

ロケットエンジン高信頼化設計手法の研究

Integrated Design Methodology for Highly Reliable Liquid Rocket Engine

—動的故障モデル, 限界試験結果反映の取り組み—

—Analytical modeling and experimental investigation of failure mechanism for engine dynamic simulator—

総合技術研究本部 ロケットエンジン技術センター

Institute of Space Technology and Aeronautics, Rocket Engine Technology Center

岩崎文哉, 倉谷尚志, 青木宏, 吉田誠, 高田仁志, 木村俊哉, 長田敦

Fumiya Iwasaki, Naoshi Kuratani, Hiroshi Aoki, Makoto Yoshida, Hitoshi Takada, Toshiya Kimura, Atsushi Osada

Abstract

In the past, space propulsion systems were usually composed by accumulating the optimum design results for each component device. Therefore, "system reliability level" was measured by long-time development tests. Recently, the new design method is required to predict "system reliability level" at the conceptual design phase, to grasp and to optimize the distribution of "risks and margins" because attainable "system reliability level" strongly depends on its basic concept.

This paper describes some sample approaches to measure "system reliability level", focusing on analytical modeling of failure mechanism for rocket engine dynamic simulator. Some design parameters are picked up to understand where and how their dispersion makes an effect in the whole systems and to control the total system robustness.

1. はじめに

安全かつ自在に宇宙空間を往来できることが、将来宇宙活動の必須条件であり、このために宇宙輸送機の信頼性を向上することが緊急の要請となっている。打上げロケットで経験してきた致命的故障の大半は、推進系、エンジンの周辺で発生しているが[1-2]、この原因として以下のような宇宙輸送機特有の事情が挙げられる。

- ・ 求められる加速性能ゆえに、扱うエネルギー密度が他産業分野の機器に例がないほど高い。
- ・ 極限の軽量化が求められ、限界設計が強いられる。(実際、主燃焼室は熱的降伏条件下で運転し、ターボポンプ回転部は、極低温下の強度でかろうじて遠心応力に耐えている。)
- ・ 過渡現象、振動応答など、負荷が複合的で未だ十分な精度で予測しにくい。

更に、輸送機の再使用化を考慮した場合は、各要素の高信頼化のみならず、故障の事前検知や負荷低減のための制御など、故障現象を的確に把握(モデル化)することで可能となる技術も要求される。

本研究はこれらを意図しつつ、2003年度より高信頼化設計手法の検討を開始した。現行使い捨てロケットに適用することも考慮し、以下の目標に重点化して取り組んでいる。

- (1) 製造のばらつき、作動点の偏差、環境の変動などが故障発生の主因となっている可能性に鑑み、これら故障ドライバの変動範囲をあらかじめ見込んでおく設計手法を確立する。つまり変動因子が、故障の原因となる各部応力分布にどのように伝播されるか、その感度を定量的に捕捉する。
- (2) これらの影響感度、致命度を総合的に評価した上で、システムに内在する「リスクとマージンの分布」を把握し、システム全体を見通して大域的にリスク分散する、最適化設計手法を構築する。システム信頼度の定量評価手法もこの中で実践する。

(3)「リスクとマージンの分布」を定量的に評価するためには、各故障の発生メカニズムを把握し、その発生原因となる要素部品の運転限界、寿命限界などがどこにあるかも確認が必要である。このデータ取得のための故障メカニズム探査基礎試験を実施し、故障モデルの精度向上と、設計クライテリアへの反映を実施する。

本報告では、上記取組みについて、今年度成果、および今後の研究計画について述べる。

2. 研究の概要

システム信頼度は、概念設計の出来不出来に大きく依存する[3-4]。従来、実証用ハードウェアの存在しない概念設計段階に信頼度を予測することは至難であったが、これを精度よく行う手法として、電算機空間上で「仮想設計」を広域に展開し、故障確率などに基づいて、設計の優劣を判定する評価モデルを構築することが考えられている[5]。

本研究では、既存のシミュレーションプログラムを中核に、故障モデルを結合した解析的評価手法を考案した。また、その解析手法を用いて、設計変数の設定や製造上のばらつき、動作環境の微小偏差などが、システム全体に及ぼす影響、各故障モード発生確率への感度などを定量化することを試みた。

更に、致命度により故障モード優先順位をつけ、これらをシステムシミュレータに結合することで、システム全体の優劣判定／信頼度定量化(相対化)が可能になると考えている。(図1参照)

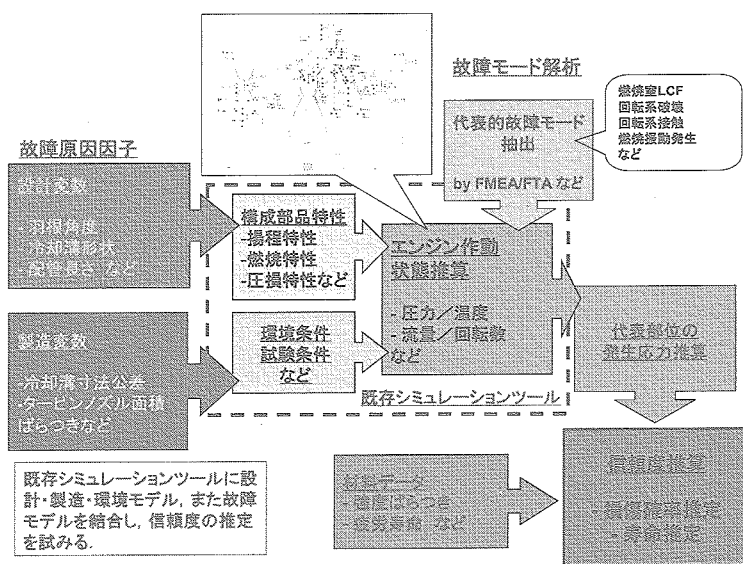


Fig.1 Concept to measure system reliability

昨年度までの研究成果としては、エンジン「定常作動シミュレータ」、「起動過渡シミュレータ」を核とし、エンジン作動状態と設計パラメータとの影響感度測定を実現するための解析手法を構築してきた。また、信頼度に相当する寿命、安全余裕などへの換算、定量化を目標に、以下の試行を実施してきた。

- ・ 再生冷却溝寸法、燃焼室長さなどをパラメータに、燃焼室熱負荷、タービンディスク応力、ターボポンプ危険速度への影響伝播の定量化。
- ・ 運用エンジンで実際に発生した「エンジン起動不全故障」に注目し、起動不全の発生する条件、故障ドライバの検出、およびその感度測定を行うことにより、この現象に対するロバスト化の検討。

今年度は、上記試行にて構築されたシミュレーション技術、感度解析手法を発展的に活用し、故障モードのエンジンシミュレータへの結合を更に進めることを目標とした。具体的には、燃焼室とターボポンプを検討対象として選択し、燃焼室寿命の定量評価、ターボポンプ軸受け故障モードの定式化(モデル化)について、以下の解析試行と、技術データ取得試験を実施した。各項目の実施内容を次項に述べる。

- (1) ロケットエンジン動的シミュレータの改修
- (2) エンジン動的シミュレータを核とした、燃焼室寿命パラメータ感度評価
- (3) ターボポンプ軸受けの故障メカニズム探査基礎試験と、故障モデルへの反映検討

3. 成果の概要

3.1. ロケットエンジン動的シミュレータ(REDs)の改修

REDs (Rocket Engine Dynamic Simulator) は、ロケットエンジンのシステムとしての過渡的な振る舞いを模擬するために開発されたシミュレーションツールである。当初 LE-7A を対象として開発が行われ、始動過渡、停止過渡、定常作動点が比較的精度良く模擬することが可能となった[6]。そこで、次のステップとしてエンジンサイクルの異なる LE-5B 用 REDs の開発を進めており、昨年度、始動過渡の計算が可能となった。今年度は更に、停止過渡まで計算範囲を広げた。ここでは、その現状を報告する。

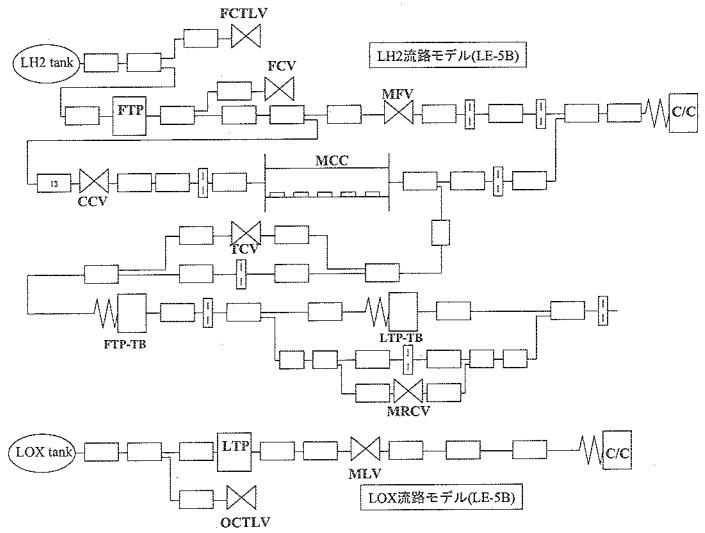


Fig.2 Schematic view of REDs

図 2 は、LE-5B 用 REDs で用いているエンジンモデルである。水素流路に於いて最初、MFV, CCV の上流までは液体水素を、それぞれの下流には常温水素を満たしておく。また、酸素流路に於いては MLV 上流には液体酸素、下流では常温水素を満たしておく。角田 HATS で行われた燃焼試験データを参考にして、図 3 に示すバルブシーケンスを設定し、流路内のバルブを開閉しエンジンの起動、停止を模擬した。

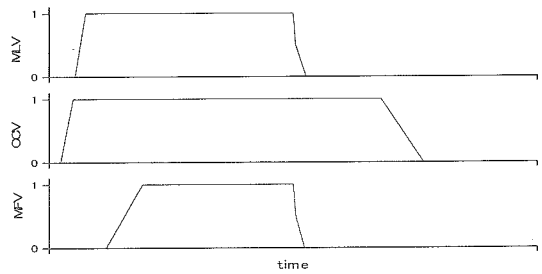


Fig.3 Valve sequence model

図 4 は、起動及び停止過渡時の水素ターボポンプ、酸素ターボポンプの回転数の時間変化を示している。実線が計算結果である。燃焼時間は 10 秒とした。燃焼試験では定常状態に達してから 200 秒近く定常運転を行いその後停止過程に入っている。従って、試験データから起動時のデータ、停止時のデータを切り取り計算データに合わせてある。破線は起動時、点線は停止時のデータである。

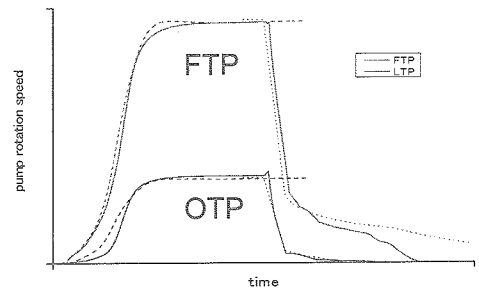


Fig.4 Turbo pumps rotation speed

図 5 に、燃焼室冷却ジャケット出口温度の試験データとの比較を示す。燃焼試験では、停止シーケンスに入った直後、出口温度が一旦上昇してゆっくりと低下する。しかしながら、計算では、停止シーケンスに入って、燃焼室温度、圧力が減少すると同時に冷却剤温度も低下を示す。これは、冷却ジャケットでの熱容量、伝熱面積、等のモデル化が十分でないことを示していると考えられ、次項の燃焼室寿命評価モデルとの連携に於いて改善を図っていく。

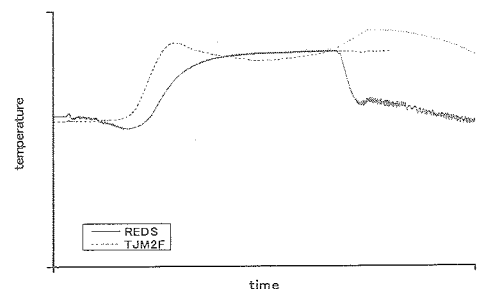


Fig.5 MCC coolant temperature

3.2. エンジン動的シミュレータを核とした、燃焼室寿命パラメータ感度評価

ロケットエンジン最重要コンポーネントのひとつである燃焼室に着目し、故障モデルとエンジンシミュレータとの結合により、燃焼室寿命評価の試行を実施した。本項では、その検討状況を述べる。

図 6 に、現在検討中の燃焼室寿命評価の全体フローを示す。以下に概要を述べる。

- ・ 燃焼室の故障モデルとして、不安定脆性破壊、クリープ破壊、低サイクル疲労を考慮。
- ・ エンジンシミュレータにより、始動停止過渡、定常時の燃焼室冷却状態量を計算。
- ・ リンクされた故障モデル内で、燃焼室冷却状態量から、内部熱応力への換算を実施する。

特に、停止時の過渡的熱応力は、低サイクル疲労の評定となることから、本故障モデル結合により、システム全体でのパラメータ感度評価が可能となった。

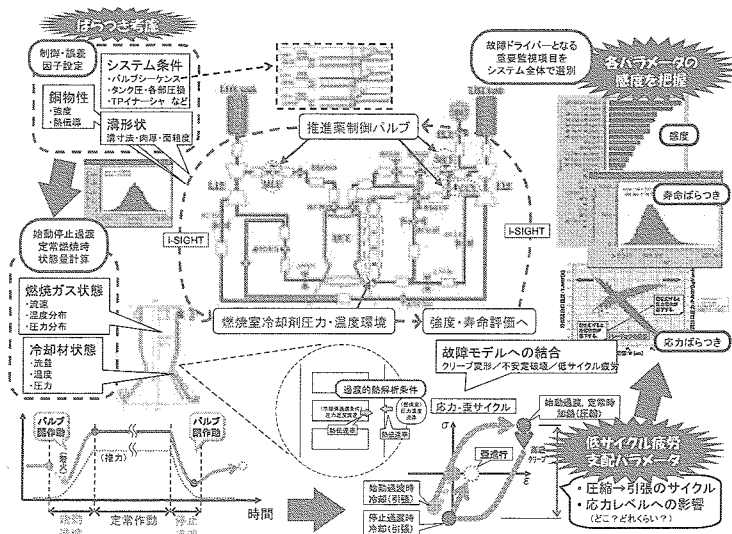


Fig.6 Overview of MCC lifecycle sensitivity analysis

解析結果例として、図 7 に、エンジン定常作動状態(エンジンサイクル、推力レベル)と燃焼室冷却剤温度との相関を示す。同一推力を狙った場合、燃焼室への熱負荷は PBE サイクルが最も低く、長寿命であり、これに対し、LE-5B に採用されている CB サイクルは相対的に熱負荷が高く、約 1/2 の寿命となった。

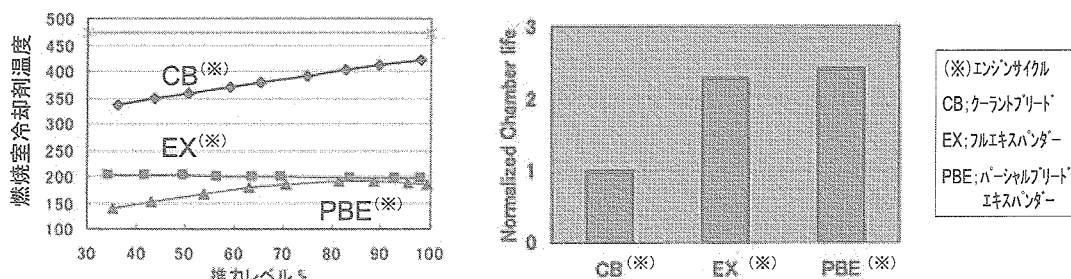


Fig.7 Sample result of MCC coolant temperature and lifecycle

ただし、上記結果には、低サイクル疲労の評定となる始動停止時の過渡的な熱負荷は厳密にモデル化されていない。システム全体を広域的に評価するには、過渡的な熱負荷を考慮することが不可欠である。

図 8 では、エンジン始動過渡時の燃焼室冷却剤温度について、バルブ作動タイミングの影響感度の計算結果を示す。この結果では、燃焼室冷却入口の開閉バルブ(CCV)の感度が最も高く、±0.2sec 程度のタイミングで±10K 程度の冷却剤温度ばらつき影響となった。これを更に故障モデルに結合し、過渡的熱応力を計算することで、図 6 に示す様な応力～歪線図への影響感度を定量的に評価可能となる。

今後、一連の寿命評価フローを実施していく予定である。

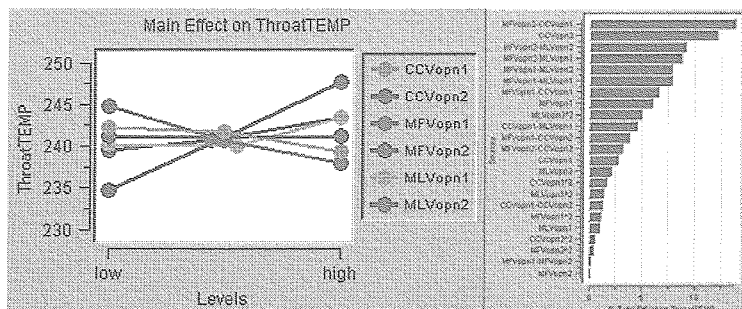


Fig.8 Valve levels sensitivity to MCC coolant temp.

3.3. ターボポンプ軸受の故障メカニズム探査基礎試験と、故障モデルへの反映検討

エンジンのシステム信頼度を定量的に評価するためには、第 1 項でも示したように、シミュレーションによる感度評価だけでは不十分である。重大故障の原因となる要素部品については、故障メカニズムのモデル化と共に、実際に部品の作動限界、寿命限界を確認し、モデルの妥当性評価と設計クライテリアへの反映を実施していくことが必要である。

今年度は、ロケットエンジンの重大故障モードに関わる要素部品として、ターボポンプの軸受に着目し、その故障メカニズムの確認試験にも着手した。本項では、その試験結果を簡単に述べる。

図 9 に軸受試験機[7]と供試軸受形状を示す。試験機は、エアータービンにより回転駆動し、軸受の中間から冷却液(液体水素)を供給することで軸受を冷却する構造としている。また、スラスト荷重は、中間部のベローズをGHeで加圧して制御する。供試軸受は、高回転仕様のSi₃N₄玉セラミックハイブリッド軸受を用いた。表 1 に主要試験条件を示す。

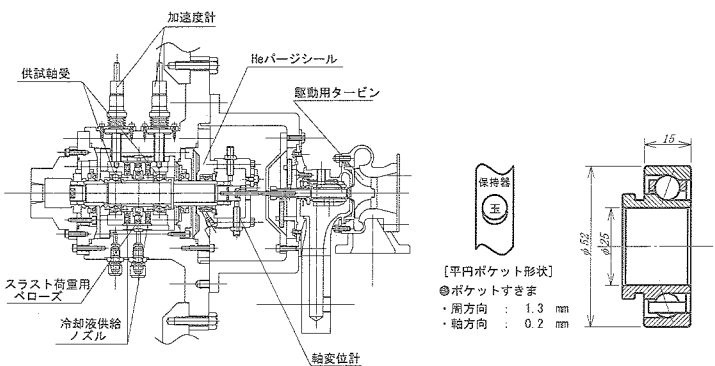


Table 1 Test condition

軸受冷却媒体	液体水素
軸受の種類	セラミックハイブリッド軸受
回転数	40000~90000 rpm
スラスト荷重	100 kgf
冷却流量	0.055~0.3 liter/sec
試験室圧力	4~13 kgf/cm ²

Fig.9 Section view of testing device and bearing

試験結果例として、図 10 に液体水素中における、限界冷却流量試験の軸受外輪温度および、その時の軸振動(径方向)加速度を示す。本試験最高回転数 90,000rpm では、冷却流量 0.15 liter/sec 以下で急激に外輪温度が上昇し、同時に軸振動が増大する現象を確認した。また、この試験後、軸受玉の転走面にクラックの発生を確認した。

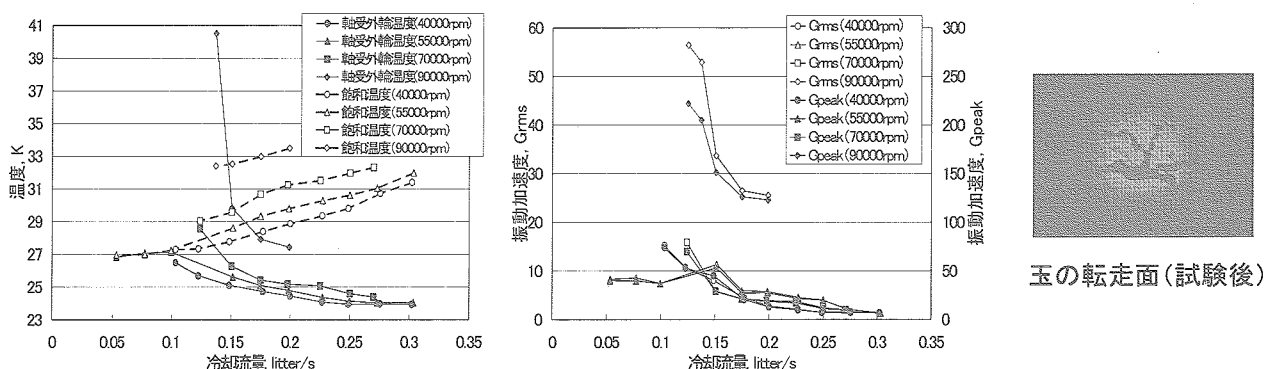


Fig.10 Sample results of bearing chill flow rate influence

今回の試験では、軸受玉のクラック発生に伴う一連の事象を観察できた。また、軸受状態が急激に変化する冷却流量 0.15 liter/sec は、熱計算上、軸受出口温度が飽和温度に達する流量とほぼ一致しており、軸受の熱授受を定式化することで、故障モデル化が可能となる目処を得ることができた。今後、試験データを詳細評価し、故障モデルの構築と、エンジンシミュレータへの統合を図っていく。

4. まとめ

「ロケットエンジン高信頼化設計手法の研究」について、2005年度の研究成果を以下の通り示した。

- (1) ロケットエンジン動的シミュレータ(REDs)の改修を実施し、始動～停止過渡の計算、試験との比較を実施した。今後、燃焼室の熱計算部を中心に、精度向上を図る。
- (2) エンジン動的シミュレータを核とした燃焼室寿命パラメータ感度評価を試行し、低サイクル疲労評定となる過渡的熱応力を定量的に評価可能なシミュレーション手法へ発展させた。今後、体系的にパラメータスタディを行い、ロバスト化を実現する設計手法を実践する。
- (3) ターボポンプ軸受の故障メカニズム探査基礎試験を実施し、軸受玉のクラック発生に伴う一連の事象を観察すると共に、軸受の熱授受を定式化することで、故障モデル化が可能となる目処を得ることができた。今後、故障モデルの構築と、エンジンシミュレータへの統合を図っていく。

最後に、図 11 に今後の研究計画を示す。対象コンポーネントを拡張し、故障モードのモデル化と、メカニズム探査基礎試験による精度向上を図っていく。ただし、全ての故障モードをモデル化／統合化することは、事実上困難である。重要故障モード／故障ドライバに絞り込み、システム全体を見通して大域的にリスク分散する最適化設計手法を構築する。これにより、概念設計段階で設計の優劣を定量的に比較することが可能になると考えている。

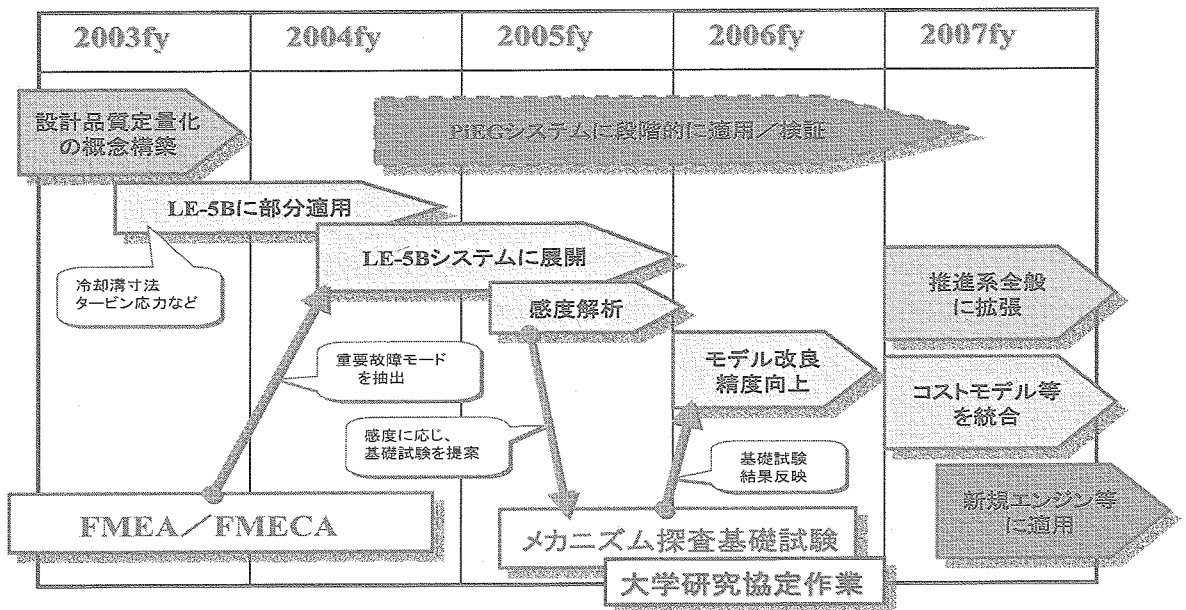


Fig.11 Road Map for JAXA's current mid-term goal

参考文献

- [1] Alien, B. D.: Historical Reliability of U.S. Launch Vehicles, AIAA 2001-387, 2001
- [2] Chang, I-Shih.: An Overview of World Space Launches, ISTS 1998-a-1-36, 1998
- [3] Christenson, R. L. and Whitley, W. R.: Comprehensive Design Reliability Activities for Aerospace Propulsion Systems, NASA/TP-2000-209902, 2000.
- [4] Blair, J. C., Ryan, R. S., Schutzenhofer, L. A. and Humphries, W. R.: Launch Vehicle Design Process: Characterization, Technical Integration, and Lessons Learned, NASA/TP-2001-210992, 2001
- [5] Havskjold, G.: Robust Design Computational System (RDcs), MSC Users Conference, 1999
- [6] 木村俊哉, 高橋政裕, 若松義男, 長谷川恵一, 山西伸宏, 長田敦: ロケットエンジン動的シミュレータ, JAXA-RR-04-010, 2004
- [7] 高田仁志, 野坂正隆, 菊池正孝, 須藤孝幸, 吉田誠: DN 値 300 万における極低温ハイブリッドセラミック玉軸受の性能, 航空宇宙学会北部支部 2002 年講演会講演論文集, 239-244