

再使用推進系の総合研究

Synthetic Studies on Reusable Propulsion System

(1) 信頼性設計手法の検討

(2) 再使用推進系総合計画

再使用推進系チーム (Reusable Propulsion System Team)

倉谷 尚志, 田口 秀之, 姫野 武洋, 長谷川 卓也, 青木 宏

Naoshi Kuratani, Hideyuki Taguchi, Takehiro Himeno, Takuya Hasegawa, Hiroshi Aoki

Abstract

Synthetic studies on the reusable and future propulsion systems are presented in this paper. Especially, we focused on the high reliability design methodology for the liquid rocket engine at conceptual phase, the flight demonstration project "SubLEO" that is propelled by the existing propulsion system, the propellant management of the liquid propellant behavior in the fuselage tank for the reusable vehicle testing and existing rocket under the accelerated environment and the health monitoring sensor system for the hydrogen leakage from the fuselage tank and so on, that is, from the fundamental topics to the application ones for the propulsion systems in FY2003.

1. はじめに

宇宙空間で自在に活動するために、再使用輸送系/推進系の実現は必須と考えられる。「信頼性向上」「故障診断機能」「システムとしての機能回復設計」などが必要要件となり、これらは、当然ながら現行ELV (Expendable Launch Vehicle: 使い捨て輸送機) にも前倒して適用可能である。これらを総合的に扱うべく、再使用推進系の研究に着手している。2004年度には、現行機、あるいは次期打ち上げ機などへの反映を意識して、「信頼性向上設計手法の検討」に重点を置き、研究を行った。その進捗状況、研究成果、今後の計画について記述する。

2. 信頼性設計手法の研究概要・成果

2. 1. 高信頼化設計手法の概念

従来の設計手法の特徴および問題点を明らかにし、これらを克服して、より信頼性の高い設計を可能にする「高信頼性設計手法」の概念について本節で述べる。

従来の設計手法では、(1) コンポーネント毎に性能要求を満たす個別・逐次設計を行い、(2) 安全率を導入してノミナル作動点における設計を行い、(3) エンジン燃焼試験や実フライトでエンジン信頼度を実証していることが特徴といえる。

このように、コンポーネント毎の個別・逐次設計を行い、局所最適化を試みる従来の設計手法では、設計改良や不具合対策の結果が、他のコンポーネントにどの程度の影響を与えるのか予測しにくいと考えられる。つまり、コンポーネント間の影響感度が明らかでないため、あるコンポーネントに対して有効な設計改良や不具合対策であっても、他のコンポーネントあるいはエンジンシステム全体にとっては性能低下を引き起こす可能性が潜在している。

また、想定される最大強度に対して安全率を導入して設計しているため、流体的不安定現象などのように時間変化や現象のばらつき、また設計パラメータの製造公差によるばらつきなどの影響が必ずしも総合的に考慮されていない恐れがある。さらに、エンジン燃焼試験や実フライトを経て、はじめてエンジン信頼度を評価できる、すなわち設計段階では十分な信頼度の推定が行いにくいいため、設計改良や不具合対策が生じたときに、最悪の場合には設計段階までに立ち戻る必要が生じる。

設計改良や不具合対策によって、開発コストが大幅に増加した米国の一例を Fig.2-1 に示す。横軸に開発期間、縦軸に新規エンジン開発コストを示す。図中のパーセント表示は新規エンジン開発完了にまで要したコストの割合を示している。全体の約7割が不具合対策のために、初期設計段階への立ち戻りあるいは設計改良などに費やされている。

以上より、概念設計段階で信頼度を定量化して評価することが、新しい課題となる。これらを考慮した「高信頼化設計手法」の概念を下記に述べる。

(1) エンジン全体性能や他のコンポーネント性能との相関関係を明らかにし、トレードオフスタディによる統合化設計, (2) 重要故障モード解析 FMEA (Failure Modes and Effect Analysis) を中心にした信頼度配分, (3) 物理現象や加工精度などの分布を考慮して確率的に設計点を選択する確率論的設計解析 PDA 手法 (Probabilistic Design Analysis), (4) ばらつきに対する影響感度を考慮したロバスト設計, (5) 概念設計段階で設計信頼度の推定, というコンカレント (同時並行) かつ統合化設計の手法などを組み合わせて, 信頼度を評価しようとするものである。

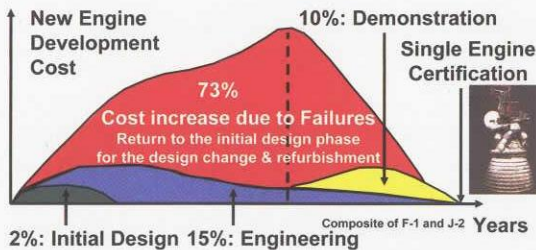


Fig.2-1 New Engine Development Cost Allocation

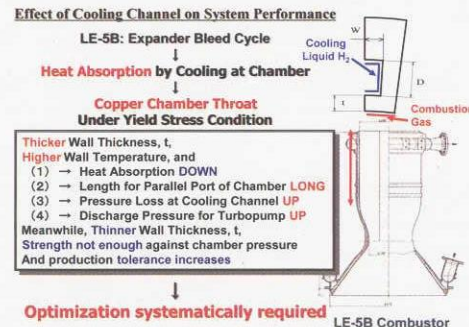


Fig.2-2 Effect of Manufacturing Tolerances to the Engine Performance

2. 2. 高信頼性設計手法の適用結果とその成果

「高信頼化設計手法」をリファレンスモデルエンジンの LE-5B に適用した結果について述べる。H-IIA ロケットの 2 段用である LE-5B は、エキスパンダーブリードサイクルであることから、燃焼器における冷却吸熱条件がエンジン性能に大きく影響する。エンジンサイクルの特徴として、燃焼器を冷却/熱吸収してガス化した水素は、タービン駆動ガスとして用いられる。また水素ガスの一部は、燃焼器マニホールド上流に設けられた混合器において、液体水素と混合され、燃焼器に燃料として噴射される。

ここで、Fig.2-2 に示すシステム性能に与える冷却溝寸法の影響について考察する。燃焼器の冷却性能に影響する冷却溝の厚さを燃焼圧に耐えられるように安全率を高くすなわち冷却溝の厚さを厚くすると、冷却溝内の液体水素の熱吸収量が低下する。必要な熱吸収量を得るために受熱面積の増加すなわち燃焼器長さを長くすると、冷却溝における液体水素の圧力損失の増加を招き、ターボポンプ吐出圧の増加すなわちターボポンプの負荷が大きくなる。一つの設計パラメータの最適化を図ったとしても、他のコンポーネントやシステム性能に与える影響が複雑に絡みあうため、このようなモデルを統合化してシステム全体の影響感度を概念設計段階から把握することが重要である。

2003 年度は、エキスパンダーサイクルの冷却特性の一部をモデル化して、燃焼器冷却溝の製造公差のばらつきが他の機能やコンポーネントに与える影響感度解析を行った。最適化に関する例題を冷却溝については、熱変形によって限界に至る寿命を、ターボポンプはタービン根元強度あるいは危険速度に対する設計余裕を目的関数と設定して、それらの影響度解析を行い、考察を試みた。

2. 2. 1. 燃焼器冷却性能とエンジン性能評価簡易モデル

既に個別に構築されたエンジンシステム解析ツールと燃焼室冷却解析ツールを最適化統合支援ツール (i-SIGHT) によって結合し、統合簡易解析ツールとしての機能確認を実施した。また、例題として燃焼室冷却溝平行部長さ L をパラメータにしたときの燃焼室寿命とエンジン性能最適点について評価した結果を述べる。

機能確認として、冷却溝寸法 (溝厚さ, 幅, 高さ) の製造公差幅を正規分布の 3σ 幅と仮定して与えたばらつきの影響について 10,000 回のモンテカルロシミュレーションを実行し、燃焼室圧力損失係数 DPCC と燃焼室温度上昇係数 DTCC の分布を評価した。現段階での仮想簡易モデルでは、溝幅の感度が高いことが明らかになった。また、オリフィスを変更しない条件下 (Standard 解析) では、領収試験範囲 (AT 範囲) を逸脱する可能性が約 1.8% あることが Fig.2-3 のように示された。また、エンジン作動点をノミナル点にトリミングすなわちオリフィス調整をした場合 (Rated 解析) には、収束条件範囲内の狭い領域でばらついていることが明らかになり、結合された簡易解析ツールの機能確認ができた。

また、エンジンシステム性能と燃焼室冷却性能を、燃焼室寿命 N_f 、エンジン性能 I_{sp} 、エンジン重量 W_{eng} などと燃焼室冷却溝平行部長さ L をパラメータにしたときの燃焼室寿命とエンジン性能最適点について評価した目的関数のモデル図を Fig.2-4 に示す。この結果より、燃焼室長さ、燃焼器冷却性能、燃焼器寿命そして打ち上げ能力増分という複数パラメータの関係をモデル化することができた。このようなモデルをシステム全体に反映して、今後の設計段階で有効に用いることができると考えている。

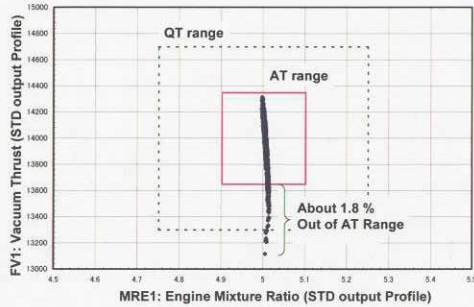


Fig.2-3 AT Range Evaluation due to the Cooling Channels Tolerances

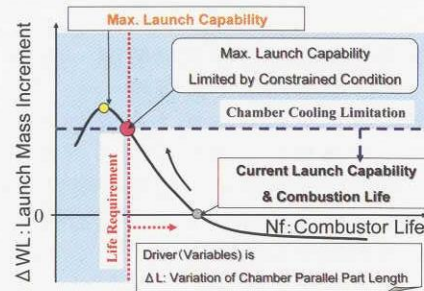


Fig.2-4 Objective Function for Combustion Chamber

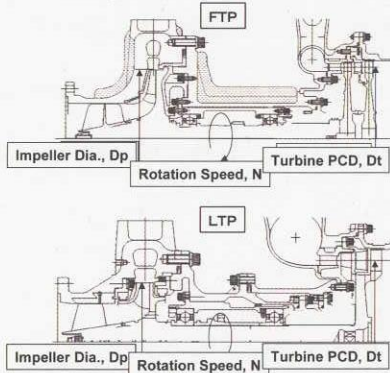


Fig.2-5 Simplified Turbopump Design Tool Model for some components

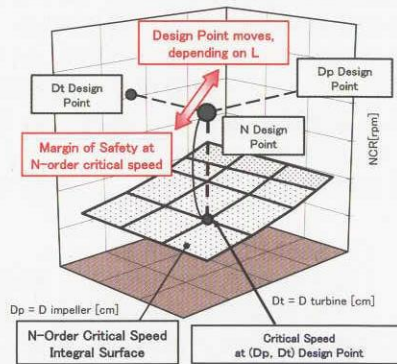


Fig.2-6 Estimation the Margin of Safety against Critical Speed by Integral Surface

2. 2. 2. ターボポンプ機能部品評価簡易モデル

ターボポンプの機能展開図と故障モードの分類結果ならびに過去の開発経緯を考慮して、重要故障モードに分類されるタービンディスク強度と軸振動を解析対象モデルとした。エンジン設計解析モデルとターボポンプ設計解析モデルをリンクさせ、作動点などのインタフェース物理量の分布や変化に対するターボポンプ性能を定量的に評価し、ターボポンプの最適設計手法の1プロセスとして試行したものである。

影響度評価の対象として選択したタービンディスク根元強度は、高温ガスに晒され、応力的にも厳しい部位に相当する。複雑な形状をしているタービンディスクを簡易モデル化して、その強度余裕の評価を行った。重要故障モードを中心にして、このようなモデルをターボポンプの各機能品に拡張することが今後可能である。

また、ターボポンプ軸受の振動について、減衰要素や不釣り合い力のばらつきは比較的大きく、それらの制御は容易ではない。軸振動に対してロバスト化を図るためには、運転回転数と軸系危険速度をできるだけ離すことが有効である。そこで、Fig.2-5 に示す回転系組立に関する設計パラメータとして、インペラ外径： D_p 、タービン PCD： D_t 、定格回転数： N を用いて、 D_p 、 D_t をパラメータとする危険速度の解曲面を Fig.2-6 のようにモデル化し、定格回転数 N との差（危険速度余裕）を評価した結果、定量的に設計余裕を示すことができた。

2. 3. まとめ

統合簡易解析ツールを用いて例題を検討することで、概念設計段階で設計品質を評価するのに有効であることを示し、エンジンシステム全体の最適化に必要な課題の抽出を行っ

た。この統合簡易解析ツールをさらに整備することにより、フロントローディングに重要な概念設計段階での設計品質の高度化を図ることができる。

今後、(1) ターボポンプなど各機能部品の総合設計ツールの構築と充実化を図ること、(2) 非常現象によって引き起こされる頻度の高い故障モードを抽出し、モデル化し、解析精度の向上を図ること、(3) 物理メカニズムが不明な場合にはメカニズム探査の基礎試験を実施すること、(4) これらを総合して故障モード中心に影響感度を明らかにした設計手法の拡張を行う必要がある。

3. 再使用推進系総合研究の概要・成果

3. 1. 再使用推進系実験構想

本研究では、アボート能力を含む再使用運用の特徴的長所を実証するために、様々な飛行パターンで繰り返し運用を図る(再使用運用プリカーサ)とともに、空気吸込みエンジンなど革新技術を検証する飛行機会を提供する(技術実証テストベッド)、あるいは高層大気観測など汎用ミッション対応などをも想定して、再使用実験構想を試案した。その目的上、軌道到達を目標としないところから、「SubLEO」を当面の名称とし、もっとも信頼性の高い現行機材を結集してロケット実験機を構成しようとするものである。

3. 1. 1 実験機運用の目的

想定した実験機運用の目的を、以下に整理する。

- (1-1) 再使用機の実験運用。特にアボータビリティの実証。(再使用運用プリカーサ)
- (1-2) 繰り返し運用による現行打ち上げ機の洗練化。(現行機材の洗練化)
- (1-3) 革新エンジン・軽量構造・断熱材など、実証機会の提供。(技術実証テストベッド)
- (1-4) 無重量実験、高層大気観測、教育プログラムなど。(汎用ミッション対応)

(1-3)の目的から、最大速度マッハ3以上、(1-4)の目的から、到達高度100 km程度、無重量継続時間200秒程度を、一般要求とした。

3. 1. 2 SubLEO 実験構想

3. 1. 1項の実験目的に照らし、構想検討の前提を以下とした。

- (2-1) もっとも信頼性の高い現行機材を結集して再使用運用を実証する。
- (2-2) 下段機体の回収/再使用を想定し、sub-orbital ミッションを目的とする。
- (2-3) 同一設計の機体で、飛行領域(flight-envelope)を段階的に拡大し、また故障モードを模擬するなど、再使用運用、またアボート運用概念を確立する。

主に(2-1)の要件から、まず搭載エンジンとして、LE-5Bを想定した。実験機概念について、動力軟着陸(VTVL)/有翼滑空着陸(VTHL)の2形態を、Fig.3-1-1に示す。後者の乾燥重量は、前者の2倍程度になるが、着陸用に推進薬を用いないため、両者とも、到達高度100 km程度/最大速度>M3/無重量継続時間>200秒を満たせる見込みである。



Fig.3-1-1 Flight Demonstrator Concept for "SubLEO"

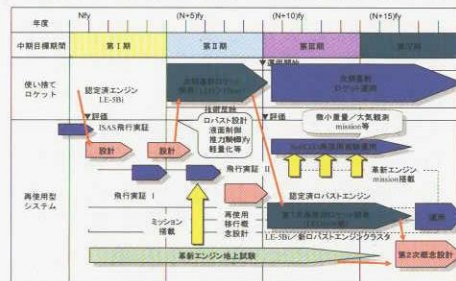


Fig.3-1-2 Roadmap toward RLV (Reusable Propulsion System)

3. 1. 3 再使用化移行のロードマップ

繰り返し運用を継続中の ISAS 実験機の技術成果を反映・拡張した形で、SubLEO 再使用実験を行い、さらにこの実験機をクラスター・冗長化することで、地球低軌道に小型ペイロードを投入できる TSTO (Two Stage To Orbit) 概念に移行することを想定した。SubLEO 実験ミッションとして、革新空気吸込みエンジンの技術的成立性を確立できた場合には、新概念への移行も選択肢となる。再使用化移行のロードマップを、Fig.3-1-2 に示す。

3. 1. 5 まとめ

もっとも信頼性の高い現用機材を結集して、ロケット実験機を構成し、(1) 再使用運用技術の確立 (2) 現行機材のさらなる洗練化 (3) 革新技術実証テストベッド (4) 小型汎用ミッションなどに対応することを想定して、実験構想を提案した。

再使用概念は、多岐に渡るが、そもそも最初の第一歩から長期的最適概念を議論・実現しようとするのは、無謀でもあり、かつ長い停滞の原因にもなる。まず、現行機材の高信頼化を目的に据え、並行して再使用化共通技術を獲得していくことを考慮した。再使用化の本質は、構成する技術水準の高さもさることながら、システム全体としてLOV (Loss of Vehicle : 機体喪失) を回避する技術の集大成とも解釈できる。技術課題の優先順位を設定し、早期に実証過程に進めることを期待したい。

3. 2 推進薬液面挙動解析

本研究は、宇宙輸送系タンク内部での液体推進剤管理技術の確立を目的として、再使用ロケット実験機が慣性(放物)飛行をする時間帯におけるタンク内液体推進薬の動的挙動を考察すべく、模型タンクを用いた可視化実験と独自に構築した自由表面流数値解析の両方を用いて詳細に調べようことを試みたものである。模型スケールで実験結果と数値解が良好に一致することを確認したうえで、実機スケールのタンク内液面挙動を数値的に予測した。以下に模型スケールでの比較例、そのよい一致の様子を示す。

以上のとおり、再使用ロケット実験機 (Fig.3-2-1) の惰性飛行中に推進剤タンクの内部で発生する液体揺動現象をよりの確に把握すべく、模型タンクを用いた地上実験 (Fig.3-2-2) を実施したうえで、CIP-LSM による自由表面流の三次元数値解析を実施した。その結果、タンクの内部に艤装される邪魔板 (Fig.3-2-3 と Fig.3-2-4) と多孔円筒が、液体揺動を抑制し減衰させるのに有効であると評価された。しかし、邪魔板の下方へ進入する気体がタンクから排出される可能性も完全には否定できず、補助スラスタを噴射して液体揺動の発生を防止する対策が促された。

今回、再使用宇宙輸送系の推進剤管理手法を合理的に構築するために、数値流体解析を援用することの有用性を実証できたと評価できる。手法の妥当性を評価する更なる検証など、克服すべき課題は少なくないが、様々な環境に置かれた流れ場の解明に、本手法が役立てられることを期待したい。



Fig.3-2-1 Reusable Rocket Vehicle Testing (RVT), Conducted by JAXA ISAS



Fig.3-2-2 Model Tank Mounted on the Mechanical Exciter

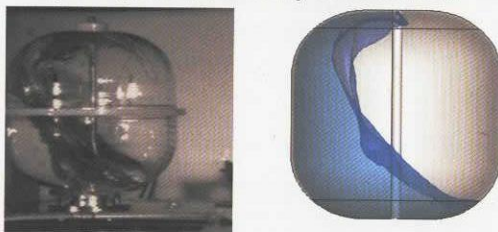


Fig.3-2-3 Sloshing in the Model Tank without Anti-slosh Devices; Experiment and Computation (t=0.48sec)

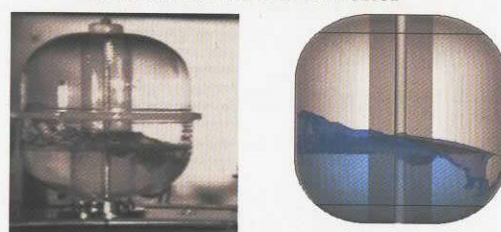


Fig.3-2-4 Sloshing in the Model Tank with Anti-slosh Devices; Experiment and Computation (t=0.48sec)

3. 3 健全性診断手法 (水素漏洩センサ)

3. 3. 1. 研究の背景

宇宙輸送システムにおいて「信頼性向上」を目指す際に、機体の信頼性だけではなく、故障を早期に検知・回避して冗長系に切替えることにより、ミッション達成あるいはアポートによるミッション機器の回収を可能とするシステムとしての信頼性も必要である。そこでシステムを構築する上で、最も重大な故障モードを引き起こす可能性のある水素の漏洩に関して、低温・低圧環境で使用可能な水素センサの研究開発を先行して行っている。

3. 3. 2. 研究の概要

本センサは常温で水素と反応して光学特性が大きく変化する酸化タングステンを光ファイバのコア外周面に固定化したもので、水素雰囲気下に置かれることにより光ファイバ内の伝搬光量変化をモニタしている (Fig3-3-1)。

15年度においてはこれまでの成果をもとに OTDR (Optical Time Domain Reflectometry : 光時間領域反射測定法) 技術を利用した分布型光ファイバ水素センサを作成し、水素検知特性を調べた。さらに、温度・湿度特性および実環境において想定される妨害成分の影響等、実適用性を評価し、性能改善のための Pt/WO₃ 膜の複合化・修飾等による改質に関する基礎検討を行った。また、水素センサをロケットエンジンのターボポンプ単体技術試験に適用し、水素漏洩検知への実適用評価を行った。

3. 3. 3. 成果の概要

OTDR 技術を利用した分布型光ファイバ水素センサを作成・評価したところ水素の存在によるセンサ部の損失変化を捉えることに成功した (Fig3-3-2)。これは光ファイバに沿った一次元方向の水素分布を本方式で検知可能であることを示唆するものであり、燃料系統等における水素漏洩部を簡易かつ低コストで特定しうる分布型センサとして有望であるといえる。

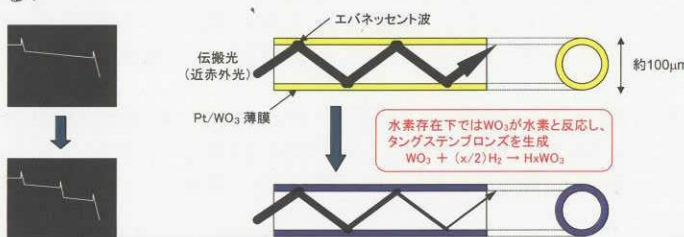


Fig.3-3-1 Measurement Principle for Hydrogen Leakage Sensor by Fiber

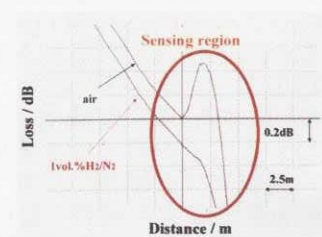


Fig.3-3-2 H₂ Detection Characteristics by OTDR

温度・湿度特性については応答特性に影響があるものの検知特性が著しく損なわれることはなく、動作範囲が広いことを確認した。一方、光伝搬特性においてもシリカ修飾によって伝搬光量が増加することを明らかにした。ロケットエンジンのターボポンプにおける水素漏洩検知への実適用性評価試験では、試験時に水素漏洩がなかったため実環境における水素検知性能は評価できなかったが、試験時間中の温度・湿度・雰囲気変化の影響を受けず、安定な特性を示すことが確認できた。

3. 3. 4. 今後の予定

今後は Pt/WO₃ 薄膜の伝搬損失低減による分布型センサの長距離化の研究を行うとともに、各環境条件におけるデータの取得・解析を行うことにより水素濃度測定が行える水素センサシステムを構築し、さらに将来の実用化に向けた検討を行う。また、Pt/WO₃ 薄膜の基礎物性と特性の制御に関する更なる検討が必要である。

4. まとめ

「ロケットエンジン信頼性向上設計手法の検討」を中心に、再使用推進系研究の進捗状況を示した。今後、実機開発適用を目標に概念確立を図るとともに、この作業に並行して、「0」にできない故障とどうつきあうかという命題を提起し、「冗長設計」「故障前兆検出手法」「機能回復設計」など広義のアポート機能確保に向けて研究対象の拡張を計画している。

今年度研究において、現行機材をモデルとして扱う上で、エンジン担当各企業にご支援をいただき、また故障診断研究は、大学との共同研究として実施した。関係の各位には、篤く御礼申し上げたい。