

LE-X エンジン開発へ向けた取り組み

Development of LE-X Engine



渥美 正博*¹
Masahiro Atsumi

吉川 公人*²
Kimito Yoshikawa

小河原 彰*³
Akira Ogawara

恩河 忠興*⁴
Tadaoki Onga

H-IIA ロケット2段エンジンのLE-5Bに採用されているエキスパンダーブリードサイクルは、日本が初めて実用化したエンジン方式で、そのシンプルなエンジンシステムから、外乱に強いロバストな作動特性を持っている。また、宇宙空間での再着火機能、スロットリング機能、アイドルモード燃焼(極低推力作動)などの優れた機能を備えており、信頼性と高機能を併せ持つエンジンサイクルとして、世界からも高い評価を得ている。その歴史は日本初の純国産液酸/液水エンジンであるLE-5の改良型エンジンLE-5Aに始まり、LE-5Bへと受け継がれ、最近では、当社と米国Pratt & Whitney Rocketdyne (PWR)社が共同開発を進めるMB-XXエンジンにも採用されている。これらはいずれも2段エンジンである。さらに当社では(独)宇宙航空研究開発機構(JAXA)主導の下、このサイクルを次期基幹ロケットの1段エンジンに採用し、世界に誇れる信頼性の高い1段エンジンLE-Xの開発を進めている。本論ではエキスパンダーブリードエンジンのサイクルの特徴とLE-Xエンジンにおける高信頼化への取り組みについて報告する。

1. はじめに

1999年H-IIロケット8号機の打上げは第1段エンジンLE-7が飛行中に爆発したことにより、打上げミッションは失敗に終わった。極低温推進薬を使用するエンジンでは、始動時にポンプの吸い込み不良を防ぎ安定して立上げるために、予め推進薬でポンプを十分に冷却し、推進薬を必要圧力まで加圧して供給する必要がある。しかし、8号機ではLE-5Bを搭載した第2段機体は不安定な回転状態で1段機体から通常より早く切り離されたため、LE-5Bは冷却が十分でない状態かつタンク圧力が十分でない状態で始動することとなった。このような悪環境下でもLE-5Bエンジンは正常に立ち上がり、指令破壊を迎えるまで定格での安定した作動を行った(図1)。これは、LE-5Bエンジンに採用されている日本が独自に開発したエキスパンダーブリードサイクルのロバストな特性と信頼性を、期せずして実証する結果となった。

このエンジンサイクルは、日本が独自に実用化したもので、将来的には有人にも対応できる信頼性を持ち、そのシンプルなシステムからコスト競争力のあるエンジンを実現できるポテンシャルを持っている。また、これまでの研究で、大推力の1段エンジンにも適用可能であることが確認できており、現在、このエンジンサイクルを採用し、世界最高水準の信頼性の実現を目指した次期基幹ロケットの1段エンジンLE-Xの研究開発に着手している。

*1 航空宇宙事業本部宇宙事業部宇宙システム技術部部长

*2 航空宇宙事業本部誘導・エンジン事業部エンジン・機器技術部次長

*3 航空宇宙事業本部誘導・エンジン事業部エンジン・機器技術部液体ロケットエンジン設計課主席チーム統括

*4 航空宇宙事業本部誘導・エンジン事業部エンジン・機器技術部液体ロケットエンジン設計課長

本論では、日本独自のエキスパンダーブリードサイクルエンジンの特徴と開発の歴史を示すとともに、LE-X エンジンの開発状況及び高信頼化の取り組みについて報告する。

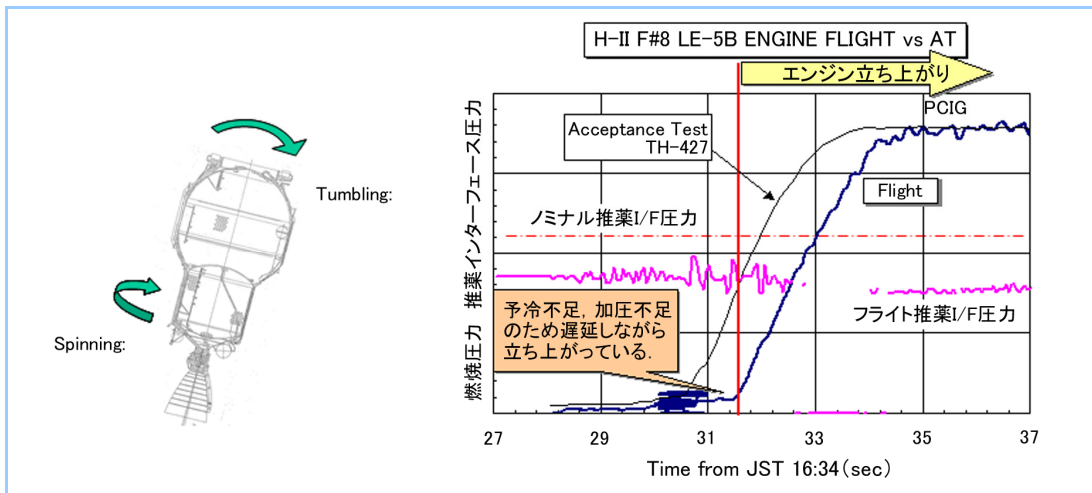


図1 H-II 8号機での2段エンジン始動状況

2. エキスパンダーブリードエンジンの開発

2.1 液体ロケットエンジンのサイクル方式

ロケットエンジンはターボポンプにより高圧化した推進薬を燃焼器で燃焼させ、推力を発生させる。エンジンサイクルはターボポンプのタービンを駆動する方式により区分される(図2)。

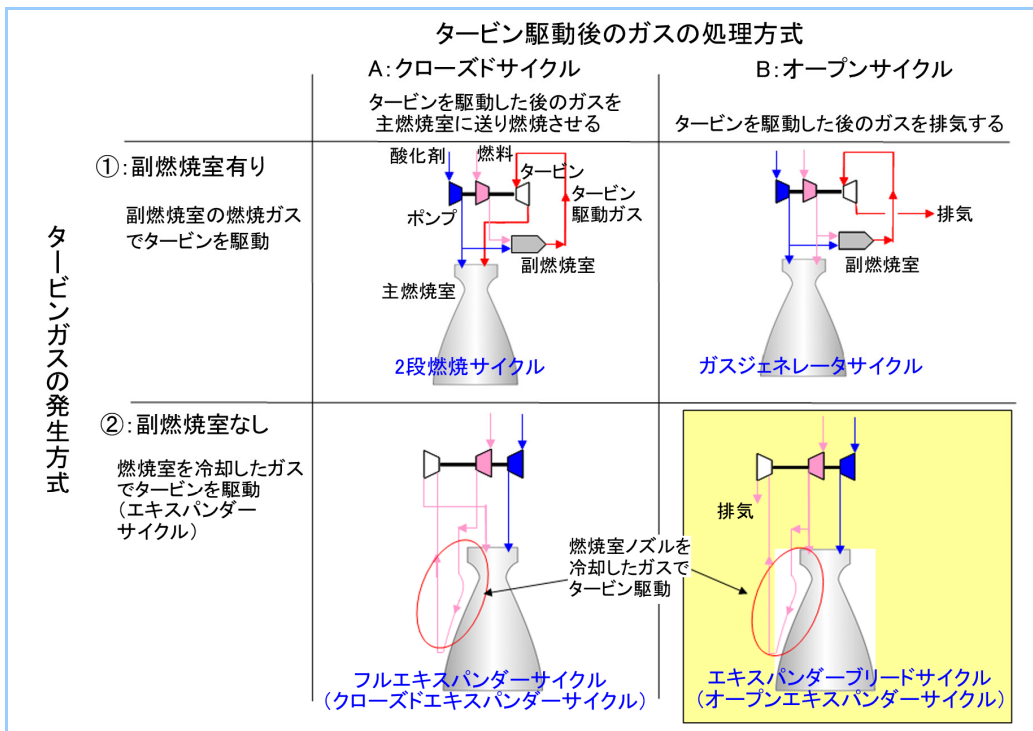


図2 エンジンサイクル比較

タービン駆動ガスの処理方式で、

- ・ クローズドサイクル:タービンを駆動した後のガスを主燃焼室に送り燃焼させる方式(A)
- ・ オープンサイクル:タービンを駆動した後のガスを排気する方式(B)

に区別でき、それぞれの方式はタービンガスの発生方法で、

- ・ 副燃焼室でタービン駆動ガスを生成する方式(①)
- ・ 燃焼室を冷却し高温化した推進薬によりタービンを駆動する方式(②)

に区分され、各々、2段燃焼サイクル(A-①)、ガスジェネレータサイクル(B-①)、フルエキスパン

ダーサイクル(A-②), エクスパンダーブリードサイクル(B-②)と呼ばれる。

以下に各エンジンサイクルの特徴を示す。

(1) 性能

オープンサイクルではタービン駆動後のガスはそのまま排気しているのに対して、クローズドサイクルではタービン駆動後のガスは主燃焼室で燃焼させており、推力に寄与するのでISP(推力を単位時間当たりの推進薬重量で除した値)が高く性能面では優れている。

(2) シンプル性

エクスパンダーサイクルは副燃焼室を持たないため、エンジン構造がシンプルな構成となる。

(3) 始動時の制御性

副燃焼室でタービン駆動ガスを発生させる方式では副燃焼室と主燃焼室が独立しているため、各燃焼室の始動のタイミングを複雑に制御して立ち上げる必要がある。また、クローズドサイクルでは、タービンの下流に主燃焼室が配置されており、主燃焼室の着火時の圧力上昇によりタービン排圧が上昇し、ポンプの作動に影響を与えることから始動のタイミングコントロールが複雑となっている。これに対し、エクスパンダーブリードサイクルでは、燃焼室を冷却したガスでタービンを駆動し、駆動後は排気していることから、主燃焼室の立ち上がりとタービンの立ち上がりは連動しており、かつ、タービン背圧は燃焼圧の影響を受けないため、エンジンは自律的に立ち上がってくる。

(4) 安全性

副燃焼室でタービン駆動ガスを発生させる方式では、酸化剤と燃料の流量比(混合比)を制御してタービン駆動ガス温度をコントロールしており、制御安全型のサイクルといえる。つまり、制御している混合比がバルブの不調など何らかの異常で変化してしまうと、タービン駆動ガス温度は最高 3500K 程度に達することとなり、カタストロフィックな破壊に至る可能性がある。これに対して、エクスパンダーサイクルでは燃焼室を冷却したガスをタービン駆動ガスとして利用しており、燃焼室の混合比が変化してもタービンガス温度に与える影響は小さく、本質安全なエンジンサイクルといえる(図3)。

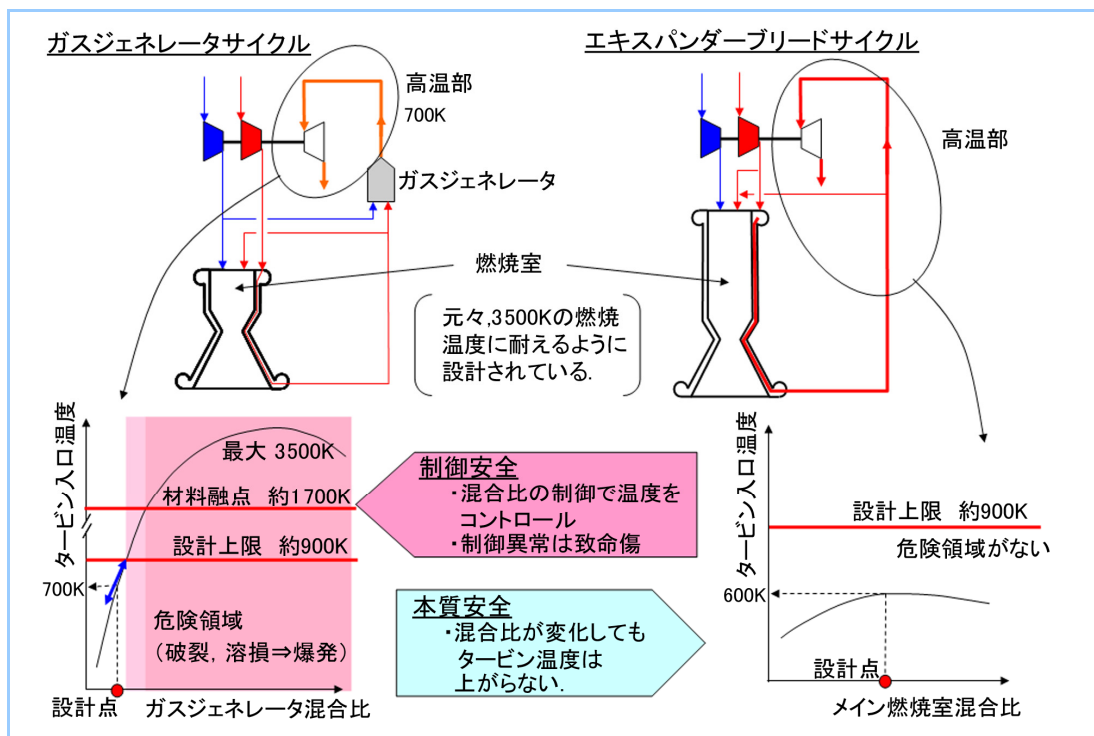


図3 タービン駆動ガス比較

(5) エンジンの大推力化

副燃焼室でタービン駆動ガスを発生させる方式では、エンジンの推力を副燃焼室のパワーでコントロールしており、副燃焼室の燃焼ガス流量を増加させることで比較的容易に大推力化することが可能である。また、エキスパンダーブリードサイクルでも燃焼室を大型化し、タービン駆動に必要な吸熱量を得ることにより、200ton 程度の大推力化に対応できることがこれまでの検討で示されている。一方、フルエキスパンダーサイクルでは、タービン駆動ガスを燃焼室へ戻していることからポンプ吐出圧力が増加し、タービン駆動に必要な吸熱量を得るための燃焼室が非常に大型となり現実的でないものとなる。

以上より、エキスパンダーブリードサイクルは、シンプルで自律的に始動する本質安全なエンジンであり、かつ大推力化も可能なエンジンサイクルといえる。

2.2 2段エンジン開発

図4にエキスパンダーブリードエンジンの歴史を示す。エキスパンダーブリードサイクルが適用・実用化されたエンジンは、H-II ロケットの2段エンジンのLE-5Aが世界で初めてであるが、その前身のLE-5の開発時にその実現可能性がすでに見出されていた。

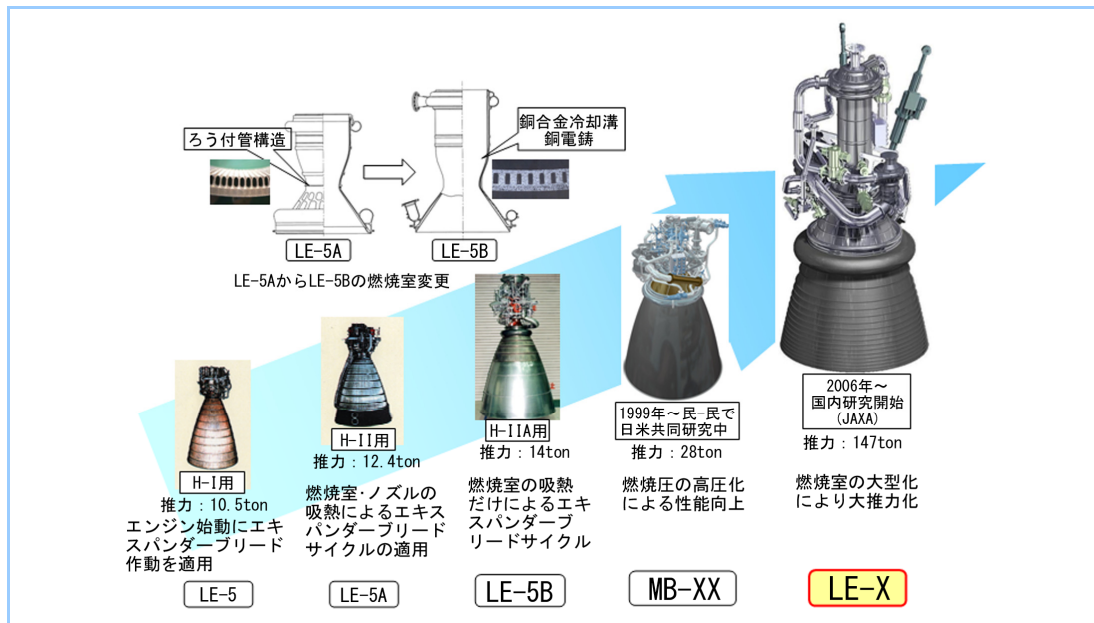


図4 エキスパンダーブリードエンジン開発の歴史

(1) LE-5 エンジン

LE-5 エンジンには、日本初の液体酸素／液体水素を推進薬とするロケットエンジンで、エンジンサイクルにはガスジェネレータサイクルが採用された。ガスジェネレータサイクルでは、エンジンパワーをある程度立ち上げた後で副燃焼室を作動させガスジェネレータサイクルへ移行する必要があり、同じサイクルの J-2 エンジン(サターンロケット第3段エンジン)や RS-68 エンジン(デルタIVロケット1段エンジン)ではエンジン立ち上げのためにスタータ(高圧スタートタンク方式、火薬式など)を使用している。LE-5 では、エンジンシステムの簡素化からスタータを持つことはせずに、燃焼室を冷却した水素ガスでタービンを駆動し、主燃焼室のパワーがある程度立ち上がった後に、副燃焼室を作動させて定常作動へ移行する方式がとられた。つまり、エンジン始動時にはエキスパンダーブリードサイクルを用い、エンジン立ち上がり後にガスジェネレータサイクルへと移行する方式を採用した。ガスジェネレータサイクルの始動にエキスパンダーブリードサイクルを採用することは世界初の試みであった。

LE-5 の開発では、エキスパンダーブリード始動からガスジェネレータ作動へ移行する始動シーケンス確立に時間を要したため、先行して燃焼室の耐久性を確認するため、ガスジェネレータを作動させないエキスパンダーブリードサイクルでの燃焼試験が実施された。LE-5

で採用していたろう付け管構造燃焼室による吸熱だけではエンジン推力に必要なタービン駆動のための十分な熱量は得られず、推力、性能とも低いものであったが、日本独自のエキスパンダーブリードエンジンの誕生へと繋がるステップとなった。

(2) LE-5A エンジン

LE-5 エンジンでのエキスパンダーブリード作動の結果から、十分な吸熱が確保できれば所定の推力・性能が出せると考え開発されたのが LE-5A エンジンである。LE-5A エンジンでは、ろう付け管構造の燃焼室とろう付け管構造のノズルスカートで冷却し高温となった水素ガスでタービンを駆動する方式を採用し、定格推力、必要性能を達成することができた。

(3) LE-5B エンジン

LE-5B では、ろう付け管構造燃焼室から銅合金冷却溝方式の銅電鋳による燃焼室に設計変更し、燃焼室だけでタービン駆動に必要な吸熱を確保する方式に変更した。これによりエンジンシステムが簡素化され、ノズルスカートのない状態でのエンジンシステム試験が可能となった。これにより、ノズルスカートを装着して実施する高真空試験設備での試験だけでなく、ノズルスカートを取り外して比較的安価な大気圧下でのエンジン燃焼試験も可能となり、開発費を大幅に削減することができた。また、燃焼室のろう付け管構造を廃止し、ノズルの構造を簡素化することでエンジンのコスト削減を実現することができた。

さらに、LE-5B エンジンでは、100%推力の定格作動だけでなく、60%スロットリング、30%スロットリング及び、タービンを駆動しないタンクヘッド圧力だけの極低推力(3%)のアイドルモード作動の能力を実証し、エキスパンダーブリードサイクルの広範囲での安定した作動能力を実証した。

(4) MB-XX エンジン

ロケットエンジンは燃焼室スロートで超音速となった燃焼ガスを末広ノズルでさらに増速させて推力を得ており、ノズル出口面積とスロート面積の比(膨張比)を大きく取ることで性能(ISP)が上昇する。エキスパンダーブリードサイクルでは ISP の観点では2段燃焼サイクルやフルエキスパンダーサイクルに比較して劣ることから燃焼圧を増加させ、燃焼室スロート面積を小さくすることで膨張比を増加させて性能を上げることを目指して MB-XX の開発がスタートした。MB-XX では燃焼圧を LE-5B の 3.6MPa から 14MPa に上げ、ISP 向上の目処を得ている。このエンジンは米国 Pratt & Whitney Rocketdyne (PWR)社と当社が民間共同開発を進めているもので、PWR 社製の液体水素ターボポンプ(FTP)と当社製の燃焼器、液酸ターボポンプ(OTP)を組合わせたエンジンシステムデモ試験を、2005 年の田代試験場で実施し、良好な作動と所定の推力・性能の目処付けを完了している(図5)。

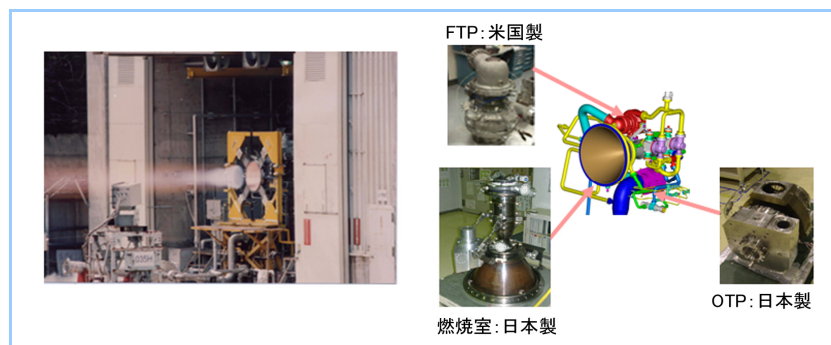


図5 MB-XX システムデモ試験

3. ロケットエンジンの高信頼化の取り組み

ロケットエンジンはその過酷な熱・圧力・振動環境のため、ロケットの中でも最も故障の発生しやすいコンポーネントである。次期基幹ロケット用の1段エンジン LE-X では以下のアプローチで信頼性を桁違いに向上させる活動に取り組んでいる。

- 故障に強いエンジンサイクルの採用

これまでに紹介した日本独自のエキスパンダーブリードサイクルを大推力化させ1段エンジンに適用する。

- 設計段階での信頼性の作りこみ

図6に示すように、H-IIA ロケットでは量産使用段階に入ってから、機体に使用している弁(バルブ)に不適合が多発した。これに対して、製造管理の徹底による品質向上(SV100作戦)、設計における信頼性向上に順次取り組み(バルブタスクフォース活動)を行い、不適合を激減させるなどの成果を上げてきた。LE-X ではこれを発展させてエンジン全体に適用する計画である。

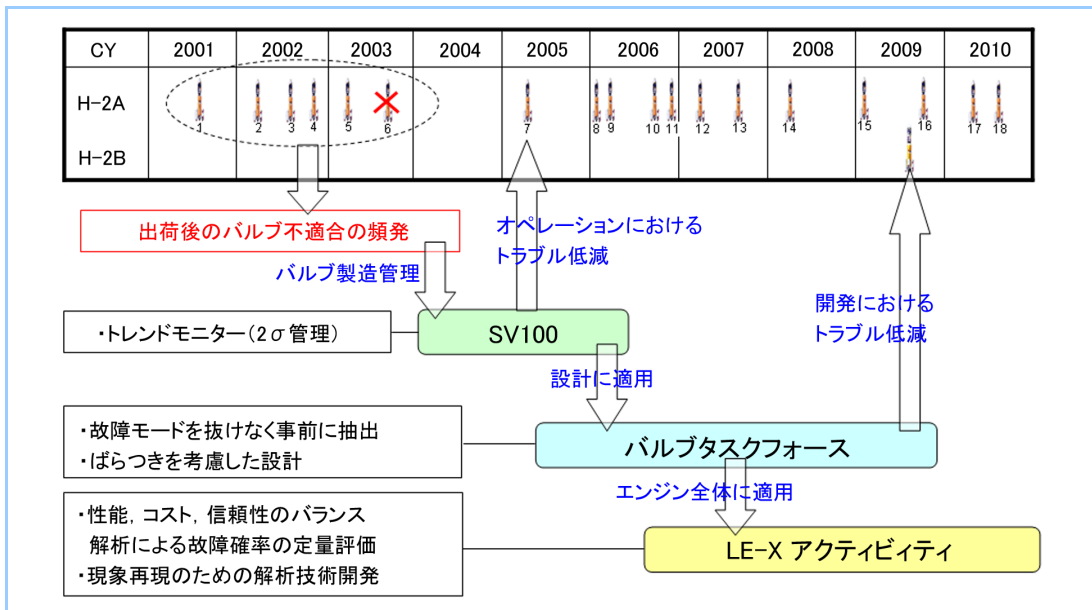


図6 ロケットエンジンの高信頼化の取り組み

3.1 製造品質の向上活動(SV100 作戦)

初期の H-IIA ロケットでは、工場から出荷しロケットに組み付けられた後のバルブの不適合が頻発していた。設計は完了して量産に移行しているフェーズであったため、工場での製造品質を徹底的に管理することで、射場での不適合を削減させる活動を開始した。この活動では、バルブの重要特性値管理(2σトレンド評価)により、出荷品質(初期品質)の向上を図った。バルブの機能に重要な特性値(漏れ量, 作動タイミングなど)を記録・管理し、2σ範囲を超えるものは、何らかの異常の兆候と捉え、必要な点検・技術評価を実施して出荷させることとした。この活動により、射場での不適合は激減し、H-IIA の7号機以降の連続打上げ成功に貢献している。

3.2 設計品質の向上活動(バルブタスクフォース)

製造品質向上活動に引続き、設計品質を改善することを目的に、バルブ高信頼化タスクフォース活動(JAXA 契約工事)を開始した。この活動では、H-IIB ロケット用の3種類の新規バルブ開発に、以下を取り入れた高信頼性設計(フロントローディング設計)を適用した。

- 品質工学的アプローチ (Quality Function Deployment: QFD, Failure Mode and Effect Analysis: FMEA, Event Sequence Diagram: ESD)を導入することで、性能だけでなく、製造性、運用性も含めて要検討事項を網羅的に抽出。
- 要素解析, 要素試験などによる現象のメカニズムの把握・定量化を徹底し、製造のばらつきを考慮しても確実にクライテリアを満足する設計を実践。

これにより開発中のトラブルはH-IIA に比べて激減し、初号機の打上げ作業においてもノートラブルで On-time 打上げをサポートすることができた。また、製造現場からも非常に製造しやすくなったと好評である。

3.3 次期基幹ロケット用1段エンジン LE-X の開発

LE-X では、バルブタスクフォースで採用した高信頼性設計手法をさらに発展させてエンジン全体へ適用することを目指している。現在エンジンの概念設計を終了し、実機大燃焼器の開発(平成 25 年度の実証試験予定)に着手した。その中で高信頼設計プロセスの試行を行うとともに、これを実現するために必要な解析技術開発及び要素試験による検証を実施中である。

3.3.1 高信頼性設計への取り組み

LE-X エンジンにおける高信頼性設計の取り組みを図7に示す。これは以下に示す新しい3つのアプローチより成る。

(1) 性能, コスト, 信頼性のバランス(図7左の図)

エンジンの燃焼圧やタービン入口温度といった主要な制御因子に対する, ①性能, ②コスト, ③ばらつきを考慮した制約条件に対する余裕度の応答から, 最適化手法を用いて各制御因子を最適化する。これにより性能・コスト・信頼性のバランスの取れたエンジン基本仕様を定める。

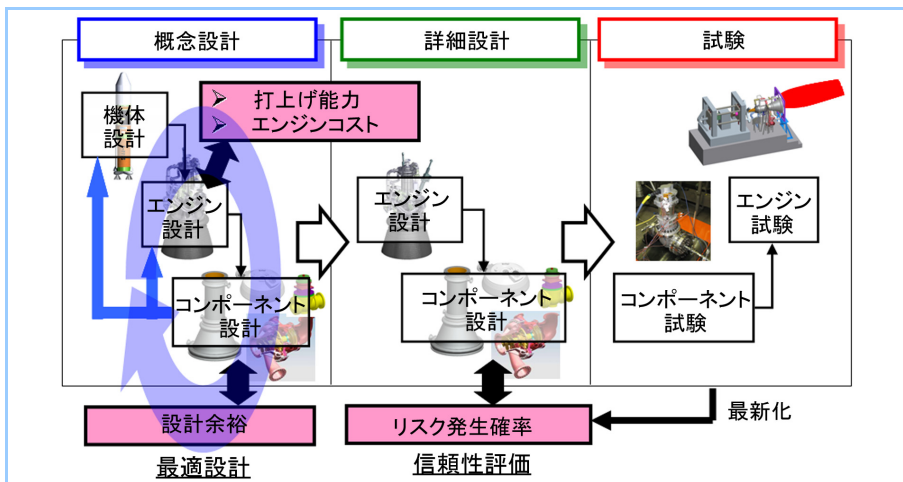


図7 LE-X における高信頼性設計プロセス

(2) 定量的信頼度評価(図7中央の図)

従来のエンジンの信頼度は試験による実証信頼度として算出していた。これに対し, 主要な故障モードに対する故障確率を, 荷重, 寸法, 材料特性などのばらつきを考慮した解析で算出する(図8)。故障確率は, FEMなどの設計解析を使用し, FMEAに記入されている因子のばらつきを考慮して, 故障が発生する確率を信頼度計算手法(PDA)を用いて算出する。この場合, 設計解析の精度向上が重要であり, LE-X の開発では要素試験による検証も含めて解析技術開発に取り組んでいる。

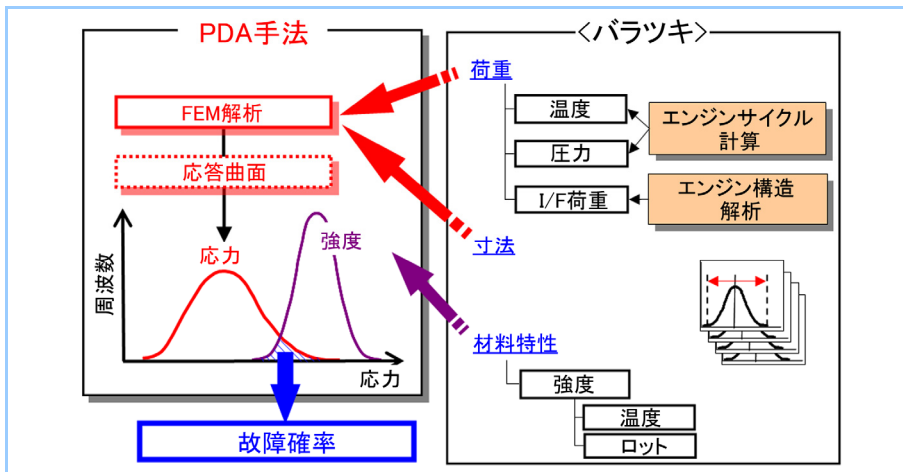


図8 解析による故障確率の算出

(3) 試験による信頼度の検証(図7右の図)

上記設計故障確率を要素試験結果及びエンジン試験結果で検証し更新することにより、故障確率の推定精度を向上する。

3.3.2 大型燃焼器の開発

エキスパンダーブリードサイクルによる大推力エンジンを成立させるにはエンジンパワーを決定するターボポンプのパワーの確保が重要な課題となる。このため、LE-X エンジンの成立性のkey 技術となるのが、

- ・ タービン駆動ガスを高温化するために燃焼器の吸熱技術・製造技術(大型化)
- ・ 水素ターボポンプのタービンの高性能化

であり、現在、上記2コンポーネントの研究を中心として研究開発を進めている。JAXA 主導の下、当社は燃焼器を、IHI(株)は水素ターボポンプを担当している。

燃焼器の計画を図9に示す。この開発では、3.3.1項の高信頼性設計への取り組みを適用するとともに、新たな製造技術も取り込み、信頼性向上とコスト低減の目処付けを行う。

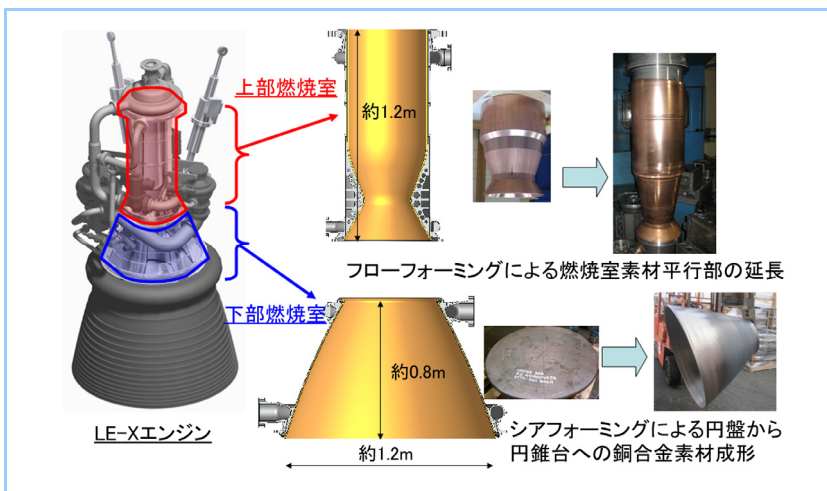


図9 大型燃焼器の開発

従来、燃焼そのものに関わる評価は経験や実験、あるいは実機の燃焼試験結果に負うところが大きかったが、LE-X では当社及び JAXA が開発した種々の解析技術(図10)をエンジン設計に適用することで、短期間かつトラブルの少ない開発を目指している。現在までに、燃焼器の設計はほぼ完了し、製造のための素材手配、治工具設計を開始しようとしている段階である。

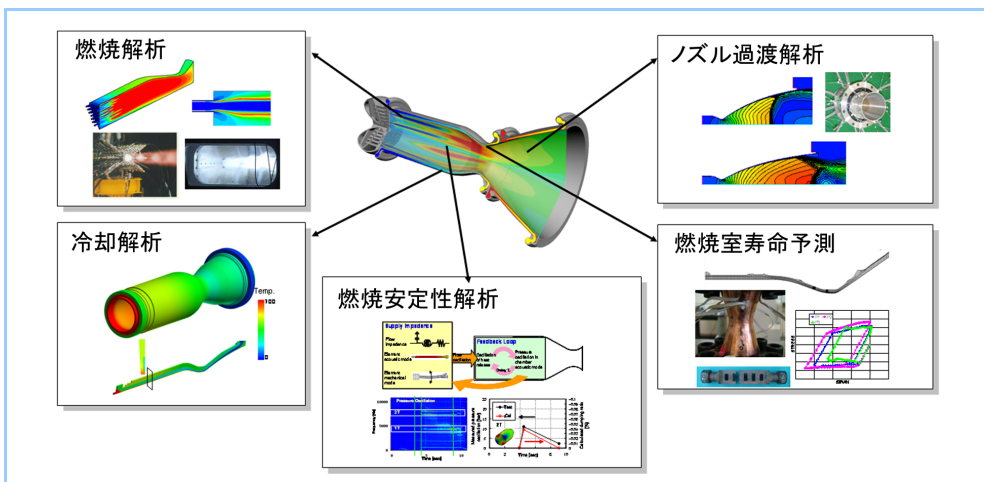


図10 燃焼解析技術の開発

4. まとめ

日本の実用液体ロケットエンジンの開発は、米国からの技術導入からスタートし、純国産化の道を通して国内の独自技術を蓄積し、現在では海外と肩を並べるレベルに到達している。また、その過程で、日本独自のエキスパンダーブリードエンジンという世界をリードする技術も手にした。これらの技術の集大成である LE-X エンジンでは、さらに信頼性設計の技術に磨きをかけて、世界一のエンジンを目指していく。

参考文献

- (1) Ryuichi Sekita, The LE-5Series Development, Approach to High Thrust, High Reliability and Greater Flexibility, AIAA2000-3453
- (2) Yojiro Kakuma, Masaaki Yasui, Tadaoki Onga, LE-5B Engine Development, AIAA 2000-3775
- (3) Akihide Kurosu, LE- X - Japanese Next Liquid Booster Engine-, AIAA 2008 - 4665
- (4) Hideo Sunakawa, Akihide Kurosu, Overview of LE-X Research and Development, ISTS2011
- (5) William Sack, LE-X Prototype Main Combustion Chamber Development Progress, ISTS2011
- (6) 藤村威明ほか, 液酸・液水ロケットエンジン(LE-5)の開発, 日本機械学会誌 Vol. 90 No. 822