



# LE-Xエンジンにおける シミュレーション解析技術の活用

平成22年9月28日

宇宙航空研究開発機構  
宇宙輸送ミッション本部エンジン研究開発グループ

野田慶一郎

1

## LE-Xエンジン

有人対応を視野に入れた次期ブースターエンジン



推力(真空中)	1448kN(147.7t)
推力(海面上)	1217kN(124.1t)
比推力	431.9 sec
燃烧圧	12.1 MPa
エンジン混合比	5.9
燃烧室混合比	6.9
膨張比	37
水素噴射温度	58.0K
タービン入口温度	587K
LH2流量	49.6kg/s
LOX流量	292.4kg/s
FTP回転数	40790 min <sup>-1</sup>
OTP回転数	16110 min <sup>-1</sup>

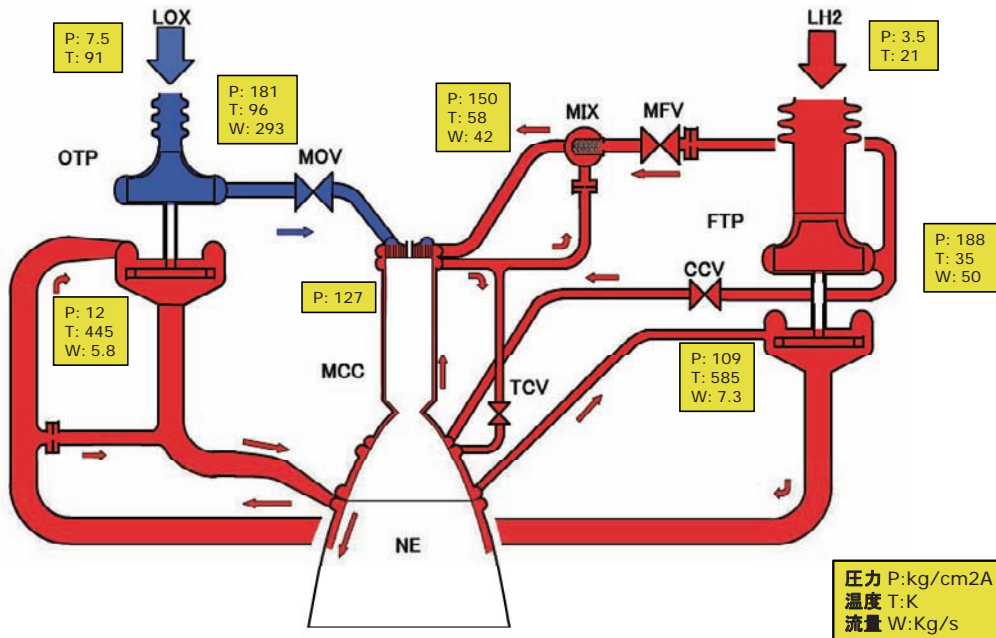
2



LE-X Engine

## エキスパンダーブリードサイクル(EBC)

大推力エキスパンダーブリードサイクルエンジンの実現



3



LE-X Engine

## EBCエンジンの発展

LE-5エンジンからLE-Xエンジンへの進化



4

# LE-Xエンジンが目指すもの



日本が世界に誇るブースターエンジンを目指して

### 信頼性

- 有人を視野に入れた**日本独自のエンジンサイクル**の採用
  - <制御安全>
    - 世界の有人ブースターエンジン
      - SSME(スペースシャトル): 2段燃焼サイクル
      - F1(サターンV): GGサイクル
    - <本質安全>
      - 日本のブースターエンジン(有人も対応可)
      - LE-X: エキスパンダーブードサイクル (世界初のブースターエンジンへの適用)
  - 日本独自の開発手法の確立**
    - 有人へ向けた信頼度を満足するための設計開発手法の構築
    - 従来の方式では有人対応エンジンの開発に3000回の試験、4000億円の試験費が必要
    - 高信頼性開発プロセスにより、適正な開発費規模で大幅な信頼性の向上を達成

### コスト

- 世界一のコストパフォーマンス、国際価格競争力の実現**
- 目標コスト: LE-7Aに比べ約50%
- 世界的に革新的なコストレベル

### 性能

- 推力混合比制御によるロケット性能の向上**
- バルブ電動化による運用性の向上**

トータルバランスの取れたエンジン

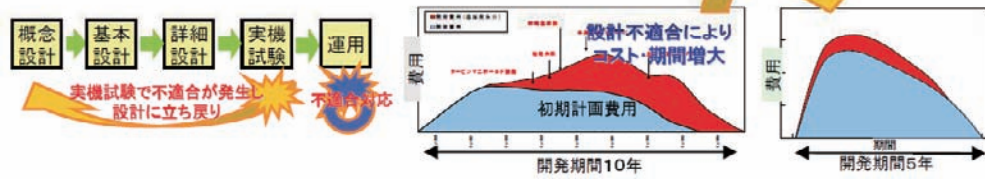
5

# 高信頼性開発プロセスの構築



従来のエンジン開発プロセスからの革新

- 従来 (Test - Fail - Fix) 型の開発プロセスから革新 → **設計時に信頼度を算出**  
 信頼度算出のために、故障モードとその影響を網羅的に評価 (**フロントローディング**)



- 故障モードの影響評価では、**故障モードの網羅**とともに**故障モード毎の現象の理解**が重要

◆故障モードライブラリの整備

◆故障シナリオの充実

●数値シミュレーション(現象の理解)

コリレーション

■各レベルでの試験検証

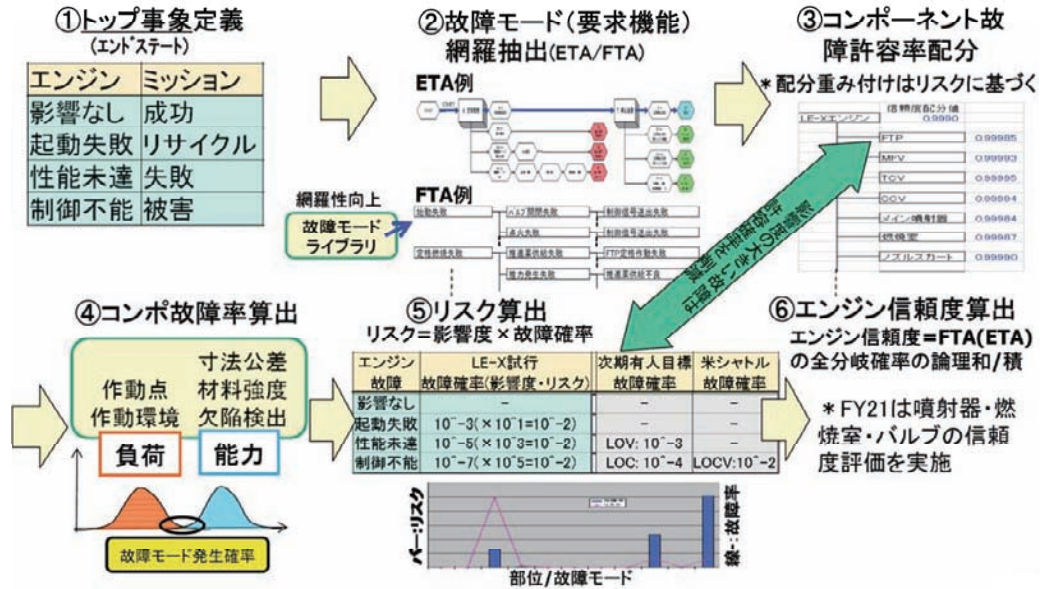
⇒ 本プロセスは全プロジェクトに展開可能

6

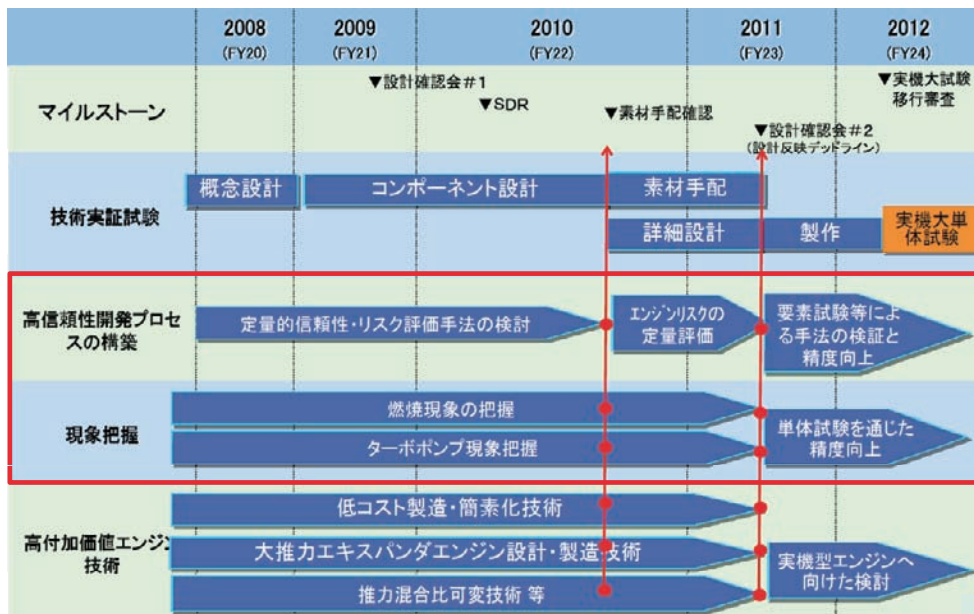


# 設計信頼度の評価

設計信頼度評価プロセスの全体概要



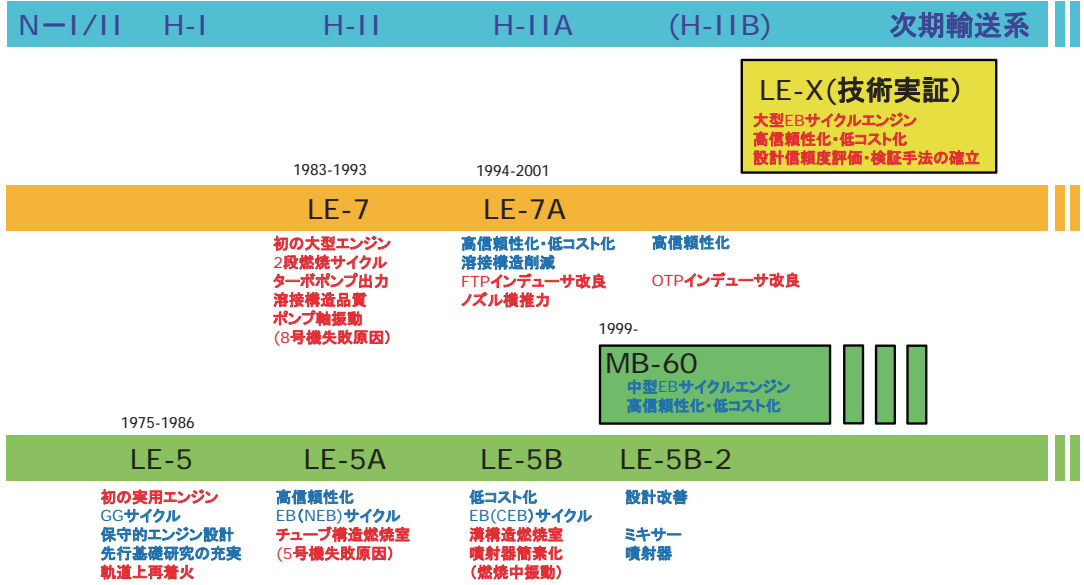
# LE-X技術実証計画



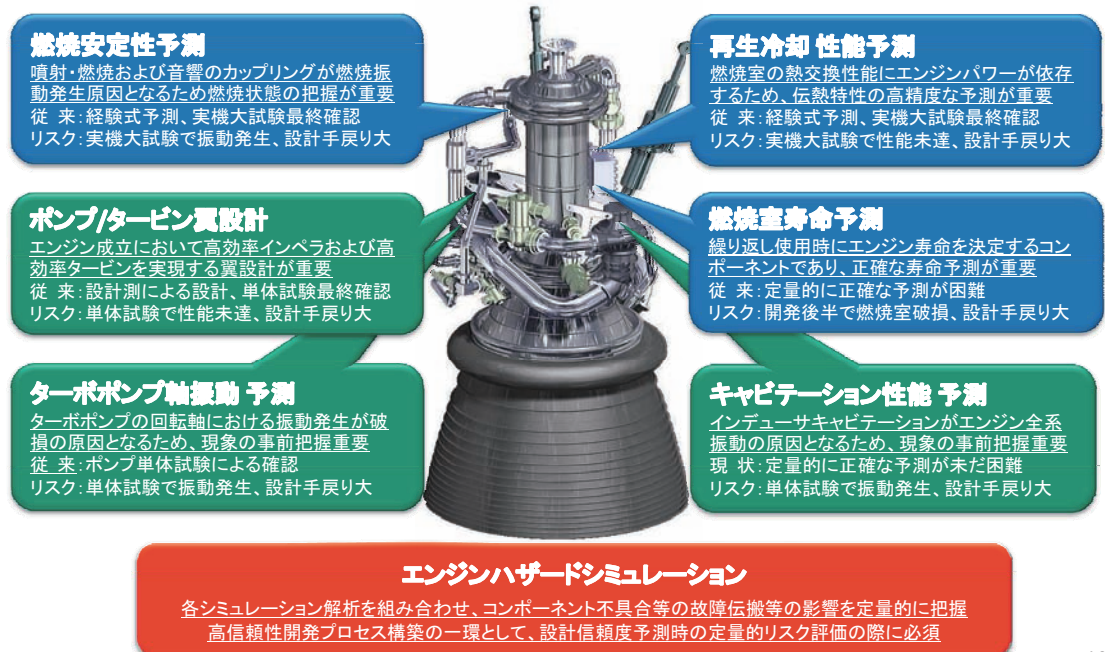




## 液酸液水エンジン開発の流れ



## シミュレーション解析技術への期待



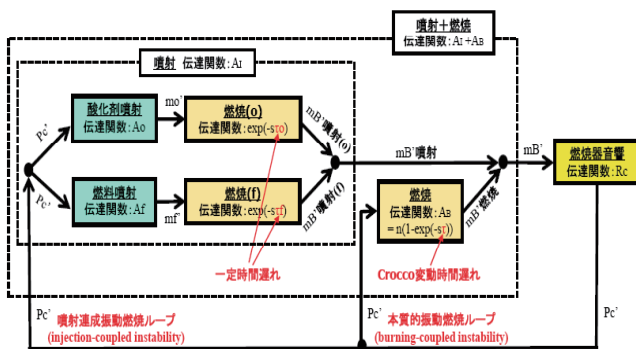
# LE-X 噴射器・燃焼室



# 燃焼安定性評価1 (N-τ 法)



圧力と流量の伝達関数を比較：定常燃焼CFD等を活用



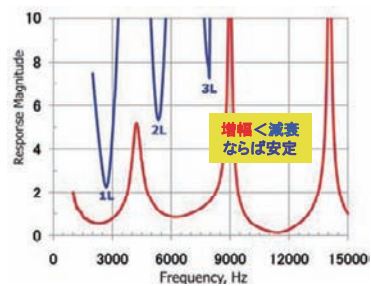
噴射伝達関数 Ai(s) と 燃焼伝達関数 Ab(s) から Ai(s) + Ab(s) を計算  
 → Ai(s) + Ab(s) : 燃焼振動の増幅要素 →

$$A_i(s) = \frac{\dot{m}'_{b,inj}(s) / \bar{p}'_c(s)}{\bar{m}'_t} = \frac{\bar{r} \cdot A_o(s) \cdot \exp(-s\tau_o) + A_f(s) \cdot \exp(-s\tau_f)}{\bar{r} + 1}$$

$$A_b(s) = \frac{\dot{m}'_{b,burn}(s) / \bar{p}'_c(s)}{\bar{m}'_t} = n[1 - \exp(-s\tau)]$$

定常燃焼CFD (FLUENT) の結果を音響解析ソフト(ACTRAN)へ入力 燃焼器音響伝達関数 Rc(s)を計算

↓ 1/Rc(s) : 燃焼振動の減衰要素



噴射エレメント燃焼試験

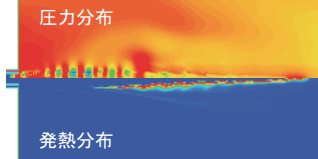


## 燃焼安定性評価2 (圧力変動エネルギー法)

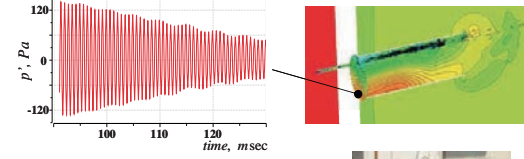
音の理論式に基づき圧力変動エネルギーを評価：非定常燃焼CFD等を活用

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V (\text{圧力変動 エネルギー}) dV \in \int_V \frac{(\gamma-1) p' \dot{q}'}{\gamma p_0} dV - \int_S p' \mathbf{v}' \cdot d\mathbf{S}$$

非定常燃焼CFDによる増幅項評価

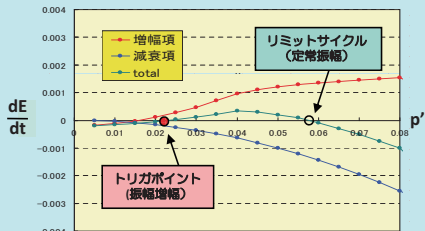


音響解析による減衰項評価



多数エレメント存在時の干渉効果の評価

安定性マップを作成 → dE/dt < 0 になる振幅p'で振動安定



- ・音響と燃焼の寄与を分離して評価
- ・定常振幅等の定量値により実験との比較検証可能
- ・非線形領域 (大振幅) にも拡張可能 (別理論式利用)
- ・繰り返しの CFD 実施が不要
- ・システムの大きな特性を把握、相互比較が可能



備心常圧振動燃焼試験

## 再生冷却部性能評価1

再生冷却部性能予測の高精度化

従来：経験式+1次元解析

低精度、実機リスク大

$$h_{Barz} = \frac{C_{Barz}}{D_t^{0.2}} \left( \frac{\mu_0^{0.2} C_{F,0}}{P_0^{0.6}} \right) \left( \frac{Pc}{c^*} \right)^{0.8} \left( \frac{D_t}{r_c} \right)^{0.1} \left( \frac{A_t}{A_x} \right)^{0.9} \sigma$$

$$Nu_S = 0.023 Re_b^{0.8} Pr_b^{0.4} \psi^{-0.55}$$

経験式による吸熱量予測

1次元解析による冷却性能評価

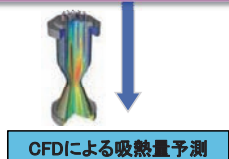
吸熱特性評価  
燃焼試験

入力

冷却剤特性評価  
燃焼試験

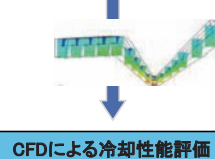
高精度化：CFDベース解析

高精度、実機リスク小



CFDによる吸熱量予測

連成



CFDによる冷却性能評価

再生冷却性能に影響を及ぼす燃焼室熱流動現象の理解とモデル化  
LE-Xエンジン再生冷却性能の事前予測及び関連リスクの未然防止

燃焼試験によるパラメータ  
合わせこみが必須



シングルエレメント試験



予測精度の画期的向上  
(目標5%)  
燃焼試験によるパラメータ  
合わせこみが必須でない

的確な物理現象モデルの  
構築が必須  
モデル構築・検証のための  
要素試験・燃焼試験が必須



## 再生冷却部性能評価2

### 燃焼室流体-熱連成シミュレーション

Fidelity Level

燃焼ガス側 Simulation	 $h_{burn} = \frac{C_{burn}}{D^{0.2}} \left( \frac{\rho^2 c_p}{P_0^{0.8}} \right)^{0.5} \left( \frac{D}{r_c} \right)^{0.1} \left( \frac{A}{A_c} \right)^{0.9} \sigma$ <p>経験式</p>	 2D CFD	 3D CFD 壁面近傍噴射器	 3D CFD ショートケーキ
熱伝導 Simulation	 1D解析	燃焼室流体-熱連成シミュレーション 各 Fidelity Level の Simulation を組合せ、計算精度(目標5%)と計算コストを両立させる連成解析手法の構築を目指す		 3D 熱伝導解析
冷却剤側 Simulation	 $Nu_b = 0.023 Re_b^{0.8} Pr_b^{0.4} \psi^{-0.55}$ <p>経験式+1D解析</p>	 3D CFD × 溝1本	 3D CFD × 溝N本	

15



## 燃焼室寿命予測

### 3次元構造解析ツールによる疲労損傷予測、吸熱特性と疲労寿命のバランス

従来の2次元・定常解析に代えて、3次元・非定常解析モデルを導入、再生冷却計算と連成させて計算

上流端: 全方向拘束

周方向拘束

下流端: 周・径方向拘束  
軸方向多点拘束

<非定常再生冷却計算機能>  
冷却溝1本の軸方向温度分布および圧力分布を過渡的に求める準1次元熱流動コード

- 熱伝導モデル
  - 燃焼ガス側: 修正Bartzの式
  - 冷却剤側: 修正Taylorの式
- 物性計算
  - 燃焼ガス: CEA
  - 冷却剤: NISTのデータベース

+ 材料特性データ  
モデル高精度化

<連成機能>  
構造解析(ADVENTURECluster)と熱的境界条件を互いにフィードバックさせる

再生冷却計算 ← ADVENTURECluster

燃焼ガス(圧力・温度) 冷却剤(圧力・温度) 熱伝達率

再生冷却計算 ← ADVENTURECluster

壁温

**検証解析**

過去の開発時不具合(LE-5Bスロート変形、冷却溝破断)の再現解析

**LE-5Bスロート変形**  
起動停止過渡時の温度・圧力変化を含めた非定常再生冷却計算との連成で現象再現

**LE-5B冷却溝破断 (改善中)**  
実機: リメント中央、冷却剤側でクラック発生  
解析: 軸方向 → おおよそ一致  
断面 → 燃焼ガス側で損傷が最大

**燃焼室非破壊検査技術(予寿命評価)**

燃焼器健全性評価のための非破壊検査技術

- 部分水浸式プローブによる超音波板厚計測
- レーザー超音波可視化法による燃焼室探傷技術
- 電磁気特性評価による材料劣化検出技術

寿命予測技術精度向上のためのデータ取得

- 中性子回折法による内部残留ひずみ分布取得

16

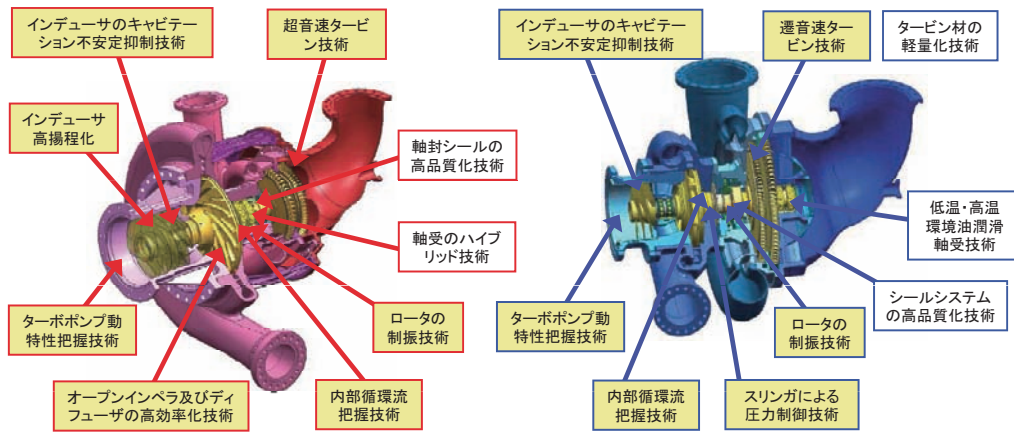


# LE-Xターボポンプ



**燃料ターボポンプ(FTP)**  
 入口圧 3.5 kg/cm<sup>2</sup>  
 出口圧 180 kg/cm<sup>2</sup>  
 流量 50 kg/s  
 回転数 40790 rpm

**酸化剤ターボポンプ(OTP)**  
 入口圧 7.5 kg/cm<sup>2</sup>  
 出口圧 190 kg/cm<sup>2</sup>  
 流量 293 kg/s  
 回転数 16100 rpm



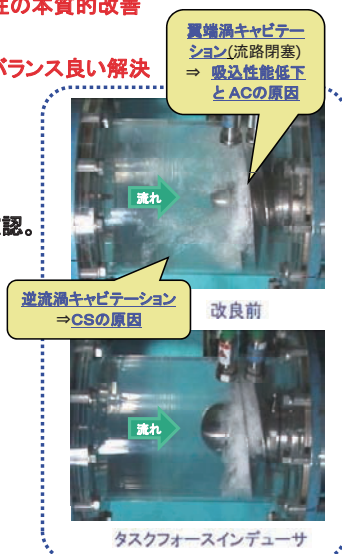
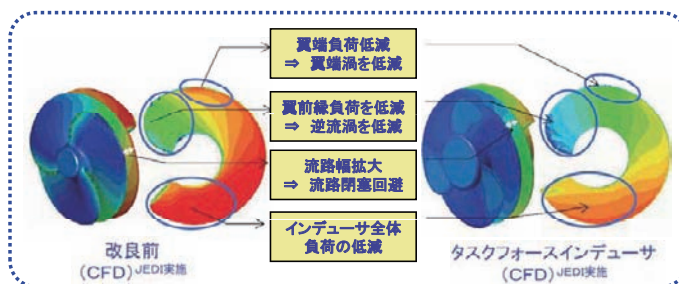
17

# ポンプキャビテーション問題

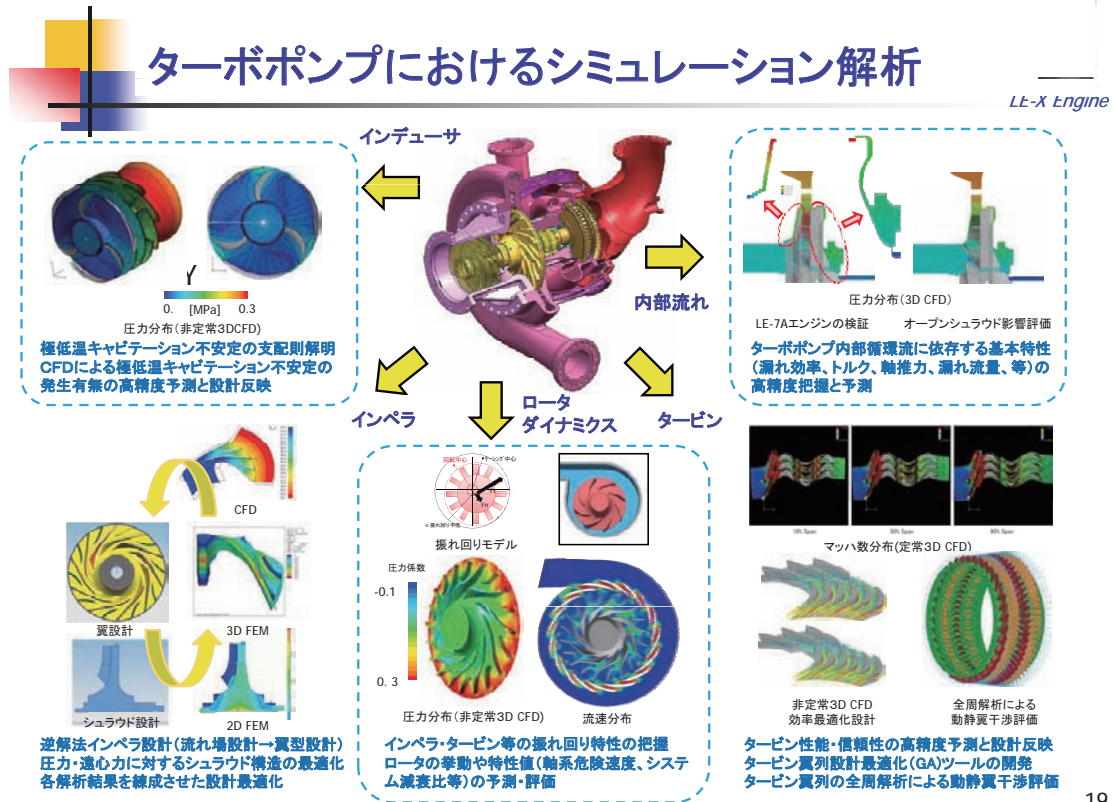


LE-7AエンジンOTP改良タスクフォース活動におけるシミュレーション解析の貢献

- H2ロケット8号機で、FTPインデューサ翼疲労破断により打上げ失敗
- H2A試験機打上げに向けFTPを最優先で改良。OTPは運用と並行し改良を試行。  
**吸込性能余裕不足、旋回キャビテーション(AC)による過大軸振動可能性の本質的改善**
- 改良試行(1, 2回目)では、フライト適用可能なOTP改良案を見出せず。  
**吸込性能、旋回キャビテーション(AC)、キャビテーションサージ(CS)のバランス良い解決**
- 実施体制・手法を抜本的に改め改良試行(3回目)を実施
  - ①実施体制の見直し ( All JAXA, All Japan 体制 )
  - ②開発手法の見直し ( Test-Fail-Fix 型 → Front Loading 型 )
  - ③設計手法の見直し ( Design by Rule 型 → Design by Analysis 型 )
- メカニズム検討に基づき対策立案、効果をCFD解析・要素試験等で確認。  
 これらの作業を繰り返し設計を確定。改良目標を達成しフライトに適用。



18





## まとめ



LE-X Engine



### LE-Xエンジン

- ・有人対応を視野に入れた次期ブースターエンジン
- ・従来のエンジン開発プロセスを抜本的に改革
- ・設計時に信頼度(故障モード)を網羅的に評価
- ・フロントローディング徹底により開発リスクを低減
- ・高精度のシミュレーション解析技術が必要不可欠
- ・的確な現象把握、解析モデル構築/検証が必須
- ・解析モデル構築/検証のための試験充実が重要