

図-1 H-IIロケット8号機の形状

表－１ H－II ロケット 8号機の主要諸元

項 目		諸 元	備 考
全 長		50.0 m	コア機体 ペイロード質量を含む
直 径		4.0 m	
全備質量		263.0 t	
ペイロード質量		2.9 t	
第 1 段	推進薬	液化酸素／液化水素	LE－7エンジン用
	推進薬質量	87.1 t	ヘリウムガス含む
	推 力	842.8 kN	海面上（補助エンジン分は含まず）
	燃焼時間	346 sec	打上げ～主エンジン燃焼停止指令
	比推力	445 sec	真空中（補助エンジン分は含まず）
全備質量		97.2 t	下部段間部を含む
S R B	推進薬	固体推進薬	2本分 2本分、海面上 真空中 2本分
	推進薬質量	118.3 t	
	推 力	3116.4 kN	
	燃焼時間	94 sec	
	比推力	273 sec	
全備質量		140.5 t	
第 2 段	推進薬	液化酸素／液化水素	LE－5Bエンジン用
	推進薬重量	17.0 t	真空中 再着火機能、再々着火機能 （第2段エンジン第1回燃焼開始～第2段エンジン第1回燃焼停止指令、第2段第2回燃焼開始～第2段第2回燃焼停止指令、第2段第3回燃焼開始～第2段第3回燃焼停止指令）
	推 力	137.2 kN	
	燃焼時間	554 sec	
	比推力		447.0 sec
全備重量		20.4 t	再々着火実験対応機器（約0.1 t）及び上部段間部を含む
フェア リング	直 径	5.1 m	衛星収納域
	全 長	12.0 m	（衛星搭載アダプタを含む）
	重 量	1.9 t	衛星搭載アダプタ（約0.2 t）を含む
誘 導 方 式		ストラップダウン慣性センサユニットによる慣性誘導方式	

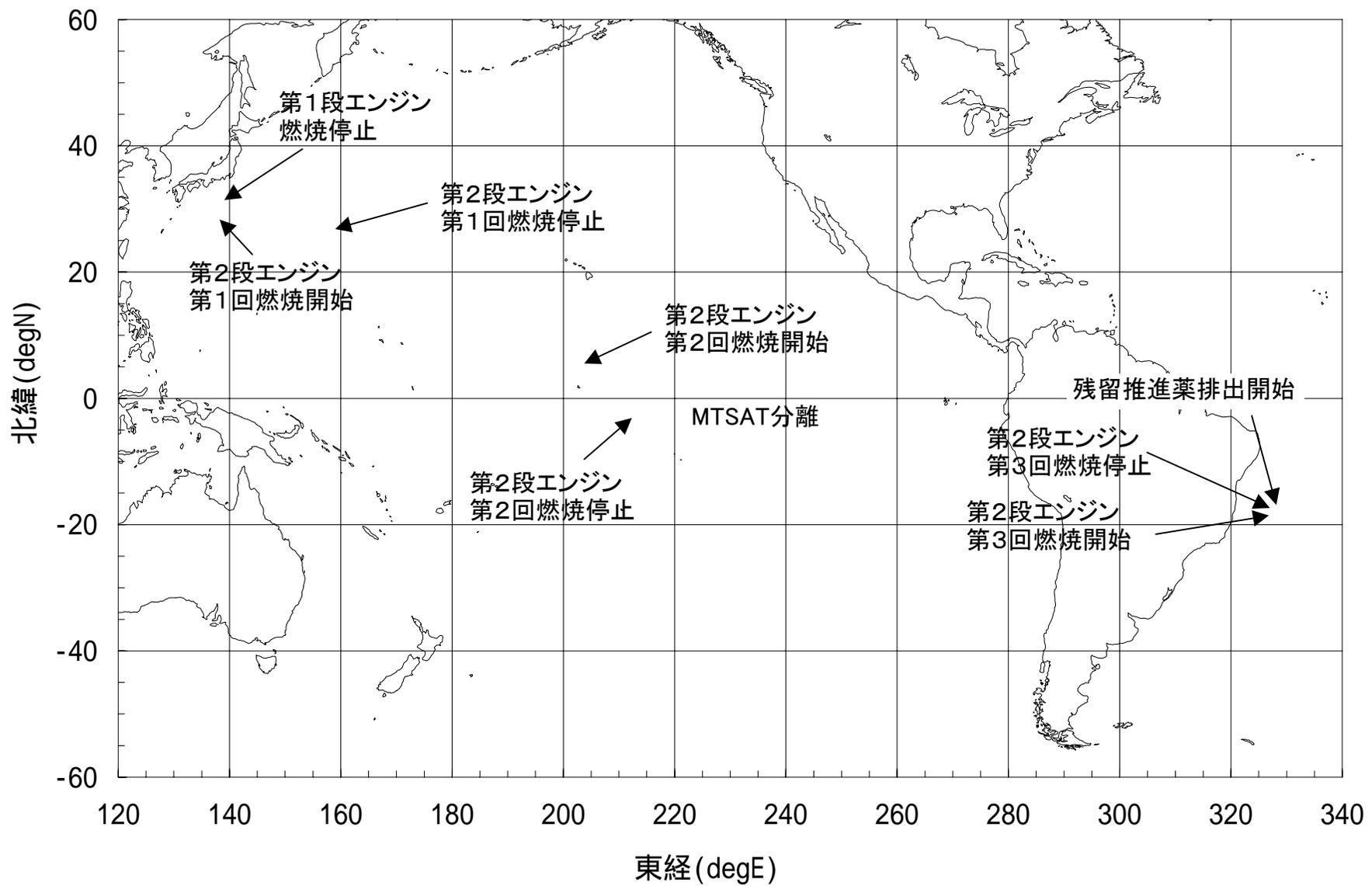
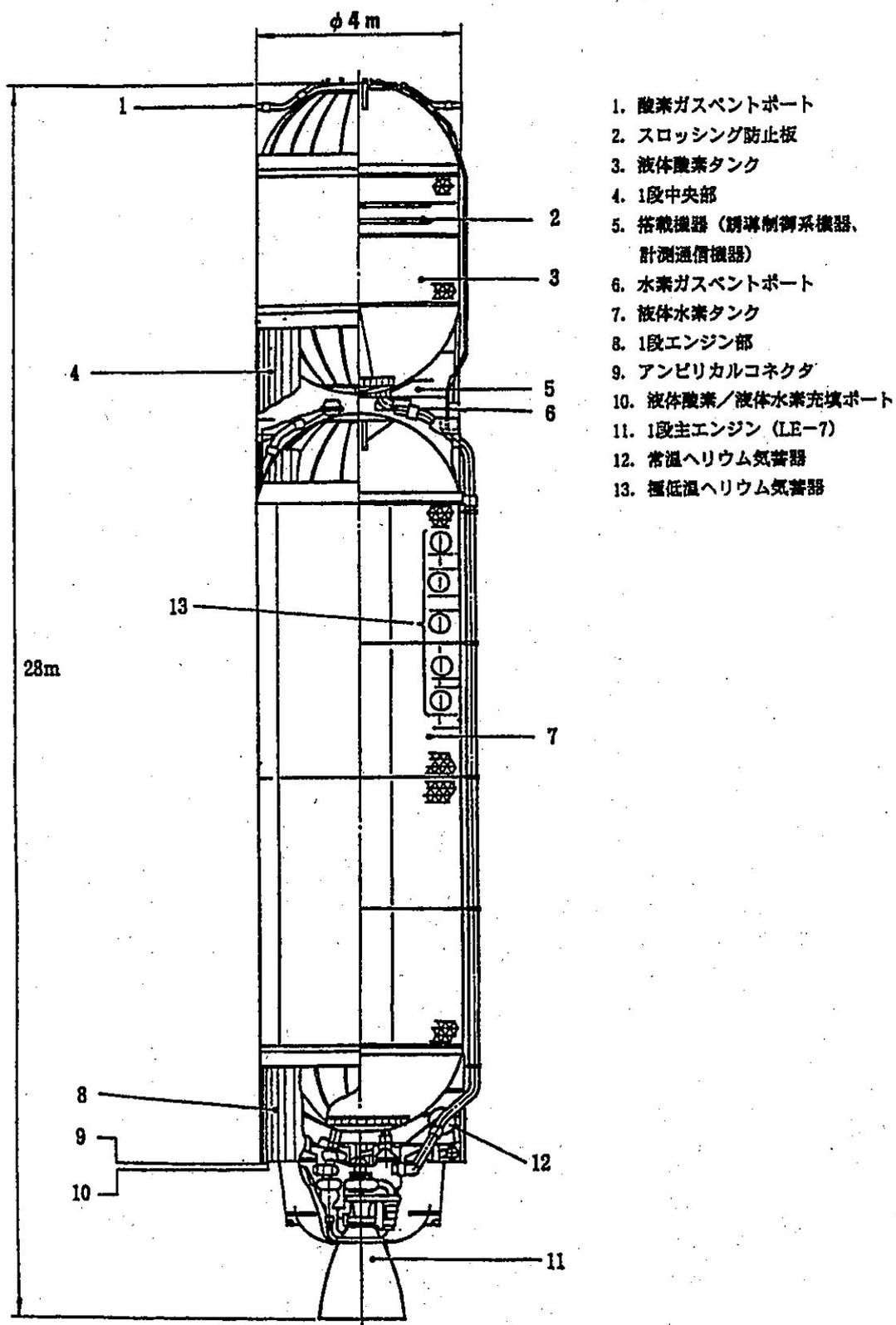


図-2 H-IIロケット8号機飛行経路(計画)



1. 酸素ガスベントポート
2. スロッシング防止板
3. 液体酸素タンク
4. 1段中央部
5. 搭載機器（誘導制御系機器、計測通信機器）
6. 水素ガスベントポート
7. 液体水素タンク
8. 1段エンジン部
9. アンピリカルコネクタ
10. 液体酸素/液体水素充填ポート
11. 1段主エンジン（LE-7）
12. 常温ヘリウム気蓄器
13. 極低温ヘリウム気蓄器

図-3 第1段機体の形状

表－２ 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・弁類等	LE-7エンジンへの推進薬の供給、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

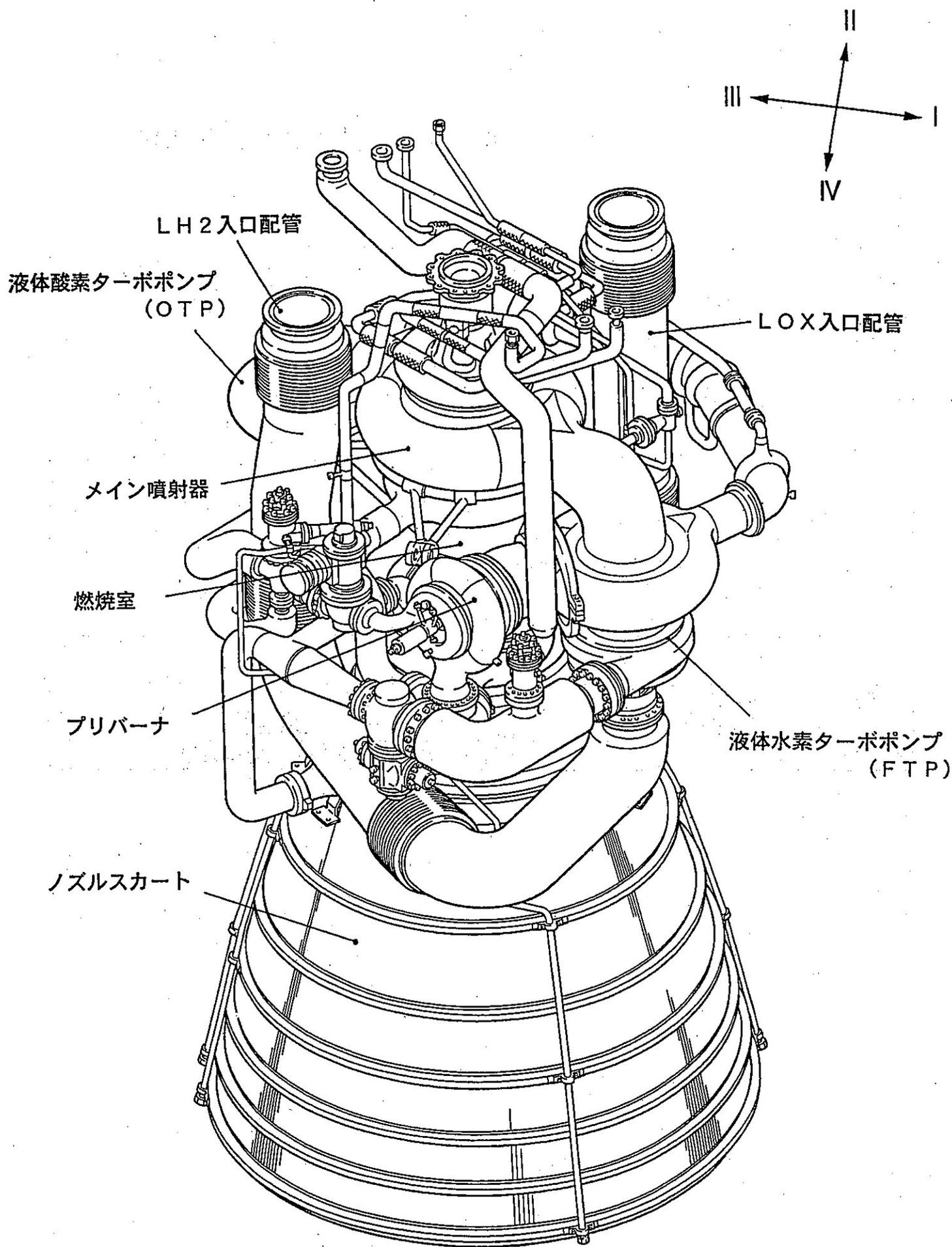


図-4 LE-7エンジンの形状

表－3 LE－7エンジンの主要諸元

推力（真空中）	1078 kN
比推力（真空中）	4375 m/s
燃焼室混合比	6.0
メイン燃焼圧力	12.7 MPa
液体水素総流量	35.2 kg/s
液体酸素総流量	211.1 kg/s
液体水素ターボポンプ回転速度	700 s <sup>-1</sup>
液体水素ターボポンプ出口圧力	27.0 MPa
液体酸素ターボポンプ回転速度	300 s <sup>-1</sup>
液体酸素ターボポンプ出口圧力	17.4 MPa



表－４　　L E－7 エンジンテレメータ計測位置

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
プリバーナ燃焼噴射圧力	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
液体水素インターフェース圧力	P F I
液体酸素インターフェース圧力	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 C 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
液体水素インターフェース温度	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

ロケット機体座標軸  
[XB YB ZB]

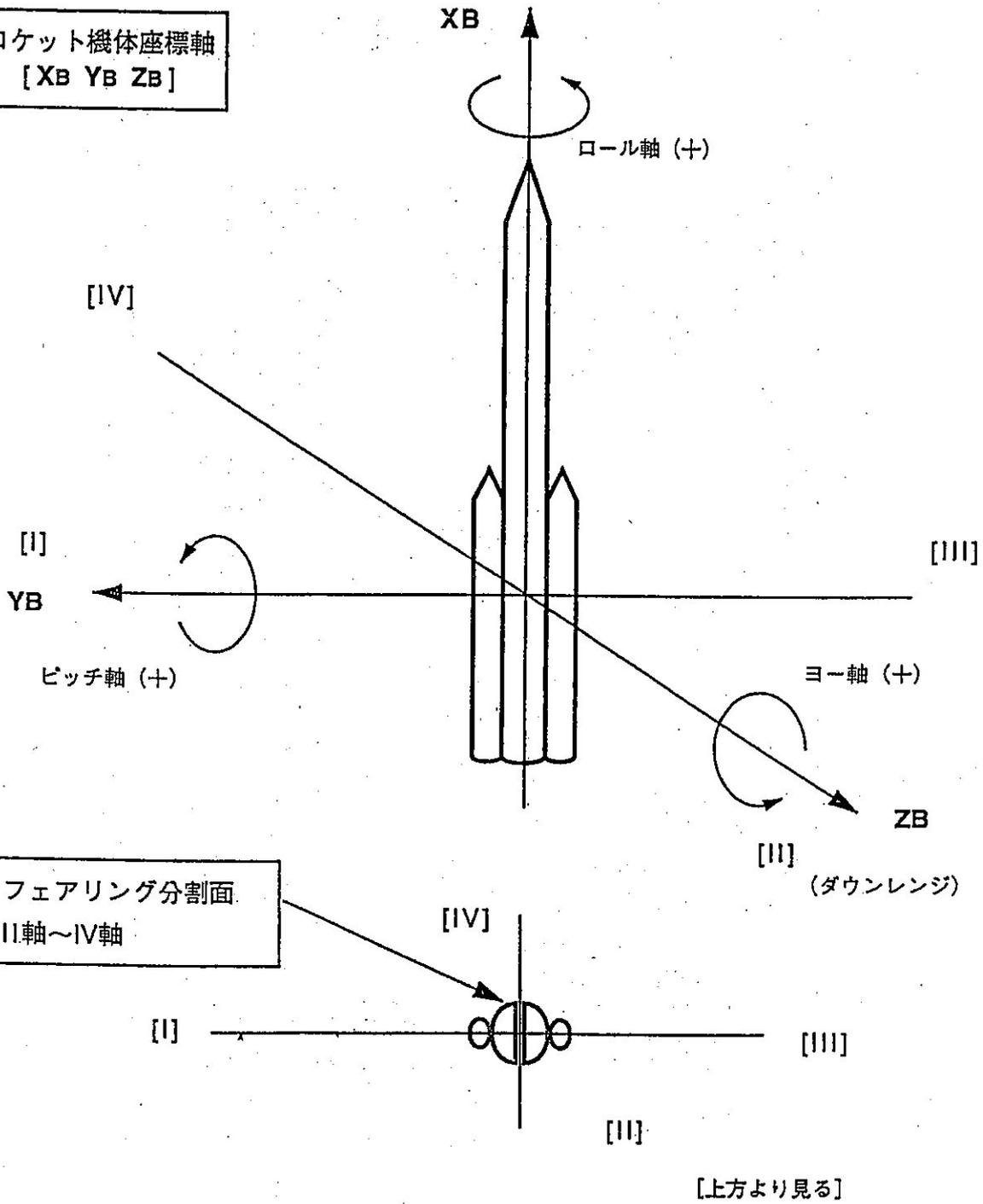


図-6 H-II ロケット機体座標軸