



宇宙機開発を支える情報・計算工学技術

～モデリング&シミュレーション技術の活用事例～

MATLAB EXPO JAPAN 2021

2021/6/9

宇宙航空研究開発機構

石濱 直樹

講演概要

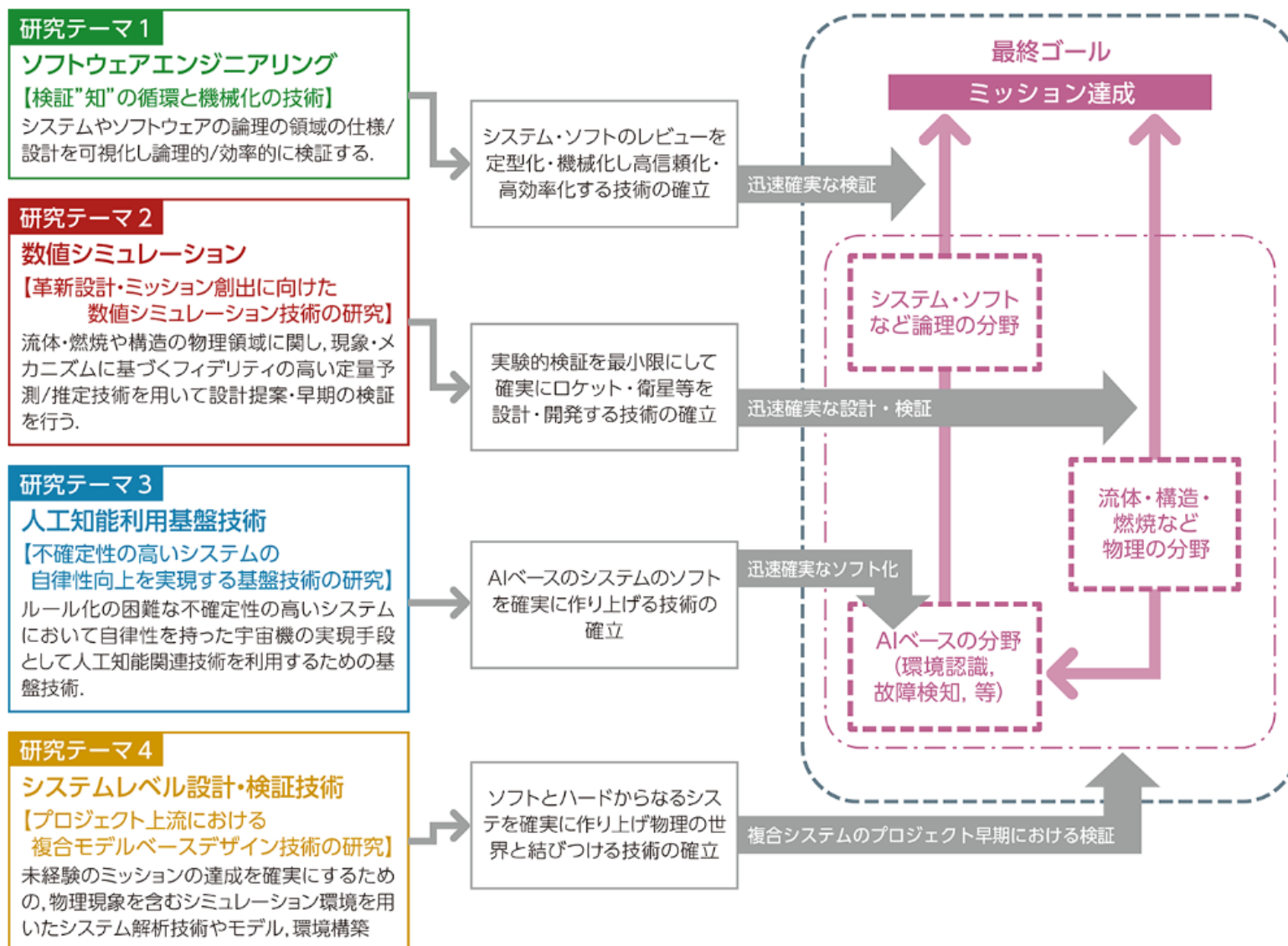
- 自己紹介
- JAXAの活動と我々の部署(JEDI)について
- 宇宙機システム検討・設計におけるモデリング & シミュレーション技術の活用事例
 - 事例①: レジリエント宇宙機の成立性設計評価
 - 事例②: 宇宙機ドッキング機構のモデルベースでの設計評価
 - 事例③: 再使用ロケットエンジン電動バルブのモデルベース故障診断

研究開発部門第三研究ユニット(JEDI)



- 第三研究ユニット(JEDI)での取り組み
 - これまでに培った数値シミュレーション技術やソフトウェア高信頼化手法のさらなる活用
 - より大きなシステムを迅速に評価するシステムレベルシミュレーション分野の強化
 - ソフトウェア IV&V で培った技術のより広い技術検証への取り組み
 - AI(人工知能)分野における宇宙開発に重要な分野の見極め
 - プロジェクト等の早い段階でのシステム成立性の見極めに役立つ技術開発

研究開発部門第三研究ユニット(JEDI)



何が重要なのか？

「こうのとり」3号機は……



- 日本時間9/13 00:50に宇宙飛行士の操作により SSRMSから分離され、そのおよそ1分後に宇宙飛行士からのコマンドで姿勢制御を開始した(計画通り)。
- 分離時にSSRMSから意図しない初速が与えられた。



どんなケースを考えるの？



- 分離時にSSRMSから意図しない初速が与えられたため、設定された安全領域を越えてISSに接近する可能性が、セーフティ・ネット機能*により検知された。このため安全化のための衝突回避マヌーバ(アボート)が自動実行された(設計通り)。



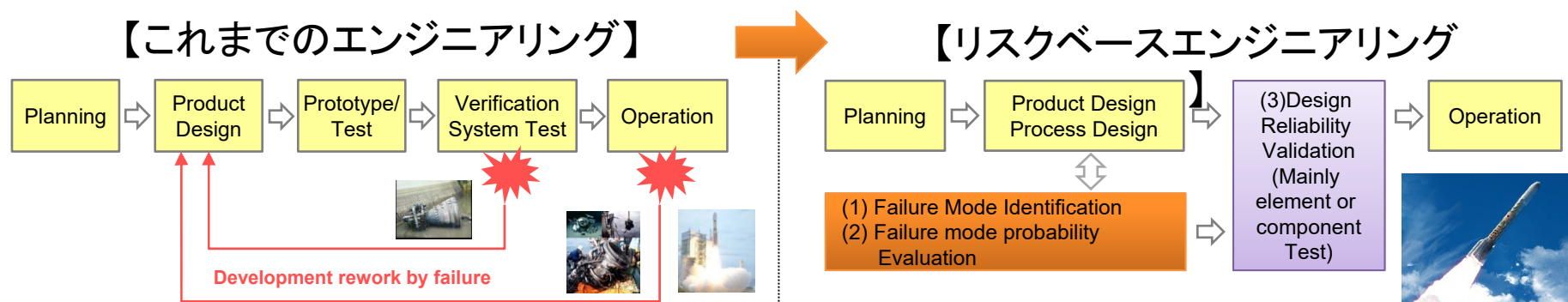
どう設計をしたら安全といえるのか？
その設計が本当に安全といえるのか？

出展: https://www.jaxa.jp/press/2012/10/20121011_kounotori3.pdf

我々が取り組んでいる背景

• 目指す世界

- 行ってみない(打ち上げてみない)とわからない。それを打ち上げる前に、対策が打てるリスクには対策を打ち、リスクを下げる必要がある。
- また、作ってからリスク/問題が発生すると大きなインパクトが生じる。そのために、早い段階での対処が必要である。
 - 宇宙システムの設計／検証／運用において、不確実性があることを前提とし、その不確実性を定量化して、リスクを確からしく評価し、開発運用上の意思決定に活用
 - 真に重要なリスク項目(課題)を正しく識別
 - リスク要因分析により、要素レベルの的を絞った早期対処
 - 「設計余裕不足」や「開発試験不足」を未然防止
 - 過剰なマージンや過剰な開発試験、メンテナンスを抑制



➡ リスクにもとづく合理的なエンジニアリングを確立し、複雑・高度化するミッションの成功と開発・運用の効率化(短期間・低コスト化)の両立を実現する。

事例①:レジリエント宇宙機の成立性設計評価 ～誘導制御の成立性と故障診断～

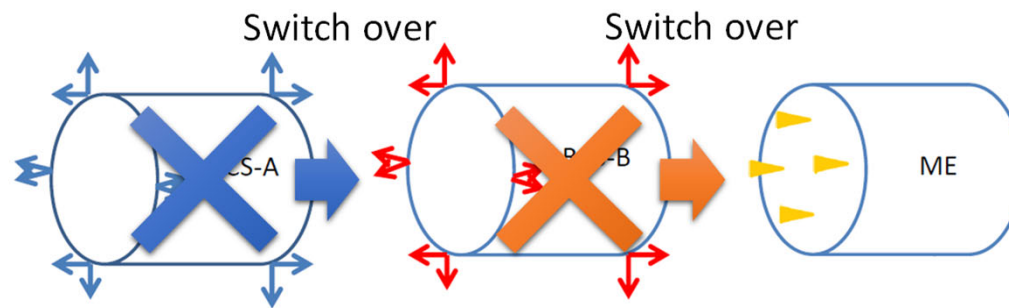
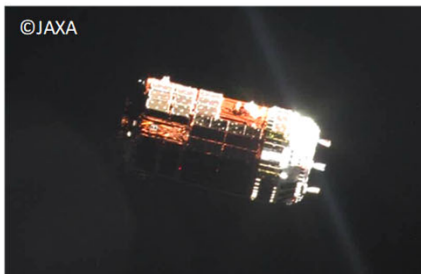
事例①:

レジリエント宇宙機の成立性設計評価

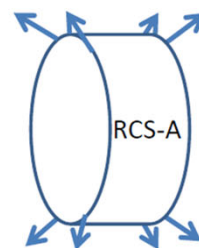
“レジリエント”なスラスト配置

- HTV-Xではレジリエントなスラスト配置を採用することで、高い信頼性を低コストに実現
→一方で、その配置が近く、かつ故障発生時にその他のスラストでリカバリーするため、従来手法での宇宙機の姿勢情報にもとづく故障個所の特定が非常に困難に

Conventional: HTV

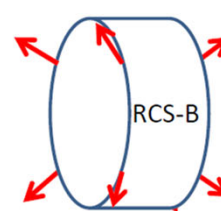


Resilient: HTV-X (Under Develop.)

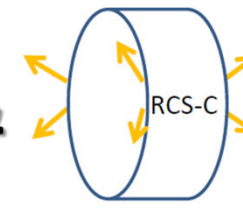


No back-up, No switch

&



&

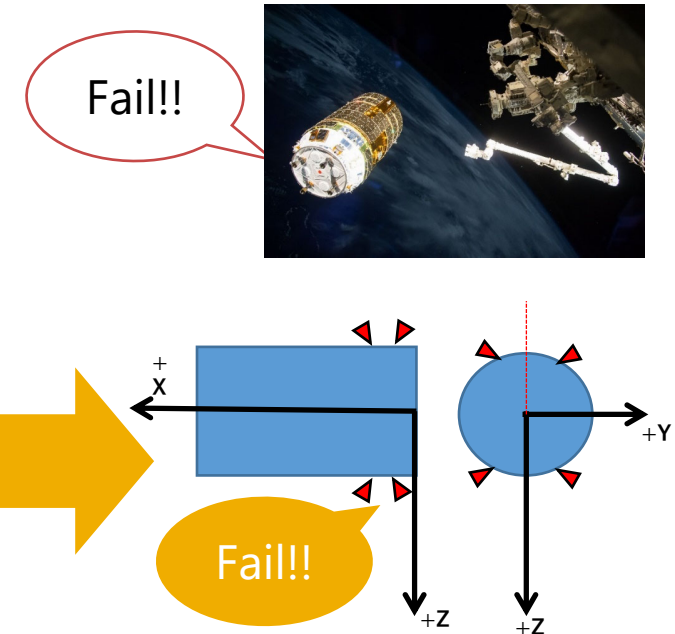
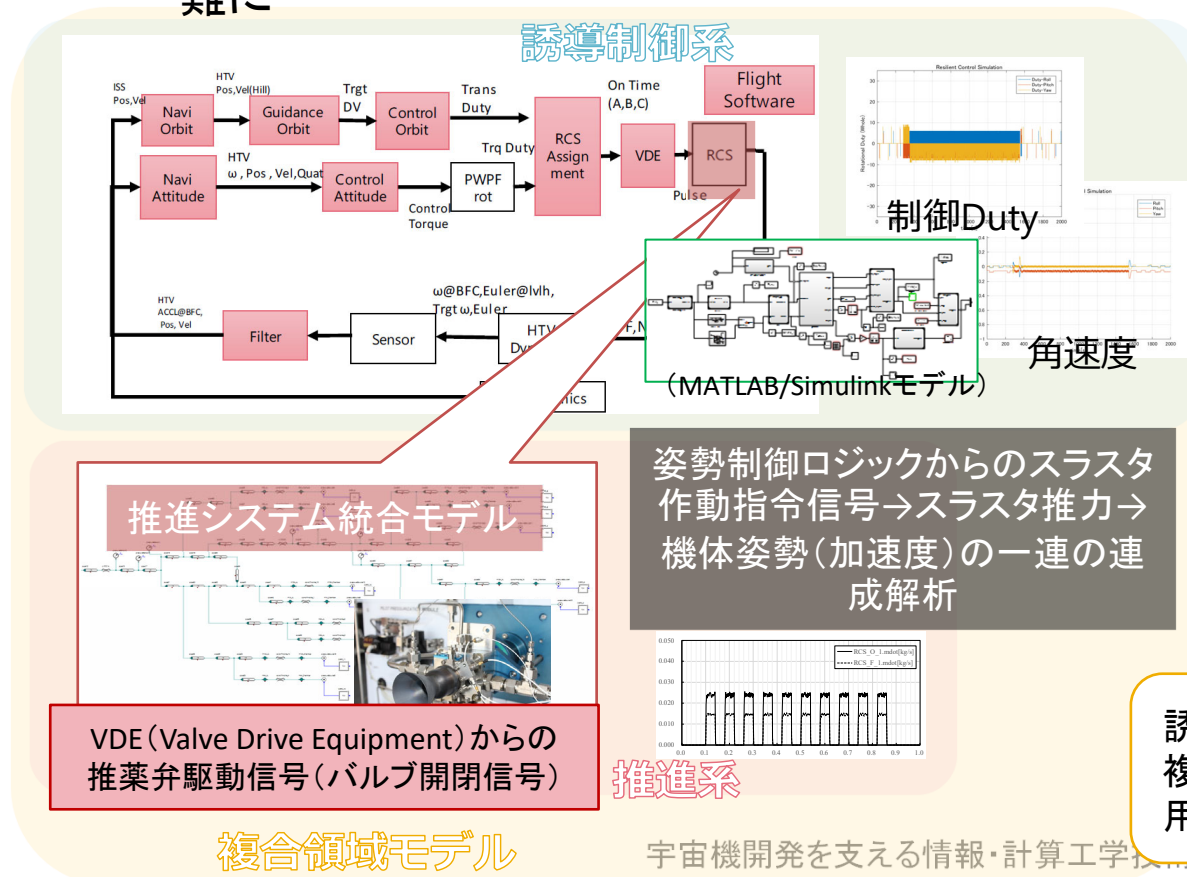


事例①:

レジリエント宇宙機の成立性設計評価

誘導制御系と推進系を組み合わせた誘導制御

- HTV-Xではレジリエントなスラスト配置を採用することで、高い信頼性を低コストに実現
→一方で、その配置が近く、かつ故障発生時にその他のスラストでリカバリーするため、従来手法での宇宙機の姿勢情報にもとづく故障個所の特定が非常に困難に



誘導制御系、推進系を組み合わせた複合領域モデルから故障判定アルゴリズムを用い、故障箇所を特定する

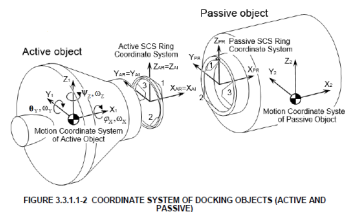
事例②: 宇宙機ドッキング機構の モデルベースでの設計評価

事例②:

宇宙機ドッキング機構のモデルベースでの設計評価

■ 宇宙機ドッキング機構のシステム視点での成立性評価

- 宇宙機のドッキング機構制御システムは、軌道上の不確実な環境・条件においても、ミッションサクセスのために、高い信頼性・ロバスト性が求められる。
- 加えて、オフノミナル条件(異常・故障時)であったとしても、ドッキング対象(ISS等)に損傷・損害を与えないための高い安全性が要求される。
- しかし、地上試験での実運用環境模倣が困難であり、かつ実運用環境における不確定性として、初期ミスアライメントや相対速度等のばらつきを考慮する必要がある。



Ref. International Docking System Standard (IDSS), NASA

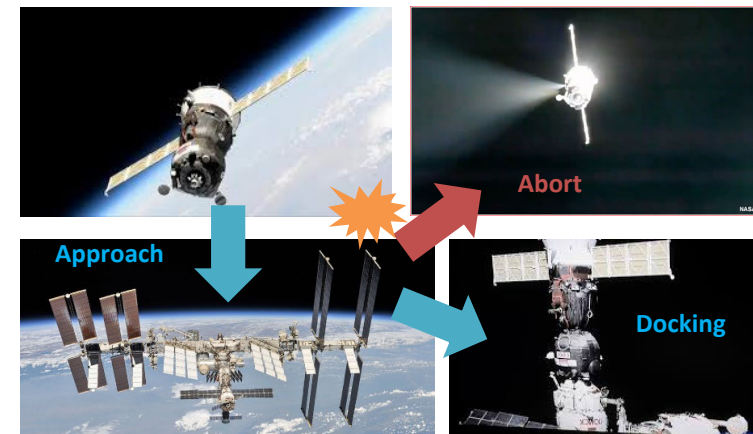
TABLE 3.3.1.1-2 INITIAL CONTACT CONDITIONS

Initial Condition	Limiting Value
Closing (axial) rate	0.05 to 0.10 m/sec
Lateral (radial) rate	0.04 m/sec
Pitch/Yaw rate	0.20 deg/sec (vector sum of pitch/yaw rate)
Roll rate	0.20 deg/sec
Lateral (radial) misalignment	0.10 m
Pitch/Yaw misalignment	4.0 deg (vector sum of pitch/yaw)
Roll Misalignment	4.0 deg

Notes:

1. Initial contact conditions may vary simultaneously, with the exception that the lateral rate at the moment of lateral (radial) rate and the pitch/yaw angular rate should not exceed the lateral (radial) rate limit.
2. Mean closing (axial) rate should not exceed the mass combinations. Refer to Table 3.3.1.2-1.
3. Post contact thrust may be used to achieve necessary capture performance.
4. Lateral (radial) misalignment is defined as the minimum distance between the center of the active soft capture ring and the longitudinal axis of the passive soft capture ring at the moment of first contact between the guide petals.

Combination of
Relative velocity
Rotational speed
Misalignment



Soyuz MS-14 aborted docking

事例②:

宇宙機ドッキング機構のモデルベースでの設計評価

従来の設計評価

環境条件
微小重力
温度変化

機体の姿勢制御系
・初期の運動量
・相対位置

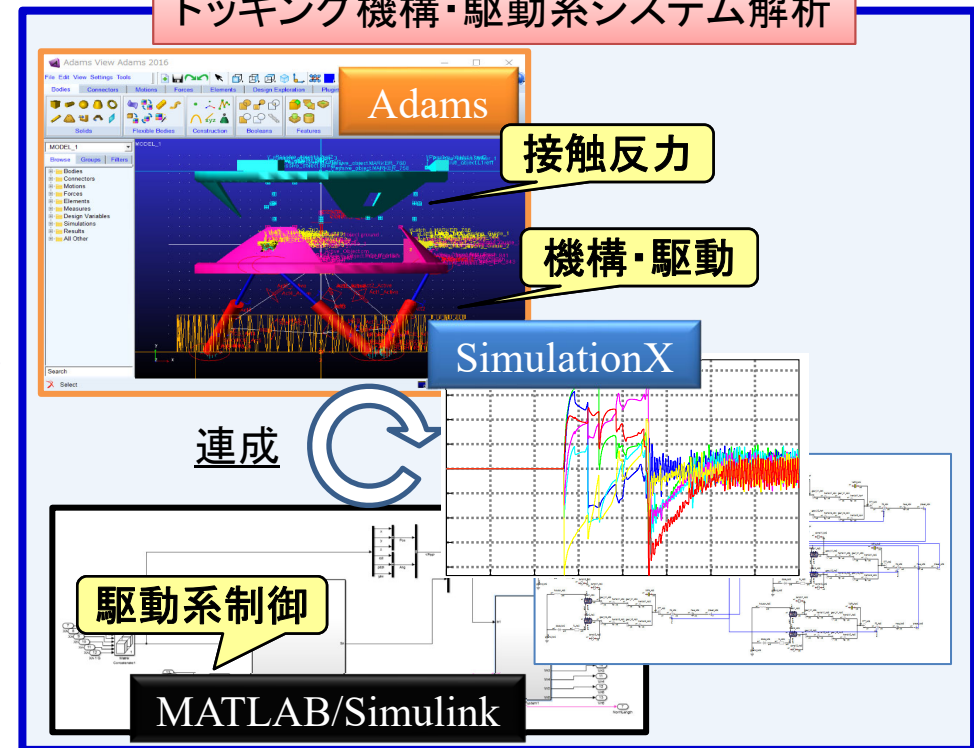
ドッキング機構・駆動系
・接触反力/駆動力の制御/機構運動
⇒ドッキングの成立性

- ・要素ごとの評価基準
⇒ 過剰なマージン設計
- ・数多くの地上試験検証



提案手法

ドッキング機構・駆動系システム解析



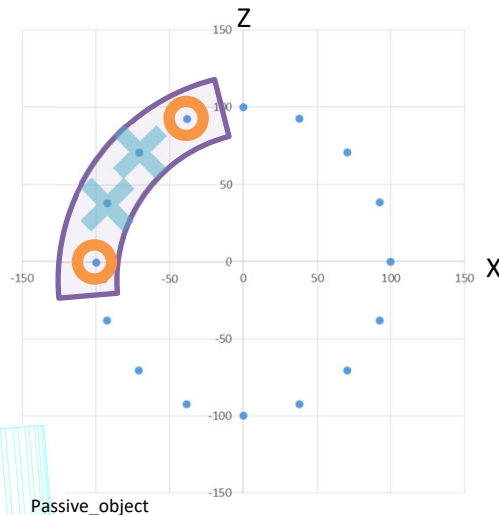
- 個々の要素解析技術を統合し
“宇宙機システム”として解析
- ・システム全体での評価
 - ・地上試験数を削減

事例②:

宇宙機ドッキング機構のモデルベースでの設計評価

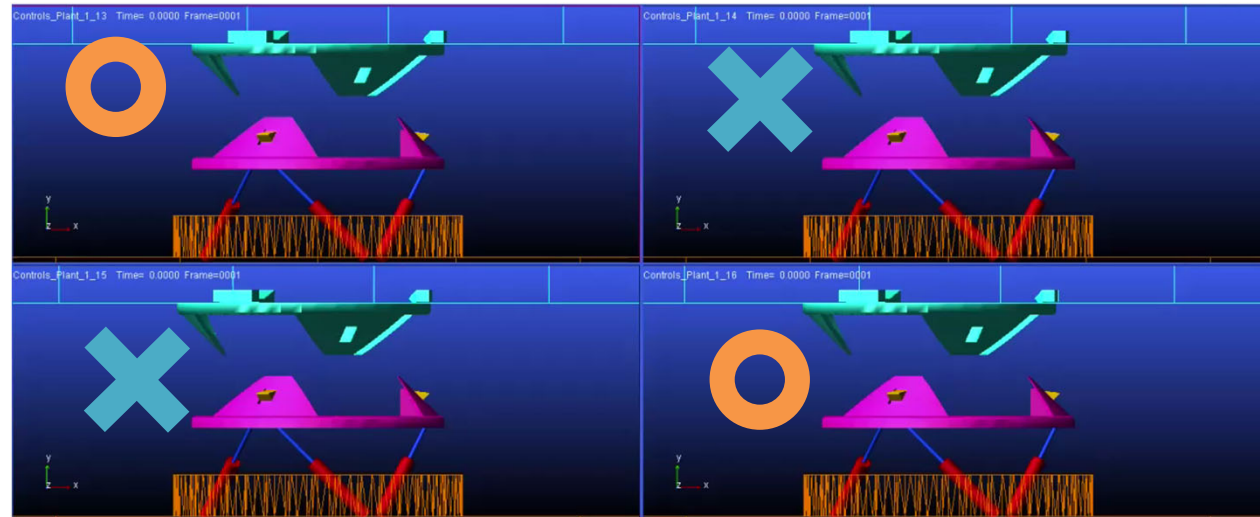
宇宙機ドッキング機構の動的挙動

運用条件のバラツキ
(並進位置のずれ)



Passive/Activeの並進(XZ)平面での
相対位置のずれ

ACTの故障状態(駆動異常)での、並進相対位置ズレを考慮した解析結果
(地上試験では再現が難しい状態組合せの解析モデルによる効率的な評価)



“正常/異常状態”×“相対位置”の膨大な組み合わせ問題
→地上試験のみでの再現・網羅は実現困難

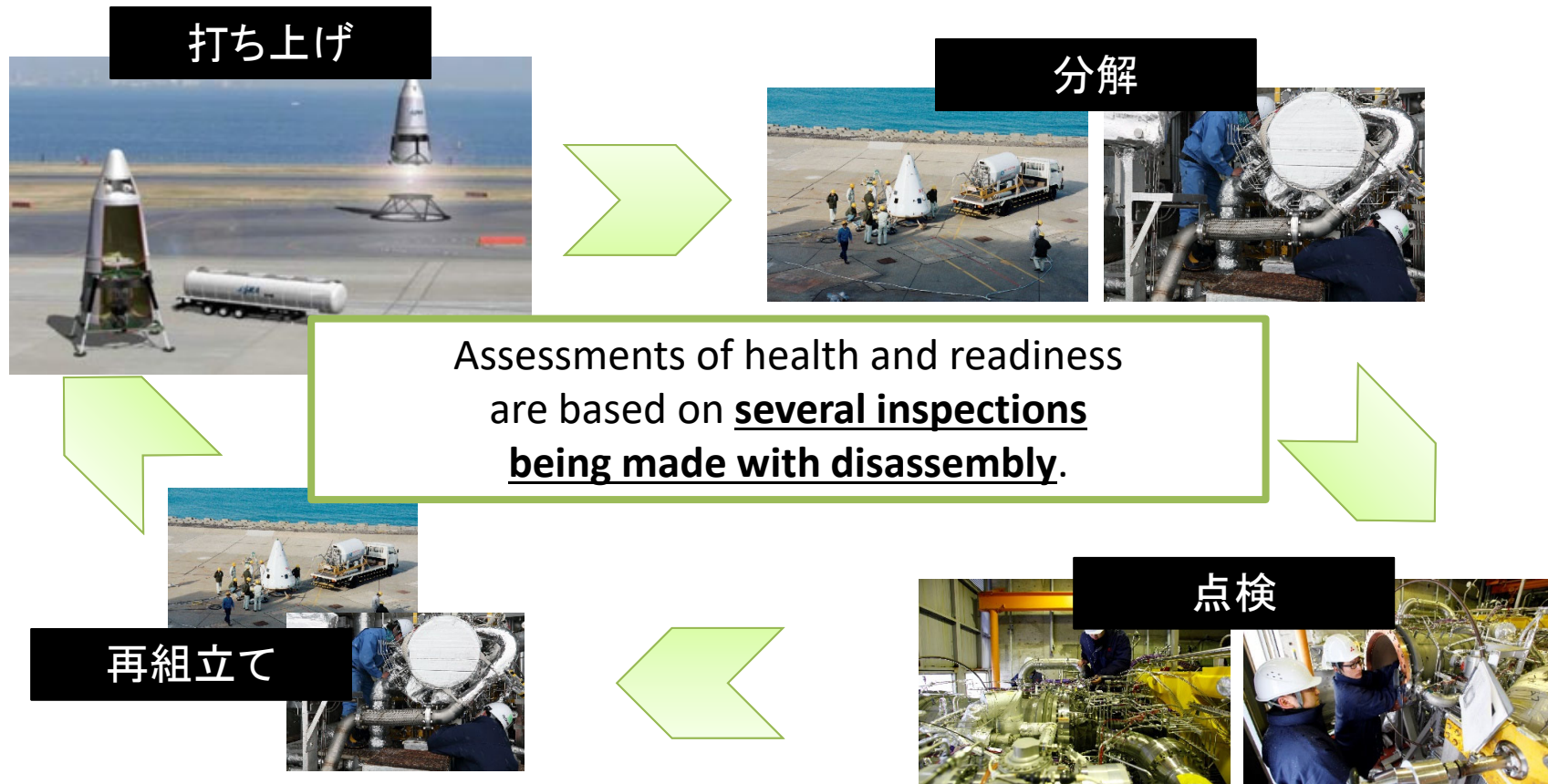
事例③: 再使用ロケットエンジン電動バルブの モデルベース故障診断

事例③:

再使用ロケットエンジン電動バルブのモデルベース故障診断

- 再使用ロケットの運用コスト低減における課題

- 打ち上げ毎に取り外し分解点検を必要としている“エンジン再整備”の効率化・合理化が運用コスト低減・期間短縮のために必要
- ただし、打ち上げ機数・運用機会が少なく、データ蓄積が乏しいことが課題



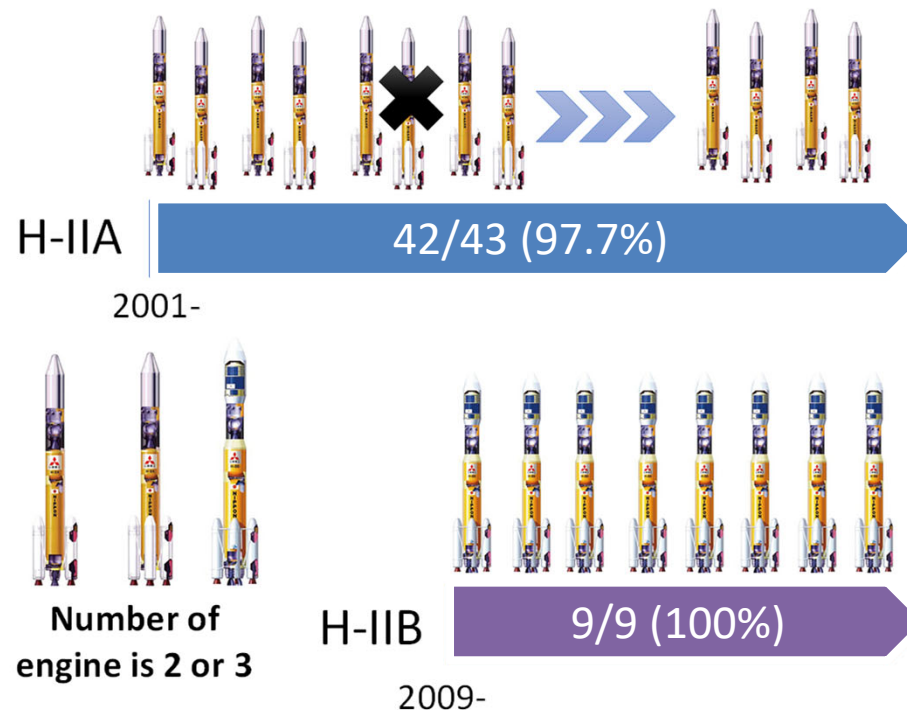
事例③:

再使用ロケットエンジン電動バルブのモデルベース故障診断

・再使用ロケットの運用コスト低減における課題

- 打ち上げ毎に取り外し分解点検を必要としている“エンジン再整備”の効率化・合理化が運用コスト低減・期間短縮のために必要
- ただし、打ち上げ機数・運用機会が少なく、**データ蓄積が乏しいことが課題**

JAXAのH-IIA/Bロケットの打ち上げ実績



打ち上げ失敗が1/52の確率
故障データも少ない



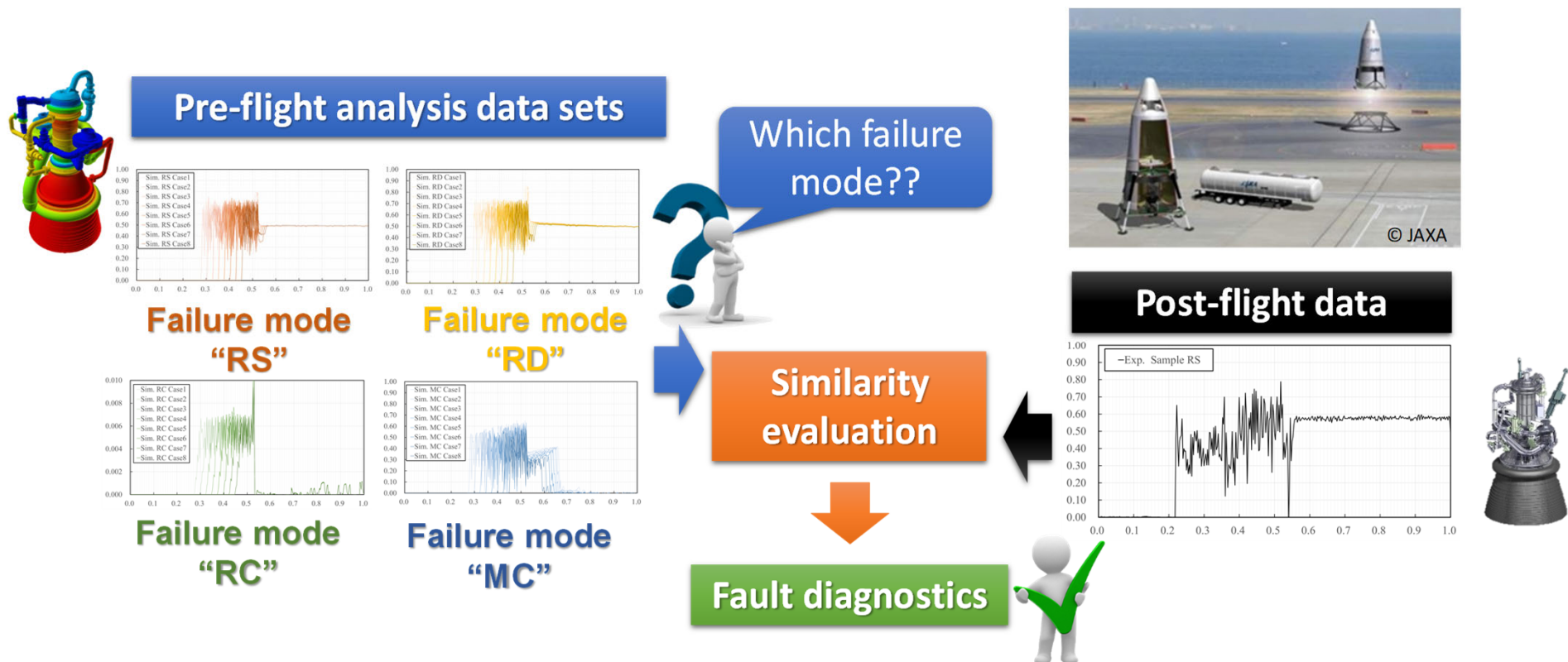
どうやって飛ばすことが出来るかを
判断するためのデータをいかに準備
するかがキモ

事例③:

再使用ロケットエンジン電動バルブのモデルベース故障診断

・モデルベース故障診断のアプローチ

- 取り外し分解点検に拠らず、計測データの取得・分析による診断・故障個所の特定
→ “エンジン再整備” の効率化・合理化による運用コスト低減・期間短縮
- 正常状態だけでなく、故障モードの現象・メカニズム理解にもとづく異常状態のモデル化
→ 少ないデータ(特に異常・故障時)を、モデルによる解析結果で補う

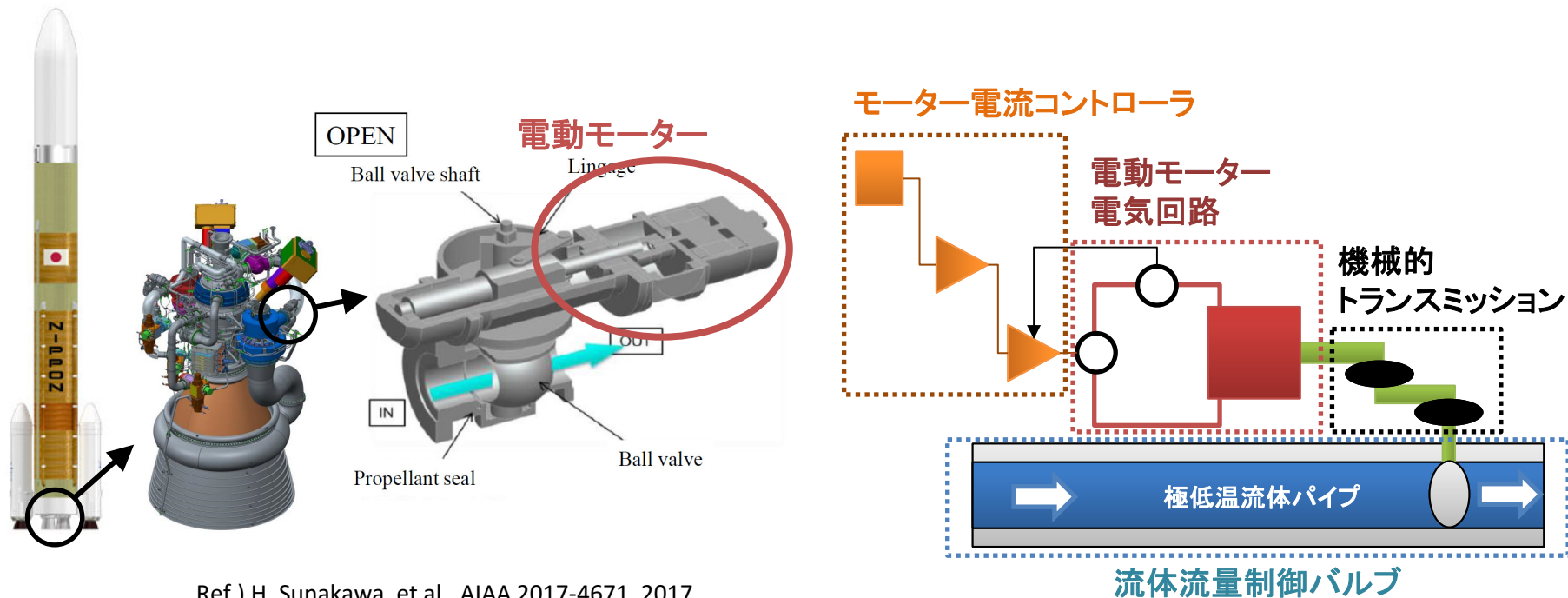


事例③:

再使用ロケットエンジン電動バルブのモデルベース故障診断

• ロケットエンジン用電動バルブ制御システム

- ロケットエンジンにおける流量制御の自由度向上を目的に電動バルブを採用
(旧来は空圧駆動のON/OFF制御のためシームレスな制御が困難)
→複合物理領域(制御／電気／機構／流体)にまたがる“システム”



Ref.) H. Sunakawa, et al., AIAA 2017-4671, 2017

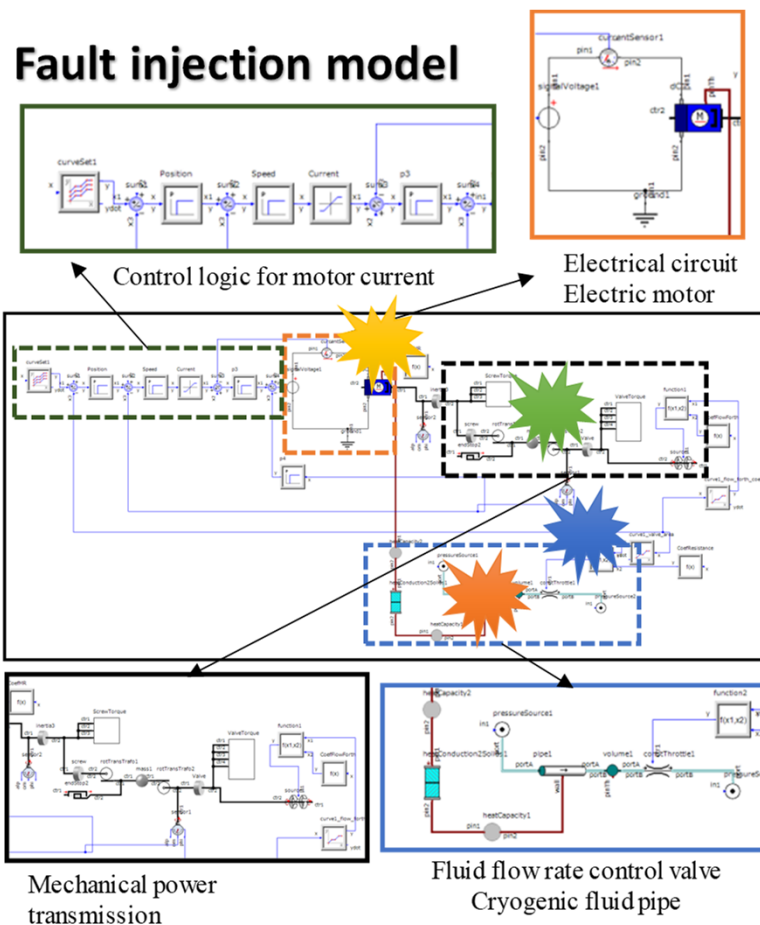
事例③:

再使用ロケットエンジン電動バルブのモデルベース故障診断

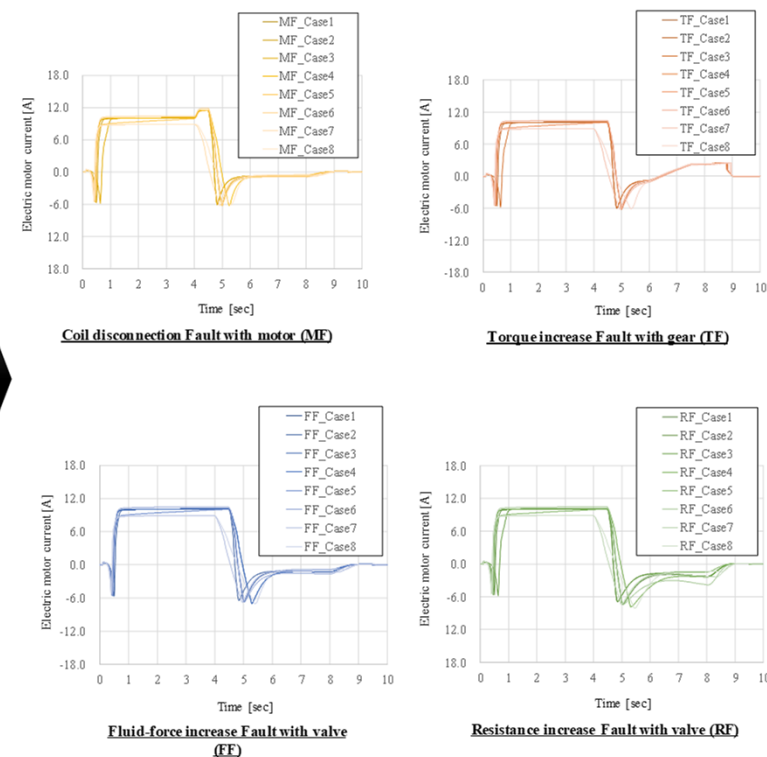
故障診断対象のモデリング & シミュレーション

- 故障診断対象システムの正常状態、及び異常状態のモデル化を実施
- 上記モデルを用いたシミュレーションにより、診断のためのデータベースを作成

Fault injection model



System dynamic behavior with fault

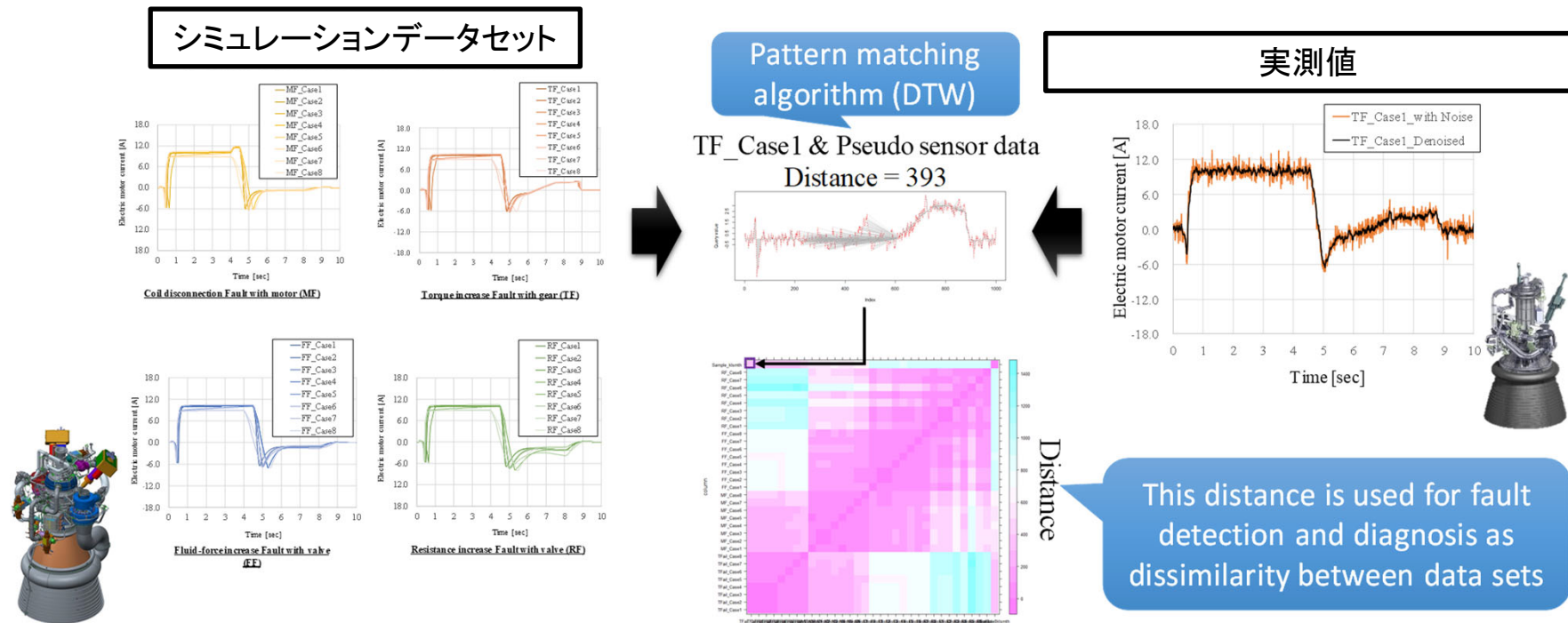


事例③:

再使用ロケットエンジン電動バルブのモデルベース故障診断

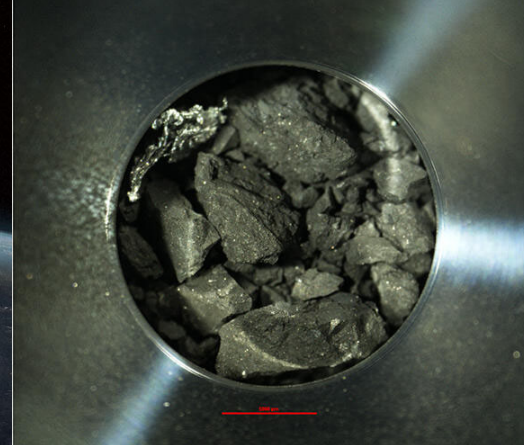
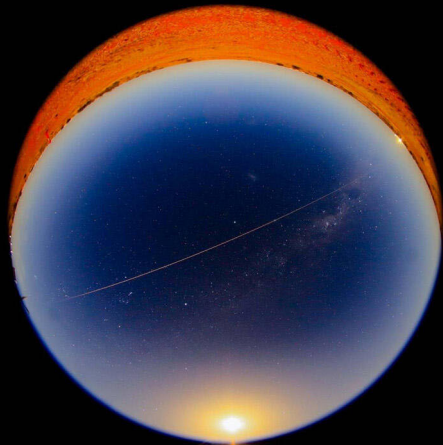
- 時系列データ同士の非類似度の評価

- シミュレーション結果と計測結果との非類似度を“距離”として定量化
- 時系列データ間(シミュレーション/計測結果)の非類似度評価には、音声認識に用いられる動的時間伸縮法(DTW)を活用



おわりに

- 本講演では、
 - 宇宙機システム検討・設計におけるモデリング & シミュレーション技術の活用事例
 - 事例①: レジリエント宇宙機の成立性設計評価
 - 事例②: 宇宙機ドッキング機構のモデルベースでの設計評価
 - 事例③: 再使用ロケットエンジン電動バルブのモデルベース故障診断



なぜ人は宇宙をめざすのだろうか？
僕たちはいったいどこに向かうのだろうか？
その答えを、探しにいこう。

人類の
未知への挑戦を。

HUMAN POSSIBILITIES

さあ、次の冒険へ。

Our Story
HUMANS IN SPACE

はじめる



ご清聴ありがとうございました

