



資料37-3

科学技術・学術審議会
研究計画・評価分科会
宇宙開発利用部会
(第37回)H29.9.5

H3ロケット1段エンジン (LE-9) 実機型#1-1 燃焼試験の実施結果について

平成29(2017)年9月5日

宇宙航空研究開発機構

理事 布野 泰広

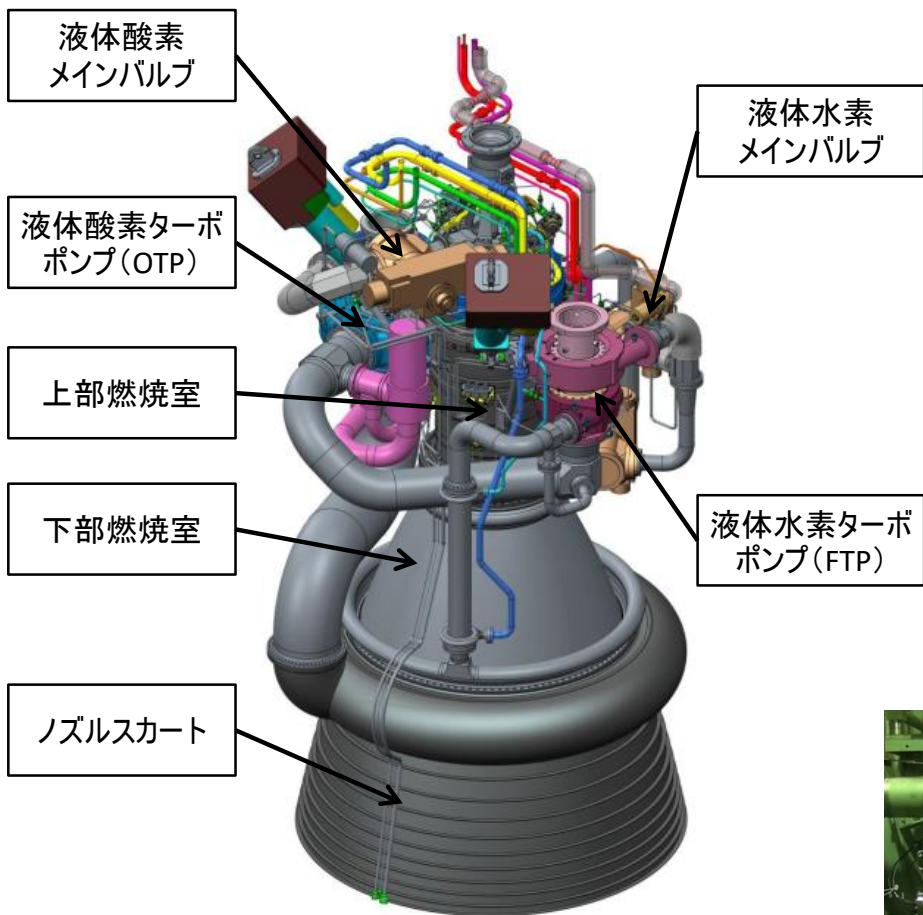
H3プロジェクトチーム 岡田 匡史

本日のご報告

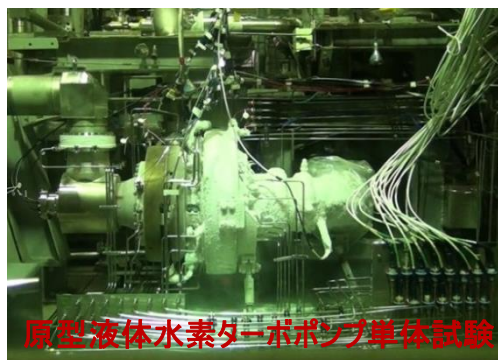
- 本年3月から7月にかけて実施したH3ロケット第1段エンジン(LE-9)実機型#1-1の燃焼試験結果について、以下のとおりご報告する。
 1. LE-9エンジンの基本仕様と開発計画
 2. 燃焼試験結果
 3. 今後の予定

1. LE-9エンジン 基本仕様

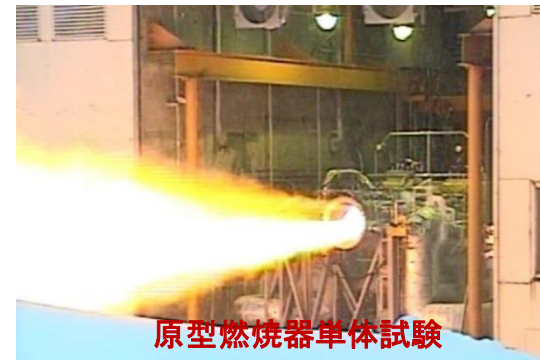
- 基本設計を完了。実機型エンジン試験で取得したデータを今後の設計に反映予定。



項目	LE-9エンジン	(参考)LE-7Aエンジン
エンジンサイクル	エキスパンダブリード	2段燃焼
真空中推力	1471kN (150tonf) 63%スロットリング	1100kN(112tonf)
比推力(Isp)	425s	440s
重量	2.4ton	1.8ton
全長	3.75m	3.7m
エンジン混合比	5.9	5.9
燃焼圧力	10.0MPa	12.3MPa
FTP吐出圧力	19.0MPa	28.1MPa
OTP吐出圧力	17.9MPa	26.6MPa
バルブ駆動方式	電動バルブ 作動点を連続制御	空圧バルブ オリフイスで作動点調整



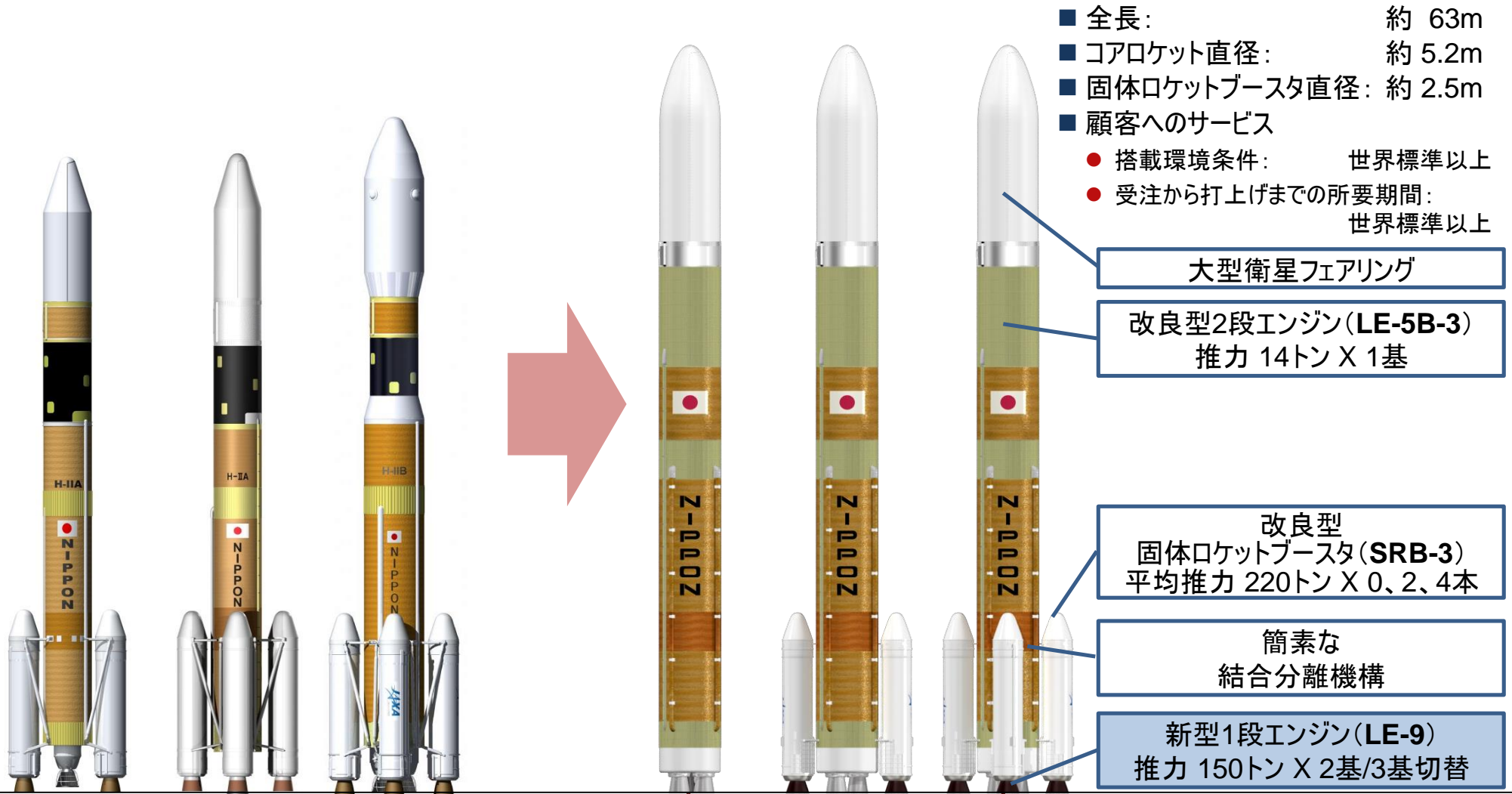
原型液体水素ターボポンプ単体試験



原型燃焼器単体試験

(参考) H3ロケットのシステム概要

第28回宇宙開発利用部会(2016年6月14日)
資料28-3-1より抜粋 (基本設計結果)



- 全長: 約 63m
- コアロケット直径: 約 5.2m
- 固体ロケットブースタ直径: 約 2.5m
- 顧客へのサービス
 - 搭載環境条件: 世界標準以上
 - 受注から打上げまでの所要期間: 世界標準以上

大型衛星フェアリング

改良型2段エンジン(LE-5B-3)
推力 14トン×1基

改良型
固体ロケットブースタ(SRB-3)
平均推力 220トン×0、2、4本

簡素な
結合分離機構

新型1段エンジン(LE-9)
推力 150トン×2基/3基切替

202

204

H-IIA

H-IIB

太陽同期軌道^{【注1】} 4トン以上を
目指す
約50億円^{【注2】}を目指す
(H2Aの約半額)

静止トランスファ軌道
6.5ton以上を目指す
(衛星需要の大半を
シングルロケットでカバー)

【注1】 500km円軌道
【注2】 条件、価格構成要素等を
検討中。

LE-9エンジン 開発計画

■ 実機型エンジン燃焼試験

- 主な目的: 設計意図通りの機能・性能を発揮することの確認、起動/停止シーケンスの確認、各コンポーネントの性能データの取得
- 台数(予定): 4台
- 時期(予定): 2017年度~

■ 認定型エンジン燃焼試験

- 主な目的: 実フライト用エンジンと同等の設計・製造方法のエンジンを使った設計の確定
- 台数(予定): 2台
- 時期(予定): 2018年度~

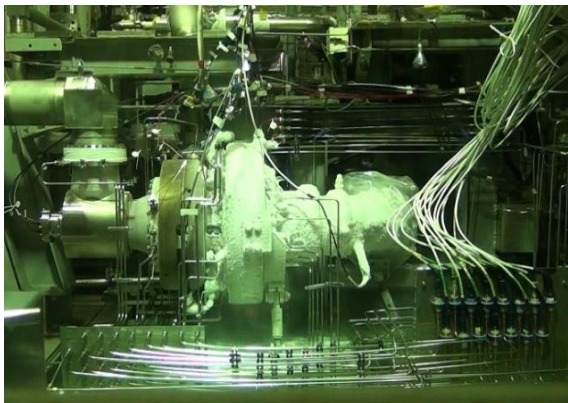
■ 第1段厚肉タンクステージ燃焼試験

- 主な目的: 模擬タンクとエンジンを組み合わせ推進系としての機能・性能データを取得
- 時期(予定): 2018年度~

■ 第1段実機型タンクステージ燃焼試験

- 主な目的: 実フライト相当のタンクとエンジンを組み合わせ推進系としての最終確認
- 時期(予定): 2020年度

LE-9エンジン関連試験



ターボポンプ単体試験
(角田宇宙センター)

H3: 実施中



エンジン燃焼試験
(種子島宇宙センター)

H3: 実施中



第1段厚肉タンクステージ燃焼試験
(三菱重工田代試験場)

H3: 2018年度(予定)



第1段実機型タンクステージ燃焼試験
(種子島宇宙センター)

H3: 2020年度(予定)

(写真はイメージ)

2. 燃焼試験結果

- エンジン燃焼試験に先立ち、角田宇宙センターにて液体酸素ターボポンプおよび液体水素ターボポンプの単体試験を実施(2016年12月27日から2017年2月20日)。
 - 試験目的:機能・性能等に関するデータの取得
 - 試験終了後、製造工場での点検を経て、エンジンに搭載

- 2017年3月: エンジンシステムの製造を完了し、種子島宇宙センター燃焼試験設備に装着。
- 同4月27日から7月12日にかけて、計11回約270秒(計画11回:570秒)の燃焼試験を実施。
- 主な試験目的は、以下のとおり。
 - ① 過渡特性の確認
 - ② 定常性能の確認
 - ③ 作動点制御特性の取得

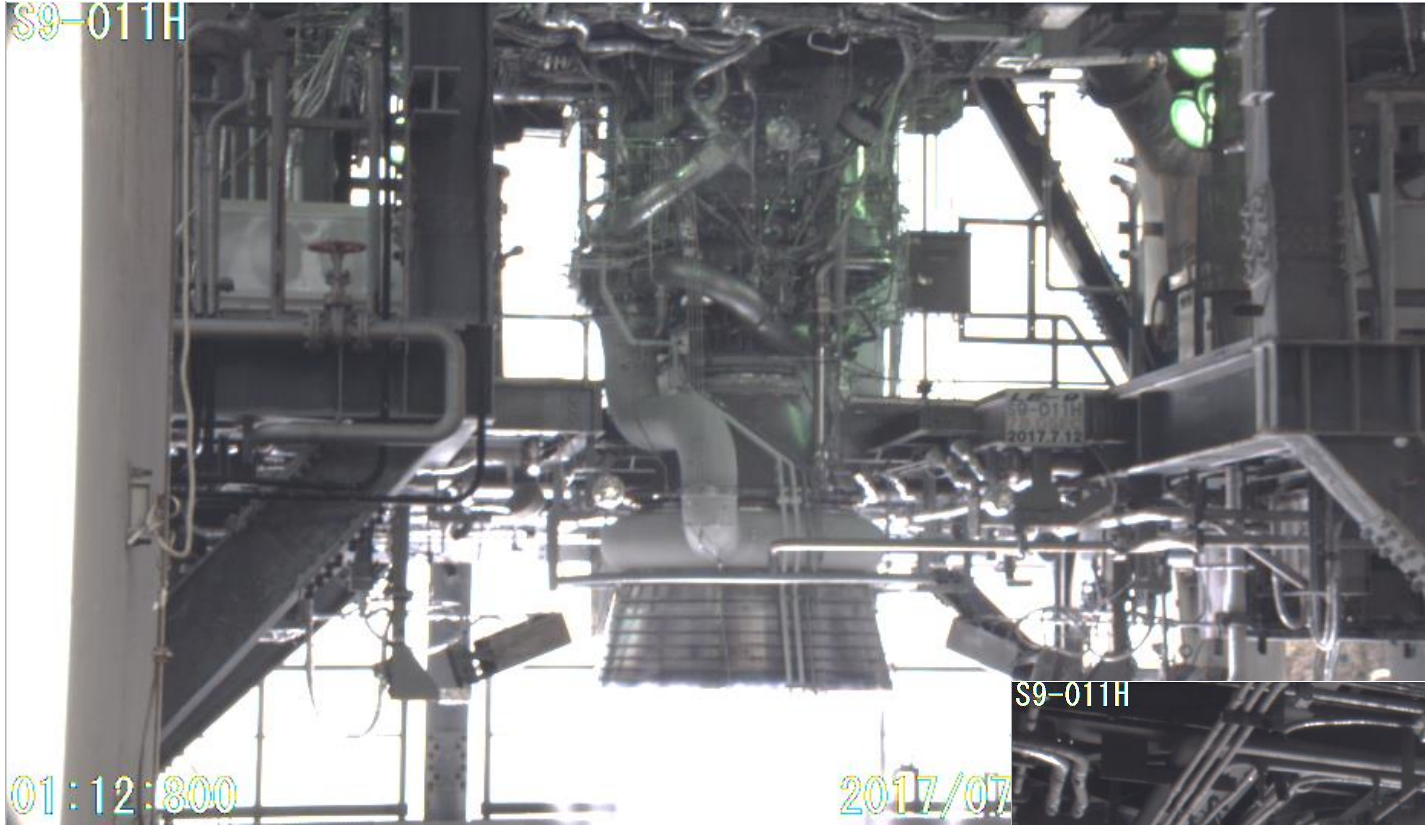
- 燃焼試験終了後、試験データを詳細にレビューするとともに製造工場にて分解点検を実施し、今後の試験に向けた設計・試験運用等への反映事項を識別。

実機型エンジン#1の完成



(注) 製造メーカーにおいて、細配管等未装着の状態

燃焼試験の状況



各試験の燃焼圧力データ

S9-001H

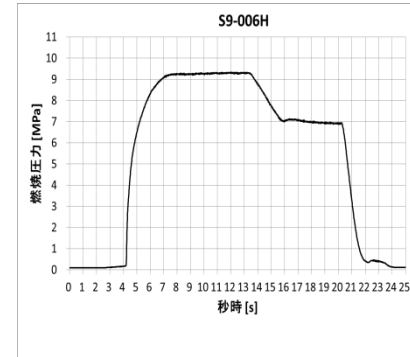
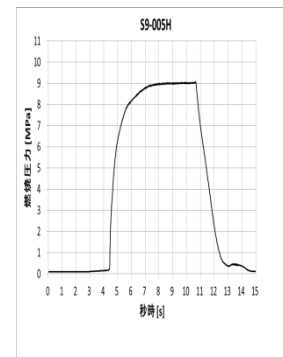
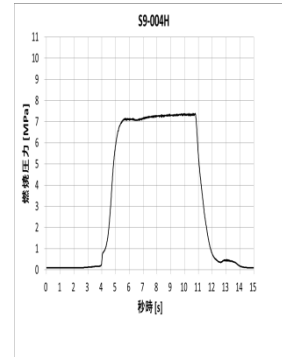
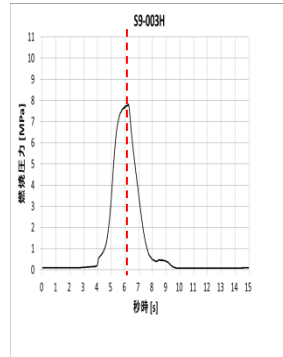
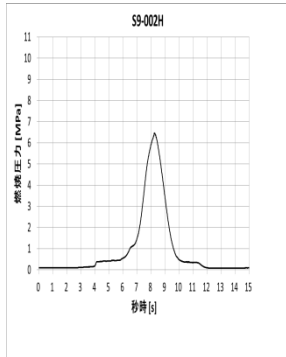
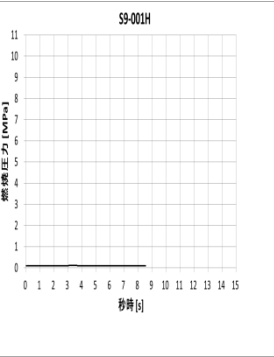
S9-002H

S9-003H

S9-004H

S9-005H

S9-006H



2.5秒 (タイマー-停止)

8.0秒 (タイマー-停止)

6.1秒 (NF上限自動停止) 10.5秒 (タイマー-停止)

10.5秒 (タイマー-停止)

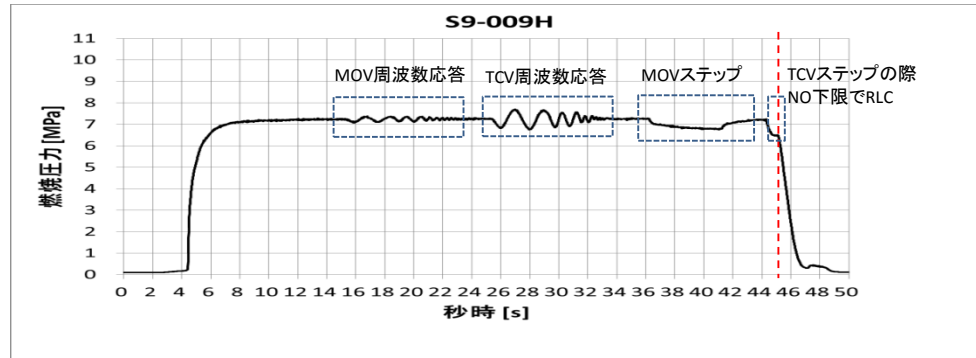
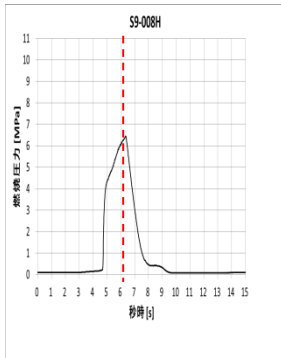
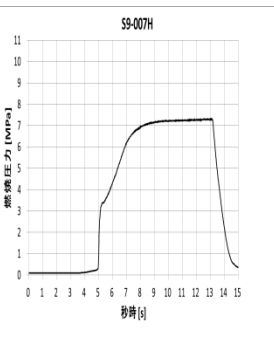
20.0秒 (タイマー-停止)

S9-007H

S9-008H

S9-009H

NF: 液体水素ターボポンプ回転数
NO: 液体酸素ターボポンプ回転数
MOV: 液体酸素メインバルブ
TCV: 推力コントロールバルブ

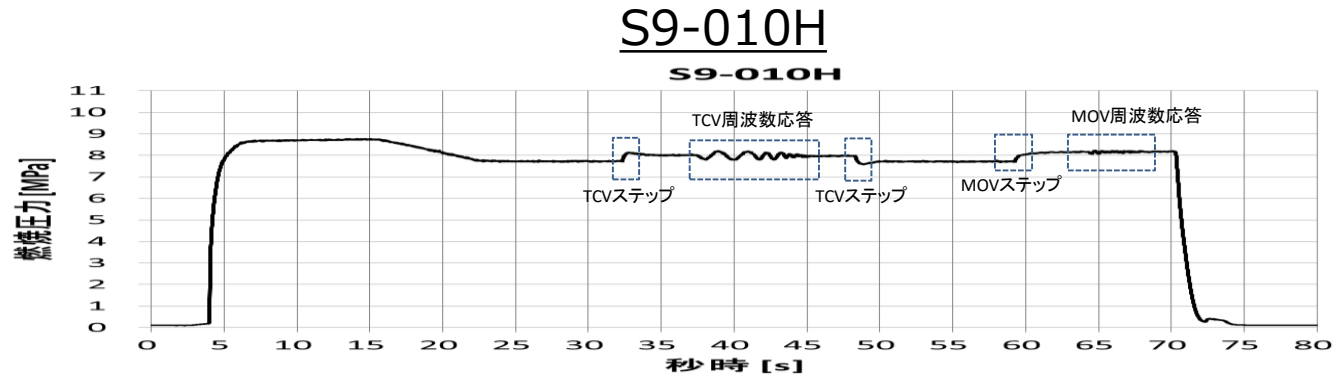


13.0秒 (タイマー-停止)

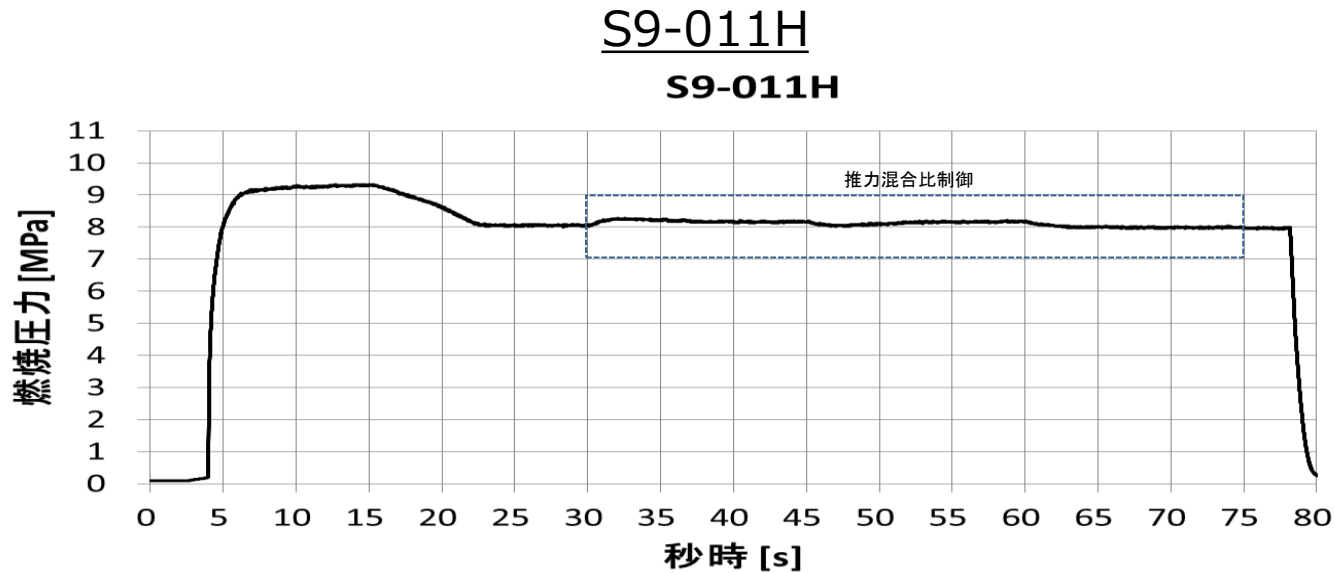
6.1秒 (NO下限自動停止)

44.9秒 (NO下限自動停止)

各試験の燃焼圧力データ



70.0秒 (タイマー停止)



78.0秒 (タイマー停止)

試験結果の評価

- 計画された試験目的を概ね達成。

試験目的	達成状況
① 過渡特性の確認	○ 電動バルブによる円滑な起動および停止特性を取得。
② 定常性能の確認	○ 定格の約90%の推力での定常性能を取得。得られたデータにより、100%での作動状況を解析的に確認。
③ 作動点制御特性の取得	○ 燃焼中に電動バルブの開度を変化させ、エンジン作動点に関する伝達特性を取得。 ○ 取得した伝達特性に基づいて、設備指令による推力混合比制御を実証。

- 定格(100%)推力での定常性能および長秒時作動特性等については、引き続き今後のエンジン試験にて取得予定。
- また、試験データのレビューおよび分解点検の結果識別された事項については、当初計画の範囲内で、適切な時期に今後のエンジン設計および試験条件等に反映予定。

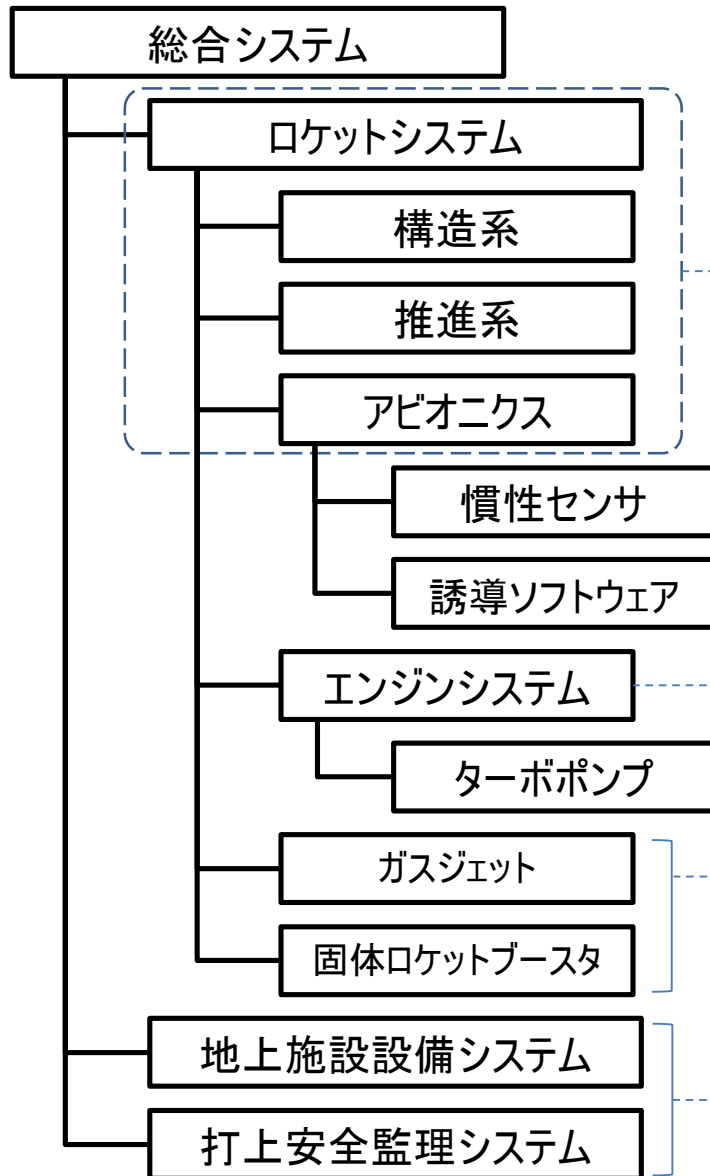
3. 今後の予定

- 現在、実機型#2エンジンを製造中。
- 実機型#2用ターボポンプの単体試験は、6月5日から8月3日にかけて角田宇宙センターで実施済み。
- 10月以降に、実機型#2エンジンを種子島宇宙センターの燃焼試験設備に装着し、打上げスケジュールを勘案しつつ準備を進め、完了次第、燃焼試験を開始予定。

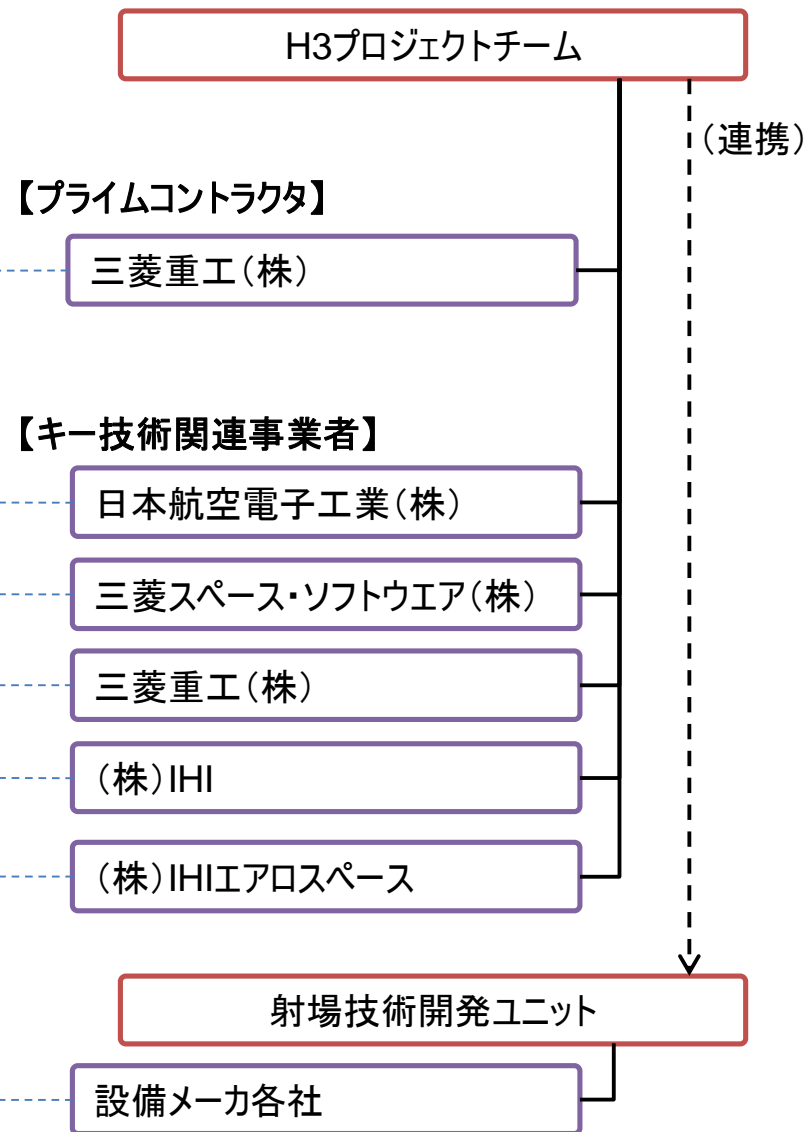
(参考)

H3ロケットの開発体制

■ システム構成

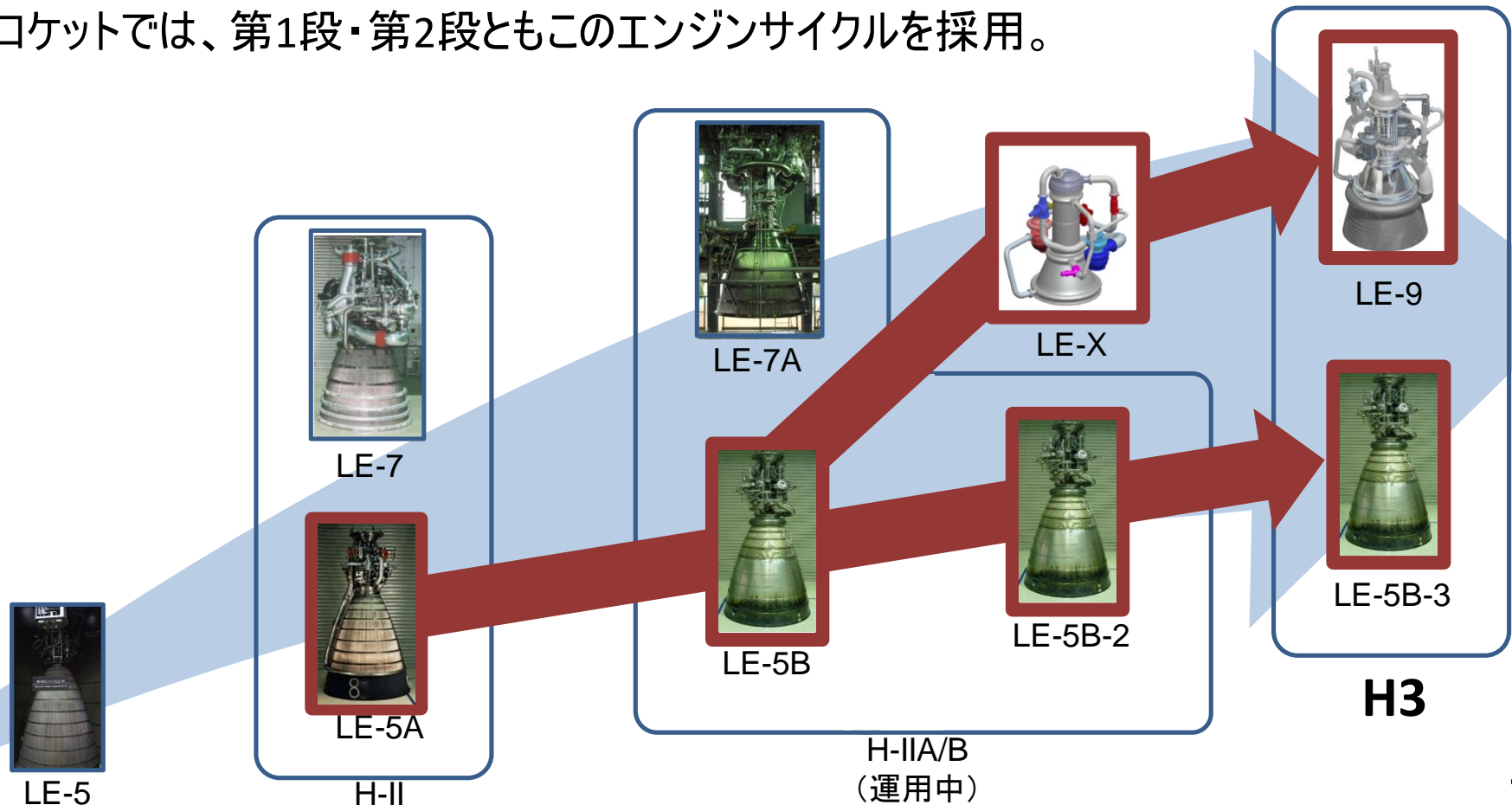


■ 体制



液体ロケットエンジン信頼性向上の取り組み

- エンジンにはロケットの中で難度が高く、信頼性とコストを支配。
- 液体水素の高性能エンジン技術開発に注力し、欧米と同等以上の技術水準に到達。
- 現在運用中の2つのエンジンは、成功率100%。
- 独自のエキスパンドブリードサイクルエンジンは、簡素で本質的安全性と低コストを両立。
- H3ロケットでは、第1段・第2段ともこのエンジンサイクルを採用。



エンジン燃焼試験設備（種子島宇宙センター）

- LE-7エンジン試験設備（1989年に整備）をLE-9エンジンの推力・流量増に対応させ改修
- 最大試験秒時：約250秒（定格作動時）



ターボポンプ単体試験設備（角田宇宙センター）

- 既存の液体水素ターボポンプ(FTP)試験設備をLE-9エンジンの推力・流量増に対応して増強するとともに、液体酸素ターボポンプ(OTP)試験設備を増設。
- 最大試験秒時：OTP約30秒、FTP約20秒（定格作動時）



計測室
モニタ、制御機器
収録機器増設

<既設設備流用>
FTPテストスタンド
タービン駆動GH2供給系
貯槽加圧用GN2、GH2供給系

ペントスタック新設

バーンポンド改修
処理能力増
バーンポンドバイパスライン

ターミナルハウス
計測・制御中継盤増設

OTPテストスタンド新設
LOX/LN2供給設備
供給槽、投棄槽
供給、吐出系統他高圧ガス系統

GH2燃焼筒新設
(OTP試験時)

LPGバルク貯槽新設

