

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

—概念設計品質の最適化方法／起動過渡における故障シミュレーション—

—Optimizing Process of Concept Design Quality—

—Failure Simulation at start transient—

宇宙輸送系研究センター 再使用推進系チーム

Future Space Transportation Research Center Reusable Propulsion System Team

青木 宏、田口秀之、倉谷尚志、岡井敬一、小島孝之、長谷川卓也、苅田丈士

Hiroshi.Aoki, Hideyuki.Taguchi, Naoshi.Kuratani, Keiichi.Okai,

Takayuki.Kojima, Takuya.Hasegawa, Takesi.Kanda

Abstract

In past, the Design for Space Systems has conducted accumulating the optimum design results for each device. “System Reliability Level” was measured as the results of long-time development tests. Recently, the new design method is required. It is necessary to predict “System Reliability Level” at Concept Design Phase, to grasp the distribution of “Risks and Margins”, to control “Total Reliability Level” and to optimize “Risk Distribution” because “Attained Reliability Level depends on its basic Concept” consequently.

This paper describes the results of study to measure “Design Quality”, unifying “FMEA”, “FMECA”, “PRA”, “PDA” and “Simulation Tools”. 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／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。致命的故障の大半は、統計的にも推進系／エンジンの周辺で発生しているが、この原因として、(1) 求められる加速性能故に、扱うエネルギー密度が他種機械に例がないほど高いこと、と同時に(2) 極限の軽量化が求められ、限界設計が強いられること(実際、ターボポンプ回転体は、極低温環境下に限りかろうじて遠心応力に耐えている。また、主燃焼室は熱的降伏条件下で歪みを蓄積しつつ運転されている)、また、(3) 過渡現象、振動応力などをも含め、負荷が複合的で未だ十分な精度で予測しにくいこと、などが挙げられる。

以上に鑑み、2003年度から、対象を推進系に絞り込み、以下の研究を推進してきた。

1) ロケットエンジン高信頼化設計手法の検討

2) 統合化・冗長化による推進系高信頼化手法の研究

3) 再使用推進系総合計画の検討

4) 推進系概念絞り込みの検討

再使用化を考慮した場合、各要素の高信頼化のみならず、故障診断システム／機能再構

築システムなどの確立が重要となる。本研究はこれらを意図しつつ、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研究を行った。

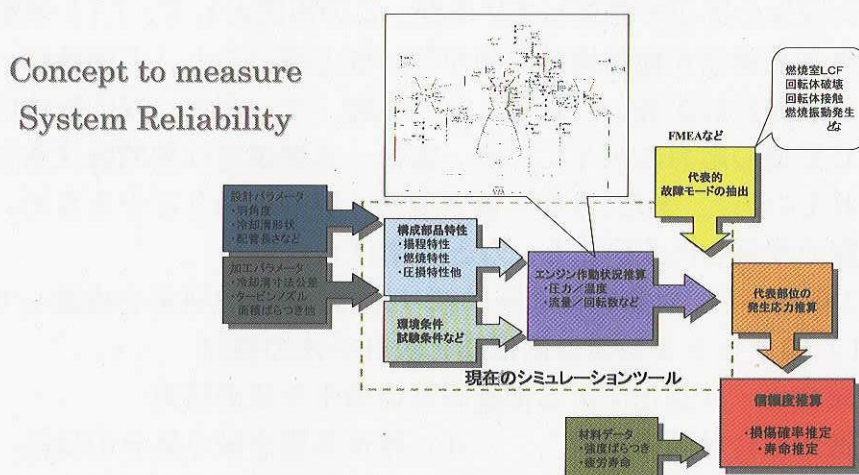
- (1) システムに内在する「リスクとマージンの分布」を把握し、許容水準への抑制を図るために、システム全体を見通して大域最適化する設計手法を確立すること
- (2) 号機ごとの「製造のばらつき／動作点の偏差／環境の微小変動」などが故障発生の主因となっている可能性に鑑み、これら故障ドライバの変動可能性をあらかじめ見込んでおく設計手法を確立すること、つまり故障の原因となる各部応力分布にどのように伝播／写像され、故障モード毎の発生確率に影響を与えるか、その感度を定量的に捕捉すること
- (3) これらの影響度／致命度を総合的に評価した上でロバストな設計点の組み合わせを探索する体系的手法を構築すること

本報告では、「ロケットエンジン高信頼化設計手法の研究」を中心に、今年度研究成果、および今後の研究計画について報告する。

2. 研究の概要

到達できるシステム信頼度は、概念設計の出来／不出来に大きく依存する。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。設計の優劣は、天才的設計者がシステム全体を見通すことで直感的に洞察すべき対象であった。システムが肥大化する現在、これを代替する方法として、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、システムの高信頼化を図る上で必須と考えられる。

本研究では、設計概念の選択／設計変更などに際し、設計の優劣を体系的に比較することを目的に、既存のシミュレーションプログラムを中核として、故障モデルを結合し、各設計変数の選択／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／各部故障発生確率に伝播する感度などを、定量化することを試みた。故障致命度によって、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。信頼度定量化の概念を下図に示す。



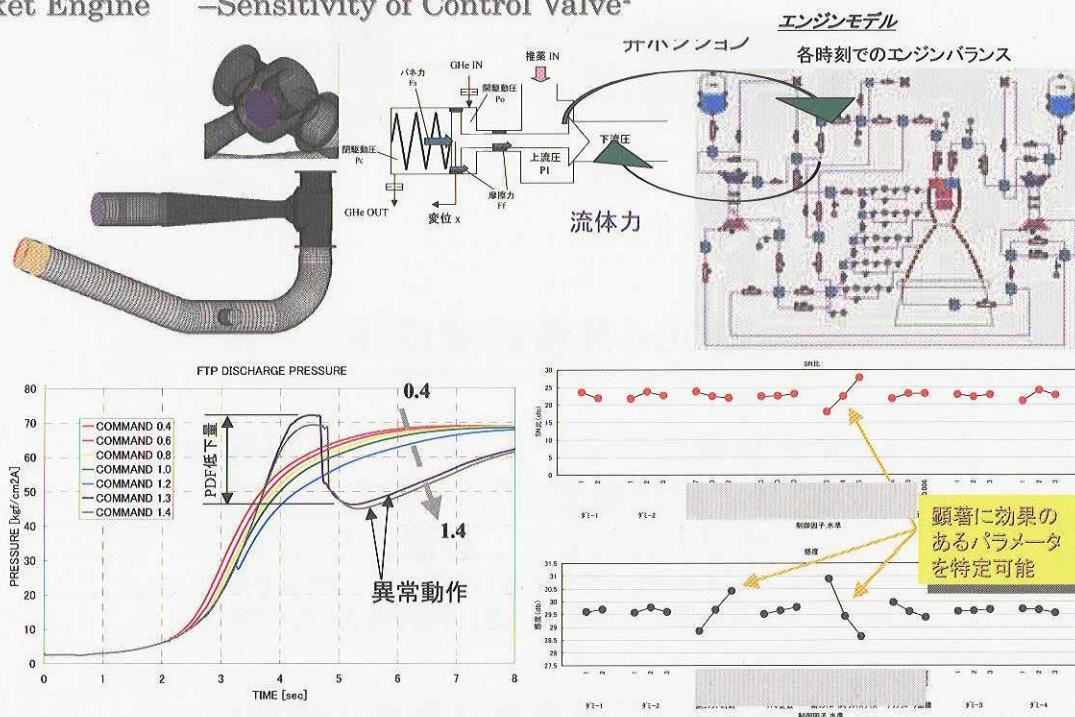
前年度には、「定常作動シミュレータ」を核として、再生冷却溝寸法／燃焼室長さなどをパラメータに、燃焼室熱負荷／タービンディスク応力／ターボポンプ危険速度への影響伝播を試み、各パラメータの感度を測定するとともに、信頼度に相当する寿命／安全余裕などへ換算／定量化できることを示した。

今年度は、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、「起動過渡シミュレータ」を核として、制御弁運動方程式を結合し、起動渋滞の発生する条件／故障ドライバの検出、およびその感度測定を行うとともに、この現象に対するロバスト化を試みた。制御弁運動方程式を扱うために、弁体（ポペット）周辺の流体環境変動はCFDを用いて求めた。

3. 成果の概要

過渡シミュレーション結果を下図に示す。この「制御弁開動作渋滞現象」は、弁単体では起こり得ず、起動過渡時、弁ポペットにかかる流体力のキックバックによって発生することが裏付けられた。発生限界に対して、感度の高いパラメータは、弁開コマンド時間の他、開制御オリフィスサイズなどが、検出できている。ただし、後者で制御する場合、サイズの微小変動の感度が高く、単独ではロバスト化しにくい傾向も判明している。各パラメータの変動分布を入力することによって、故障発生確率を定量化でき、また各パラメータの感度によって、ロバスト性の高い組み合わせを選択することが可能である。

Integrated Design Methodology for highly Reliable Rocket Engine –Sensitivity of Control Valve–

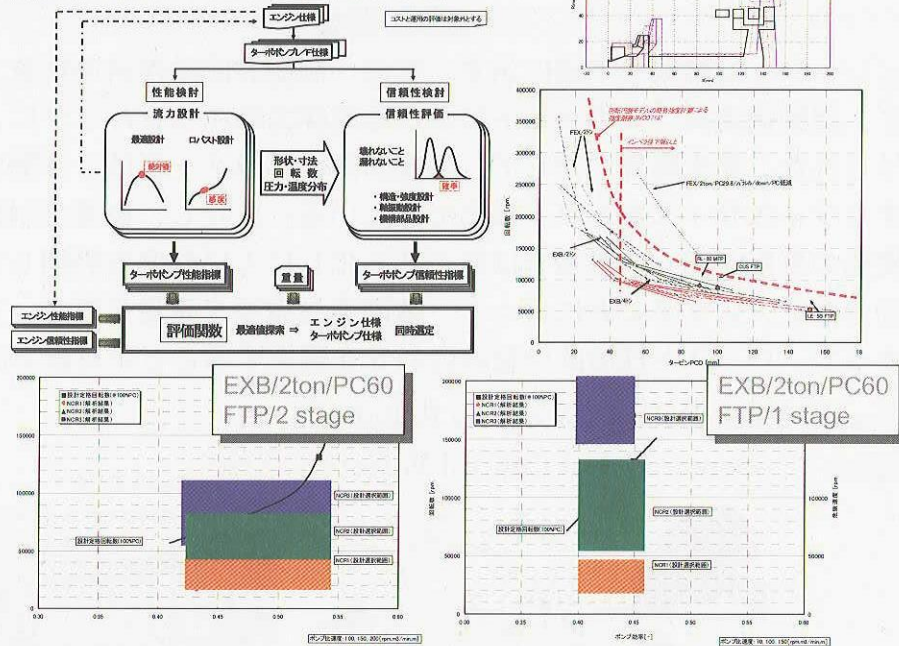


さらに、統合最適化設計ツール整備の一環として、ターボポンプ軸系設計／効率推算／危険速度予測プログラムなどを結合し、小規模可変推力エンジン用ターボポンプの概念設計への適用を試みた。結果を下図に示す。小推力故に、ポンプ比速度が低く、ポンプ効率を

向上するためには、2段ポンプとすることが常套的に行われるが、このケースでは、効率を優先すると、3次危険速度を超えた設計回転数となり、推力可変要求に合致しないこと、効率を犠牲にして回転数を低下すると、軸受バネ定数などの調整によって3次危険速度は回避できるものの、2次危険速度と接近し、結局2段ポンプでは、設計点が見つからないことなどが判明した。1段ポンプを選択した場合、推力可変域に2次危険速度が存在し、これを回避するためには、ポンプ効率を40%程度まで低下させる必要が認められる。回転数の設定には、さらにタービン効率なども密接に関わり、最終的にはこれらを1 setとして最適設計点の組み合わせを探索する必要性が理解できる。

Integrated Turbopump Design Methodology

(流体設計基礎モデルによる影響感度評価)



以下に、今年度研究成果サマリを示す。

2004年度研究成果

1. 非定常解析プログラムを用い、「制御弁の製造／環境偏差」による起動過渡のバツキについて、評価を行った。

実エンジンで発生した起動渋滞を再現でき、システムからのキックバックを含む発生メカニズム／発生限界を示すことができた。

2. ターボポンプ統合設計手法の構築に着手し、軸系設計／危険速度設計プロセスを統合した。

エンジン概念設計において、エンジンサイクル／燃焼圧／回転数などの最適組み合わせなどについて提案できた。

これら統合・高信頼化設計手法を、次世代エンジン概念設計に適用することを想定し、そのプロセスを下図に示した。要求仕様を満たし、かつもっとも高い信頼度を実現できるエンジンサイクル／燃焼圧力／ターボポンプ回転数など、基本パラメータの最適組み合わせを見出すことが目的となる。

高信頼化設計手法適用プロセス

電算機空間上で仮想設計を行い、設計結果、
また各パラメータ変更の効果を定量的に予測・把握することが基本。

1. 新規概念を含め、比較すべき設計選択肢を洗い出す
2. リスク評価(PRA)などに基づき、主たる故障モードを洗い出す。
3. 故障原因となる設計／製造／環境パラメータを洗い出す
各パラメータの発生確率／分布を調査・把握・仮定する
4. 故障モデルを作成する
寿命／信頼度などを定量化(PDA)
各パラメータの感度確認／相互作用等を確認
5. 性能／コスト／運用性などを含め、評価関数を定義する
6. 各設計選択肢毎に、最適設計点、あるいは変動に対しロバストな設計点を選択する
7. 各設計ケースを比較評価／概念を選定する

4. まとめ

「ロケットエンジン高信頼化設計手法の研究」を中心に、2004年度の研究成果を示した。研究全過程の成果サマリを下図に示す。

研究成果サマリ

2003年度

定常計算シミュレータを中核にして、故障モデルを結合し、寸法ばらつきなど製造パラメータの変動が各部信頼度(寿命)に伝播する影響／感度を評価した。定常状態信頼度の記述例を示すことができた。

- ・主燃焼室再生冷却溝3寸法ばらつき→冷却性能／タービン応力
- ・主燃焼室平行部長さ→冷却性能／ターボポンプ危険速度など

2004年度

起動過渡シミュレータを中核にして、故障モデルを結合し、動的故障の発生限界、また各故障ドライバの感度を評価できた。過渡状態信頼度の記述例を示すことができた。

- 制御弁コマンド偏差／寸法ばらつき／環境偏差
→弁ポペット周辺過渡圧力バランス→システム起動渋滞

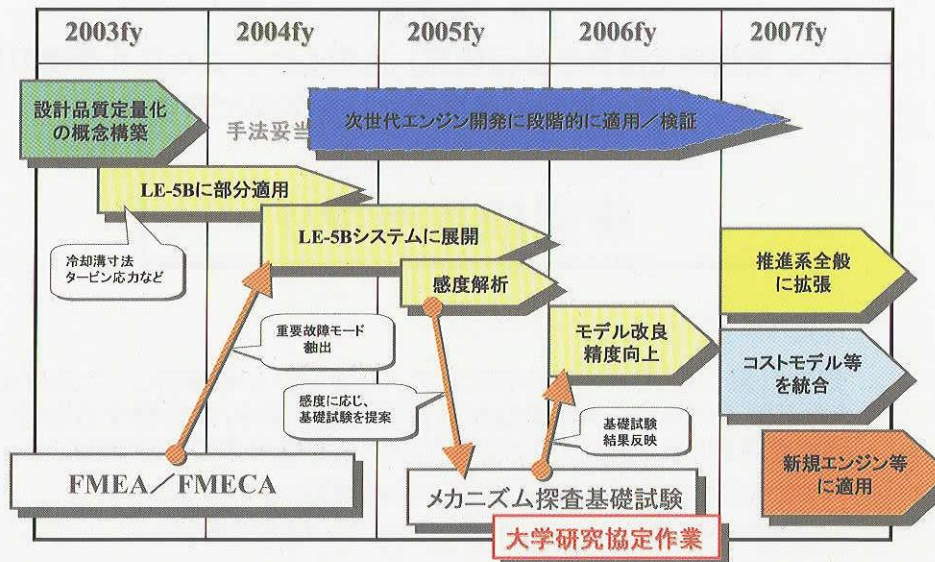
以上に併行して、ターボポンプ統合設計解析ツールを整備に着手している。「軸系設計／危険速度解析」を統合し、合理的設計回転数選定方法を示した。

故障現象（定常／起動過渡）を織り込んで、システムシミュレーションを行い、各故障原因因子（故障ドライバ）の確率的変動、あるいは設計上の変更がシステム全域にどのような感度で伝播するか、その結果故障発生確率（＝1－信頼度）がどのように変化するか、代表概念を示すことができた。もちろん、すべての故障モードをモデル化／統合化することは、事実上困難であるが、故障の致命度に優先順位をつけた上で、重要故障モデル／故障ドライバに絞り込んで、その伝播経路／感度などを把握し、それぞれの故障耐性を全経路でロバスト化する設計点の組み合わせを探索することによって、概念設計の最適化、あるいはその優劣を相対化できると考えている。

今後の研究計画を下図に示す。本研究の成果を、現在検討中の「再使用観測ロケット／パイロットエンジン開発構想」などに適用することを計画している。適用に際しては、机上のシミュレーション計算のみに依存することなく、多くの未知の故障現象をモデル化するために、要素試験などに立ち戻り、結果を突き合わせることは必須である。

さらに、「信頼性」を向上するためには、「コスト」が発生し、あるいは「性能」を犠牲にしなければならないケースも発生するため、将来的には、これらの価値を相対化する評価関数が必要となる。最終的には、「運用性」等も含め、顧客の被るかもしれない「逸失利益」の期待値を最小化する評価関数などに統一することを目標と考えている。

Study of Integrated Design Methodology for highly Reliable Rocket Engine ROADMAP



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] Havskjold, G.: Robust Design Computational System (RDCS), MSC Users Conference, 1999
- [4] Wood, B. K.: Propulsion for the 21st Century – RS-68, AIAA 2002-4324, 2002
- [5] Yabana, J., Kobayashi, T., Kouchiyama, J., Fukui, T., Taniguchi, H.: Consideration of new method for the rocket engine reliability certification, ISTS 2002-a-44, 2002
- [6] 平田邦夫, 升谷五郎, 上條謙二郎: 液体ロケットエンジンの信頼度評価法, 日本航空宇宙学会誌, 52(2004), pp.57-64
- [7] Maggio, G., Sen, D. and Hark, F.: A Methodology to Rapidly and Effectively Assess the Reliability of Conceptual Advanced Rocket Engines, AIAA-2004-3515, 2004
- [8] Taniguchi, H., Shirouzu, M., Chinzei, N., Kouchiyama, J., Tanatsugu, N. and Inatani, Y.: R&D Status and Future Plan of Japanese Reusable Launch System, ISTS 2002-o-1-4v, 2002