロケットの開発経緯

H-II ロケットは、H-I ロケットまでの開発で得られた成果をもとに、1990年代における大型人工衛星の打上げ需要に応えることを目的として、低コスト及び高い信頼性を目的として開発された純国産ロケットである。宇宙開発事業団は、1986年（昭和61年）にH-II ロケット及びその射点設備の本格的な開発に着手し、基本設計及び詳細設計を経て、1991年（平成3年）9月から翌年3月にかけて地上試験機（GTV）を用いた射場システム試験を行った。

図1. 1-1にH-II ロケット開発スケジュールを示す。

1.2 H-II ロケットの諸元

H-II ロケットは、静止トランスファ軌道に約4トンの衛星を打ち上げる能力を持つ。

その基本構成は、液体酸素と液体水素を推進薬とした高性能なロケットエンジンを搭載し、大型ロケットブースタで第1段の推力を補った2段式ロケットである。

H-II ロケット8号機外観図を図1. 2-1に、H-II ロケット座標軸を図1. 2-2に、主要諸元を表1. 2-1に示す。

第1段エンジンは、H-I ロケット第2段エンジン（LE-5）の技術を基にして開発された、大型の2段燃焼サイクル方式液体酸素／液体水素ロケットエンジン（LE-7）である。

第2段エンジンは、1～6号機ではLE-5エンジンをより高性能化し、再着火機能を利用して衛星を静止トランスファ軌道に投入する液体酸素／液体水素ロケットエンジン（LE-5Aエンジン）を使用してきたが、8号機ではLE-5Aエンジンを改良したLE-5Bエンジンを使用した。LE-5Bエンジンは、燃焼室内部に冷却溝を持つ電鑄で成形した銅の一体化構造とし、部品点数の削減による加工コストの削減及び燃焼試験の効率化を行い、コストの削減を図った高度化エンジンである。

固体ロケットブースタ（SRB）は、H-I ロケットまでの固体補助ロケット（SOB）と異なり、姿勢制御のための可動ノズルを持つコンポジット系固体推進薬を用いた大型ロケットである。

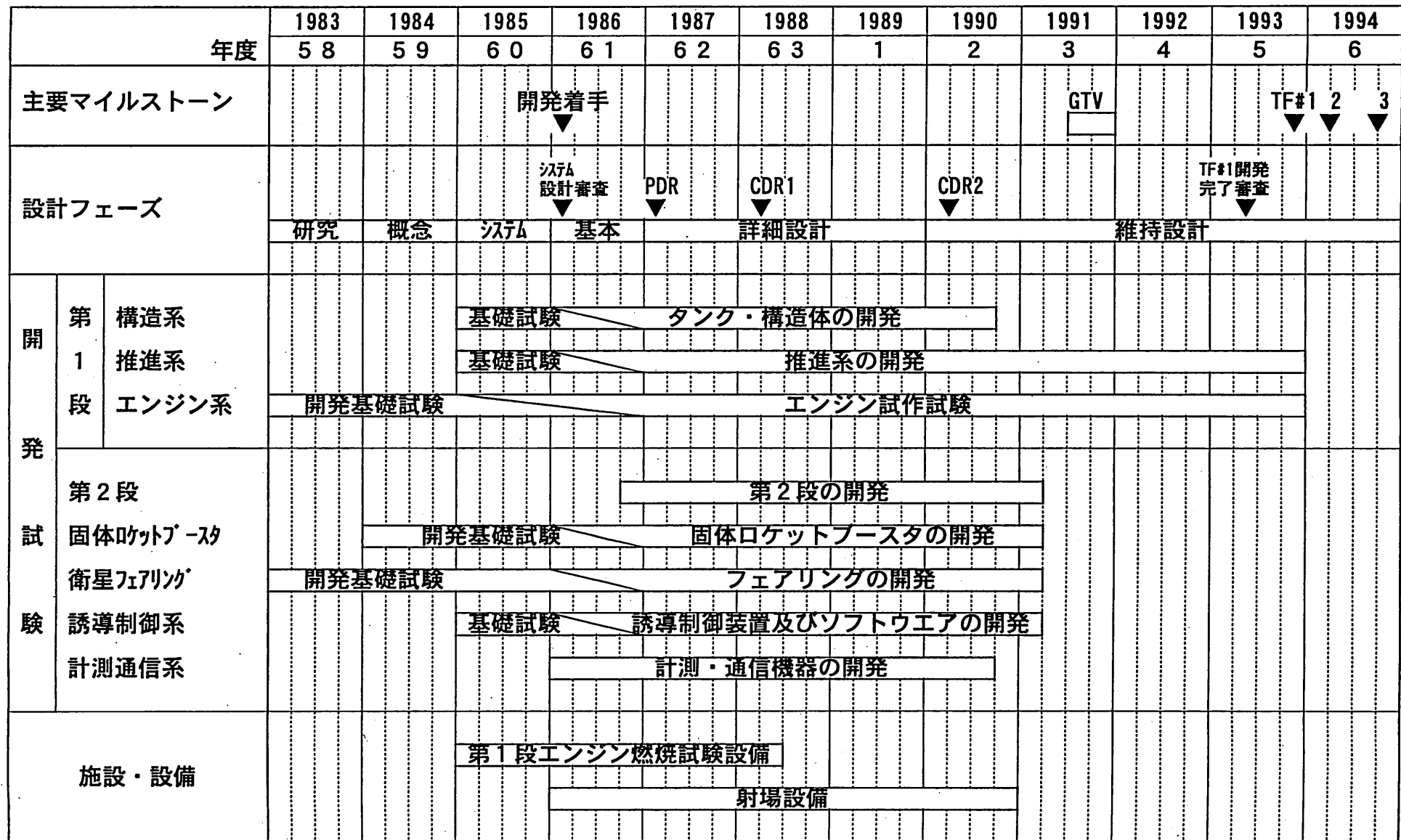
衛星フェアリングは、従来まで衛星の大型化に対応する直径4m級または5m級の大型フェアリングを使用してきたが、8号機では従来のフェアリングを

ベースとし、コストダウンのため構造体の設計変更を行うとともに、作業の効率化を目的として衛星搭載アダプタの開発を実施した直径5 mの5 Sと呼ばれる高度化フェアリングを使用した。

1.3 H-II ロケット8号機の主要ミッション

H-II ロケット8号機のミッションは、運輸多目的衛星(MTSAT)を搭載し、これを遠地点高度約36,000 km、近地点高度約250 kmの静止トランスファ軌道に投入すること、及び、H-II ロケット上段の再々着火に係る基礎データを取得することであった。

H-II ロケット8号機の飛行計画を表1.3-1、飛行経路を図1.3-1に示す。



(注) 上記審査会は、NASA内における主要な審査会のみ記している。

図1.1-1 H-IIロケット開発スケジュール

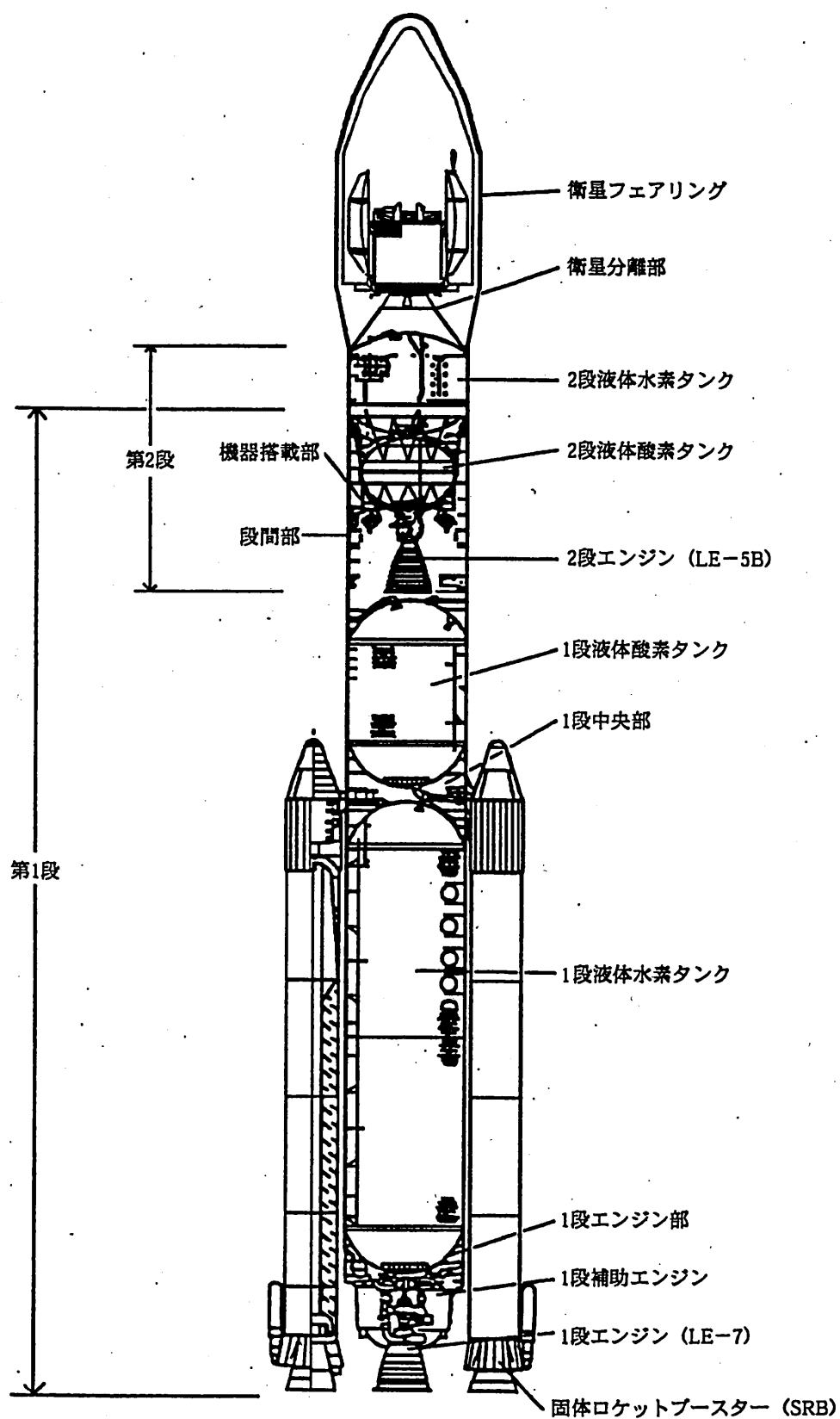


図1. 2-1 H-II ロケット8号機外観図

ロケット機体座標軸
[XB YB ZB]

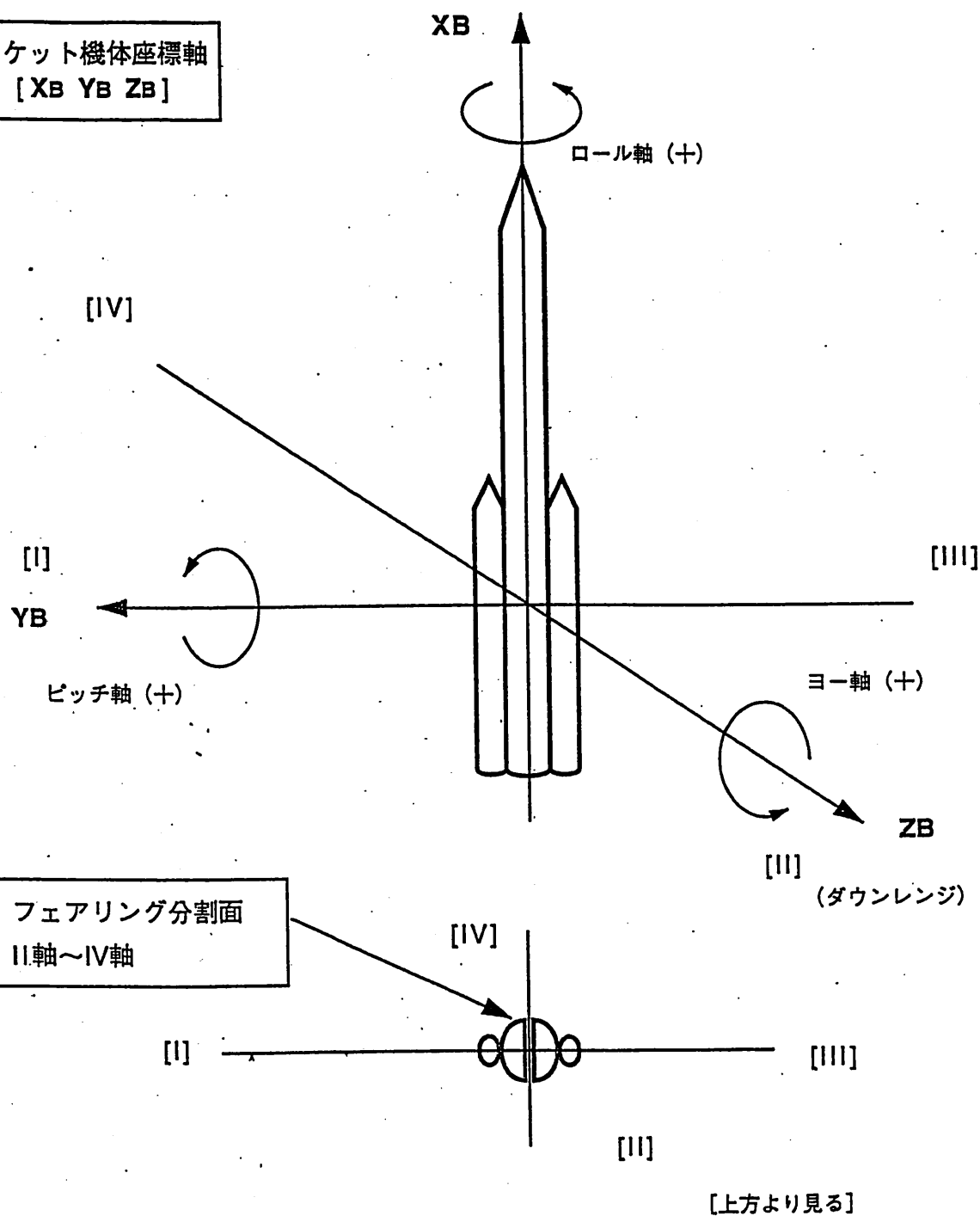


図1. 2—2 H—II ロケット座標軸

表 1. 2 - 1 H-IIロケット 8号機主要諸元

項目		諸元	備考
全長 直径 全備質量 ペイロード質量		50.0 m 4.0 m 263.0 ton 2.9 ton	コア機体 ペイロード質量を含む
第 1 段	推進薬 推進薬質量 推力 燃焼時間 比推力 全備質量	液体酸素／液体水素 87.1 ton 842.8 kN {86.0tonf} 346 s 445 s 97.2 ton	LE-7エンジン用 ヘリウムガス含む 海面上（補助エンジン分は含まず） L/O～MECO 真空中（補助エンジン分は含まず） 下部段間部を含む
S R B	推進薬 推進薬質量 推力 燃焼時間 比推力 全備質量	固体推進薬 118.3 ton 3116.4 kN{318.0tonf} 94 s 273 s 140.5 ton	2本分 2本分、海面上 真空中 2本分
第 2 段	推進薬 推進薬質量 推力 燃焼時間 比推力 全備質量	液体酸素／液体水素 17.0 ton 137.2 kN{14.0tonf} 554 s 447.0 s 20.4 ton	LE-5Bエンジン用 ガスジェット推進薬及びヘリウムガス含む 真空中 再着火機能、再々着火機能 SEIG1～SEC01, SEIG2～SEC02, SEIG3～SEC03 真空中 再々着火実験対応機器（約0.1ton）及び 上部段間部を含む
フェアリング		直径 全長 質量 5.1 m 12.0 m 1.9 ton	高度化衛星フェアリング（5S型） （衛星搭載アダプタを含む） 衛星搭載アダプタ（約0.2ton）を含む
誘導方式		ストラップダウンIMUによる慣性誘導方式	

表1. 3-1 H-II ロケット 8号機秋期 飛行計画概要

事 象	発射後経過時間 (時 分 秒)	距離 (km)	高度 (km)	慣性速度 (km/s)
(1) リフトオフ	0	0	0	0.40
(2) 固体ロケットブースタ 燃焼終了	1 34	30	36	1.53
(3) 固体ロケットブースタ 分離	1 37	33	38	1.54
(4) フェアリング 分離	4 15	312	125	3.27
(5) 第1段エンジン燃焼停止(MECO)	5 46	644	168	5.27
(6) 第1段・第2段分離	5 54	682	173	5.28
(7) 第2段エンジン第1回燃焼開始(SEIG1)	6 0	710	177	5.27
(8) 第2段エンジン第1回燃焼停止(SEC01)	11 28	2582	242	7.73
(9) 第2段エンジン第2回燃焼開始(SEIG2)	24 10	7945	245	7.73
(10) 第2段エンジン第2回燃焼停止(SEC02)	27 14	9420	266	10.18
(11) 運輸多目的衛星(MTSAT)分離	28 48	10297	339	10.12
(12) 再々着火燃焼開始(SEIG3)	1 57 10	17871	19068	3.89
(13) 再々着火燃焼停止(SEC03)	1 57 21	17859	19184	3.89
(14) 第2段残留推進薬排出開始	1 58 20	17843	19351	3.86

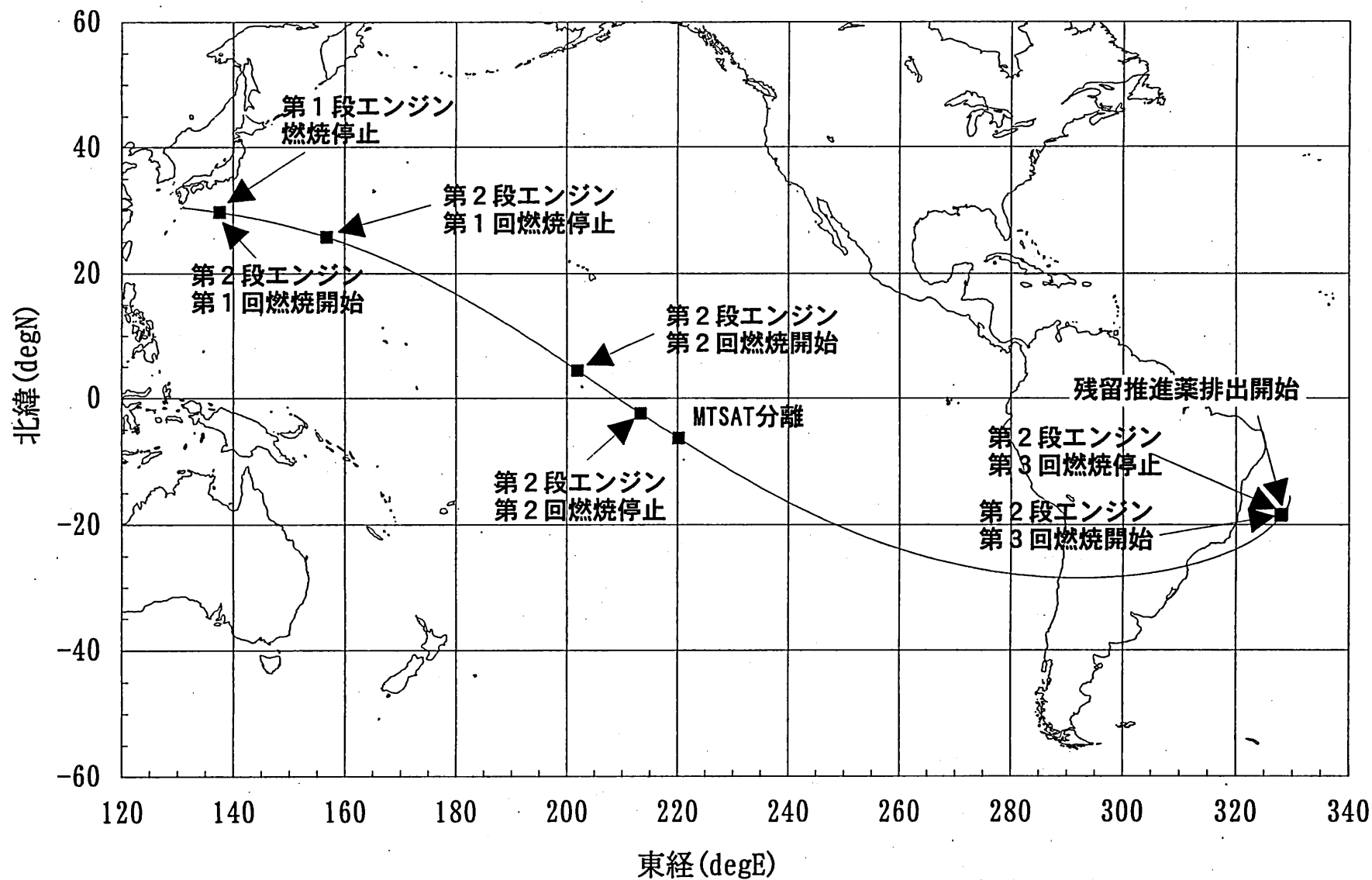


図1. 3-1 H-IIロケット8号機飛行経路

2. 第1段システムの概要

第1章に示すとおり、H-IIロケット8号機の失敗は、第1段エンジンの燃焼中に発生していることから、ここでは第1段のシステムについて説明する。

2.1 第1段主要諸元及び機能

H-IIロケット第1段は、静止トランスファ軌道(GTO)にペイロードを投入する場合、リフトオフ後約346秒間燃焼し、第2段から切り離される(高度約173km、慣性速度5,280m/s)。

第1段には164個の計測項目を持ち、計測通信機器によって取得されたデータを地上局(中之山、増田、小笠原)に電波にて伝送している。

第1段機体の外観図を図2.1-1に、主要構成品と主な機能を表2.1-1に、8号機第1段の計測項目を表2.1-2に示す。

2.2 主要構成品

2.2.1 推進系

第1段の推進薬タンクは、直径4m、長さ約17mの液体水素タンクと直径4m、長さ約7mの液体酸素タンクから構成され、共にアルミ合金のアイソグリッド構造のシリンダ部及びオレンジピールを接合したドーム部からなり、その外部には断熱材（PIF）が塗布されている。

LE-7エンジンが燃焼しているときは、液体水素タンクの圧力は約0.34MPa{3.5kgf/cm²A}に制御され、加圧ガスにはエンジンの燃焼室の壁面を冷却した後の水素ガスを一部分岐して使用する。一方、液体酸素タンクの圧力は約0.39MPa{4.0kgf/cm²A}に制御され、加圧ガスには液体水素タンク内の気蓄器に蓄圧された極低温ヘリウム・ガスをエンジン内の熱交換器で加温して使用する。第1段機体の概要図を図2.2.1-1に、推進系の系統図を図2.2.1-2に示す。

2.2.2 LE-7エンジン

LE-7エンジンは、推進薬として液体酸素と液体水素を使用し、真空中で推力約1,078kN{110tonf}、比推力445秒を発生する高性能エンジンである。

LE-7エンジンの主要諸元を表2.2.2-1に示す。LE-7エンジンは液体水素の全量と液体酸素の一部をまずプリバーナで燃焼させ、ここで発生させた高温・高圧ガスでターボポンプを駆動し、その後に残りの液体酸素と合わせて再度燃焼させて推力を得る2段燃焼サイクルを採用し、効率の良いシステムとなっている。

LE-7エンジンは、液体水素タンクの加圧用ガスを利用して駆動されるタービンで油圧ポンプを回転させ、発生した油圧によりアクチュエータを駆動させてジンバリングを行う。燃焼ガスの噴射方向を最大7.5度まで傾けて、機体のピッチ軸及びヨー軸まわりの姿勢制御を行う。

機体のロール軸まわりの姿勢制御は、主エンジンから供給される低温燃焼ガスに水素ガスを混合したガスを補助エンジンのノズルから噴射させて、推力を発生させて行う。

LE-7エンジンの外観図を図2.2.2-1に、H-IIロケットの電気系系統図を図2.2.2-2に示す。

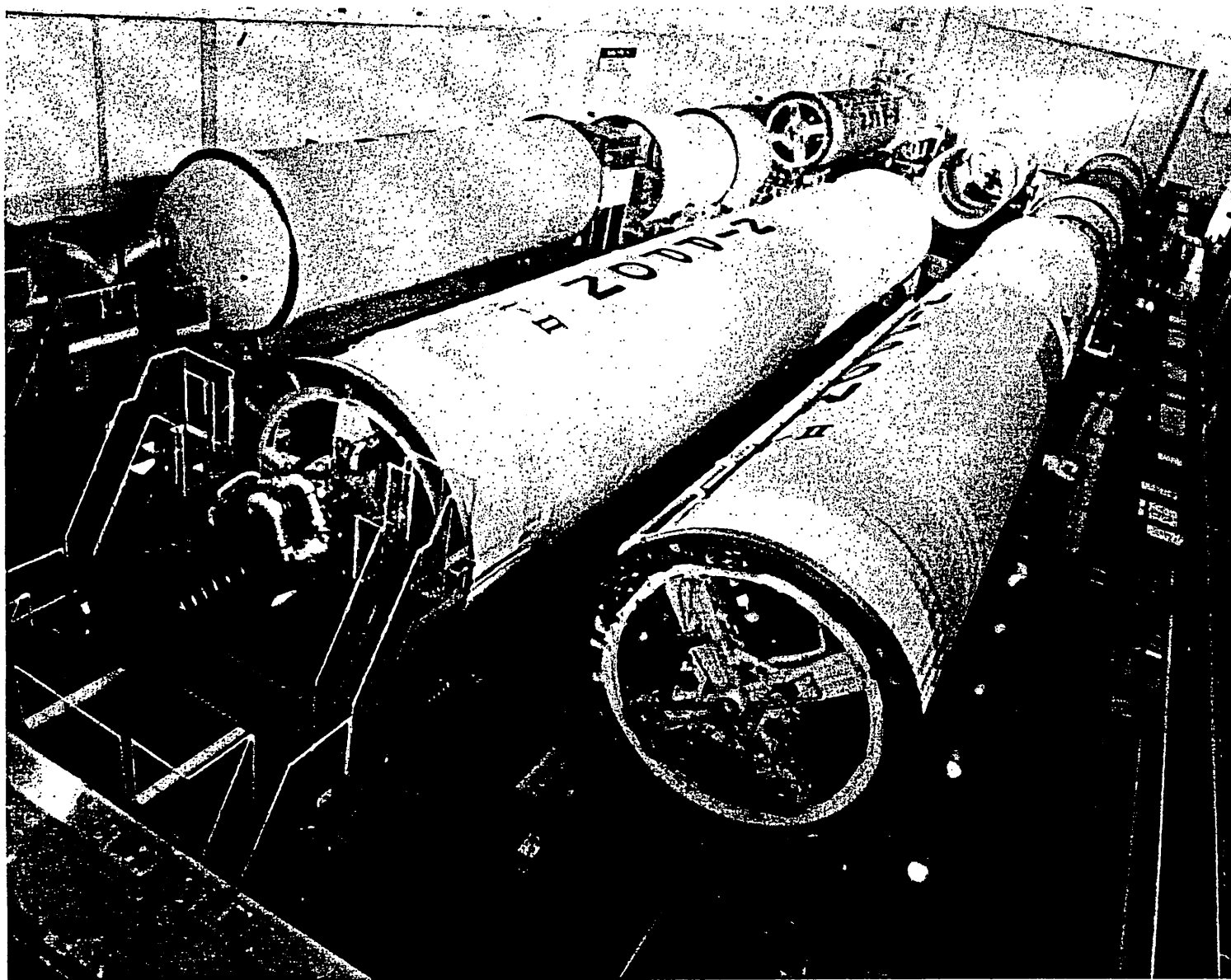


图2. 1-1 第1段機体外觀圖

表 2. 1 - 1 H-II ロケット 第 1 段主要構成品と主な機能

主 要 構 成 品		主 な 機 能
搭載機器	制御、計測通信、電装	ロケットの制御、データの計測と地上への伝送等を行う
構造体		搭載機器の艀装構造体、エンジン・SRB の取付構造体等
推進系	液体水素タンク	LE-7 エンジンの燃料として必要な液体水素を貯蔵する
	液体酸素タンク	LE-7 エンジンの酸化剤として必要な液体酸素を貯蔵する
	配管・弁类等	LE-7 エンジンへ推進薬の供給、タンクの加圧制御等を行う
第 1 段エンジン (LE-7 エンジン)		H-II ロケットの加速を行う
その他 (火工品、油圧系等)		1 / 2 段分離等の火工品 エンジン・ジンバリング用油圧系

推進薬	液体水素	LE-7 エンジンの燃料
	液体酸素	LE-7 エンジンの酸化剤
ヘリウムガス		タンクの加圧、弁の駆動等に使用

表2. 1-2 H-II ロケット8号機 第1段計測項目

1 段エンジン系 39 項目	温度(12 項目)		圧力(6 項目)		その他(21 項目)	
	項目	プリバーナ燃焼ガス温度	燃焼室圧力		バルブ開度信号	
	項目	燃焼室出口温度	プリバーナ燃焼圧		LOX ターボポンプ回転数	
	例	LOX ターボポンプ軸受温度	LOX ターボポンプ吐出圧		エンジンストップ信号	
1 段推進/ 油圧系 60 項目	温度(16 項目)		圧力(17 項目)		液位(27 項目)	
	項目	LH2 タンク加圧ガス温度	1 段 LH2 タンク頂部圧力		LH2 連続レベル	
	項目	LOX タンク加圧ガス温度	1 段 LOX タンク頂部圧力		LOX 連続レベル	
	例	リザーバ油温	供給圧力		LH2 タンクポイントレベル	
1 段構造系 11 項目	温度(3 項目)		加速度(1 項目)		イベント信号(6 項目)	
	項目	コントロール用電池温度	ジンバルポイント加速度		SRB-L 分離信号	
	項目	計測器用電池温度			SRB-R 分離信号	
	例	エンジン用温度			1/2 段分離信号	
1 段/SRB 制御系 17 項目	1 段 E-PKG(7 項目)		SRB E-PKG(10 項目)			
	項目	1 段主エンジン・ピッチ・ポジション・フィード・バック電圧	SRB7チューター・ポジション・フィード・バック電圧			
	例	フィード・バック・ゲイン・チェンジ	SRB7チューター・サーボ・バルブ 差電流			
		2 次電源電圧	2 次電源電圧			
1 段電源系 6 項目	電圧(3 項目)		電流(3 項目)			
	項目	コントロール用電池電圧	コントロール用電池電流			
	項目	計測器用電池電圧	計測器用電池電流			
	例	エンジン用電池電圧	エンジン用電池電流			
1 段ステータスモニタ (その他) 31 項目	バルブステータス(7 項目)		その他(24 項目)			
	項目	1 段 LH2 タンク加圧主バルブ	1 段エンジン燃焼停止信号			
	項目	1 段 LOX タンク加圧主バルブ	SRB 分離			
	例	極低温ヘリウム・シャット・オフ主バルブ	1/2 段分離 No. 1			
合計 164 項目						

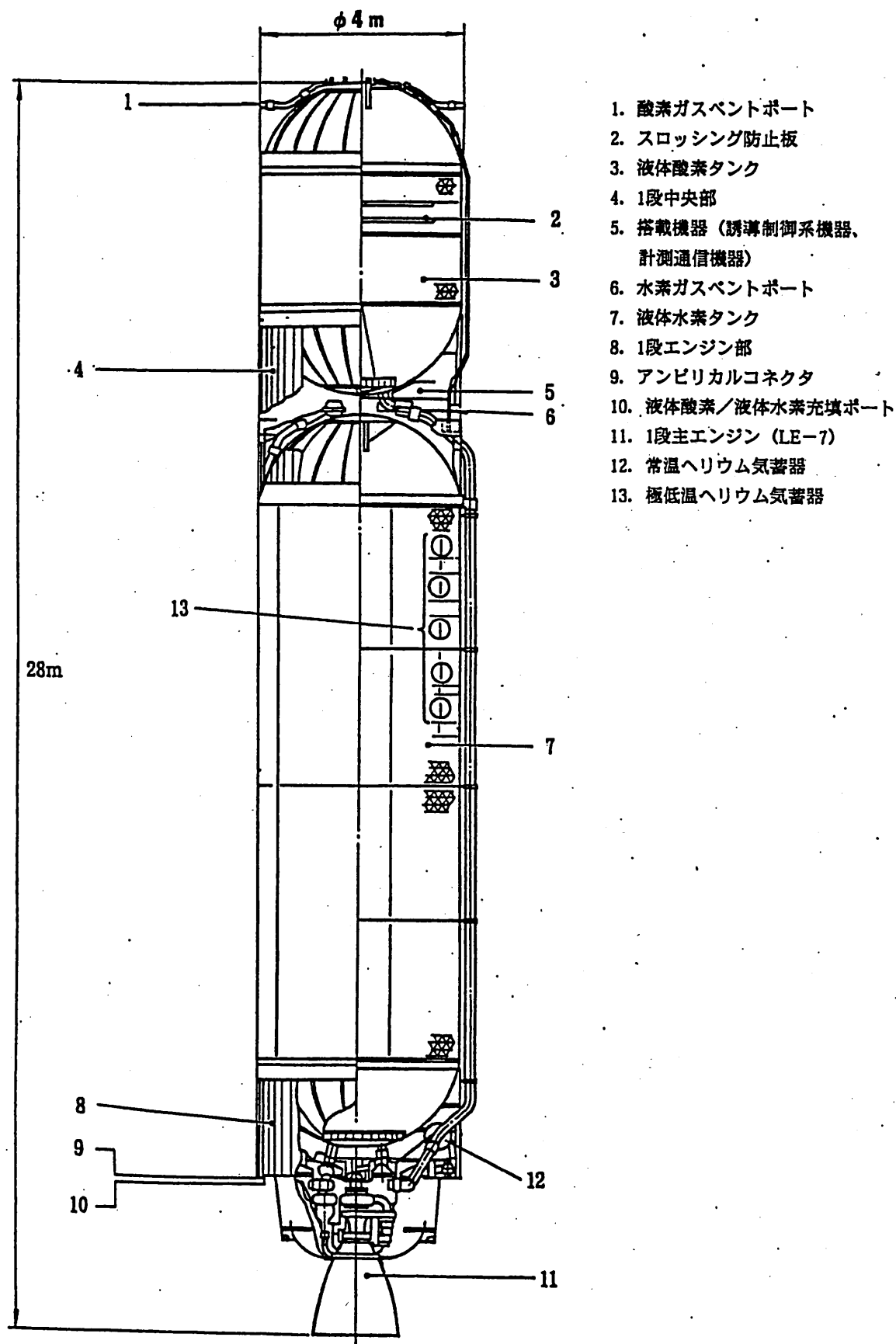


図 2. 2. 1-1 第1段機体概要図

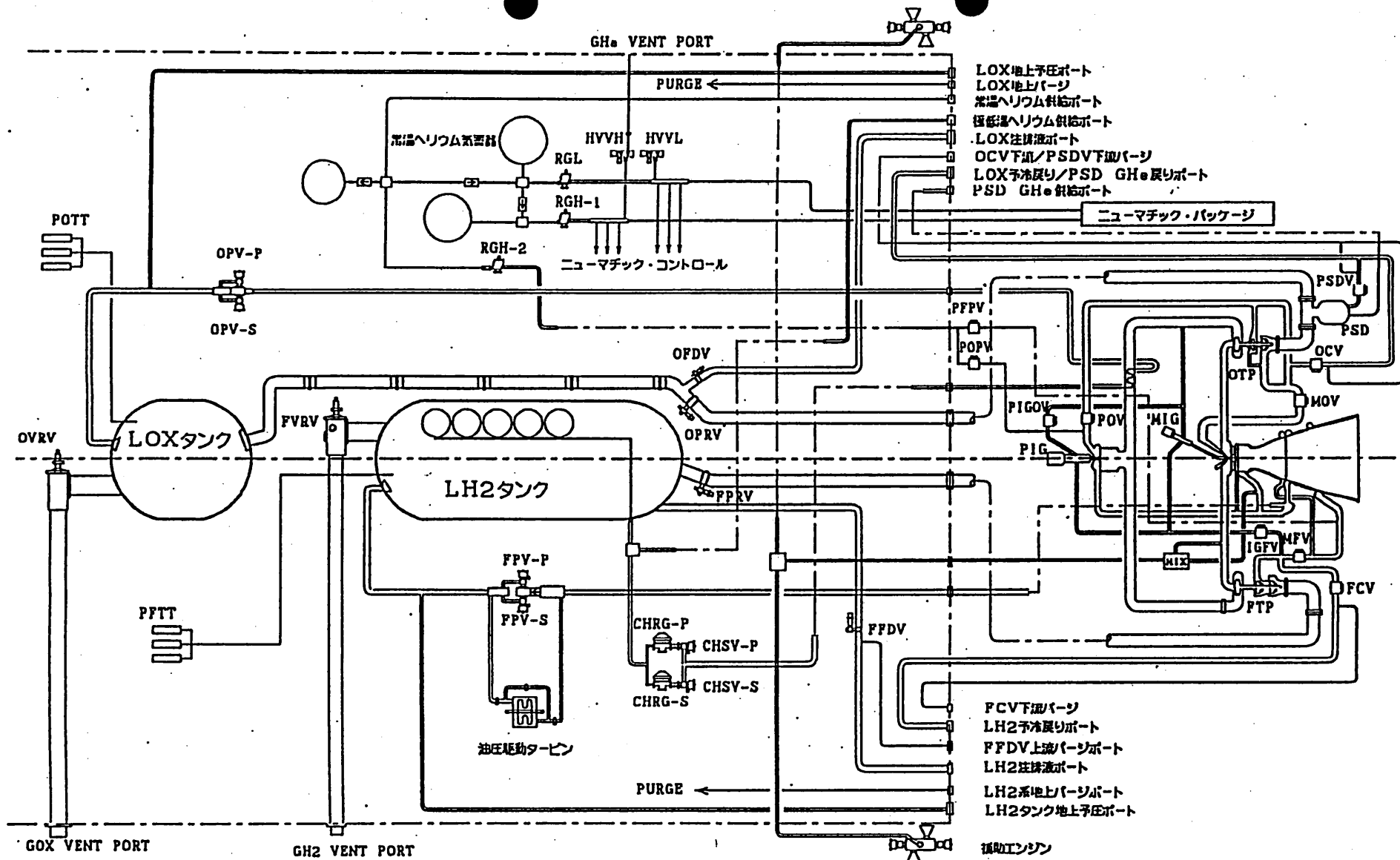


図 2. 2. 1 - 2 第 1 段推進系系統図

表 2. 2. 2-1 LE-7エンジンの主要諸元（標準作動点）

エンジン	
真空中推力	1, 078 kN {110 tonf}
エンジン混合比	5. 9
燃焼器系	
比推力	445 s
燃焼室混合比	6. 0
燃焼圧力	12. 7 MPa {130 kgf/cm ² A}
水素流量	35. 2 kg/s
酸素流量	211. 1 kg/s
水素ターボポンプ	
回転速度	700 s ⁻¹ {42,000 rpm}
ポンプ出口圧力	27. 0 MPa {275 kgf/cm ² A}
タービン流量	33. 7 kg/s
酸素ターボポンプ	
回転速度	300 s ⁻¹ {18,000 rpm}
ポンプ出口圧力	17. 4 MPa {178 kgf/cm ² A}
タービン流量	14. 9 kg/s

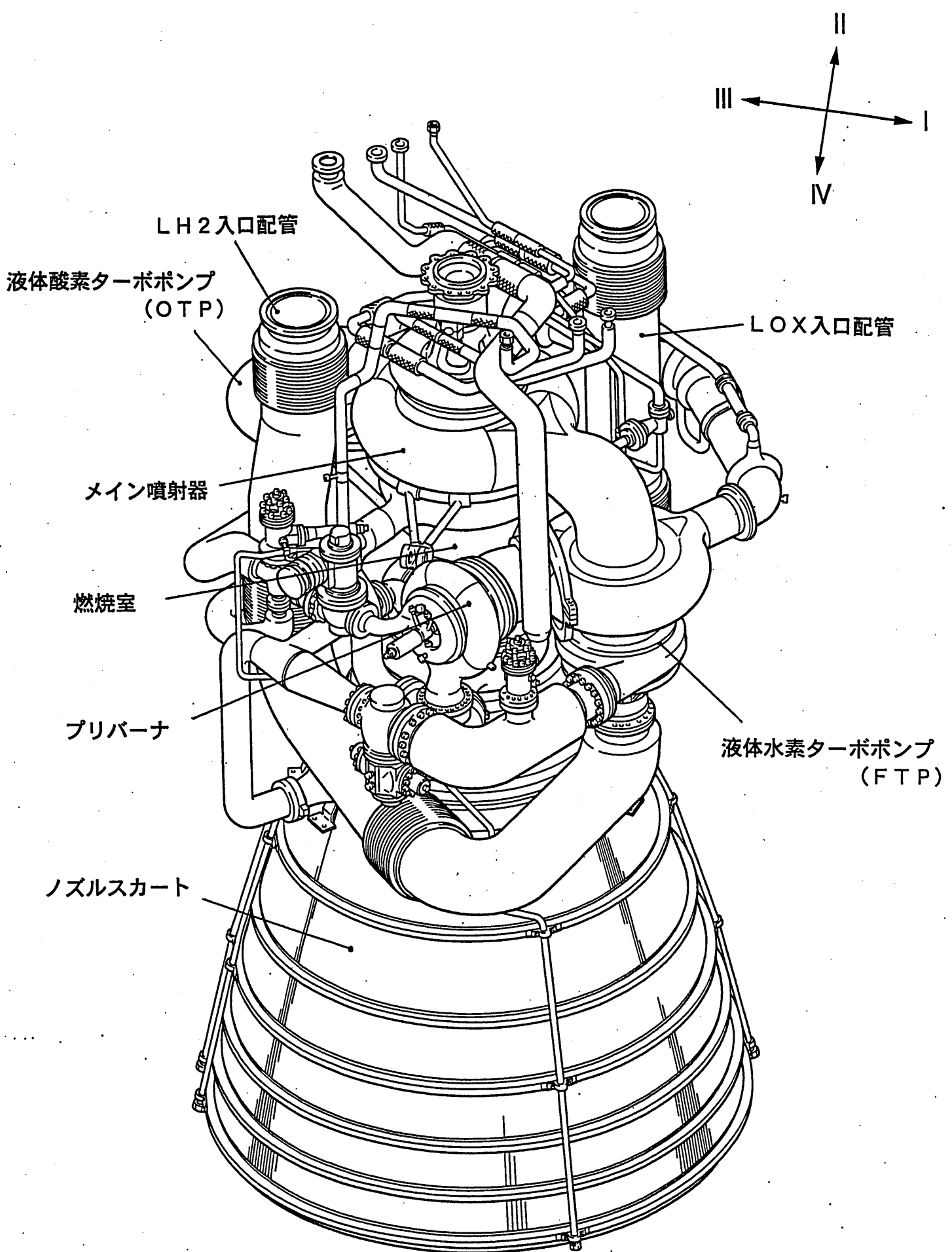


図 2. 2. 2-1 LE-7エンジン外観図

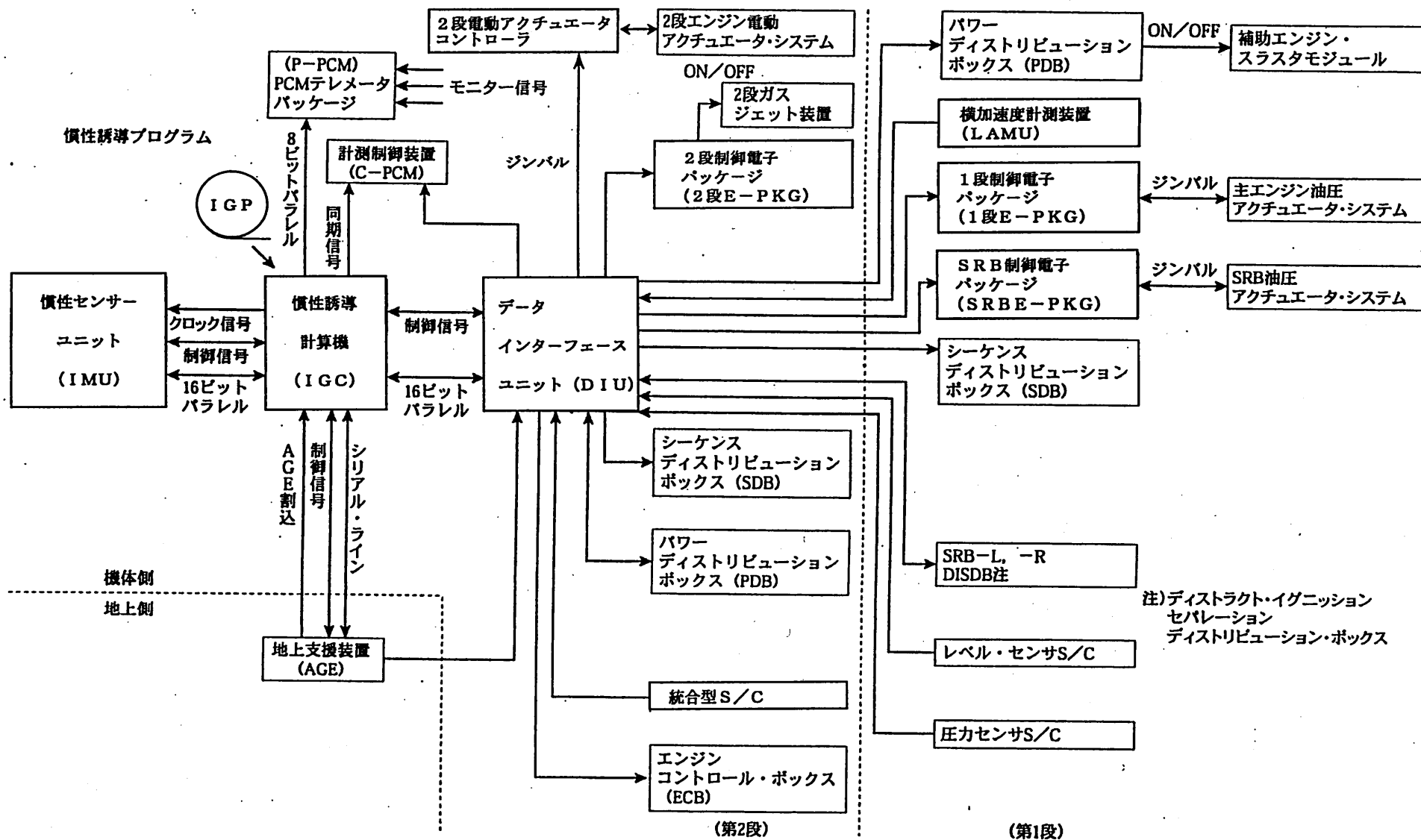


図2. 2. 2-2 H-IIロケット電気系系統図

2.3 第1段機体の開発

2.3.1 概要

第1段の開発は、開発に時間を要するエンジンの開発研究に昭和58年度より着手し、その後第1段機体の開発研究着手などを経て、昭和61年度より本格的に開発に着手した。エンジン、構造系、推進系、油圧系、電装系は、インタフェースを取りながら個別に開発を行うと共に、これら開発品目を組み合わせてのステージ燃焼試験、フェアリング、1/2段機体、ダミーSRBからなる機体全体と射場設備を組み合わせての地上試験機/射場システム試験（GTV）を行い、各系のインタフェースに問題ないことを確認して、平成6年2月のH-IIロケット試験機1号機の打ち上げに望んだ。

LE-7エンジン開発試験及び第1段推進系ステージ試験スケジュールを図2.3-1に示す。

2.3.2 推進系

第1段の推進薬タンクの開発研究を、昭和60年度より着手した。設計・試作した供試体を用いて、耐圧試験、極低温強度試験、内圧強度試験を実施し、設計要求を満足していることを確認し、平成2年4月に開発完了審査を行い、開発を完了している。

タンクを加圧制御する弁や気蓄器等の開発を個別に行い、タンクやLE-7エンジンを組み合わせた推進系システムの設計を確認するために、以下の3種類のステージ燃焼試験とGTVを実施し、第1段推進系システムとして問題ないことを確認している。

- (1) 昭和63年7月～平成2年3月にかけて、安全のため実機に比べて壁面の厚みを増した厚肉タンクと原型フェーズのエンジン、弁などを組み合わせ、予備試験（液流し試験、機能点検、振動試験、タンクシステムの作動確認など）を経て、11回、約55秒の厚肉タンクステージ予備燃焼試験（BFT-I）を実施し、エンジン起動過渡時の推進系の整合性確認、弁類等への反映データの取得などを行った。
- (2) 平成3年2月～平成5年11月にかけて、厚肉タンクと実機型フェーズ以降のエンジン、弁、気蓄器、エンジンジンバルシステムなどを組み合わせ、エンジン開発の進捗状況に合わせて4シリーズ、21回、約1440秒の厚肉タンクステージ燃焼試験（BFT-II）を行い、推進系システムデータ、ジンバリングシステムのデータを取得し、問題点の抽出、飛行時設定への反映を行った。
- (3) 平成3年10月～平成4年3月にかけてフェアリング、1/2段機体、ダミーSRBからなる機体全体と射場設備を組み合わせ、GTVを行い、発射整備作業手順の確立、1段エンジン燃焼開始前までの機能/シーケンス確認などを行った。
- (4) 平成5年2月～平成5年7月にかけて実機相当の第1段実機型タンクと認定型LE-7エンジン、弁、気蓄器、エンジンジンバルシステムなどを組み合わせ、エンジン開発の進捗状況に合わせて2シリーズ、6回、約565秒の第1段実機型タンク

ステージ燃焼試験（CFT）を行い、実飛行相当秒時である約353秒のエンジン連続燃焼状態でも推進系の機能として問題ないことを確認した。

2.3.3 LE-7エンジン

LE-7エンジンは、試験機1号機の打上げを当初昭和66年度目標とし、昭和58年度から開発研究に着手し、昭和61年度に本格的な開発を開始した。開発は、予備試験の後、原型、実機型、認定型の3フェーズ毎に実施され、合計約15,000秒の燃焼試験が行われた。試験実績を表2.3-1に示す。

また、開発試験時の不具合等の対策により、試験機1号機の打上げが2度にわたり延期となり、平成5年度冬期に変更された。以下に開発の主要経過を示す。

- ・昭和58年度： 開発研究着手、予備試験等開始
- ・昭和63年7月： 原型エンジン燃焼試験開始
- ・平成元年 6月： 種子島での燃焼試験（S7-009H）で初の50秒試験達成
- ・平成元年 7月： H-IIロケット開発計画の1年延期を表明
理由： エンジン始動・停止シーケンスの改善
エンジン作動点予測（プログラム）精度の向上
液体水素ターボポンプタービン動翼クラック発生に対する設計改良
- ・平成元年 9月： 実機型エンジン試験開始
- ・平成2年 9月： 種子島での燃焼試験（S7-040H）で始動後約16秒で外部爆燃
水素ガス系高圧配管の継手部からの漏洩により爆燃したと推定
燃焼試験間の継手部の検査を強化
- ・平成3年 2月： 種子島での燃焼試験（S7-052H）で初の実飛行相当秒時（350秒）試験の達成
- ・平成3年 8月： 工場内気密試験で主噴射器マニホールド破損
燃焼試験で発生したクラックに、溶接部の目違い効果、燃焼試験による残留応力と、気密試験の内圧荷重で不安定破壊したものと推定
溶接部形状を改善
エンジン試験での熱応力緩和を目的に停止シーケンスを改善
- ・平成3年12月： 認定型エンジン試験開始
- ・平成4年 6月： 種子島での燃焼試験（S7-086H）で始動後約5秒で主噴射器水素エルボ溶接部が破損し爆燃

燃焼試験で発生したクラックが、試験を重ねることで進展し、始動時の内圧応力により不安定破壊したものと推定

溶接部構造、溶接工程及び熱処理条件を改善

燃焼試験間の溶接部の点検を強化

- ・平成4年 7月: H-IIロケット開発計画の更に1年延期を表明
理由: 主噴射器破損不具合による設計見直し
- ・平成5年 2月: 認定型エンジン（EG303a）で4回の実飛行相当秒時（350秒）試験の達成
- ・平成5年 4月: 種子島の燃焼試験（S7-099H）で累積10,000秒燃焼試験達成
- ・平成5年 6月: 第1段ステージ燃焼試験で実飛行相当秒時（350秒）試験の達成
- ・平成5年12月: 認定試験後審査会（その2）を実施し、試験機1号機の打上げに対して問題ないことを確認
- ・平成6年 2月: 試験機1号機の打上げ成功
- ・平成6年 4月: その後実施した技術試験の結果を含め認定試験後審査会（その3）を実施し、最終的なエンジン設計の妥当性を確認し開発を終了

以後、試験機2号機～6号機まで5回の打上げにおいて要求仕様通り作動

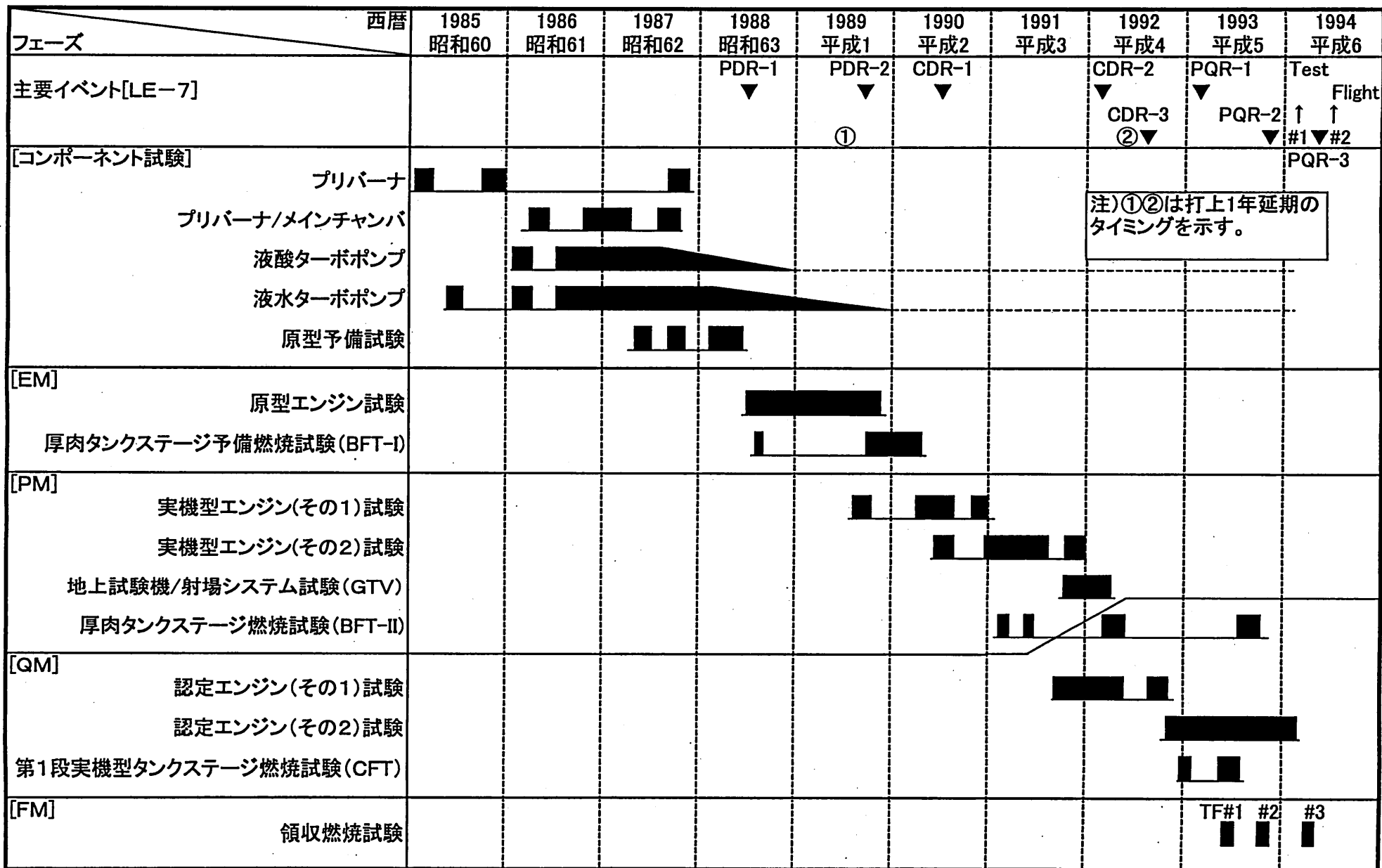


図 2. 3 - 1 LE-7エンジン開発試験及び第1段推進系ステージ試験スケジュール

表 2. 3-1 LE-7エンジン燃焼試験実績

エンジン	台 数	試験回数	試験秒時(秒)	主要成果概要
原型エンジン	2	58	447	エンジン最終艙装状態での定格運転を確認。 2段燃焼ステージへの立ち上がりを確認。 1回の燃焼秒時50秒の耐久性を確認
実機型エンジン	8	99	3,435	始動シーケンスを改良して確立。 実飛行相当秒時(350秒)試験3回を達成し、長秒時耐久性に関する設計データの取得。
認定型エンジン	6	119	11,108	実飛行相当秒時(350秒)試験16回を実施した。 要求寿命(12回/1,720秒)を3台のエンジンで達成。 エンジンに要求される広域作動範囲の限界点付近での作動データを取得。
開発試験合計	16	276	14,990	
飛行用エンジン*	8	26	1,353	試験機1号機～8号機用エンジン8台で領収試験実施。
合 計	24	306	16,613	

*) 試験機1号機～6号機の飛行時に2,118秒の作動実績あり。

3. H-IIロケット8号機第1段製作経緯

H-IIロケット8号機は、運輸多目的衛星(MTSAT)を平成11年度夏期に打上げること为目标として機体製作を開始し、第1段機体の製作・艤装及び各種試験を実施した。

3.1 第1段機体

第1段機体のタンク等の構造体は、平成7年12月より製作に着手し、平成10年7月までに加工・組立を完了した。その後、平成11年4月までの間に制御系、計測通信系、電力系等の搭載機器及びハーネスの艤装、バルブ・配管類等の推進系機器の艤装、LE-7エンジンの搭載を順次行った。

艤装完了後、第1段機体としての推進系・誘導制御系等の機能点検を実施し、第2段機体、衛星分離部、SRB(シミュレータ)及び衛星フェアリング(シミュレータ)と組み合わせての総合システム試験を平成11年6月までに実施した。機能点検、総合システム試験の結果、第1段機体は、機能・性能が良好であることが確認されたため、平成11年6月下旬に種子島宇宙センターへ輸送した。

第1段機体の製作スケジュールを図3.1-1に示す。

3.2 LE-7エンジン

8号機用LE-7エンジンの製作は、平成7年12月の燃焼室、主噴射器、プリバーナ噴射器、ノズルスカート、ターボポンプ、バルブ類、電気系部品等のコンポーネント製作から開始された。平成10年7月にコンポーネントを組み合わせ、エンジンの組立・艤装を完了し、同年8月に4回の領収燃焼試験を実施した。

領収燃焼試験結果を表3.2-1に、特記事項を以下に示す。

○1回目の燃焼試験において、スタート後21秒で自動停止

試験後、工場において平成11年1月までの試験後再整備により単体としての製造工程を完了し、平成11年4月下旬に機体組立工場において第1段機体への搭載を行った。

コンポーネントの製作時には、各工程の加工・サブ組立毎に必要な寸法検査、非破壊検査(浸透探傷検査、X線検査、超音波検査等)、機能試験、耐圧試験、漏洩試験等を従来号機と同様に行い、合格している。

エンジン組立後には、漏洩試験、エンジンシーケンス点検、バルブ作動点検等の試験・検査を従来号機と同様に行い、合格している。

さらに、8号機用LE-7エンジンにおいては、5号機の打上げ失敗を踏まえ、製造データ全般にわたり品質再評価を実施している。

また、工程の各段階において、事業団監督員を含む審査会や確認会を実施し、製作が良好に行われていることを確認しながら進めてきた。

LE-7エンジンの製造工程を表3. 2-2に示す。

3.3 種子島宇宙センターでの射場整備作業

3.3.1 射場整備作業概要

射場整備作業スケジュール実績を表3. 3-1に示す。H-IIロケット8号機については、当初打上げ予定日を平成11年8月5日として、下記日程で、ロケット各段の種子島宇宙センターへの搬入及び射場整備作業を開始した。

SRB	平成11年	5月25日
第1段	平成11年	6月22日
第2段	平成11年	6月22日
フェアリング	平成11年	6月29日

途中、衛星側の要因により打上げ予定日が約1カ月延期されたため、射場整備作業としては7月19日の第2段推進薬充填試験まで当初計画通りに進めた後、延期に伴う機体の休止保管処置を実施した。その後、打上げ予定日が9月10日に再設定されたことに伴い、8月26日より射場整備作業を再開した。

9月10日の打上げ作業において、射座点検塔開放準備作業中にフェアリング空調キャリアが誤離脱し、これに伴うフェアリング損傷部補修のため打上げを2日延期した。12日の再打上げ作業において、第1段水素枯渇センサーに不具合が発生し、再度打上げを延期した。また、その後の点検作業において発見された第2段制御用電池の出力異常に伴い、対策処置として同型式の電池を新規製作することになり、打上げ日が11月以降に延期された。

再打上げに際して、確実な打上げに向け万全を期すため、不具合の復旧処置作業と平行して現場技術者自らによる現場特別点検を実施した。現場特別点検では、ハードウェア（機体-装置-設備）、ソフトウェア（手順書、要求書、図面等）、及び人的要素（要員の教育・訓練、作業ミスの発生防止）について点検／再確認を実施し、必要な見直し／改善処置を実施した。点検実施状況／結果については逐次報告会の場を設け、独立評価チームによる評価を受けている。なお、現場特別点検作業の一環として以下の主要追加試験を実施した。

1 / 2 段極低温点検・・・平成11年10月 6日

水素キャリア低温漏洩試験・・・平成11年10月26日

フライトシミュレーション試験・平成11年11月 1日

これらの試験結果を受け、打上げ予定日が11月15日に再設定され、再々打上げに向けた射場整備作業を11月3日より再開した。その後作業は、順調に推移し、11月15日午前3時より打上げ当日作業を開始し、午後4時29分に打上げを実施した。

射場整備作業において、LE-7エンジン関連として従来号機と同様に以下の試験・点検を実施し、結果良好であった。

- ・推進系統点検（エンジンシーケンス点検、ターボポンプ・トルク点検、漏洩点検等）
- ・推進系最終点検（圧カトランスデューサ点検、圧カスイッチ点検等）
- ・エンジンシーケンス点検、点火器スパークプラグ点検

また、8号機においては追加で1 / 2 段極低温点検を実施し、LE-7エンジンに関して良好な結果が得られている。

3.3.2 射場整備作業における第1段主要不具合について

射場整備作業において第1段機体に発生した主な不具合を以下に示す。

再打上げ作業において発生した第1段水素枯渇センサーの不作動不具合により、水素タンク底部を開放し内部にある枯渇センサーの不具合状況を確認するとともに取り付け位置の変更を実施した。また、水素アンビリカルサービスポッド内の水素漏洩不具合に対しては、水素予冷戻りライン系統を7号機用整備品と交換する処置を行った。

補助エンジンバルブ作動遅れより、高駆動圧で作動する駆動用電磁弁内部の作動遅れ不具合が発見され、機体の同型式バルブ全てについて再整備及び調整を実施した。また、水素キャリア漏洩確認試験において、水素タンク注排液弁に逆圧をかけシール部を破損したため、当該弁を予備品と交換した。

これらの不具合は、いずれも必要期日までに処置を完了し、打上げに対して問題のないことを確認して、作業を進めた。



図3.1-1 H-IIロケット8号機 第1段製作スケジュール

表 3. 2 - 1 8号機用LE-7エンジン燃焼試験結果

試験日付	試験番号	燃焼秒時(計画)	燃焼圧力(計画)	試験結果	特記事項
作動確認試験 平成10.8.13	T7-210H	21秒(50秒)	11.5MPa (12.8MPa) {117kg/cm ² a (131kg/cm ² a)}	自動停止	燃焼室への水素供給圧力が設定下限値を下回ったため計測コンピュータにより自動停止。
性能確認試験 平成10.8.17	T7-211H	50秒(50秒)	12.3MPa (12.8MPa) {126kg/cm ² a (131kg/cm ² a)}	タイマー停止 試験結果良好	推力が低めに領収範囲を外れた。
性能確認試験 平成10.8.20	T7-212H	50秒(50秒)	12.7MPa (12.8MPa) {130kg/cm ² a (131kg/cm ² a)}	タイマー停止 試験結果良好	前回データに基づき調整を行い、試験を実施。 領収条件を満足した。
再現性確認試験 平成10.8.29	T7-213H	50秒(50秒)	12.7MPa (12.8MPa) {130kg/cm ² a (131kg/cm ² a)}	タイマー停止 試験結果良好	試験後のリーク試験にて主液水弁(MFV)下流に漏洩と思われる指示があったがその後の検査・検討の結果、内部からの漏洩ではないことを確認し、そのまま使用可とした。

表 3. 2 - 2 製造工程

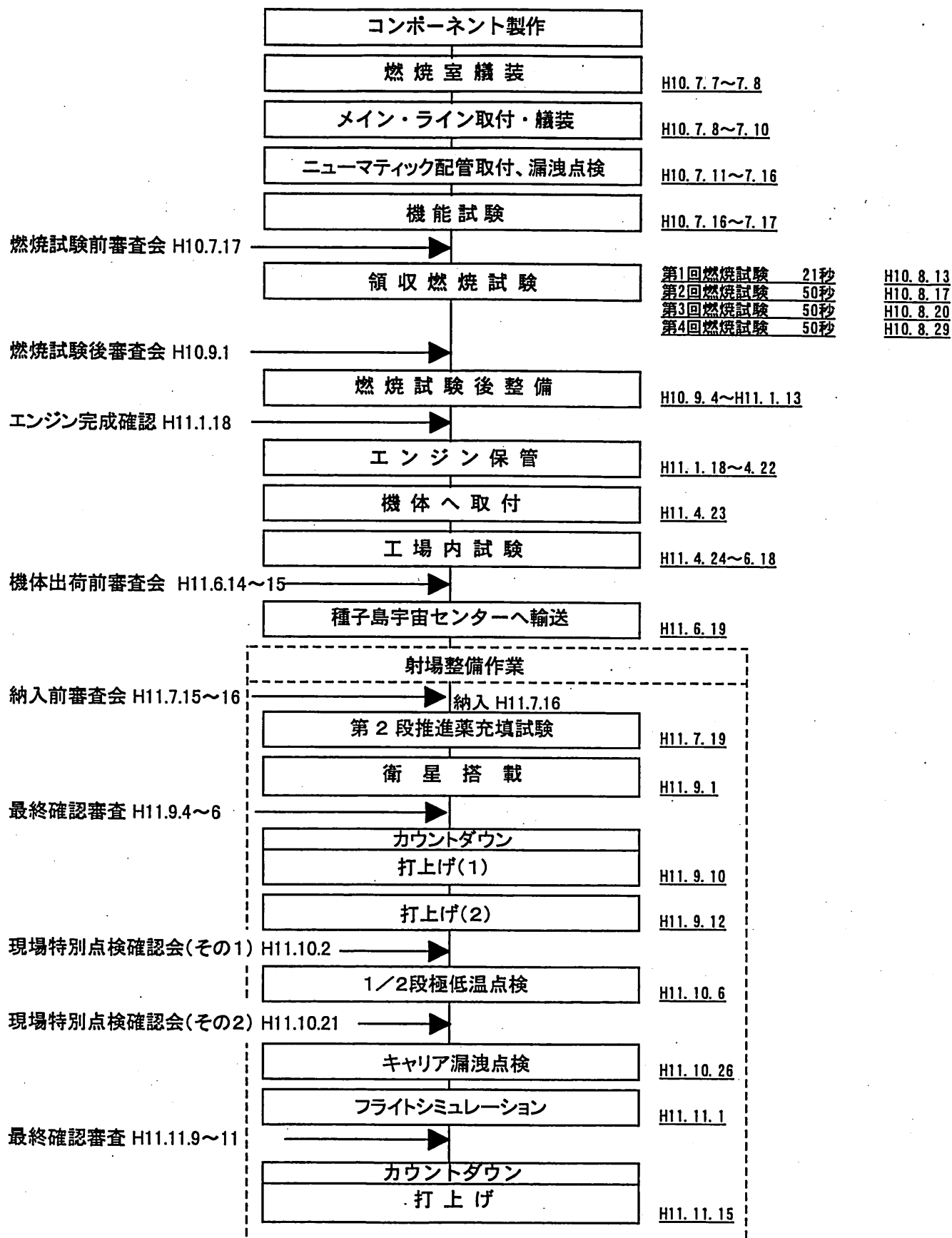


表3.3-1 H-IIロケット8号機射場整備作業スケジュール

[illegible][illegible]

第3章 H-IIロケット8号機打上げ結果

1. 概要

H-IIロケット8号機は、平成11年11月15日16時29分00秒に垂直に打上げられ、機軸を初期飛行方位角97.5度に向けた後、太平洋上へ飛行を開始した。ロケット打上げ時の天候は晴れ、北北東の風7.7m/s、気温22.5℃であった。

固体ロケットブースター（SRB）の燃焼は正常で、リフトオフ後（X+）96秒にSRBの切り離しが行われた。第1段エンジン（LE-7）も正常に燃焼を行っていたが、X+約239秒において、計画よりも約107秒早く燃焼を停止した。同時に、姿勢制御が不能となり、姿勢異常状態となった。

ロケットはそのまま慣性飛行を続け、X+288秒に衛星フェアリングを分離し、高度130kmに到達後は徐々に高度が低下した。X+322秒に第1段/第2段分離を行い、X+328秒に第2段が着火したが、姿勢異常状態で高度は低下し続け、X+437秒でテレメータ受信が完全に不能に、またX+439秒においてレーダ追尾が完全に不能となり、それ以降ロケットからのデータは地上において受信できなくなった。

安全処置として、X+459秒において指令破壊コマンドをロケットに対して送信した。

以下の図表に飛行結果の概要を示す。

表1-1 主要シーケンス・オブ・イベント

図1-1 高度-地表面距離

図1-2 機体現在位置

図1-3 機体対地速度

表 1-1 主要シーケンス・オブ・イベント

イベント	実測値	計画値
(1) 第1段エンジン点火	- 6 秒	- 6 秒
(2) リフトオフ	0 秒	0 秒
(3) 固体ロケットブースター燃焼終了	9 3 秒	9 4 秒
(4) 固体ロケットブースター分離	9 6 秒	9 7 秒
(5) 衛星フェアリング分離	2 8 8 秒	2 5 5 秒
(6) 第1段エンジン燃焼停止	2 3 9 秒	3 4 6 秒
(7) 第1段/第2段分離	3 2 2 秒	3 5 4 秒
(8) 第2段エンジン第1回燃焼開始	3 2 8 秒	3 6 0 秒
テレメータデータ受信完全不能	4 3 7 秒	-----
指令破壊コマンド送信	4 5 9 秒	-----
(9) 第2段エンジン第1回燃焼停止	-----	6 8 8 秒
(10) 第2段エンジン第2回燃焼開始	-----	1 4 5 0 秒
(11) 第2段エンジン第2回燃焼停止	-----	1 6 3 4 秒
(12) M T S A T 分離	-----	1 7 2 9 秒
(13) 第2段エンジン第3回燃焼開始	-----	7 0 0 0 秒
(14) 第2段エンジン第3回燃焼停止	-----	7 0 4 1 秒

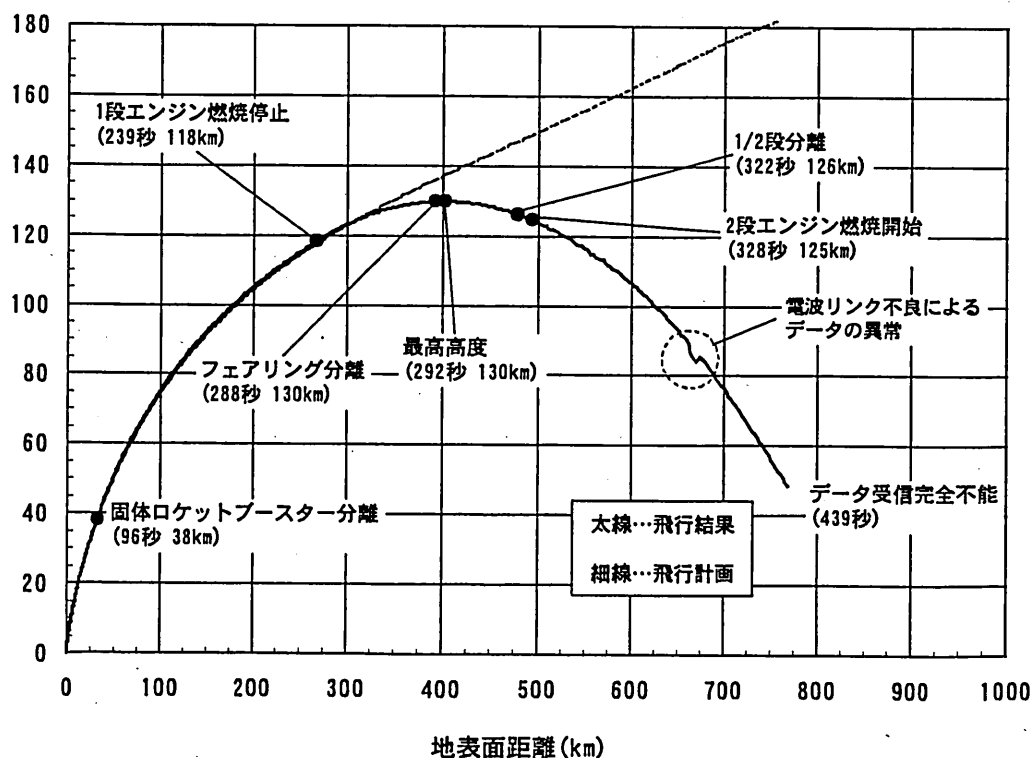


図 1-1 高度—地表面距離

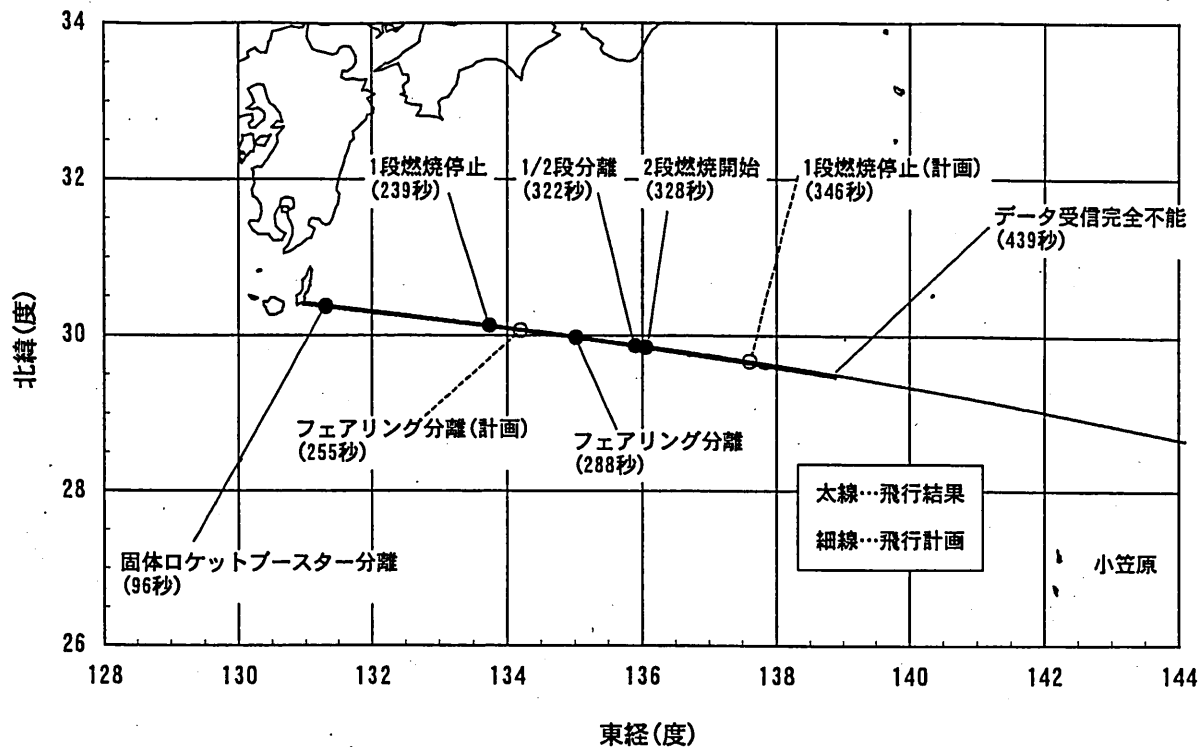


図 1 - 2 機体現在位置

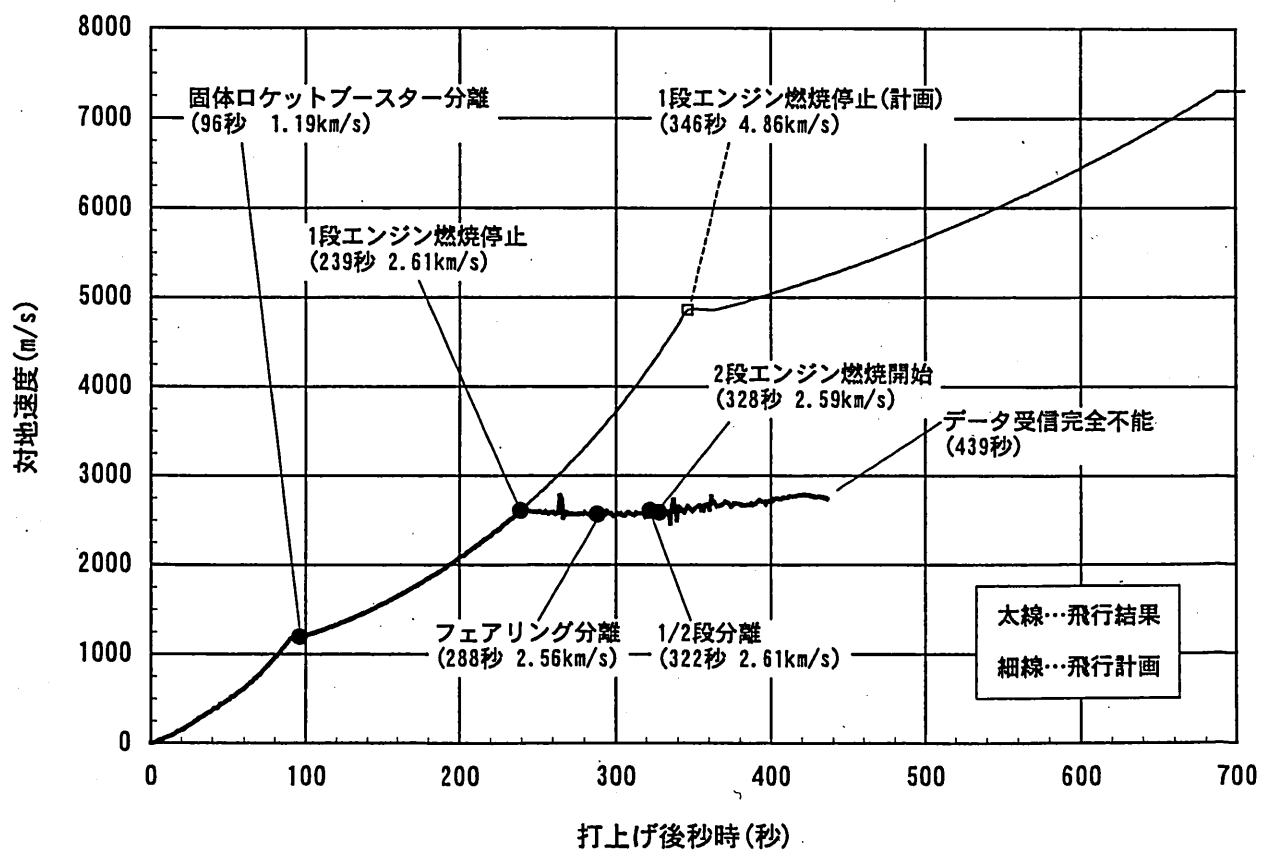


図 1 - 3 機体対地速度

2. ロケットデータの解析

2.1 テレメータデータの受信状況

種子島に設置されている中之山、増田両テレメータ局はリフトオフ前から、小笠原テレメータ局はX+約131秒後よりロケットテレメータデータの受信を行った。3局の受信状態は打上げ当初はほぼ正常であったが、X+240秒付近より受信強度が大きく変動をはじめ、X+約430秒過ぎに3局共、受信信号が途絶えた。また、クリスマス、サンチャゴの両ダウンレンジ局においてはテレメータデータを受信することが出来なかった。

各テレメータ局における受信時間帯を表2.1-1に示す。

表2.1-1 テレメータ局受信時間帯

受信局	受信時間	受信状況
中之山局	打上げ前～ X+約433秒	X+240秒付近から、受信強度が大きく変動を始め、時折ロックオフが発生した。
増田局	打上げ前～ X+約434秒	中之山局と同じ。
小笠原局	X+約131秒～ X+約437秒	中之山局と同じ。
クリスマス局	受信出来ず。	
サンチャゴ局	受信出来ず。	

2.2 各サブシステムの飛行結果概要

(1) 固体ロケットブースタ

2本の固体ロケットブースタは93秒間計画通りに燃焼し、X+96秒時点で1段機体から正常に分離した。

(2) 航法・誘導系

異常発生時点(X+約239秒)までのアビオニクス機器のデータに異常は無く、正常に作動していた。異常発生後の状況を以下に示す。

① 1段誘導制御

1段エンジンの早期停止により、慣性センサーユニット(IMU)の機軸加速度がほぼゼロに低下した(X+約239秒)。推力が得られないため機体の姿勢を制御できず、1段エンジン舵角増大、機体姿勢角速度の増大等の現象が発生した。また、1段用電池の電流が次第に増加し、電圧は低下した。

② フェアリング分離信号

ロケットの機軸加速度がほぼゼロになったことに起因して、目標軌道に到達するまでの予想時間の計算結果が異常な値となったため、機体に搭載されたコンピュータは計画秒時に対して補正量の上限である33秒を加えた時点(X+288秒)にフェアリング分離指令信号を送信した。

③ 1/2段分離信号

機体に搭載されたコンピュータが、プログラム通りX+311秒時点で1段推進薬枯渇の検知判定を行い、その時点で液体水素の枯渇判定が成立し、1段燃焼停止指令信号(X+312秒)及び1/2段分離信号(X+322秒)等を送信した。

④ 2段誘導制御

1/2段分離後は(4)項に示すように2段エンジンは作動したが、機体がタンブリングしている状態から誘導制御が開始されたため、姿勢角誤差と角速度が大きく、姿勢を安定するには至らなかった。これにより、2段機体の高度が低下し続け、X+約437秒時点にてテレメータデータの受信が不能となった。

(3) フェアリング系

異常発生時点までのフェアリングの内圧及び温度データは正常な値を示している。その後、飛行経路及び姿勢が異常となったが、フェアリングの異常を示すデータは無く、X+288秒時点でフェアリングは分離した。

(4) 2段推進系

異常発生時点までの2段推進系のデータは正常な値を示している。異常発生時点以降は

機体の姿勢が異常となったことに起因して、タンク内推進薬の液面の変動が認められた。計画通りに1/2段分離後6秒(X+328秒)時点で2段エンジン(LE-5B)は始動し、X+約437秒時点までほぼ計画値通りに燃焼していたが、その後データの受信が不能となったため、エンジンの停止については確認できていない。

①タンク加圧系

タンク加圧系については、機体の姿勢制御異常に起因してタンク内推進薬の液面の変動が生じたためタンク圧力の挙動が予想と異なるが、加圧制御用の弁の作動状況及び加圧圧力はほぼ計画値通りであり、加圧制御は正常であったと推定される。

②エンジン作動点

エンジン領収燃焼試験時とフライト時の作動点の比較を以下に示す。領収燃焼試験の結果がフライトでほぼ再現しており、エンジンの作動状況は良好であったと推定される(表2.2-1)。

表2.2-1 2段エンジンの領収燃焼試験及びフライト時の作動結果

計測項目	領収燃焼試験結果	フライト結果
燃焼圧力	3.529 (MPa) {36.01 (kg/cm ² A)}	3.493 (MPa) {35.64 (kg/cm ² A)}
液体水素ターボポンプ回転速度	855.8 (s ⁻¹) {51350 (rpm)}	859.5 (s ⁻¹) {51570 (rpm)}
液体酸素ターボポンプ回転速度	289.5 (s ⁻¹) {17370 (rpm)}	288.0 (s ⁻¹) {17280 (rpm)}

2.3 第1段推進系・油圧系

第1段推進系・油圧系は、X+239秒付近から見られる異常現象以前までは、従来のフライト号機と同等のデータであり、正常な飛行状態であると考えられる。

以下に、サブシステムごとに異常現象発生以前までの結果を示す。

(1) タンク加圧系

液体酸素系、液体水素系ともにタンク定常加圧制御は正常であった。

(2) 極低温ヘリウム系

レギュレータ調圧値は安定しており正常であった。ただし、始動過渡期のオーバーシュートにより、レギュレータの故障判定がおこなわれたため副系に切り替わっている。

(3) 常温ヘリウム系

レギュレータ調圧値は安定しており正常であった。また、ヘリウム消費量も従来並で正常である。

(4) 補助エンジン系

ロール制御は正常であった。補助エンジンは7回作動している。

(5) 油圧系

油圧、油温、補機タービンの作動状況ともに正常であり、第1段エンジンのジンバリング作動は正常であった。

2. 4 第1段エンジン

第1段エンジンの打上げ前の予冷状況は良好であった。

また、エンジン始動シーケンスも正常であり、良好な始動特性を示している。

定常燃焼状態に移行後、X+239秒付近でメイン燃焼圧力、プリバーナ燃焼圧力、液体水素ターボポンプ及び液体酸素ターボポンプの吐出圧力等が急激に低下し、パワーダウンした。しかし、それ以前の定常燃焼状態でのデータでは、エンジンの性能・機能は正常であり、領収燃焼試験結果と比較しても良好な再現性を示しているとともに、現状では異常現象の兆候は見られない。定常燃焼状態のデータを表2.4-1、図2.4-1（フライト時）、及び図2.4-2（領収燃焼試験時）に示す。

表2.4-1 定常燃焼圧力データ

	領収燃焼試験時 (燃焼開始+50秒)	フライト時 (X+50秒)	フライト時 (X+237秒)
メイン燃焼圧力 MPa {kgf/cm ² a}	12.7 {130.0}	12.8 {130.9}	12.8 {131.0}
プリバーナ燃焼圧力 MPa {kgf/cm ² a}	21.2 {216.5}	21.3 {217.4}	21.3 {218.7}
F T P吐出圧力 MPa {kgf/cm ² a}	27.3 {278.3}	27.2 {277.9}	27.2 {277.8}
O T Pメインポンプ吐出圧力 MPa {kgf/cm ² a}	17.3 {176.6}	17.3 {176.8}	17.4 {177.4}

異常現象については、3項に示す。

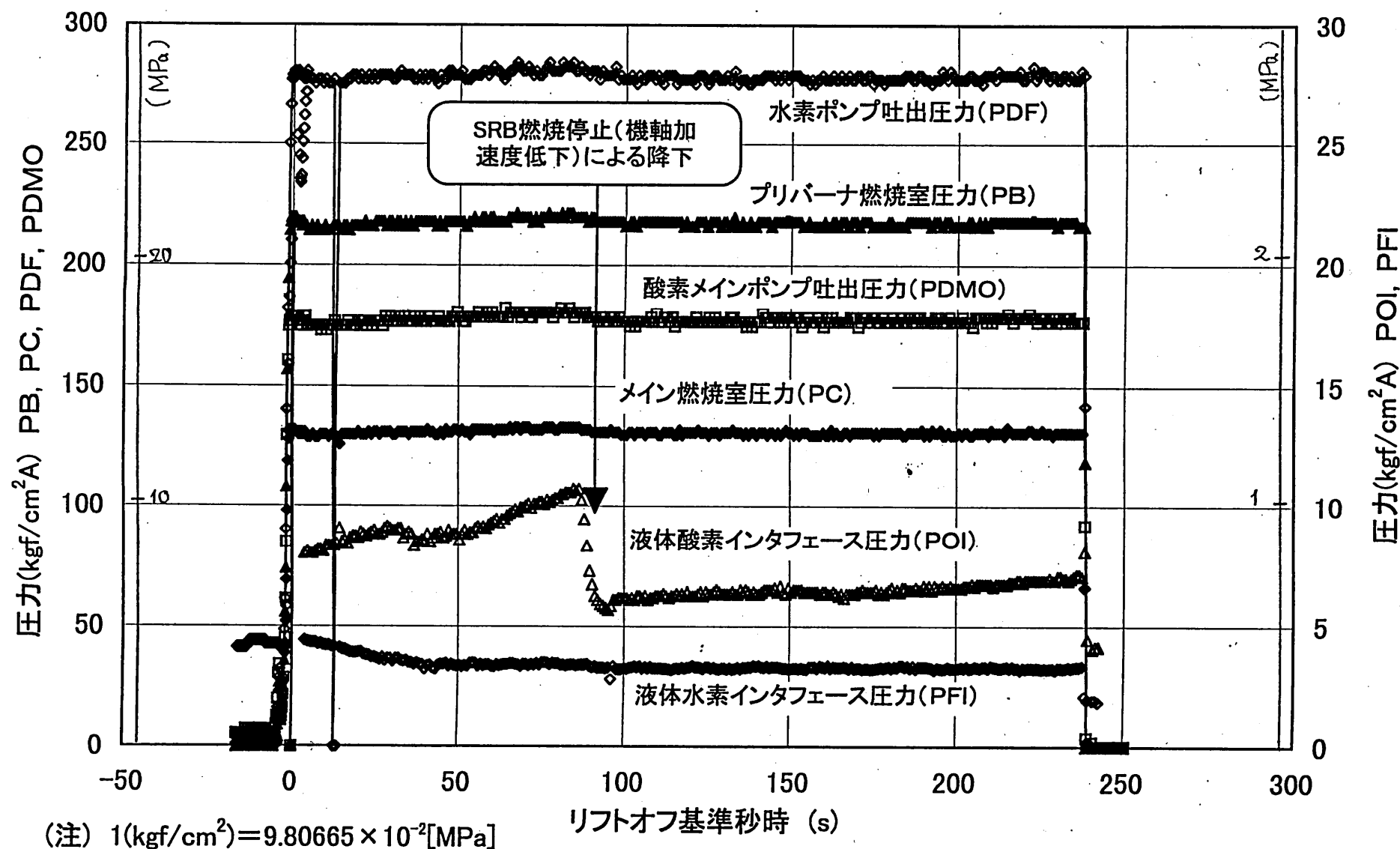


図2. 4-1 フライトデータ

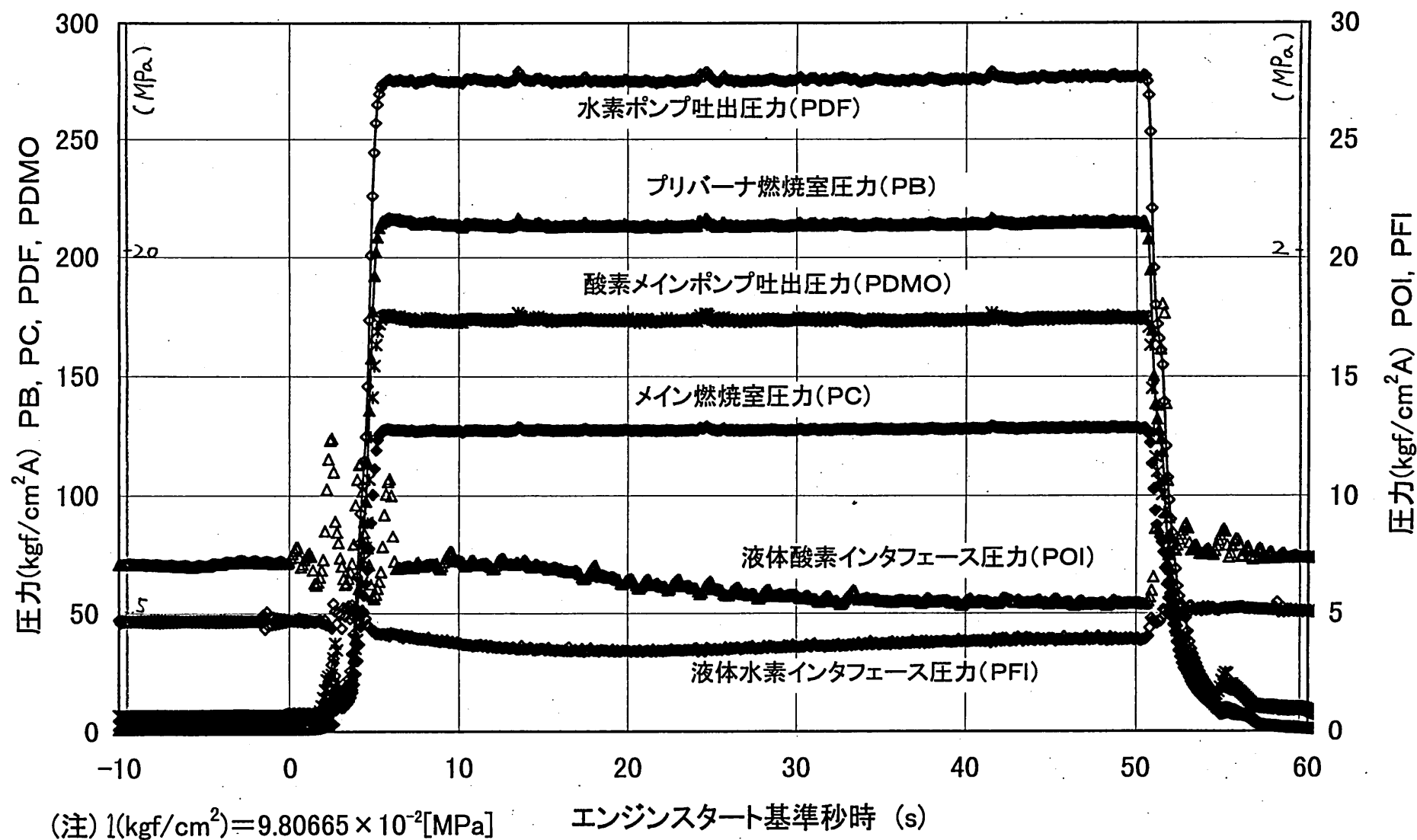


図2. 4-2 領収燃焼試験時

3. 異常事象

3.1 計測項目

LE-7エンジン系統図と計測位置を図3.1-1、LE-7エンジン主要計測項目略語を表3.1-1に示す。

次項以降に示すデータは、以下の点で実現象の時系列を正しく表示できていない可能性があるため、現時点では個々の異常事象の説明に止まっている。

(1) サンプリング周波数は計測項目毎に異なる

(2) センサの応答性（導圧管の影響及び温度計測の応答性を含む）は現時点は考慮していない

図3.1-1 LE-7エンジン系統図と計測位置

表 3. 1 - 1 L E - 7 エンジン主要計測項目略語

計測項目	略語
液体水素ターボポンプ回転数	N F
液体酸素ターボポンプ回転数	N O
プリバーナ燃焼圧力	P B
プリバーナ燃料噴射圧力	P B J F
メイン燃焼圧力	P C
F T P 吐出圧力	P D F
O T P メインポンプ吐出圧力	P D M O
O T P スプリットポンプ吐出圧力	P D S O
液体水素インタフェース圧力	P F I
液体酸素インタフェース圧力	P O I
プリバーナ燃焼ガス温度 N o. 1	T B 1
F T P 軸受温度	T B F
プリバーナ噴射器燃料温度	T B J F
プリバーナ噴射器酸化剤温度	T B J O
O T P 軸受温度	T B O
メイン噴射器燃料温度	T C J F
メイン噴射器酸化剤温度	T C J O
液体水素インタフェース温度	T F I
メイン点火器燃料温度	T I G F
メイン点火器酸化剤温度	T I G O
燃焼室冷却出口温度	T J M 2 F
ポゴ抑制装置ガスヘリウム供給温度	T P S D
O T P 入口温度	T S O

3.2 異常現象

X+約238秒以降に見られる異常現象のデータを図3.2-1～図3.2-10に示す。

(1) LE-7エンジン圧力データ (図3.2-1～図3.2-3)

- ①X+238.5秒の少し前からエンジン全系が急激なパワーダウンを開始している
- ②高圧系の圧力は、パワーダウンを開始してから0.1秒後に半分以下になっており、約0.5秒の間に圧力がゼロ付近まで低下している（通常は約5秒で低下）
- ③液体水素インタフェース圧力は0.56MPa {6kg/cm²A}（計測上限値）に上昇し、その後、液体水素タンク圧よりも低い圧力になっている（図3.2-2）
- ④液体酸素インタフェース圧力は約1.47MPa {15kg/cm²A}まで上昇し、その後、液体酸素タンク圧とほぼ同じ圧力になっている（図3.2-3）

(2) LE-7エンジン温度データ (図3.2-4)

- ①燃焼室冷却出口温度とプリバーナ噴射器燃料温度は下降している
- ②メイン点火器燃料温度は、パワーダウン時に上昇し、その後約150Kまで低下している
- ③プリバーナ燃焼ガス温度は、遅れて（X+238.8秒近辺）上昇している（ただし、センサには保護筒がついており、応答時間は遅い）その後1200K程度まで達し、さらに次第に下降し最終的には液体水素温度付近まで下がっている
- ④プリバーナ噴射器酸化剤温度は安定している

(3) ターボポンプ系データ (図3.2-5)

- ①パワーダウン時、液体水素インタフェース温度が上昇している
- ②FTP軸受温度はパワーダウン時に若干上昇し、その後下降している
- ③液体酸素インタフェース温度は変化していないが、OTP軸受温度は液体酸素インタフェース圧力の上昇時にほぼ同期して若干上昇している

(4) エンジン周囲温度 (図3.2-6)

- ①X+約238.5秒時点でエンジンカバー内に装着されている温度センサが若干下降している
- ②X+238.8秒時点で1軸上に装着されているセンサが上昇開始し、500K程度まで上昇し、その後、下降・上昇・下降している
- ③遅れて残りの3つのセンサが上昇している
- ④その後、センサ下限値まで下降している

(5) 機体姿勢データ (図 3. 2 - 7)

- ①エンジンパワーダウンと同時に慣性センサユニットの機軸方向加速度が低下している (この時、LE-7 エンジン・ジンバルポイントの加速度データに振動が見られる)
- ②エンジンパワーダウン時にピッチ・ヨー姿勢角速度及びロール姿勢角速度が同時に変動しはじめ、これに対応して姿勢角速度を収める方向に操舵コマンドが発生している
- ③追従してエンジン舵角が応答しているが、X + 239. 8 秒時点でアクチュエータ動作は操舵信号に追従しなくなっている (X + 239. 7 秒でアクチュエータ油圧供給圧が急低下し、X + 239. 8 秒で油圧供給圧ほぼゼロになっている)

(6) 極低温ヘリウム系データ (図 3. 2 - 8)

- ①X + 238. 9 秒過ぎに気蓄器圧力及びレギュレータ調圧値の下降が見られ、調圧値は1. 18 MPa {12 kg/cm²A} 程度まで下降している (正常値は2. 45 MPa {25 kg/cm²A} 程度)

(7) 常温ヘリウム系データ (図 3. 2 - 9)

- ①X + 240 秒過ぎに常温ヘリウム気蓄器の高調圧No. 1 系、高調圧No. 2 系及び低調圧系の各気蓄器圧力が降下している
- ②上記に対応してレギュレータ調圧値も低下している

(8) 電池電流・電圧データ (図 3. 1 - 10)

- ①X + 239. 8 秒近辺から計測用電池電流が変動しており、X + 240 秒過ぎから計測用電池電圧も変動している
- ②その後、エンジン用電池とコントロール用電池の電流・電圧も変動している

(9) 光学データ

- ①種子島の光学観測所の記録データから、機体から白煙状物質の噴出と機体の回転運動が確認できた

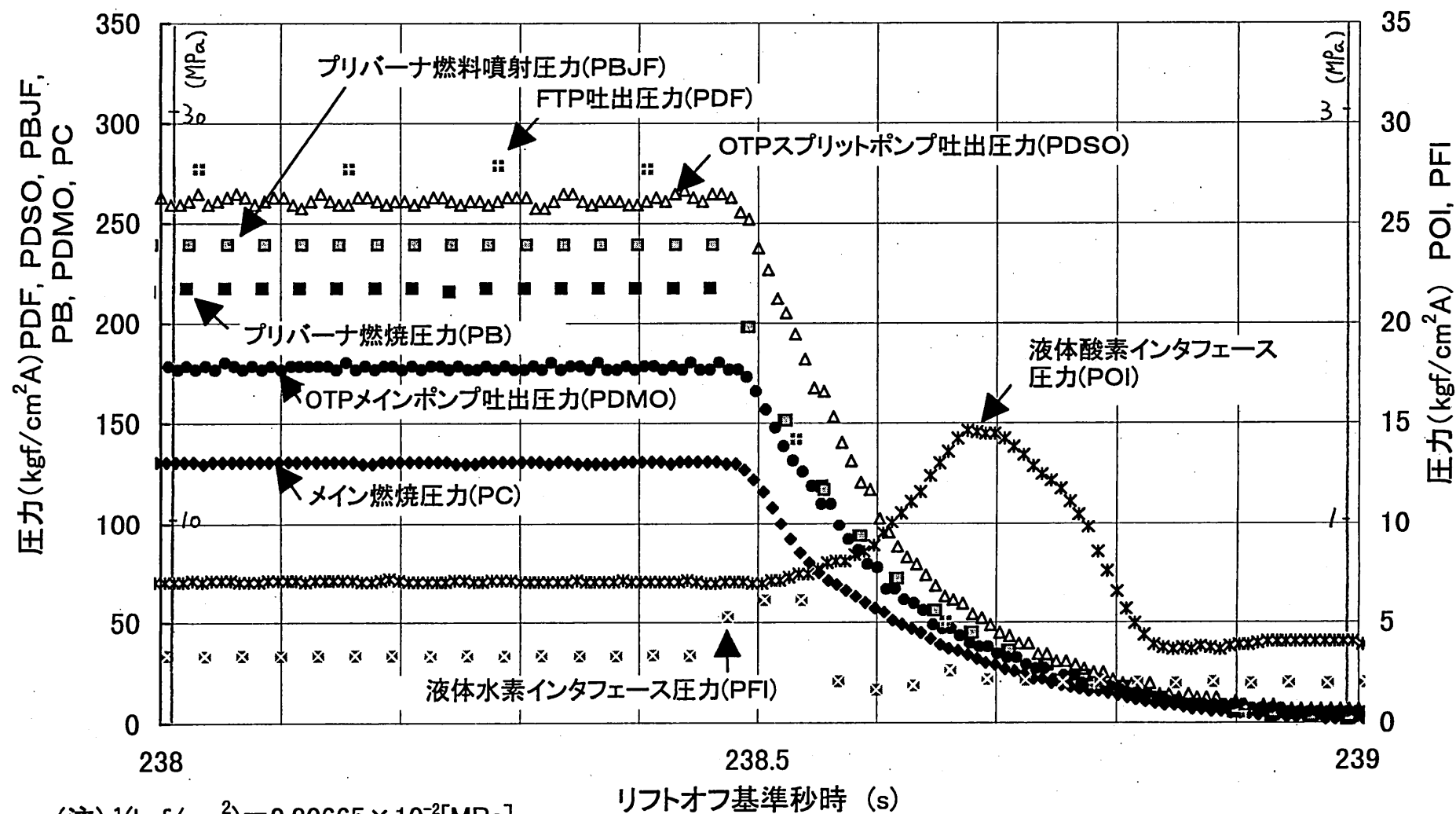


図3. 2-1 LE-7エンジン圧力系データ

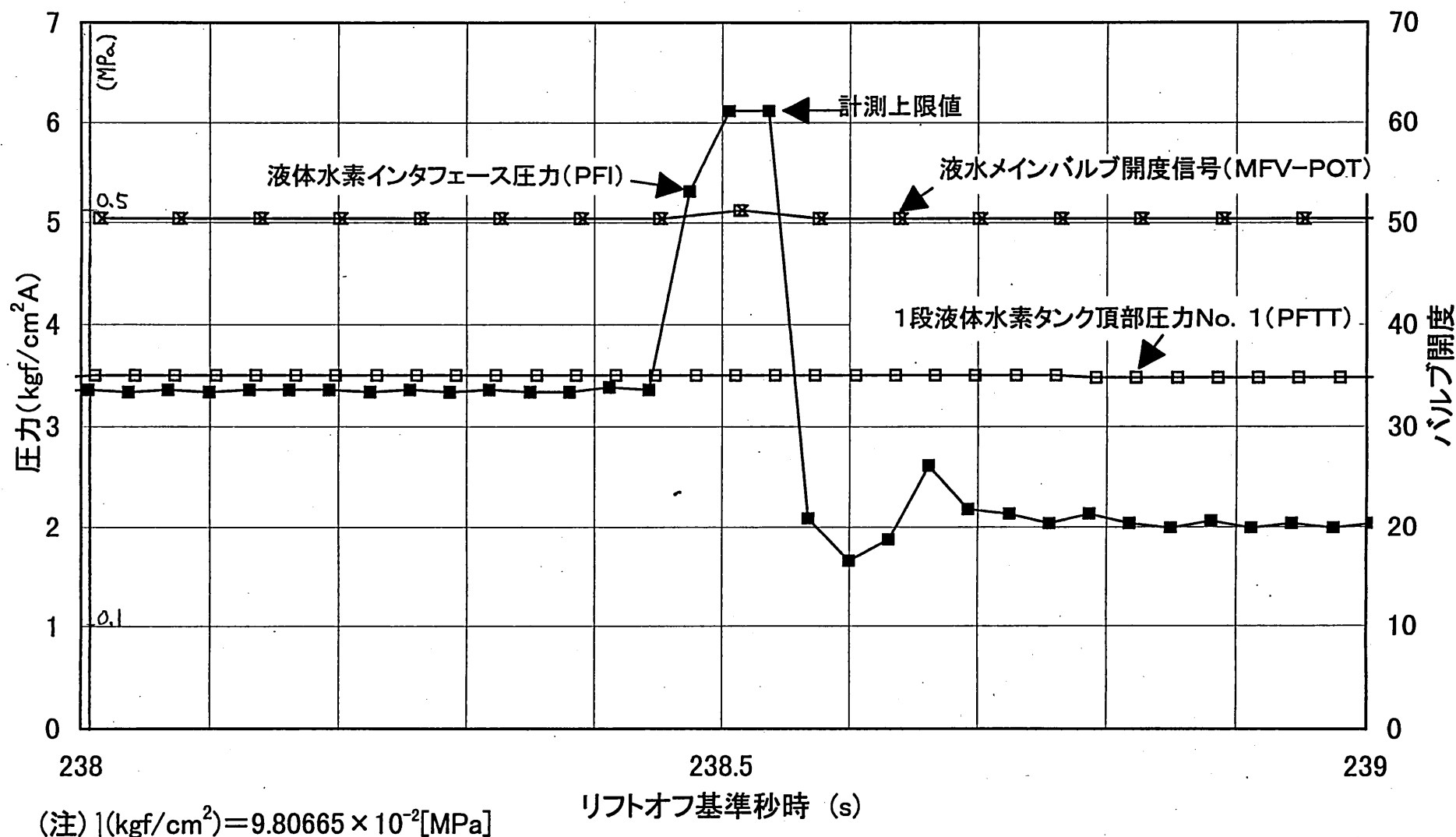


図3. 2-2 エンジン液体水素入口系圧力データ

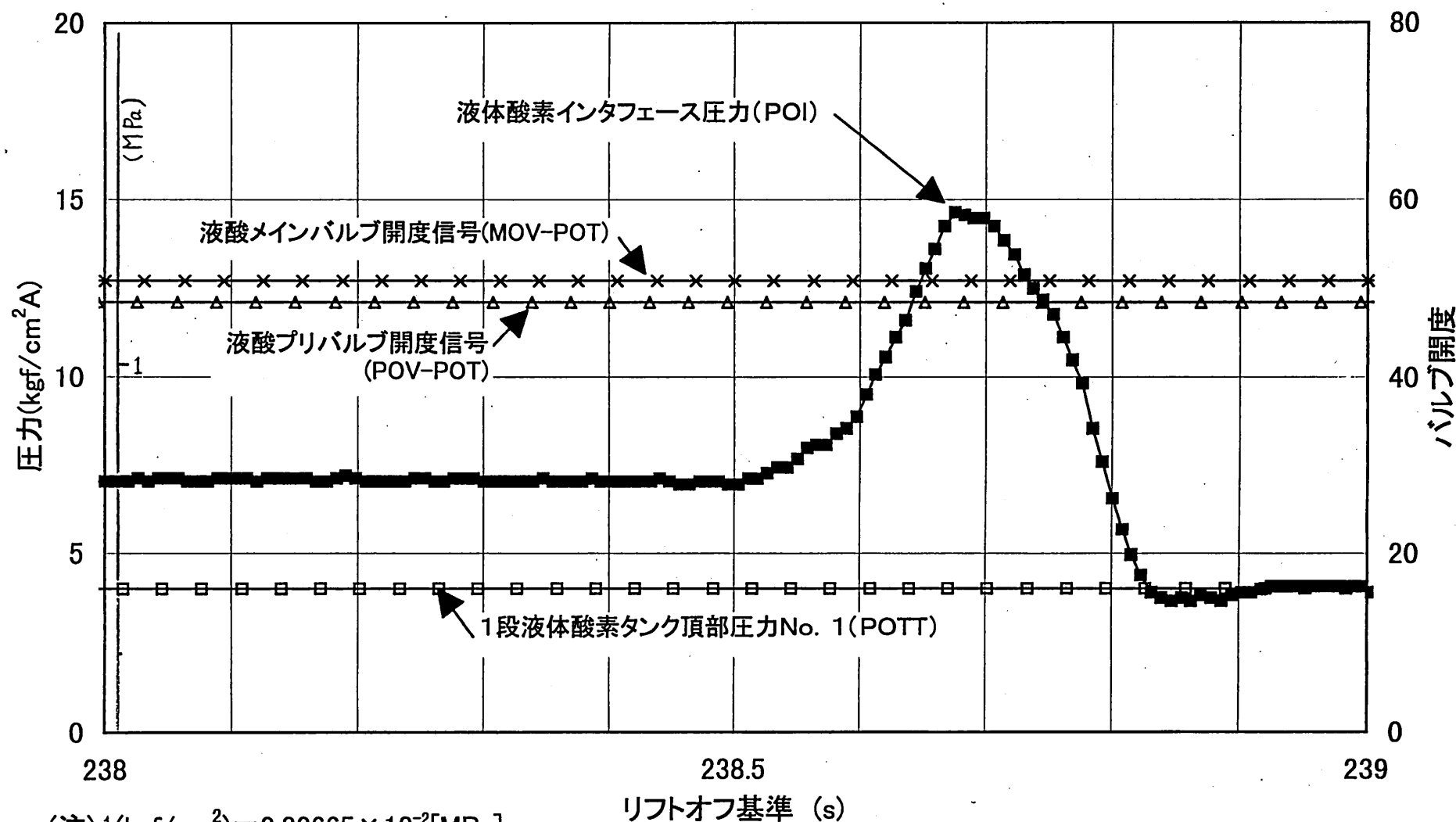


図3. 2-3 エンジン液体酸素入口系圧力データ

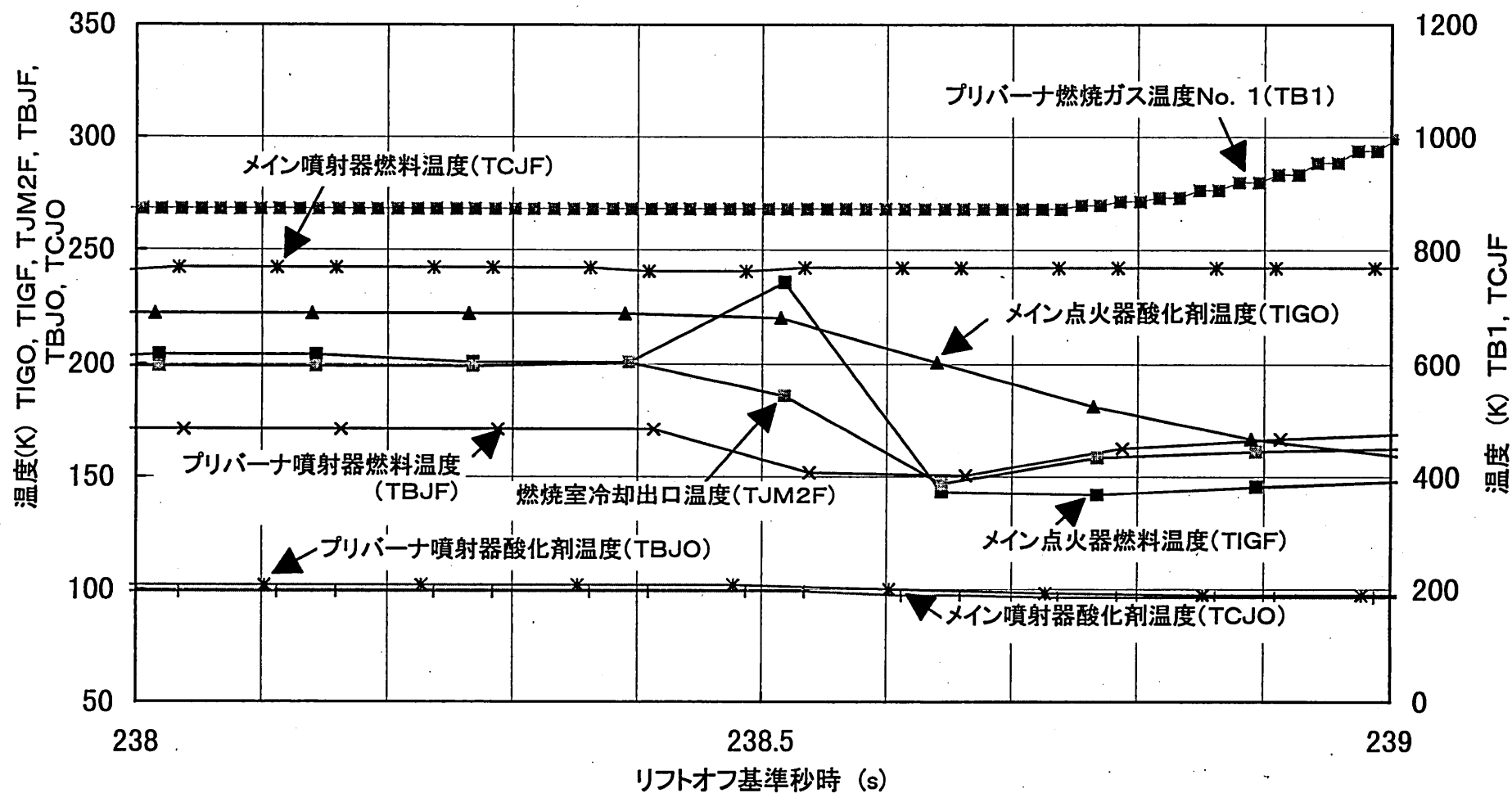


図3. 2-4(1/2) LE-7エンジン温度データ

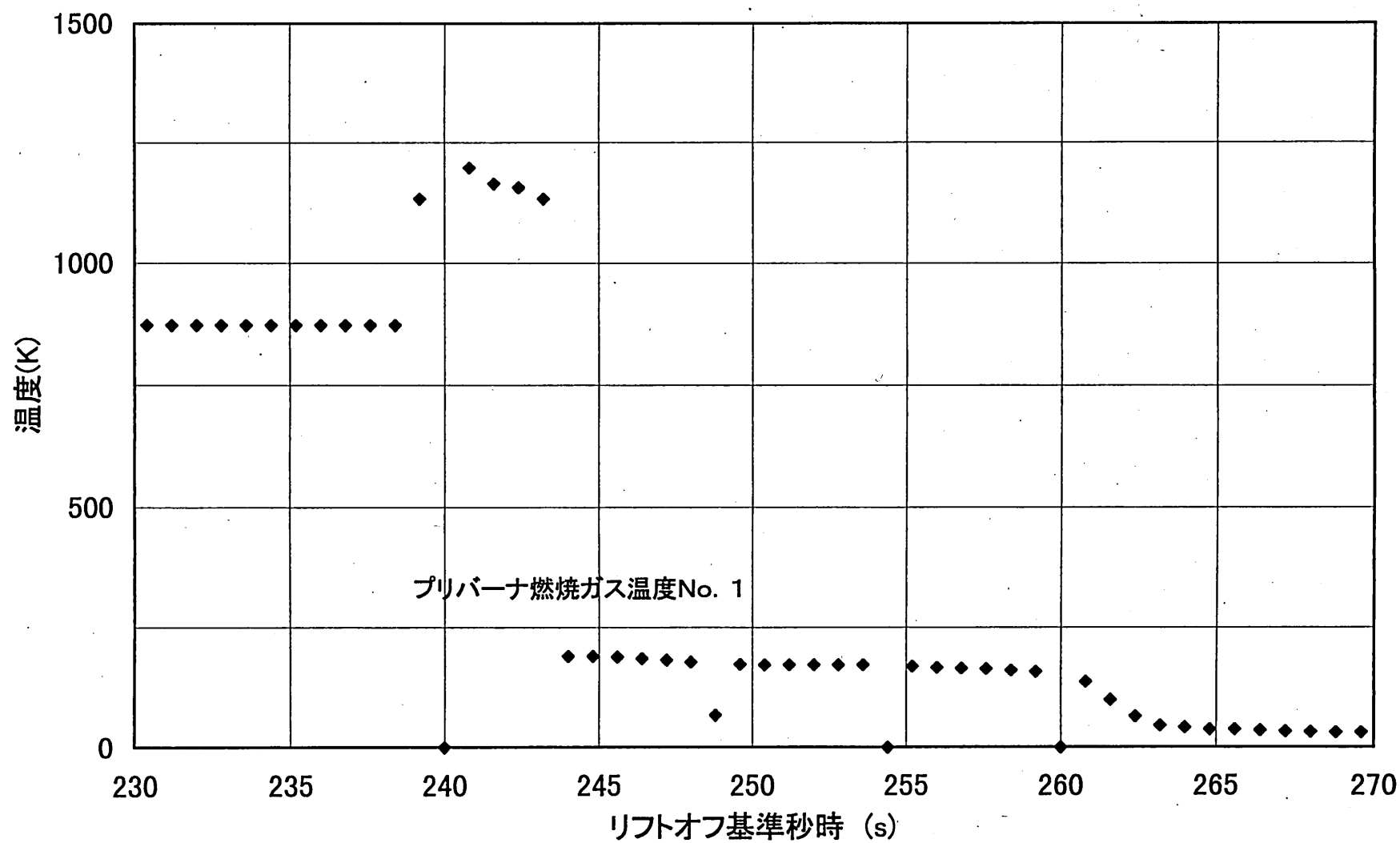


図3. 2-4(2/2) LE-7エンジン温度データ

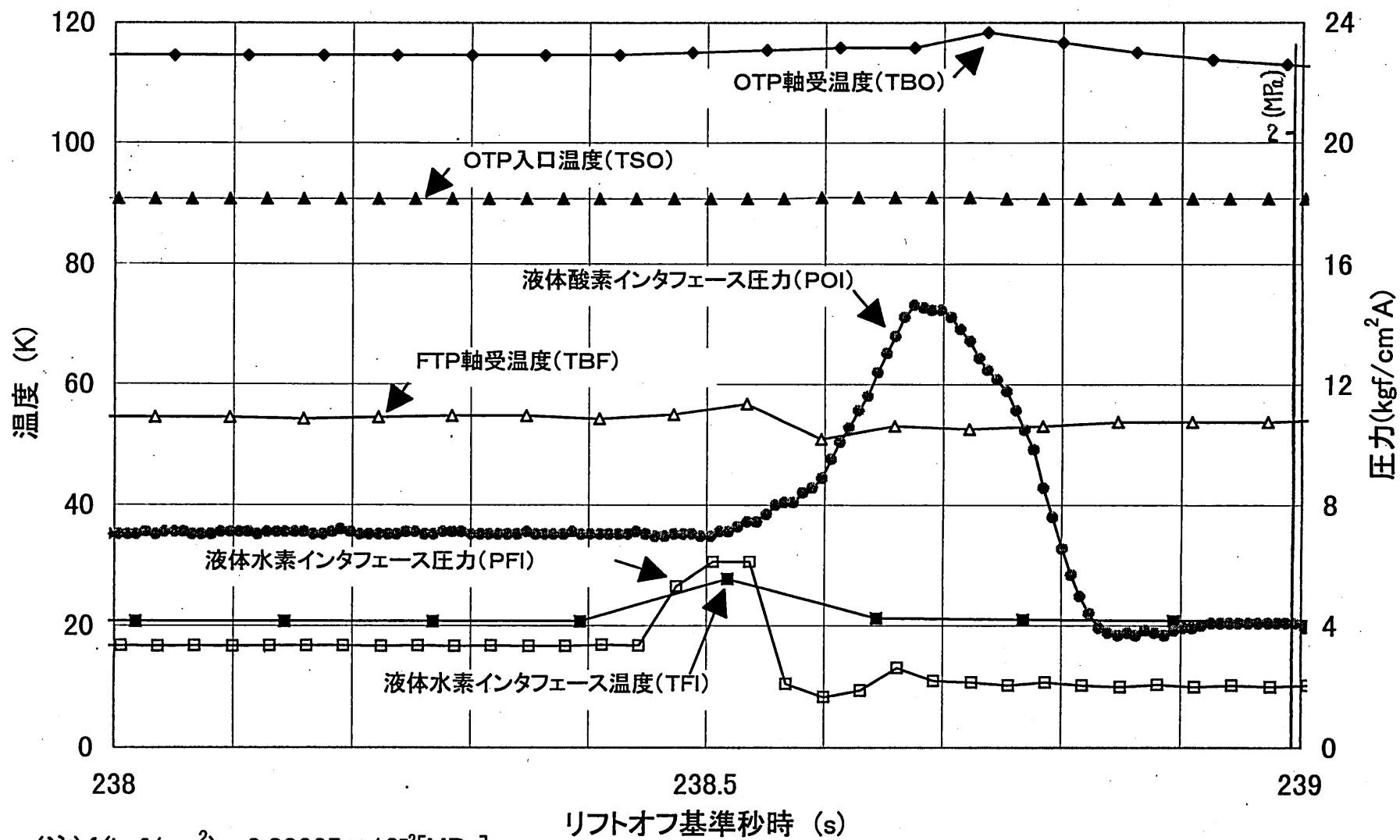


図3. 2-5 ターボポンプ関連温度(低温系)

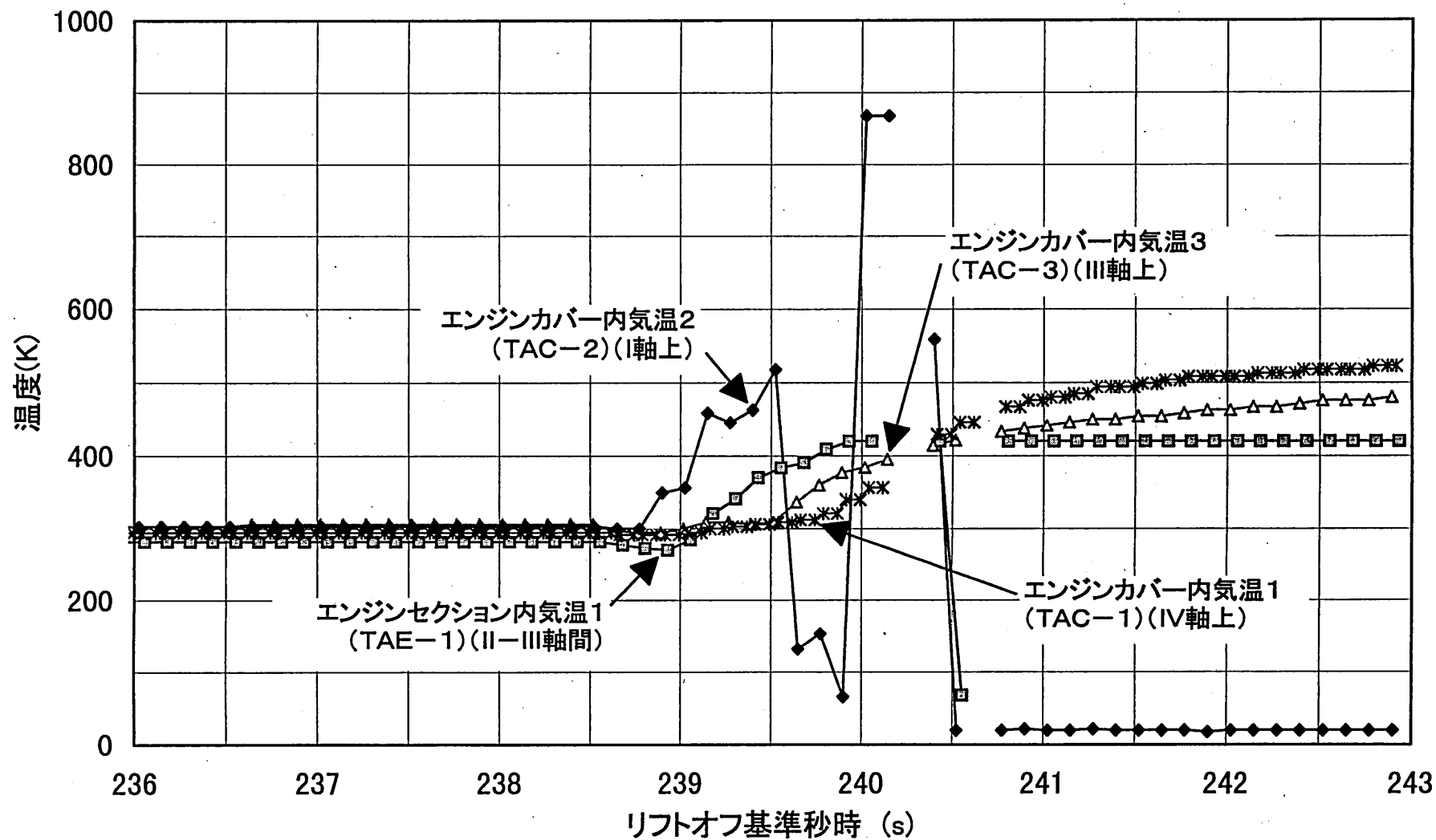


図3. 2-6(1/3) エンジンカバー内温度

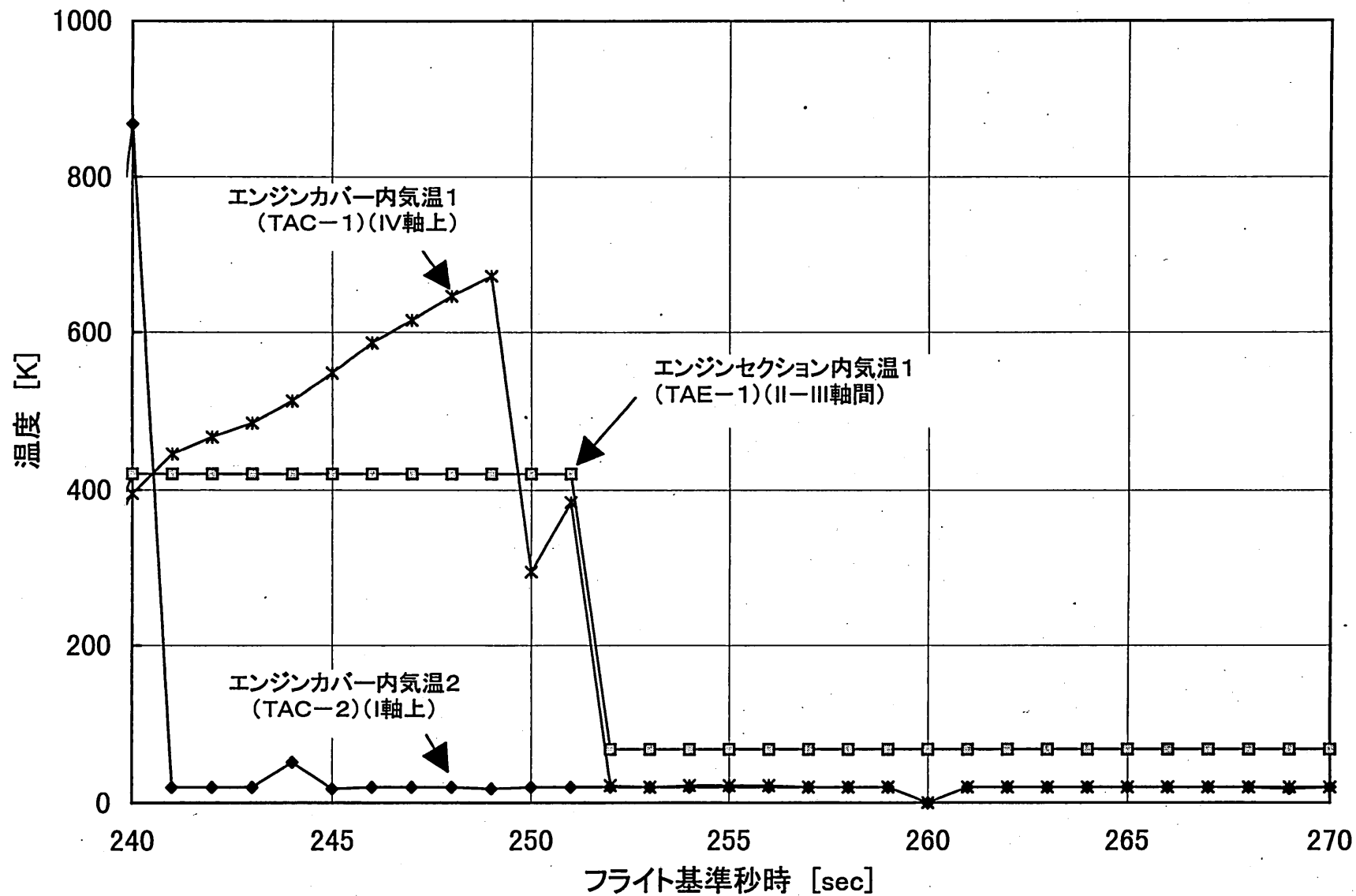
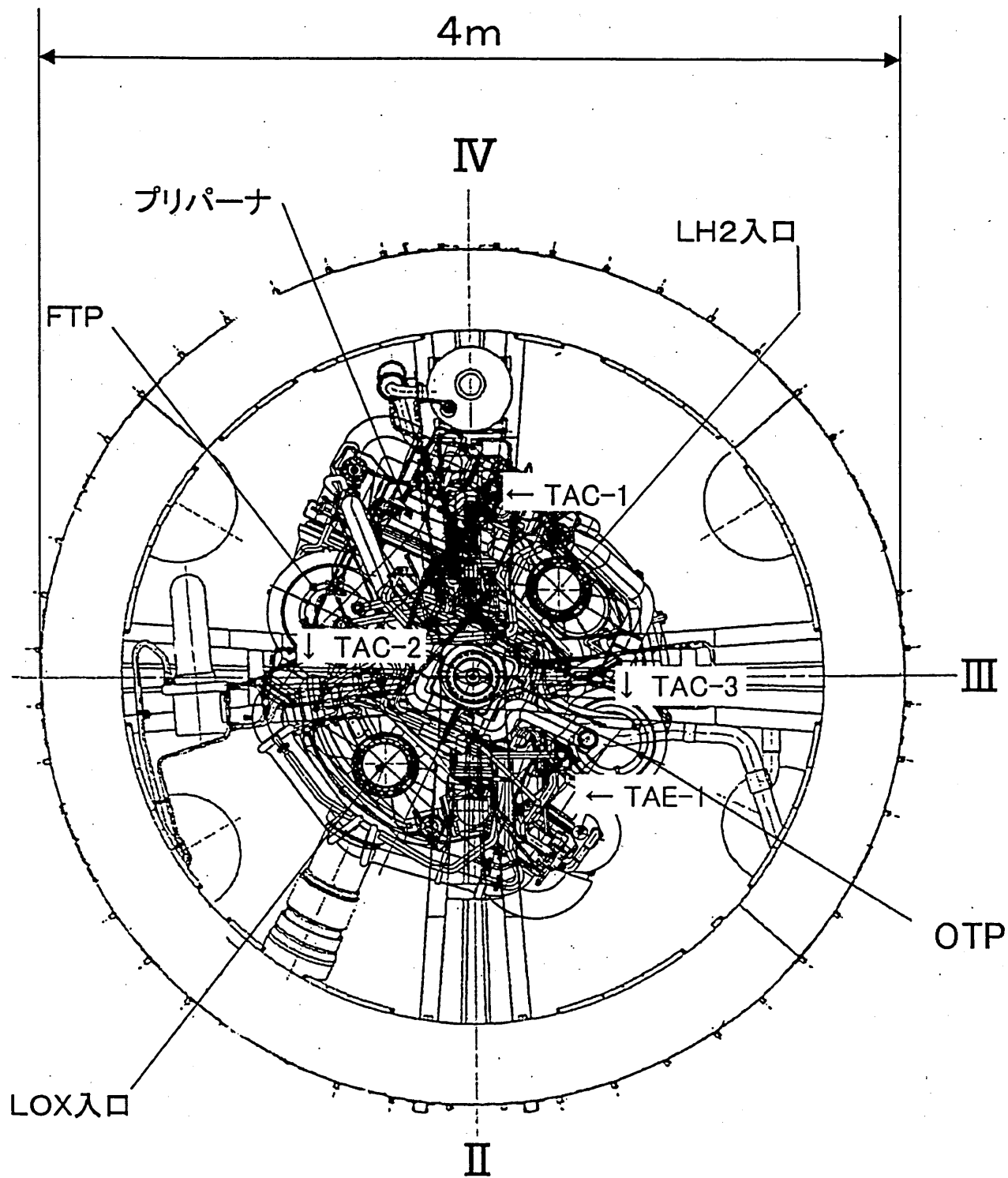
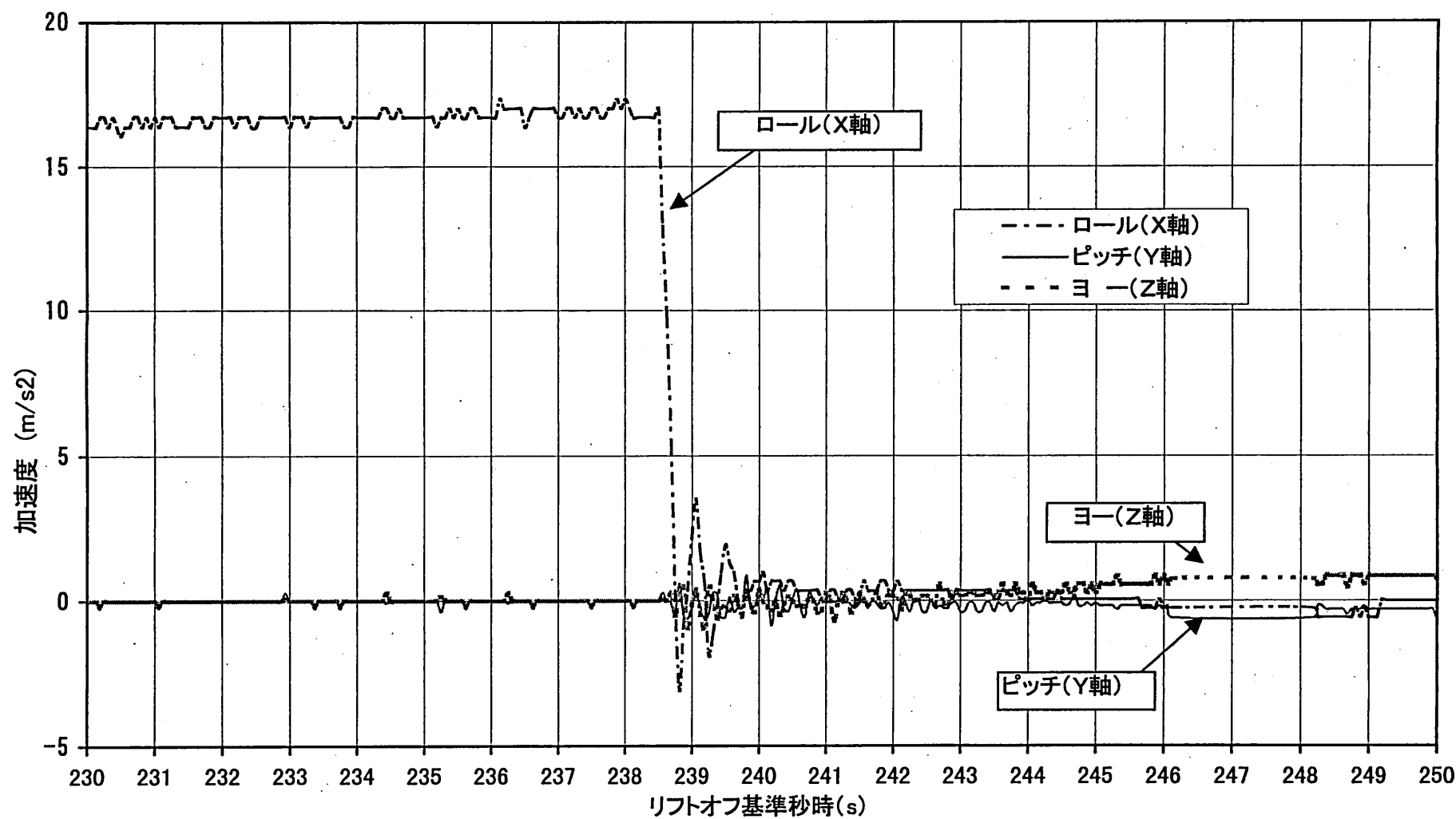


図3. 2-6 (2/3) エンジンカバー内気温



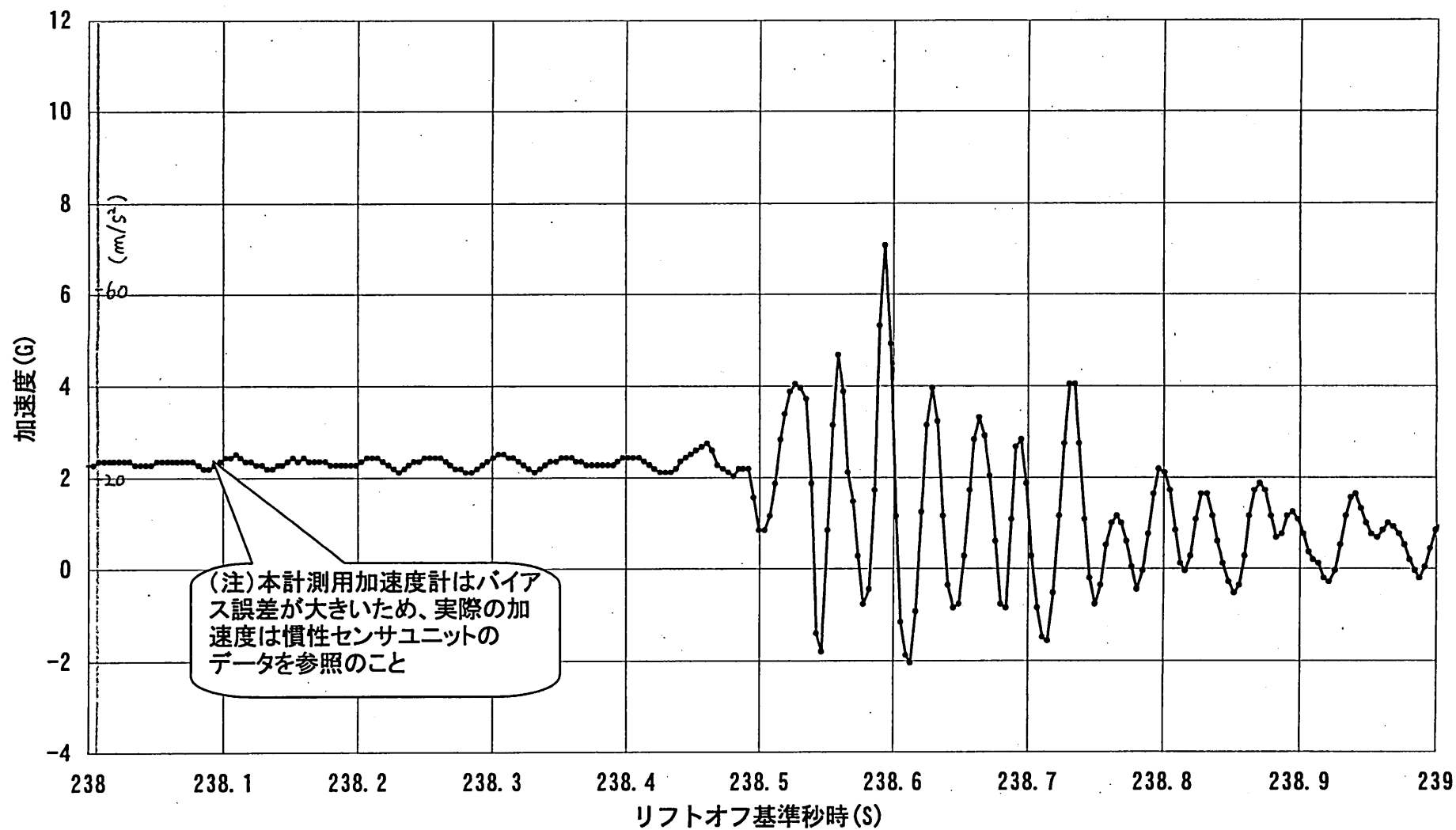
上から見た図

図3.2-6(3/3) エンジンカバー内温度



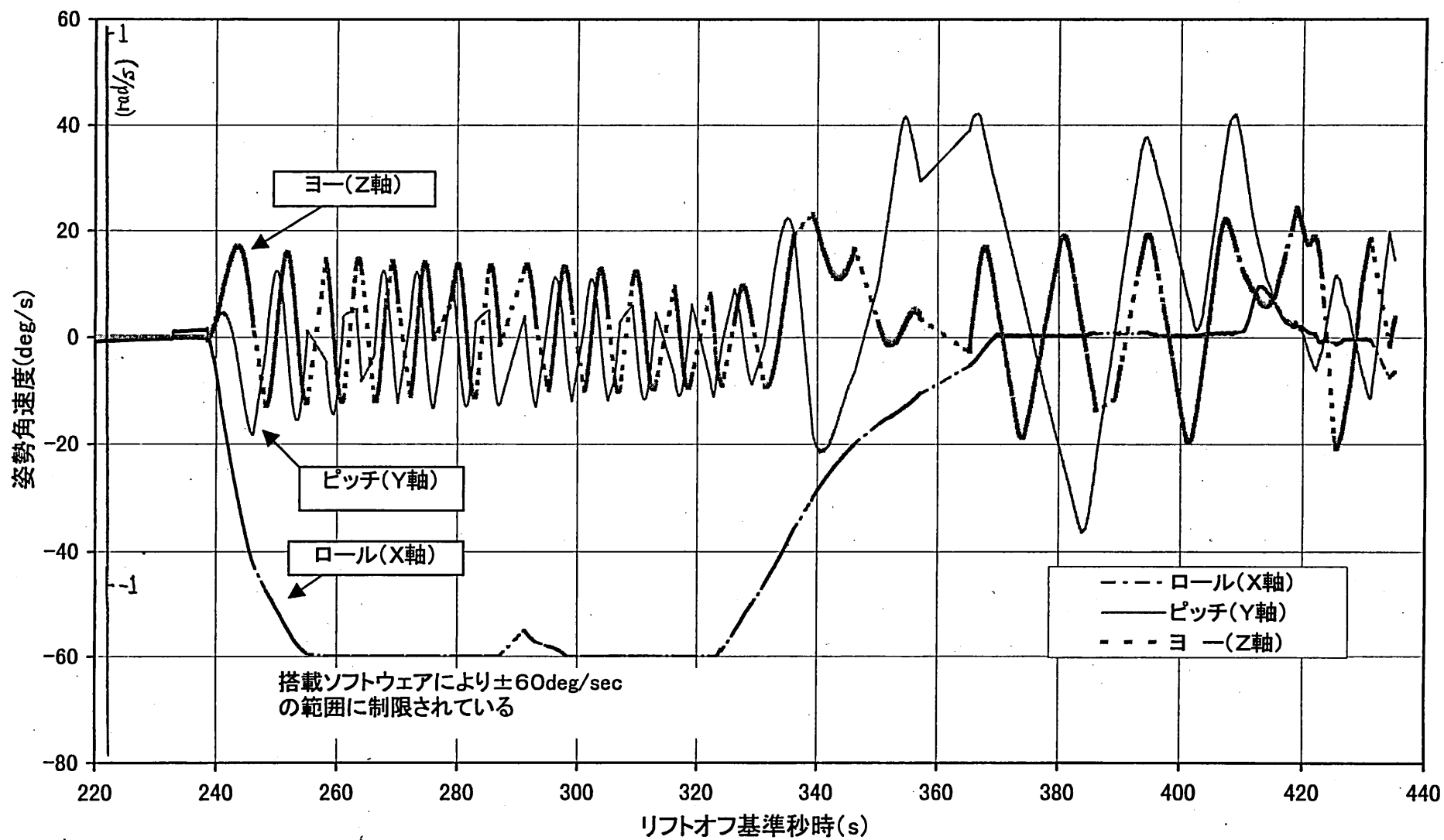
(注)慣性センサユニットのデータ

図3. 2-7(1/6) 機体加速度



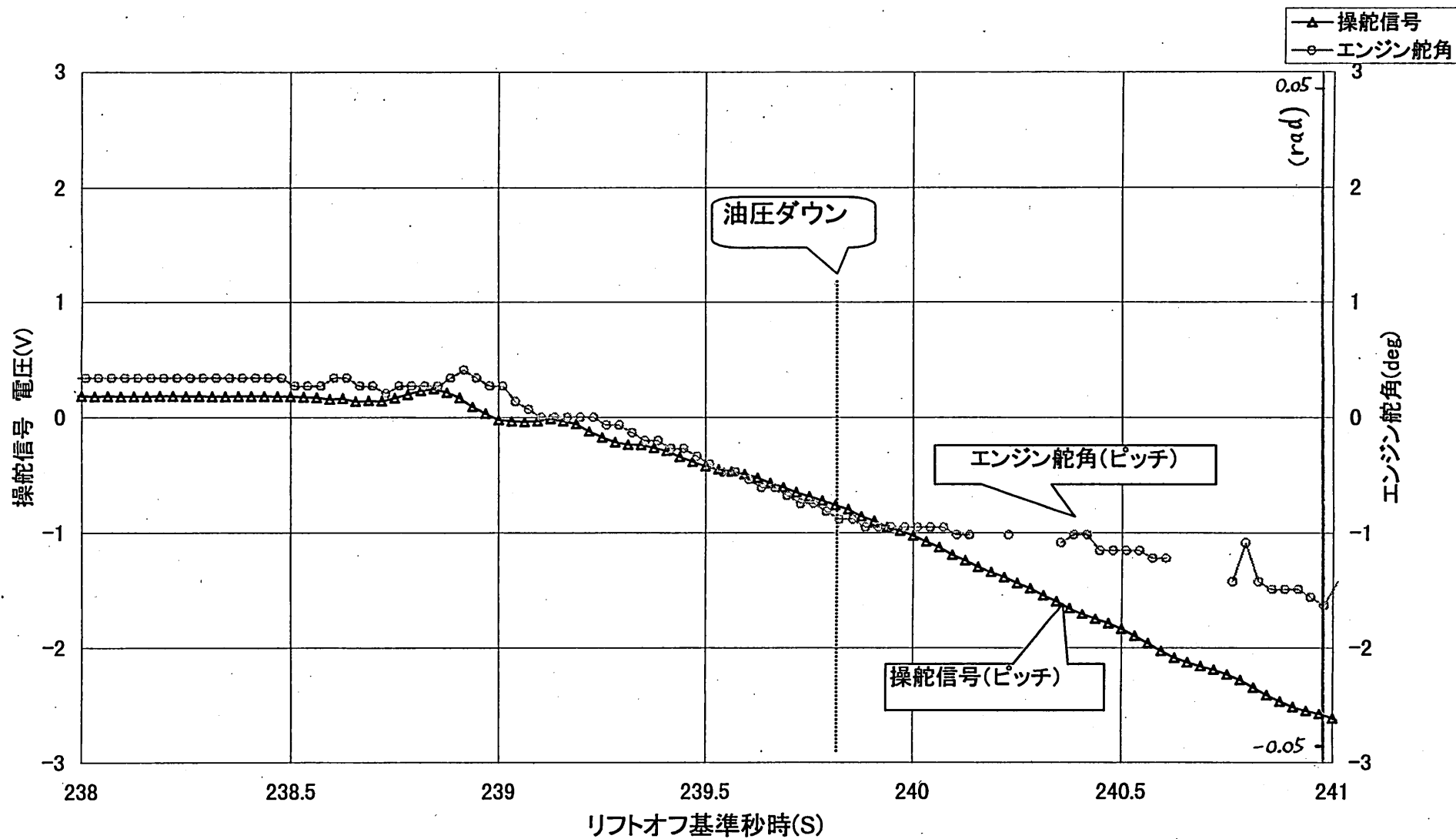
(注) 1 (G) = 9.80665 (m/s²)

図 3. 2-7 (2/6) 1 段エンジン・ジンバルポイント機軸加速度



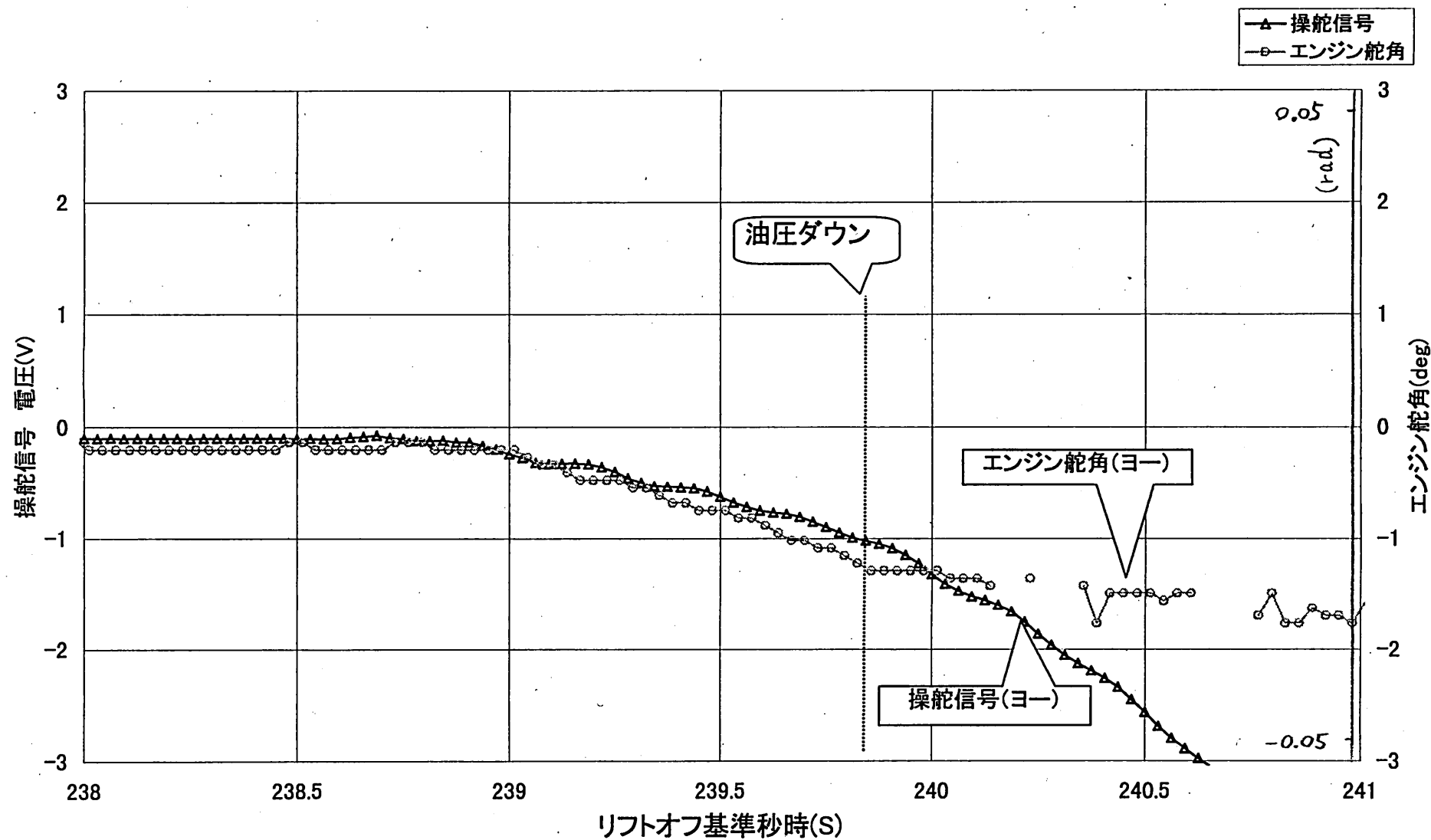
(注) $1 (\text{deg/s}) = 1.74533 \times 10^{-2} (\text{rad/s})$

図3. 2-7(3/6) 機体姿勢角速度



(注) $1 \text{ (deg)} = 1.74533 \times 10^{-2} \text{ (rad)}$

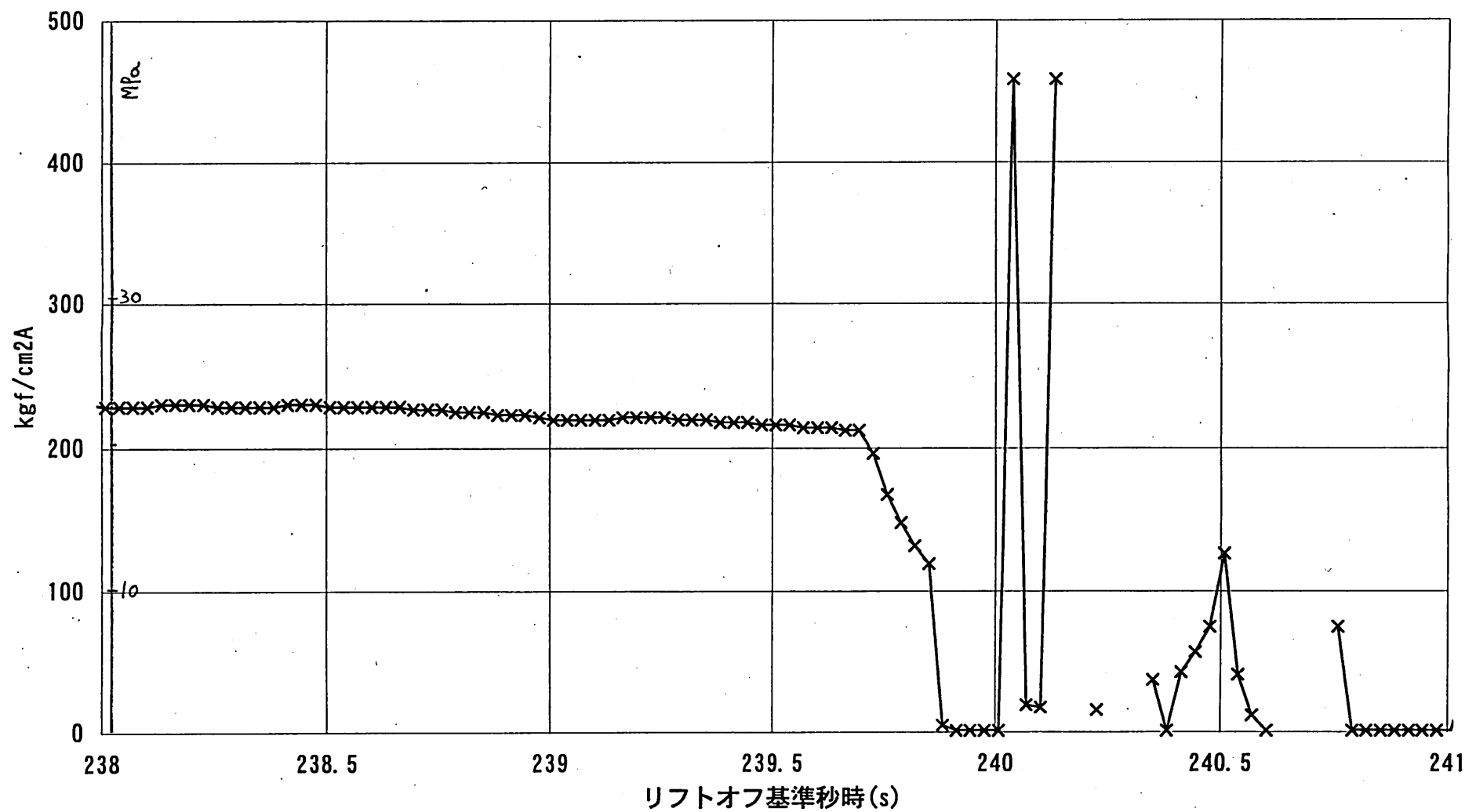
図3.2-7(4/6) 1段操舵信号とエンジン舵角(ピッチ)



(注) $1(\text{deg}) = 1.74533 \times 10^{-2} (\text{rad})$

図3.2-7(5/6)

1段操舵信号とエンジン舵角(ヨ一)



(注) 1(kgf/cm²)=9.80665×10⁻²(MPa)

図3. 2-7 (6/6) アクチュエータ油圧供給圧

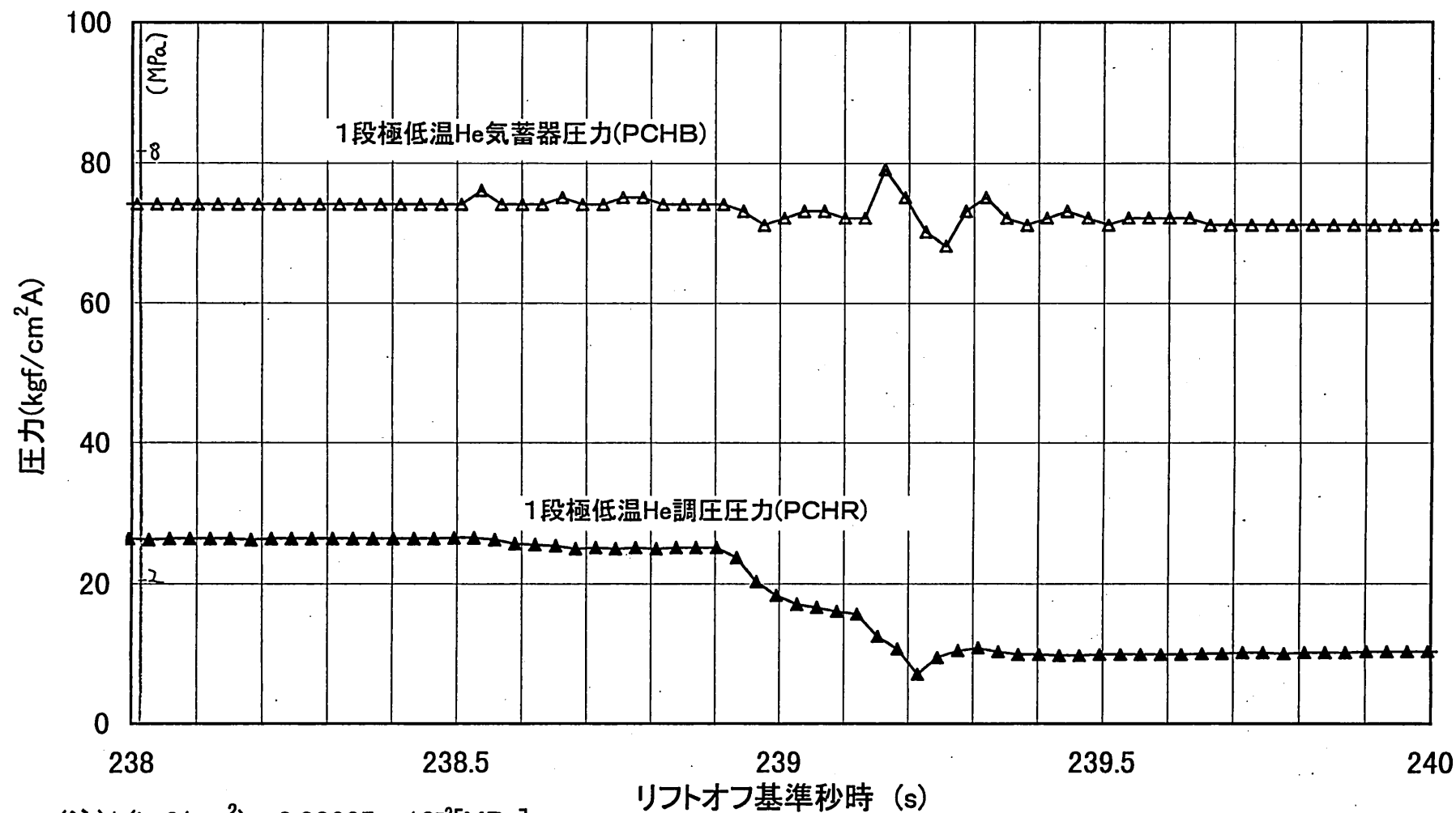


図3. 2-8 極低温ヘリウム系データ

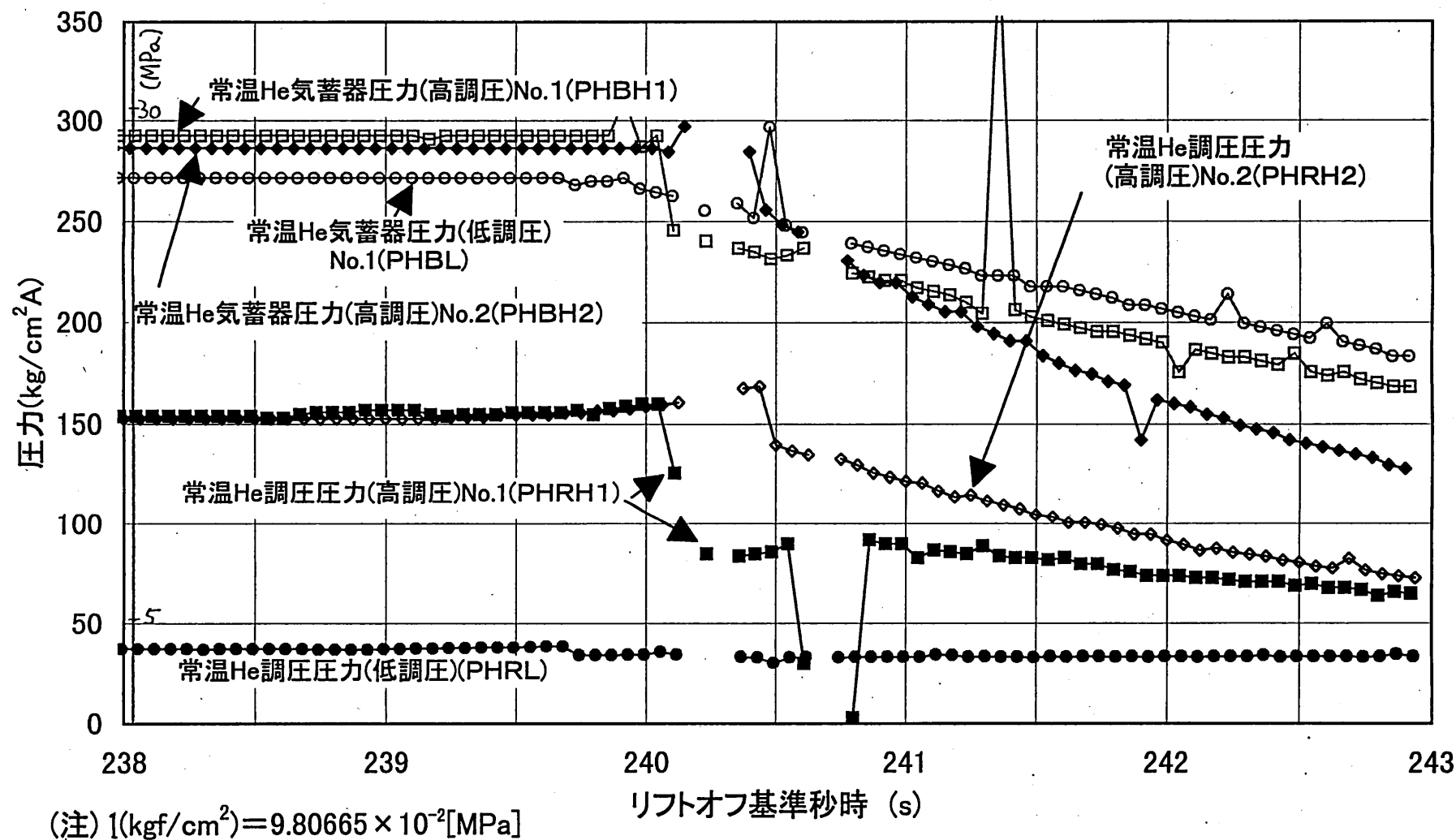


図3. 2-9 常温ヘリウム系データ

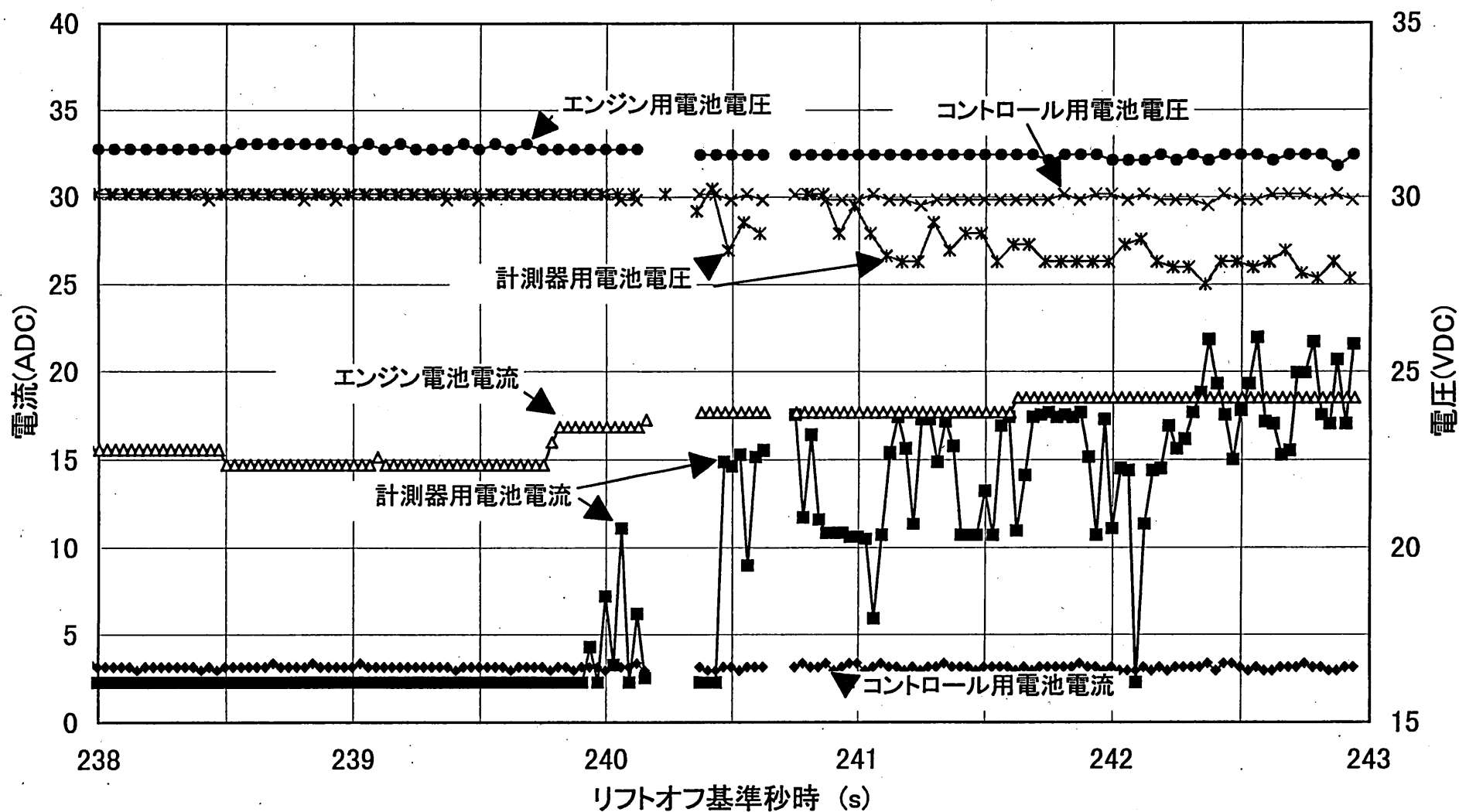


図3. 2-10(1/2) 1段電池電流・電圧

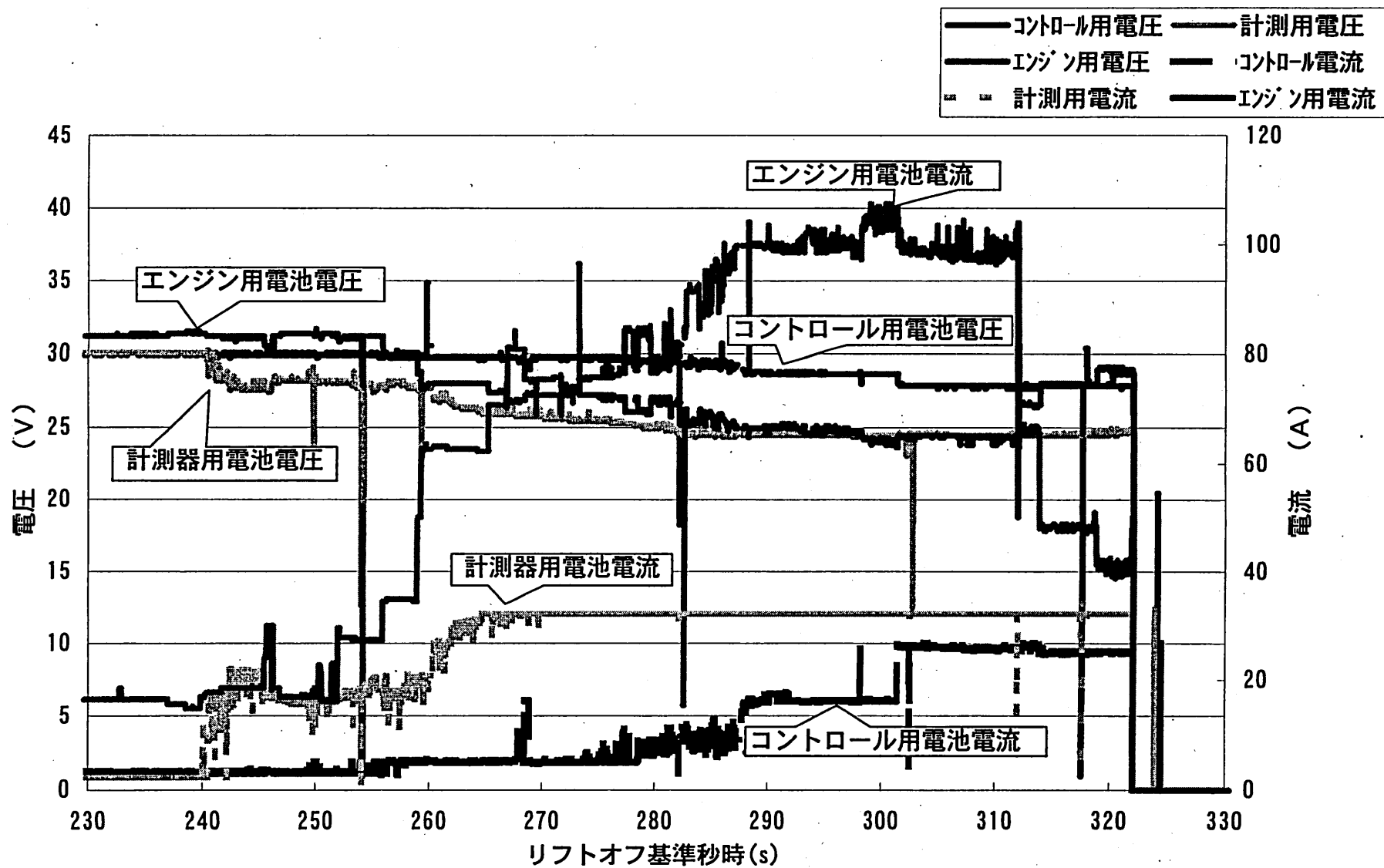


図3. 2-10 (2/2) 1 段電池電流・電圧

3.3 個別現象の考察

パワーダウン以降に発生した下記の個別の現象は、パワーダウンに付随する現象と考えられるが、今後検討を継続する。

(1) 機体姿勢異常

姿勢角速度、操舵コマンド、及びエンジン舵角の変化が整合していることから実現象と考えられ、ここで計測された姿勢角速度に相当する外乱が働いたものと推定される。

次項以降に示す状況も考慮すると以下が推定される。

①エンジンのパワーダウンとほぼ同時にエンジン内部流体が噴出して外乱となった

②エンジン停止後、制御力がなくなったため機体の制御が不能になった

(2) エンジン周囲温度変化

↓軸に近い方向から、高温ガスが噴出したものと推定される。

(3) 液体水素インタフェース圧力が液体水素タンク圧力よりも低くなっている状態

エンジン内部の液体水素系のどこかが破断して液体水素が漏洩しているものと推定される。液体水素の漏洩はエンジン周囲温度からも確認できる。

(4) 極低温ヘリウム系圧力低下大

配管等の破断の可能性が考えられる。

(5) 常温ヘリウム系圧力低下大

全ての常温ヘリウム系（高調圧No. 1系、高調圧No. 2系、低調圧系）について、各々配管等の破断の可能性が考えられる。

(6) 電池電流・電圧変動

短絡現象が考えられる。

4. 故障要因分析

4.1 1 段エンジン停止の要因

3 項に示す 1 段エンジンの停止状況をもとに作成した故障の木解析 (Fault Tree Analysis) の検討状況を図 4.1-1 に示す。

(1) エンジン外の要因

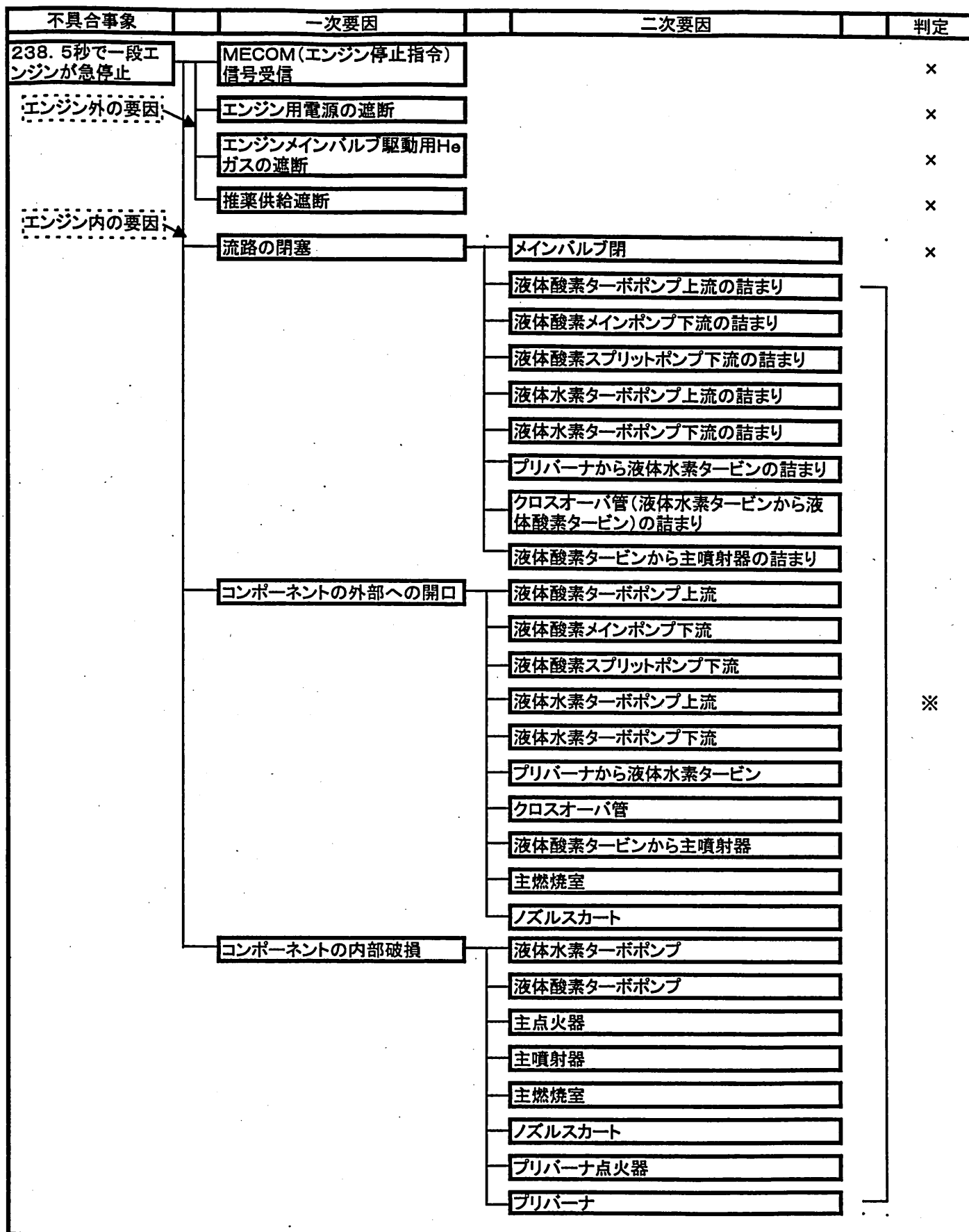
「エンジン外の要因」のうち、「エンジン停止指令信号受信」「エンジン用電源の遮断」、「バルブ駆動用ヘリウムガスの遮断」については、テレメータデータ上エンジンを停止するようなバルブの作動は認められないことから、要因とは考えられない。「推薬供給遮断」については、不具合発生時点にてエンジン入口圧力データが下降していないことから、要因とは考えられない。

(2) エンジン内の要因

「エンジン内の要因」は、「流路の閉塞」「コンポーネントの外部への開口」「コンポーネントの内部破損」に分類し、さらにその事象が生じる箇所をコンポーネントレベルで細分化した。

「流路の閉塞」のうち、「メインバルブ閉」については、テレメータデータ上エンジンを停止するようなバルブの作動は認められないことから、要因とは考えられない。

その他の要因については、それぞれの要因が発生したエンジン作動状況を想定し、取得したデータとの比較を行う解析作業を実施中である。



記号の説明 ×:原因ではない △:原因である可能性は小さい ○:原因である可能性が大きい
 ※:これから詳細な考察・検証を実施する必要がある。

図 4. 1 - 1 第 1 段エンジン停止の故障の木解析

5. 今後の予定

(1) 現象の解明

現象をより明確に解明するために以下のような作業を実施する。

①テレメータデータの時間軸合わせ（センサの応答性の確認等）

- ・ テレメータデータフレーム収録位置による時刻補正を行う
- ・ 温度センサ応答性確認試験を行い、遅れの補正を行う
- ・ 圧力センサの周波数特性・導圧管長さから生じる遅れの補正を行う

②外力（機体外乱）の推定

- ・ テレメータデータより異常な機体運動を発生させた外乱力及びその原因となるガス等噴出量の解析を行う

③光学データの評価

- ・ 光学データ解析を行い、機体の運動及び機体からのガス等噴出状況の確認を行う

④液体水素漏洩量の推定 等

- ・ 機体タンク各部の圧力変化より液体水素漏洩量の推定を行う

(1) 原因の究明

故障の木解析（FTA）を下記により進める。

- ・ 各事象について、原因となる可能性を判定するために必要なデータを整理する。
- ・ 原因の可能性のある事象について、（要すれば）より下位の事象に展開して詳細化する。
- ・ 試験及び解析により検証する必要があるものについては、実施計画を検討する。

(2) 対策

現象の解明及び原因の究明の進展に基づいて実施する。

地球観測衛星委員会 (CEOS) 本会合及び
統合地球観測戦略 (IGOS) パートナース会合の結果について (報告)

平成 11 年 11 月 24 日
科学技術庁研究開発局

第 13 回 CEOS 本会合及び第 4 回 IGOS パートナース会合が、1999 年度の CEOS 議長である欧州気象衛星機構 (EUMETSAT) によりスウェーデン国立宇宙機関 (SNSB)、スウェーデン宇宙公社 (SSC) の協力の下開催された。

以下にその概要を示す。

1. 日 時：平成 11 年 11 月 10 日 (水) ～ 11 月 12 日 (金)
2. 場 所：スウェーデン スtockホルム市 スウェーデン王立技術科学アカデミー
3. 参加者：NASA、NOAA、ESA、CNES、DLR、INPE、ISRO、EUMETSAT、WMO
その他 31 機関 計 93 名 (別紙参照)
(日本からの出席者)
科学技術庁：研究開発局 三木審議官、
宇宙利用課 今井係長、海洋地球課 梅澤調査員
気 象 庁：気象衛星室 益子調査官
通商産業省：地質調査所 宮崎主任研究官
NASDA：地球観測推進部 稲田部長、石田主任開発部員 他 4 名

4. 主な議決事項等

4. 1 統合地球観測戦略 (IGOS) の現状と今後の取り組みについて

宇宙からの地球観測と地上観測を調和させ、効率的な全球観測システムを構築するための IGOS については、地球変動研究機関およびその支援機関ならびに全陸域観測システム (GTOS) 等との協力の下に「テーマ」を定めた上、参加機関を募って実施することとなり、以下の進捗を見た。

(1) 海洋テーマ

NASA をリーダーとする海洋テーマチームから、海洋の海面高度、海上風、海面水温、海洋生物、海氷、塩分濃度等、主要物理量の観測要求に基づく現在の観測システムの計画の要改善点を指摘した海洋テーマペーパーが報告された。これを受けて宇宙機関としての IGOS の実施方法について調整するための CEOS 戦略実施チーム (SIT) 会合を来年 1 月下旬に開催し、宇宙機関による具体的な計画への反映についての調整を行うこととなった。

(2) 陸域炭素循環テーマ

GTOS とカナダリモートセンシングセンター (CCRS) から陸域炭素循環テーマについての提案がなされ、京都会議 (COP3) 等の温暖化対策の観点から、熱帯雨林をはじめとした陸域における炭素循環の解明は社会的要請の強いテーマとして承認され、来年 2 月に第 1 回テーマチーム会合を開催し、具体的な勧告をまとめる作業に着手することになった。

なお、海域における炭素循環は海洋テーマにおいて検討する。

(3) 災害応用テーマ

NOAA より災害管理支援パイロットプロジェクトの活動状況について報告されるとともに、災害応用テーマとそれに対応する CEOS 災害管理支援専門作業部会の設

置を提案した。災害応用テーマは時期尚早とされたが、CEOS 災害管理支援専門作業部会は承認され、地震、大規模火災、洪水、油流出等、個々の災害管理に関する要求条件の検討が開始されることになった。その結果を受けて、災害応用テーマを再提案することになった。

なお、IGOS の進展を受けて SIT の活動期間の 1 年延長が承認され、CNES のフェルー地球科学応用局次長が SIT 議長に就任するとともに、STA 研究開発局担当審議官が SIT 副議長を務めることとなった。

4. 2 作業部会からの報告

CEOS においては、地球観測データの精度並びに品質の長期的な信頼性を得る事を目標とした校正・検証作業部会 (WGCV) 及びユーザ及び情報の管理/サービスの促進を目標とした情報システム・サービス作業部会 (WGISS ; NASDA 森山主任開発部員が議長) を常設している。それらの作業部会から実質的かつ技術的な内容についての検討結果について報告した。

4. 3 今後の議長機関

2000 年 CEOS 議長機関として伯国国立宇宙機関 (INPE) が就任することが確認され、2000 年 11 月の第 2 週にリオ・デ・ジャネイロにて次回本会合を開催する予定であることを発表した。また、2001 年 CEOS 議長機関を STA/NASDA が務めることが確認され、さらに 2002 年議長機関として ESA が就任することとなった。

STA/NASDA は次回の議長機関として確認されたことにより、今後 3 年間にわたり、議長機関の補佐および議長機関として CEOS 活動において、主導的役割を果たしていくことになった。

4. 4 その他の主な議決事項

(1) 開発途上国における教育・訓練に関する専門作業部会の設置

インド宇宙機関 (ISRO) からの提案により、開発途上国における地球観測データの利用に関する教育・訓練のための専門作業部会が設置され、戦略を検討し、次回本会合に報告することになった。

(2) 民間セクターとの交流

地球観測における役割が増大しつつある民間セクターとの交流について、今後 CEOS が毎年民間セクターとの交流のための会合を開催すること、また各地域 (アジア太平洋、米国、欧州) においても同様の会合の必要性を認識し、今後開催を検討していくことになった。

(3) GOIN の CEOS への引継

これまで日米コモンアジェンダに基づき推進してきた地球観測情報ネットワーク (GOIN) を、国際的な協力の枠組みで推進するために CEOS へ移管することが提案されており、今後 1 年間、タスクチームを設置してその具体的方法について検討することが承認された。また、GOIN に係るデモンストレーションを実施した。

(4) その他

参加各国及び各機関からの衛星計画並びにその利用計画に関する状況報告が行われ、今後ともそれら機関等との関係を密接にし、情報交流を行っていくこととした。

以上

別紙 CEOS参加機関

メンバー機関 (Members) (21)

ASI	(イタリア宇宙機関)
BNSC	(英国国立宇宙センター)
CAST	(中国空間技術研究院)
CSA	(カナダ宇宙庁)
CNES	(フランス国立宇宙研究センター)
CONAE	(アルゼンチン国立宇宙機関)
CSIRO	(オーストラリア連邦科学産業研究機構)
DLR	(ドイツ航空宇宙研究所)
EC	(欧州共同体)
EUMETSAT	(欧州気象衛星機構)
ESA	(欧州宇宙機関)
ISRO	(インド宇宙研究所)
INPE	(ブラジル国立宇宙研究所)
NASA	(米国航空宇宙局)
NOAA	(米国海洋大気局)
NRSCC	(中国リモート・センシング・センター)
NSAU	(ウクライナ国立宇宙機関)
ROSHYDROMET	(ロシア水文気象機構)
RSA	(ロシア宇宙庁)
STA/NASDA	(日本、科技厅／宇宙開発事業団)
SNSB	(スウェーデン国立宇宙機関)

準メンバー機関 (Associates) (19)

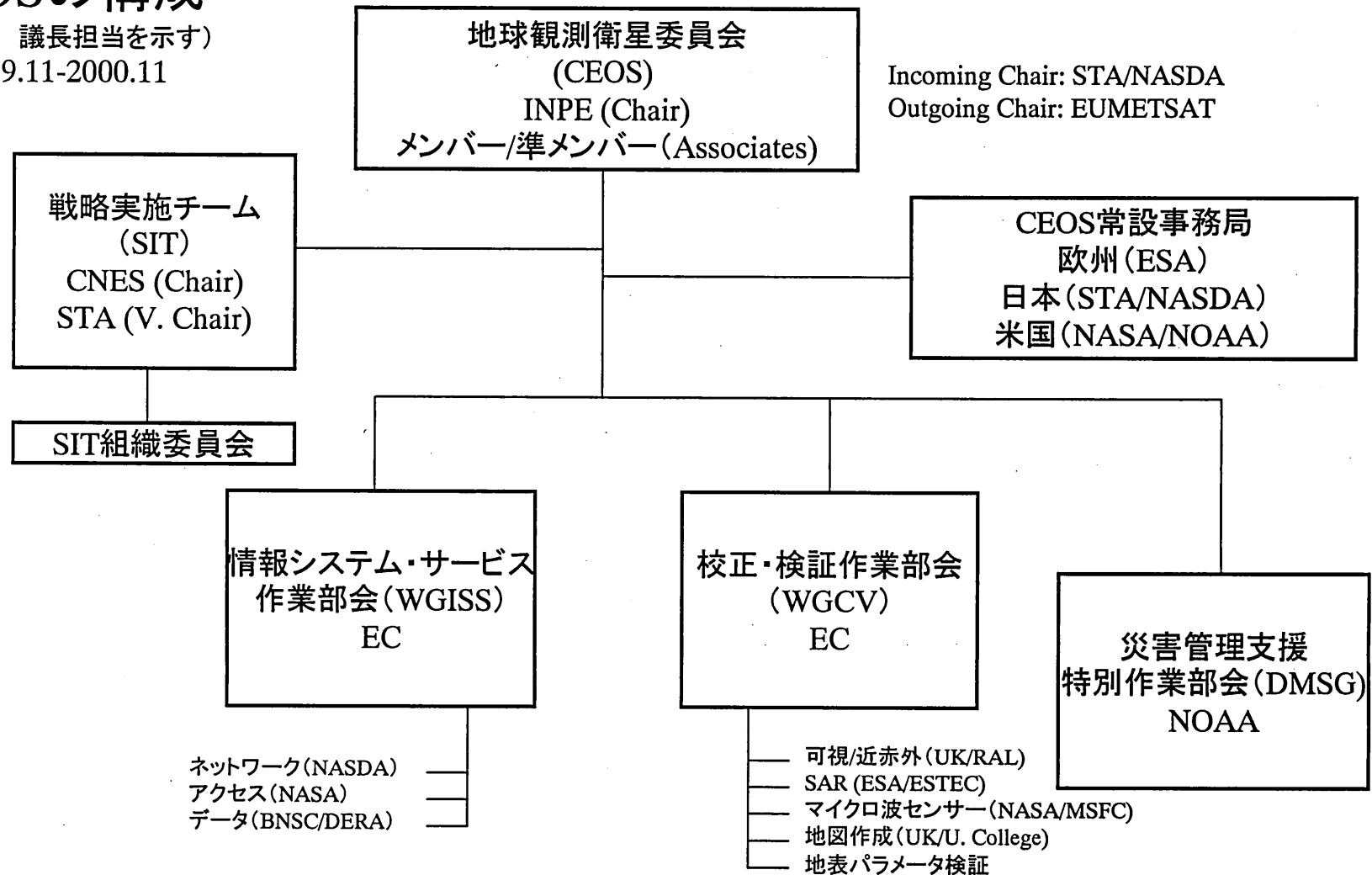
OSTC	(ベルギー科学技術文化局)
CCRS	(カナダ・リモート・センシング・センター)
NSC	(ノルウェー宇宙公社)
CRI	(ニュージーランド・クワン研究所)
ESCAP	(アジア太平洋経済社会委員会)
FAO	(国連食糧農業機関)
GCOS	(地球気候観測システム)
GOOS	(地球海洋観測システム)
GTOS	(全球観測システム)
ICSU	(国際学術連合委員会)
IGBP	(国際地圏生物圏計画)
IOC	(国際海洋委員会)
IOCCG	(国際海色調整グループ)
ISPRS	(国際写真測量学会)
SAC/CSIR	(南アフリカ衛星応用センター)
UNEP	(国連環境計画)
UNOOSA	(国連宇宙空間平和利用委員)
WCRP	(世界気候研究計画)
WMO	(世界気象機構)

(参考)

CEOSの構成

(機関名 議長担当を示す)

1999.11-2000.11



WGISS: Working Group on Information Systems & Services

WGCV: Working Group on Calibration & Validation

DMSG: Disaster Management Support ad-hoc Working Group

SIT: Strategic Implementation Team

世界各国の主な地球観測衛星ミッション一覧(予定)

国	現在(運用中)	2000年	2001年	2002年	2003年	2004年	2005年	2006年	2007年	2008年	2009年	2010年以降
地球観測衛星	日本			ADEOS-2 (NASDA)			ALOS (NASDA)		GCOM-A1 (NASDA)			GCOM-A2 (NASDA)
									GCOM-B1 (NASDA)			GCOM-B2 (NASDA)
									ATMOS-A (NASDA)			
									ATMOS-B (NASDA)			
										ATMOS-C (NASDA)		
	米国	LANDSAT-5 (NOAA)		LANDSAT-7 (NOAA)								
		TRMM (NASA)		EOS-AM1 (NASA)								
				EOS-PM1 (NASA)								
				JASON-1 (米・仏)								
	仏国	SPOT-2 (CNES)		SPOT-4 (CNES)			EOS-Chemistry (NASA)					
気象衛星	加国								SPOT-5 (CNES)			
		RADARSAT-1 (CSA)										
	欧州	ERS-2 (ESA)										
				ENVISAT-1 (ESA)								
	印国	IRS-1D (ISRO)										
				IRS-P4 (ISRO)								
	日本	GMS-5 (JMA)						MTSAT-2				
	米国	NOAA-15 (NOAA)		NOAA-L (NOAA)								
				NOAA-M (NOAA)			NOAA-N (NOAA)					
	欧州	METEOSAT-7 (EUMETSAT)								NOAA-N' (NOAA)		
						MSG-1 (EUMETSAT)						
						MSG-2 (EUMETSAT)						
										MSG-3 (EUMETSAT)		

上記衛星の他にTOPEX/POSEIDON(米・仏)、QUICK-SCAT(米)、GOES(米)、CEBRES(中・伯)等がある。

※出典: CEOSホームページ