

高頻度再使用宇宙輸送システムの研究

—ロケットエンジンリアルタイム故障判定に関する取り組み—

丸祐介, 野中聡, 竹内伸介, 志田真樹, 八木下剛, 山本高行, 伊藤隆,
成尾芳博, 小川博之, 川崎繁男, 小林雄太, 吉田賢史 (ISAS/JAXA),
森初男, 水越紀良, 大貝高士 (IHI), 中上禎章 (東大院),
水谷忠均 (ARD/JAXA), 岡崎慎司 (横国大)

1. はじめに

スペースシャトルが退役し、世界で実用に供されている宇宙輸送システムは全て使い捨てとなった。スペースシャトルには、機体を再使用することで輸送コストを下げ、宇宙活動のしきいを低くすることが期待されたが、結果的にはそうはならなかった。その理由のひとつとして、スペースシャトルは再使用できるように作られていたが、これを高頻度に運用できるようにはなっていなかったことが挙げられる。もともとスペースシャトルの飛行間隔（宇宙から戻ってきて、再び同機体が宇宙へ行くまでの期間）は、最短1週間を目標にしていたようであるが、最も高頻度に運用された年で約10回の飛行（複数機合わせて）であり、2度の事故のあとは、せいぜい年4~5回となってしまった。その他の要因も含めた結果として、一回あたりの輸送コストは使い捨てのものよりもかえって高くなってしまっている結果となった。

宇宙利用を一般大衆のものとするべく宇宙輸送コストを大幅に下げるには、再使用のシステムを構築する必要があるが、スペースシャトルの反省点を踏まえると、単に機体を再使用できるだけでは不十分であり、これを高頻度に運用するための技術やしきいを整えておく必要がある。このような考え方のもと、我々は宇宙輸送機が高頻度に運用される未来を想像し、そこに辿り着くために必要な、またそのような未来で必要な技術やしきいを研究している。本稿では、研究の背景を述べた後、ヘルスマonitoringシステム研究の一環で実施している、ロケットエンジンのリアルタイム故障判定に関する取り組みについて紹介する。

2. 高頻度再使用宇宙輸送システム

2.1 なぜ再使用か？

アメリカでは、スペースシャトル退役後のLEOまでの輸送システムは民間主導で開発されており、民間の技術やしきいによってロケットのコストの低減が図られている。しかしながら、民間のやり方をもってしても、輸送コストは現在のせいぜい半分程度にしかならない。一方、日本ロケット協会が過去に行った検討では、宇宙旅行事業および太陽光発電衛星による電力供給事業を経済的に成立させるためには、宇宙輸送コストを現在の1/100まで下げる必要性が示されている。このような大幅なコスト低下は、使い捨てロケットでは実現できない。自動車や航空機など他の輸送機関では当然のことであるが、機体を繰り返し再使用して、1回あたりの輸送コストを下げる必要がある。

2.2 なぜ高頻度か？

宇宙輸送の需要とコストは、いわゆる鶏と卵の関係であり、仮に再使用宇宙輸送機が実現されたとしても、低コストを維持するためには多くの需要が必要であり、また逆に、多くの需要を引きつけるためには低コストが必要である。この「多くの需要」が具体的に何であるかについては別の議論が必要であるが、再使用宇宙輸送システムを実現したい立場からすれば、飛行技術の意味で宇宙輸送機を再使用できるだけでは不十分で、これを高頻度に運用するための技術やしきいを整えておく必要がある。

2.3 なぜ水素か？

宇宙輸送システムの完成形の1つは、単段式宇宙輸送機 (Single-Stage-to-Orbit; SSTO) である。SSTOの実現には様々な技術的ハードルがあるが、推進剤としては、その推進性能の良さから液体水素/液体酸素の組み合わせを用いることになるであろう。現在の使い捨てロケットでも、大量の液体水素を消費しているが、高頻度に再使用される液体水素燃料の宇宙輸送機が実現した場合、これまでとは比べものにならないほど大量の液体水素の供給能力が必要となる。再使用宇宙輸送機を高頻度に運用するためには、大量の液体水素が供給可能な社会となっている必

要がある。幸いなことに、次世代の持続可能なエネルギーとして水素を利用する社会（水素エネルギー社会）を目指す動きがある。我々は、この水素エネルギー社会を目指した動きと接点を持ち、相互に刺激できる活動を進めていきたいと考えている。

3. 研究の目的とアプローチ

我々の究極の目的は、宇宙利用の一般大衆化であり、そのために、高頻度に運用される再使用宇宙輸送システムを実現したい。上述したように、高頻度再使用宇宙輸送システムの実現のためには、宇宙往還飛行の技術だけでなく、高頻度に運用するための技術やしくみが不可欠である。スペースシャトルは、部分的ではあるが再使用を現実のものとした宇宙機であり、宇宙往還飛行の技術の観点では高度なシステムであったが、高頻度に運用するための技術やしくみが結果的に未成熟であった。本研究では、宇宙往還の技術と高頻度運用の技術の両面において、技術課題を抽出し、課題の研究を進める。また、再使用ロケット実験機（RVT）をテストベッドとして用い、研究した技術のシステム実証を行うことを計画している。

現在、我々が取り組んでいる主な課題を以下に示す。

- 高頻度運用の技術
 - 地上運用自動化
 - リアルタイム・シミュレーター
 - ヘルスモニタリングシステム
 - 推進・エネルギー統合システム
 - 効率的に再使用可能な断熱材
- 宇宙往還の技術
 - 耐熱複合材を用いた無冷却高度補償ノズル
 - 極低温推進剤管理技術
- RVTをテストベッドとするシステムレベルでの実証試験

4. ヘルスモニタリングシステムの研究

表1に、従来の使い捨て輸送機と再使用輸送機における、状態計測・監視の考え方を比較する。従来の使い捨てロケットにおいては、飛行中に故障を検出したとしても対処の方策がないため、ヘルスマニタリングという観点はなかった。ただし、フライト評価、開発データの意味で状態データの計測は望まれているが、重量の制約が優先され計測点数は限られていた。これに対し再使用宇宙輸送機では、飛行中に異常が発生した場合は、これを検出してアボートに移行することが本質的に求められる。また、飛行間隔を短くする、つまりクイックターンアラウンドを実現するためにも、機体構成要素の状態やそのトレンドを監視することが必要にある。そのため、再使用宇宙輸送機では、使い捨てロケット以上に多くの計測点数が必要となる。ただし、使い捨てロケット同様、重量の制限は厳しいので、これを搭載可能な軽量なシステムで実現する必要がある。

再使用宇宙輸送機におけるヘルスマニタリングシステムの構築にあたっては、下記の3つの観点で考える必要がある。

1. 何をモニタリングするか？
2. どのように異常を判定するか？
3. 望まれるヘルスマニタリングを実現するためのハードウェア

表1 使い捨てと再使用宇宙輸送機におけるヘルスマニタの考え方.

	従来の使い捨て	再使用型・有人
システムの特徴	故障確率を下げる設計 (単純な冗長化) 長期間のフライトオペ	故障許容 アボート クイックターンアラウンド
飛行中の計測の考え方	飛行中の故障に対処しない(できない, する必要もない)ので, フライト評価に必要な計測のみ	適切な処置を実施するために, システムの健全性を常に監視する計測システム(ヘルスマニタリングシステム)
計測システムに対する 制約・要求	・軽量化	・軽量化 ・状態監視を行うのに十分な計測点数
現状・課題	・センサ, ハーネスの重量を抑制するため, 飛行中の計測は必要最小限で我慢する	・従来の有線のセンサでは, ハーネスの重量がかさみ, 必要な計測点数を表現できない

1の「何をモニタリングするか?」については、我々は航空機の世界に学ぶことを行っている。再使用宇宙輸送機におけるヘルスマニタリングの目的は、飛行中および非飛行中にシステムの異常を検知し、然るべき対応をとることである。しかしながら、限られたリソースのなかで、効率的なヘルスマニタリングシステムを構築する具体的な対象や方法は、宇宙輸送機ではまだ明らかではない。そこで、航空機のモニタリングに学ぶことを考えた。現在は、航空機のヘルスマニタリング、さらにはモニタリングのさらに上位概念である整備プログラムを調査しているところである。近い将来に、これを宇宙輸送機に適用することで、宇宙輸送機の整備の在り方と、そこから必要なモニタリングの在り方を導出することを計画している。

3の「ヘルスマニタリングを実現するためのハードウェア」については、多数の計測を実現できる一方で軽量のセンシングシステムの候補として、(1)ワイヤレスセンサネットワークシステム、(2)光ファイバセンシングシステムに着目し、それぞれ研究に着手している。

最後に、2の「どのように異常を判定するか?」については、RVTの実験においてたくさんの運転データが蓄積されているRVTのエンジンシステムを対象とし、エンジンに関連する計測データからリアルタイムで異常を判別する手法を検討している。次節で、この検討状況について述べる。

5. ロケットエンジンのリアルタイム FDIR

5.1 目的と方針

上述したように、再使用宇宙輸送機では、飛行中に異常が発生した場合は、これを検出してアボートに移行することが本質的に求められる。飛行中の異常としては様々なものが挙げられるが、特にロケットエンジンの異常は、現在の使い捨てロケットの不具合要因としても頻度の高いものである。Space-XのFalcon9ロケットのフライトでは、9基のエンジンのうち1基の故障が検出され、これをシャットダウンして残り8基でフライトを行った、と伝え聞く。Space-X社がどのように異常判定を行っているか詳細はわからないが、我々は、このようなロケットエンジンの異常判定を、異常発生要因に依存しない方法で行うことを目的としている。ここで強調すべきは、ほぼリアルタイムで判定することが求められることである。ロケットエンジンの運転のような速い挙動を監視するために、手法の計算コストが十分に低い必要がある。また、リアルタイム性が求められるのは正常か異常かの判別であり、原因の推定は、程度はあるがポスト解析で行っても良いと考えられる。

このような背景を踏まえ、ロケットエンジンのリアルタイム異常判定ロジックとして、パターン認識手法の1つであるMTシステムの手法を用いることを考えた。MTシステム手法は、数値間の相関を考慮した基準データからの距離(ずれ・逸脱量)を数値化する考え方である。詳細は、例えば文献[1]を参照されたい。

5.2 方法

MT システムの考え方をロケットエンジンの運転状態へ適用する。ここで注意すべきことは、ロケットエンジンの運転状態は、動的・時変であることである。このため、以下の方針で手法を適用する；

1. 時々刻々の計測値と予測値の差を求め、エラーベクトルを定義、
2. エラーベクトルを統計処理してマハラノビス距離を求め、正常状態基準である単位空間を定義、
3. 単位空間からの距離で異常度判定。

■エラーベクトルについて

MT システム手法は、数値間の相関を考慮した基準データからの距離、すなわち、ずれ・逸脱量を数値化する考え方である。ロケットエンジンの運転状態へ適用するにあたり、まず、時々刻々の計測値と予測値の差をエラーベクトル ε_n と呼び、

$$\varepsilon_n = (\hat{x}_n - x_n, \sum_{i=n-k}^n \varepsilon_i) \quad (1)$$

と定義する。ここで、 \hat{x}_n は時刻 n における実測値、 x_n は時刻 n における予測値である。予測値は、漸化式ベースのエンジンシステムモデルを用いて算出している。漸化式ベースのモデルであるため、計算負荷が極めて小さく、リアルタイムで時々刻々の予測値を演算できる点が特徴的である。また(1)式のエラーの積分値は、同一方向への累積誤差評価感度が脆弱となってしまうことを防ぐために導入している。エラーベクトルの対象とする物理量としては、燃焼圧、再生冷却出口温度、ポンプ回転数 (F, O)、ポンプ出口圧力 (F, O) を採った。

■マハラノビス距離について

上記のように定義したエラーベクトルを用いて、数値間の相関を考慮した基準データからの距離を算出する。エラーベクトルの成分の物理量単位の差をなくすために、エラーベクトルを、

$$\begin{aligned} \varepsilon_n'' &= \left(\frac{\varepsilon_{n1} - \overline{\varepsilon_{n1}}}{\sigma\varepsilon_{n1}}, \frac{\varepsilon_{n2} - \overline{\varepsilon_{n2}}}{\sigma\varepsilon_{n2}}, \dots, \frac{\varepsilon_{n12} - \overline{\varepsilon_{n12}}}{\sigma\varepsilon_{n12}} \right) \\ &= (\Delta Pc_n'', \Delta Tjmf_n'', \dots, \sum \Delta Pdo_n'') \end{aligned} \quad (2)$$

のように規格化する。ここで、 $\overline{\varepsilon_n}$ は、運転期間中の全平均ベクトルであり、

$$\overline{\varepsilon_n} = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N \varepsilon_n \quad (3)$$

と表される。また、 $\sigma\varepsilon$ は偏差であり、

$$\sigma\varepsilon = \sqrt{\frac{\sum (\varepsilon_n - \overline{\varepsilon_n})^2}{N}} \quad (4)$$

と表される。

このように規格化されたエラーベクトル ε_n'' を改めて ε_n と書く。このエラーベクトルの共分散行列は、

$$\mathfrak{R} = E[\varepsilon_i \varepsilon_j] = \frac{1}{N} \begin{pmatrix} \sum \Delta P_c^2 & \sum \Delta P_c \Delta T_{jmf} & \cdots & \sum \Delta P_c \int P do \\ \sum \Delta P_c \Delta T_{jmf} & \sum \Delta T_{jmf}^2 & & \vdots \\ \vdots & & \ddots & \vdots \\ \sum \Delta P_c \int P do & \cdots & \cdots & \sum \int P do^2 \end{pmatrix} \quad (5)$$

と表される。この共分散行列を用いて、マハラノビス距離 MD_n は、

$$MD_n = \sqrt{\varepsilon_n \mathfrak{R}^{-1} \varepsilon_n^T / \dim(\varepsilon)} \quad (6)$$

と定義されるものである。

■異常度判定について

正常データを用いて単位空間を定める。正常データとしては、過去の RVT エンジン試験で正常データと判断された複数のケースのデータを用いる。正常データを用いて、共分散行列を算出した。さらに、この共分散行列を用い、ある正常試験データに対してマハラノビス距離の時間履歴を求めたものを図 1 に示す。

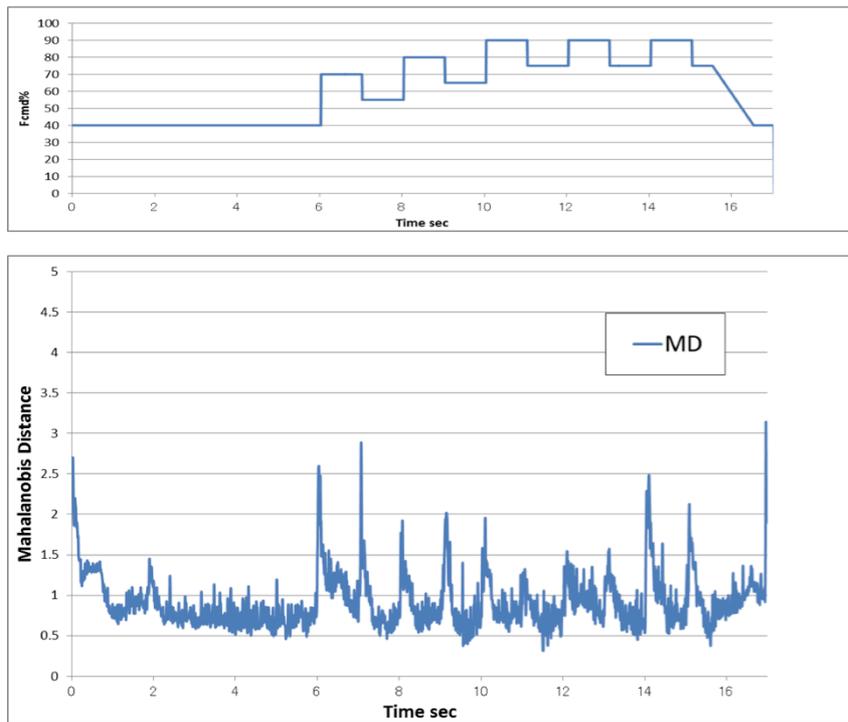


図 1 過去の“正常”試験ケースにおけるエンジンスロットル履歴(上)とマハラノビス距離(MD)の時間履歴(下)

MT 法を実際に応用する一般論では、MD が 3~4 以下であれば正常と判断されるようである。図 1 においては、MD がほとんどの時刻で 3 以下となっており、正常データと判断したことが正しかったことが示唆される。ただし、スロットルコマンドがステップ的に変化する時刻の前後では MD が高めになっている。これは、ステップ入力が入った際に系の正常な応答と異常との判定を迷いがちであることを示唆する。ただし、この部分は、システムモデルや、無駄時間要

素等を導入することで改善できる余地があり、今後の課題と考えている。

単位空間を構成する共分散行列を用いてマハラノビス距離を時々刻々で演算して、定性的にはマハラノビス距離が大きいたときに異常を判断することが、本研究で提案する方法の基本的な考えである。

5.3 ポスト解析結果

本手法の意義は、リアルタイムで異常判断することにあるが、ここでは、ポスト解析によって本提案手法の妥当性を確認する。確認用の異常データを得るため、異常状態を模擬したエンジン燃焼実験を実施した。具体的には、推力コマンドと TCV 開度を意図的に同期させないことにより、“正常ではない”運転を行った。図2に、異常状態模擬ケースのスロットルコマンド (F_{X_CMD})、推力の事前予測値 (F_X)、TCV コマンドの時間履歴を示す。このようなコマンドで行ったエンジン運転で得られたデータから算出したマハラノビス距離の時間履歴を図3に示す。図3で、赤点線で囲った部分は、異常と判断されるべき状態に対応している。

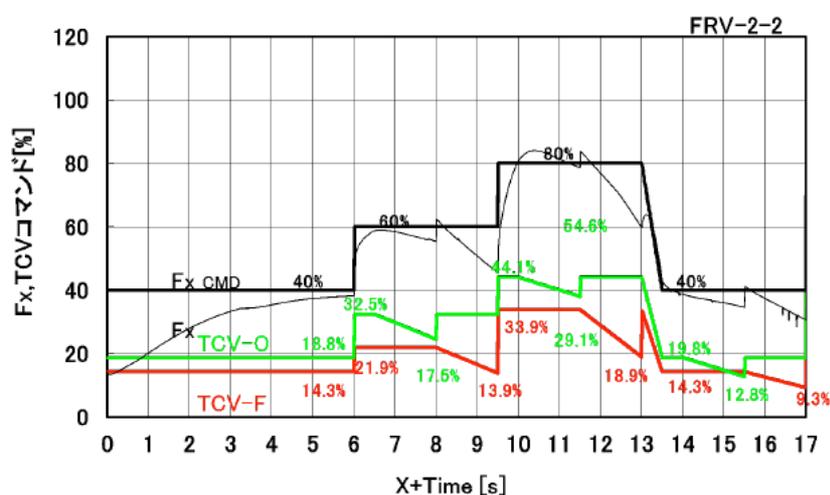


図2 異常状態模擬実験におけるスロットルコマンド。

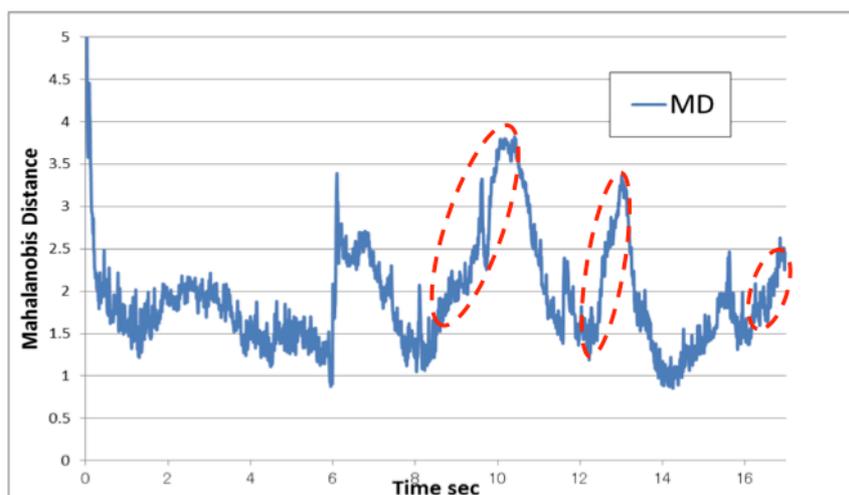


図3 異常状態模擬ケースにおけるマハラノビス距離の時間履歴。赤点線で囲った部分が異常と判断されるべき状態に対応している。

図3において異常判定をどのようなロジックで行うかは検討の余地があるが、例えば、

MD>2.6 が 0.1sec 以上継続することを異常判断の基準とすると、図 4 に示す箇所が以上と判断できる。異常の判断にやや時間的な遅れが見受けられるものの、異常と判断すべき時間帯では、その判断が行えるように考えられる。また、図 5 には、異常判断の基準を、「MD>3 が 0.1 秒以上継続、または MD>2.6 以上が過去 0.1 秒中 80% 以上を占め、かつ MD が増加傾向である場合」としたときの判断結果を示す。図 4 と同様に、やや時間遅れがあるように思うものの、適切な時間帯で異常判断ができていることがわかる。

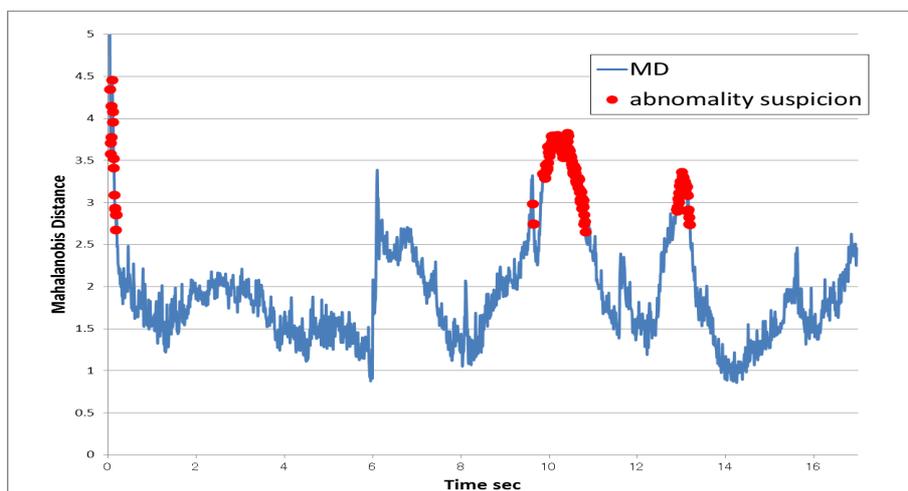


図 4 異常判定例 1 (MD>2.6 が 0.1 秒以上継続した場合)

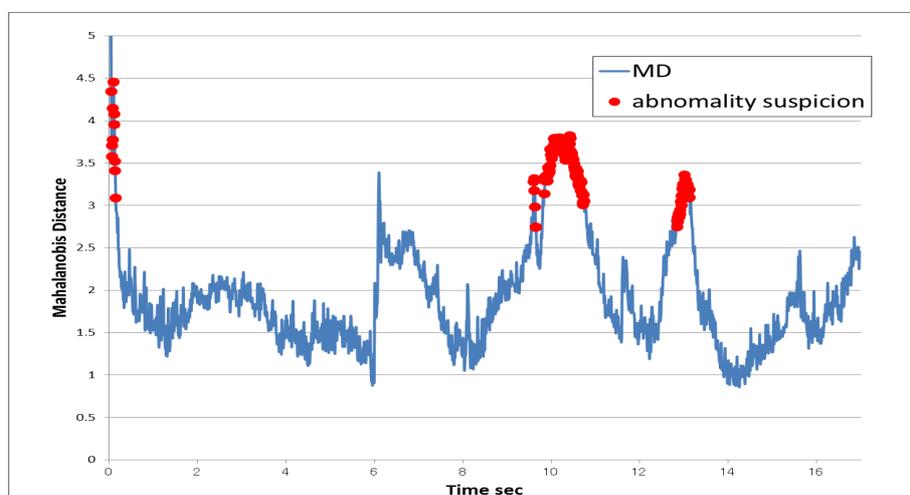


図 5 異常判定例 2 (MD>3 が 0.1 秒以上継続、または MD>2.6 以上が過去 0.1 秒中 80% 以上を占め、かつ MD が増加傾向である場合)

5.4 今後の課題

前節までの結果から、FRV エンジンモデル予測と実測値の差異からマハラノビス距離を求め、これまでに正常と認められた実験ケースで単位空間化した領域からの距離を求めることで、およそ当初想定された領域で異常判断できる目処が立った。

今後の課題としては、以下のようなものが挙げられる；

- 分散共分散行列の高精度化のための過去正常データの取り込み

- 判定精度向上のため、単位空間の時間・位相依存性への拡張
- システムモデル高精度化
- オンボード実装のためのハードウェア・ソフトウェア準備
- エラーベクトル項目・次元の最適化 (S/N 比評価)
- 故障同定問題への拡張

- 例えば、故障モードに応じた共分散行列 R^{-1} を準備しておく

定常状態がほとんど存在しない FRV 供試体を用いて動的な異常判定ロジックを検討し、過去データのポスト処理を行うことで、その有効性を実証できた。しかし、判定精度やロジックに改善の余地があるため、引き続き検討・改善が望まれる。

6. まとめ

再使用輸送機は、高頻度に運用されてこそ意味があり、また経済的にも成立する。宇宙往還のための「技術」の研究とともに、ロケットを航空機（エアライン）のように運用する技術やしくみが必要である。宇宙輸送機が高頻度に運用される未来を想像し、そこに辿り着くために必要な、またそこで必要な技術を先行的に実施している。本稿では特に、ヘルスマonitoring システムの研究に関連し、ロケットエンジンシステムのリアルタイム異常判別手法の構築へ向けた取り組みについて報告した。本研究は、宇宙研を中心に、大学やメーカーと、それぞれの技術や強みや活かして研究を進めている。「高頻度」をキーワードに、現在の状態の外挿ではない技術を広く対象としているので、興味のある方は是非コンタクトをとっていただけるとお願いしたい。

参考文献

[1] 立林和夫ほか、「入門 MT システム」、日科技連出版社、2008 年。