

高信頼化ロケットエンジンに向けた 故障モードベース設計手法

2007年3月23日(金)

Multidisciplinary Design Exploration (MDE) Lecture Series 1

日本機械学会 計算力学部門「複合領域における設計探査研究会」

倉谷 尚志^{§*}, 岩崎 文哉*, 青木 宏*

[§] 東北大学 流体科学研究所

* 総合技術研究本部 角田宇宙センター

ロケットエンジン技術センター

- 1 What is Rocket Engine?**
- 2 Why the “highly reliable design methodology” is focused on and required?**
- 3 What is “Highly Reliable Design Methodology” ?**
- 4 Specific Samples**
 - Steady Phenomena**
 - Main Combustion Chamber Life
 - Turbine Disk Strength
 - Turbopump Critical Speed
 - Transient and Unsteady Phenomena**
 - Engine Starting Characteristics and Valve Start Failure
 - Main Combustion Chamber Life
- 5 Conclusions and Future Works**



What is Rocket Engine?

LE-7A性能諸元

用途：H-2Aロケット

第1段主エンジン

推進薬：液体酸素/液体水素

混合比：6.3

推力：1,098 kN

比推力：440 sec

燃焼圧力：11.9 MPa

重量(DRY)：1,780 kg

設計寿命：1,750sec, 11スタート

その他：75%スロットリング可能

全長：3.24 m

最大径：2.61m

LE-7A (左), LE-7 (右)

300万馬力

ロケットエンジンとは

燃料と酸素を混合し、
着火し、
燃焼して、
加速膨張させて
推力を得る。



鉄腕アトム

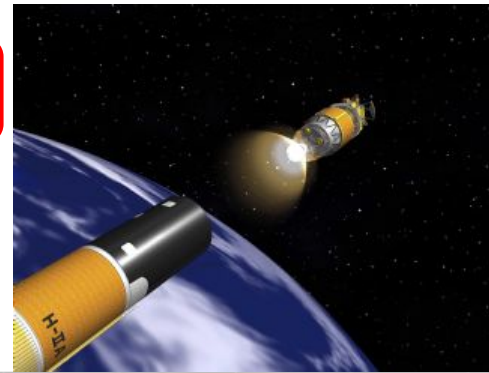
10万馬力×30???

Energy Requirement Level



1st separation

**~300万PS
(220万kW)**



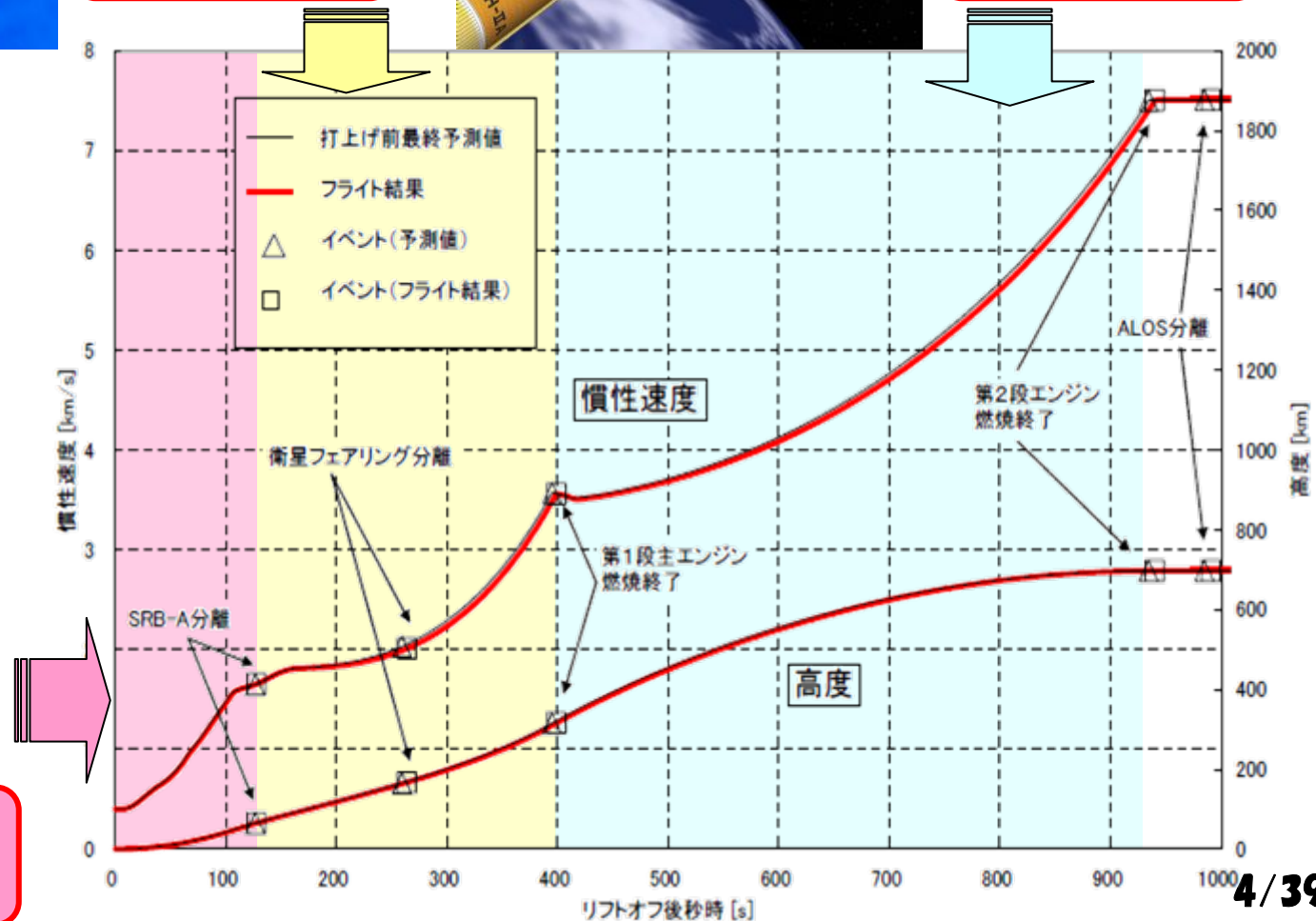
2nd separation

**~30万PS
(22万kW)**



Launch

**~1000万PS
(700万kW)**

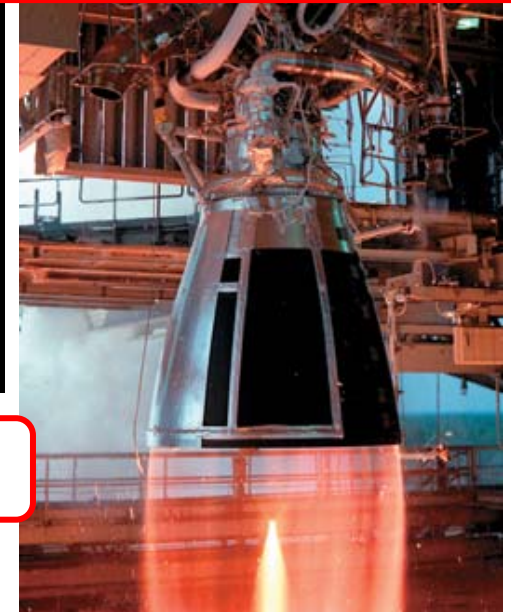


Liquid Rocket Engine Lineup (1 / 2)

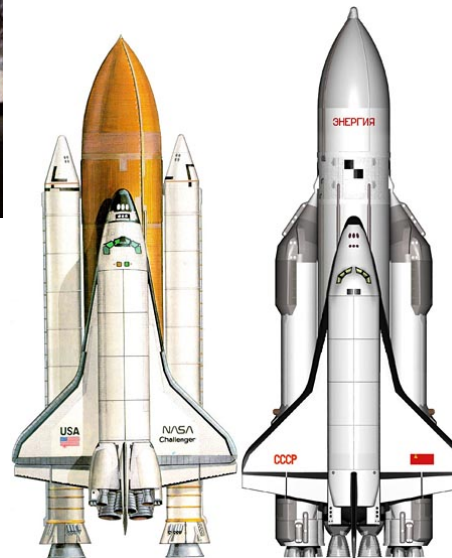
Space Shuttle Main Engine (SSME)



RS-68 (Delta IV-Heavy & Crew Exploration Vehicle)



RD-0170 (Energia)



Liquid Rocket Engine Lineup (2/2)

Ascent

**RS-68 (Delta IV-Heavy)
21th Dec., 2004 Maiden Flight**

Liftoff

Launch Pad

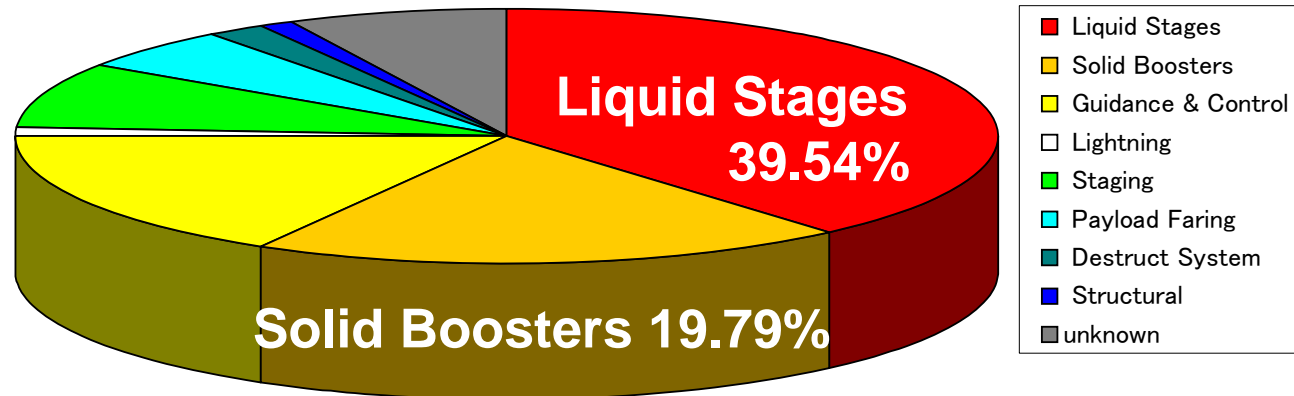
**12ton to GTO
>
5.7ton (H-IIA204)**

Flight

Engine Ignition

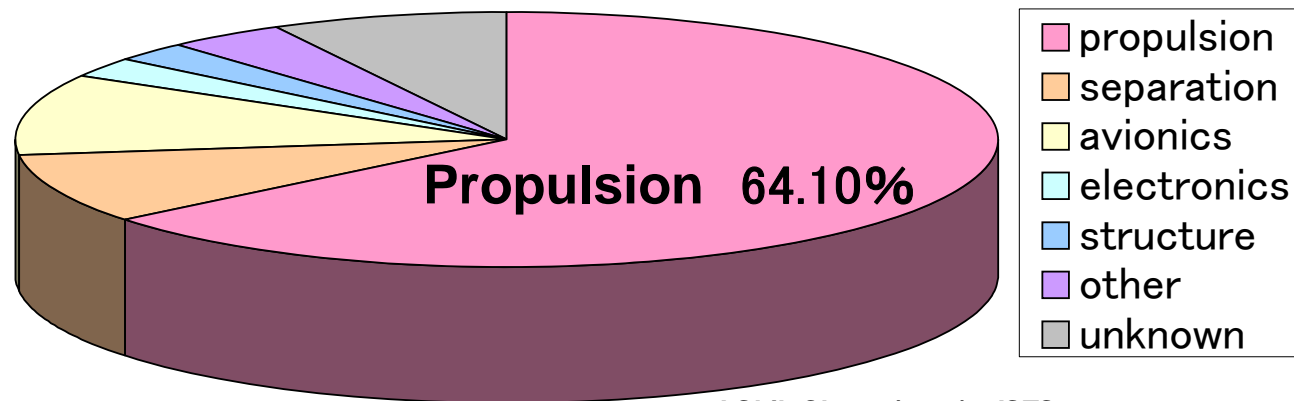
Failure Causes of Launch Vehicles

Failure Rates for U.S. Launch Vehicle between 1964 and 2000



Brian D. Alien (2001), AIAA 2001-3874

World Subsystem Failure Rates between 1983 and 1997



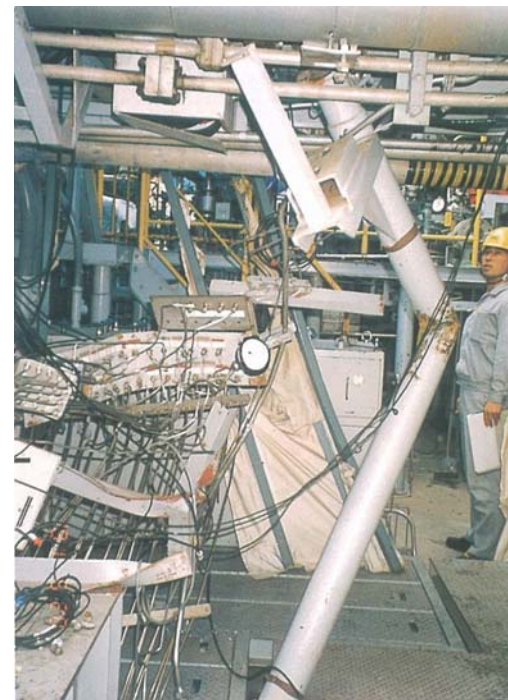
I-Shih Chang (1998), ISTS 1998-a-1-36, pp.181-190

50-70% failure due to propulsion systems 7/39

Why the highly reliable design methodology is required? (1/2)

研究開発中や運用中に生じる致命的な故障

1991年5月@角田



LE-7 FTPタービンマニホールド破壊

Ref: 宇宙開発事業団角田ロケット開発センター、開所20周年記念誌、1998年10月

Why the highly reliable design methodology is required? (2/2)

**研究開発中や運用中に生じる致命的な故障
(SSME開発中)**

High Pressure Oxidizer Pump

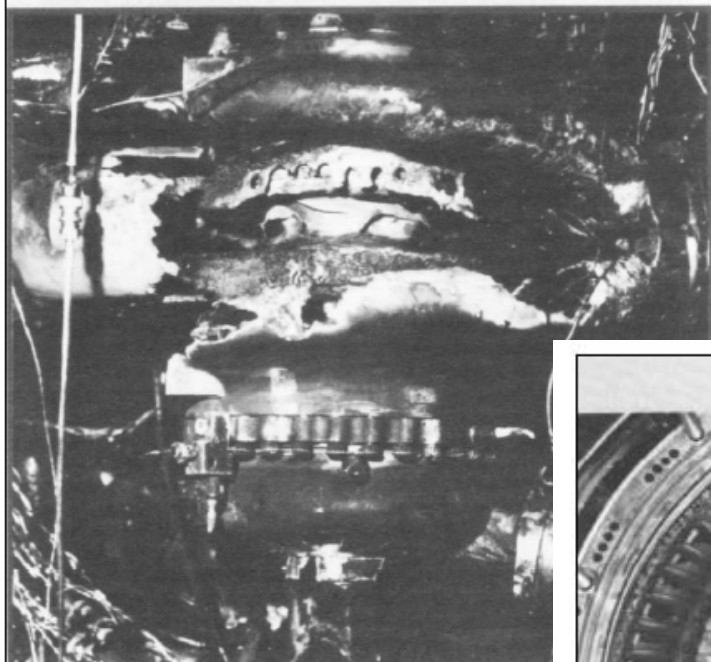


Figure 15. HPOTP After Test 901-110 (Photo No. SC89C-4-1009)

酸素ターボポンプ全損

Main Impeller, Preburner Pump Impeller
(Preburner Pump End Bearing Inner Races After Fire)



Figure 16. HPOTP Rotor After Test 901-136 (Photo No. 89c-4-1029)

**酸素ターボポンプ
プリアバーナ軸受焼損**

Blade Failure

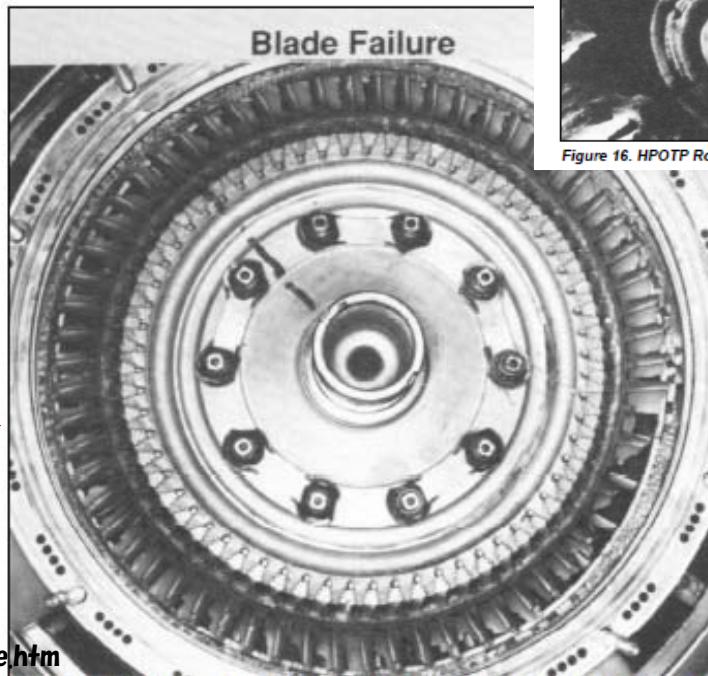
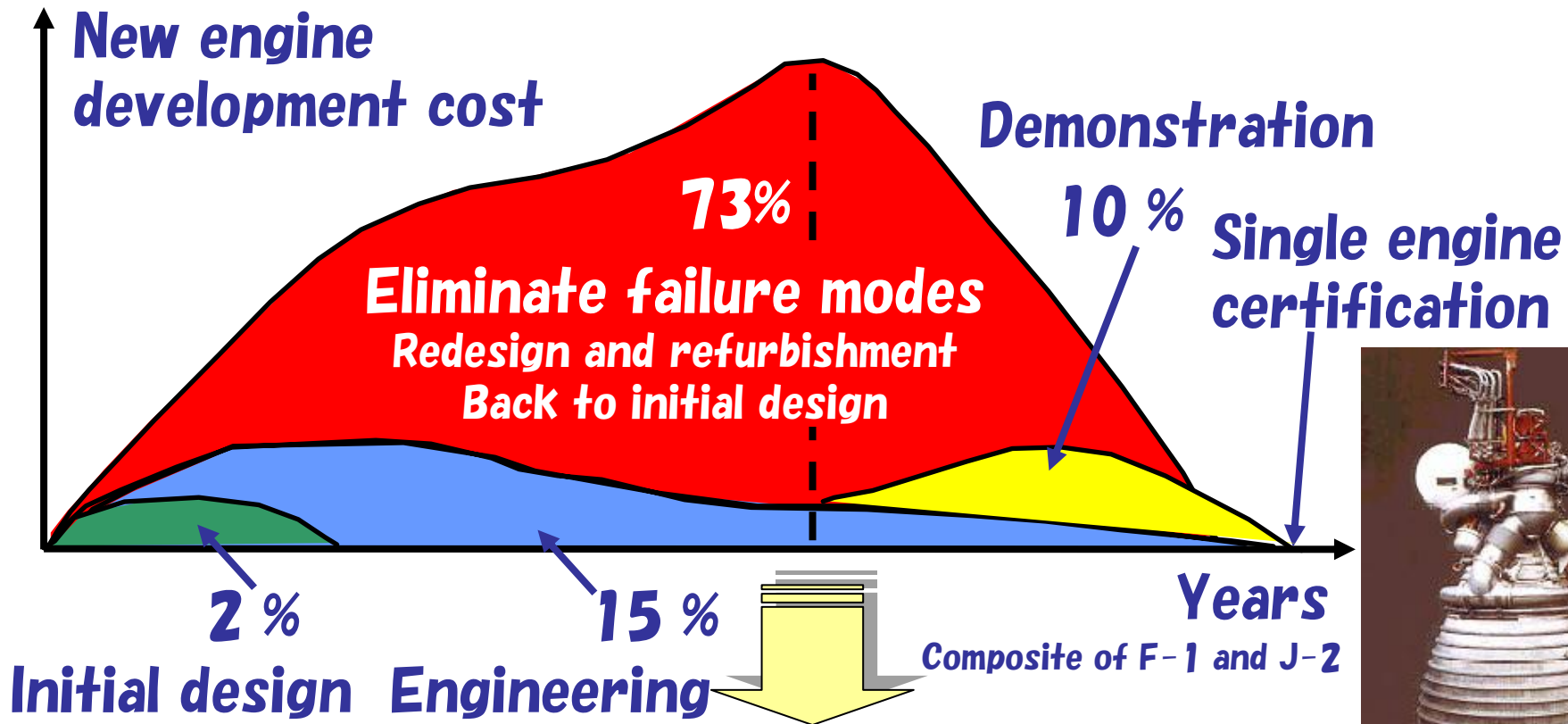


Figure 17. HPFTP First Stage Turbine - Test 902-095 (Photo No. SC89c-4-1032)

**水素ターボポンプ
タービンブレード破損**

Design, Failure Modes and Reliability



**How to mitigate the failure
and to estimate “quality of design”
at the conceptual design phase?**

Purpose of this study

Highly Reliable Design Methodology
to quantify the reliability (or failure rates)

**Almost *failure modes* to cause the engine breakdown
are dynamic and transient phenomena**

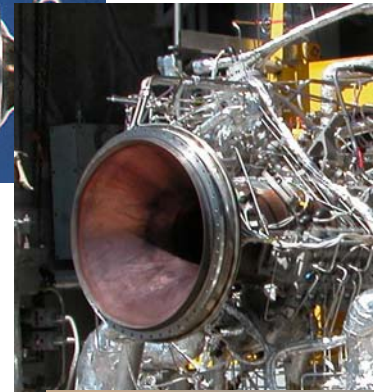
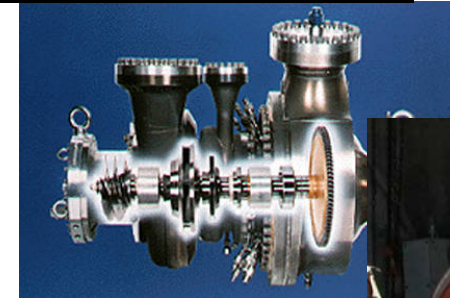


**Analysis technique
to replicate these failure mechanism dynamically**

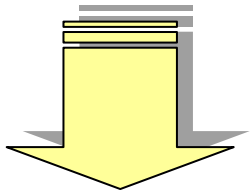


**Failure Modes Demonstration Simulator
by dynamic numerical analysis tool**

従来の設計：
性能，要求を満たす逐次設計



- 1.コンポーネント毎の個別設計
- 2.最大負荷作動点を評定とした
決定論的安全余裕設計
- 3.試験や実フライトで信頼度実証



信頼性設計：**Design Reliability Numerical Analysis**
トレードオフ・ロバスト・統合化設計

- 1.エンジン性能や他のコンポーネント
との相互干渉を考慮した統合化設計
- 2.分布を考慮する設計（PDA）
- 3.概念設計段階で信頼度を推定



1

Drivers of Failure

Design Variables

- Blade angle
- Cooling channel size
- Pipeline length etc

Fabrication Variables

- Tolerance of cooling channel size
- Variation of turbine nozzle area etc

Component Characteristics

- H-Q curve
- Gas property
- Pressure loss distribution

Flight/Test Condition

System Simulation

- Pressure
- Temperature
- Flow rate
- Shaft speed etc

Current Simulation Tool

Current Simulation Tool is combined with the drivers of failures and failure models to convert the reliability.

Material Database

- Strength distribution
- Fatigue life etc

Reliability Estimation based on Stress Strength

- Conversion of Failure Probability to Reliability
- Life prediction

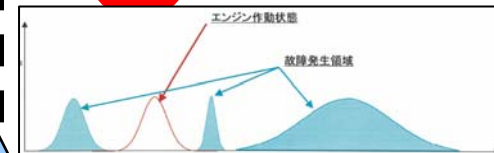
Failure Modes

Extraction of Critical Failure Modes

by FMEA/FTA etc

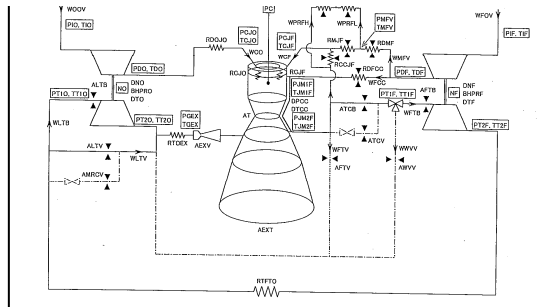
Chamber LCF
Rotor destruction
Rotor scrubbing
Combustion instability etc

2



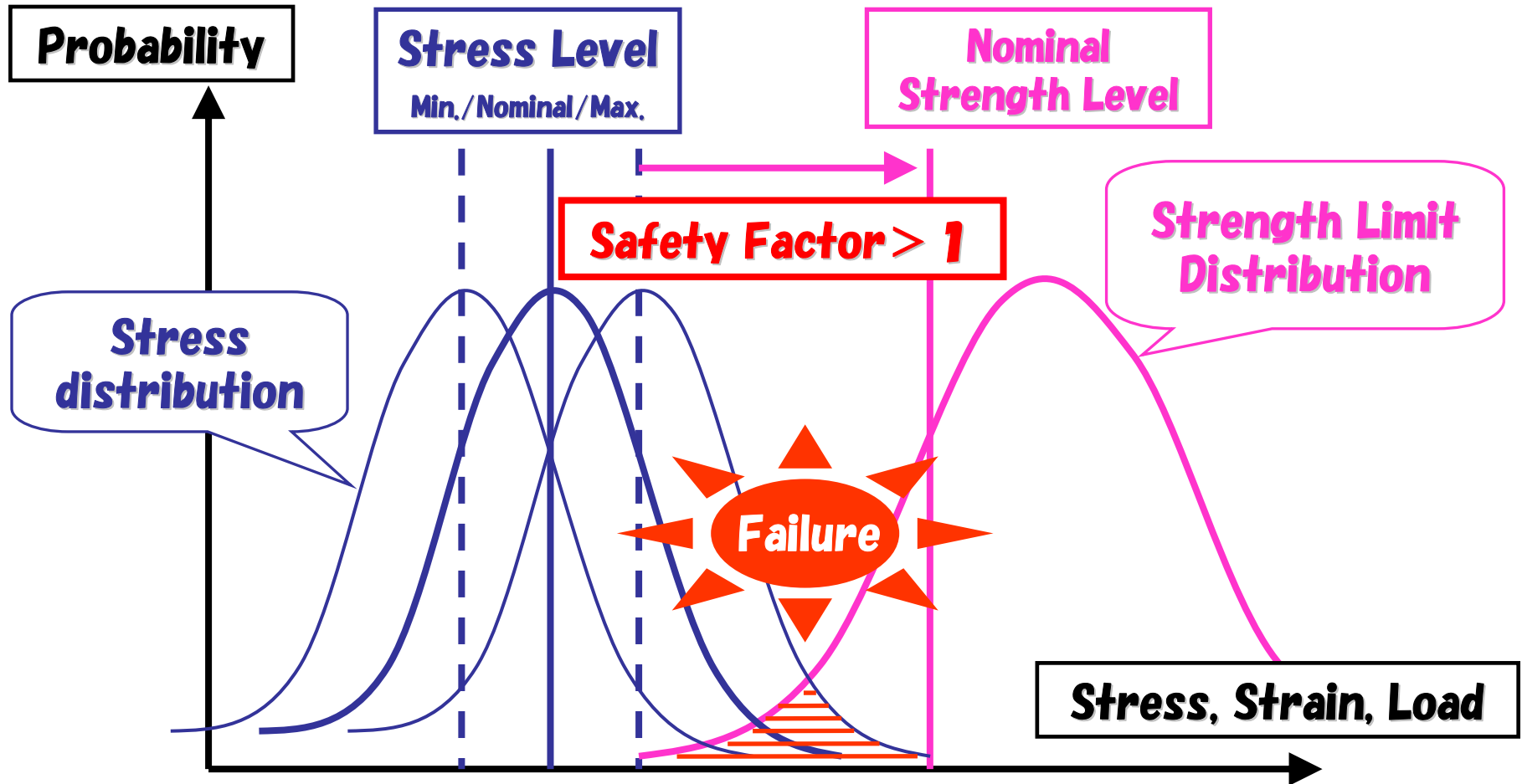
Stress estimation at the monitored location

3



Framework of “Design Methodology” (2/3)

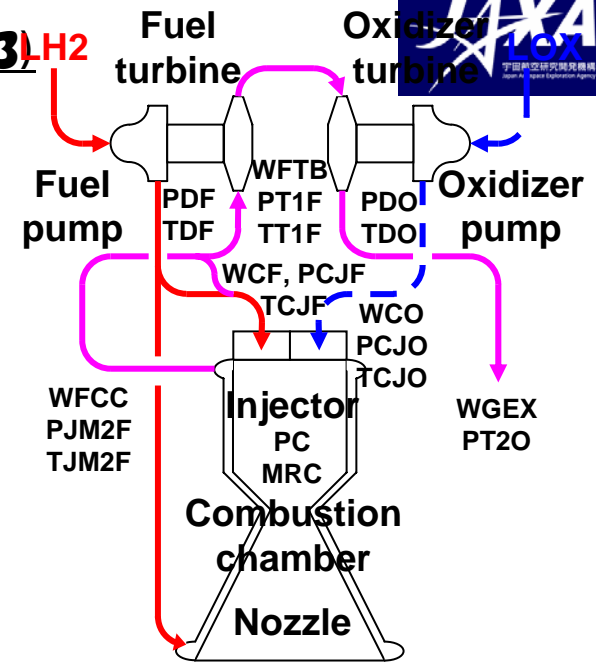
To evaluate the “quantitative system reliability”



Failure Probability can be estimated based on stress–strength model

Application of **PDA, robust design & Taguchi method**

To maintain the function against the noise, fluctuation



The diagram illustrates the mapping of Failure Modes (FM) to Data Variables (DV). A central 'Failure Mode' box branches into four paths. The first path leads to 'FM1' and 'FM2' boxes. The second path leads to a box containing five red circles, with arrows pointing to 'DV1' and 'DV2' boxes. The third path leads to 'DV7' and 'DV10' boxes. The fourth path leads to 'DV23' box.

15 / 39

Approach for quantitative reliability estimation (planned)

- Reliability estimation based on bimodal profile

$$R^{Ns} = 1 - C$$

reliability level C , engine equivalent successful number Ns

- Reliability growth, failure distribution



- Partial Reliability Estimation : $R_i = 1 - F_i$
 $R_{eng} = \sum w_i \times R_i$

Structural Reliability

Life time (combustor, turbopump)

Structural Reliability (low/high temp.)

Operational Reliability

Operation Margin (Critical Speed/Combustion Instability/
combustor endothermic characteristics/robustness)

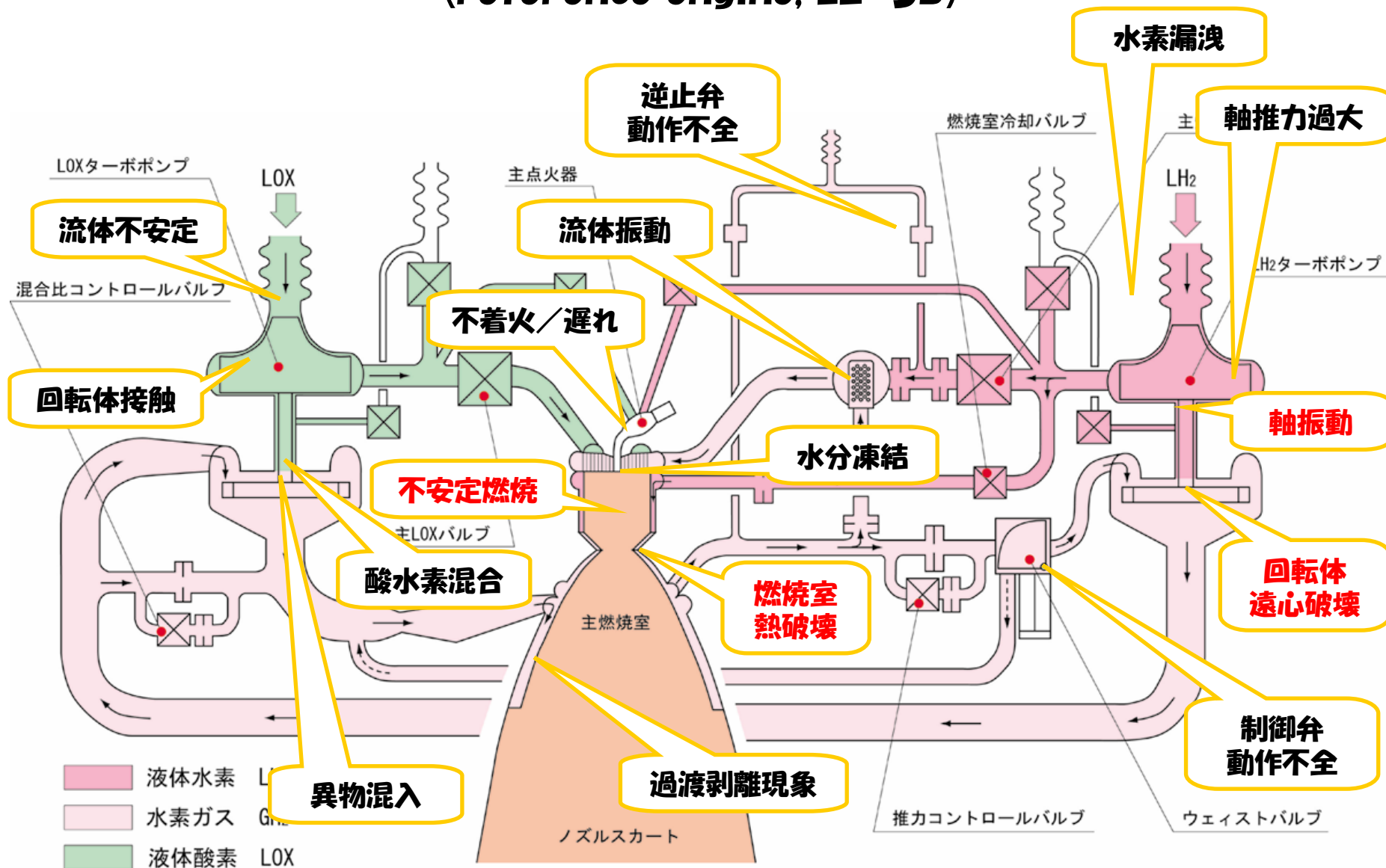
However...



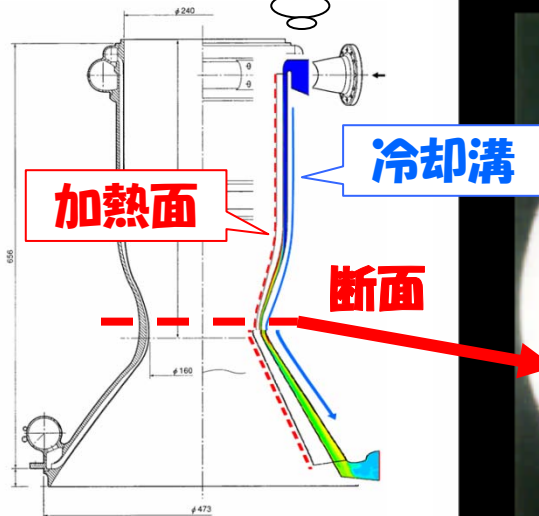
Not so easy to build
this design methodology in short term
and to apply it to engine R&D

- 1) **Specific samples** are focused on and gradually extended in whole engine system
- 2) Some **Systems Engineering Approaches**, such as QFD, FMEA, FTA, PDA and so on, are introduced to this study

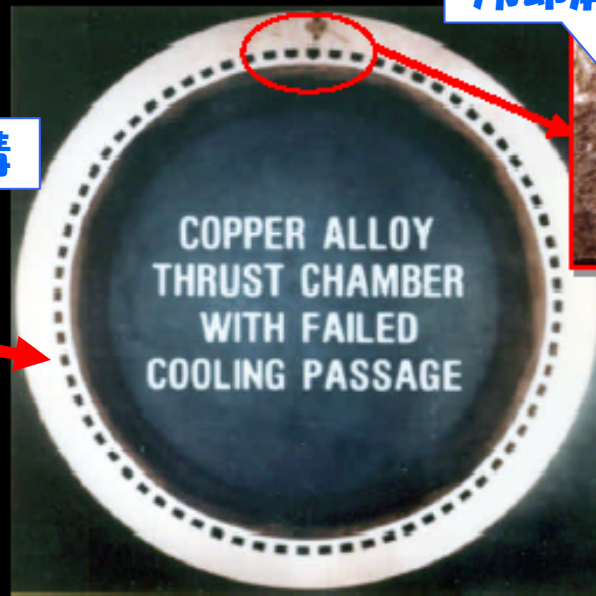
Typical Failure Modes of Expander-Bleed Cycle Engine (reference engine, LE-5B)



冷却剤（液体水素）は
バルブの開閉で
供給・遮断



Failure Of Combustion Chamber Liners



冷却溝



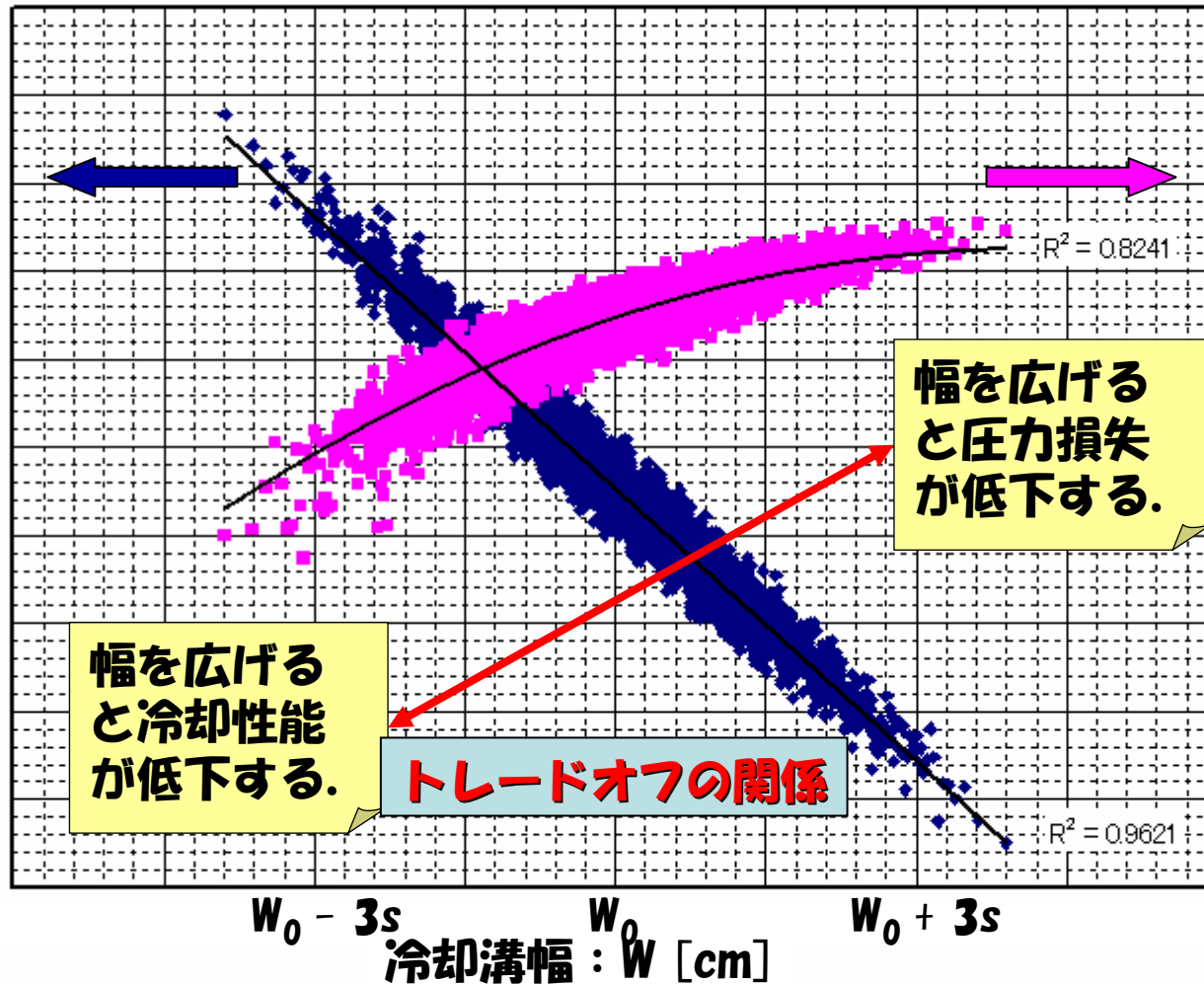
熱膨張による圧縮と内圧で破壊

- Complex failure mechanism
 - Creep
 - Low cycle fatigue
 - Thermal ratcheting
- Current alloy NARloy-Z (Cu-3 Ag-0.5 Zr) inadequate for RLV

温度（熱応力）の変動 ⇒ 強度，寿命への影響

Effect of variation in coolant channel size (1 / 3)

冷却溝出口温度: T_{JM2F} [K]

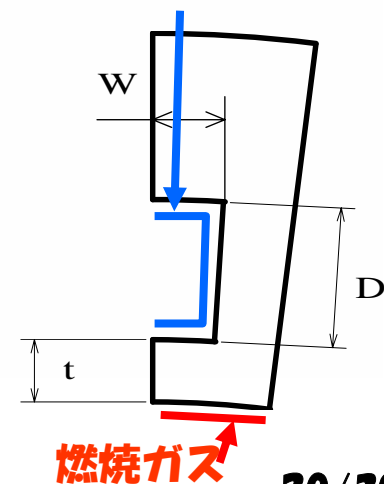


製造公差 = $\pm 3\sigma$ として正規分布を仮定

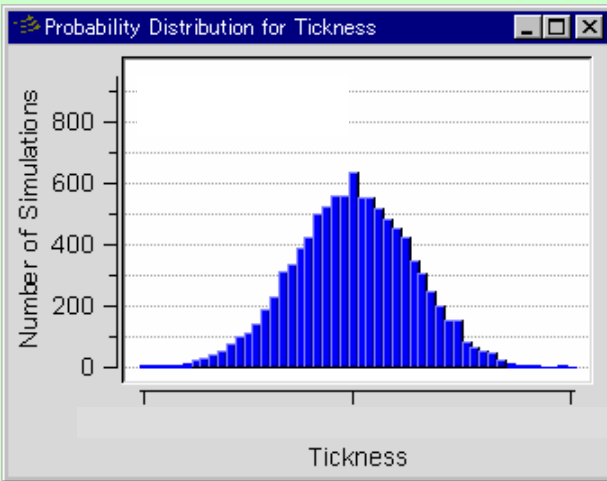
冷却溝出口圧力: P_{JM2F} [Kg / cm²a]

- ◆ TOUT (TJM2F)
- POUT (PJM2F)
- 多項式 (POUT (PJM2F))
- 線形 (TOUT (TJM2F))

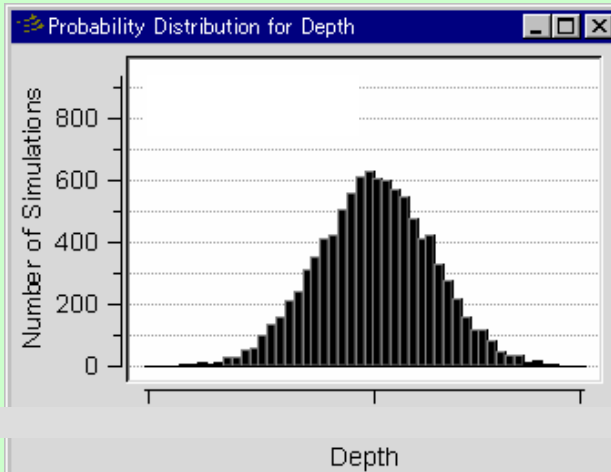
冷却用液体水素



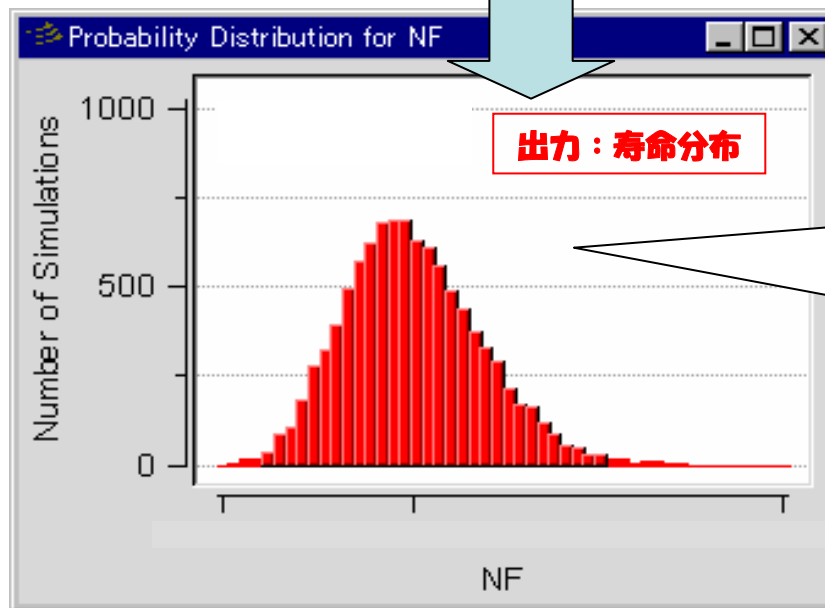
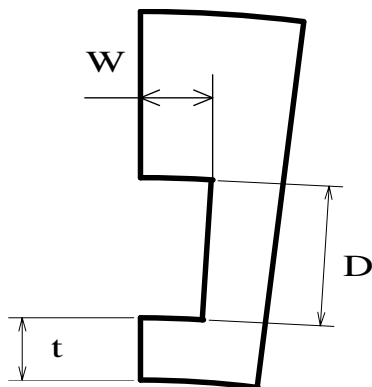
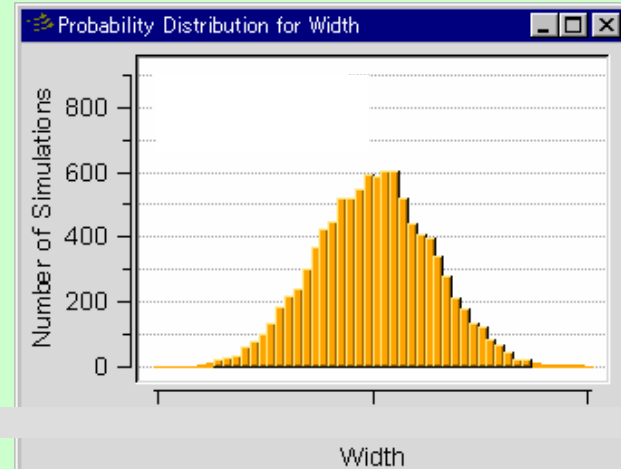
壁厚入力分布



溝高さ入力分布



溝幅入力分布



出力：寿命分布

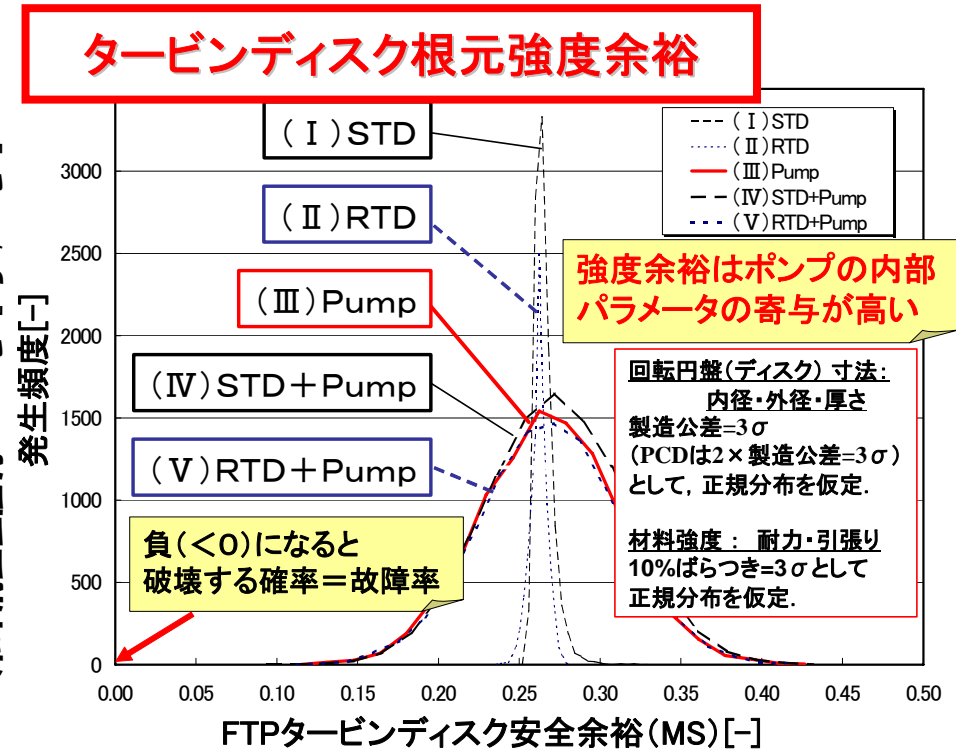
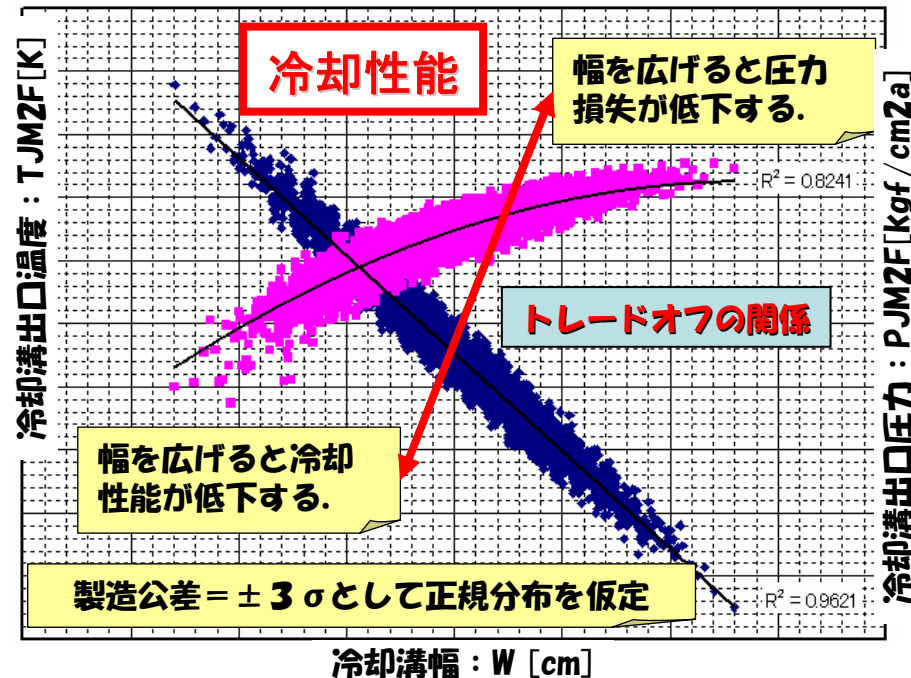
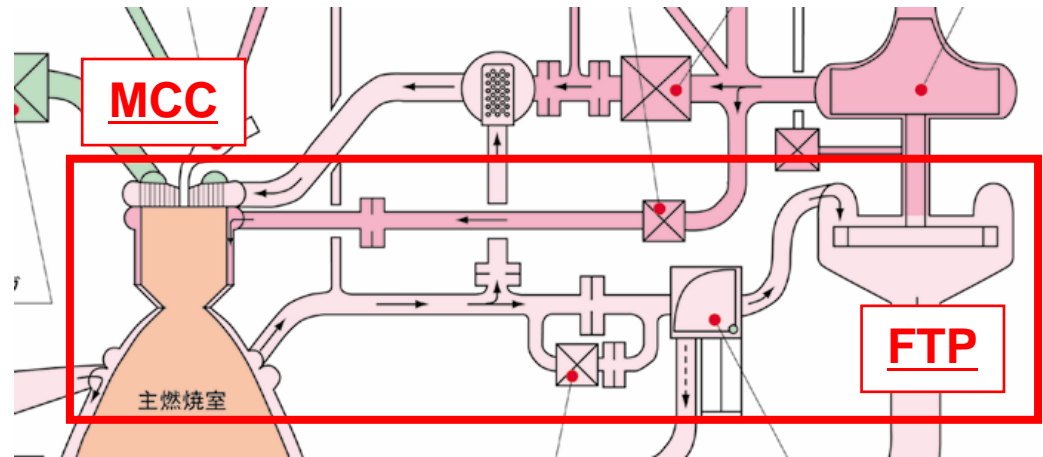
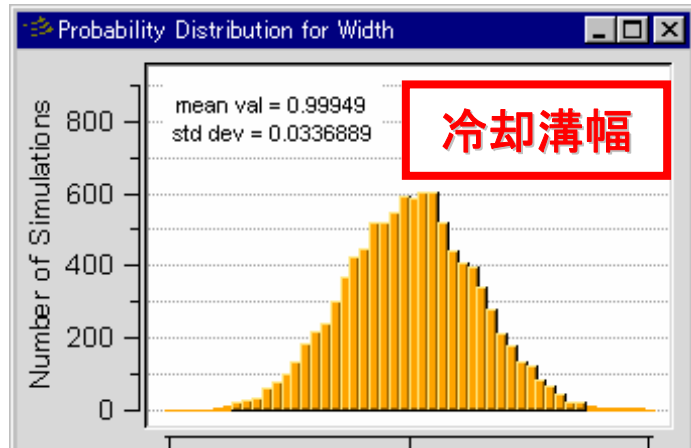
T,W,D各寸法について

$\sigma \equiv (\text{公差の} 1/3)$ の
正規分布を仮定した場合
の寿命の度数分布の例

$$\sigma = (\text{MAX-MIN}) / 6$$

$$\pm 3\sigma = \text{公差幅}$$

タービンディスク根元強度余裕に与える冷却溝幅の影響



燃焼器寿命と危険速度余裕に与える平行部長さの影響

長チャンバー
+120mm

平行部長さ

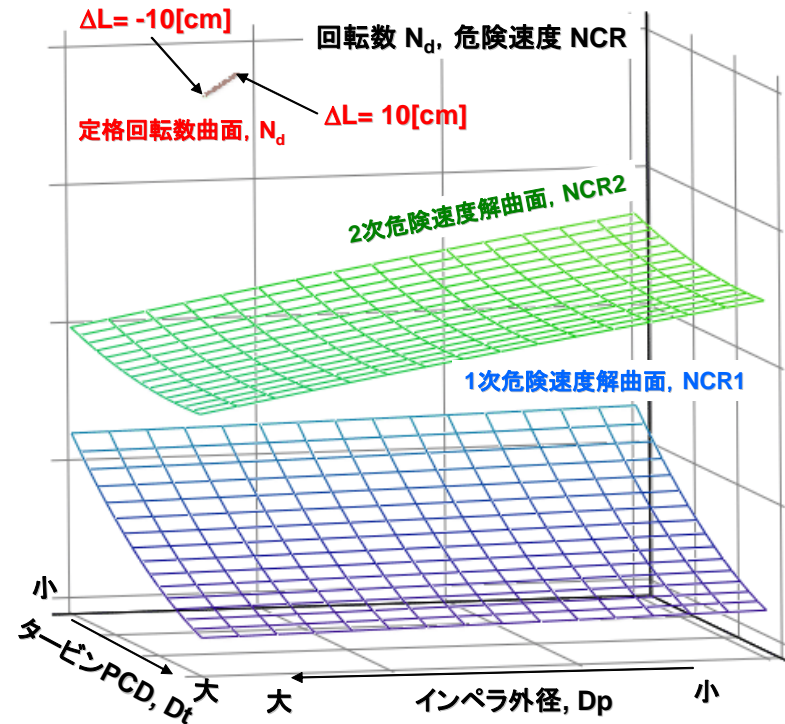
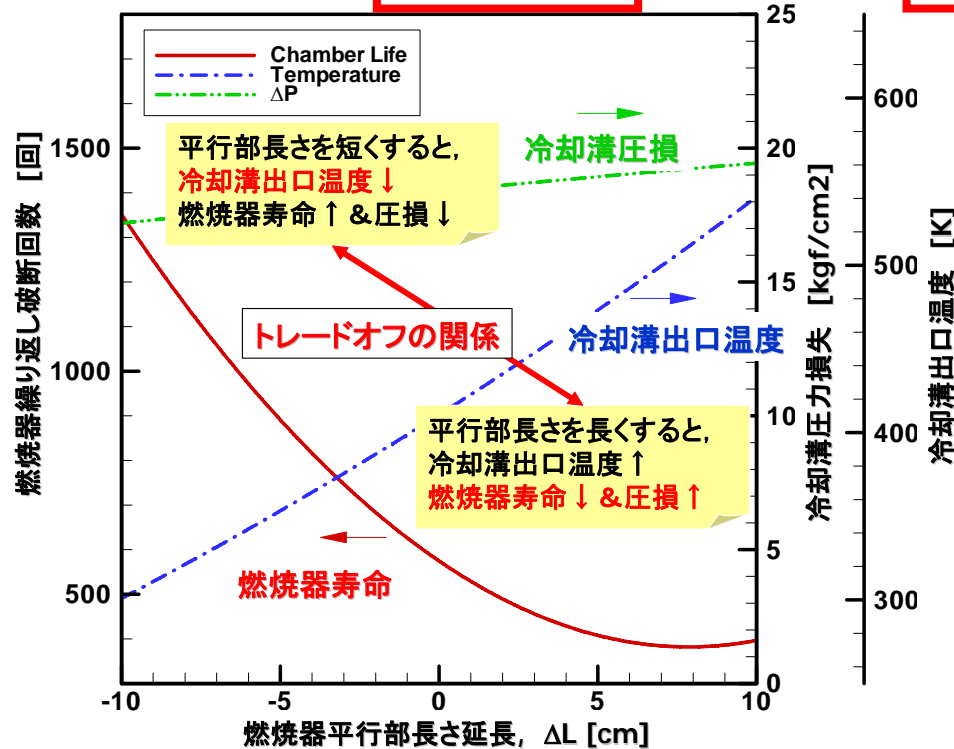
短チャンバー

冷却性能

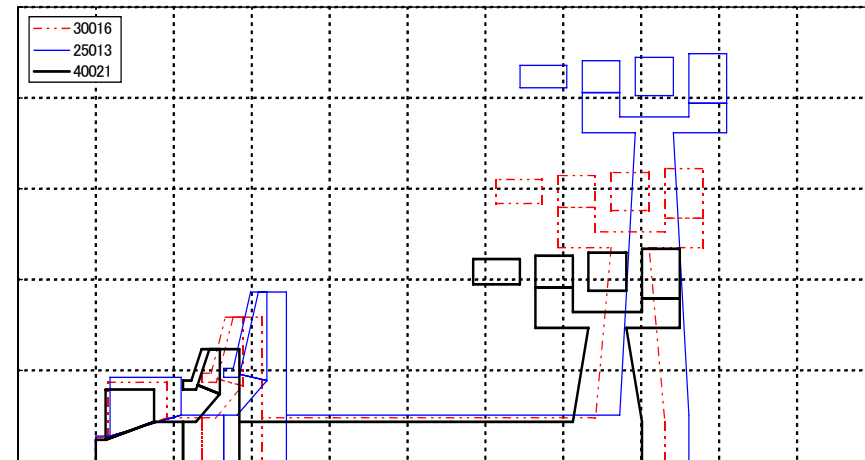
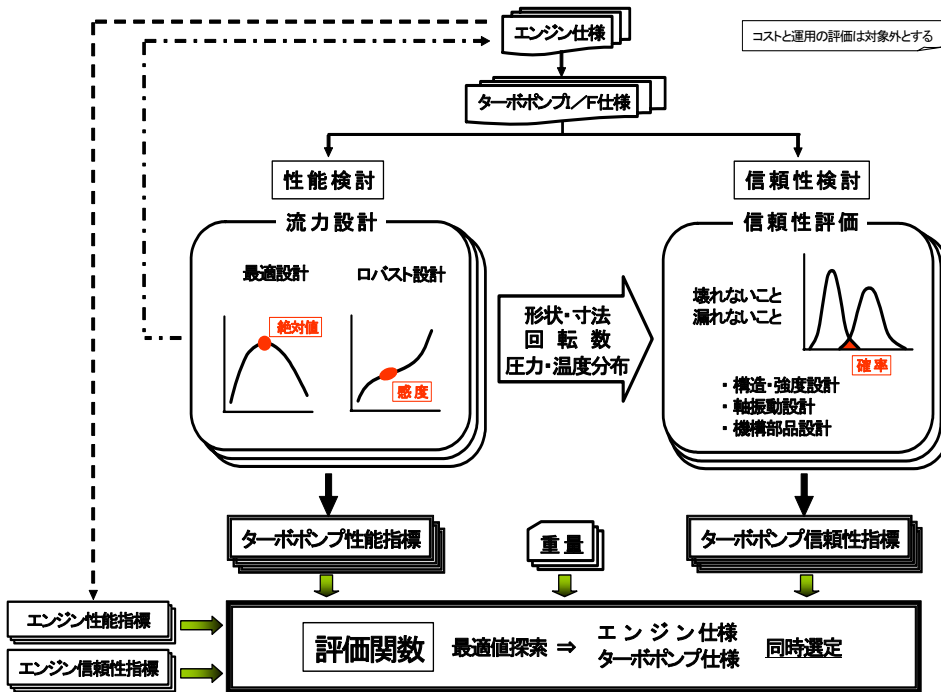
MCC

FTP

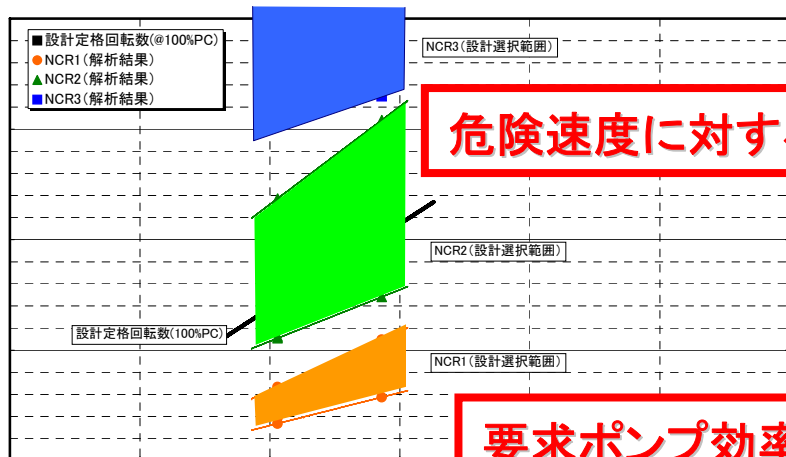
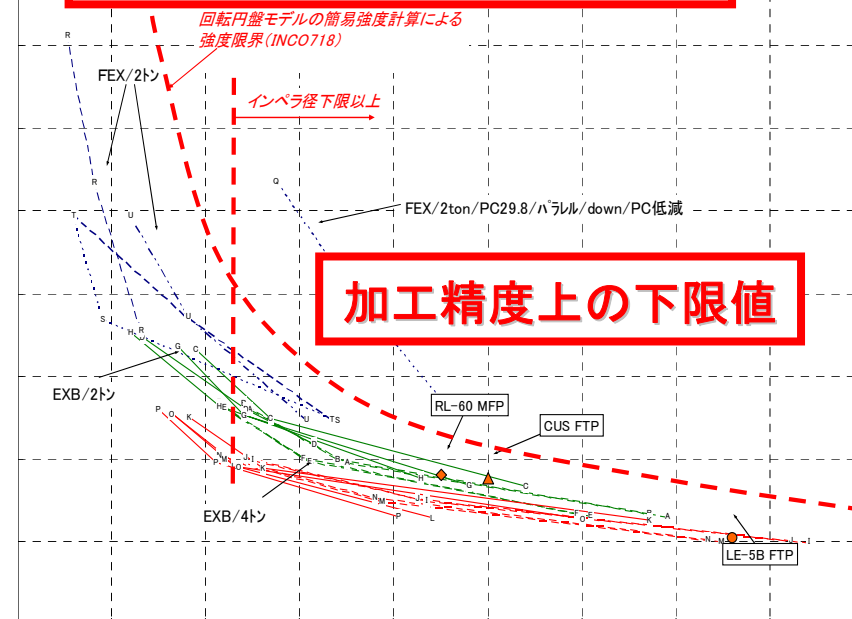
ターボポンプ危険速度余裕



流体設計基礎モデルによる影響感度評価

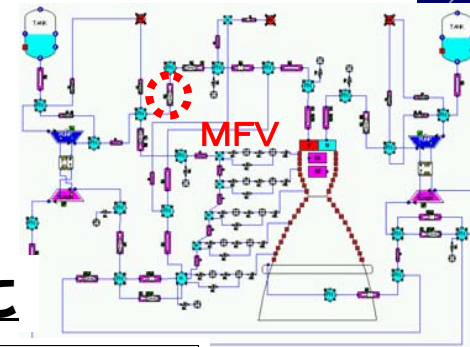
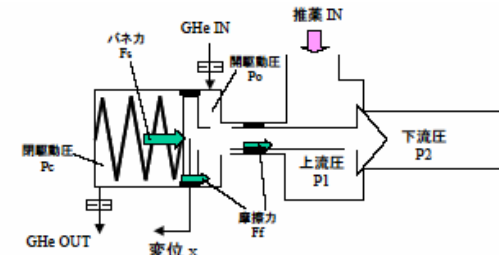
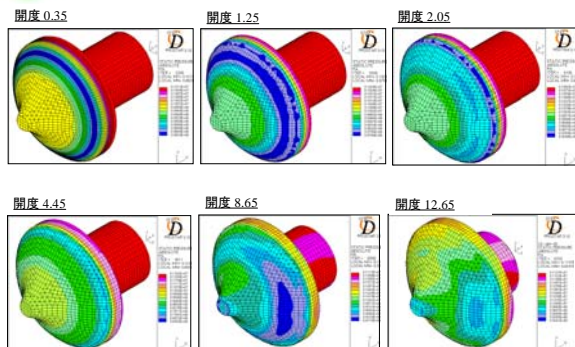


回転系強度限界に対する余裕

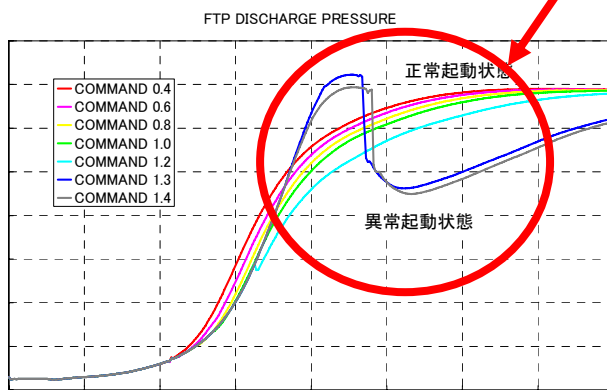
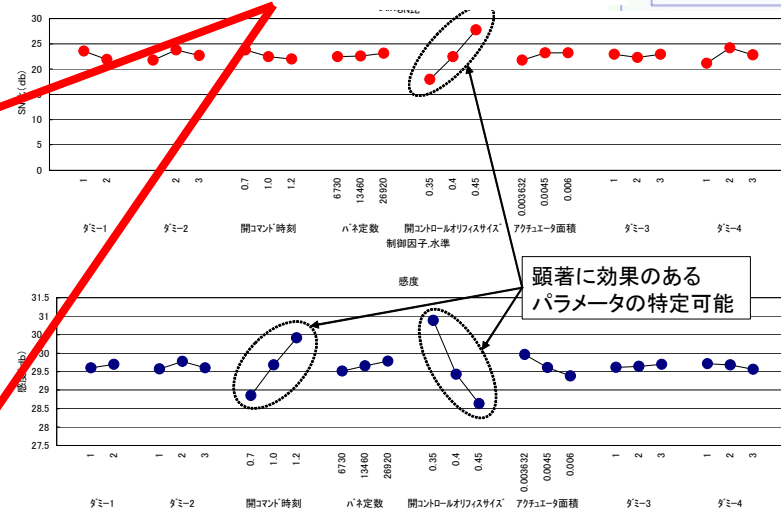
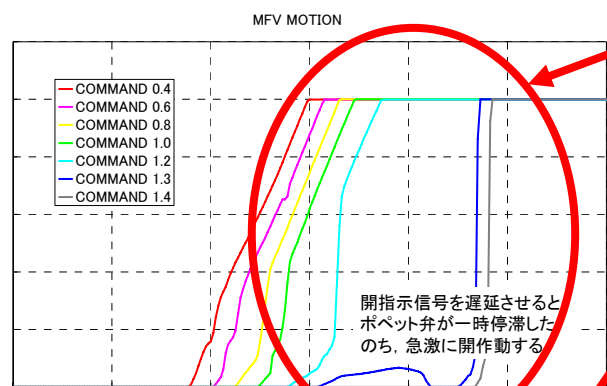


要求ポンプ効率範囲

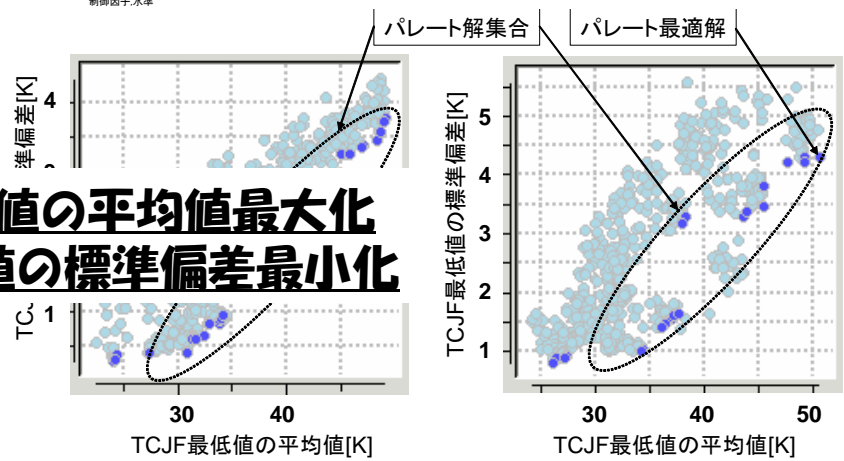
エンジン起動不全と最適解探索



MFV異常作動をさせないために

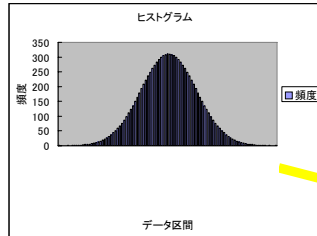


TCJF最低値の平均値最大化 TCJF最低値の標準偏差最小化

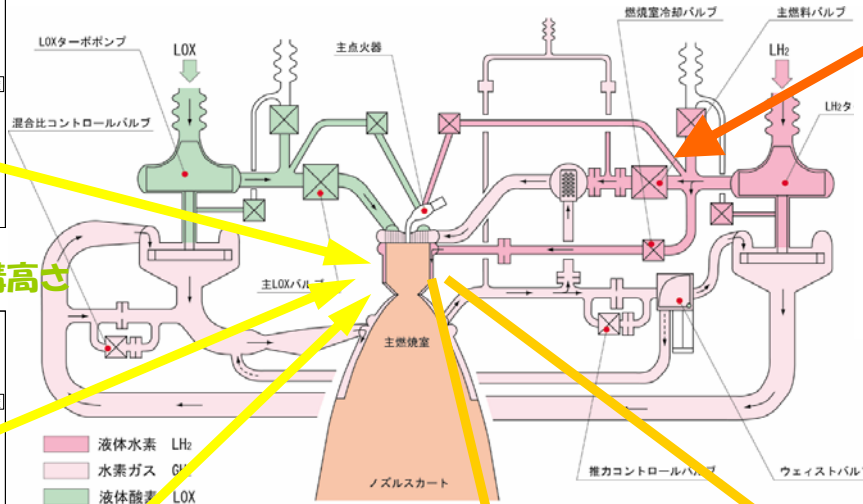


冷却溝製造ばらつき

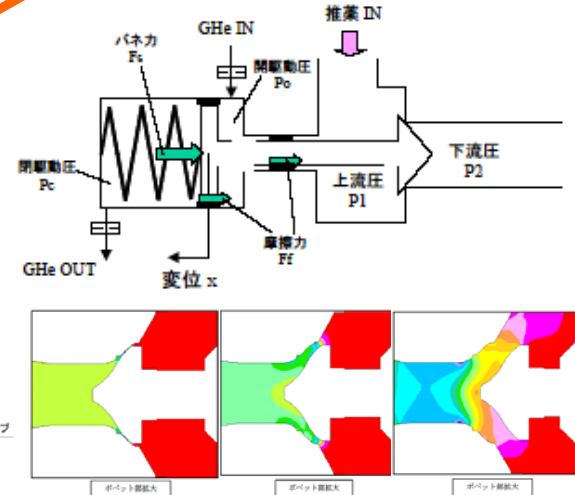
T1: 燃焼室冷却通路壁厚



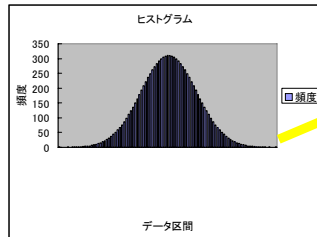
エンジンシミュレーションツール



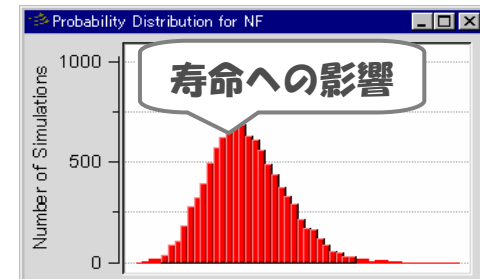
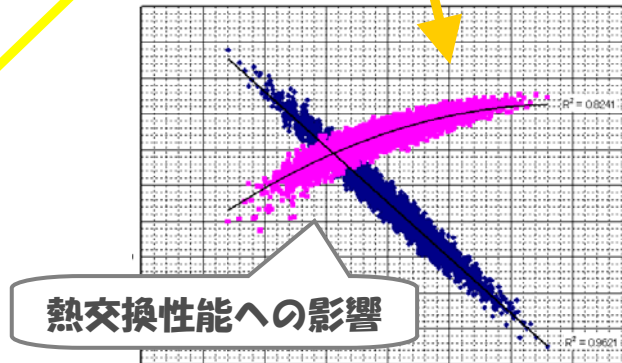
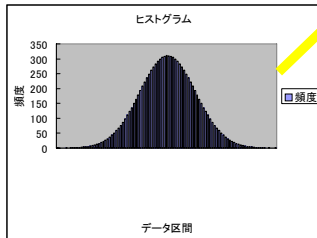
バルブ作動ばらつき



H6: 燃焼室冷却通路溝高さ

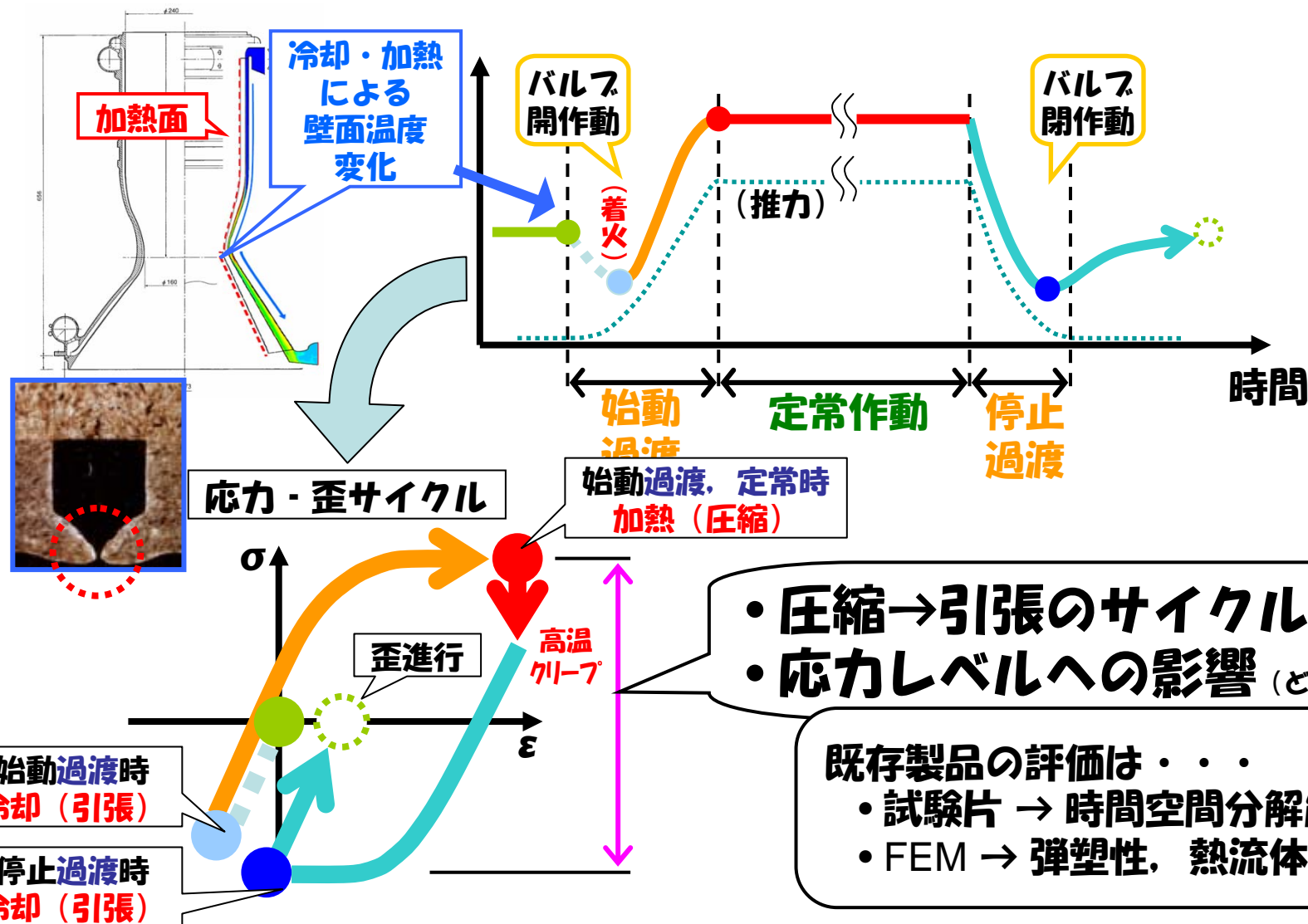


W1: 燃焼室冷却通路溝幅



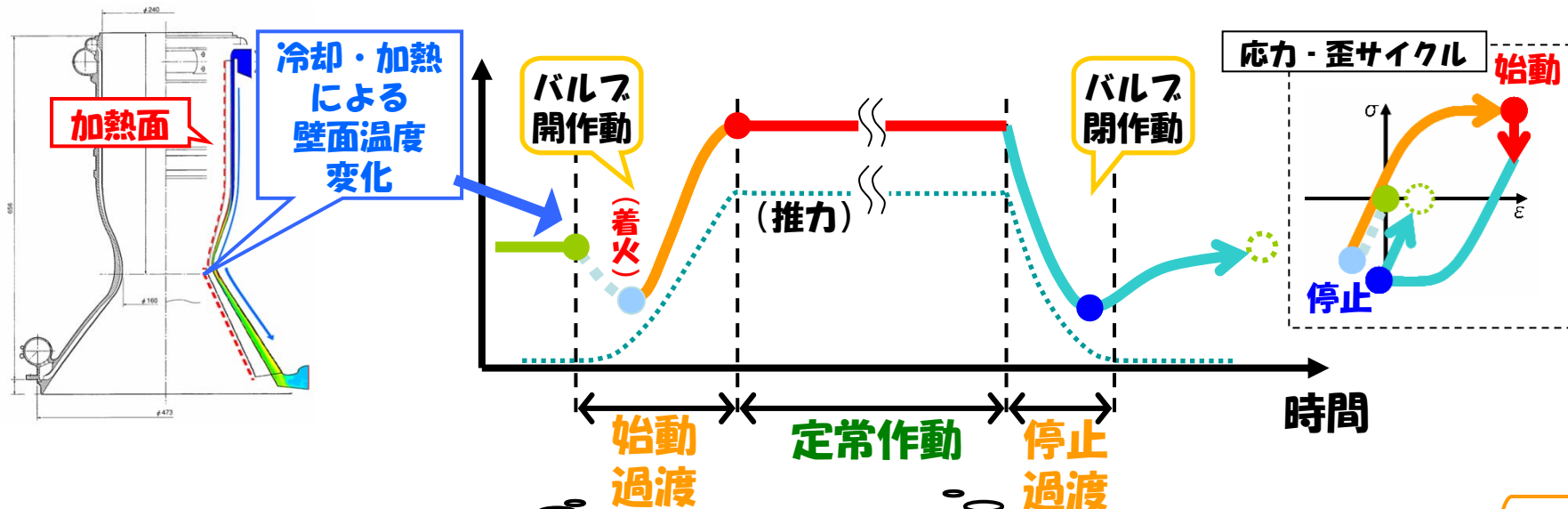
今後、各パラメータ相互影響評価により最適設計点を検討する

Stress Generation Process around Main Combustor



実機との合わせ込み課題【形状, 熱負荷条件】

Failure Mechanism on Thermal Stress of Combustor



非定常流れ

過渡特性パラメータが支配的

- ・バルブ作動タイミング
- ・肉厚（熱マス）
- ・振動など

瞬時的な局部熱応力による不安定破壊／低サイクル疲労

熱平衡状態

熱伝達パラメータが支配的

- ・溝寸法
- ・冷却剤流量
- ・熱伝導（材料熱特性）など

定常熱応力によるクリープ／低サイクル疲労

既存製品の確認範囲

既存製品では定常状態を基に応力レベルを推定

ライフサイクル全体でクリティカルな故障モードを把握する

Rocket Engine Dynamic Simulator (REDS)

LOX tank

ボリューム、ジャンクション要素
によるシステム動解析モデル

LH2 tank

推進薬制御バルブ

LTP

MLV

RDOJO

RMJF

RDMF

FCV

MFV

CCV

FTP

ALTB

i-SIGHT

RTOEX

AEXV

MCC

RCJO

RCJF

RDFCC

RCCJF

AFTB

RTFTO

ATCB

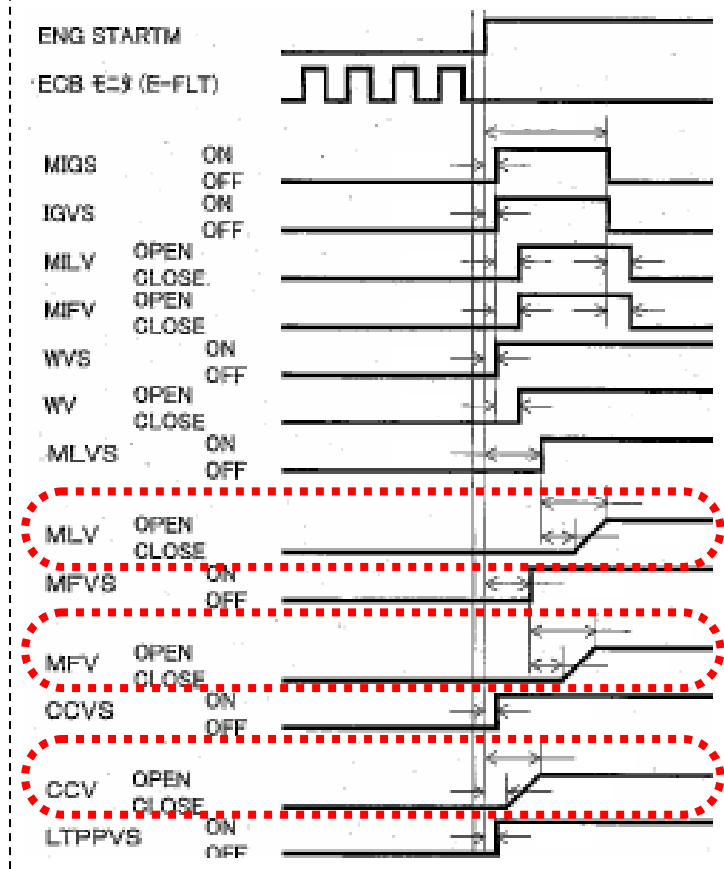
i-SIGHT

燃焼室冷却剤圧力・温度環境

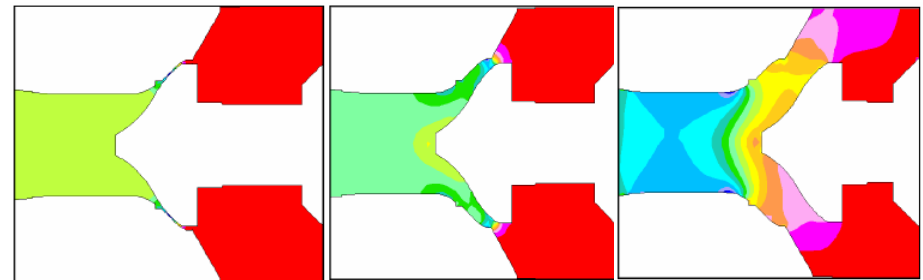
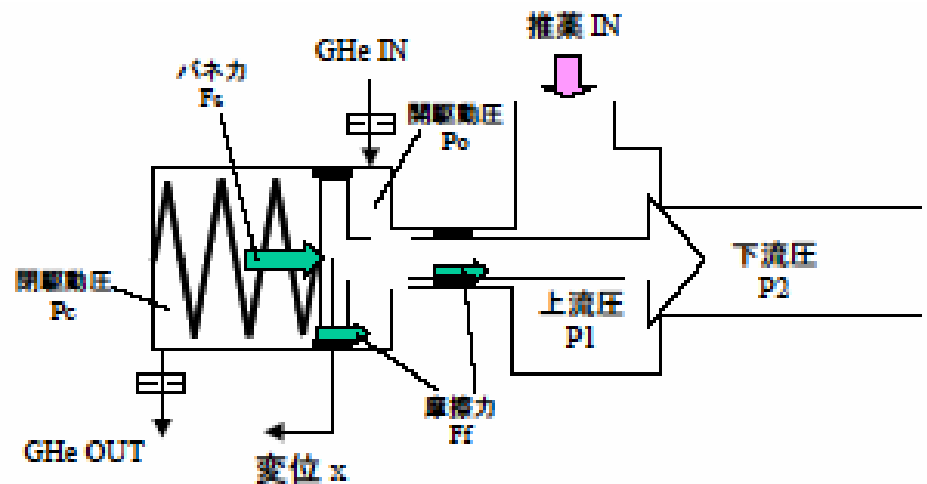
強度・寿命評価へ

Causes of Variation in Valve Operation

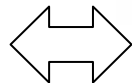
システム要求



バルブ機構モデル図



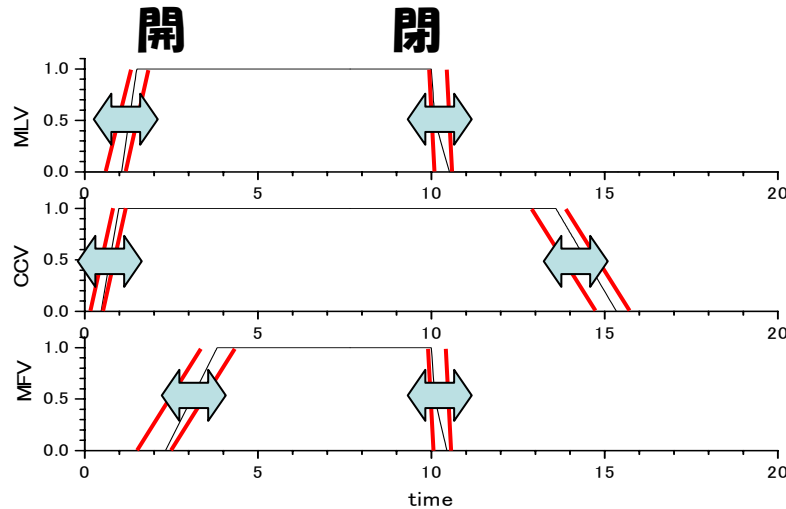
バルブ作動時間を厳しく制御



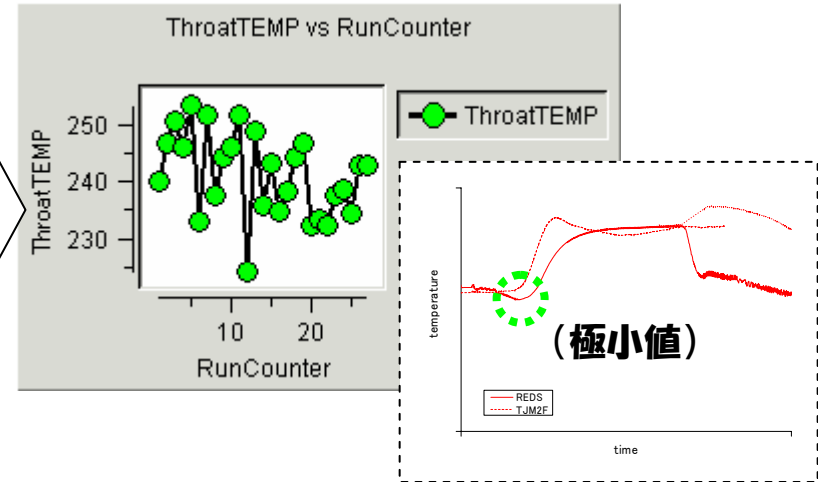
機構や周囲環境による作動ばらつき

作動ばらつきの変動 ⇒ 推進薬の流れ状態へのモデル化

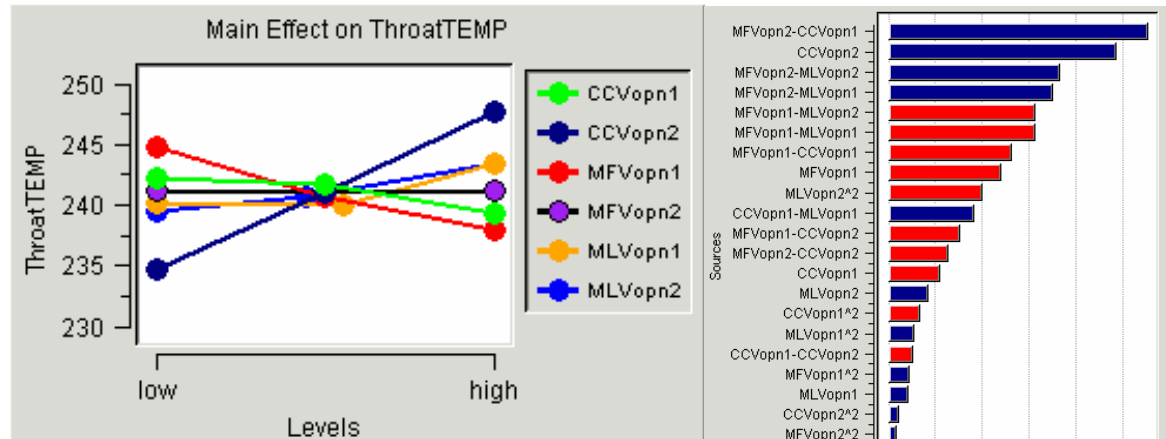
バルブ作動タイミングの変動を入力



燃焼室冷却剤温度への影響計算



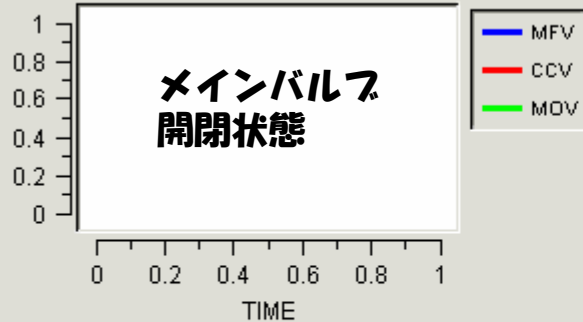
感度算出結果



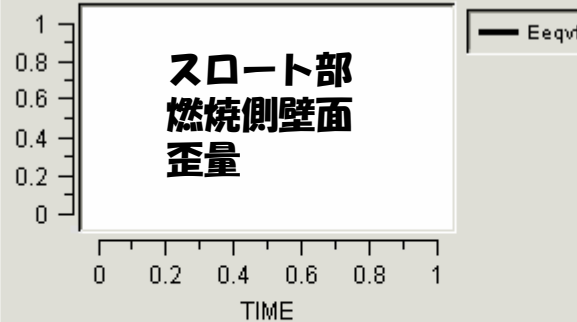
バルブ作動ばらつきにより冷却剤に10K程度の影響

噴射温度やタービン熱衝撃への影響など幅広い領域での評価も可能_{1/39}

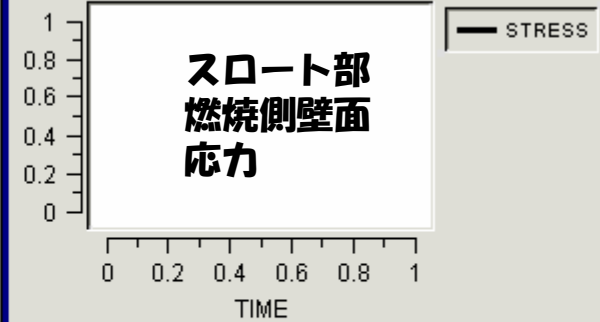
MFV,CCV,MOV vs TIME



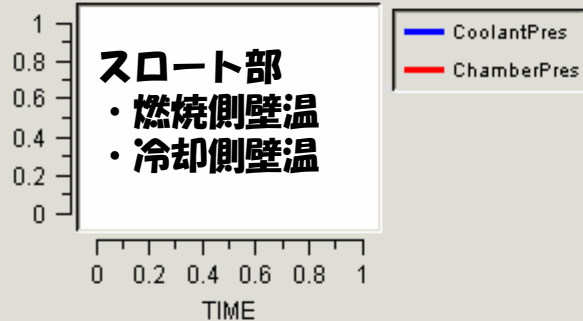
Eeqvt vs TIME



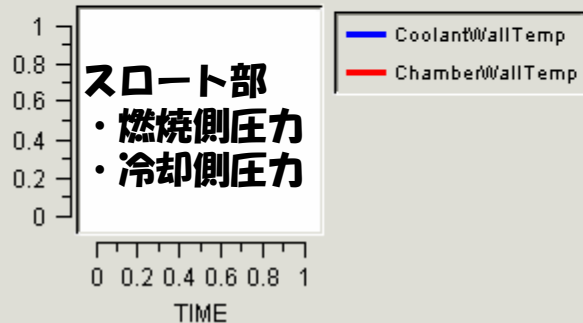
STRESS vs TIME



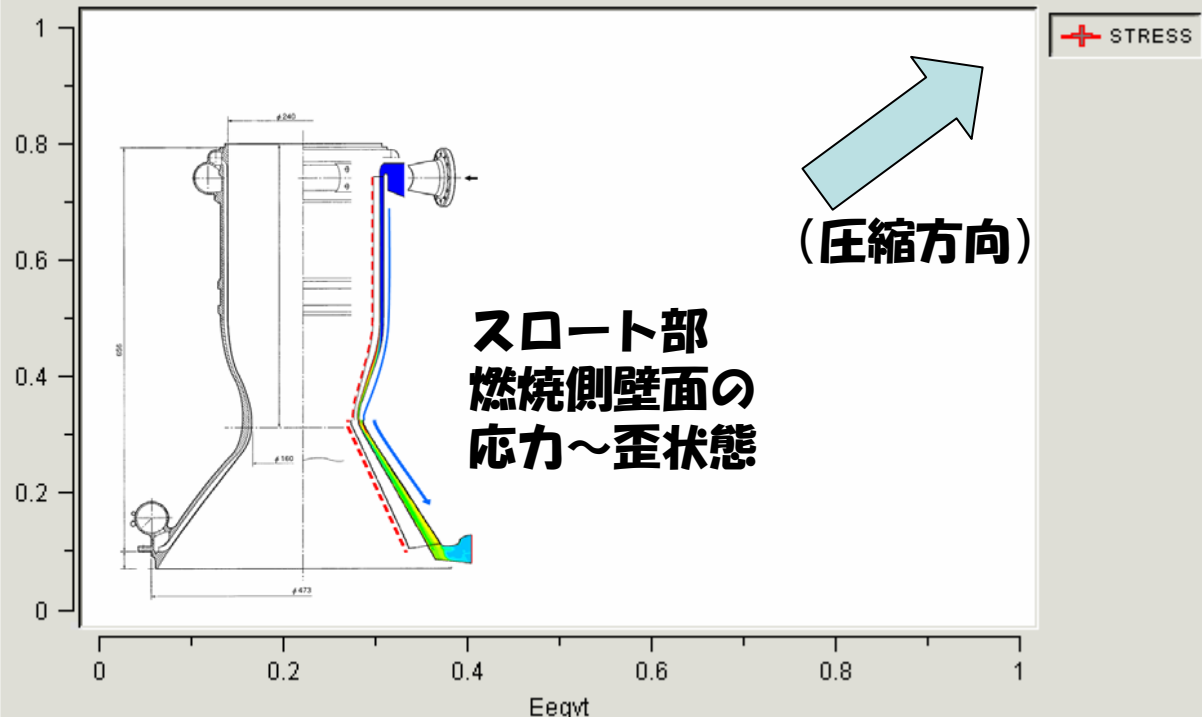
CoolantPres,ChamberPres vs TIME



CoolantWallTemp,ChamberWallTemp vs TIME

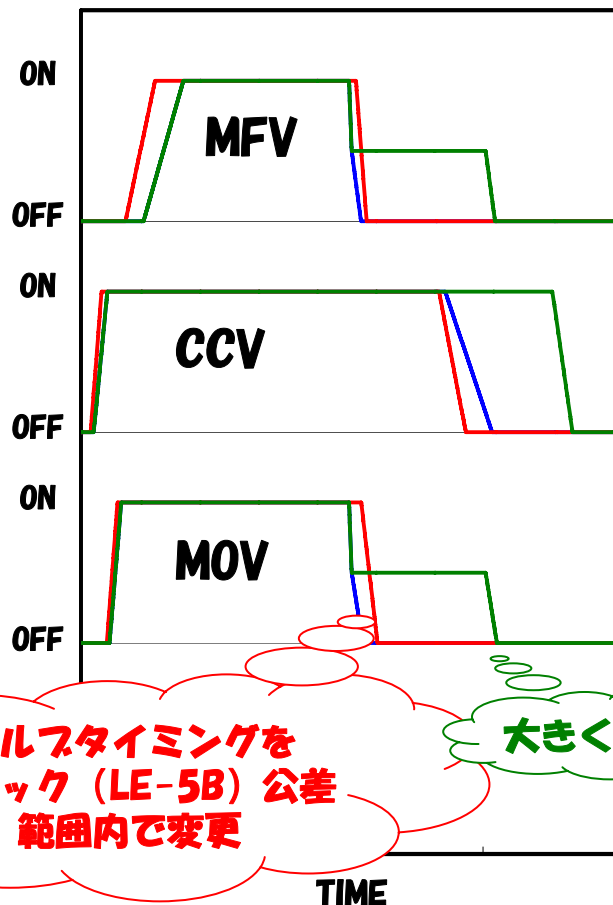


STRESS vs Eeqvt

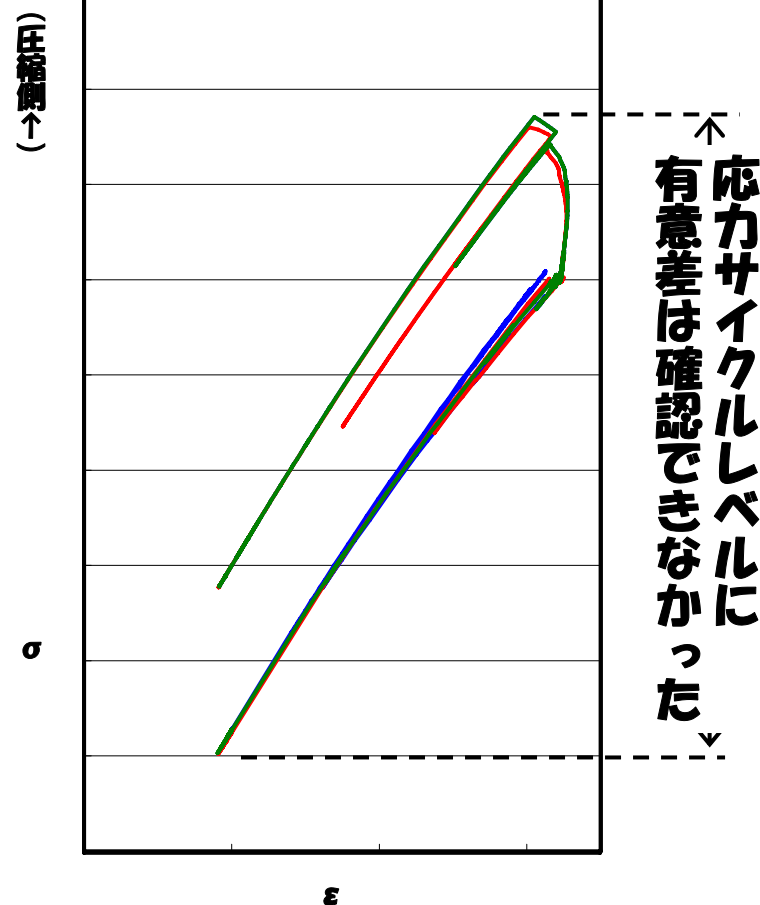


Valve Operation and Thermal Stress

バルブシーケンス



スロット部の応力～歪履歴



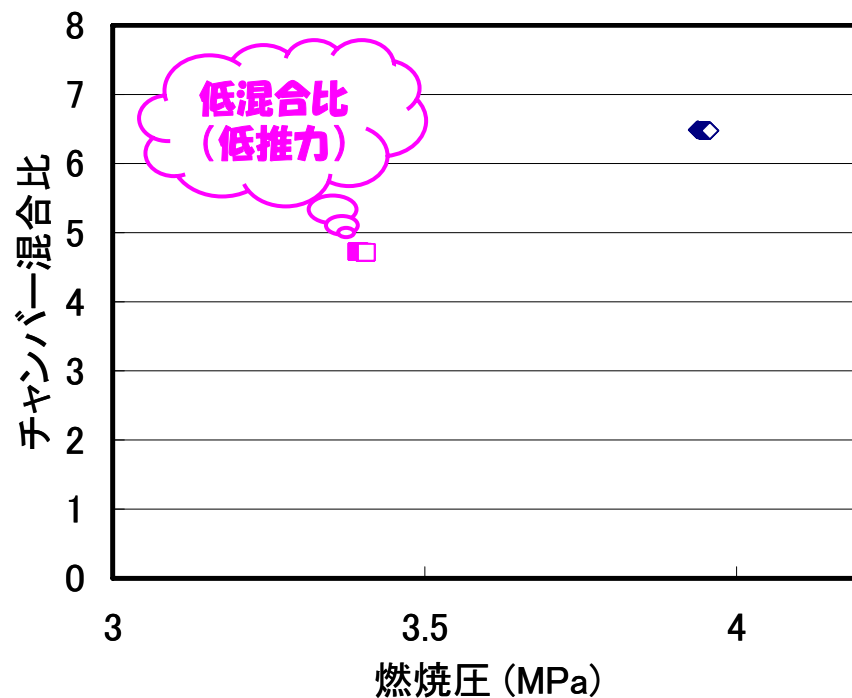
バルブタイミングを
スペック (LE-5B) 公差
範囲内で変更

大きく変更

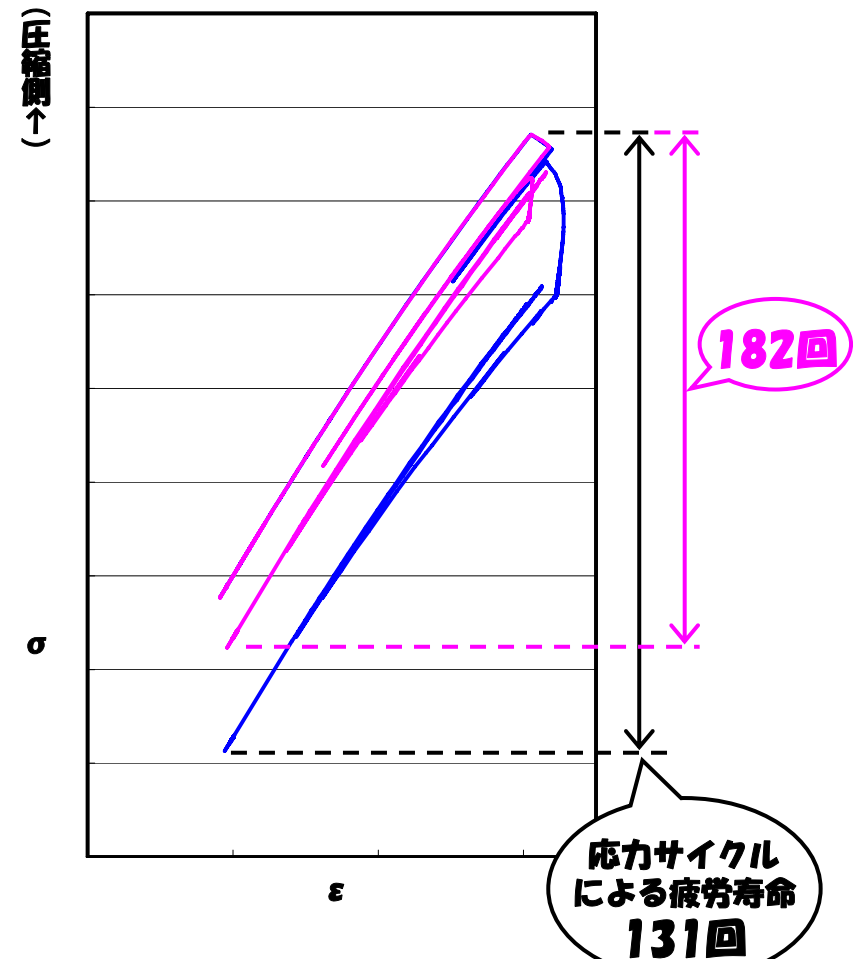
バルブタイミングが公差範囲でばらつくレベルでは熱応力に影響しない

スロットリング（推力可変）など幅広い作動範囲への適用を試みる 33/39

定常時の作動点



スロート部の応力～歪履歴



エンジン作動点の燃焼室寿命への影響が解析上模擬できた

- 故障を模擬可能なシミュレーションで、機器の信頼度、故障率を定量的に評価する設計手法の構築を目指している。
- 取組みの一例として、燃焼室の動的熱応力モデルの結合例を紹介した。

1. 他コンポーネントについても重要故障モードのモデル化、エンジンシミュレーションとの結合を進める。

2. 解析モデルの精度向上

- 実験（故障メカニズム探査試験）との同定
- FEMなどの詳細解析との比較検討
- リアルタイム性の向上

（設計ツールからリアルタイムヘルスマニターへの発展）

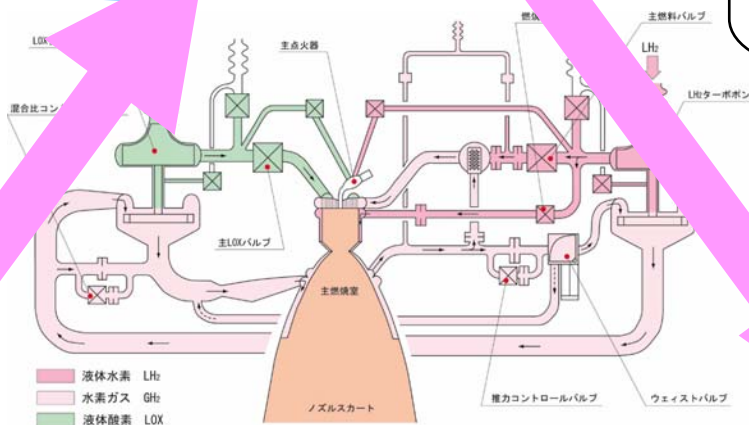
Efforts to highly reliable design methodology

設計要求
QFD評価

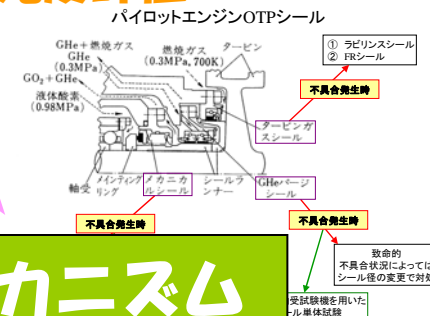
統合化設計

大域的最適化設計
コンカレント設計
広域仮想設計
PDA (確率的设计)
→→仮想故障抽出

システム信頼度評価
感度評価
概念比較・選定



重要度／致命度
優先度評価



シミュレーション
数値解析技術

故障メカニズム
探査試験

定常／起動過渡
システム応答予測

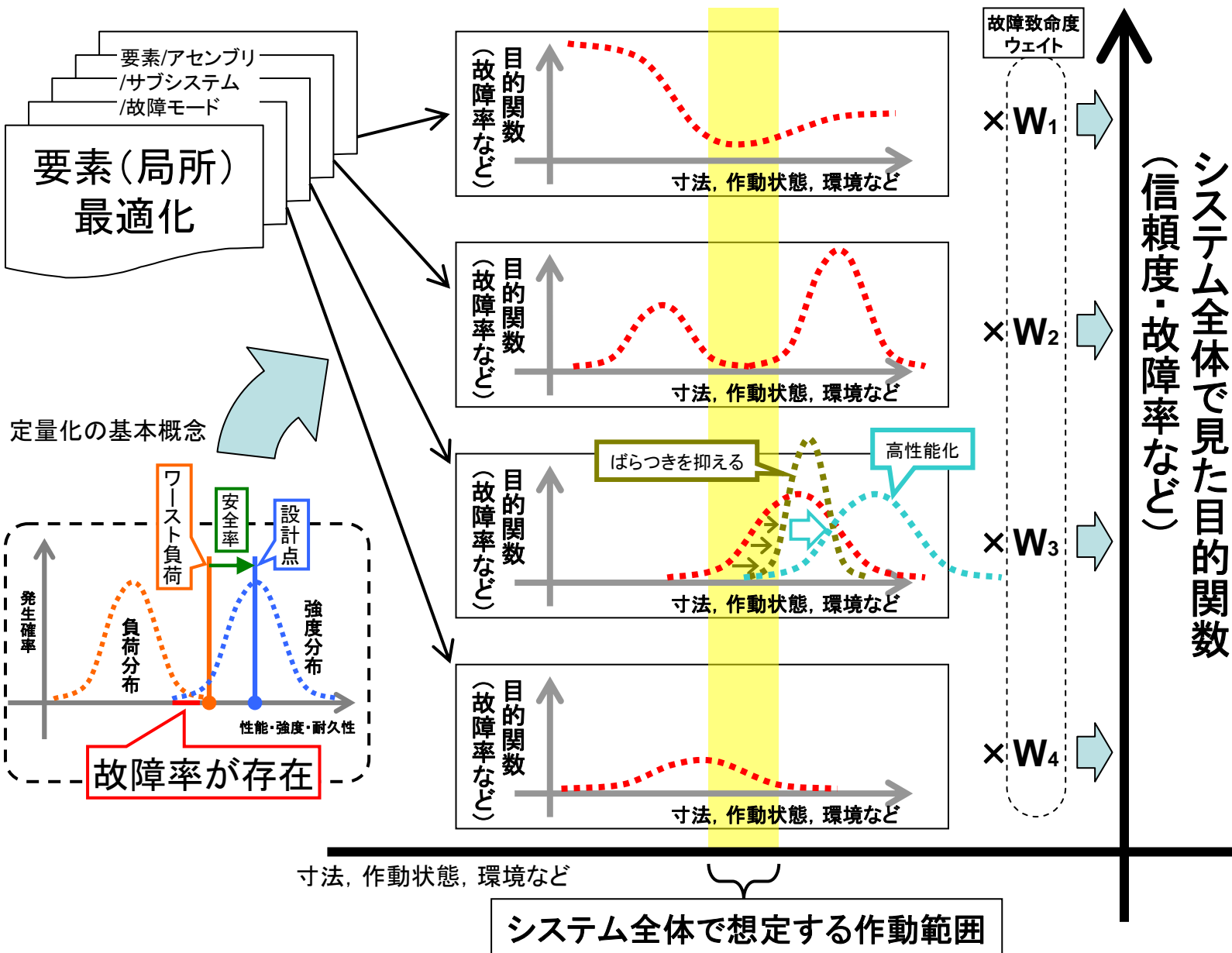


設計基準
信頼度評価関数定義
故障モデル定式化

限界探査
故障メカニズム探査



⇒ 検討対象を絞り、設計手法としての有効性確認を実施。36/39



各故障モード、要素の致命度に応じたリスク配分により、システム全体を最適化する。

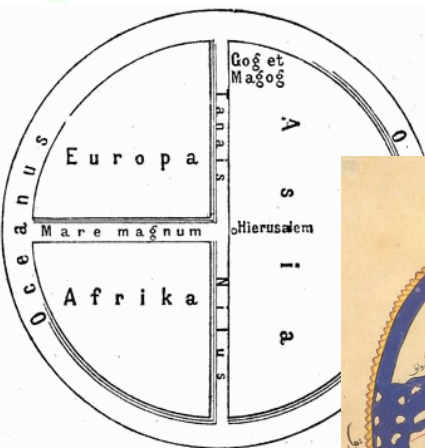
やみくもに登るのか？ or わかるまで登らないのか？



野町和嘉「写真」 http://maca.oht.co.jp/oh/nomachiphoto/calburn_list_ga.cfm?orderID=39



- 「群」は，どこにどのように分散しているか？
- 崖（限界）は，どこにあるのか？
- 関係（距離・感度）を的確に把握したい



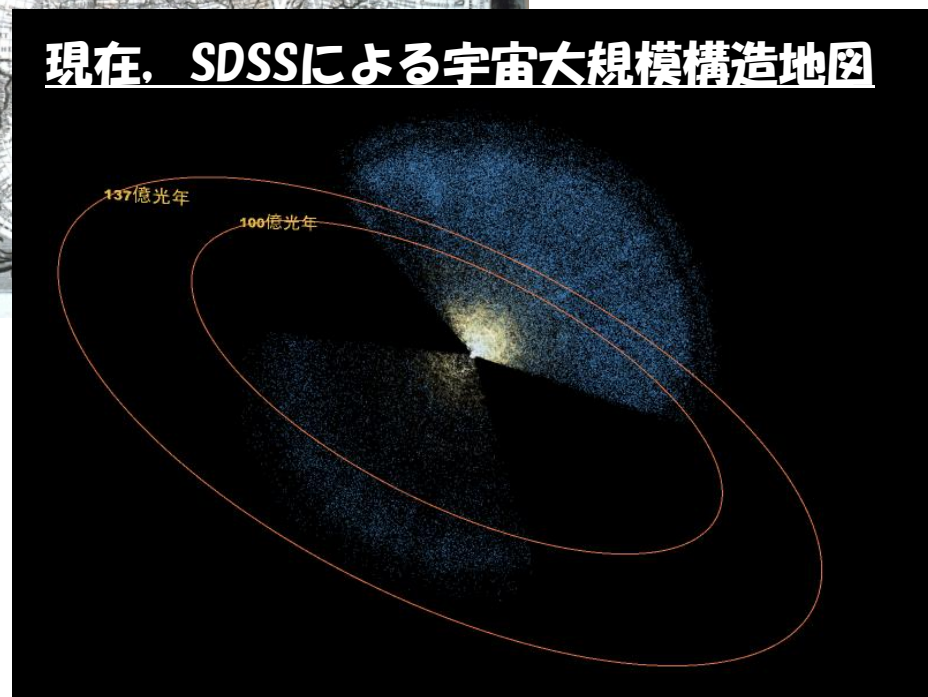
12世紀頃, ムハンマド・アル=イドリシの世界地図



17世紀頃, ヨハネス・ケプラーの世界地図



現在, SDSSによる宇宙大規模構造地図



設計探査できる
地図への進化！！！！