

H-IIAロケット試験機 1号機の開発状況について

平成13年6月21日
宇宙開発事業団

打上げ延期後の取り組み

概要

- (1) 試験機 1 号機の確実な打上げに向け、以下を実施。
 - 開発試験の強化（試験回数の追加、厳しい条件下での試験実施等）
 - 製造、試験、品質プロセス等の信頼性の再確認
 - 緊張感の維持、意識面の徹底

- (2) LE-7Aエンジン液体水素ターボポンプのインデューサ改良については、数種類の改良案を試験・評価し、有力候補を一つ選定済み。平成 13 年 5 月から改良型インデューサを装備したエンジン燃焼試験を実施。

品質再確認作業の状況

(1) 目的

試験機 1 号機の製造、試験及び品質管理の全ての段階が、設計の意図と整合していることを確認する。

(2) 体制

企業及び下請け企業と一体となって「品質確認対策チーム」を組織し、品質再確認作業を実施。

(3) 抽出された課題に対する対策については、打上げ前までに順次処置を実施。

品質確認対策チームによる再確認作業

特殊工程（溶接，ろう付け，鋳造等）により製造する部位の再点検

例1：可能性のある故障モードを抽出し，そのモードが発生した場合の影響を分析・評価

例2：特殊工程部位の切断検査を充実，強度余裕を確認するため高圧配管の破壊試験を充実

大きな振動，衝撃が発生する部位の再点検

例3：第1段エンジン（LE-7A）の解析モデル・振動モデルの高精度化及び試験データにより，振動部位に発生する応力の点検，寿命の評価

品質確保に関する点検

例4：過去に発生した不具合の要因分析の深化（背後要因の分析）．結果を他社，他部門に周知し同種の不具合が発生する可能性を除去

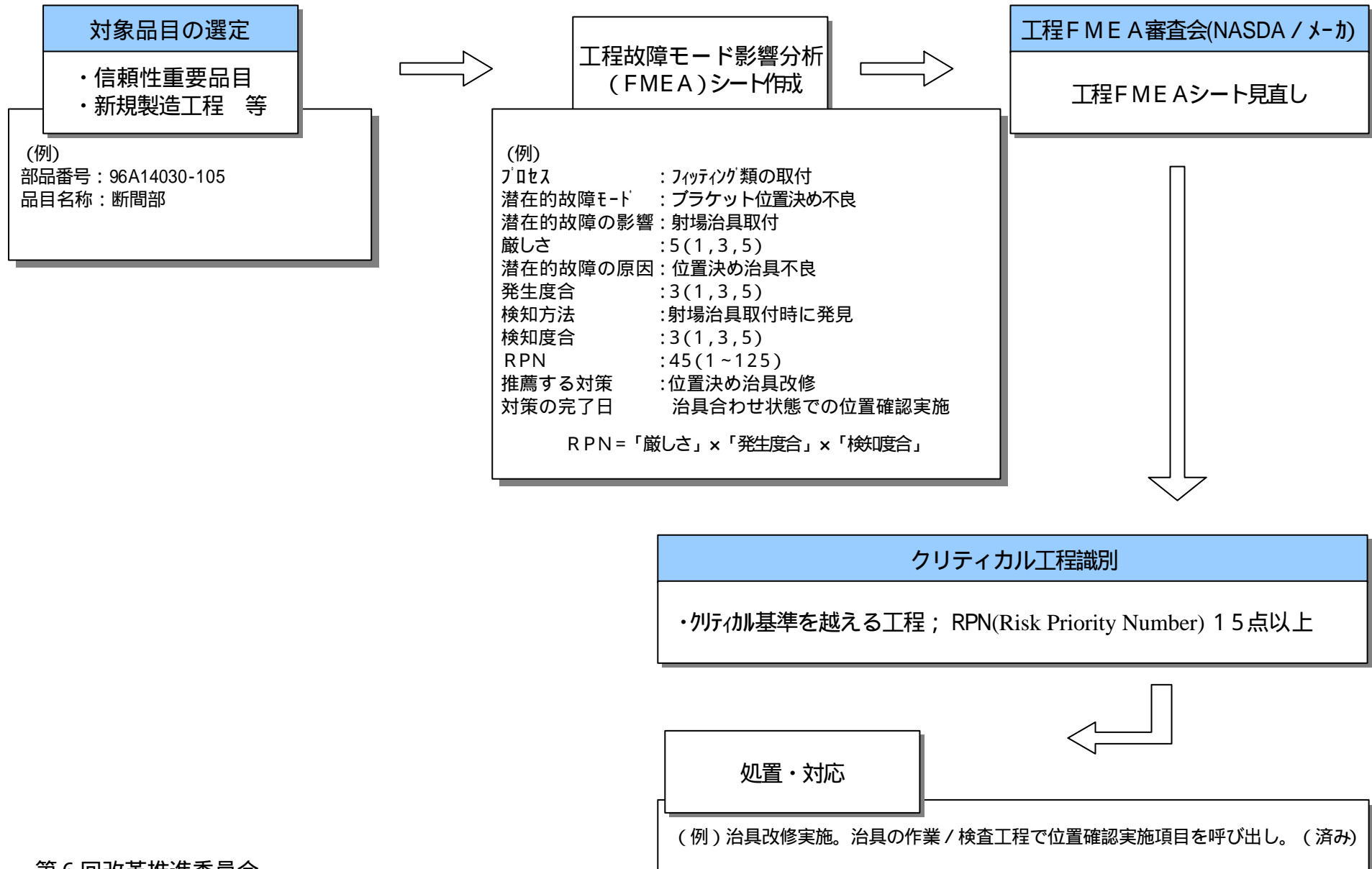
試験機1号機确实性に関する点検

例5：製造中間工程における監督検査の強化（NASDA監督項目を増強，企業の設計・生産技術者の立会い強化）

例6：第1段エンジンは新規製作し，技術試験を強化．ロケット全体で機能点検，工場内整備作業再実施．

【品質再確認】

特殊工程における故障モードの影響分析



【品質再確認】

切断検査の状況

■ 概要

認定型燃焼試験に供し、設計要求寿命に達したLE-7A/LE-5Bエンジンのコンポーネントを分解切断し詳細検査を行った。

■ 検査結果

機能や耐久性に悪影響を及ぼす欠陥は無いことを確認した。

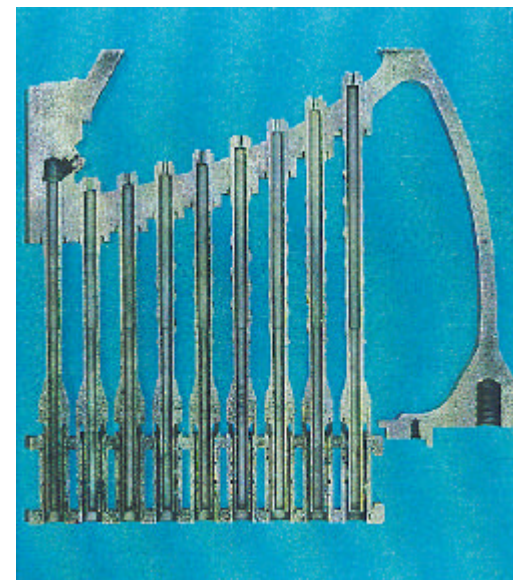
■ 主な点検対象

- ・燃焼室 / ノズルスカート
- ・液化水素/液化酸素ターボポンプ
- ・配管類

■ 主な検査内容

検査部位に応じて以下の検査を実施した。

- ・浸透探傷検査（鋳物表面、溶接部等）
- ・断面組織観察（溶接部、ロウ付け部等）
- ・X線検査（溶接部等）



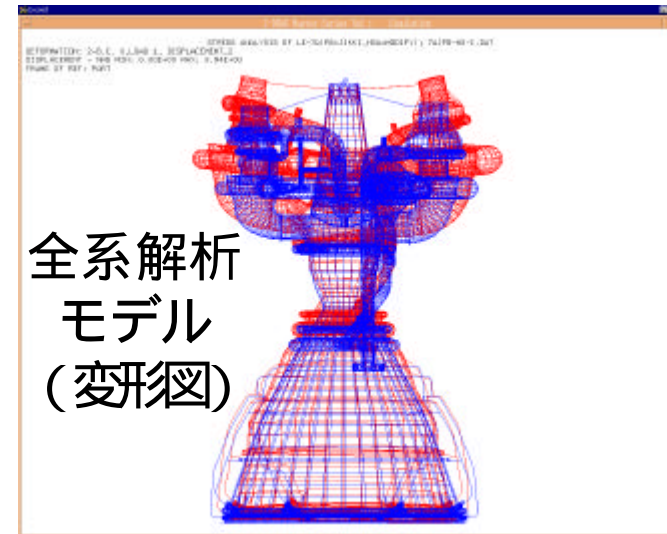
切断検査片の例

【品質再確認】

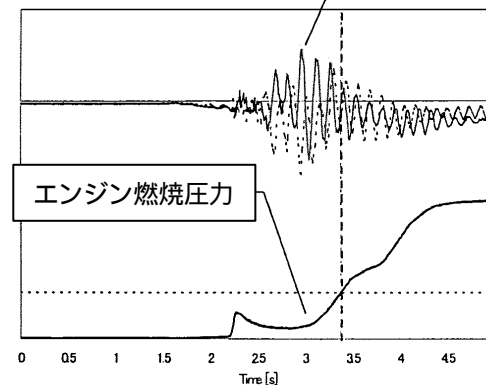
エンジン振動解析結果

■ エンジン全系解析モデル

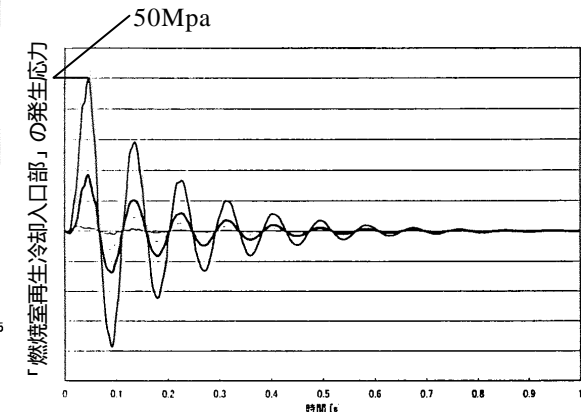
- ・ エンジン定常作動時の内圧・熱荷重により定常応力を計算（厳しい箇所については個別の詳細モデル解析も実施）
- ・ 機体と組み合わせた正弦波振動環境、燃焼試験計測データに基づく始動 / 停止時過渡振動・定常ランダム振動による振動応力を計算
- ・ 上記定常応力と振動応力計算結果を合わせ疲労寿命評価を実施して、余裕を確認



アクチュエータアームでの過渡荷重実測値



【燃焼試験実測データ】
(始動過渡)



【エンジン各部に発生する応力計算結果 (例)】

【品質再確認】

SRB-A着火過渡における荷重の評価

■ SRB-A着火衝撃サブスケール試験概要

供試体

直径・長さとも約1/4のCFRP製モータケースを使用し、結合部構造を寸法1/4、剛性1/16で模擬。

外力条件

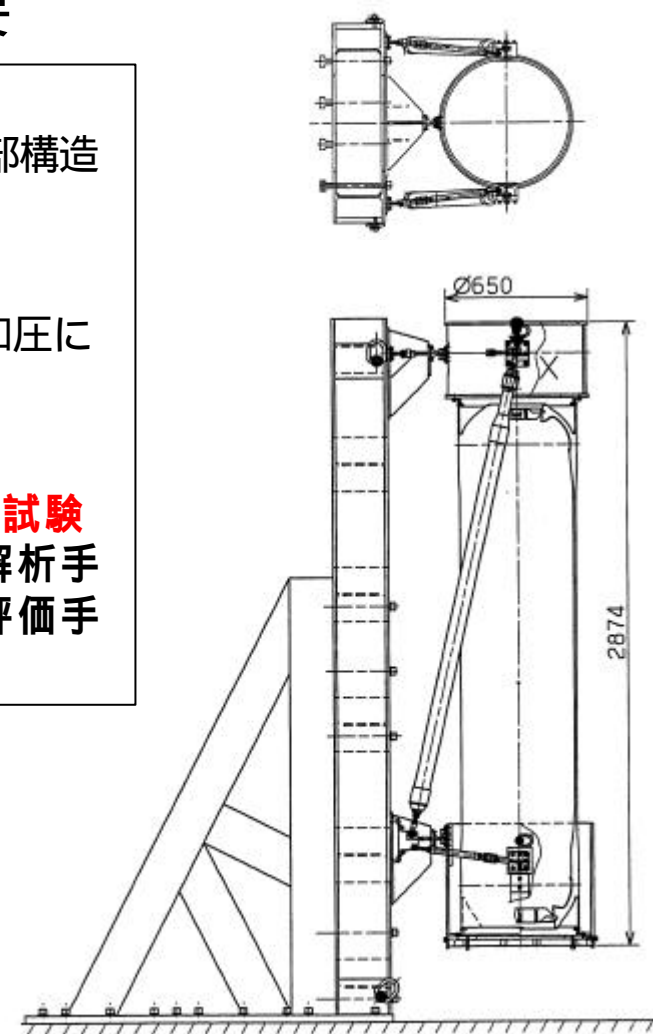
SRB-A着火時内圧によるモータケース伸びを、瞬間的なガス加圧により模擬。

評価

結合部に発生する過渡振動応答荷重は、**解析結果に対して試験結果が40%~70%程度**と安全側に評価できており、現状の解析手法が、実機SRB-A着火時の過渡振動応答についても妥当な評価手法であることを確認。（下表参照）

プレス・ストラット軸力応答最大値

	前方プレス	後方プレス	ストラット
試験結果	1.0 kN _{o-p}	1.7 kN _{o-p}	3.6 kN _{o-p}
解析結果	2.5 kN _{o-p}	3.7 kN _{o-p}	6.7 kN _{o-p}



試験供試体概要

各サブシステムに関する最終確認状況

■ 総括

- (1) 各サブシステムとも、地上における試験・解析等を実施し、その結果から各々の技術事項を最終確認。
- (2) なお、実飛行でしか確認できない技術については、試験機の打上げにおいて技術データを取得し、飛行後に詳細な解析を行い、所期の性能が確保されていることを確認する計画。

【最終確認状況】

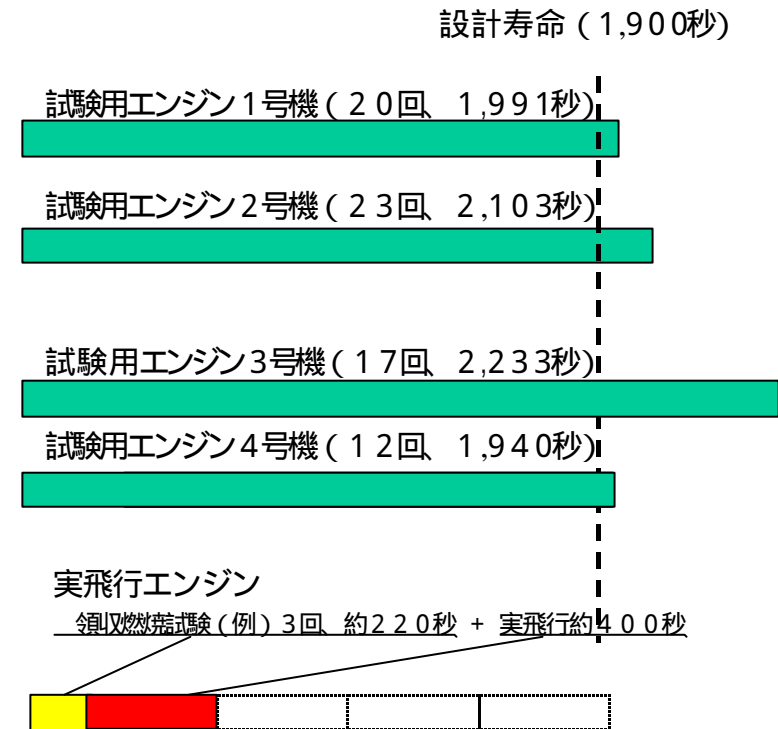
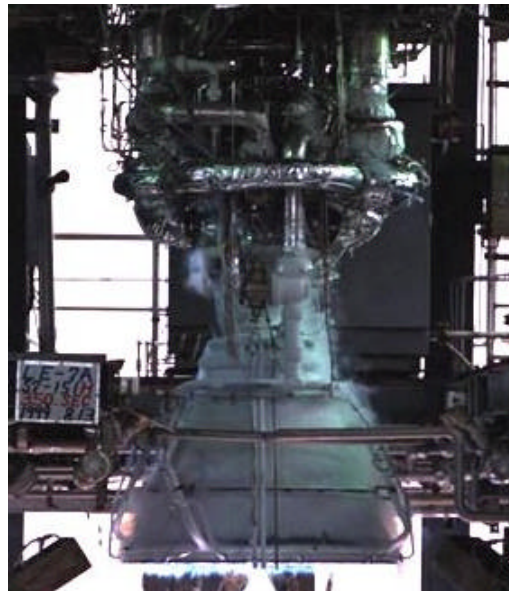
LE-7Aエンジン開発成果

【開発の考え方】

H-IIロケット8号機の原因究明を踏まえ、従来行っていなかった構成部品毎に厳しい条件（温度や圧力等）下での試験を実施

【結果】

合計4台の試験用エンジンにより、各々で実際の飛行時間（約400秒）の4倍以上の寿命を確認



【最終確認状況】

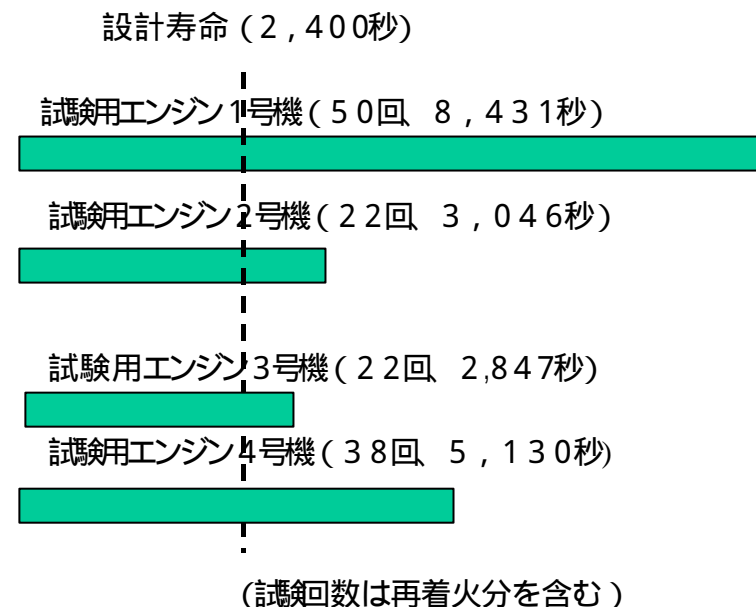
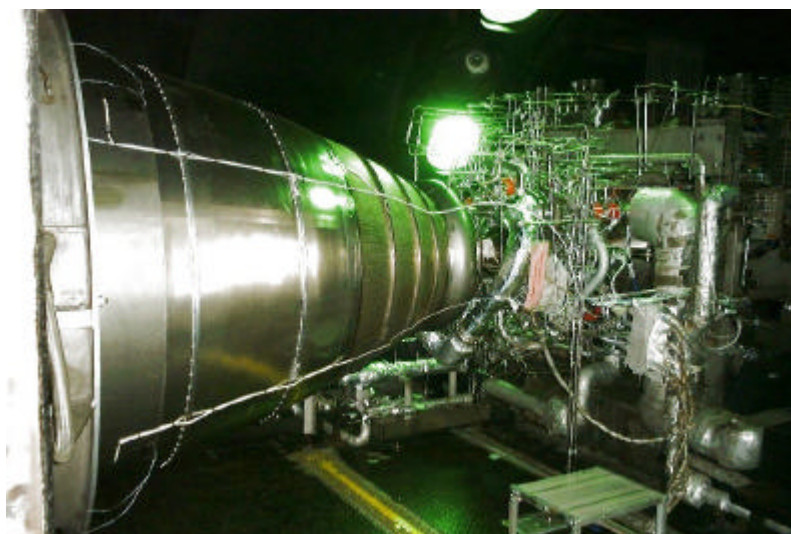
LE-5Bエンジン開発成果

【開発の考え方】

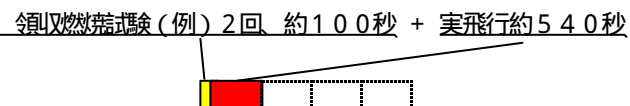
H-IIロケット8号機の原因究明を踏まえ、従来行っていなかった厳しい条件（温度や圧力等）下での試験を実施

【結果】

合計4台の試験用エンジンにより、各々で実際の飛行時間（約540秒）の4倍以上の寿命を確認



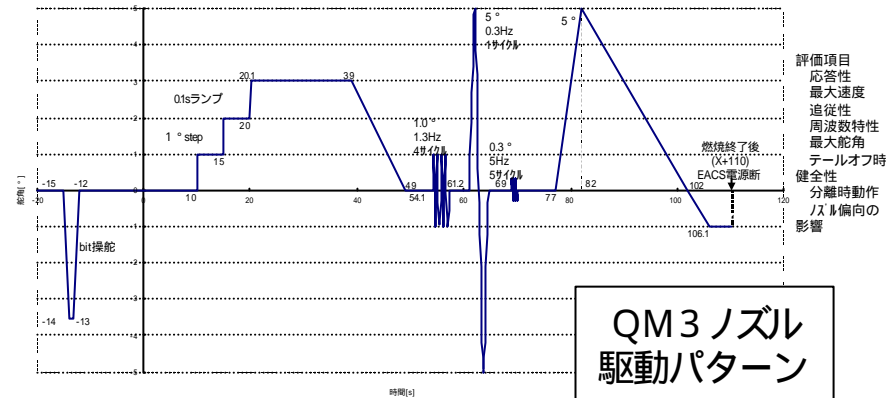
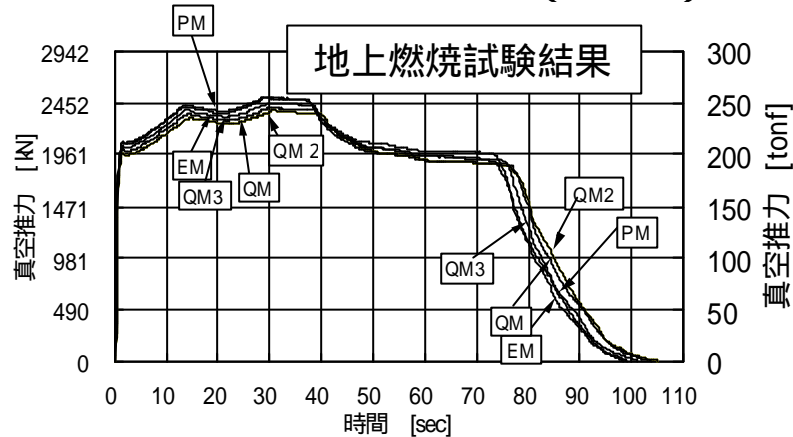
実飛行エンジン



【最終確認状況】

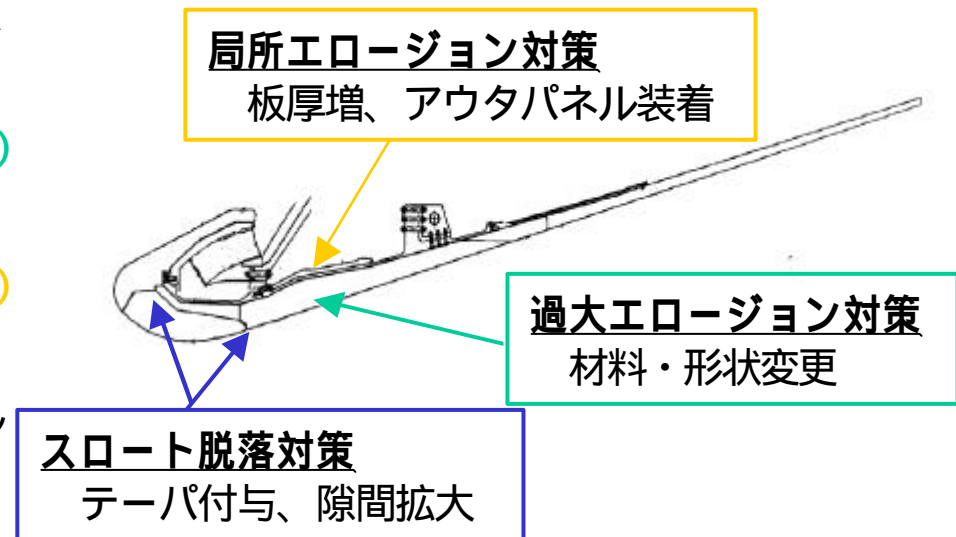
固体ロケットブースタ開発成果

- 実機サイズモータ5回（推進薬温度：18 ~ 28）の地上燃焼試験により、推進特性、推力方向制御(TVC)系特性の妥当性を確認



- 認定段階で発生した不具合について、以下のとおり対処

- ノズル開口部過大エロージョン (右図)
- スロットインサート脱落 (右図)
- ノズル開口部局所エロージョン (右図)
- 駆動用熱電池短絡等
 - 絶縁補強及び工程検査規格値の見直し
 - 導火材製造工程改善



【最終確認状況】

構造系開発成果

【開発の考え方】

- 解析による設計荷重の設定
- 設計荷重に対する強度実証
- 解析モデル検証後、設計荷重を再確認
- 試験による分離挙動の実証と分離解析手法の確認
- 試験及び解析による環境条件の設定



エンジン部/S R B - A分離衝撃試験



段間部強度試験

【結果】

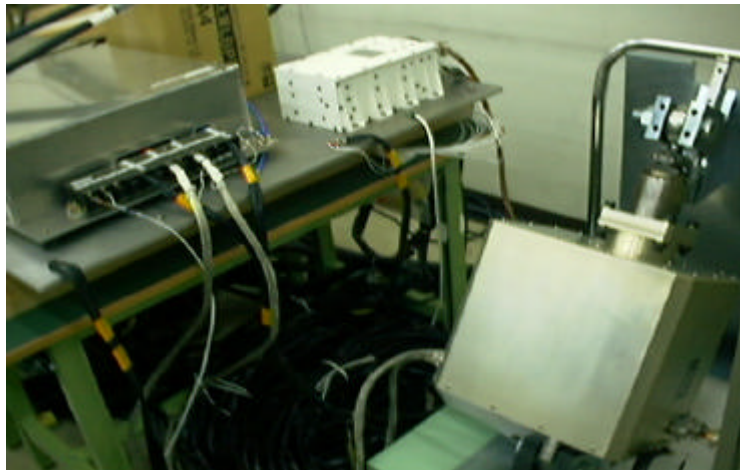
- 実機大供試体による強度試験で機体各部の強度を実証した。(タンク、段間部、中央部、エンジン部等)
- 風洞試験、組合せ剛性試験、振動試験等により解析モデルを検証し、設計荷重の妥当性を確認した。
- 実機大供試体によるS R B - A分離試験で分離挙動を実証し、分離解析手法の妥当性を確認した。
- 実機を模擬したS R B - A分離衝撃試験でエンジン部内部の衝撃環境を確認した。燃烧試験、音響試験等のデータに基づき、各部のランダム振動環境を設定した。解析により各部の低周波振動環境を設定した。



S R B - A分離試験

【最終確認状況】

アビオニクス系開発成果



誘導制御系システム試験状況

- **アビオニクス機器の開発**
機器単体での耐環境性試験および電磁適合性試験により、機能・性能を確認
- **搭載ソフトウェアの開発**
搭載ソフトウェアの設計・製作・検証試験を実施
- **誘導制御系システム試験**
誘導制御機器（EM）と搭載ソフトウェアを組合せてシミュレーション試験を行うことにより機能・性能及びインタフェースを確認
- **誘導制御系システム試験（その2）**
フライト仕様の誘導制御機器と搭載ソフトウェアを組合せてシミュレーション試験を実施し、機能・性能・インタフェースを確認。異常・故障ケースの試験も充実。
- **電磁適合性（EMC）試験**
電磁環境に有害なノイズが無いこと、衛星の放射電波により誤動作しないこと等を確認
- **動作マージン確認試験**
電圧、クロック等の変動に対する機器の動作マージンを確認
- **フルソフトウェアシミュレーション**
搭載電子機器をモデル化し、ハードウェア故障を模擬して搭載ソフトウェアの動作確認を実施

【最終確認状況】

全体システム開発成果



標準型地上試験機

- 【確認事項】
- ・ ロケットの組立点検作業、手順の確認
 - ・ ロケットと設備のインタフェース確認
 - ・ 推進薬注排液作業、手順の確認
 - ・ 打上げ直前の自動シーケンスの設定確認
 - ・ ステージ燃焼試験による第1段機体とエンジンの総合的な確認

主要成果

4回の燃焼試験、推進薬注排液点検、自動シーケンスの作動点検等により、機体 / 射場システムを総合的に確認

主な不具合と対策

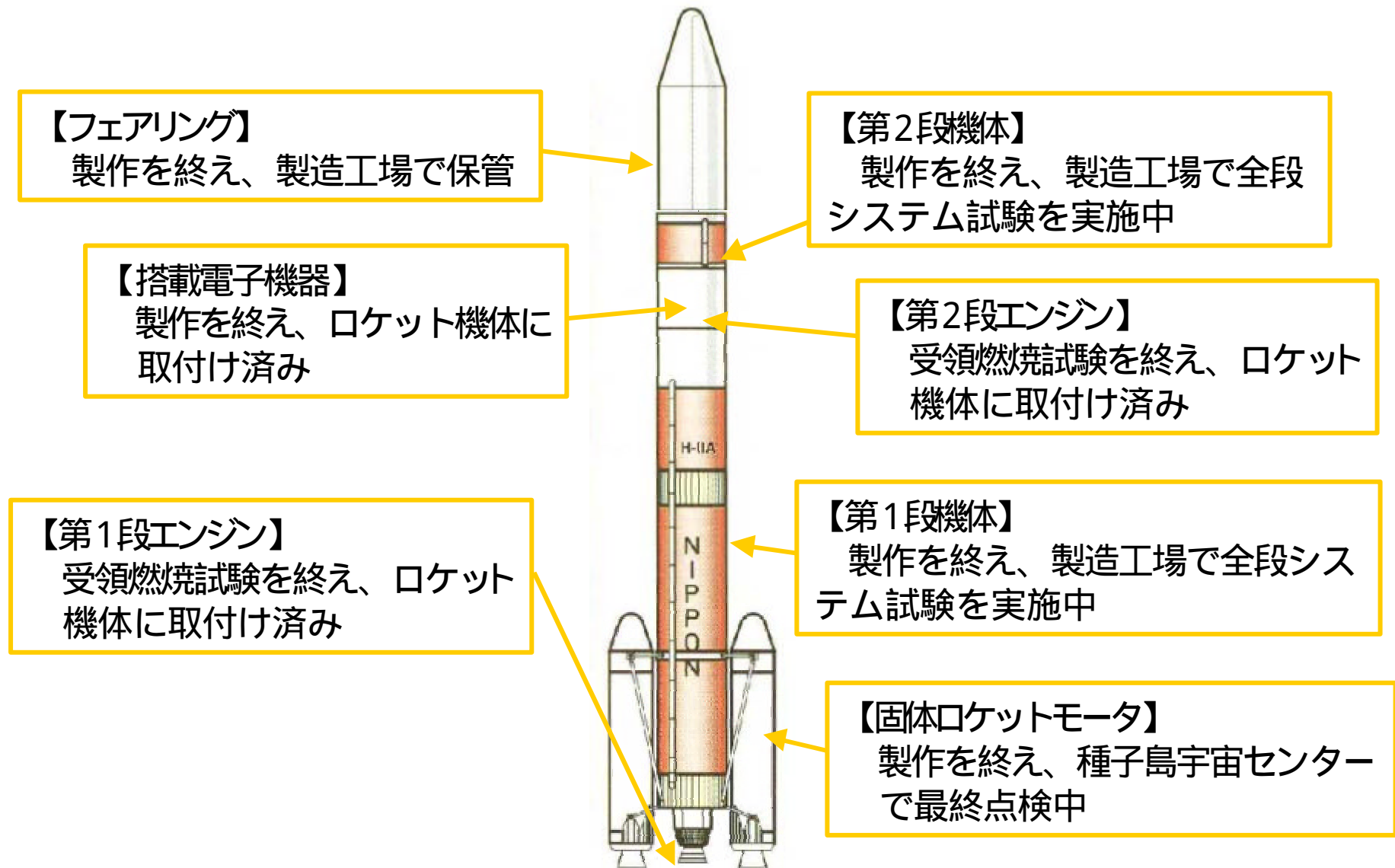
【事象】 第1段エンジン始動時の横揺れ

【対策】 ノズルスカートの高膨張部の取外し
油圧アクチュエータの改修 等

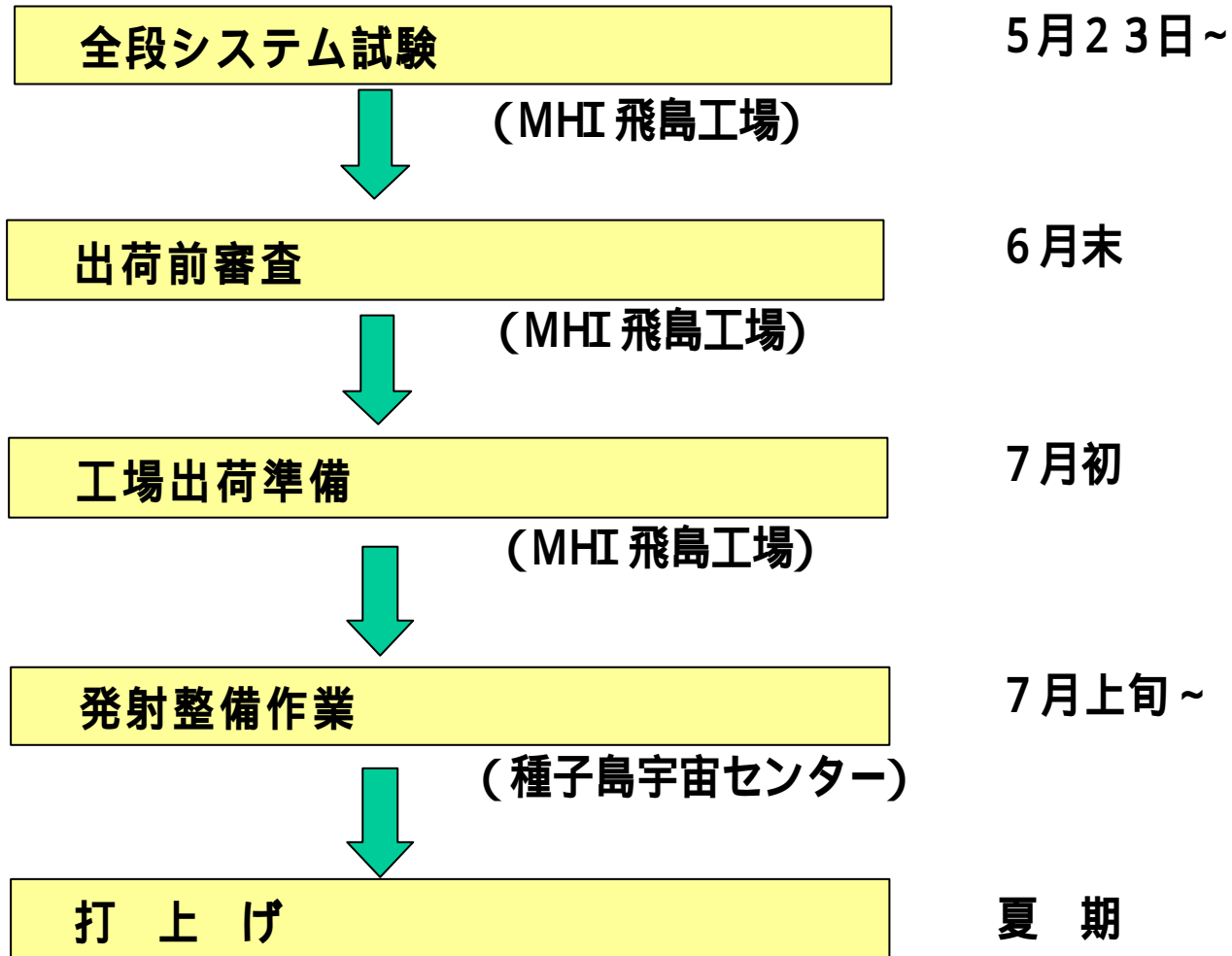
【事象】 第1段エンジン停止後に液体水素ターボポンプのリフトオフシールから水素漏洩

【対策】 リフトオフシールのばね力向上
シール部の乾燥の強化
設備の消火能力の向上 等

試験機 1 号機の機体準備状況



H - Aロケット試験機 1号機の今後の作業予定



LE-7Aエンジンの運転余裕の確保

- LE-7Aエンジンの液体水素供給ライン入口の正味吸込ヘッド (Net Positive Suction Head) の余裕を確保(76m)

【供給NPSHの向上】

タンク制御圧力の向上

-当初の定常制御圧 = 0.33 ± 0.0049 MPa { 3.39 ± 0.05 kg/cm²A}

-現在の定常制御圧 = 0.36 ± 0.00245 MPa { 3.675 ± 0.025 kg/cm²A}

供給NPSHを40m増加

液体水素温度の低減

-打上げ前の加圧開始時間を変更し、液体水素液温を0.05K低減

供給NPSHを3m増加

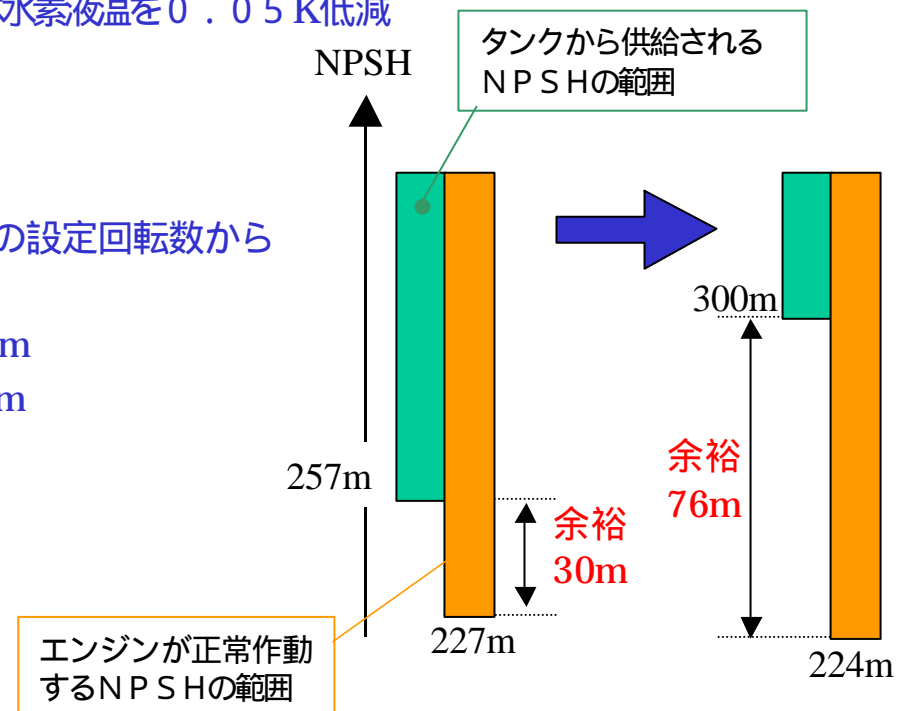
【必要NPSHの低減】

領収燃焼試験において、液体水素ターボポンプの設定回転数から直接確認

-ノミナル回転数 = 42000 rpm

-TF #1用エンジンの回転数 = 41700 rpm

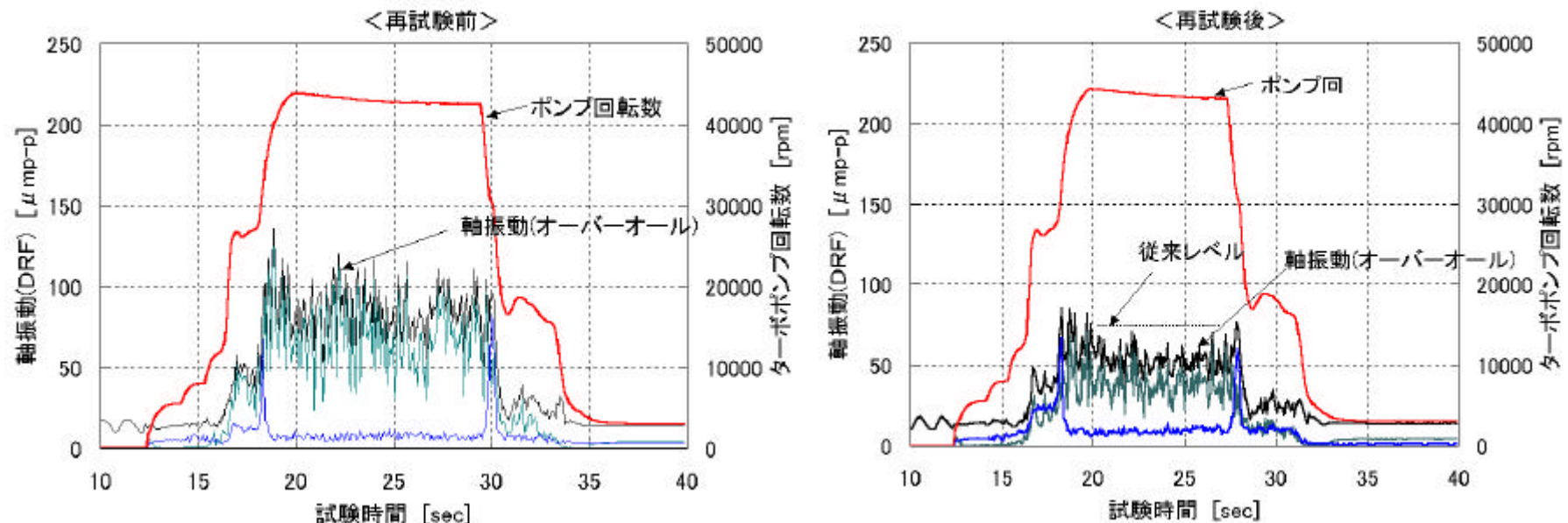
必要NPSHを3m低減



1号機の機体準備における特記事項

(1) LE-7AエンジンFTPの軸振動についての対応

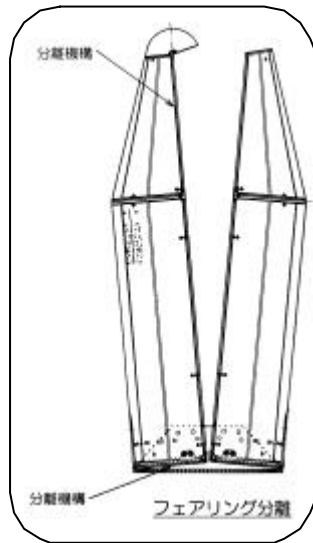
- 試験機1号機用のLE-7AエンジンFTPについては、軸振動が設計上の許容値以内ではあるものの、最近製造された他のポンプに比べ高めであった。
- 確実に期するため部品交換・再組立を実施し再度試験を行い、従来のポンプと同程度のレベルに低減することができた。
- なお、軸振動については、非常に複雑な物理現象に因り発生していると考えられるため、今後もメカニズムについての研究を継続する計画である。



1号機の機体準備における特記事項

(2) フェアリング実機大分離機構分離試験

- 試験機1号機と同一ロット火工品・作動温度下限以下：確認完了
- 薬量公差下限以下火工品・作動温度下限以下：性能余裕の確認完了

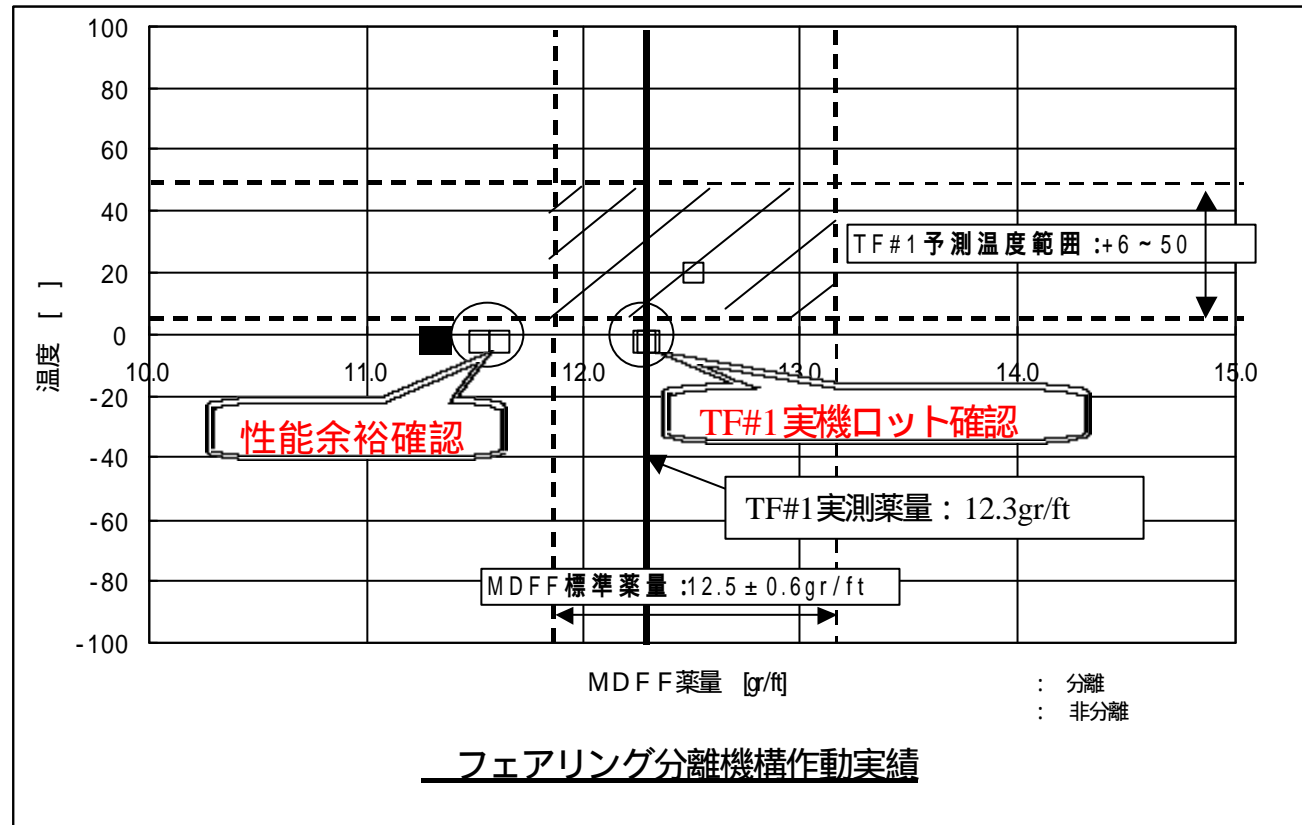
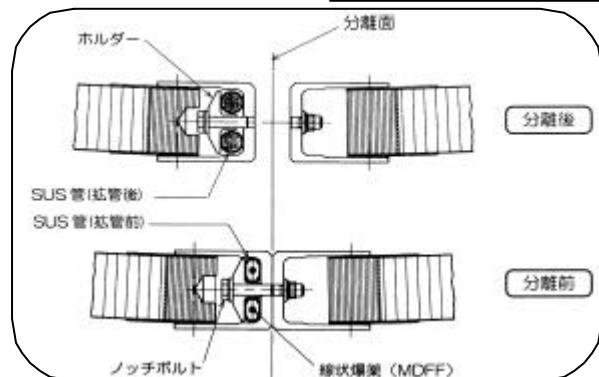


作動機構
線状爆薬 (MDFF)
作動

SUS管が拡管

ノッチボルト切断

フェアリング分離



1号機の機体準備における特記事項

(3) 1段液体水素供給配管の小異物

1. 概要

- ・品質再確認作業の一環で、設計担当が液体水素タンク出口部に小異物（直径0.5mm × 長さ15mm）を発見。
- ・その後の調査にて、液体水素供給配管（機体メーカーの下請けが製作）及び同下請けメーカー製の他の部品（主にエンジン配管）の一部が清浄度規定を満たしていないことが判明。

2. 原因

- ・下請けメーカーの洗浄及び検査工程の不備。
- ・下請けメーカーの洗浄手順を承認した機体メーカーの審査が不十分。

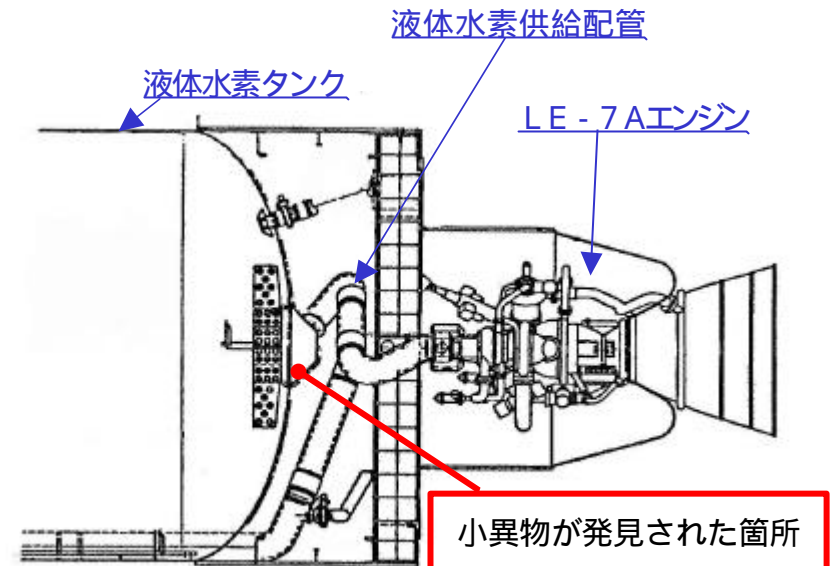
3. 対策

【液体水素供給配管】

洗浄工程を見直した新品と交換。

【エンジン】

領収燃焼試験において清浄度の影響は見られていないが、さらなる信頼性確保のため下請けメーカー製配管使用系統への影響を評価し、点検・再洗浄等を実施。



4. 水平展開

- (1) 下請けメーカーの検査に合格したものに不合格品が混在しており、その後の工程で不合格を検出できなかったことに着目。下請けメーカーからの購入品について、不合格品が内在する可能性のある品目（26品目）を洗い出し、受け入れメーカーとして独自の点検を完了。
- (2) 本件をさらなる品質向上のための典型事例とし、洗浄・清浄度検査に係る各メーカーへの共通的な指針となる標準の整備等、製造工程の検証の充実につきNASDAとしての対応を検討する。

全段システム試験の概要

