

H-IIロケット8号機の  
打上げ失敗について  
(続報)

平成11年11月17日

宇宙開発事業団

宇宙開発事業団は、平成11年11月15日、種子島宇宙センターからH-IIロケット8号機(図-1)を打ち上げたが、固体ロケットブースタ分離後、第1段主エンジンの燃焼の異常停止により、予定の飛行経路から外れたため、運輸多目的衛星(MTSAT)の打上げは失敗した。その概要は次のとおりである。

## 1. 打上げの状況について

### (1) 打上げ日時

平成11年11月15日 16時29分00秒

### (2) 天候

天候: 晴れ

地上の風向、風速: 北北東の風、7.7m/s

気温: 22.5℃

### (3) 飛行状況の概要

飛行中の主要イベントについて表-1に示す。H-IIロケット8号機は打上げ後、予定された飛行経路に沿って正常に飛行したが、打上げ後約3分59秒に第1段エンジンの燃焼圧が急激に低下するとともに、落下予測点が予定飛行経路上の小笠原北西約380kmの公海上でほぼ停止した(図-2)。また、姿勢制御系データにより機体は回転運動に入ったものと推測された。

その後、打上げ後約5分22秒で第1段・第2段の分離が行われ、約5分30秒に第2段が燃焼を開始したが、落下予測点は第1段主エンジンの燃焼圧が下がった時点の位置でほぼ停止したままであった。

落下予測点が公海上で停止し、陸上へ危険が及ばないことが確認されたため、ロケットの監視を続行した。

打上げ後約7分19秒に地上局ではロケットのデータを受信できなくなった。

このため、打上げ後約7分41秒に小笠原局から保安用コマンドを5回に亘って送信した。

小笠原レーダデータによれば、ロケット機体は打上げから約十数分後に衛星フェアリング落下予想区域内の太平洋上小笠原諸島父島の北西約380km に落下したものと推定される。ロケットからのデータ受信が不可となった時点の高度及び落下推定地点については以下のとおりである。

ロケットからのデータ受信が不可となった時点の高度： 約48km

落下推定中心地点：

東経 約139.45度

北緯 約 29.43度

飛行時の高度および対地速度を図-3および図-4に示す。

## 2. 不具合の状況について

### 2.1 発生現象の整理

リフトオフ後、約238.5秒以降に発生した異常事象の時系列整理を表-2に示す。データはテレメータデータからの読みとり値である。

テレメータデータのX-Y出力を図-5から図-11に示す。

#### (1) リフトオフ+約238.5秒：エンジン系異常

第1段主エンジンの以下のデータが急激に低下。(通常の主エンジン停止時には圧力の低下に約5秒間を要する)

- ・ 主燃焼室圧力：図-5①
- ・ プリバーナ圧力：図-6②
- ・ ポンプ吐出圧力：図-6③

また、同時期にエンジン入口圧力上昇(ウォーターハンマー現象図-5④)が発生。その後、以下が発生。

- ・ 水素系統雰囲気温度の低下(燃料が流出した兆候)：図-7⑤
- ・ エンジン入口圧力の低下：図-5⑥

なお、この時点で主エンジンには燃焼停止指令(MECOM)は送出されておらず(図-8⑦)、主エンジン推薬弁は全開状態であった(図-8⑧)。

姿勢制御系では、同タイミングで以下が発生。

- ・ 慣性センサーユニット(IMU)機軸加速度がほぼゼロに降下: 図-9⑨
- ・ 1段エンジンジンバル舵角が増大(主エンジン停止から数秒後に振り切れ): 図-10⑩
- ・ 機体姿勢角速度が徐々に増大(機体がタンブリング状態になった): 図-11⑪
- ・ エンジン用電池電流の増大、電圧の低下(図-12⑫⑬)

(2) リフトオフ+約288.2秒(計画値:255.0秒):フェアリング分離

- ① リフトオフ後140秒以降の飛行シーケンスは機体に搭載されたコンピュータで予想時間を補正している。
- ② 加速度がゼロになった時点(リフトオフ後約238.5秒)で目標軌道に到達するまでの予想計算が異常となり、計画値である255.0秒に対して補正量の制限値である33.0秒が経過した後にフェアリング分離指令を送出したものと推定される。

(3) リフトオフ+約311.9秒(計画値:343.8秒):1段燃焼停止指令  
(MECOM)

機体設計は以下のようにになっている。

- ① 1段推進薬枯渇(PDS)検知を311秒から開始する。
- ② PDS検知後にMECOM信号を出力する。(LH2枯渇検知の場合、0.93秒後に出力)

PDS検知を開始する311秒の時点で既にLH2が枯渇していたため、設計通りにMECOMが出力されている。

(4) リフトオフ+約313.8秒:1段燃焼停止(MECO)検知

MECOM出力の1.9秒後に計画通りMECO検知となっている。この時点で第1段自爆システムが非作動となる信号が送出されている。

(5) リフトオフ+約321.8秒(計画値:MECO検知+8.1秒)  
:1/2段分離

①MECO検知の8. 1秒後に計画通り1／2段分離が出力されている。

②この時点では第1段自爆システムは非作動となっているため、計画よりも早期に分離したことによる自爆は発生していないと推定される。

(6) リフトオフ＋約330秒(計画値:MECO検知＋17. 2秒)

:2段燃焼圧力立上がり

MECO検知の17. 2秒後に計画通り2段燃焼圧力が立ち上がっている。

## 2. 2 不具合原因の推定(第一次FTA)

第1段主エンジン燃焼圧力急低下及び第1段加速度断(エンジン早期停止)という異常現象をトップ事象として、故障の木解析(Fault Tree Analysis)の1次検討を実施した。(図-13) エンジン早期停止の原因としては、(1)エンジン外からの要因と(2)内部の要因に分類できる。

エンジン外からの要因としては、下記ケースが考えられる。

(1-1)エンジンシーケンスボックスに停止信号が送出された

(1-2)エンジンに供給される電源が断となった

(1-3)エンジンに供給される推進薬が断となった

(1-4)エンジンに供給されるバルブ駆動ガスが断となった

(1-1)、(1-2)のケースは、データから燃焼圧力低下時にバルブ(主液水バルブ、主液酸バルブ、プリバーナ液酸バルブ)が作動していないので原因とは考えられない。ケース(1-3)については、推進薬が遮断された時現れるはずのエンジン入口圧(液体水素入口圧、液体酸素入口圧)の変化がデータに認められないので、原因とは考えられない。ケース(1-4)については、バルブ駆動ガス断では、燃焼時バルブは動かず燃焼を継続するので、原因とは考えられない。

エンジン内からの要因としては、下記ケースが考えられる。

(2-1)エンジンバルブの作動異常

(2-2)エンジンコンポーネントの破損

ケース(2-1)については、推力低下時にバルブ(主液水バルブ、主液酸バルブ、プリバーナ液酸バルブ)が作動していないので、同様に原因とは考えられない。ケース(2-2)については、取得データとの間に特に矛盾する要素はなく、原因である可能性が考えられる。破損場所については、高圧系と、低圧系の2ケースが考えられるが、燃焼圧力が定格から1秒以内でゼロまで落ちる急激な低下が発生しており、エンジンの駆動パワーに直接関係する高圧系の破損の可能性が高いと推定される。詳細については今後さらに調査を行う。

### 3. LE-7エンジンの製造履歴について

今号機の第1段に搭載した第1段主エンジン(LE-7)は、平成10年7月に組立を完了し、8月に合計4回の地上燃焼試験を実施した後、平成11年4月に第1段機体に組み付け、工場及び射場での機体の総合的な試験を完了した。

本エンジンの地上燃焼試験の状況を以下の表に示す。

試験日付	試験番号	試験秒時(計画)	燃焼圧力(計画)	試験結果	試験後 点検結果
平成 10.8.13	T7-210H	21秒 (50秒)	117kg/cm <sup>2</sup> a (131kg/cm <sup>2</sup> a)	自動停止	問題なし
平成 10.8.17	T7-211H	50秒 (50秒)	126kg/cm <sup>2</sup> a (131kg/cm <sup>2</sup> a)	タイマー停止 要作動点調整	問題なし
平成 10.8.20	T7-212H	50秒 (50秒)	130kg/cm <sup>2</sup> a (131kg/cm <sup>2</sup> a)	タイマー停止 良好	問題なし
平成 10.8.29	T7-213H	50秒 (50秒)	130kg/cm <sup>2</sup> a (131kg/cm <sup>2</sup> a)	タイマー停止 再現性を確認	漏洩の指示1 ヶ所

地上燃焼試験での特記事項2件の概要を以下に示す。

#### (1) T7-210H燃焼試験…21秒で自動停止

現象: 燃焼開始後21.0秒で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した。

原因: ターボポンプ性能が試験前の予測値より低く、エンジン配管の内タービン駆動ガス配管の抵抗が試験前の予測値よりも高いため燃焼圧力が計画値よりも低くなった。

他の全データに異常はなかった。

処置: 試験時のデータを使い作動点解析を再度行い、燃焼圧力を上げる様に調整オリフィスを交換した。

## (2) T7-213H 燃焼試験後点検での漏洩

現象: (試験場): 燃焼試験後のエンジン全体の漏洩点検において主液水弁下流にヘリウムガスと窒素ガスの混合ガスを  $3 \text{ kg/cm}^2\text{a}$  で加圧したところ主液水弁と出口配管の取付部に微量の泡発生を確認し、その後加圧を停止しても泡の発生が止まらない。(図-14) その漏洩しているガスは水素ではないことを確認した。更に24時間放置後の無加圧状態で漏洩がなくなった。

(工場): 燃焼試験後の整備点検時にヘリウムガスを  $3 \text{ kg/cm}^2\text{a}$  でエンジンの漏洩点検を再度行ったところ当該部を含めて漏洩が皆無であることを確認した。

原因: 試験場での漏洩点検において無加圧状態でも泡が発生していることと、工場での漏洩点検では漏洩が皆無であったことは、取付部のシールの傷等に起因する通常の漏洩ではないと判断。シール溝内部のシールポイントより外側の溝に試験直後に吸い込んだ空気がその後の熱膨脹により外部に流出したと推定した。

処置: 特に処置対策は行わず、そのまま使用とした。

## 4. 当面の予定

- (1) 小笠原局のテレメトリデータ入手後(11月17日以降)、データの解析を実施する。
- (2) 異常な燃焼停止をしたと考えられる1段主エンジン(LE-7)を中心とした原因究明を実施する。

(参考) 第1段外観図: 図-参1

第1段推進薬供給系スキマチックダイヤグラム: 図-参2

第1段LE-7エンジン外観図: 図-参3

第1段LE-7エンジンのシステム系統図: 図-参4

第1段LE-7エンジンの始動及び停止シーケンス: 図-参5

アビオニクスブロックダイヤグラム: 図-参6

最近のロケット指令破壊の例: 表-参1

フライトエンジン領収試験履歴: 表-参2

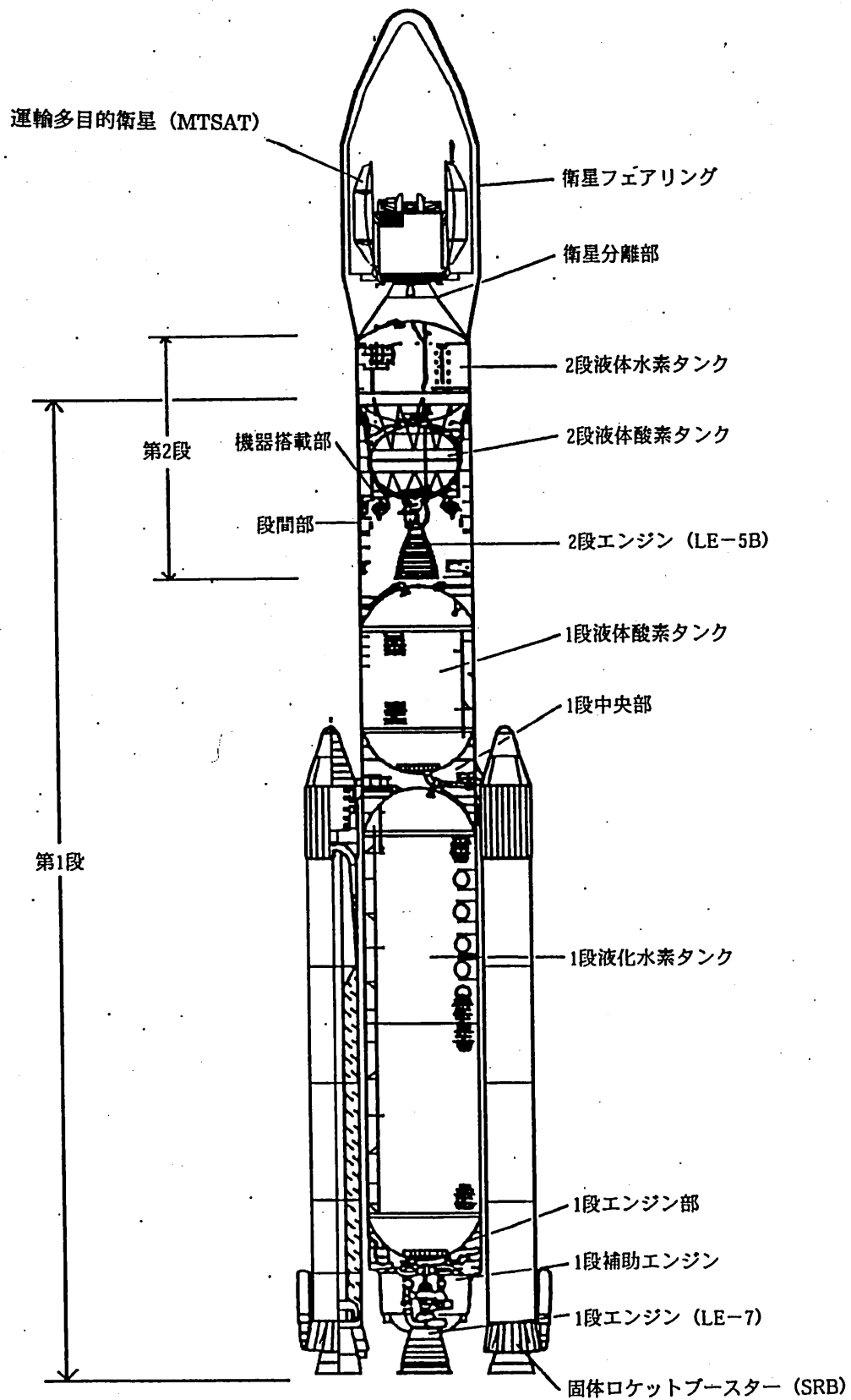


図-1 H-II ロケット 8号機外観



表-1 H-IIロケット8号機主要イベント  
(リフトオフ後の時間)

イ ベ ント	実測値(速報)	計画値
① 第1段主エンジン着火	-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燃焼終了	1 分 31秒	1分 34秒
④ 固体ロケットブースタ分離	1 分 37秒	1分 37秒
⑤ 衛星フェアリング分離	4 分 50秒	4分 15秒
⑥ 第1段主エンジン燃焼停止	3 分 59秒	5分 46秒
⑦ 第1段・第2段分離	5 分 22秒	5分 54秒
⑧ 第2段エンジン第1回燃焼開始(SEIG1)	5 分 30秒	6分 0秒
● 全系オフ(全ての射場局の受信が不可)	7 分 19秒	—
● 指令破壊コマンド送信	7 分 41秒	—
⑨ 第2段エンジン第1回燃焼停止(SECO1)	(未確認)	11分 28秒
⑩ 第2段エンジン第2回燃焼開始(SEIG2)		24分 10秒
⑪ 第2段エンジン第2回燃焼停止(SECO2)		27分 14秒
⑫ MTSAT分離		28分 49秒

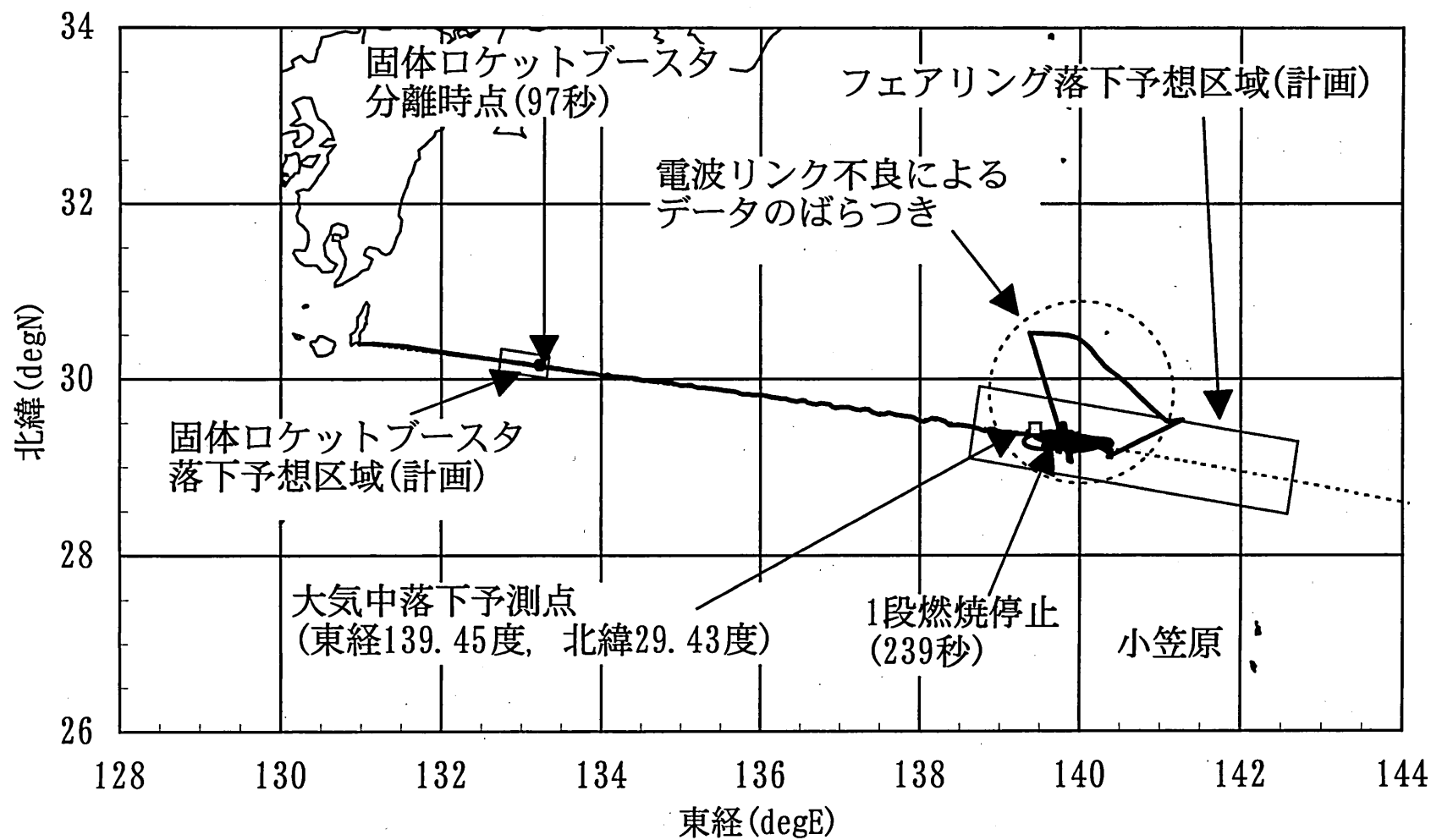


図-2 真空中落下予測点軌跡

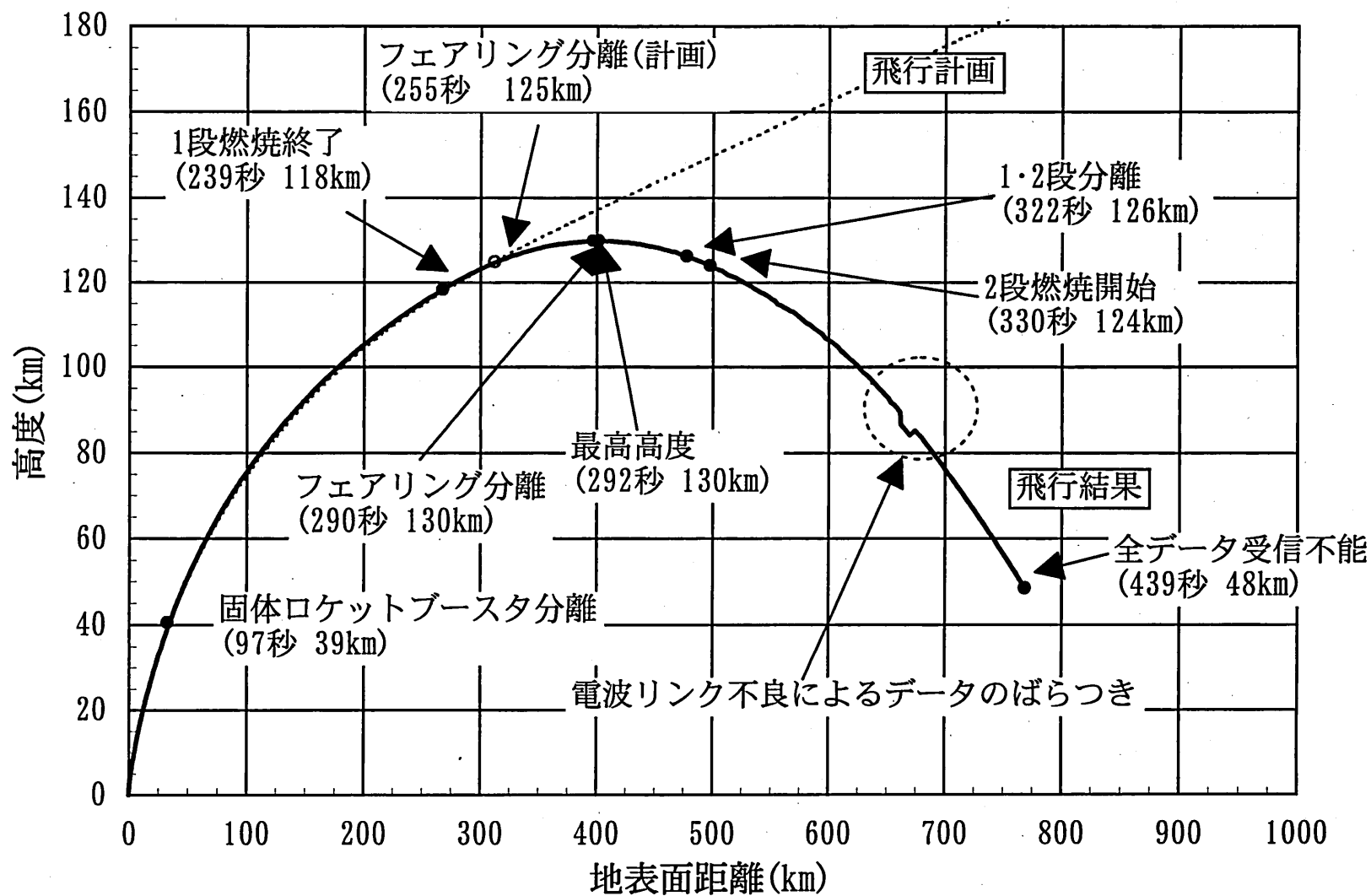


図-3 高度-地表面距離

二

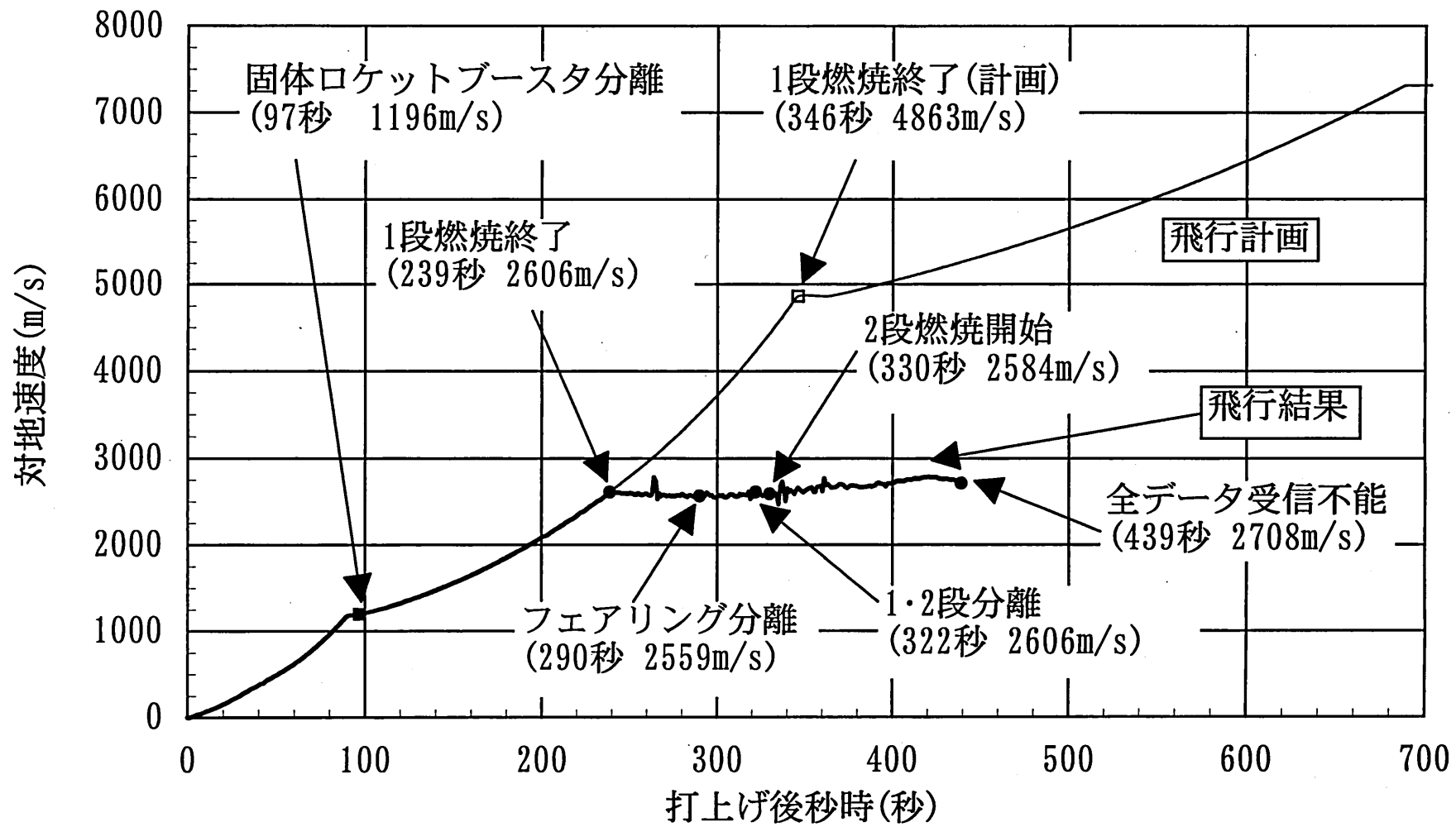


図-4 対地速度履歴

表-2 H-II ロケット 8号機の異常事象の時系列整理 (テレメータデータ読み取り値)

リフトオフ後時刻 (X+xxxsec)	主要イベント ( )内は計画値	推進系	構造系	姿勢・制御系統 機体運動(レート、加速度) 操舵信号 エンジン舵角	電力・電装系統 電池電流・電圧	その他の参考事項
-6	主エンジン着火(-6.0)					
0 (JST: 16H 29M 00S)						
238.5 付近		主エンジン燃焼圧等の高圧系の 圧力・ポンプ回転数低下 エンジンLOX・LH2入口圧力に ピーク圧力発生 エンジンバルブ開度は一定 エンジンカバー内温度上昇	1段ジンバルポイント(エンジン 取り付け部)機軸加速度が1.8G から約0Gに低下	慣性センサユニット(IMU)機軸加 速度が約1.7Gから0Gに低下 1段操舵信号が数秒で増大 エンジン舵角は徐々に増大し数 秒で振切れ		
240付近				機体レートが増大していき、ピッ チ、ヨー軸まわりに約20deg/s、 ロール軸まわりに約60deg/sで回 転しつづけた。	1段計測/制御/エンジン用電 池の電流増大、電圧低下が始 まる	
250.6				機軸方向加速度計故障検知(加 速度低下に伴う正常なソフトウェ ア動作)		ソフトウェアは加速度計故障とみ なしてオープンループ飛行に移行
288.2	フェアリング分離 (255.081)		分離を確認したが、コア機体が タンブリングしていたため、正常 に分離したかどうかは不明			フェアリング分離時刻の遅れは、 機軸方向速度の低下に伴うソフト ウェアの正常な処理
311.9	1段主エンジン停止指 令 (343.817)					ディブリジョン検知開始と同時に、 LH2ディブリジョンによる1段燃焼 停止指令が出力された。 以降のイベントは1段主エンジン 停止指令基準で出力される。
321.8	第1段・第2段分離 (353.817)		分離を確認したが、機体がタン ブリングしていたため、正常に 分離したかどうかは不明。		電池電圧は計測用約24V、制 御用約28V、エンジン用約25V まで低下	
約330	第2段燃焼開始					
約439	種子島テレメータ・ロッ クオフ					

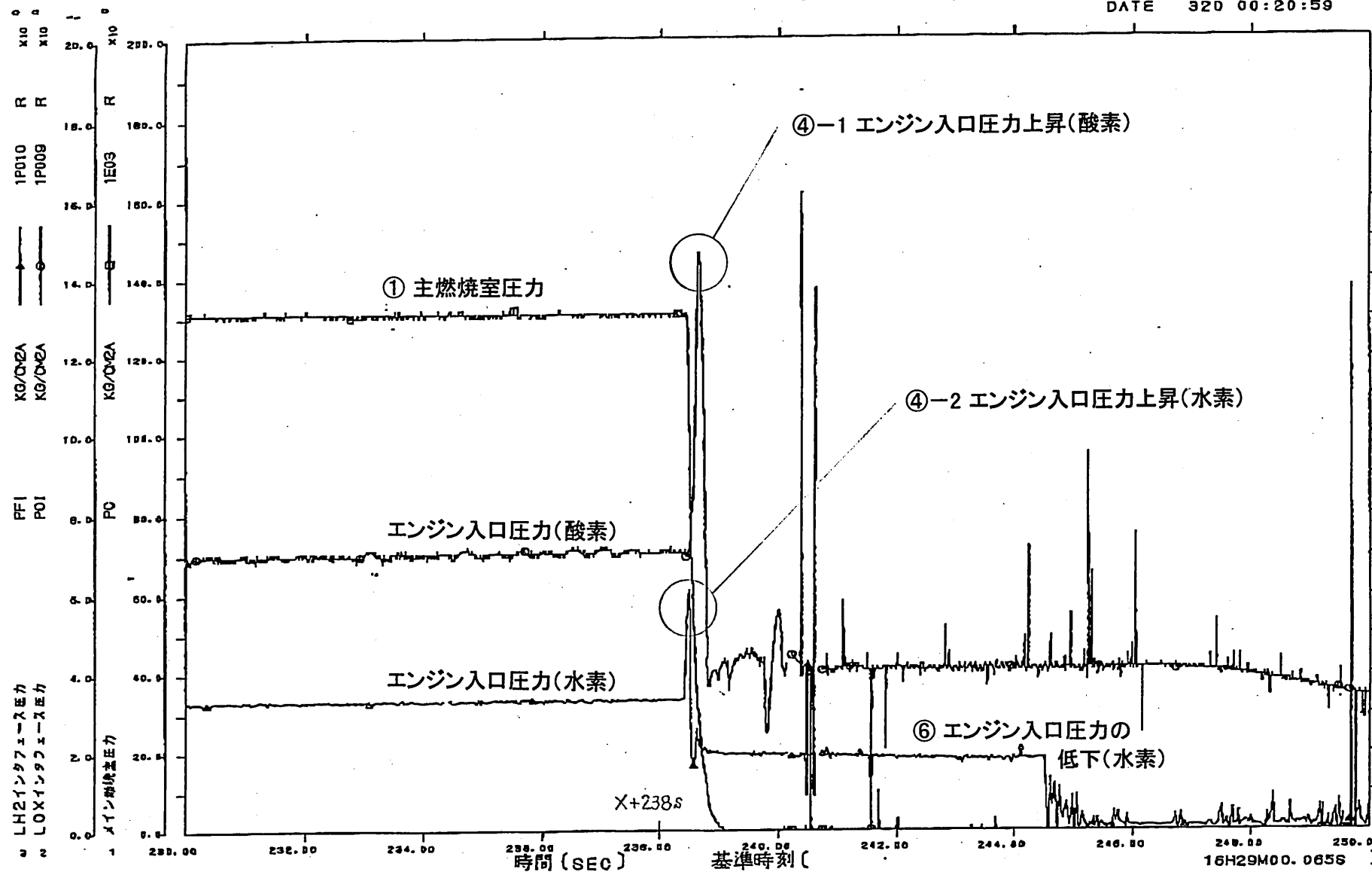


図-5 1段エンジン系圧力データ

DATE 319 20:32:53

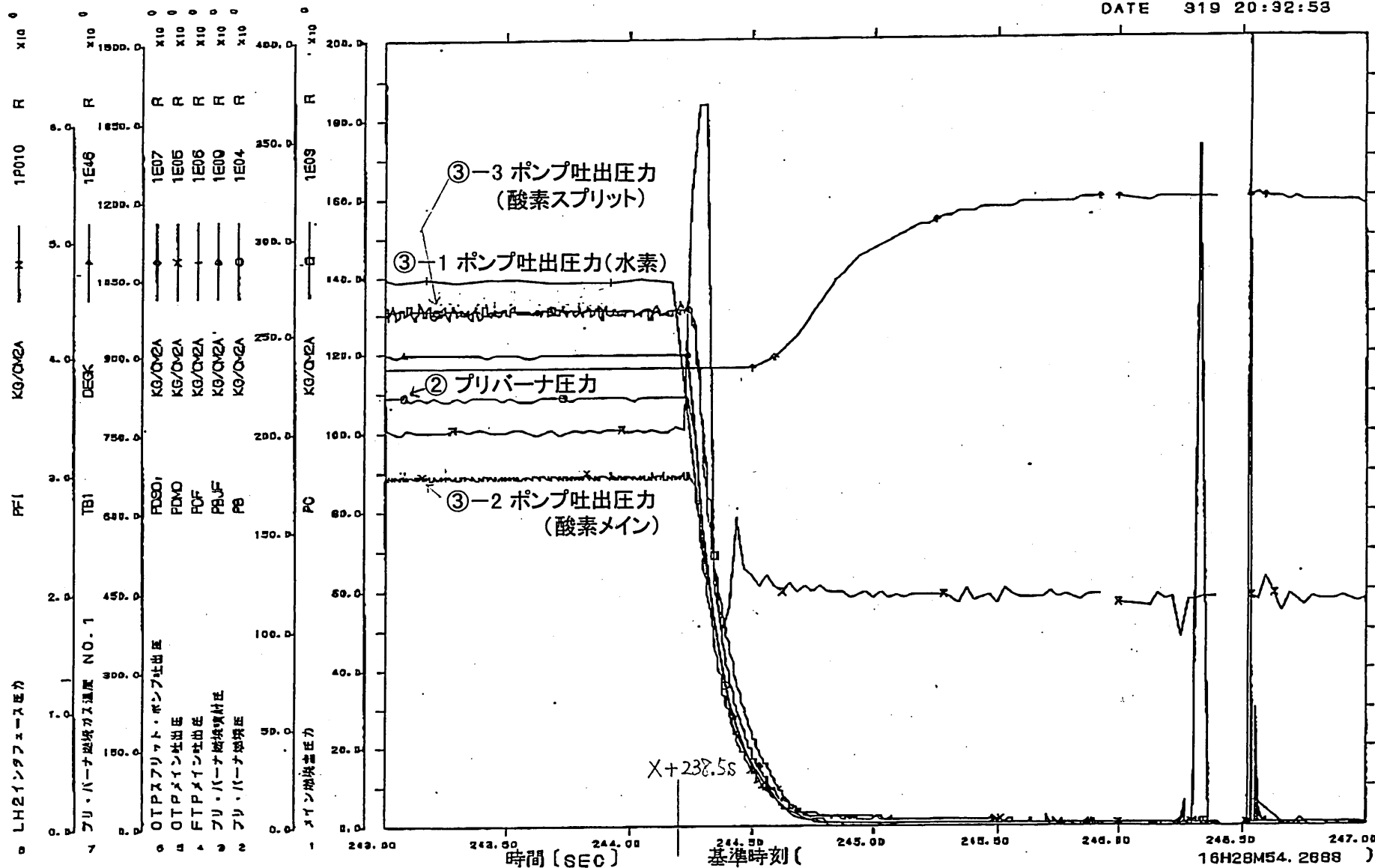


図-6. 1段ポンプ/プリバーナ圧力データ

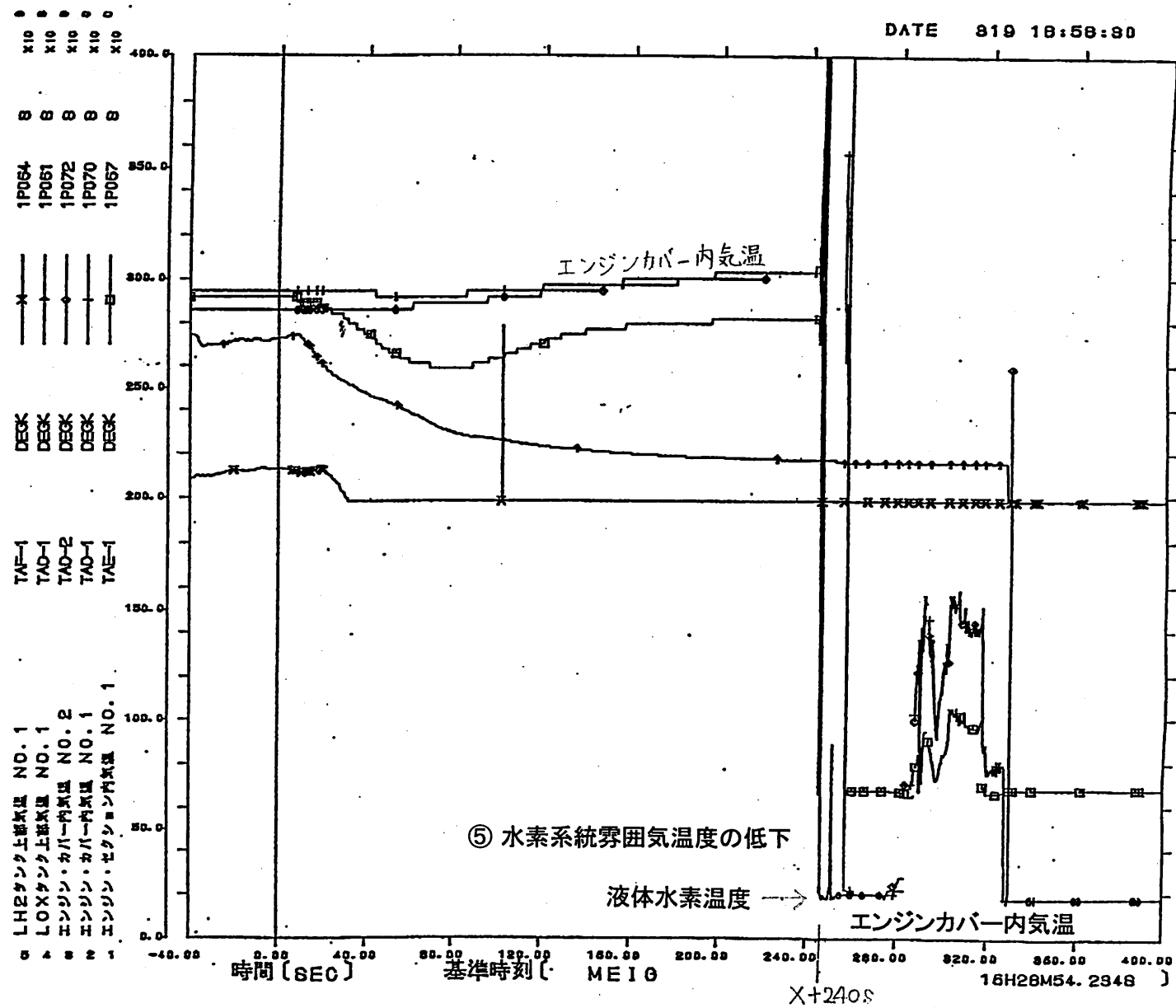
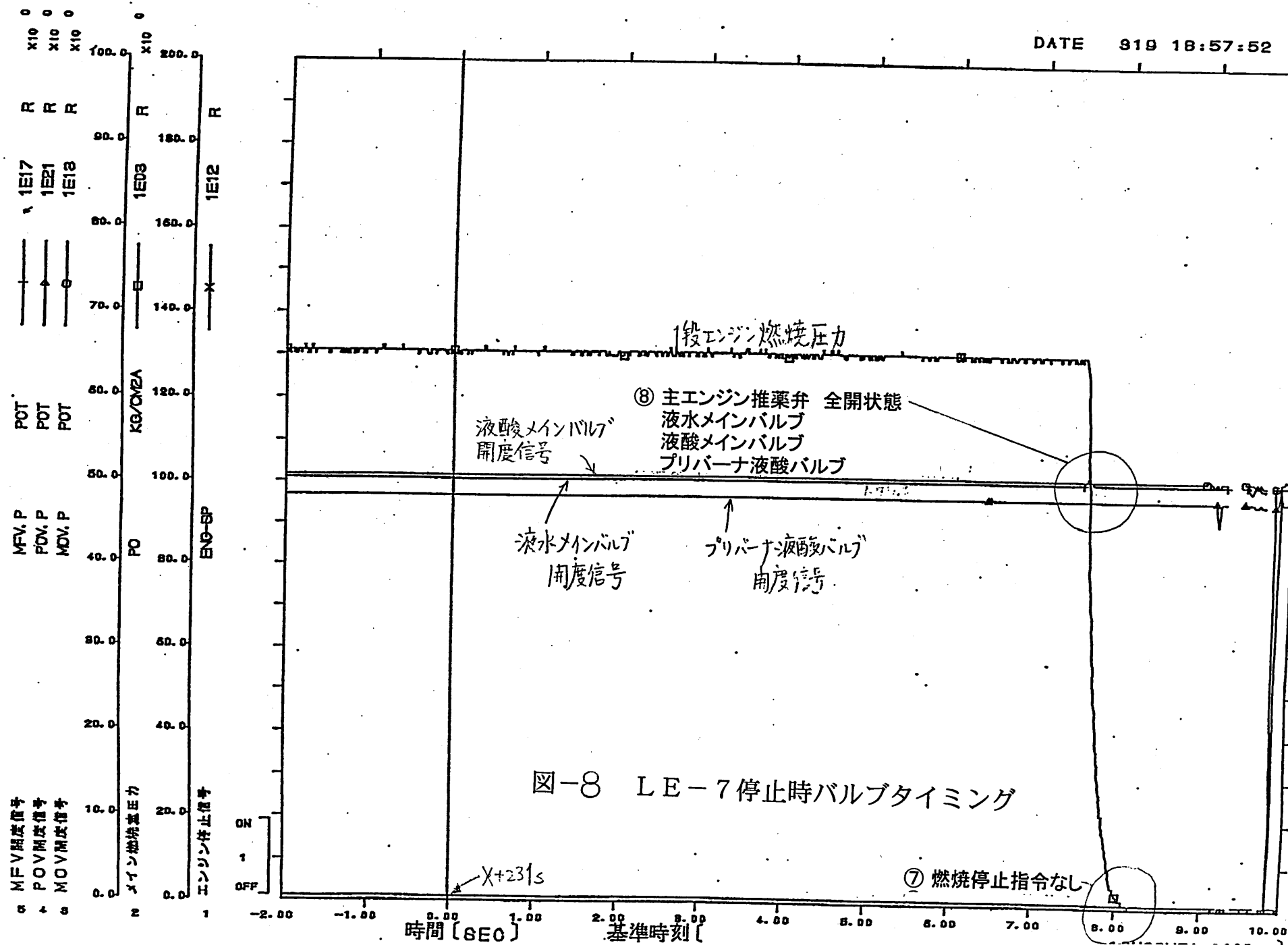


図-7 1 段タンク部気温データ



DATE 919 18:57:52



DATE 320 01:42:44

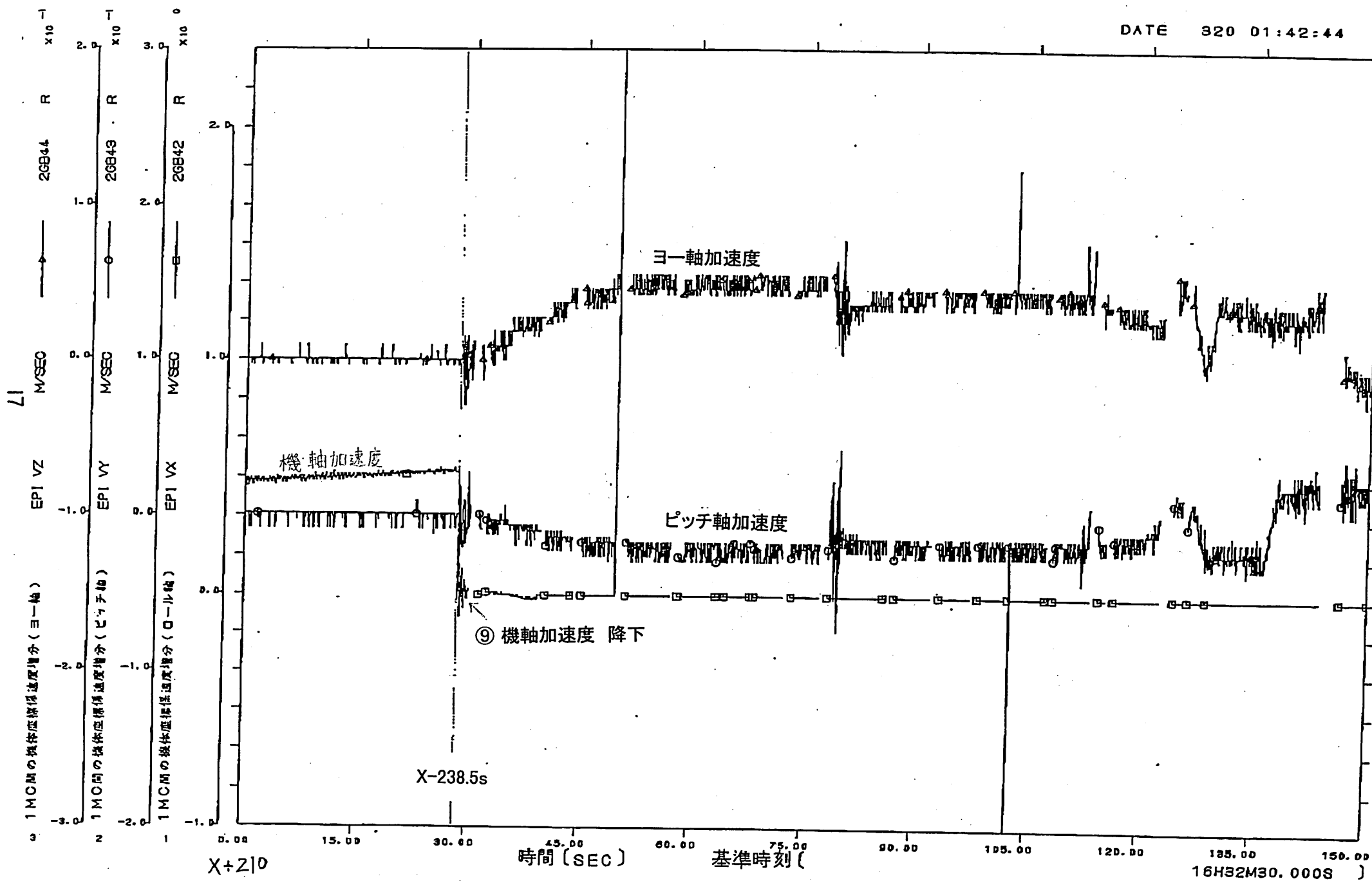


図-9 機体加速度データ

DATE 820 02:04:34

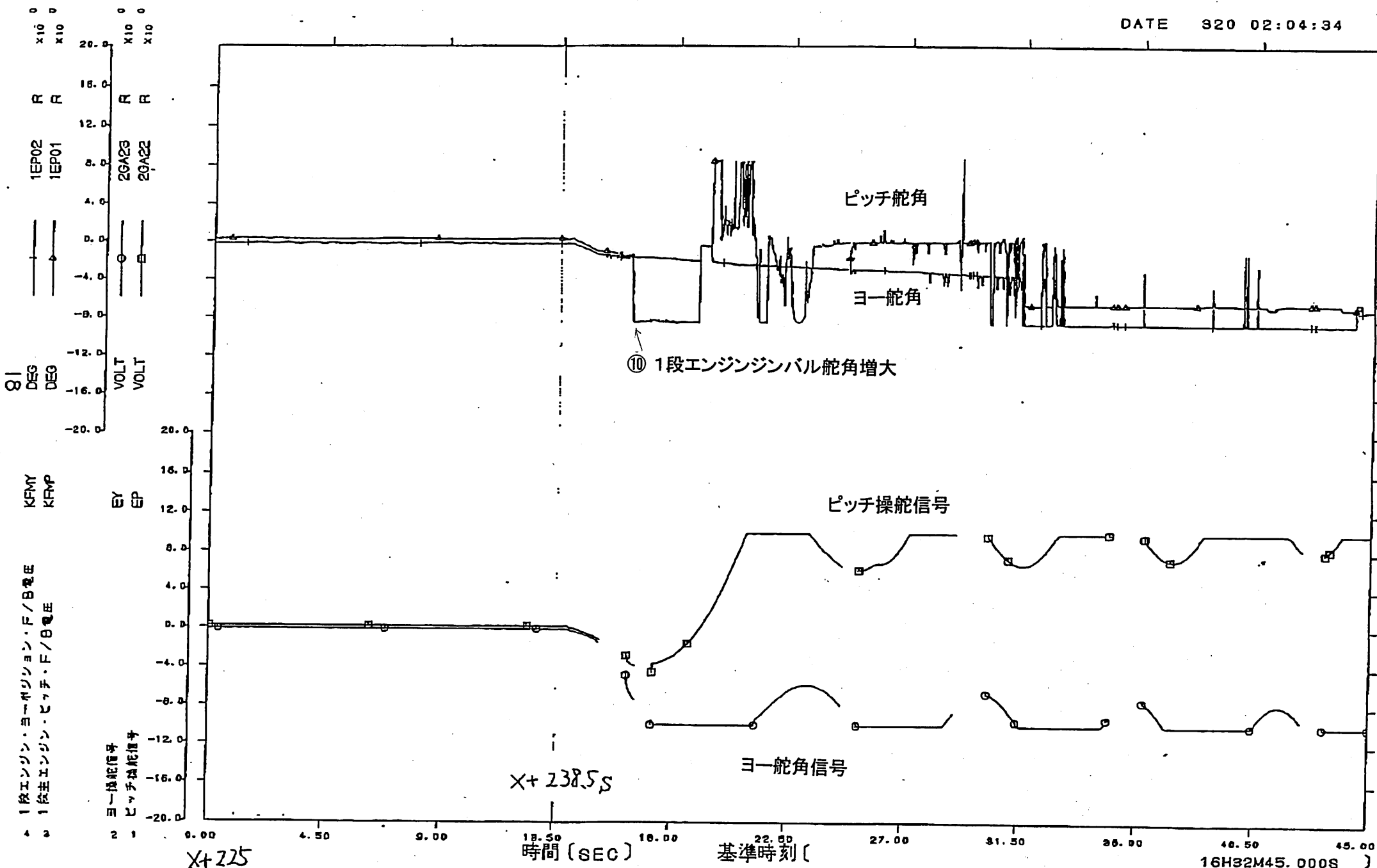


図-10 エンジン舵角／操舵信号

DATE 320 01:32:51

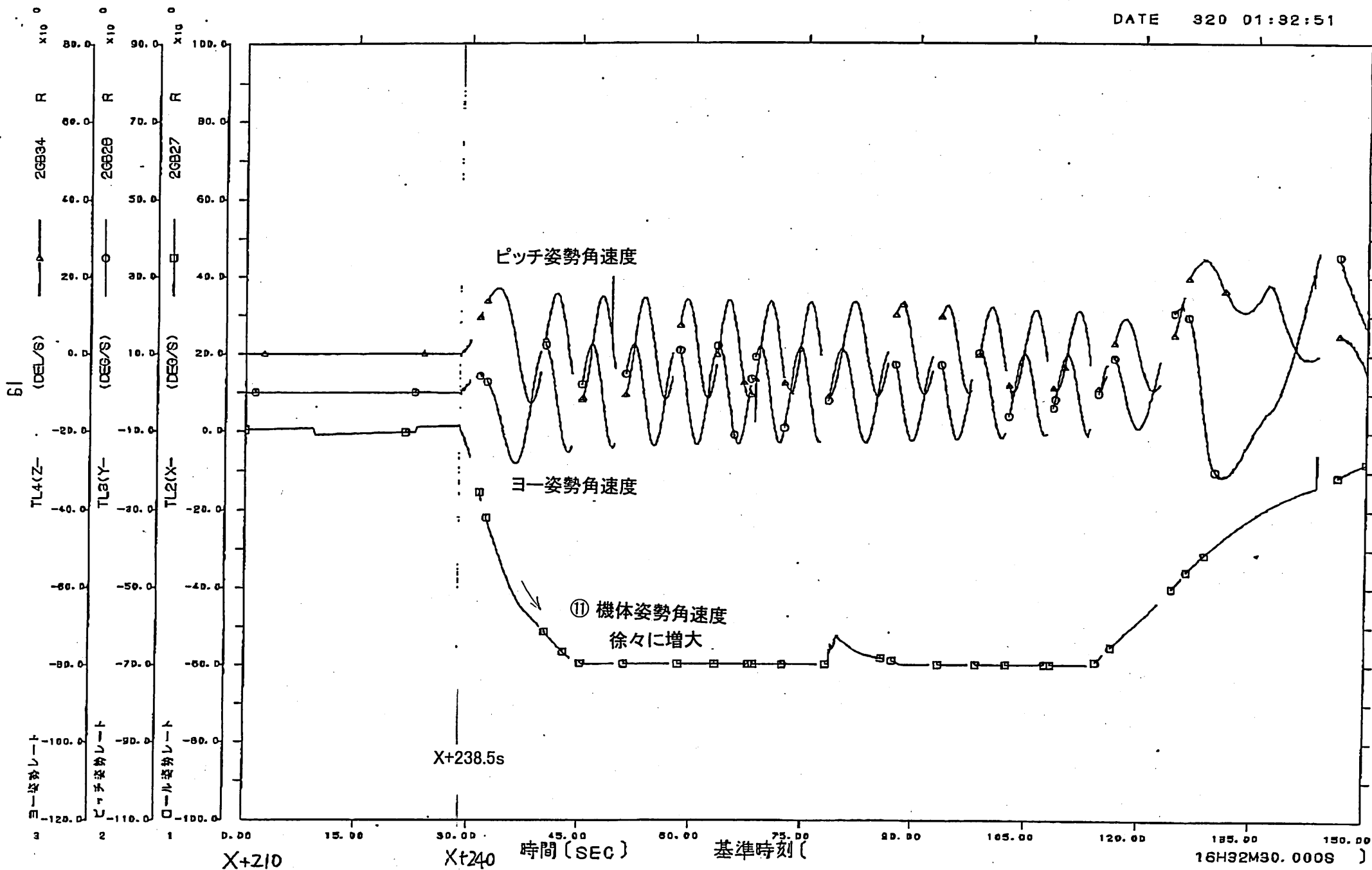


図-11 機体姿勢角速度データ

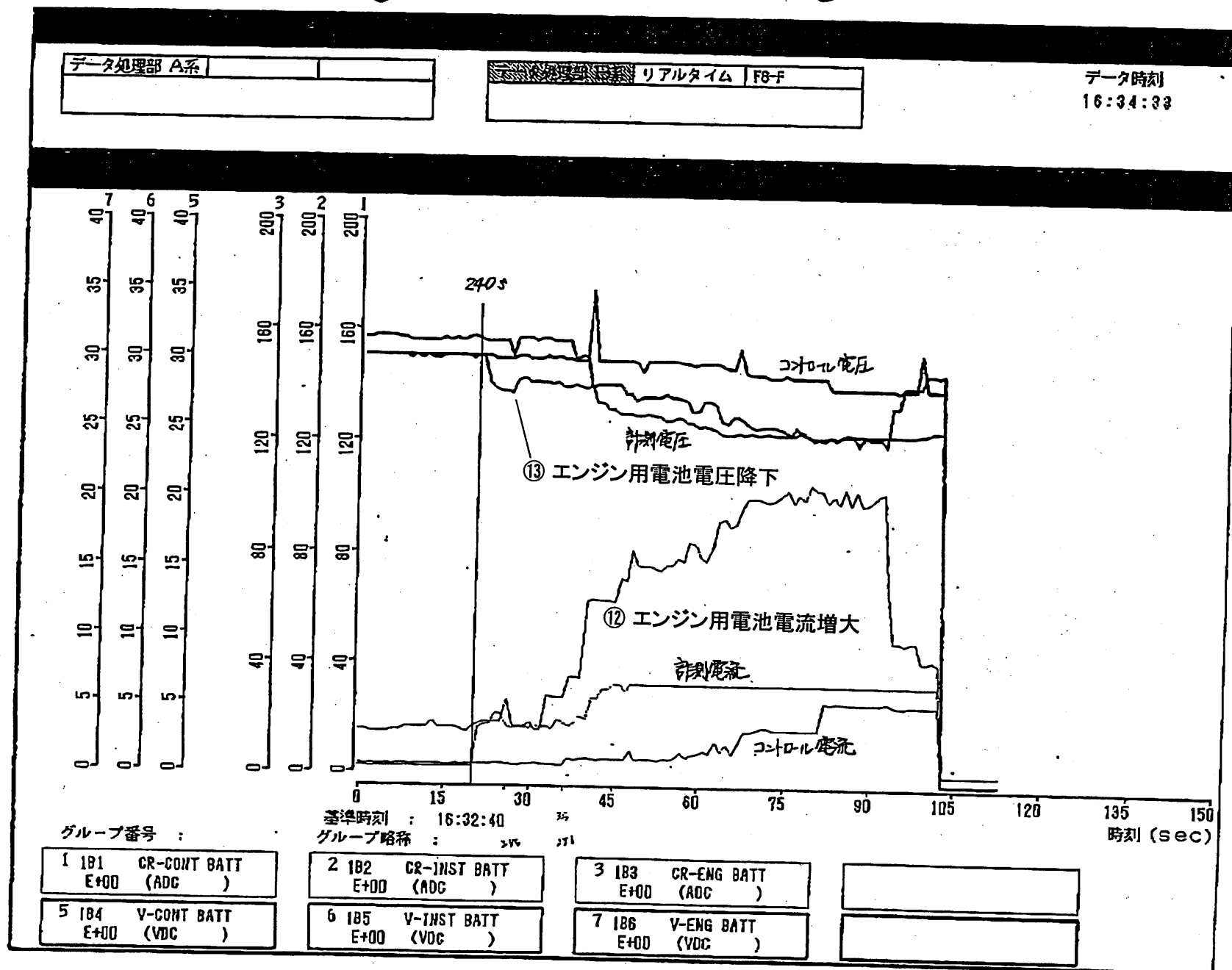
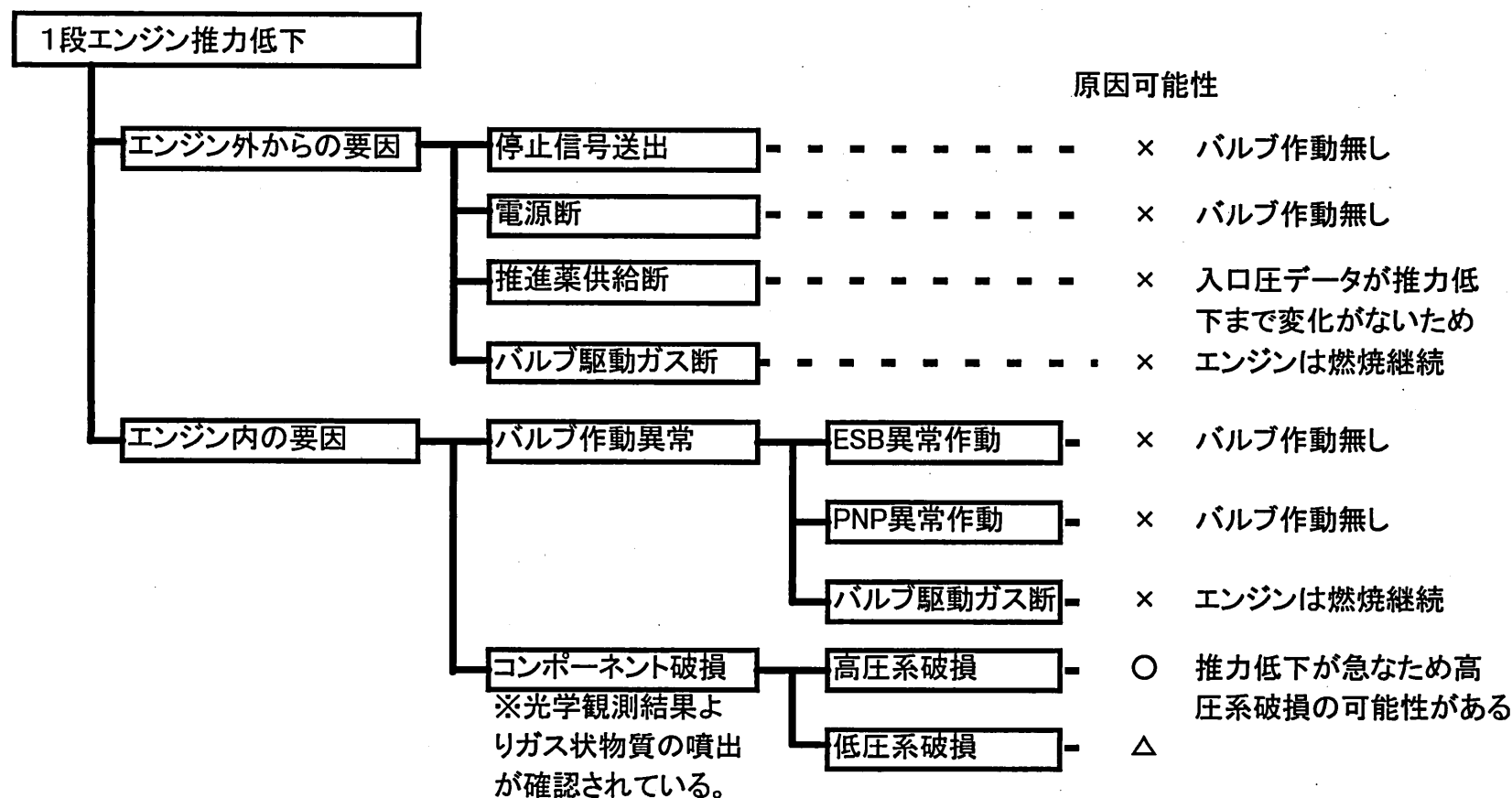


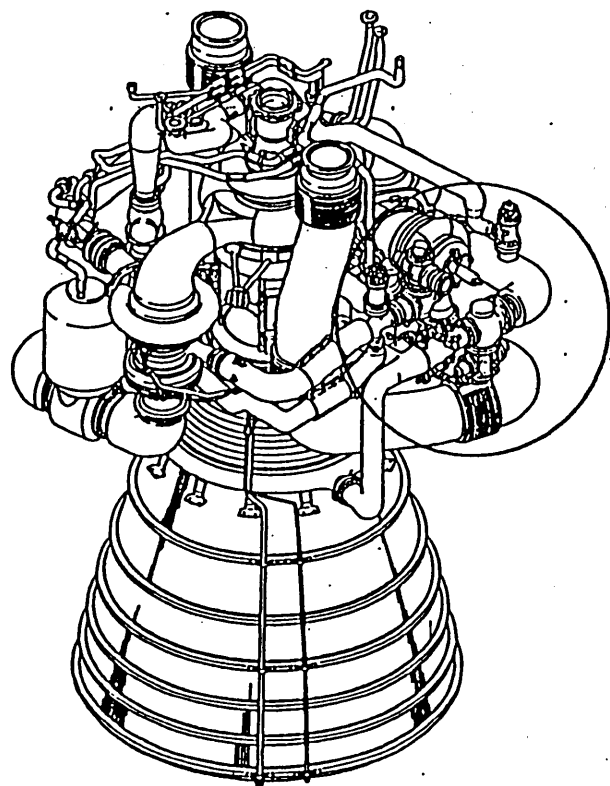
図-12 電池電圧/電流データ



※ESB : エンジン・シーケンス・ボックス

※PNP : ニューマチック・パッケージ

図-13 不具合原因の推定(第1次FTA)



エンジン組立

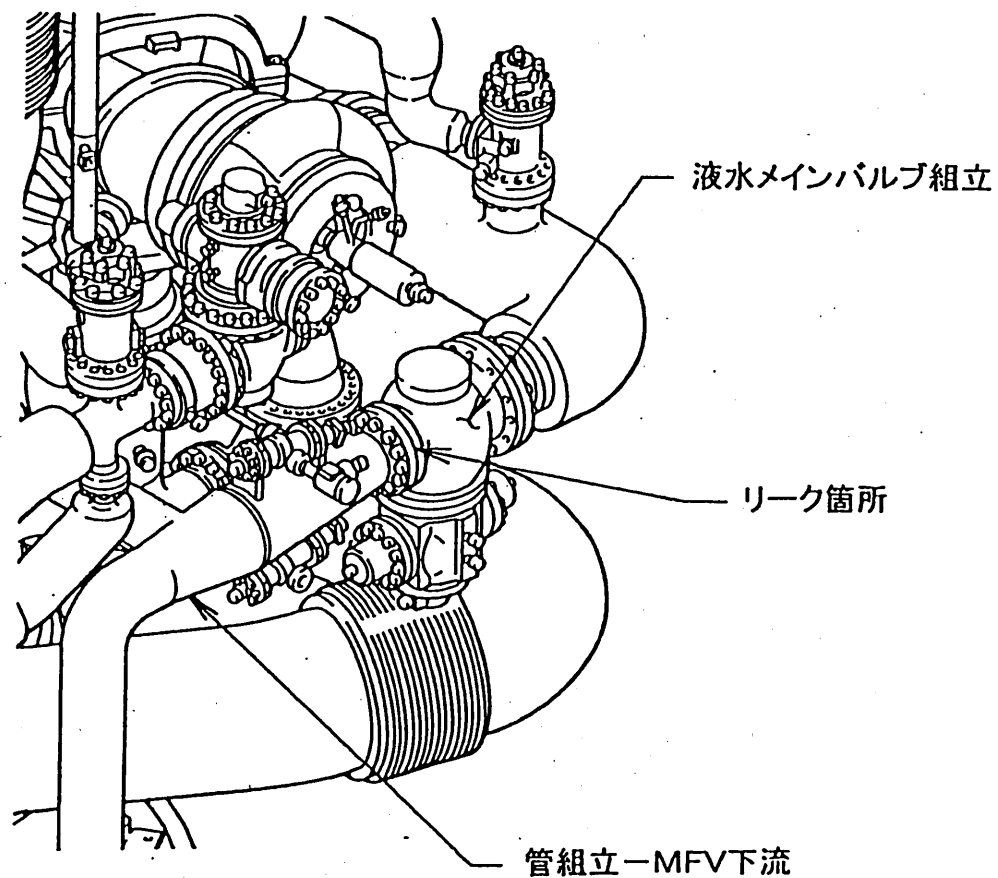
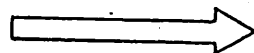


図-14 (1/2) T7-213H燃焼試験後の漏洩状況

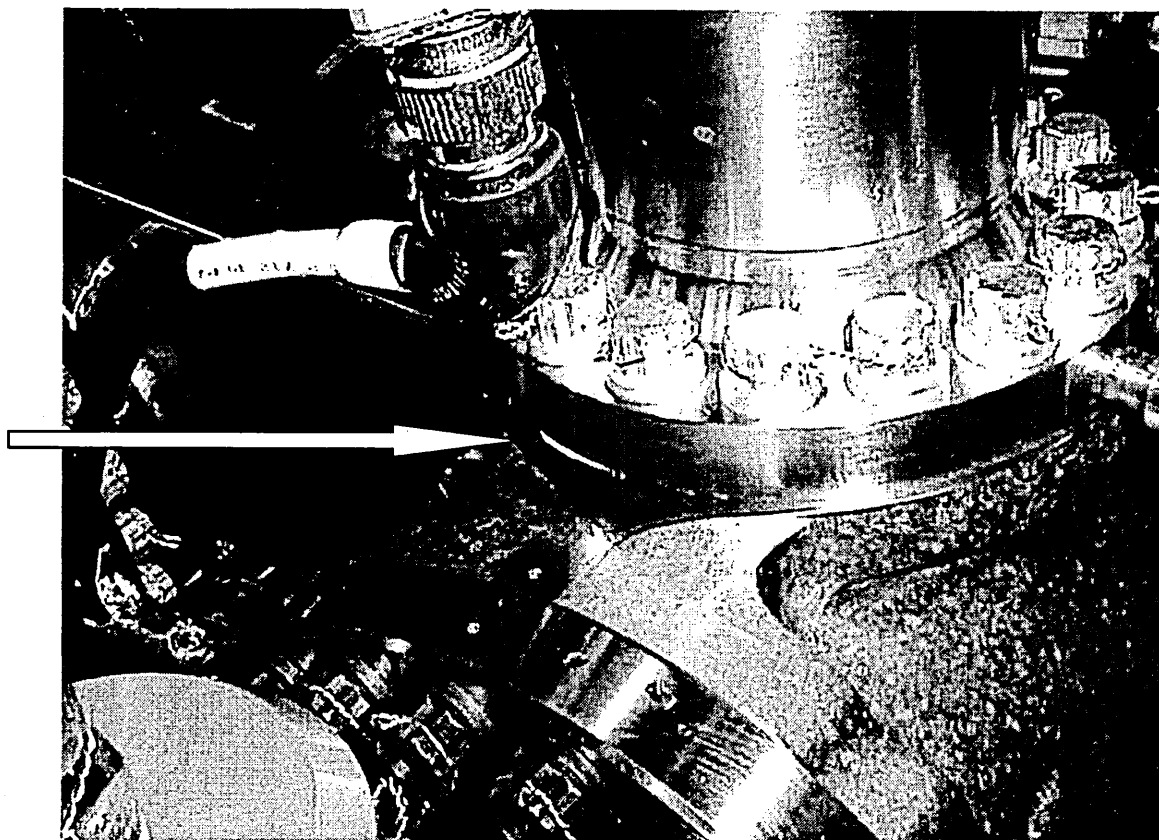


図-14 (2/2) T7-213H 燃焼試験後の漏洩状況



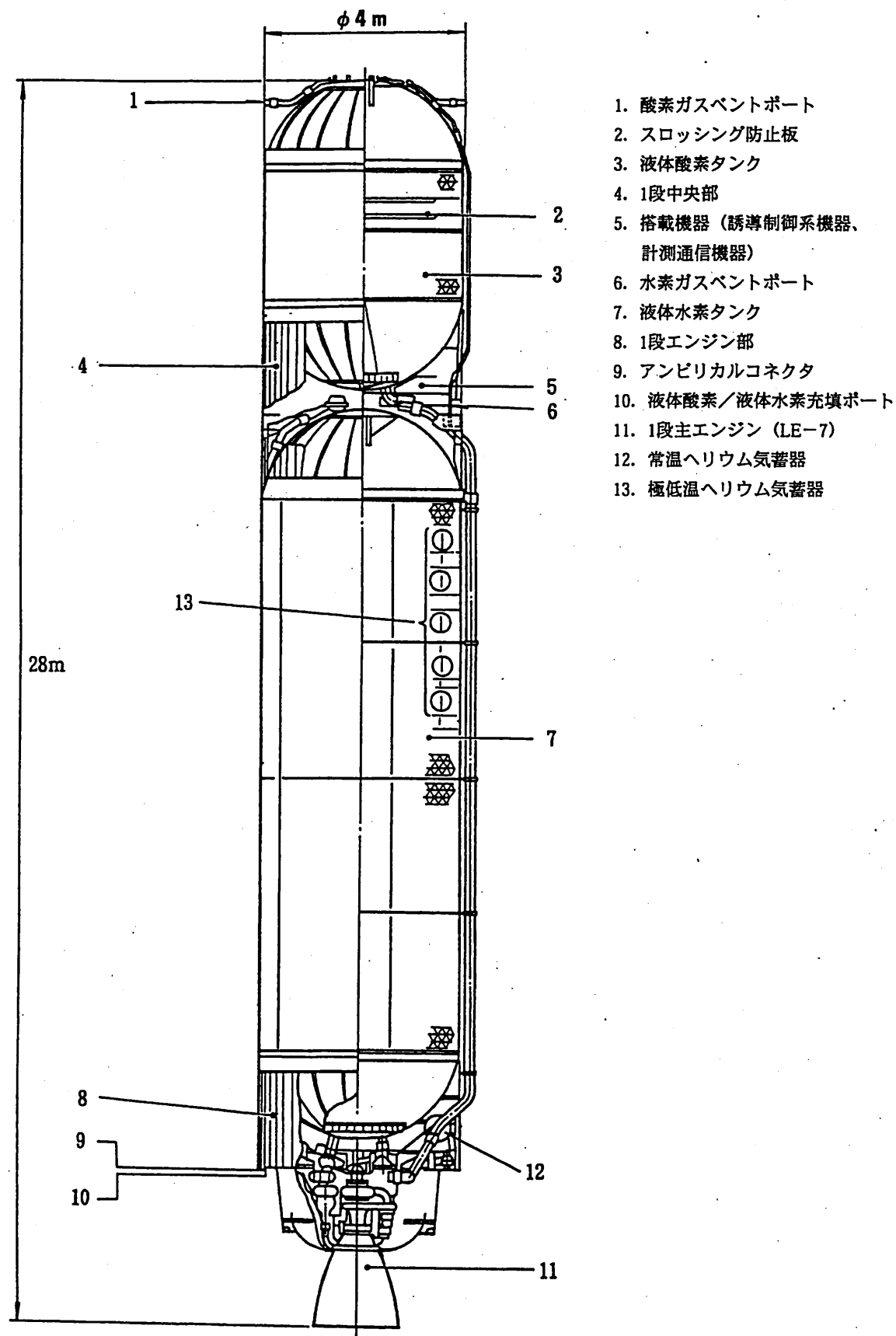
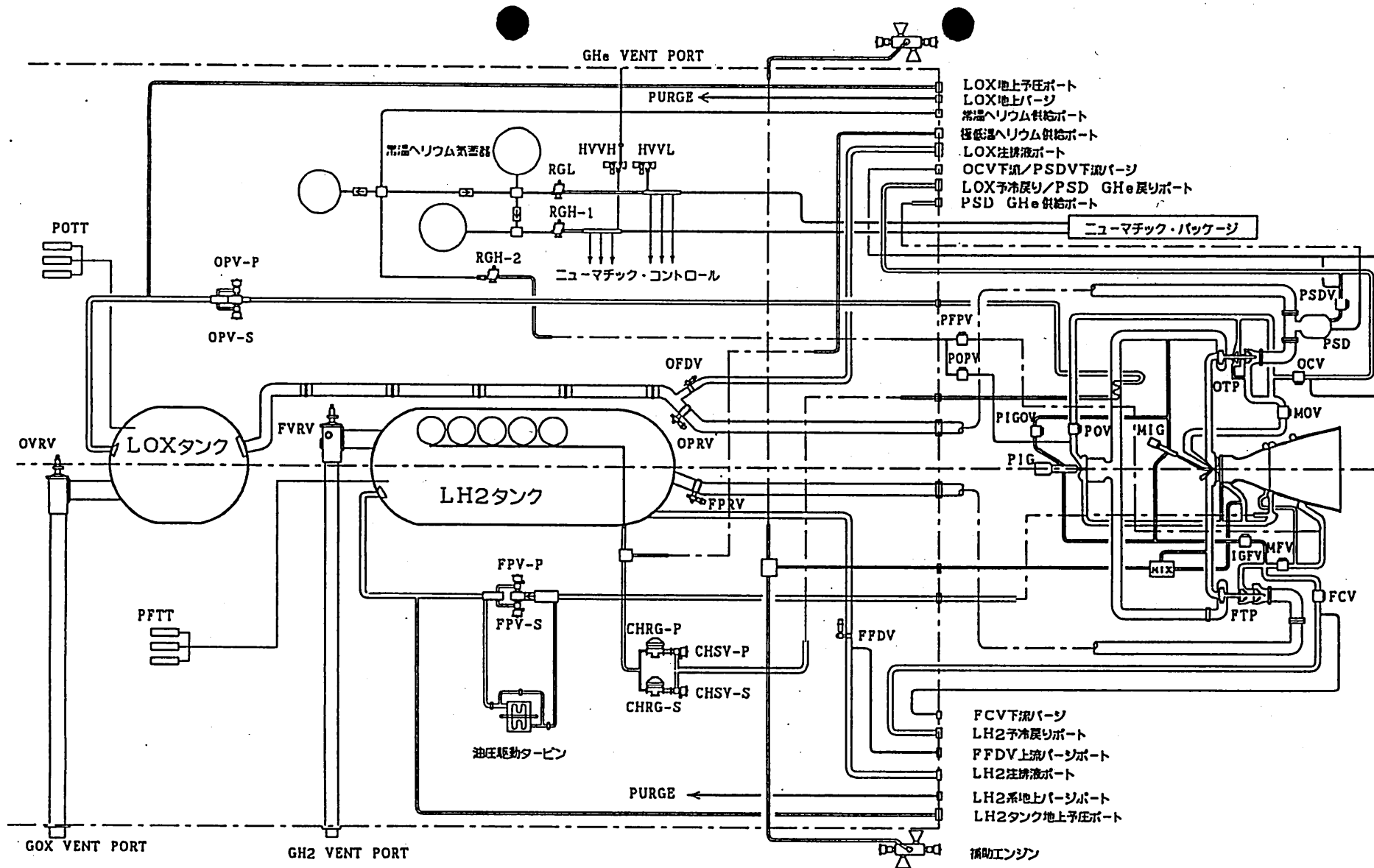


図-参1 1段外観図



図一参2 推進薬供給系スキマチックダイアグラム

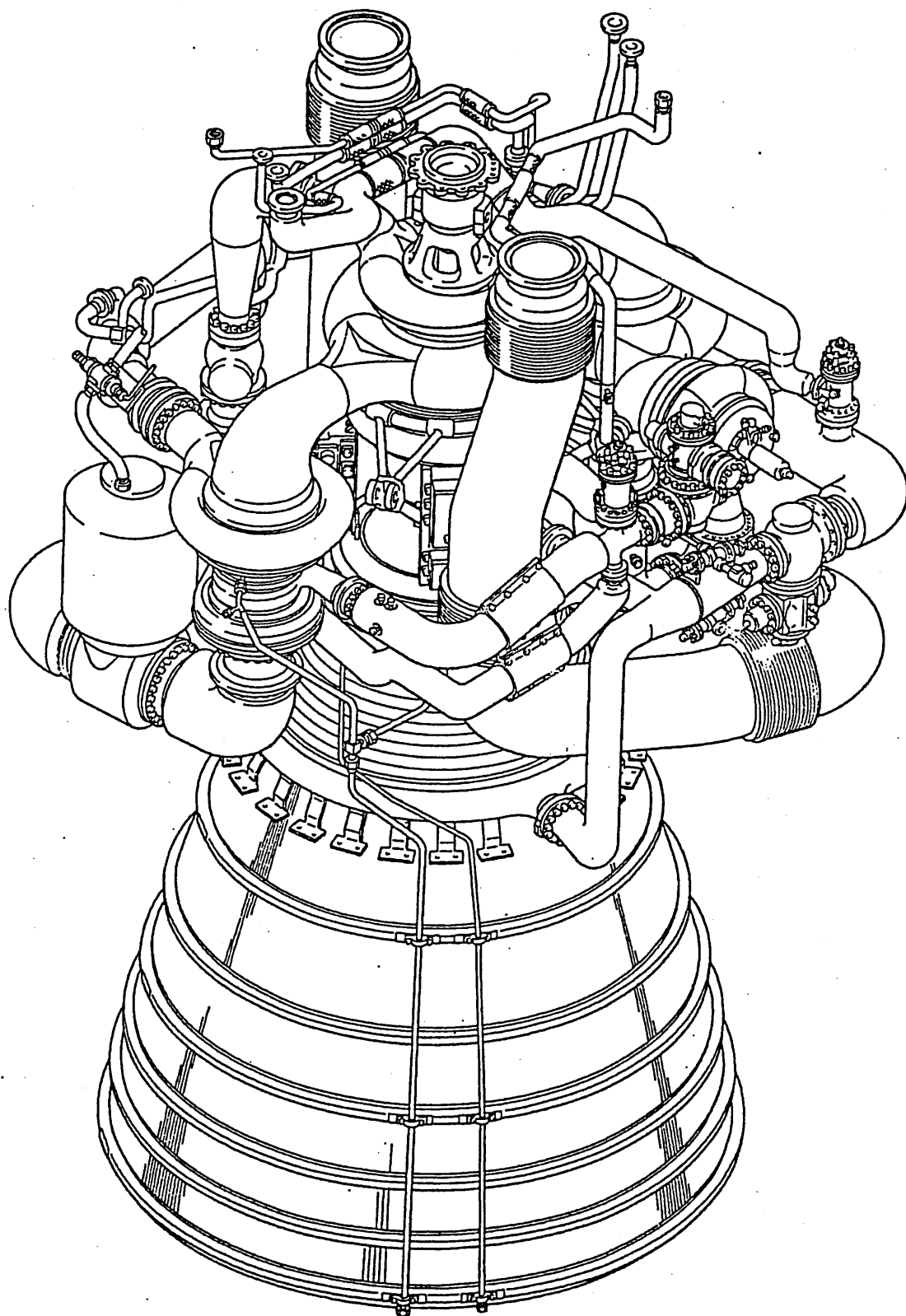
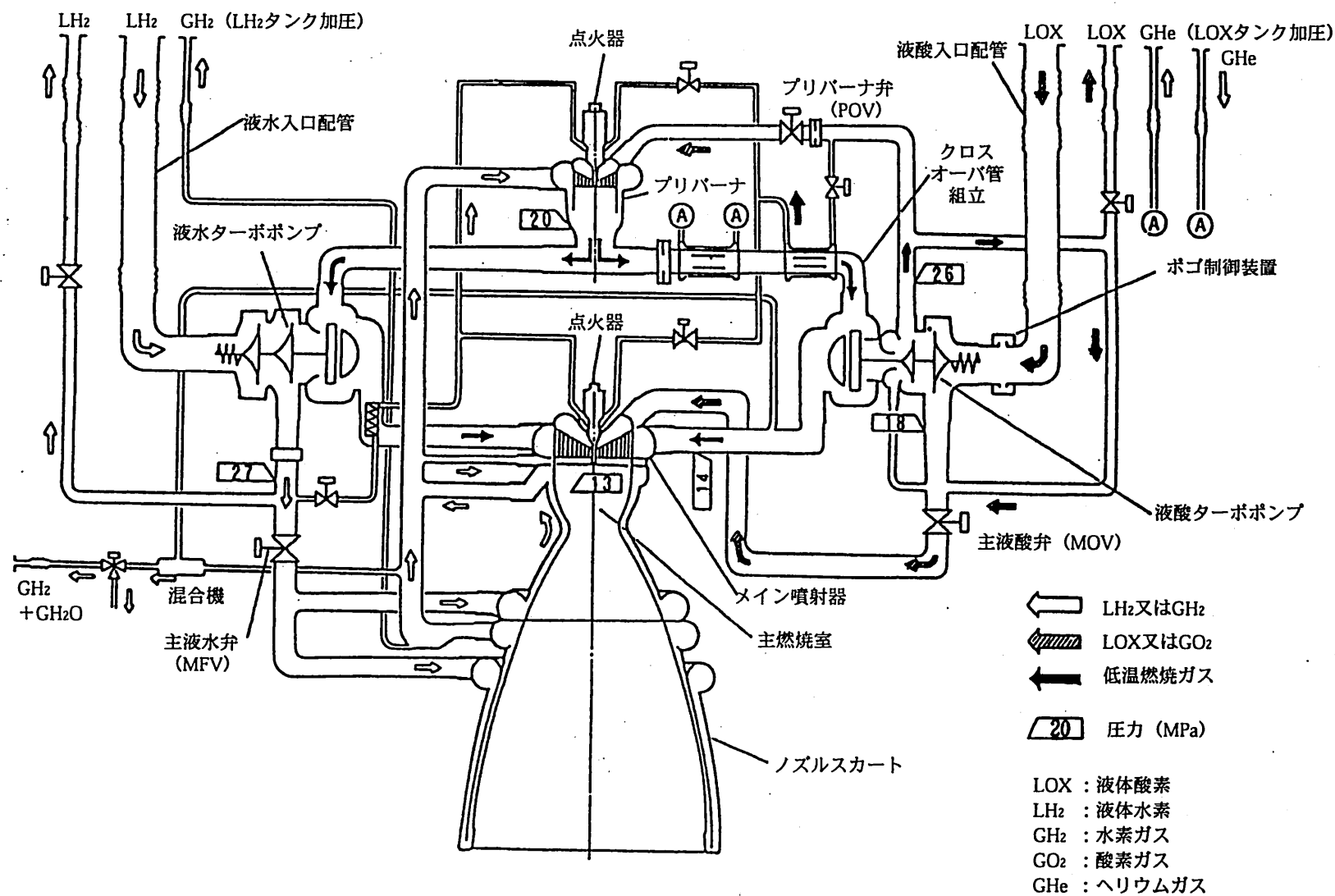


図-参3 1段LE-7エンジン外観図



液体酸素・液体水素エンジンでは、スペースシャトルの主エンジン (SSME) やロシアのエネルギー主エンジンに採用されているエンジン駆動方式の2段燃焼サイクルは、高性能を得るための重要な技術です。

図-参4 1段LE-7エンジンのシステム系統図

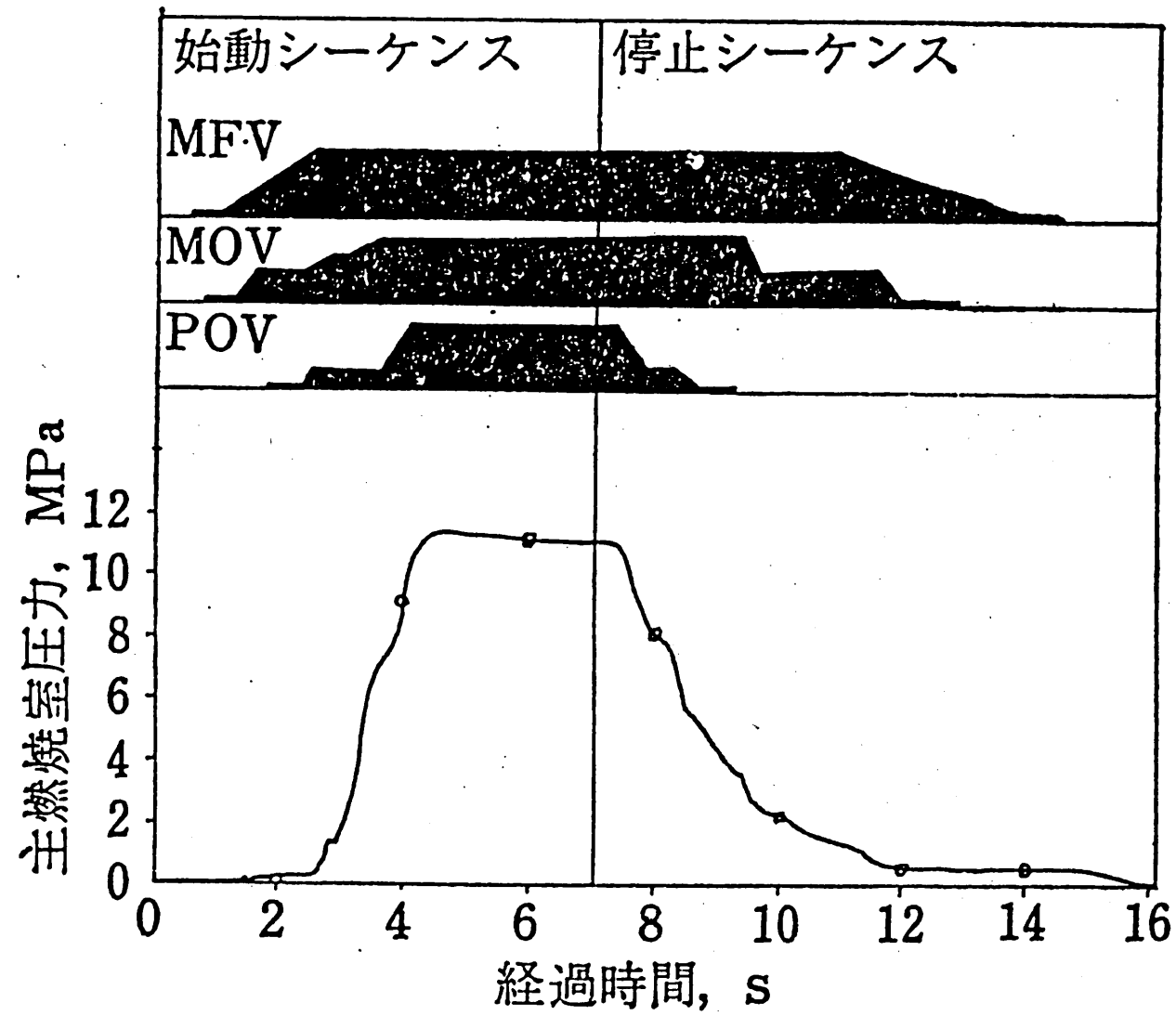


図-参5 1段LE-7エンジンの始動及び停止シーケンス

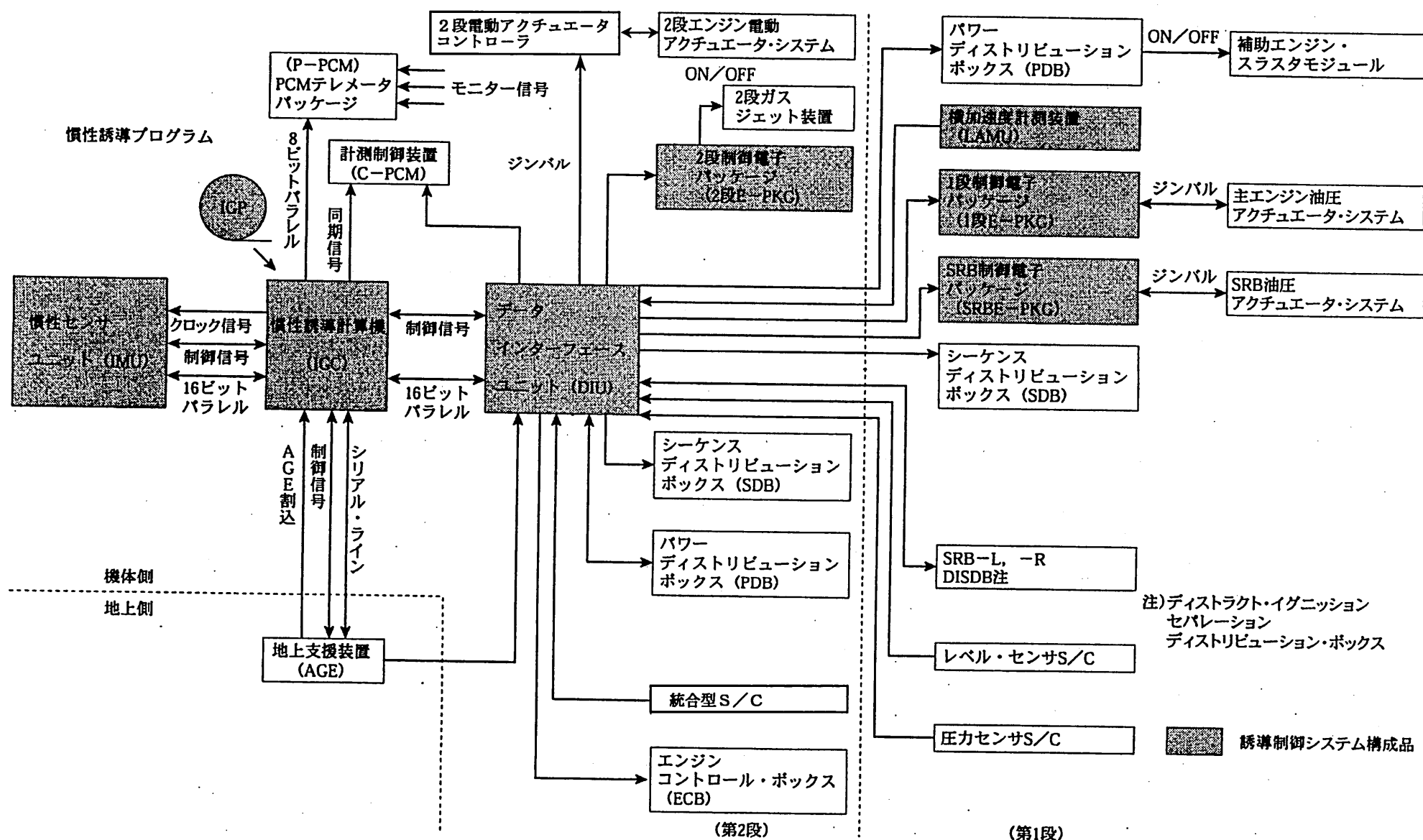


図-参6 アビオニクスブロックダイアグラム

表一参1 最近のロケット指令破壊の例

No.	打上げ日	ロケット	ペイロード	射場	不具合内容
1	1998/8/27	Delta 3 (米国)	GALAXY 10 (米国通信放送衛星)	ケープカナベラル	打上げ55秒後に制御不能となった。打上げ75秒後に米空軍が指令破壊コマンドを送信。
2	1998/8/12	Titan 401A (米国)	MERCURY F3 (米国軍事偵察衛星)	ケープカナベラル	打上げ40秒後に、機体ピッチ軸に異常が生じ、2基の固体ロケット底部から爆発。42秒後に指令破壊。
3	1997/11/2	VLS (ブラジル)	SCD-2A (地球環境データ収集衛星)	アルカンタラ	4つの第1段エンジンのうち、1つが点火せず、飛行経路をはずれたため、打上げの65秒後に指令破壊。
4	1996/6/4	アリアン5(仏)	CLUSTER(仏国地球プラズマ環境計測衛星)	クールー	慣性制御システムのソフトウェアの不具合(設計ミス)により、第1段エンジン点火37秒から機体が傾いて破壊(66秒後に指令破壊も実施)。
5	1995/6/22	ペガサスXL (米国)	STEP-3 (米軍事衛星)	空中発射	第2段エンジンから、インターステージが正常に分離せず指令破壊。
6	1992/8/22	アトラス1 (米国)	GALAXY-1R (米通信衛星)	ケープカナベラル	第2段エンジンが点火せず、制御不能となり指令破壊。
7	1990/2/23	アリアン4(仏)	SUPERBIRD-B(日本通信衛星) BS-2X(日本放送衛星)	クールー	第1段エンジンの推力低下により、打ち上げ142秒後に指令破壊。ガス発生器冷却ラインに不注意に残された布片によりガス発生器過熱。

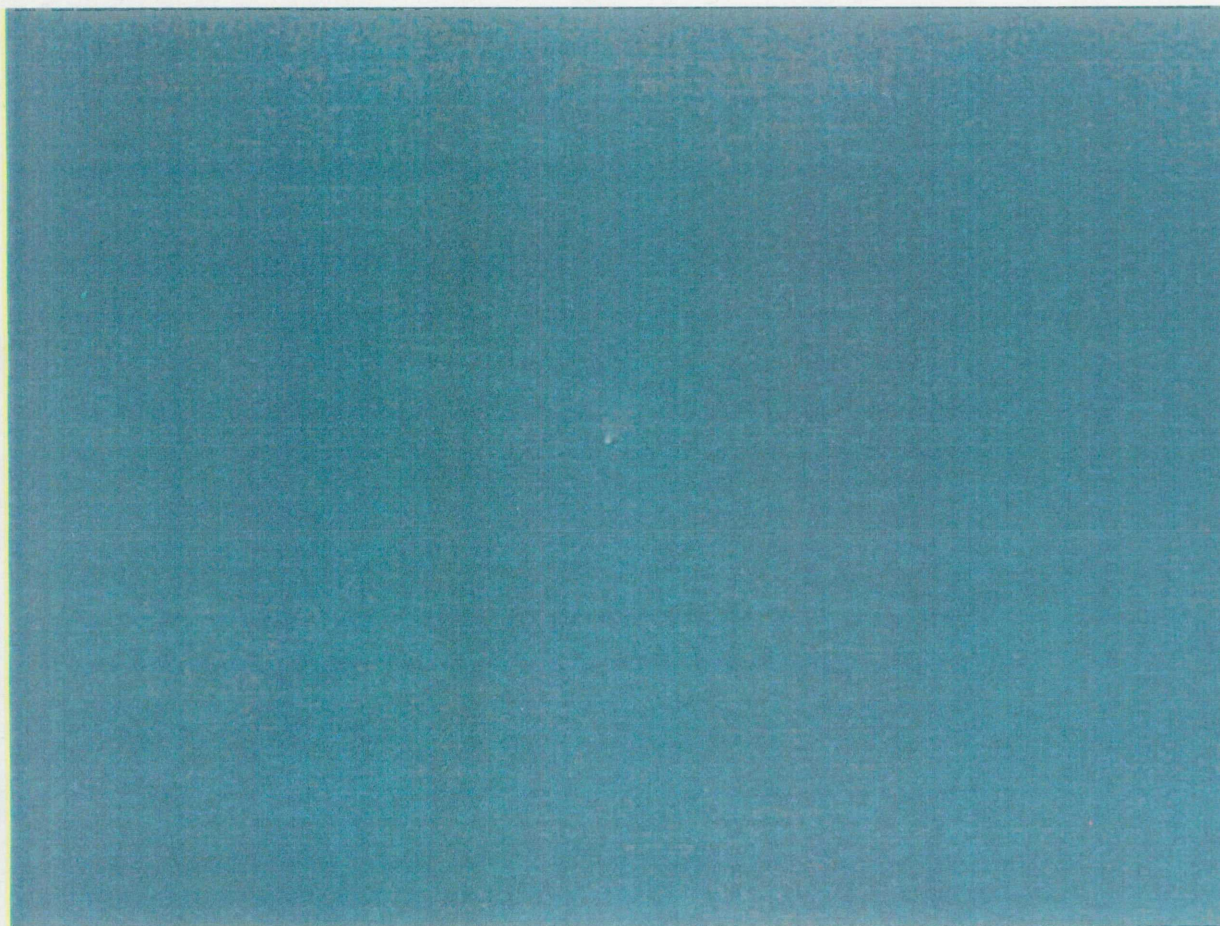
表参-2 フライトエンジン領収試験履歴

適用号機	試験時期	試験回数	試験秒時(sec)					総試験秒時(sec)
TF#1	93/8	3回	50	50	50			150
TF#2	93/11	3回	41(注1)	50	50			141
TF#3	94/4-5	3回	39(注2)	50	50			139
F#4	94/10	4回	50	5(注3)	50	50		155
F#5	95/3	4回	50	50	4(注4)	50		154
F#6	96/7-8	5回	50	43(注5)	50	50	50	243
F#8	98/8	4回	21(注6)	50	50	50		171

備考: 領収試験は、作動確認、性能確認、再現性確認の3試験を行う。  
(性能確認試験で領収試験規定を満足しない場合は再度性能確認試験を行う)

- (注1) TF#2 1回目 主燃焼室圧力、及び主燃焼室水素噴射圧力が規定を上回り自動停止。  
(注2) TF#3 1回目 ノズルスカートより水素漏洩があり手動停止。  
(注3) F#4 2回目 水素ターボポンプ軸振動が規定を上回り自動停止。  
(注4) F#5 3回目 主燃焼室圧力計測異常により自動停止。  
(注5) F#6 2回目 液体水素供給タンク液量不足のため、水素枯渇により自動停止。  
(注6) F#8 1回目 燃焼室への水素供給圧力が設定下限値を下回り自動停止。





↑  
上