

高信頼性を実現するロケットエンジン 用機器の設計技術

Design Methods for Highly Reliable Rocket Engine Components

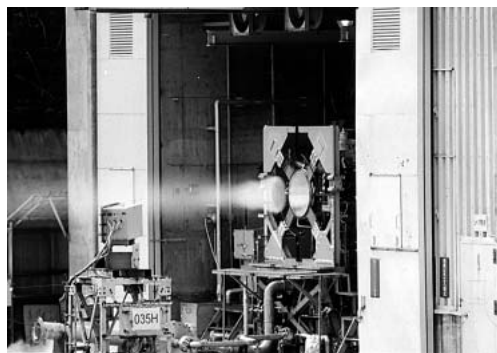
吉川 公人*1
Kimihiro Yoshikawa

小河 原 彰*1
Akira Ogawahara

宮川 和 芳*2
Kazuyoshi Miyagawa

赤 澤 公 雄*3
Kimio Akazawa

稲 田 満*4
Mitsuru Inada



現在国内・国外を問わずロケットエンジンに要求される最も大きな課題は高い信頼性である。高い信頼性を得るためにはその基盤としてエンジンシステム及び構成機器の特性を定量的に評価・予測できる技術が必須であり、近年我々はこの実現に取り組んでいる。本論文ではこれら取り組みの内、実際の開発に適用し効果をあげた代表的な例を紹介する。

1. は じ め に

世界のロケット打上げの失敗原因の約6割から7割はロケットエンジンを含むロケットの推進系に起因する不適合⁽¹⁾である。日本の場合も、H-II、H-II Aロケットの打上げ失敗はいずれも液体、固体のロケットエンジンに起因する不適合であり、ロケットエンジンの信頼性がロケットの信頼性を左右するといっても過言ではない。

このためロケットエンジンの信頼性を向上する取り組みが世界的に行われているが、その基盤として、エンジンシステム及びシステムを構成する機器の特性・作動を定量的に評価・予測できる設計技術が必要となる。

本報ではこのロケットエンジンシステム及び構成機器の作動を評価・予測するための設計技術の内、当社が取組んできた代表的な技術に関する概要とその適用例について報告する。

2. 高信頼化に必要な設計技術と取り組み

高信頼設計とは一般に“システムに内在するリスクを設計段階で把握しその分布を制御すること”と定義される。これはもう少し平易な言葉に言い換えると、“システム内で機器・要素の機能が適正に配分され、過大な要求や過度に弱い箇所を持たず、想定しうる全運転範囲に対し安定して作動するシステムを設計すること”であり、その設計フローは図1のようになる。

この設計フローを実現するためには、その基盤として以下の二つの設計技術が必要であり、当社は社内研究でこれらの構築に取り組んでいる。

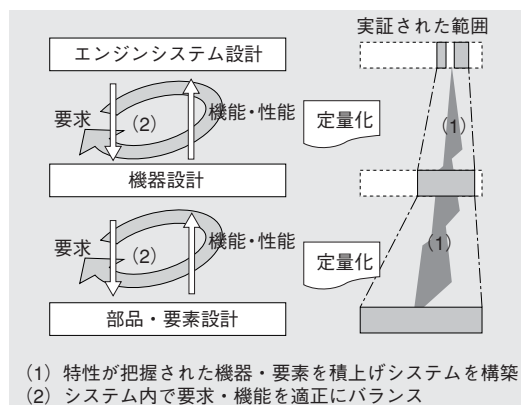


図1 高信頼設計フロー

- ① システムを構成する機器・部品の特性が定量化され、その挙動・特性分布（ばらつきを含む）・作動限界が定量的に予測・評価できること。
- ② それらを組み合わせたシステム（エンジン）全体の作動が予測（シミュレート）でき、システム内各要素の相関が定量的に把握できること。

3. 高信頼設計に必要な設計技術の構築例

高信頼化に向け当社が取組んできた代表的な設計技術構築の例として以下に関する取り組みを紹介する（図2）。

- (1) エンジンシミュレータの開発
- (2) 燃焼器設計ツールの構築
- (3) 液体酸素ターボポンプ開発

3.1 エンジンシミュレータの開発

高信頼設計技術の核となるのがシステム全体の作動を解析・予測するためのエンジンシミュレータである。このエンジンシミュレータはVISREC（Visual

*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

*2 技術本部高砂研究所ターボ機械研究室主席

*3 技術本部高砂研究所制御・システム研究室主席

*4 技術本部高砂研究所流動・燃焼研究室主席

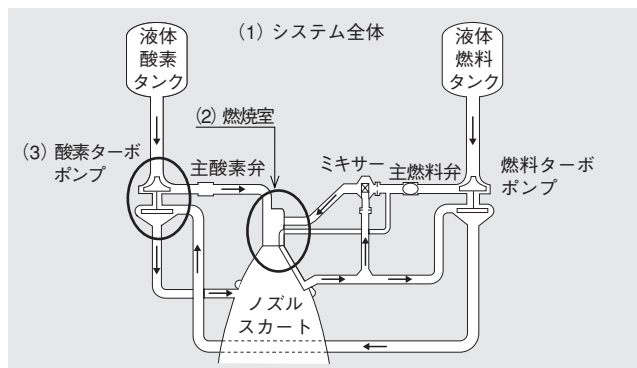


図2 代表的なエンジンシステム エキスパンダブリードサイクル。

Integrated Simulator for Rocket Engine Cycle) と呼ばれており、1999年から開発に取り組み、現在では解析精度・操作性ともに世界でもトップレベルに達している。VISRECの開発の歴史を図3に示す。

VISRECは一次元の流体と熱の流れを、厳密な流体物性を用いて時間依存で解くもので、質量保存とエネルギー保存則を解く“ノード”と呼ぶ要素と、運動量保存則を解く“リンク”と呼ぶ要素との組み合わせでシステムをモデル化する。こうしたモデル化や解析の基本部分は社内開発の熱流体汎用シミュレーションプログラム PRANET⁽²⁾をベースとしている。これに、燃焼室やターボポンプなどロケットエンジン特有の要素モデルを追加するとともに、ロケットエンジンに使われる推進剤である水素及び酸素の物性を組み込むことにより、汎用的なロケットエンジン解析ツールを実現させている。

VISRECはまた、各種算術及び論理演算要素、積分要素やPID演算要素を内蔵しており、これらと熱・流体要素を組み合わせることにより、バルブの機構動作や制御ロジックも組み込んだ解析が可能となる。

VISRECのもう一つの特徴は、グラフィックインターフェースを利用した操作性の良さである。ユーザはライブラリーから要素を画面上に置き、これをつなぐことにより簡単かつ自由に流体及び熱の流れを定

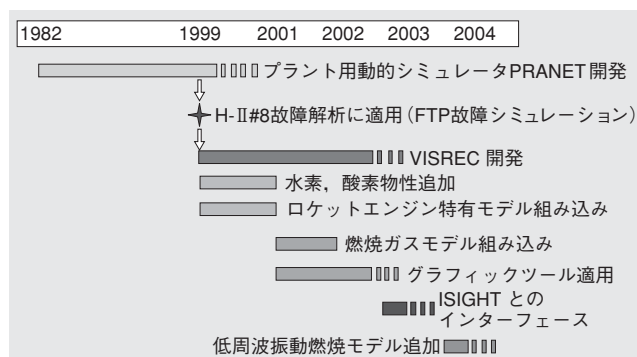


図3 VISREC開発の歴史

義できる。さらに各要素が設計情報を格納しており、画面上で要素をクリックすることにより入力・編集が可能である。つまり視認できるエンジンシステムそのものが解析モデルであるため、モデル化時間を大幅に短縮可能であるとともに入力ミスを防止することにもなる。

VISRECは既存のエンジンに適用され、その過渡特性予測に成果をあげている。また将来型エンジンのトレードオフにも適用されている。図4に燃焼器単体試験におけるエンジンのモデルを、図5に同試験における解析と試験データとの比較を示す。この試験は燃焼器への推進薬の供給をターボポンプを用いずに設備の高圧タンクから行うもので、燃焼器単体の先行開発として実施したものである。高圧で推進薬を供給するため時間に対する流量の変化率が大きく、解析としては難しい部類に入るが、ほぼ試験データに一致する解析結果を得られていることが分かる。

今後実際の解析を通して更なる解析精度の向上、解析時間の短縮のための改良を進めるとともに、次項に示す燃焼解析ツールのようなコンポーネントの設計計算から得られる予測特性を自動的に取り込めるよう統

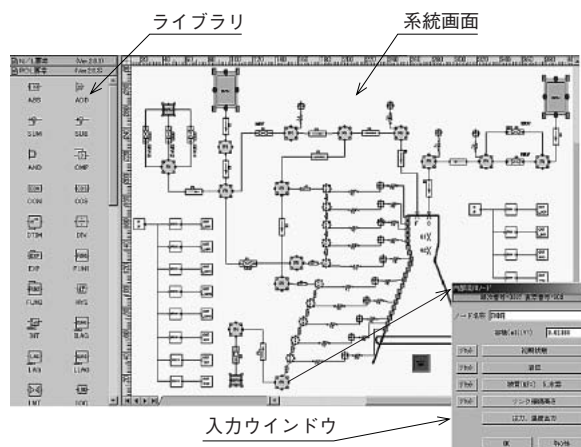


図4 エンジンモデル例 燃焼器単体試験。

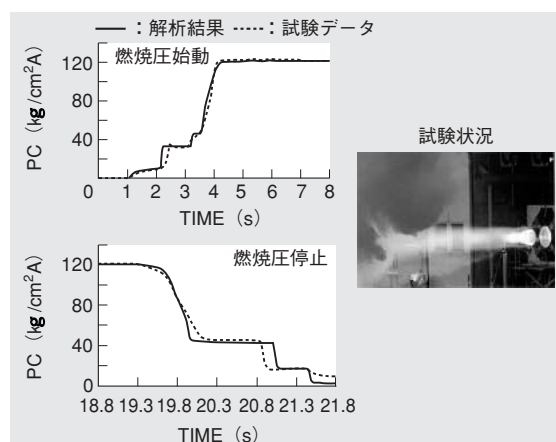


図5 解析結果例 燃焼器単体試験。

合化を進めて行く計画である。

3. 2 燃焼器設計ツールの構築

ロケットエンジンを構成する機器の中で、最も重要でありながら現象の定量化・モデル化が難しいのが燃焼器である。図6にロケットエンジンにおける燃焼現象の模式的な説明と技術課題を示す。

これらに対して我々が適用してきた従来の設計手法の多くは一次元の簡易解析あるいは経験式に基づくもので、精度あるいは適用範囲の面で十分ではなかった。今までは新しいエンジンの燃焼器を作る場合、これら経験式を外挿して設計・試作し、問題点が生じたら改良するというトライ・アンド・エラーに近い状態であり、エンジン開発の中で大きなリスクを負う部分となっていた。エンジン全体の信頼性を向上させるために、これらのすべての課題に対して定量的な評価が可能な解析ツールを実現すべく開発を進めている。開発のアプローチを図7に示す。

(1) 液ガス燃焼の高効率化

通常酸素は液体、水素は気体の状態（超臨界で動作するエンジンもあるが、その場合でも圧縮性の面ではこの表現に近い）で噴射され、酸素が微粒化され拡散混合燃焼する。これを解析的に再現するため

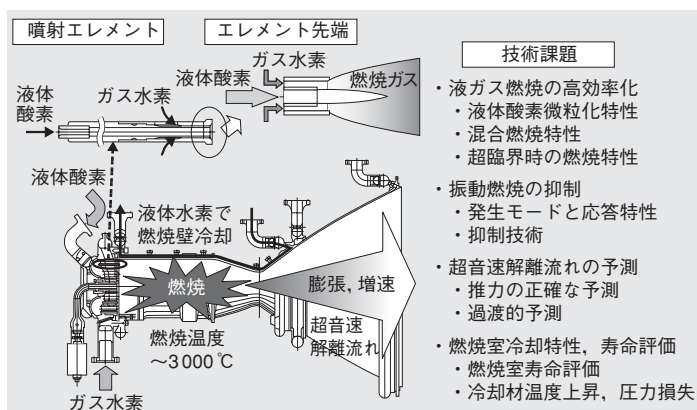


図6 ロケットエンジン燃焼器の特徴と技術課題

に、微粒化モデルを組み込んだ燃焼CFD解析手法を開発している。また、微粒化自体が複雑な現象であるため、単一エレメントを用いた微粒化及び燃焼実験により解析を検証するためのデータ取得を進めている。

(2) 振動燃焼の抑制

振動燃焼、特に数kHz以上の周波数で発生する高周波振動燃焼は非常に大きな振動や燃焼ガス側の熱伝達率の上昇による燃焼壁の焼損を招くことから、最も注意すべき異常現象の一つであるが、同時に最も予測が困難な現象でもある。現在燃焼CFDと燃焼室音響解析を組み合わせた解析ツールの開発を進めており、現状定性的な傾向は試験結果と一致している。今後燃焼反応部分の精度向上を図るとともに、フィードラインの影響も考慮し、定量的安定性評価につなげて行きたい。

(3) 超音速解離流れの予測

3000℃を超える高温のために燃焼室内で解離したガスはスロートを通過後、膨張による温度低下で再結合しようとするが、一部は反応完了前にノズルから放出されてしまう。

エンジンが発生する推力を正確に予測するために

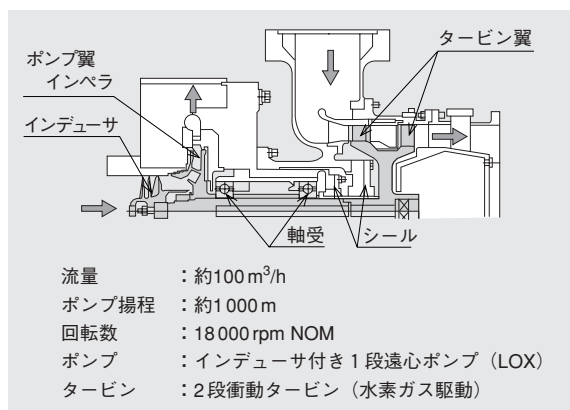


図8 液体酸素ターボポンプ

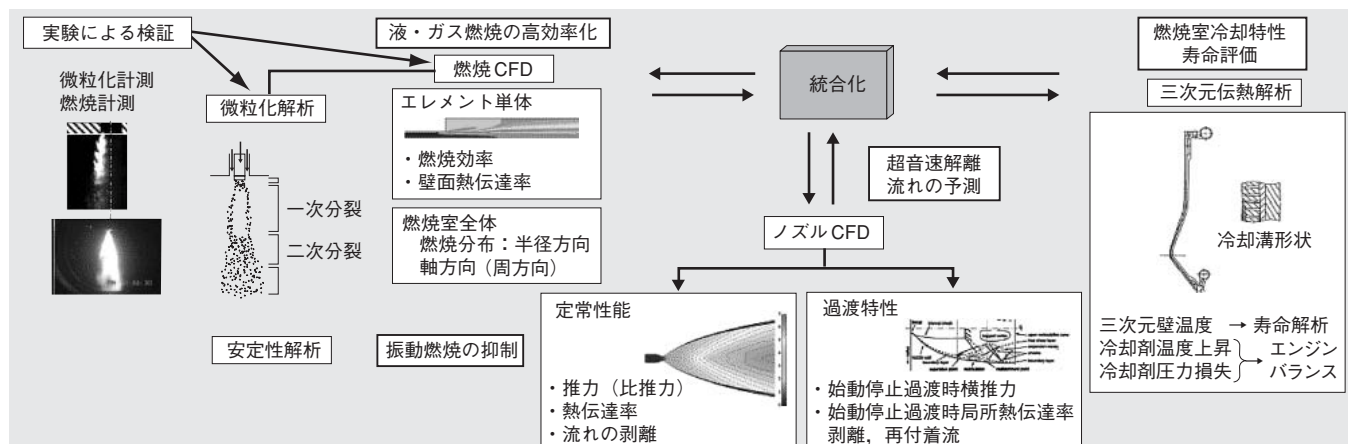


図7 燃焼器系技術課題に対する解析的アプローチ

はこの一連の化学反応を含む超音速流れを解析する手法を開発する必要がある。また、過去のエンジンでは始動・停止過渡における一時的な流れの剥離・再付着がエンジンの振動増加やノズル壁の熱負荷増加の原因となったケースもあり、過渡現象に対する解析も必要である。いずれも達成の目処は得ており、実際のエンジンデータによる検証と精度向上を進めている。

(4) 燃焼室冷却特性、寿命評価

燃焼室は3000℃で百数十気圧の燃焼ガスに耐えるため液体水素により冷却されている。そのため燃焼壁には大きな熱歪みが発生し、多くの場合はこの部分がエンジン全体の寿命を支配している。したがって燃焼室の寿命予測精度を向上させることがエンジン全体の高信頼化につながる。そのためには燃焼ガス側の熱伝達率の予測精度の向上が重要である。解析は燃焼CFDの開発を通じて検証と精度向上を図ってゆく計画である。ただし、現状では検証データが十分ではないため、サブスケール燃焼器等によるデータ取得を検討中である。

3.3 液体酸素ターボポンプ開発^③

燃焼器と並んでエンジンの性能に大きな影響を及ぼすもう一つの機器が、推進薬である液体酸素／液体水素を昇圧して燃焼器に送り込むターボポンプである。ターボポンプはそれ自体が、ポンプ／タービン翼や軸受、シールなど様々な機能部品からなるシステムであり、信頼性の面からはエンジンシステムの中での機器としての最適化に加え、ターボポンプ自身の内部最適化・高信頼化も大きな課題となる。このため、液体酸素ターボポンプを題材に各要素部品特性の定量化とターボポンプシステムとしての最適化を試みた。

開発したターボポンプの概略形状と仕様を図8に示す。

ターボポンプではポンプ翼（インペラ）を出た流れの一部がインペラ背面に設けられたバランスディスクと呼ばれるタービン、ポンプの軸方向推力を吸収する機構に流れ込む。その一部は更に軸受室へ流れ込み軸受を冷却した後、バランスホールからインペラ入口へ戻る（図9）。この流れは、二次流れ（軸受冷却流れ）と呼ばれ軸受・シールの冷却はもとよりシール差圧、軸方向推力の吸収能力、ポンプ翼性能等ポンプの様々な性能に影響を与える。設計では、CFDを用いて二次流れの分布をモデル化（フローネットワーク）し、更に感度解析を行って性能・マージンをバランス良く配分できるよう各部の形状・寸法を決定した。またこれらを組み込んだターボポンプ全体の動解析シミュレータを構築、各種作動条件下でのポンプの定常・過

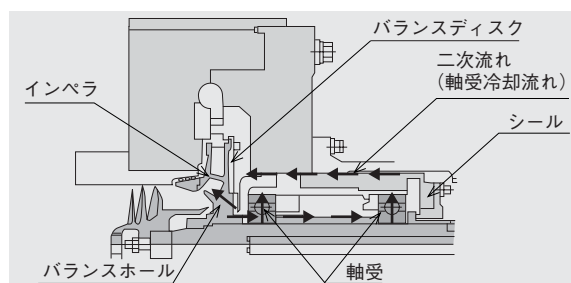


図9 ポンプ二次流れ（軸受冷却流れ）

渡シミュレーションを設計段階で行って、ポンプトータルの作動に問題がないことを事前に確認した。その結果実際の試験では短期間でトラブルなく定格運転を達成することができた。

構築したモデルは、今後3.1項で構築しているエンジンシミュレータに統合することで、ポンプ内の主要パラメータとエンジンシステムとの相関を把握することが可能となる。

4. ま と め

ロケットエンジンの高信頼化を実現するため、当社が取り組んでいる設計手法構築の概要を述べた。燃焼器、ターボポンプ等の主要機器特性の数値モデル化、エンジンシミュレータ構築等により、エンジンの作動を定量的に予測する技術の基礎を構築できた。今後は各モデルを精査するとともに更に全体を統合化してファインアップしエンジンシステムの中で各要素・機能をバランスさせていく活動に取り組んでいく。

参 考 文 献

- (1) I-Shih Chang, Investigation of Space Launch Vehicle Catastrophic Failures, Journal of Spacecraft and Rockets Vol.33 No.2 (1996)
- (2) 赤澤ほか, “ロケットエンジン過渡時動的挙動解析技術の開発”, 三菱重工技報 Vol.39 No.1 (2002)
- (3) 宮川ほか, “高性能液酸ターボポンプの開発”, 平成16年度ターボ機械協会総会講演会



吉川公人



小河原彰



宮川和芳



赤澤公雄



稲田満