

MHIにおける液体ロケットエンジン設計 へのシミュレーション適用の取組み

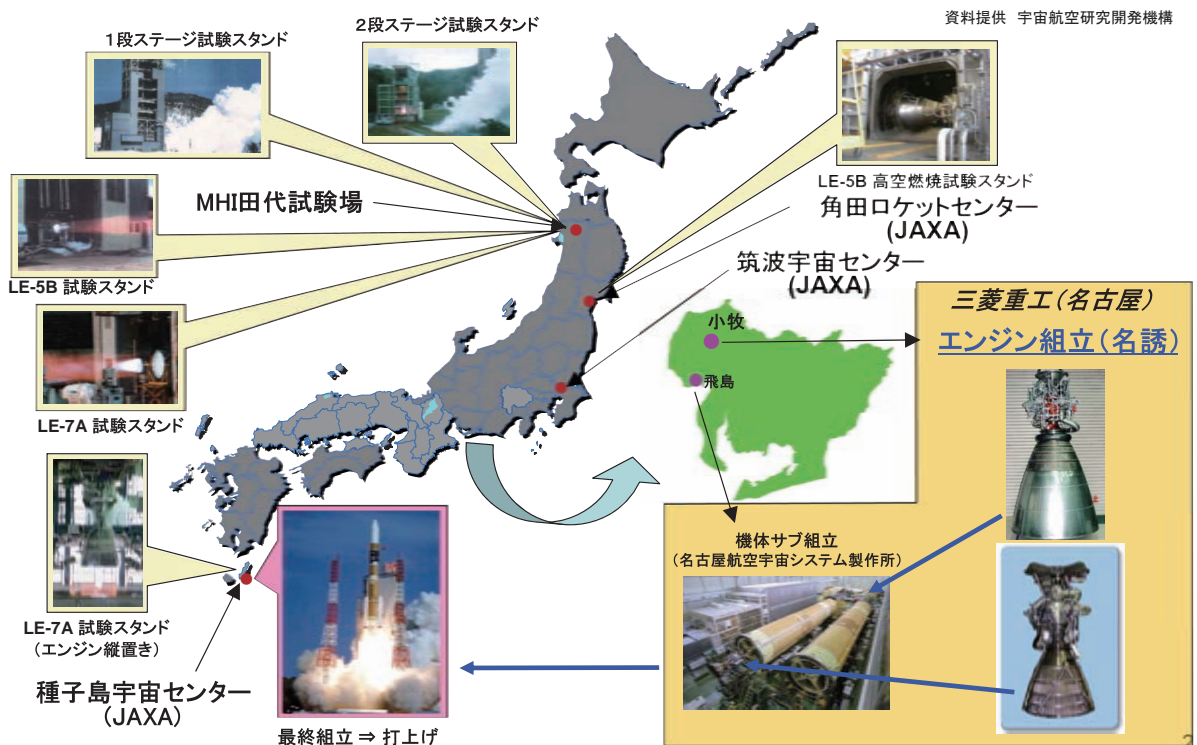


三菱重工業株式会社
名古屋誘導推進システム製作所 (名誘)

小金澤 崇

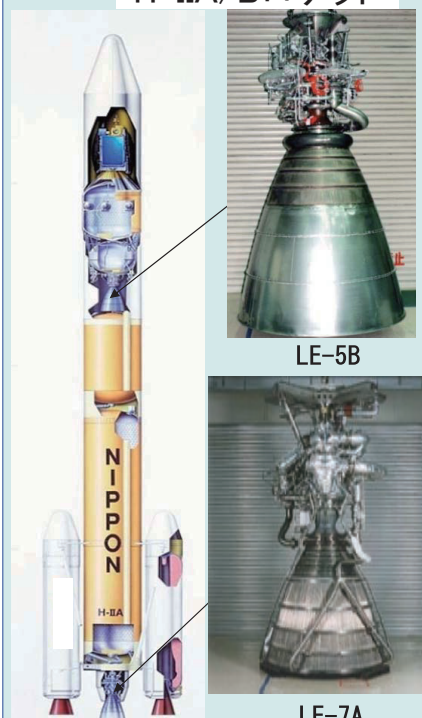
1

名誘と液体ロケット製造/設備(H-IIA/B)



名誘担当製品 (液体ロケット関連)

H-IIA/Bロケット




LE-5B


LE-7A

(米)DELTAIVロケット


バルブ類




熱交換器




バルブ類

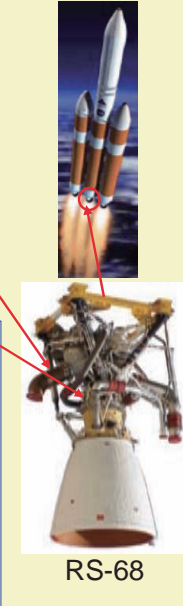


アクチュエータ



圧力センサー






RS-68


3

液体ロケットエンジンの進歩とシミュレーション

上段エンジン



LE-5
推力: 10.5ton

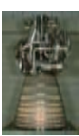


LE-5A
推力: 12.4ton



LE-5B
推力: 14ton

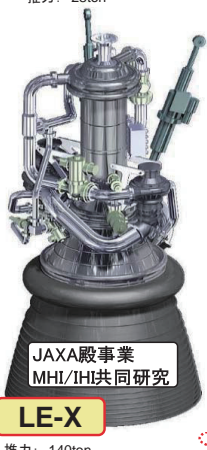
1段エンジン



LE-7
推力: 120ton



LE-7A
推力: 112ton



LE-X
推力: 140ton

1999年～
民間で日米共同研究
2005年 デモ試験成功

MB-XX
推力: 28ton

JAXA殿事業
MHI/IHI共同研究

次期基幹ロケット

今後のエンジンに求められるもの

高推力化

開発期間短縮

高信頼性化

コストダウン

設計時(開発初期)に品質(性能・コスト・信頼性)作りこみ

シミュレーション比重大
- 大規模化
- 詳細化

現在

将来

4

ロケットの作動原理

ロケットエンジンの推進力はガスを高速で噴射することによってその反作用として生じる。ガスを加速する過程でのエンジン内外面に作用する圧力として具現される。

$$F = \frac{\dot{w}}{g} v_e + (p_e - p_a) A_e$$

$$(p_c)_{ns} A_t = \frac{\dot{w}}{g} c^* \left\{ \begin{array}{l} c^* = \frac{g(p_c)_{ns} A_t}{\dot{w}} \quad (\text{m/sec}) \\ C_F = \frac{F}{(p_c)_{ns} A_t} \end{array} \right.$$

$$F = C_F (p_c)_{ns} A_t$$

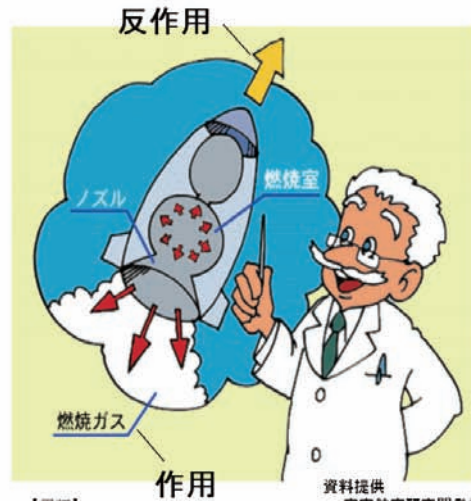
$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{w}} = \frac{c^* C_F}{g} \quad (\text{sec})$$

$$\Delta V = g I_{sp} \ln \frac{M_1}{M_2} \quad (\text{m/sec})$$

大きな増速度 ΔV を獲得するためには

高い I_{sp} (燃費の良いエンジン)

大きな質量比 M_1/M_2 (沢山の推進薬が入る軽い機体) が必要



資料提供 宇宙航空研究開発機構

- 【用語】
- F 推力
 - \dot{w} 推進薬重量流量 = \dot{w}_o (酸化剤重量流量) + \dot{w}_f (燃料重量流量)
 - A 流路面積
 - I_{sp} 比推力 → エンジンの全体性能を表すパラメータ (燃費の良さ)
 - c^* 特性排気速度 → 燃焼器の燃焼効率を表すパラメータ
 - C_F 推力係数 → ノズルの膨張効率を表すパラメータ
 - ΔV 機体増速度
 - M 機体重量

重要
パラメータ

液体ロケットエンジンの難しさとシミュレーション技術



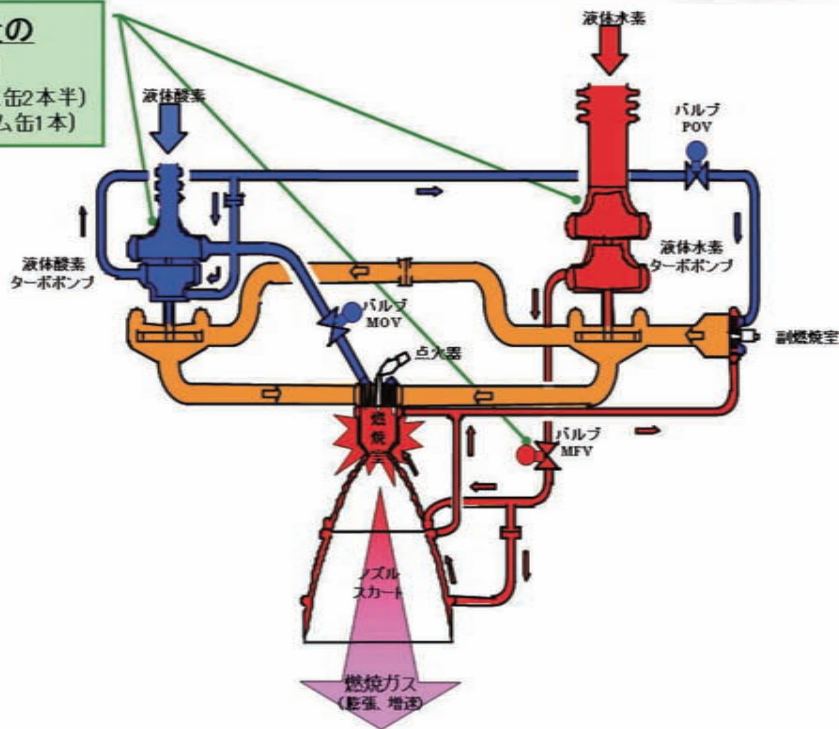
LE-7A 燃焼試験 (田代試験場)

液体ロケットエンジンの難しさとシミュレーション技術



極低温・大流量の 推進薬制御

液体水素: 毎秒530L (ドラム缶2本半)
液体酸素: 毎秒180L (ドラム缶1本)

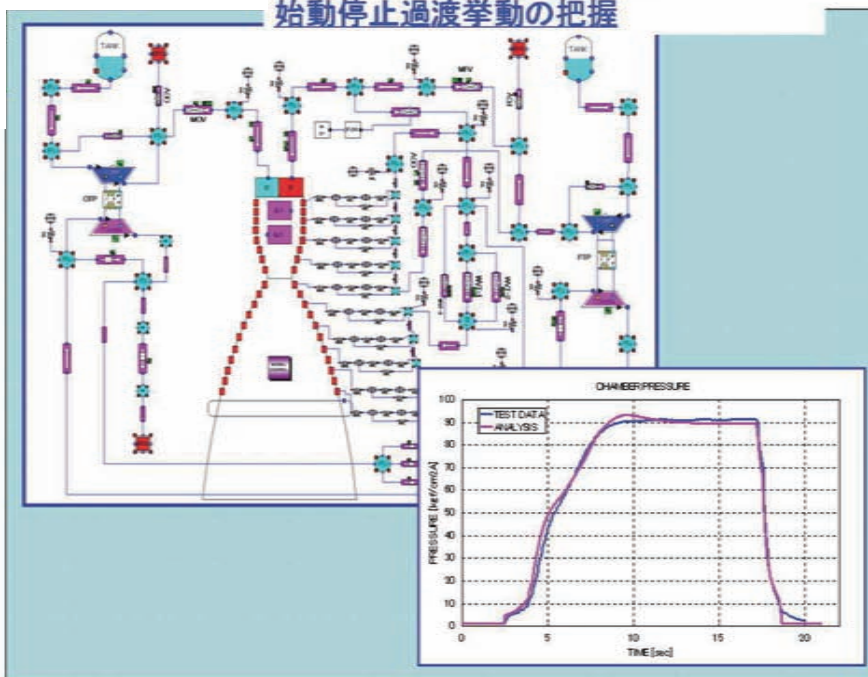


液体ロケットエンジンの難しさとシミュレーション技術

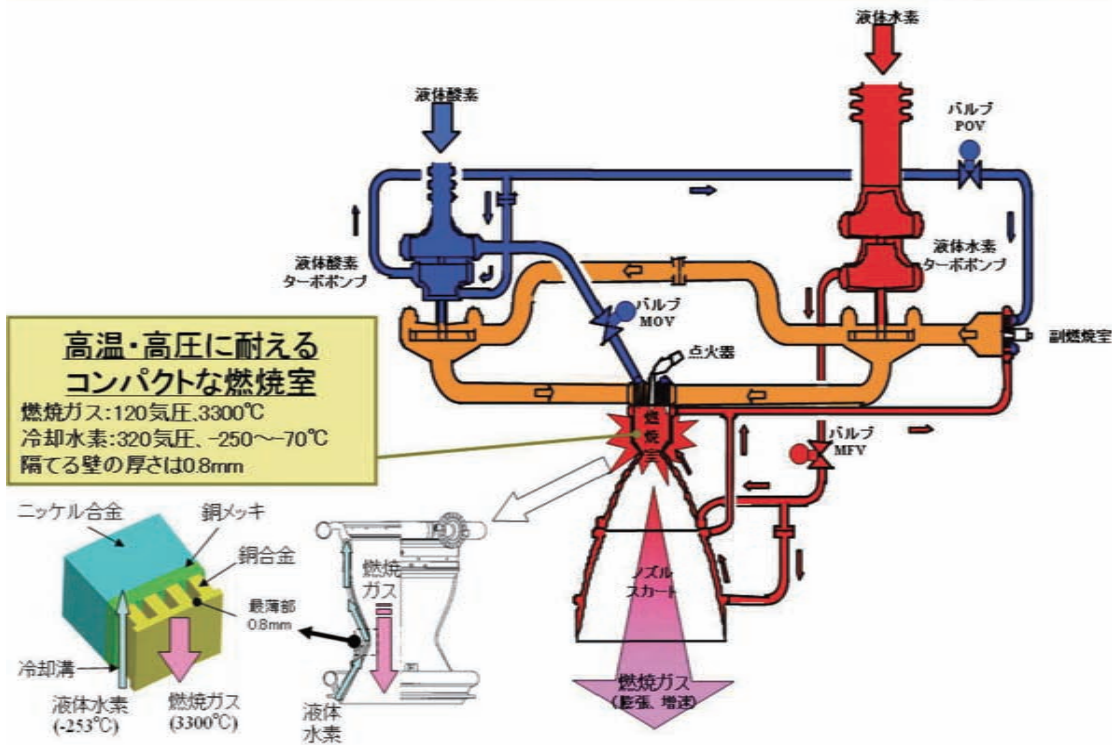
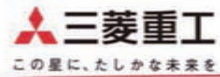


①システムシミュレーション技術

始動停止過渡挙動の把握



液体ロケットエンジンの難しさとシミュレーション技術



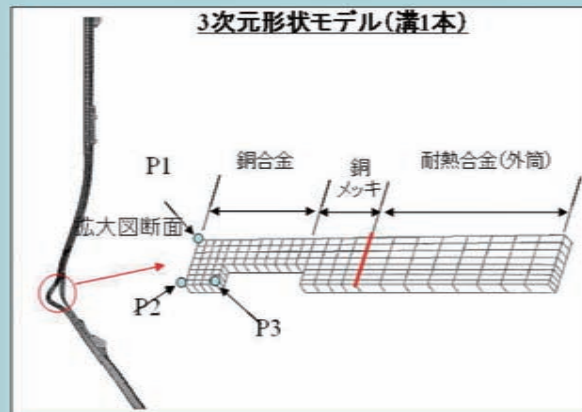
9

液体ロケットエンジンの難しさとシミュレーション技術



構造/強度解析

材料非線形、クリープ特性等を考慮した弾塑性非定常FEM解析による寿命推定



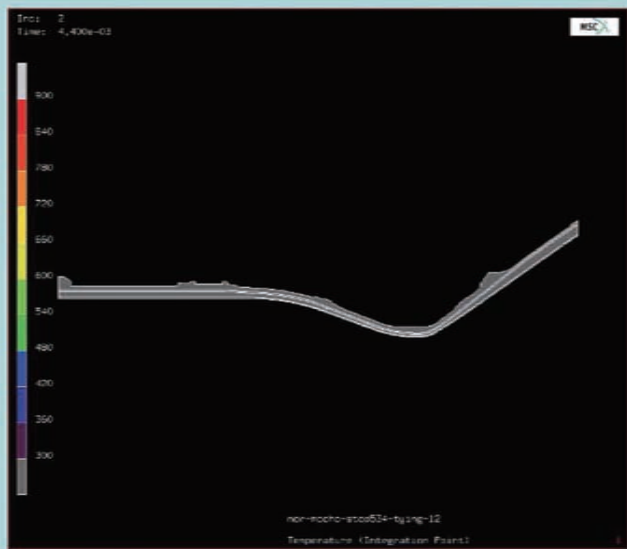
10

液体ロケットエンジンの難しさとシミュレーション技術

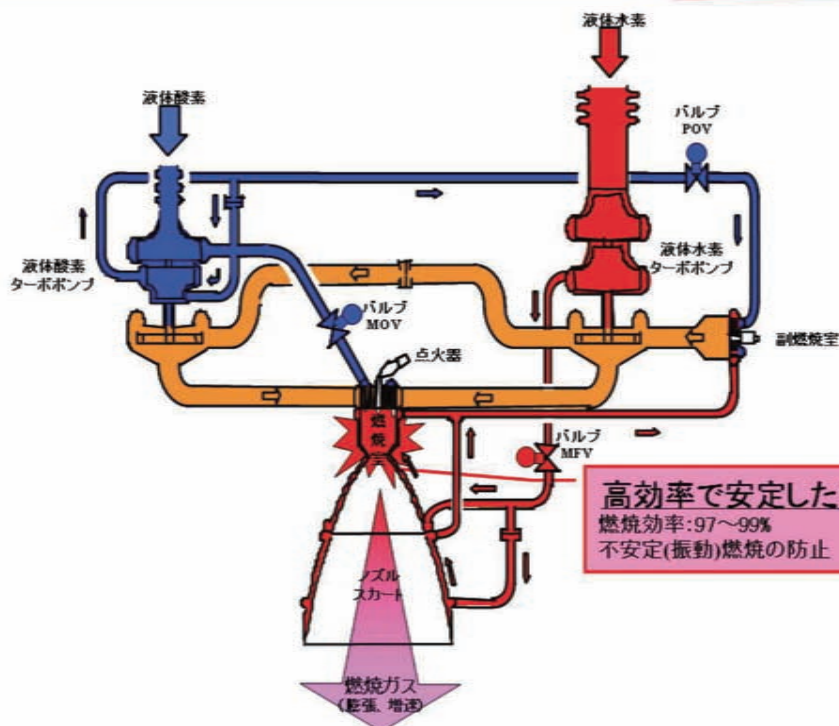


構造/強度解析

材料非線形、クリープ特性等を考慮した弾塑性非定常FEM解析による寿命推定



液体ロケットエンジンの難しさとシミュレーション技術



液体ロケットエンジンの難しさとシミュレーション技術



② 燃焼解析



13

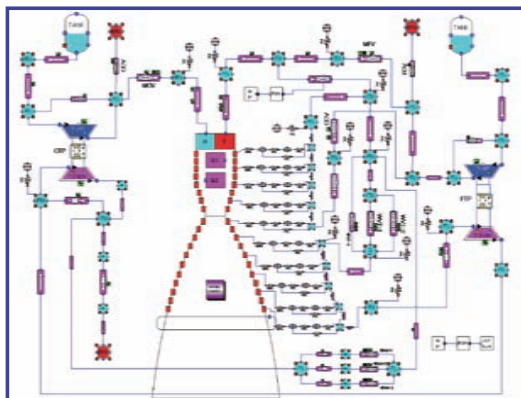
① システムシミュレーション

ロケットエンジン: 数秒で定格に始動

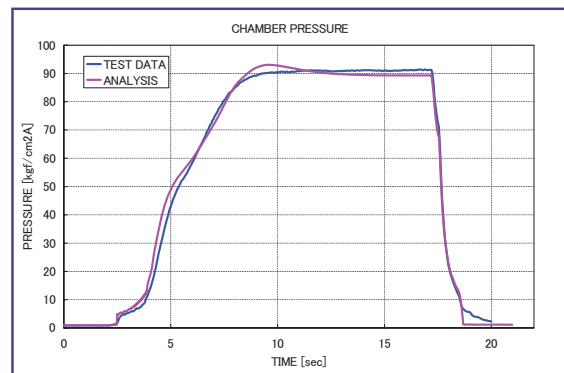
⇒シーケンス設定は、圧力オーバーシュートや過加熱を避けるために非常に重要
システムシミュレーション結果

⇒既存機種の実験結果と良く一致

⇒新規エンジンの始動・停止過渡特性の把握(始動・停止シーケンスの検討)に活用



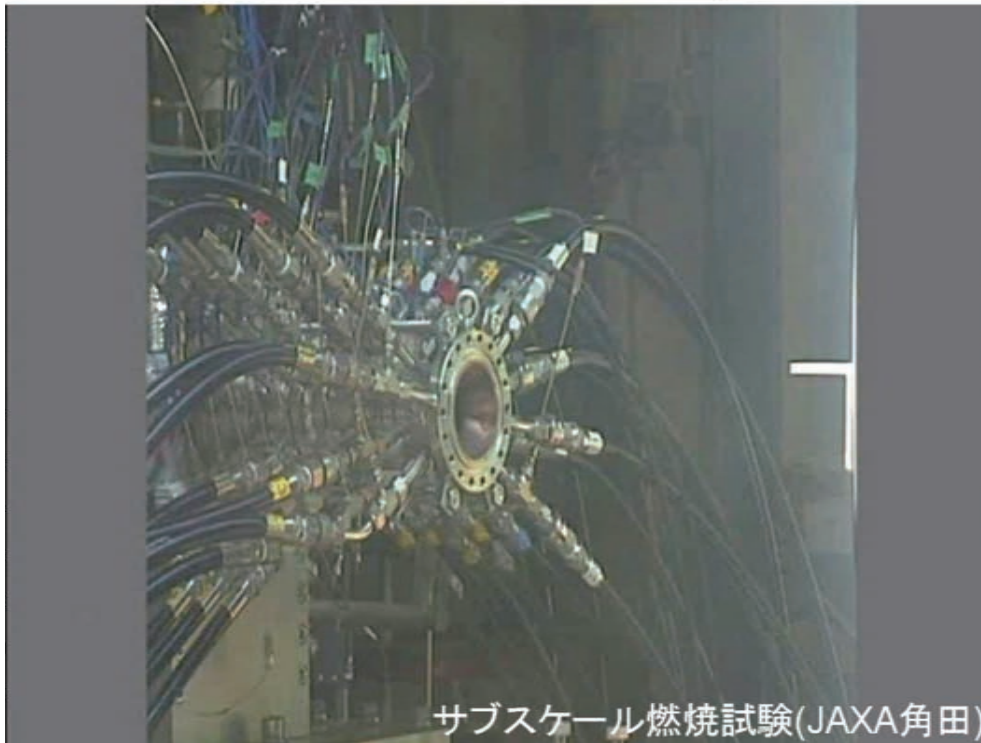
システムシミュレーションモデル



始動時の試験結果と予測との比較

14

② 燃焼解析 —(1) 燃焼CFD



15

② 燃焼解析 —(1) 燃焼CFD

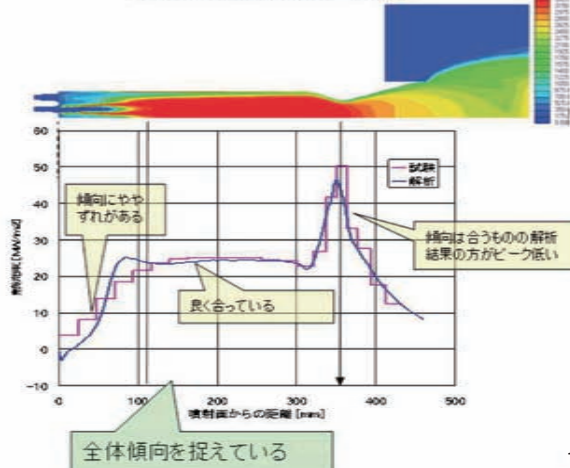
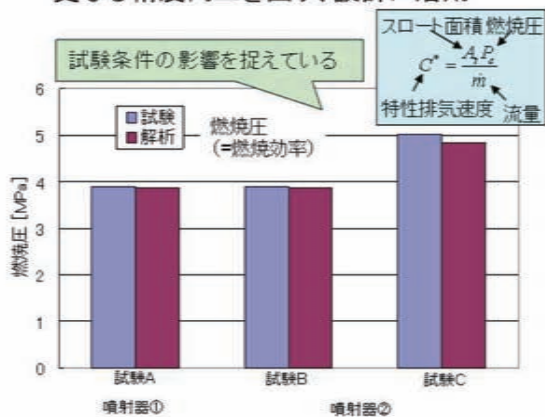


・燃料と酸化剤の混合、燃焼(化学反応)を3次元の流れ解析にてシミュレート

- ・燃焼効率(燃焼圧)
 - ・燃焼ガス側熱負荷
- を推算

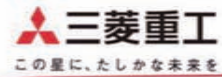


- ・試験結果をほぼ再現可能
- ・更なる精度向上を図り、設計に活用



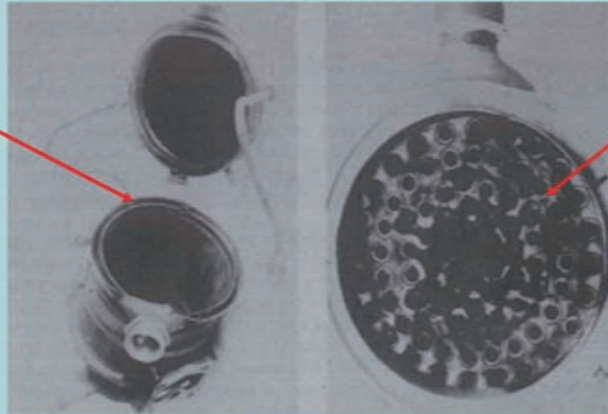
16

② 燃焼解析 —(2) 安定性解析



不安定燃焼例

噴射器／燃焼室
溶接部が破断



噴射面溶損

17

② 燃焼解析 —(2) 安定性解析



燃焼音響解析モデルを構築し、安定性解析を実施

推進供給特性

- ・流路特性
- ・エレメント音響モード
- ・エレメント機械的振動
- ・レゾネータ特性

応答解析&安定性評価

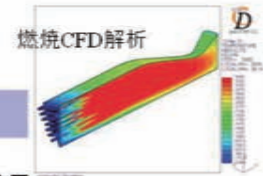
3次元燃焼音響解析
(有限要素法)



境界に特性付加

主解析ロジック

不安定モード、減衰比



解析結果

燃焼音響解析

発熱量
変動

音場解析

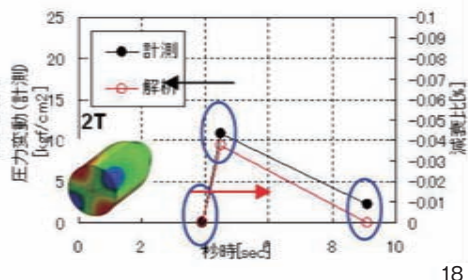
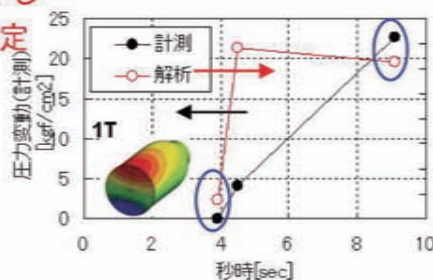


各不安定モードで試験の傾向を再現

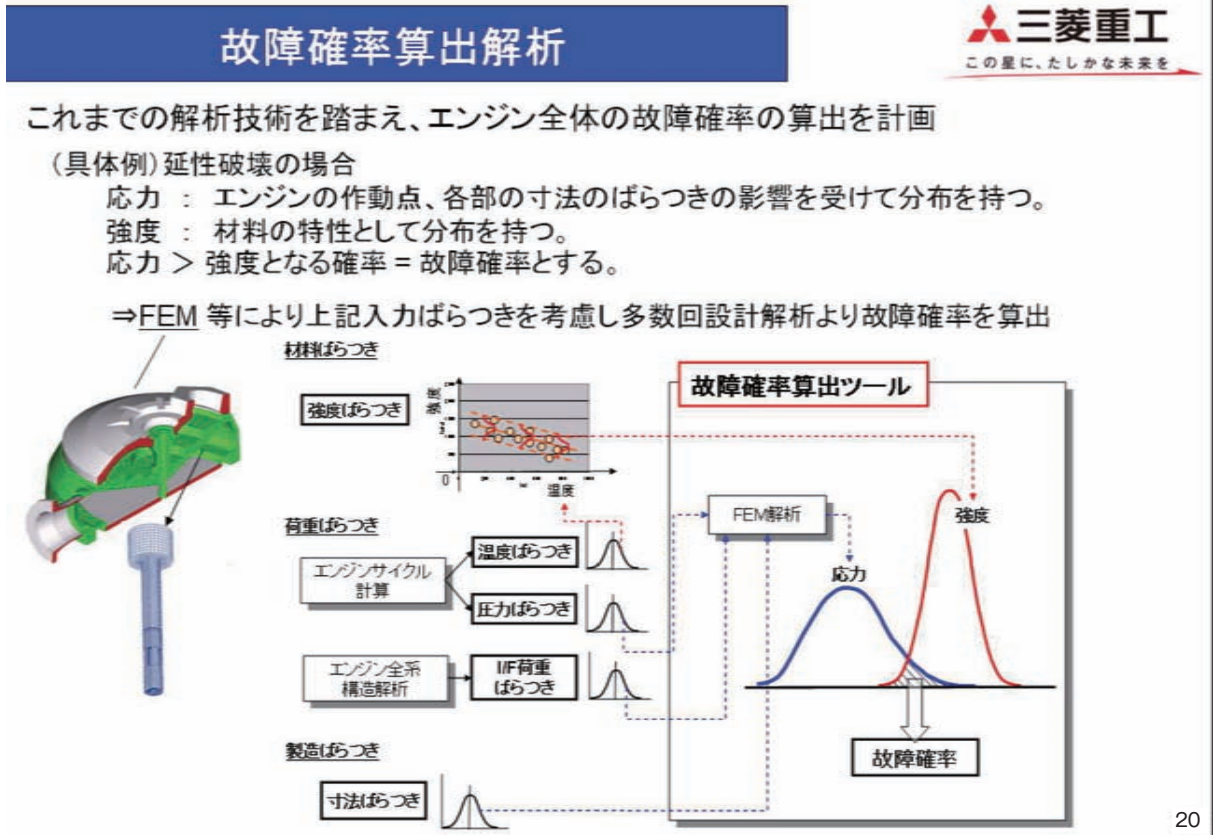
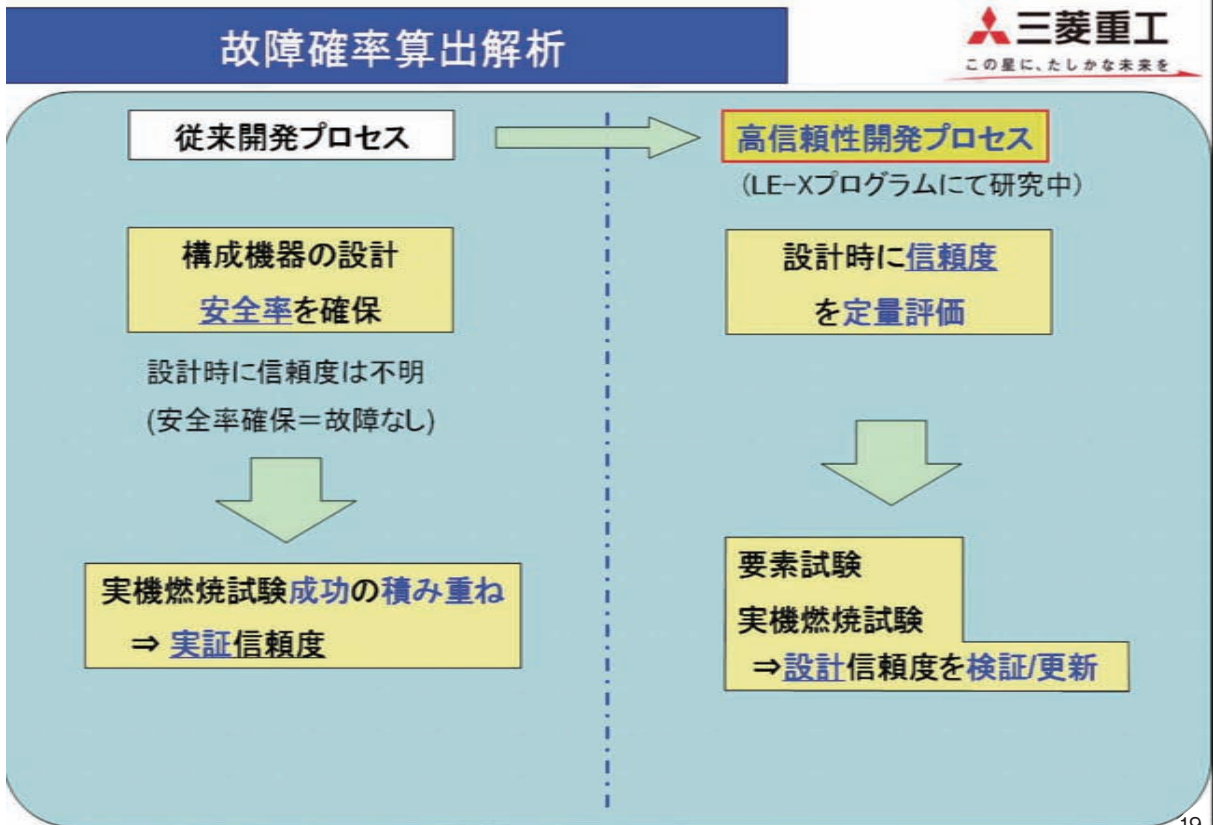
⇒ 検証ケース増やし

クライテリア設定

⇒ 設計に活用



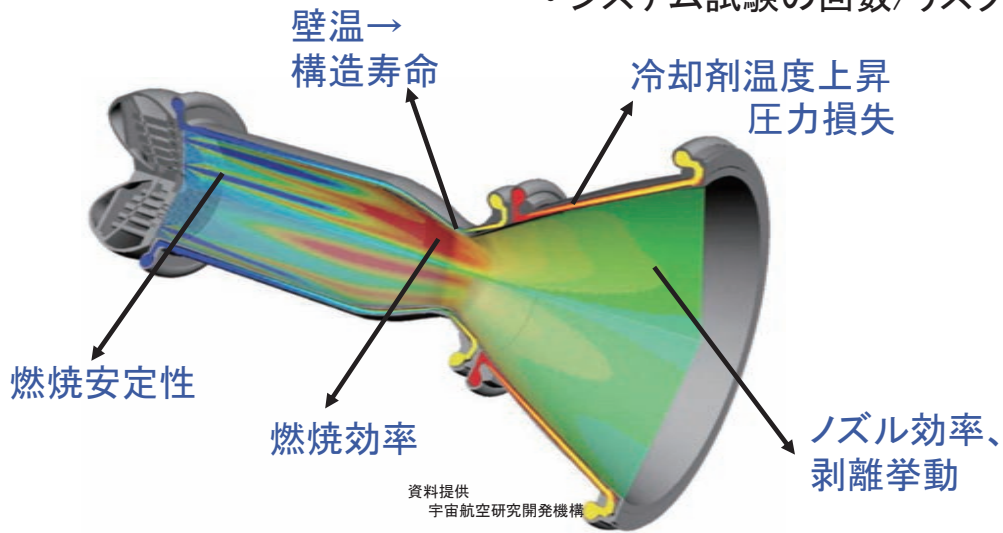
18



将来の理想の姿 — バーチャル燃焼室

- 燃焼器全体3Dモデル
- 燃焼—構造連成解析
- 始動／停止過渡シミュレーション

- 燃焼器全体評価、最適化
- 燃焼器単体試験(サブスケール、フルスケール)の省略
- システム試験の回数/リスク低減



21

ご清聴ありがとうございました



この星に、たしかな未来を

22