

ロケットエンジンの高信頼化への取組み

Activity of Improving the Reliability of Rocket Engine

川 又 善 博*¹
Yoshihiro Kawamata

安 井 正 明*¹
Masaaki Yasui



当社では、H-IIA ロケット関連機器の製造の中で、ロケットエンジンのフライト中での故障を未然に防止する高信頼化に向けた取組みを実施している。その取組みとして設計・製造工程に関しては、故障モード影響解析（FMEA）を実施し、機器の信頼性に影響する工程を抽出、原因ごとに対策を立案実施し、製造工程の健全性維持に努めている。また、製品に関しては、機器ごとに設定した機能・故障発生に影響する重要特性項目のトレンド解析を実施し、ライフサイクルの中で、システム信頼度を低下させないヘルスマニタを施している。将来的には、設計計画段階から高い信頼性を実現するために、内在するリスクをリスク分析によって同定し、リスクの低減を目的として設計を修正していくリスクベース設計を目指しており、その内容について紹介する。

1. はじめに

ロケットの打上げサービス事業では、各種衛星を必要時期に確実に所定軌道に打ち上げることが重要であり、安全・確実に輸送する手段として打上げロケットには高い信頼性が要求されている。

現在、図1に示す日本の主力大型ロケットとして運用されているH-IIAロケットは、2001年8月29日の初号機打上げ以降、7年間で14機を打ち上げており、単純に打上げ成功回数を打上げ回数で割った打上げ成功率は、 $13/14 = 92.9\%$ である（7号機以降は8機連続成功を続けている）。

これまでの日本の主力ロケットN-I～H-IIの打上げ成功実績は、N-I（ $7/7 = 100\%$ ）、N-II（ $8/8 = 100\%$ ）、H-I（ $9/9 = 100\%$ ）、H-II（ $5/7 = 71.4\%$ ）、H-IIA（ $13/14 = 92.9\%$ ）であり、国産化が進んだH-II以降においても欧州、中国、米国などの海外の打上げ成功率約90%と同レベルに達しつつある。

ここでは、ロケットの信頼性に対して影響の大きなメインエンジンである液体ロケットエンジンの信頼性向上に関する現状の取組みと今後の展開について述べる。

2. ロケットの信頼性

ロケットの信頼性を表すものとしてミッション当たりの機体喪失確率がある。各国の打上げロケットのこれまでの実績を図2に示す。図中では、機体の喪失確率を縦軸にしているため数値が小さいほど信頼性が高

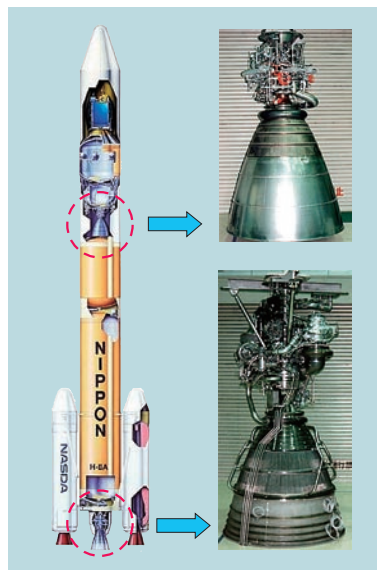


図1 H-IIAロケットと1/2段メインエンジン

いことを示している。

現在運用あるいは開発が進められているロケットには開発当初から適切に設定された信頼度を開発プロセスの中で定量的に把握し、コントロールする技術が要求されており、信頼性設計と開発の進め方に革新性が要求されて来ている。

3. ロケットエンジンの特殊性

H-IIAロケットのフライトにおいて、1段エンジンLE-7Aは約400秒、2段エンジンLE-5Bは約530秒

*¹ 名古屋誘導推進システム製作所エンジン・機器技術部液体ロケットエンジン設計課主席

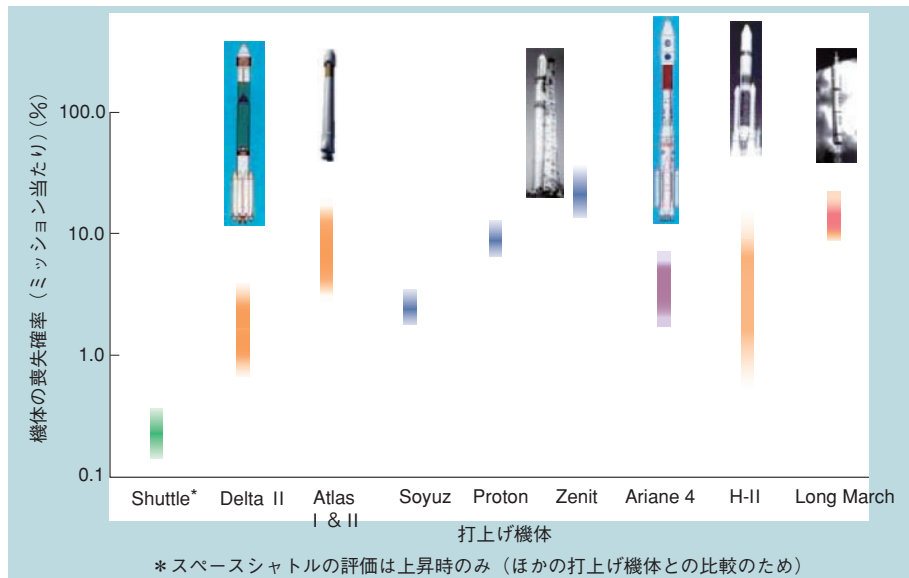


図2 各国ロケットの機体喪失確率⁽¹⁾

の連続運転を行っている。ロケットエンジンの総運転時間は約 500 秒程度の作動によってその使命を終える。

ロケットエンジンに要求される寿命は、せいぜい数百秒であるが、その間の火力発電所並みの高いエネルギー放出（性能）と厳しい重量制限の相反する要求がロケットエンジンの設計の難易度を上げている。

その限界設計例としてはロケットエンジンの心臓部である燃焼室が挙げられる。燃焼室は燃料である液体水素（LH₂）と酸化剤である液体酸素（LOX）を内部で燃焼させ、生成された高温・高圧の燃焼ガスをそのラバルノズル形状によって超音速に加速し噴出することで推力を発生させる。燃焼室内部の圧力は、LE-7Aで 12.3 MPa、LE-5Bで 3.58 MPa である。燃焼室の内壁面では、図3に示すように約 3 000 °Cの燃焼ガスと壁面冷却のための約 - 250 °Cの液体水素がわずか 1 mm 程度の特種銅合金壁を隔てて流れており、この部分では温度差による過大な熱応力が発生している。熱

応力に対する強度を確保しつつ、いかに寿命の向上を図るかが燃焼室設計の要点となっている。

このような厳しい条件で設計されているロケットエンジンであるが、その設計の妥当性を確認するための信頼性評価を行う上で大きな特殊性がある。

まず1点目は、使用（飛行）したロケットエンジンは、回収できずハードウェア評価データが乏しいことである。次に2点目としては、ロケットは1機種の生産台数が少ないということである。特に我が国においては、ロケットの年間打上げ数が少ないため（最大4機/年 @ 2006年 H-II A）、そのエンジンの生産実績も開発、量産合わせてせいぜい1機種約20台である。この2点の特殊性からロケットエンジンの信頼度は、信頼度成長曲線によって評価する方法が取られてきた。

ロケットエンジンの信頼度成長曲線（開発を積み重ねることで信頼度が上昇していく曲線）の例として H-II ロケット第1段エンジン LE-7 の例を図4に示

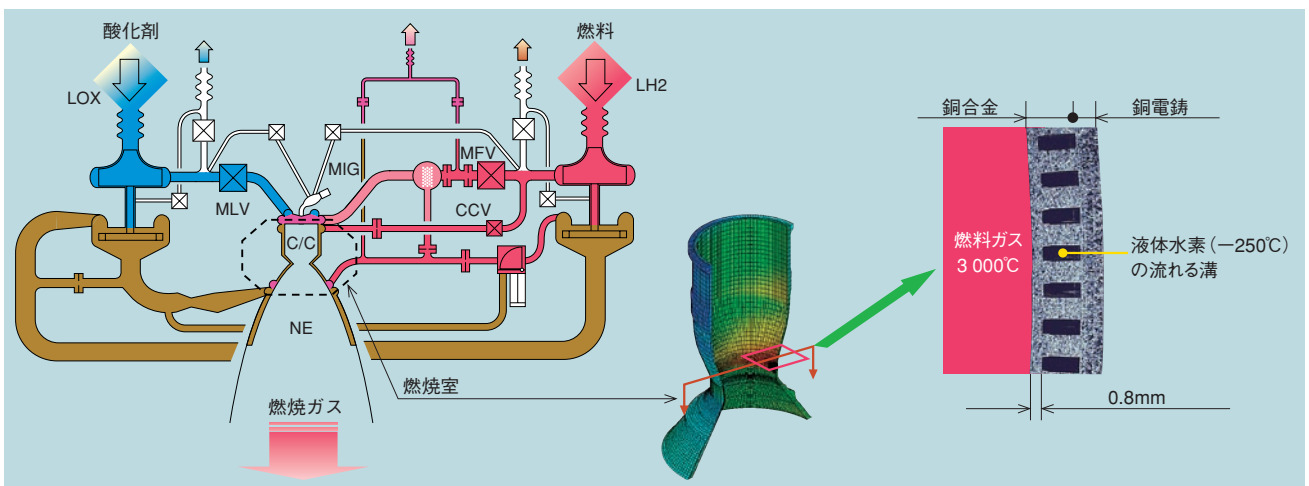


図3 LE-5B エンジン概略系統図と燃焼室断面図

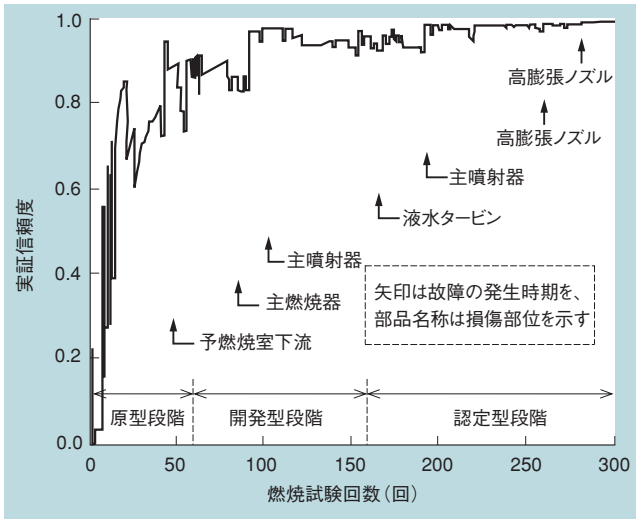


図4 LE-7 エンジンにおける実証信頼度⁽²⁾

す。累計 300 回の燃焼試験を実施することにより、ロケット全体システムから要求される実証信頼度を達成している。別の例として、図5は米国メーカの開発した各種液体ロケットエンジンの信頼度レベルを示したものである。

エンジンの燃焼試験は、高コストであることから、低コスト化には燃焼試験回数を減らすことが必要であり、少ない回数で高い信頼性を実現する高信頼化に向けた取組みが必要となる。

4. 高信頼化に向けた取組み

4.1 生産における取組み

前述のロケットエンジンの特殊性を考慮した上で、ロケットエンジン・バルブなどのフライト中での故障を未然に防止する高信頼化に向けた取組みを製造工程の中で継続的に実施している。ロケットエンジンなどの宇宙機器では開発フェーズにおける良好な工程設定

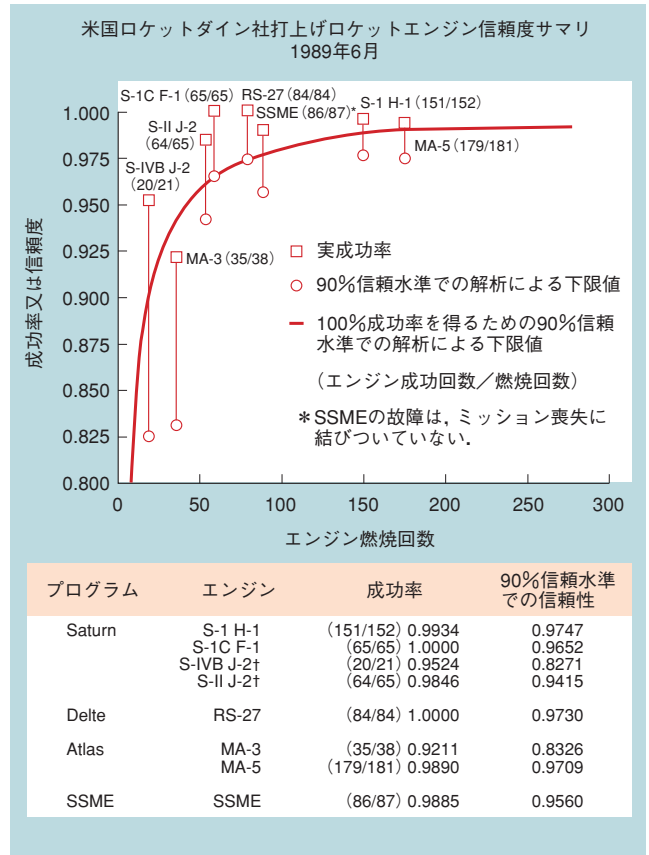


図5 Pratt & Whitney Rocketdyne 社における推定信頼度と実績⁽³⁾

とその後の製造工程維持そして工程中の製品故障予兆の検知が信頼性確保のために重要である。その取組みとして設計・製造工程に関しては、故障モード影響解析 (FMEA) を実施し、機器の信頼性に影響する工程を抽出、原因ごとに対策を立案実施し、製造工程の健全性維持に努めている。図6に開発製造フェーズにおける本取組みのタイムラインを示す。ここでは、あまり他に例の無い工程 FMEA について紹介する。

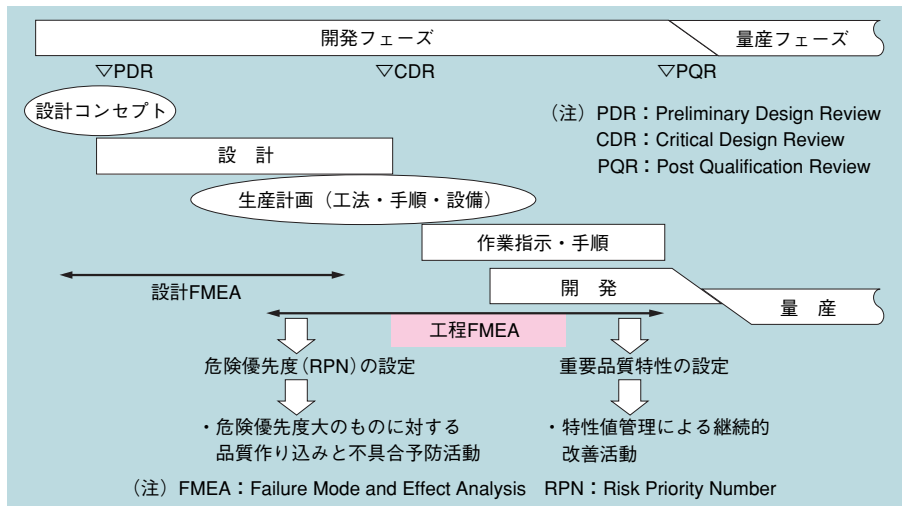


図6 開発製造フェーズにおける工程 FMEA と重要特性値管理

FMEAワークシート(ノズルスカート組立の事例)

名称	工程名称	不良モード	推定原因	製品に及ぼす影響	発生度(点数)	影響度(点数)	故障検知(不具合)	検知時期	検出度(点数)	危険優先度(RPN)	対策内容	実施状況
ノズルスカート ろう付け組立	ろう 付け	ろう切れ	ろう材不足	強度不足 気密漏洩	3	4	外観検査 リークテスト	作業後 検査	4	48	(要対策)	
対策		チューブ断面形状の設計変更で ・発生度3→2				マイクロフォーカスX線設備の導入で ・検出度4→2				危険優先度(RPN) 48→16へ低減		

図7 工程 FMEA 例

工程 FMEA では、特殊工程を中心に工程ごとに不適合モードを抽出し、原因、その不適合の製品に及ぼす影響を評価する。図7に記入例を示す。ここで危険優先度の高い工程については、不適合予防対策を設定して許容される危険優先度以下に抑える未然防止コントロールを実施している。また、製品に関しては、工程 FMEA の中で抽出された製品の機能・故障発生に影響する不適合モードの原因を FT 分析し、感度の高い原因を重要特性項目として設定する。この重要特性項目を図8に示すように時系列での変化と他号機との比較によるトレンド解析を実施する。その数値がスペック規定値を外れれば当然製品として不適合となるが、規定値内であっても、ライフサイクルの中で製品の機能特性を代表するこの数値をモニタし、異常を早期に発見するヘルスマニタを実施し、システムとしての信

頼度低下を未然に防止している。

4. 2 設計における新たな取組み

開発が完了した製品を保証する数値として、実証信頼度は今後も引き続き評価していくものであると考えるが、将来の有人宇宙ミッションを含む多様な宇宙輸送系では更に高い信頼性を短い開発期間で開発完了当初から実現することが要求されるため、実証によらない信頼性の保証をいかに行うかが課題である。

4. 2. 1 リスクベース設計

これまでのように地上燃焼試験、あるいは実フライトにおいて実際に発生した故障をもとに、その原因となった設計不良や製造ミスをつぶしていくのではなく、設計計画段階から内在するリスクへの対処を考えた設計(リスクベース設計)が一つの方向である。

信頼性設計では、信頼度が設計の指標となる。冗長

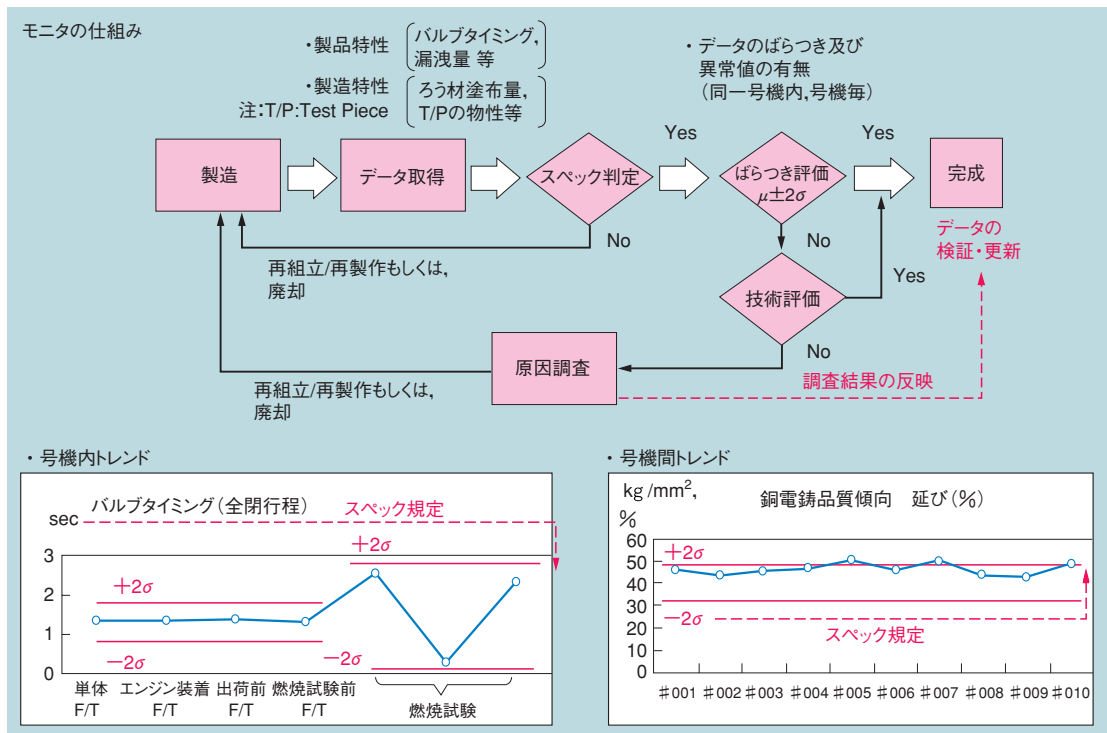


図8 重要特性値管理フロー

系を有するシステムの信頼度は、冗長系の増加に伴い向上するが信頼度は、1に漸近するのみで信頼度1にはならない。信頼度1の追求は、絶対安全の追及であり、軽量化と経済性を阻害する。一方、故障確率と影響度の組合せによるリスクを設計指標とするリスクベース設計では、重量と経済性とのバランスを取りながら信頼度の適切な数値設定が可能となり、合理的な安全係数が決定される。

故障確率や影響度の評価には、進歩の著しいシミュレーション技術を活用することにより、エンジンが置かれる環境や作動条件で遭遇する物理現象などの情報を可能な限り精度良く事前に把握し、利用する。

ここで重要なのは、エンジンシステムをよく理解

し、故障の発生、その後の進展のシナリオを分析し、定量的に把握することである。図9にリスクベース設計プロセスの一例を示す。米国では、月・火星へ人類を運ぶAres ロケットの開発に適用されており、故障の発生とその後の進展シナリオをベースに進展過程における各事象の発生確率の評価にシミュレーションが利用され、特に重要な故障モードについては、要素試験、サブコンポーネントによる確認試験が実施され、最終的な結果に及ばず重要度や確からしさを示すばらつきが評価される。

開発者及び設計者は、図10に示すようなリスク数値（機体の喪失原因など）を見ながらリスク数値に対する影響感度の高いコンポーネントもしくは構成部分

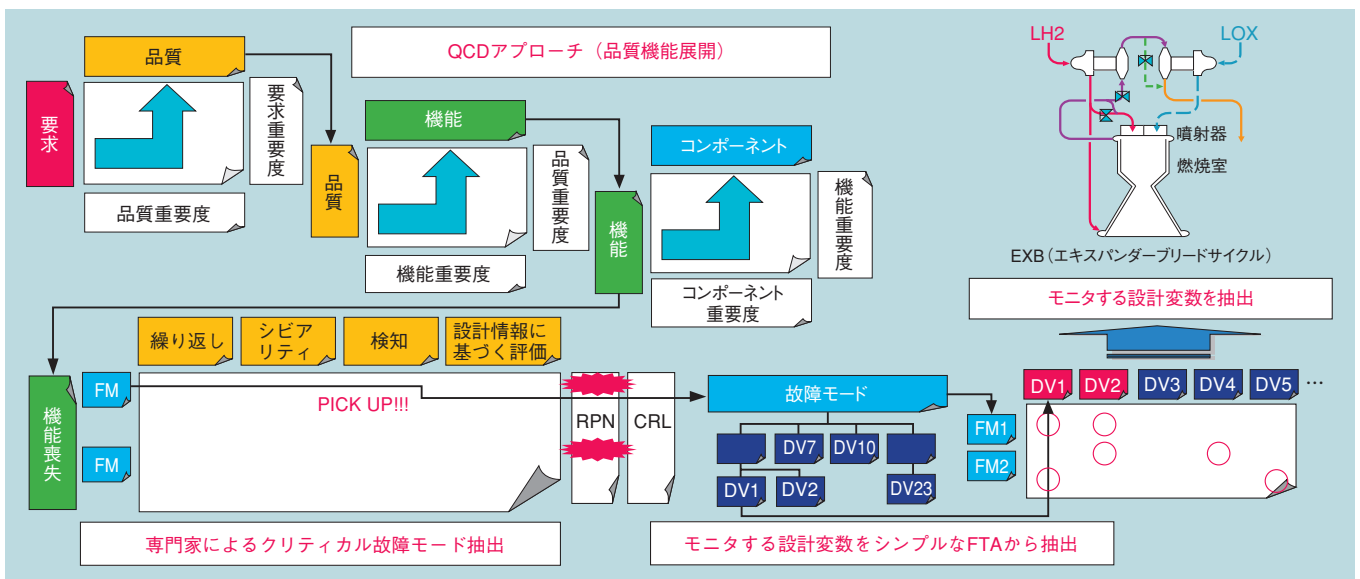


図9 品質機能展開 (QFD) と重要故障モードを起点とした FMEA を組み合わせたリスクベース設計手法の例⁽⁴⁾

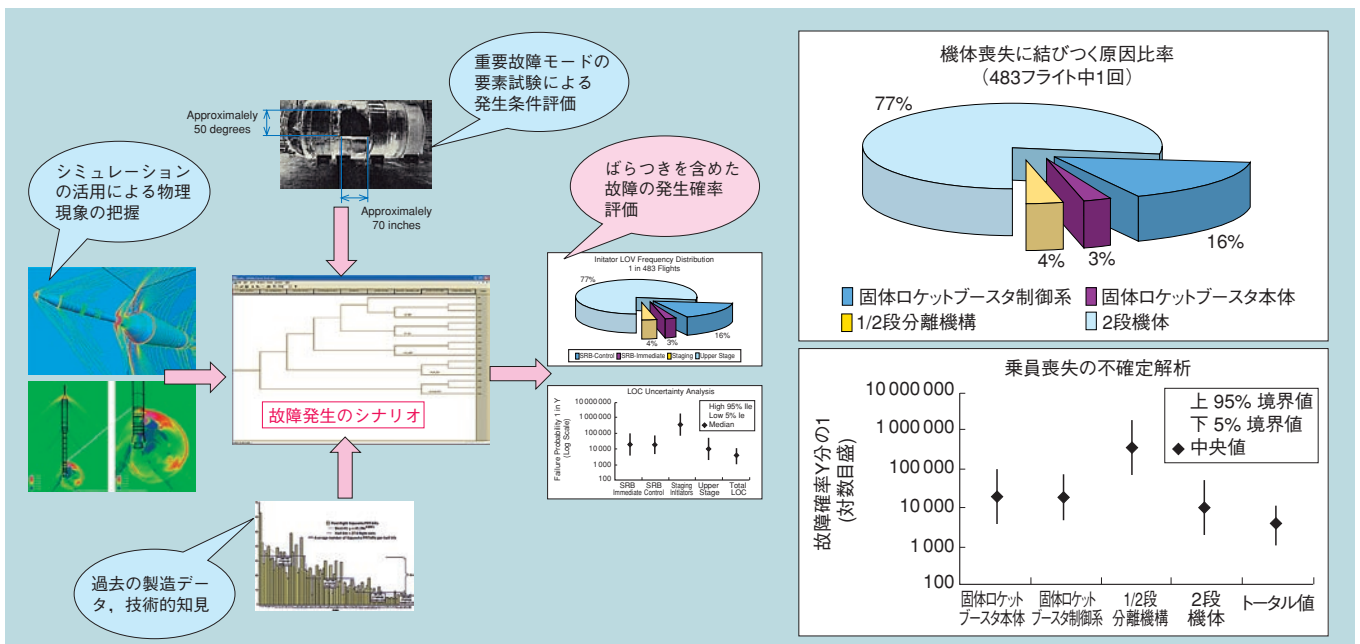


図10 リスクベース設計の中のリスク評価プロセス⁽⁵⁾

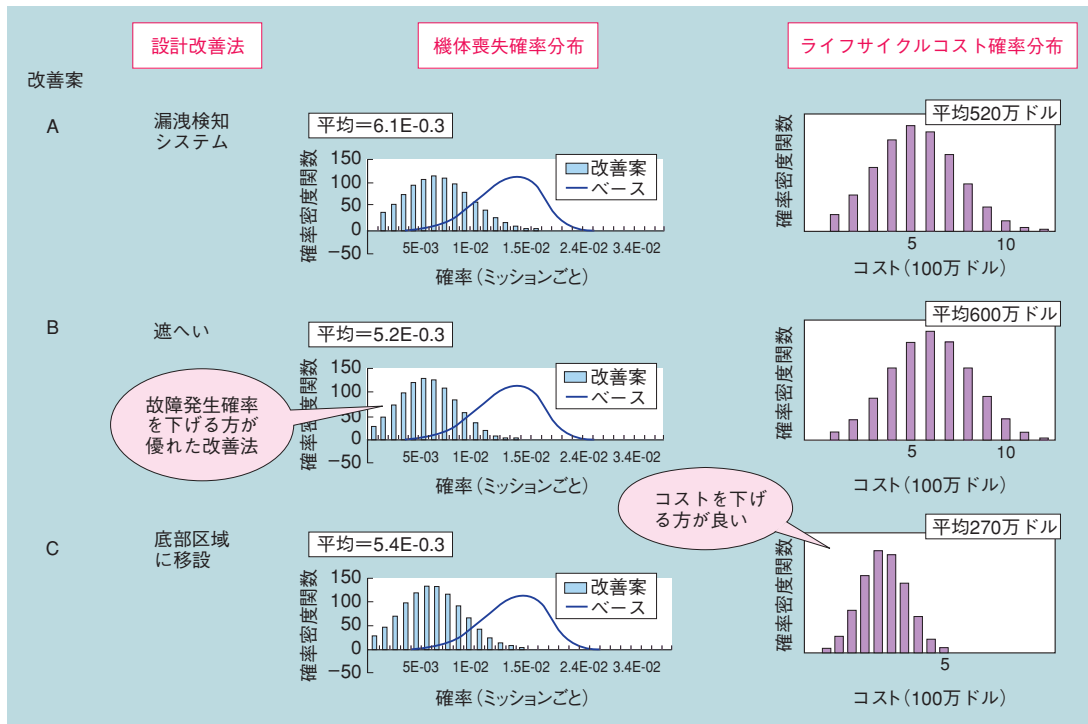


図 11 スペースシャトル APU 設計改善検討における故障率とコスト比較⁽⁶⁾

の設計を見直していく。

4. 2. 2 性能／信頼性／コストのバランス最適化

宇宙産業の裾野を広げるためにコストを下げることで、利用者側のハードルを低くし顧客の拡大と機会の増大を図る必要から、性能／信頼性／コストの3つをバランスさせたロケットエンジンが求められている。図 11 にスペースシャトルオービタの APU (Auxiliary Power Unit) 設計改善における改善法の故障確率とコスト比較を示す。3 ケースについて故障発生確率分布とライフサイクルコスト確率分布が与えられ、マネージャはこの情報を参考にして設計改善策を選択する。

今後のロケットエンジンは、性能だけではなくコスト、故障の発生に感度の高い設計パラメータを把握し、ロバスタな設計を目指すことになるため、性能、信頼性、コストを設計パラメータにリンクした形でエンジン評価モデルを作成し、バランス良く実現可能なシステムを選定していく有機的な設計プロセスの革新が必要である。

5. ま と め

現在運用中のロケットエンジンの延長線上にある使い切り型ロケット用のエンジンについては、ある閾値の信頼性を確保した上で、劇的な低コスト性と要求された日時に打上げが確実にできる稼働性が求められて

いる。今後宇宙環境の利用が進むにつれて有人ロケットの開発へも発展すると考えられ、安全性と信頼性を確保するために前述のリスクベース設計のロケットエンジンへの適用を検討している。

参 考 文 献：

- (1) Fragola.J.R., An Heritage Approach to Aerospace Risk Based Design: with Application, (2002)
- (2) 平田, 升谷, 上條, 液体ロケットエンジンの信頼度評価法, 日本航空宇宙学会論文 (2003)
- (3) J.F.Newell, K.R.Rajagopal, Threshold Probabilistic Methodology - A Design Tool for the Futute, Fall (1989)
- (4) Naoshi Kuratani, Hiroshi Aoki, Ryu Nakatani, Yoshihiro Kawamata, Masaaki Yasui, Hirotaka Kure, Application of Highly Reliable Design Methodlogy to Liquid Rocket Engine Conceptual Design, ISTS 2006-g-19
- (5) Fragola.J.R. et al., Reliability and Crew Safety Assessment for Solid Rocket Booster/J-2S Based Launch Vehicle, SAICNY05-04-1F (2005)
- (6) M.V.Frank, Choosing Safety, RFF Press Book (2008)



川又善博



安井正明