

博士論文

宇宙機システムのライフサイクルを通じた
リスク視点での複合物理・システムレベルモデル
活用フレームワークの研究

A framework for the utilization of multi-physics and
system-level model from a perspective on risk
through spacecraft system life cycle

国立大学法人 横浜国立大学大学院
環境情報学府

河津 要

Kaname KAWATSU

2023年3月

摘要

今後のさらなる宇宙活動の推進とその領域拡大に向けて、多様かつ複雑なミッションに対応すべく、宇宙機システムとその機能のより一層の高度化が進められている。加えて、軌道上や月面での推薬補給等のサービス提供とそのため宇宙インフラの構築が今後必要となる。一方で、それらの実現に向けて、限られたリソースや厳しい制約のもと、これまで以上に効率的なリスクアセスメントや、合理的なリスクへの対処等が求められている。

昨今の情報・計算工学技術やデータサイエンス技術等の目覚ましい発展・進歩に伴い、リスクアセスメントにおけるリスクの定量化や、リスクへの対処方策の確実化において、モデル活用が進められているものの、対象となる宇宙機システムのライフサイクルを通じたモデル活用のフレームワークとして未だに確立されていない。

そこで、本研究では、宇宙機システムを対象としたリスクマネジメントプロセスにおけるリスクアセスメントの効率化とリスクへの対処の合理化の実現を目指し、宇宙機システムを対象としたリスク視点での複合物理・システムレベルモデルの活用について、宇宙機システムのライフサイクルを通じたモデル構築、検証、及び活用の一連のプロセスとして、そのフレームワークの構築に取り組んだ。

また、提案手法とそのフレームワークについて、宇宙機システムへ適用により、その効果を確認するとともに、同じく先端的工学システムとしての共通的な課題を有する水素ステーションへの適用を通して、その有効性を確認した。

第1章では、本研究の背景と目的として、宇宙機システムの現状と将来動向を踏まえた課題と、その課題の中でも、特に宇宙機の動的なシステムとしてのリスクに着目した理由を述べるとともに、課題解決に向けた本研究の構成とその対象について概説した。

第2章では、これまでの宇宙機システムのリスクとして、軌道上での不具合とその要因・背因について調査した結果を整理するとともに、既存のリスクマネジメントの取り組みや既往研究でのアプローチを調査し、その問題点を指摘した。

その結果を踏まえ、従来のリスクマネジメントにおけるドキュメントを中心とした組織／企業間でのインターフェース管理や、定性的でかつ静的な分析に加えて、モデルベース手法の適用により、対象システムを動的なシステムとして取り扱い、かつ多領域にまたがった相互作用を考慮可能とすることに取り組むこととした。

第3章では、リスク視点でのモデル活用について、現状の取り組みや既往研究での問題点として、対象システムを静的なシステムとしての構造・プロセスに着目した事例が多く、動的なシステムとしての振舞いについて十分に取り組みが進められていない点を指摘した。

また、本研究でその活用に取り組む、複合物理・システムレベルモデルについても、設計・開発の上流フェーズでの適用に留まっており、そのメリット・効果が十分に引き出されていない

ない点を指摘した。こうした問題点を踏まえ、複合物理・システムレベルモデルについて、宇宙機システムのライフサイクルを通したリスク視点での活用フレームワークを提案した。

なお、提案する手法、及びフレームワークの狙いとして、リスクアセスメント、及びリスクへの対処、それぞれ以下の課題解決を目指すものとした。

【リスクアセスメントでの課題とその対処方策】

- 多領域にまたがった複雑なシステム構成
→複合物理・システムレベルモデルを活用したリスク分析
- ハードウェアを中心とした評価・検証にかかる膨大なリソース
→モデルベース手法による効率的な評価・検証の実現
- 地上試験での実運用条件、環境の再現性不足
→バーチャル空間を活用したモデルによる再現性の向上

【リスクへの対処における課題とその対処方策】

- 多様なリスク事象と、そのシステムへの波及・伝播
→複合物理・システムレベルモデルによるシステム的な波及・伝播の考慮
- 運用実績・機数が少なく、計測リソースの厳しい制約によるデータの不足
→モデルを活用したデータ生成、最適な計測項目の絞り込み
- 専門家の経験や知見に依存した対処方策の策定
→モデルによる客観的かつ定量的な評価結果にもとづく対処方策の検討

第4章では、3章において提案した、リスク視点での複合物理・システムレベルモデルの活用フレームワークについて、具体的な対象として、宇宙機システムの中でも、特にミッション成功や安全性確保の観点で重要なシステムの一つである宇宙機の航法誘導制御・推進システムを対象とした適用結果を示し、提案したフレームワークの適用によって得られる効果を明らかにした。

複合物理・システムレベルモデルのリスク分析での活用の重要な効果の一つは、配管系統を介した水撃サージ圧の伝播・波及（Cross-talk）のような、システムレベルの望ましくない事象によって引き起こされる性能低下や異常事象等の定量的な評価が可能となったことである。さらに、リスクへの対処方策の一つとして異常検知・故障診断を目的としたモデルの利活用により、モデルの段階的な成長、モデルの継承・再利用、情報・データソース管理など、モデルベース手法のメリット・優位性を引き出すことにつながった。

第5章では、宇宙機システムを対象とした、リスク視点での複合物理・システムレベルモデルの活用について、先端的工学システムとしての共通的な課題を有する水素ステーションへの展開に取り組んだ。その結果、水素ステーションを対象とした定量的リスク評価において、従来のリスク分析手法と比較して、より物理的かつ現実的な水素漏洩量の評価結果を提供することが可能となった。また、水素ステーションの既存の安全対策のひとつである過流防止弁について、その代替案となる簡易オリフィスについて、安全性の観点に加えて、利便性の観点での定量的なトレードオフ検討を可能とした。

以上より、リスク視点での複合物理・システムレベルモデルとその活用フレームワークを宇宙機システム、及び水素ステーションを対象としたリスクアセスメント、及びリスクへの対処方策の検討に適用した結果、より効率的なリスク定量化と、合理的なリスクへの対処方策の検討が可能となり、本フレームワークの有効性が検証された。

目次

1. 緒論	1
1.1. 緒言	1
1.2. 本研究の目的と研究構成	3
1.3. 本研究の対象	4
1.4. 結言	7
2. 宇宙機システムとそのリスクマネジメント	8
2.1. 緒言	8
2.2. 宇宙機システムとそのリスク	8
2.3. 宇宙機システムを対象としたリスクマネジメント	12
2.4. 宇宙機システムのリスクマネジメントにおける課題とその対処方策	19
2.5. 結言	21
3. リスク視点での複合物理・システムレベルモデル活用フレームワーク	22
3.1. 緒言	22
3.2. モデリング&シミュレーションの活用動向	22
3.3. 複合物理・システムレベルモデル	31
3.4. リスクマネジメントにおけるモデル活用	36
3.5. リスク視点での複合物理・システムレベルモデル活用フレームワークの提案	44
3.6. 結言	51
4. 宇宙機システムを対象とした提案手法の適用	52
4.1. 緒言	52
4.2. 宇宙機システムを対象としたリスク視点での複合物理・システムレベルモデル	52
4.3. 宇宙機システムを対象としたリスク分析におけるモデル活用	68
4.4. 宇宙機システムを対象としたリスクへの対処におけるモデル活用	74
4.5. 結言	81
5. 水素ステーションを対象とした提案手法の展開	88
5.1. 緒言	88
5.2. 水素ステーションを対象としたリスクアセスメントとその動向	89
5.3. 水素ステーションを対象とした複合物理・システムレベルモデル活用	93
5.4. 水素ステーションを対象としたリスク分析・リスクへの対処での適用	110
5.5. 結言	126
6. 結論	127
6.1. 緒言	127
6.2. 本研究の成果	127
6.3. 今後の課題	128
6.4. 結言	128

参考文献	131
研究成果	144
謝辞.....	147

図目次

図 1-1. 将来の国際宇宙探査における月周回有人拠点 (GATEWAY) [2].....	1
図 1-2. 将来の月面・月周辺での活動風景 [3].....	2
図 1-3. 本論文の構成	4
図 1-4. 工学システムの分類における宇宙機システムの位置付け.....	6
図 1-5. 月面での循環型再生エネルギーシステム [10].....	6
図 2-1. 宇宙機打ち上げ時期と質量区分別不具合発生件数 [13].....	9
図 2-2. 人工衛星の軌道上不具合の分析結果 (過去の統計結果との比較) [15].....	11
図 2-3. 人工衛星の軌道上不具合の分析結果 (分野・原因分析) [15].....	11
図 2-4. 人工衛星の軌道上不具合の分析結果 (地上試験で発見出来なかった原因) [15].....	11
図 2-5. ロケットエンジンを対象とした高忠実数値シミュレーション技術 [30].....	15
図 2-6. ロケットエンジン高信頼性開発プロセスのフロー [25].....	16
図 2-7. 網羅的な故障モード識別の取り組み [25]	17
図 2-8. モデルの不確かさを考慮した確率論的設計解析による故障確率の算出 [25].....	17
図 2-9. ロケットエンジンにおける信頼度検証に必要な試験規模算出結果 [44].....	19
図 3-1. NASA におけるシステムズエンジニアリング活動の全体像 [48].....	22
図 3-2. 製品開発のライフサイクルにおけるエンティティ V [53]	23
図 3-3. システムモデルとコンカレントデザインを促進するフレームワーク [53].....	24
図 3-4. STAMP/STPA の適用範囲 [57].....	25
図 3-5. STAMP モデルの基本構成 [57]	25
図 3-6. 工学製品開発の伸展と安全分析の時代変化 [59].....	26
図 3-7. 自動車制御に対する MBD 開発のコンセプト [61]	27
図 3-8. MBSE・MBD 手法によるシステムから部品・ソフトウェアまでの開発 [63].....	27
図 3-9. ASME V&V 10-2006 の概要 [72].....	29
図 3-10. モデリング&シミュレーションのライフサイクル [74]	29
図 3-11. デジタルツインによるヘルスマニタシステム [78].....	30
図 3-12. ミッション検討及び宇宙機設計プロセスの概念モデル [83]	32
図 3-13. 因果的モデルと非因果的モデルとの比較.....	33
図 3-14. 1DCAE の製品設計への適用手順 [96].....	34
図 3-15. FMU モデル接続例 [97].....	35
図 3-16. FMI 規格でのモデル授受・ツール間連携方式 [98].....	35
図 3-17. リスクアセスメント技法 [100]	36
図 3-18. SYSML によるシステムモデルを活用したハザード解析フロー [101].....	36
図 3-19. N2 DIAGRAM によるシステム構成要素間での I/F 識別 [45].....	38
図 3-20. MODELICA による対象システムのモデル化とその動的シミュレーション [108]....	39

図 3-21. 複合物理領域モデルによるシステム視点でのリスク分析手法フロー [108].....	39
図 3-22. デジタルリスクツイン (DIGITAL RISK TWIN) の定義 [112]	41
図 3-23. デジタルリスクツインによるメンテナンス最適化フレームワーク [112]	42
図 3-24. ロケットエンジン用電動アクチュエータのモデルベース故障診断 [118]	43
図 3-25. リスクマネジメントプロセスにおける本研究の対象範囲・スコープ	44
図 3-26. モデルベース手法適用にあたっての基本フロー	47
図 3-27. 宇宙機システムのライフサイクル	48
図 3-28. 宇宙機システムのライフサイクルを通じたモデル活用フレームワーク	50
図 4-1. JAXA が描く日本の国際宇宙探査ロードマップ [120]	53
図 4-2. 宇宙探査を実現する宇宙機 (HTV-X/SLIM/MMX)	54
図 4-3. HTV-X による国際宇宙ステーション補給・軌道上技術実証ミッション [118].....	55
図 4-4. SLIM による月着陸技術実証ミッション [122].....	56
図 4-5. MMX による火星衛星探査・サンプルリターンミッション [123]	57
図 4-6. 国際宇宙ステーション補給機 (HTV) 推進系の構成 [126, 127]	58
図 4-7. 国際宇宙ステーション補給機 (HTV) 推進系系統図 [128]	60
図 4-8. 宇宙機推進システムにおける相互作用に起因するリスク事象	61
図 4-9. CROSS-TALK (CROSS-COUPLING) 事象による推力低下現象 [128]	62
図 4-10. 宇宙機推進システムを構成する各要素の MODELICA 言語によるモデル化.....	66
図 4-11. 宇宙機航法誘導制御・推進システム統合モデル	67
図 4-12. CROSS-TALK 事象のリスク分析試行のための簡易的な宇宙機推進系統.....	68
図 4-13. CROSS-TALK 事象のリスク分析試行のための宇宙機推進システムモデル	69
図 4-14. パルス作動モードを模擬したスラスト推棄弁駆動信号	69
図 4-15. 宇宙機推進モデルによる CROSS-TALK 事象の再現解析結果	70
図 4-16. 宇宙機推進システムの構成 (HTV と SLIM との比較)	72
図 4-17. SLIM 宇宙機推進システムモデルによるリスク分析結果 [136]	73
図 4-18. GN&C システム冗長構成の HTV と HTV-X との比較 [137]	74
図 4-19. HTV-X でのレジリエントなスラスト配置の特性.....	75
図 4-20. レジリエントなスラスト配置での異常検知・故障診断手法 [137]	76
図 4-21. 宇宙機推進システムでのフィルタ・推進棄弁の故障モード	77
図 4-22. 宇宙機推進システムにおける異常・故障影響の伝播経路.....	77
図 4-23. 異常検知・故障診断試行のための簡易的な宇宙機推進系統	78
図 4-24. 宇宙機推進システムモデルによる異常検知・故障診断試行解析の結果.....	79
図 4-25. 宇宙機推進システムを対象とした故障診断でのモデル活用フロー	80
図 4-26. 宇宙機航法誘導制御・推進システムを対象としたリスク分析でのモデル活用	82
図 4-27. 宇宙機航法誘導制御・推進システムを対象としたリスクへの対処でのモデル活用... 83	
図 4-28. 宇宙機航法誘導制御・推進システムを対象としたモデル活用フレームワーク適用結果	

.....	84
図 4-29. 宇宙機システムを対象とした複合物理・システムレベルモデルの活用・展開	85
図 4-30. 宇宙機自動ドッキングシステムを対象とした適用事例 [138]	86
図 4-31. 再使用ロケットエンジン推力制御システムを対象とした適用事例 [139]	87
図 5-1. 過去に実施されたリスクアセスメントにおける評価対象・モデル例 [146].....	89
図 5-2. 過去に実施されたリスクアセスメントにおける評価プロセス・結果 [146].....	90
図 5-3. 水素ステーションを対象とした P&ID モデル [148].....	91
図 5-4. 水素ステーションを対象とした動的・物理モデルの構築.....	94
図 5-5. 動的・物理モデルを活用した QRA 及びトレードオフ検討プロセスの全体フロー	96
図 5-6. 水素ステーションを対象とした動的・物理モデル（アキュムレータユニット）	98
図 5-7. 水素ステーションを対象とした動的・物理モデル（ディスペンサーユニット）	99
図 5-8. HYSUT の差圧充填実証試験設備	102
図 5-9. HYSUT での差圧充填試験結果.....	103
図 5-10. HYSUT での差圧充填試験の動的・物理モデルによる再現解析結果	104
図 5-11. 高圧水素の大气放出試験の再現解析結果.....	105
図 5-12. 水素ステーションの動的・物理モデルによる FCV タンクへの水素充填解析結果 ..	107
図 5-13. 水素ステーションの動的・物理モデルによる水素漏洩シナリオ解析結果	109
図 5-14. 水素ステーションの安全対策例 [163].....	111
図 5-15. 過流防止弁とその構造 [163].....	111
図 5-16. 過流防止弁を備えたベースライン構成と簡易オリフィスに置き換えた代替構成	113
図 5-17. 過流防止弁・簡易オリフィス検討モデル（アキュムレータユニット）	114
図 5-18. 過流防止弁・簡易オリフィス検討モデル（ディスペンサーユニット）	115
図 5-19. 水素充填オペレーションにおける入口・出口圧力履歴	118
図 5-20. 水素充填オペレーションにおけるバンク・FCV タンク圧力履歴.....	119
図 5-21. 過流防止弁の作動条件を満たす場合のイベントツリー	121
図 5-22. 過流防止弁の作動条件を満たさない場合のイベントツリー	122
図 5-23. 水素漏洩シナリオによるリスク値コンター（過流防止弁を備えたベースライン構成）	124
図 5-24. 水素漏洩シナリオによるリスク値コンター（簡易オリフィスを備えた代替構成） .	125

表目次

表 4-1. HTV 推進システムの安全性要求事項 [128]	59
表 4-2. 宇宙機推進システムにおけるコンポーネントレベル故障モード	77
表 5-1. 水素ステーションを対象とした動的・物理モデルのパラメータ設定	101
表 5-2. 過流防止弁・簡易オリフィス検討モデルパラメータ	116
表 5-3. 水素漏洩シナリオ（過流防止弁・簡易オリフィス）	123

1. 緒論

1.1. 緒言

今まさに、宇宙開発から宇宙利用への大きな変革の時を迎えている。これまで、宇宙への挑戦として宇宙技術の獲得とその実証を積み重ねることで、宇宙における人類の活動領域を拡げ、その利用や探査に取り組んできている。そして、これまでに培った技術をさらに発展させることで、社会インフラとしての実装や、商業サービスとしての利用拡大が推し進められている。今後さらに、宇宙活動領域の拡大が図られていくとともに、宇宙活動そのものも多様化・高度化しつつある [1]。

例えば、宇宙へのアクセスを実現する手段である宇宙輸送については、すでに国際競争の段階に移行しており、これまで以上の低コスト化が求められている中で、既にその再使用化が実現され、民間企業による打ち上げサービスの提供が始まっている。こうした安価で高頻度な宇宙輸送サービスの実現により、これまでには想定もされてこなかったような多数の小型衛星が宇宙に投入され、地球観測や通信サービスの提供に役立てられている。こうした地球近傍での宇宙活動については、今後ますます民間企業による事業のフィールドとしての活用が進められていくこととなり、観測データや通信ネットワークとしての活用により社会に提供される便益がますます人々の生活に浸透し不可欠なものとなっていく。

一方で、地球から遠く離れた領域への探査に向けた活動も、今後より一層活発化していくことが想定される。その一つとして、図 1-1 に示す火星探査に向けた活動拠点としての月軌道プラットフォーム Gateway [2]や、その建設・運用・維持に欠かせない物資の補給、さらには補修も必要になってくる。深宇宙探査に向けた拠点としての月の活用については、軌道上だけでなく、図 1-2 に示すような月面活動を支えるインフラ [3]の整備も計画されており、今後ますます宇宙活動の領域が拡がるとともに、その活動を実現するための技術獲得が急がれている [4]。



図 1-1. 将来の国際宇宙探査における月周回有人拠点（Gateway） [2]

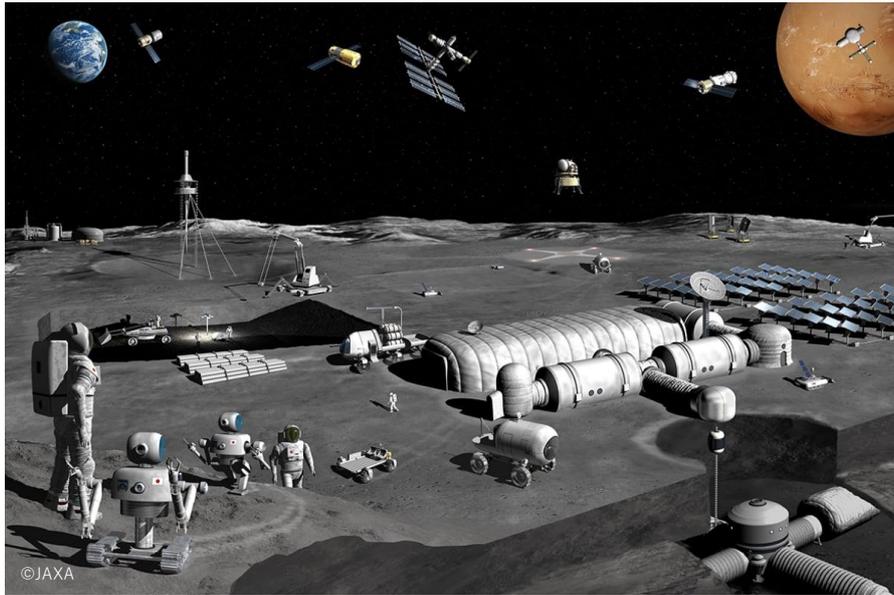


図 1-2. 将来の月面・月周辺での活動風景 [3]

宇宙システムとして定義される対象も、従来のようなロケット等の宇宙輸送機、人工衛星に代表されるような宇宙機、そしてそれらの運用管制に用いられる地上セグメント [5]から、より広範な対象として、月面での活動基盤として構築される環境維持・エネルギー補給等の役割を担う宇宙インフラ等も含まれることになる。また、宇宙システムが提供する便益についても、これまで以上に深く社会に影響を持つことになることを想定しておく必要がある。

本研究は、宇宙機システムを対象としたリスクマネジメントのプロセスの中でも、特に、リスクアセスメントの効率化、及びリスクへの対処の合理化の実現に向けて、“①複雑なシステム構成、多領域にわたる相互作用”、“②高度な機能により利便性や経済性を実現”、そして“③導入・計画段階にあり運用実績が乏しい”といった宇宙機システムの特徴を踏まえ、リスク視点での複合物理・システムモデルの活用のフレームワークの構築を目的とした。

この目的のもと、まず対象とする宇宙機システムにおけるリスクとその実態を明らかにするとともに、現状のリスクマネジメント手法とその取り組みについて調査し、既存手法における課題を明らかにした。

次に、昨今の情報・計算工学技術の発展とともに広く活用されているモデリング&シミュレーション技術のうち、リスク視点でのモデル活用の取り組みや、既往研究においてその対象としている範囲やモデル活用のアプローチについて調査した。

これらの調査結果を整理することで、多領域にまたがった相互作用によるリスクを対象としたリスクアセスメント、及びリスクへの対処におけるモデルの活用方法、そして、モデルベース手法であるが故の課題への対処や、そのメリットを引き出すためのプロセスといった、本研究において提案するフレームワークを構成する要素を抽出し、“宇宙機システムのライフサイクルを通じたモデル活用フレームワーク”として構築した。

提案するモデル活用フレームワークについて、宇宙機システムのうち、ミッション成功・安全性の確保の観点で重要なシステムの一つである、航法誘導制御・推進システムを対象に適用することでその効果を示した。

さらに、社会インフラとしての本格普及に向けた取り組みが進んでおり、先端的工学システムとしての共通点を有する水素ステーションを対象としたリスクアセスメント、及びリスクへの対処として安全化対策のトレードオフ検討へ展開・活用することで、本研究で提案するリスク視点でのモデル活用の有効性を示した。

本研究により、リスク視点での分析・検討において、モデルベース手法のより一層の効果を発揮することを可能とするとともに、今後ますます複雑・高度化する宇宙機システム、そして将来の宇宙インフラに対するリスクマネジメントの効率化や合理化に資する。

1.2. 本研究の目的と研究構成

本研究の目的は、宇宙機システムを対象としたリスクマネジメントプロセスにおけるリスクアセスメントの効率化と、リスクへの対処の合理化の実現を目指した、リスク視点での複合物理・システムレベルモデルの活用フレームワークを構築することである。

本研究の構成を、図 1-3 に示す。第 1 章では、本研究の背景と目的を述べるとともに、リスクマネジメントプロセスにおける取り組みの範囲と、本研究で提案するモデル活用とそのフレームワークの適用対象について示した。

第 2 章では、宇宙機システムとそのリスクマネジメントについて、現状の取り組みや既往研究について調査し、宇宙機システムの特質に起因する問題点と課題を指摘した。

第 3 章では、宇宙機システムに限らず、工学システム全般で広く活用されているモデリング&シミュレーション技術の動向について、特にリスクの視点での既存の取り組みや、既往研究のアプローチについて調査し、複合物理・システムレベルモデルの活用による課題対処方策を検討し、その効果を引き出すための方法論として、宇宙機システムのライフサイクルを通じたモデル活用のフレームワークを提案した。

第 4 章では、第 3 章で提案したモデル活用手法とそのフレームワークを、宇宙機システムにおける多領域にまたがった相互作用に起因するリスクの分析、及びリスクへの対処方策として異常検知・故障診断に資するデータの生成、それぞれの目的に応じたモデル活用に適用した結果を示し、その効果を議論した。

第 5 章では、宇宙機システムと同じく先端的工学システムとしての特質を有する水素ステーションのリスクアセスメント、及びリスクへの対処について提案手法を適用し、既存の安全対策の代替案に対する安全性・利便性といった複数の観点でのトレードオフ検討での活用結果をもとに、その効果を議論した。

そして最後に、第 6 章において本研究の結論を示した。

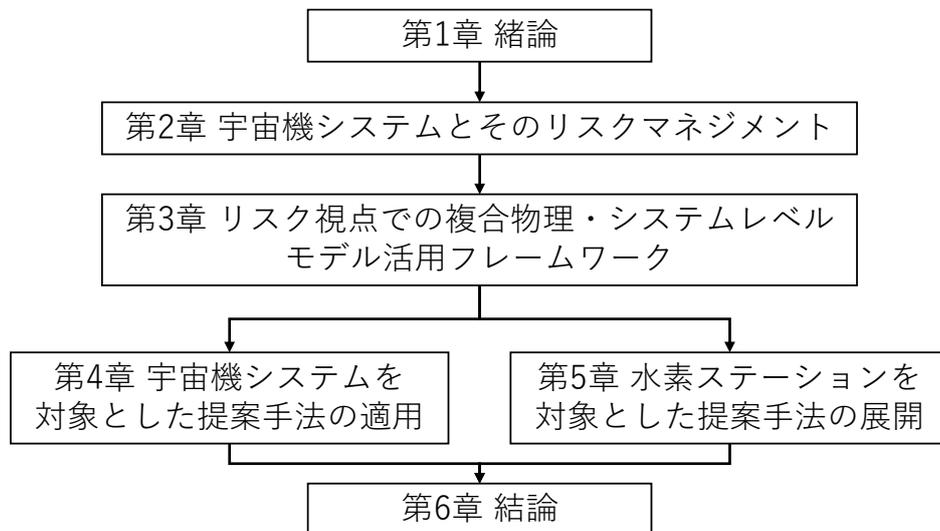


図 1-3. 本論文の構成

1.3. 本研究の対象

本研究における“宇宙機システム”の定義として、システムの2種類の定義のうち、ロケットや衛星等の製品としての“静的なシステム”として、コンポーネント／サブシステム／システムといった構造におけるシステムを指すものではなく、多数の要素が結合し、相互に作用しあう“動的なシステム”を指すものである。

これまでの宇宙機の軌道上での不具合等の要因・背因として、この動的なシステムとしての振る舞いについて、事前の検討／評価／検証が不足していたことが挙げられている。本研究では、宇宙機システムが内包するリスクとして、ミッションの失敗や安全性の喪失につながる事象としてどのようなことが起き得て、その結果がどのような被害や影響につながるのか、そのような事態はどの程度起き得てしまうのかを、より確からしく特定／分析／評価し、そのリスクに適切に対処することで、ミッション成功や安全性の確保に資することを本研究の目標とする。

その目標を達成するための手段の一つとして、既存のリスクアセスメント技法やリスクへの対処方策における、動的システムとしての相互作用に関わる課題への対処方策として、モデルベース手法のうち、特に動的システムとしての相互作用に着目した複合物理・システムレベルモデルを活用するとともに、そのメリットを効果的に引き出すための手法やプロセスをフレームワークとして構築することを、本研究において取り組んだ。

また、宇宙機システムは、多数の要素が有機的に結合し、全体として特定の機能をもつものという定義において工学システムの一つである [6]。科学技術の発展とともに、宇宙機システムに限らず、工学システム全般が複雑化しており、その機能の高度化や活用範囲の拡大により安全の対象も社会へ拡大し、その影響も多様かつ大きなものとなっている。

こうした状況を踏まえ、日本学術会議では、工学システムの社会安全に関する提言として、その判断基準の設定について整理するとともに、安全目標にリスク概念を活用する際の考え方が示されている [7, 8]。本研究では、この工学システムを対象としたリスクマネジメントの定義・用語の方式として取り入れられている ISO31000 におけるリスクマネジメントプロセス [9]のうち、リスク特定／リスク分析／リスク評価のプロセスである“リスクアセスメント”と、リスクに対処するための方策を選定し実施する“リスクへの対処”のそれぞれにおいて、複合物理・システムレベルモデルの活用に取り組む。

また、このモデル活用を、宇宙機のコンセプト検討とその設計を行う“Concept study, and Design”、宇宙機の製造、地上試験を行う“Manufacturing, Integration, and Test”、そして宇宙機の打ち上げや軌道上での運用のフェーズである“Operation”のライフサイクルを通して、モデルの構築／検証／利用／改善・利活用のフローを連続的に回すことを提案する。

このアプローチにより、モデルの段階的な成長、モデルの継承・再利用、情報・データソース管理など、モデルベース手法のメリット・優位性を最大限に活かすことを狙うとともに、宇宙機システムにおける運用機会・機数の制約によるデータ不足への対応や、限られた検証機会を最大限に活用することを目指す。

宇宙機システムは、工学システムの中でも、図 1-4 に示すように、その規模や社会における役割としての分類においては、複雑なシステム構成であるが故に多領域にわたる相互作用を内包しており、高度な機能により利便性や経済性を実現するシステムとして、インフラ系や自動車等に近い位置付けであると考えられる。一方で、そのフェーズとしては、これからまさに社会に広く導入されつつあることから、運用実績やデータの蓄積が乏しいという課題を有している。こうした観点から、本研究では、宇宙機システムを“先端的な工学システム”として位置付ける。

宇宙機システム以外の工学システムに目を向けると、この先端的な工学システムとして、プラント系に分類される水素ステーションに代表される新エネルギーシステムが該当する。水素ステーションについても、その構成要素・機器は新規性が低いものの、システムとしての構成・運用に新規性がある。また、運用実績やデータの蓄積が乏しい、といった観点で宇宙機システムと共通的な課題を有している。

また、将来の国際宇宙探査を支える基盤インフラとして、図 1-5 に示すように、月面での循環型再生エネルギーシステムの活用が検討されている [10]。

こうした共通点な課題への対処、そして将来の宇宙活動を支える基盤インフラとしての新エネルギーシステムへの研究成果の応用・展開を見据え、水素ステーションを対象とした提案手法の適用とその効果の確認についても併せて本研究において取り組む。

1.4. 結言

本章では、本研究の背景と目的として、宇宙機システムの現状と将来動向を踏まえた課題と、その課題の中でも、特に宇宙機の動的なシステムとしてのリスクに着目した理由を述べるとともに、課題解決に向けた本研究の構成とその対象について概説した。

次章以降、宇宙機システムとそのリスクマネジメントについて、宇宙機システムが抱えるリスクの観点での課題と、それらに対するこれまでの取り組みや既往研究におけるアプローチを整理し、その問題点を指摘する。その問題点の解決方策の一つとして、リスク視点での複合物理・システムレベルモデルの活用を提言するとともに、モデルベース手法としての課題への対応として、宇宙機システムのライフサイクルを通じたモデル活用のフレームワークを提案し、その宇宙機システムへの適用、及び先端的工学システムとして同じ課題を有する水素ステーションへの展開を通して、その有効性を示す。

2. 宇宙機システムとそのリスクマネジメント

2.1. 緒言

本章では、宇宙機システムを対象としたリスクマネジメントについて、これまでの取り組みの経緯や既往研究についてその動向を整理することで、現状の課題を識別するとともに、本研究で取り組む対象とその目的を明らかにする。

2.2. 宇宙機システムとそのリスク

宇宙へのアクセスを実現する宇宙輸送システムであるロケットや、宇宙からの地球観測や通信といった宇宙利用技術の確立のための人工衛星、そして地上からは困難な観測を実現するための宇宙科学観測のための人工衛星の開発・運用が進められてきた。こうしたロケットや人工衛星のいずれもが、数十万点もの部品から構成される大規模で複雑なシステムである。さらには、無重力環境、幅広い温度、高い真空度、そして宇宙放射線等の特殊な環境下に晒されることになる。加えて、宇宙においてそのシステムを修理することが困難であることから高い品質と信頼性が求められる。

現在、日本の宇宙開発・利用を支える輸送手段として、基幹ロケット H-IIA が運用されており、その派生型である H-IIB ロケットは、9回にわたる HTV（こうのとり）による国際宇宙ステーションへの補給物資・回収ミッションの全ての成功を支えた。この H-IIA ロケットの開発は、米国からの技術導入から始まっており、最初の N-I から H-I の打ち上げまで 24 機全てのロケットの打ち上げに成功している。

しかし、初の国産ロケットである H-II ロケットでは、5 機までの打ち上げに成功したものの、6 機目（5 号機）、そして 7 機目（8 号機）と続けざまに失敗を経験することとなってしまった。いずれの打ち上げ失敗についても、その後の事故調査結果から、単一のミスによって引き起こされたものではなく、知識不足からくる設計上の見落としと、製造検査の見落とし等が複合して起こったものであると結論づけられている。これらの見落としは、システム開発に関わる技術者の知識と経験の不足に拠るものだけではなく、システムが大規模であるが故に、検討課題としての識別から漏れてしまうことや、設計に関与する多くの組織間での情報共有が十分ではないが故の認識の齟齬といった要因も挙げられる [11]。

宇宙工学は機械工学、電気工学などの工学分野に並ぶ分野の一つとされているが、宇宙システムの開発に必要とされる知識は総合工学であり広い分野の知識が必要とされる。宇宙システム開発に携わる技術者がこうした広い分野にわたって知識を有していることが望ましいものの、一人が全てを理解し十分な知識を持つことは難しく、世界的にもまだまだ規模が小さな日本の宇宙開発規模において、全ての専門家を組織の中に抱えることも難しい。そこで、失敗の背景要因への対策として必要な専門家をつなぐネットワークの構築により、必要に応じて知識支援を受ける“知識支援集団の構築”が提唱されている [12]。

人工衛星のような宇宙機についても、これまでに多くの失敗を経験してきている。1957

年から 2020 年 8 月の間に打ち上げられた約 10,000 機もの世界の宇宙機のうち、図 2-1 に示すように、約 1,500 機に 4,000 件近くの不具合が発生している [13]。

これらの不具合のうち、1997 年以降の増加については、2,500 kg 以上の大型宇宙機における不具合の増加が寄与している。このことから、大規模システムにおいて、その高い信頼性を実現することの困難さが伺える。またこうした大規模システムであるが故の難しさとして、地上試験における宇宙環境を模擬した試験での評価・検証にかかる膨大なコスト・時間が挙げられる。システムが大きい故に、地上試験に供する供試体の費用だけでなく、試験設備も大規模となり大がかりな試験を実施する必要がある。そのため、限られたリソースの中で十分な評価や検証がしきれないという問題点もある。

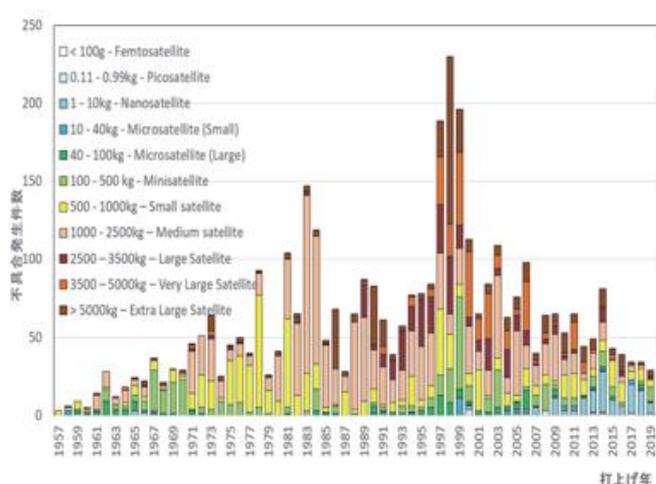


図 2-1. 宇宙機打ち上げ時期と質量区分別不具合発生件数 [13]

さらに、日本が打ち上げた宇宙利用衛星 7 機 (AMSR-E, DRTS, OICETS, ALOS, ETS-VIII, SELENE, WINDS)、及び科学衛星 4 機 (MUSES-C, ASTRO-EII, ASTRO-F, SOLAR-B) を対象とした不具合 (故障 (Failure) : 所定の機能を満足しない状態、機能の一部喪失や機能の恒久的な低下 / 異常 (Anomaly) : 機能的に疑わしい状態、予期しない動作や一時的な機能不良) の調査分析が過去に実施された [14]。この調査では、全 11 機の衛星の開発・運用における 184 件の不具合について分析がなされており、それらの事象として約 64% がハードウェアの故障・異常によるものであるとされている。

また、そのうち約半数が設計検討不足に起因するものであり、それらの対策として設計・解析、試験の充実が提言されている。このうち、設計・解析についての対策反映事項の一つに、“解析・試験の境界、制約条件を加味した可視化による妥当性の詳細確認”として、システム / サブシステム / コンポーネントそれぞれの解析・試験の適合性確認におけるピアレビューの強化・可視化が挙げられている。また、試験については“解析と試験の有効な組み合わせ”が挙げられており、可能な限りの End to End 試験の必要性が識別されている。

この調査結果をもとに、人工衛星の信頼性・品質保証プログラムの妥当性の評価を目的として、過去に発生した故障・異常の現象論的な観点に加えて、それらの原因に遡った2次分析が行われた [15]。この分析の中で、図 2-2 に示すように衛星を構成するサブシステム毎の故障の比率の観点で、1962～1983 年に行われた Hecht らによって行われた調査結果、及び 1980～2005 年に行われた Tafazoli による調査結果と比較して、太陽電池パドルを除く電源系、データ処理系、通信系等のバス系エレクトロニクスの故障の比率が大きく減少しており、対照的に新規開発の要素が強いミッション系と、製造での再現性が確保しづらいとされる推進系の故障の比率が上昇していることが指摘されている。

また、これらの原因について分析した結果として、図 2-3 に示すように、対象となる 33 件のうち、設計不良・不足とされるものは 16 件、製造上の不具合は 9 件と識別されている。なお、部品の偶発故障と識別されるものは 3 件にとどまり、原因不明のものは 5 件となっている。このように、原因が判明した故障 28 件のうち、約 9 割にも及ぶ 25 件が偶発故障ではなく、人工衛星の開発・製造過程に原因がある故障となっている。

さらに、軌道上不具合が地上試験では発見できなかった理由として、図 2-4 に示すように、設計者や製造者が軌道上で発生する現象への予見力を備えていたならば地上で問題点を識別出来たであろう事例や、試験において見過ごされてしまった事例、そして試験内容として軌道上環境・運用条件の再現不足に起因する事例が多い点が指摘されている。

これらの結果から、偶発故障が支配的であることを前提とした冗長構成により信頼性を高める旧来の衛星信頼性工学にもとづく対処方策だけでは不十分であり、設計、製造、試験検証の不完全さを前提とした信頼性工学への変革が提唱されている。

過去の事例をもとに識別された宇宙機の信頼性の観点での課題は、今後ますますその困難さを増すことが想定される。これまでの宇宙輸送技術の獲得や、軌道上での技術実証といった宇宙開発の取り組みを通して得られた知見や技術をもとに、今まさに本格的な宇宙利用のフェーズに移行しつつある。さらに、地球から宇宙へのアクセス、地球近傍での宇宙利用だけでなく、宇宙科学・探査の取り組みとして、さらに遠方にある月・惑星等を対象としたミッションへの挑戦が進んでいる [16]。

こうした宇宙利用・探査の動向に伴い、ロケットや人工衛星等の機能はより一層高度化し、その機能を実現するシステムもより複雑なものとなりつつある。宇宙輸送コストの大幅な低減を狙ったロケットの再使用化による帰還着陸制御や、多数の小型衛星による通信ネットワークの構築とその運用、そして重力天体への着陸制御等において、それらを実現する機器としての新規性は低いものの、それらの使用条件や運用方法が大きく異なる。これらの動向を踏まえ、機能の評価や検証はより困難なものとなり得ることが想定されることから、より一層の“設計、製造、試験の不確かさ”への対応が急務となる。

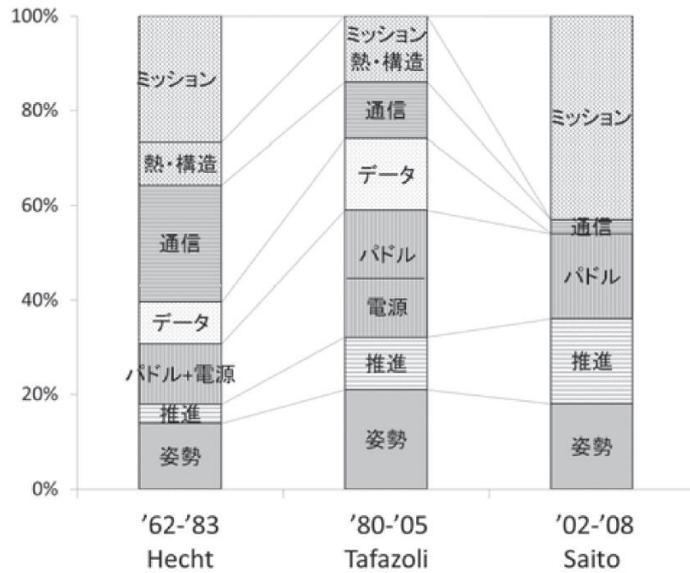
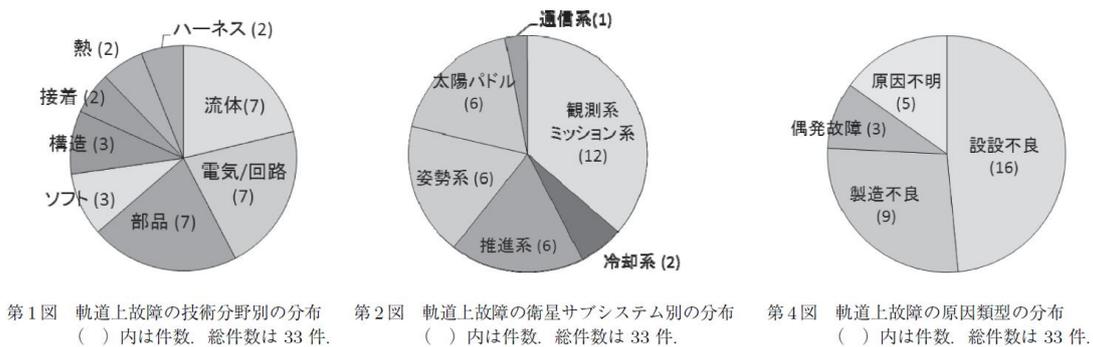
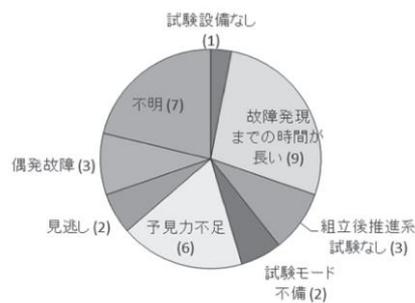


図 2-2. 人工衛星の軌道上不具合の分析結果 (過去の統計結果との比較) [15]



第1図 軌道上故障の技術分野別の分布 () 内は件数. 総件数は 33 件. 第2図 軌道上故障の衛星サブシステム別の分布 () 内は件数. 総件数は 33 件. 第4図 軌道上故障の原因類型の分布 () 内は件数. 総件数は 33 件.

図 2-3. 人工衛星の軌道上不具合の分析結果 (分野・原因分析) [15]



第7図 軌道上故障の要因を地上で発見できなかった原因類型の分布 () 内は件数. 総件数は 33 件.

図 2-4. 人工衛星の軌道上不具合の分析結果 (地上試験で発見出来なかった原因) [15]

2.3. 宇宙機システムを対象としたリスクマネジメント

宇宙開発を支えるシステム開発マネジメント技術は、NASA でのアポロ計画における事故や、スペースシャトルの事故などでの反省や教訓をもとに発展してきており、システム高信頼性化手法の導入が進み、高信頼性システムや高信頼性組織が認識された経緯がある。その前提として、膨大な部品点数により構成される大規模システムについて“ものは故障する、人はエラーする”という考えがあり、それらへの対処として高信頼性システムの考え方と、リスク認識が取り入れられている。こうした前提と考え方にもとづき、①バックアップ機能の確保、②飛ぶように試験する、③バックアップ運用計画の策定、そして④残留リスクの認識の4点が必要とされている [17]。

“①バックアップ機能の確保”については、冗長構成により単一故障点を最小限に留めることや、リスク対応のための FDIR (Fault Detection Isolation Recovery) 機能の実装が具体的な対処方策となる。ただし、こうした対応を取ることは部品点数の増大・機能の複雑化につながり得る点に留意が必要となる。“②飛ぶように試験する”については、“Test as It Fly, Fly as It's Tested”と言われるように、システムの健全性を地上で実証し、実証した範囲で使用するようになる。ただし、宇宙機については、その運用環境となる宇宙空間における低・無重力環境の模擬が困難であり、システムレベルでの試験となると試験に供する供試体が高価となり、試験設備とその運用に膨大なコストを要する点が課題となる。“③バックアップ運用計画の策定”については、ノミナル運用の他に、不具合・ヒューマンエラーが発生しても回復できるように、バックアップの運用計画を準備し、かつ運用体制としてもシステムを理解し、不具合に対する解決策を計画出来る能力が求められる。ただし、宇宙機システムについては、その運用機会が限られ、運用機数とその頻度ともに少ない中で、そうした人材の育成や技術継承は非常に困難となる。加えて、“④残留リスクの認識”については、まさに宇宙機システムが大型なシステムであるが故に、膨大な数の要素により構成される複雑なシステムを細部にわたり多数の関係者で審査し、実証を進める難しさがある。そして、大きな課題として挙げられるのが、今までに経験したことがない“未知のエラー”である。

既に経験したことがある“既知のエラー”に対しては、過去の経験を教訓に、その反映や再発防止といった手立てが取り得るが、“未知のエラー”は関係者が気付かない限り、潜在的なリスクとして残り続けてしまう。こうした課題への対応として、不具合を未然に防止し、不具合とヒューマンエラーを除去するためのシステム開発マネジメント手法の発展が組み込まれてきている。この中で、検査制度や品質管理から始まり、品質保証、品質プログラム、品質マネジメントシステムへと発展している。また、ISO 品質マネジメントシステムを取り込むことで、システムの階層構造への対応や、顧客・自組織・供給者の連鎖の認識が加わったシステム開発マネジメント技術への進化を遂げている [18]。

単純系から複雑系への移行として、単純系としての“部品、個人、決定論”から、複雑系としての“システム、チーム、実証論”へと複雑系の認識が始まったことも重要な観点である。例えば、システムを“機械系、電気系、制御系”や“システム、サブシステム、コンポーネン

ト”といった区分で理解することや、内容を定義し共有認識をもつ工夫がなされている。

システムについては、2 種類の定義があり、ロケットや衛星等の製品としての“静的なシステム”と、生産活動を行うプロセスとしての“動的なシステム”がある、このうち“動的なシステム”には、人が集まってつくるチームもその一つである [19]。前述の“未知のエラー”への対応として、より多くの知見や経験を組合せるためにチームの役割が大きい。開発に携わるメンバー、内外の関係者、そして有識者の知恵を組み合わせることで、既知化することが大切となる [20]。

最も大規模で複雑な宇宙システムの一つである国際宇宙ステーション (International Space Station, ISS) は、その計画段階から米国 NASA が主導し、参加各国の協力のもと、安全確保のための取り組みがなされた。この中で、安全設計として FTA (Fault Tree Analysis) をもとにしたハザード識別に取り組むとともに、信頼性確保の観点から FTA のみならずコンポーネントレベルからの FMEA (Failure Modes and Effects Analysis) が実施された。

こうした手法を用いた分析結果をもとに、冗長化等により単一故障点の除去を行う、もしくは冗長化が難しい部分については、設計マージンや軌道上での対処計画の有無などによりリスク評価を実施している。また、その運用段階におけるリスクへの対処として、ハザード解析の結果をもとに安全制御の方法を確立し、運用手順書を策定することで安全性を確保してきている。ただし、本来のリスクの考え方として、ハザードの被害の度合いと発生頻度の組み合わせで評価する必要がある。ISS の計画・運用段階での取り組みでは、ハザード評価は個々の事象の被害の度合いによって要求される制御が設定されていたが、発生頻度も含めたリスク評価までには踏み込まれていなかった [21]。

NASA が提唱する確率論的リスクアセスメント (Probabilistic Risk Assessment (PRA)) 手法 [22] は、安全性と性能を費用対効果の高い方法で改善する目的で、複雑な技術システムのリスクを特定および評価することを目的としており、“Comprehensive (網羅的), Structured (計画的・構造的), and Logical (論理的)”がそのコンセプトとして掲げられている。この手法が目指すものとして、リスクをより確からしく理解し、効果的に管理することで、ミッションとプログラムの成功をより効果的に保証し、高い安全基準を達成して維持することとされている。

このコンセプトのうち“Comprehensive (網羅的)”については、宇宙機システムの検討、設計、製造、組み立て、試験、運用の一連のライフサイクルの観点と、宇宙機システムが多数の要素で構成される複雑なシステムであるという観点、それぞれの組み合わせを網羅し見落としをなくすことにある。そして、“Structured (計画的・構造的)”については、すべての要因に対して計画的な活動の中で構造化された手法を用いることで漏れなく評価を行うことにある。また、“Logical (論理的)”については、専門家・有識者の知見や経験を拠り所とするだけでなく、論理的な分析・評価によってより適切にリスクを理解し、複雑なシステムにおける因果関係や相互作用を分析可能とし、適切な対処方策を導き出すことにある。

この手法が提唱されるきっかけとなったのは 1986 年に起こったスペースシャトル、チャ

レンジャー号の事故であり、それ以前に用いられていた FMEA のような定性的な手法だけでなく、当時の原子力分野で取り組みが進められていた数理的理論にもとづく定量的な手法を適用すべきとの判断によるものであった。

この手法を適用するにあたり、システムを構成する多数の部品の信頼度データが必要となるが、そのための実証データが少ないと統計的にその信頼水準は低くなってしまふ。この信頼水準を高いレベルになしえた背景には、日本をはるかに凌駕する米国の宇宙産業規模と、ロケット・人工衛星の運用実績がある。残念ながら日本で得られるデータは僅かなものであり、運用経験も乏しいことから、地道なデータの積み上げの努力を続けながらも、実績や経験のみに拠らない、日本ならではの工夫に取り組む必要がある。

高い信頼性と低いコストとの両立については、これまでの日本の宇宙開発においても、重要な課題の一つとして取り組みが進められてきている。宇宙輸送システムにおいて、推進機能の中核を担うロケットエンジンには、非常に高い信頼性が要求される。

そのため、これまでのロケットエンジン開発では、大規模かつ多数回のエンジン燃焼試験を行い、その過程で顕在化した不具合に対して徹底的に対処することで、実証ベースでの信頼性確保を行ってきた。しかし、この開発プロセスには、実証にかかる莫大な費用と時間、そして試験で顕在化した不具合への対処による追加の開発コスト・期間という課題がある。このような課題に対して、設計の上流段階で十分な設計検証を行うことが重要であり、有効な手法の一つとして、自動車をはじめとする民生分野において広く行われているシミュレーション技術を活用したモデルベース開発がある。

そこで、宇宙航空研究開発機構 (JAXA) では、ロケットエンジンの高い信頼性を合理的かつ効率的に確保することを目的に、モデルベースの信頼性評価技術を活用した新たな開発プロセスの構築を行い、現在運用中の基幹ロケットである H2A に置き換わり、次世代の宇宙輸送を担う新型基幹ロケット H3 [23] の 1 段エンジン LE-9 エンジンの開発に先立ち、次世代ロケットエンジン (LE-X エンジン) 技術実証プロジェクトにおいて、その試行を実施した [24, 25]。LE-X エンジンには、高い信頼性と低いコストを両立するために、これまで日本が培ってきた、主に 2 段エンジンに採用されている簡素でロバストなエンジンサイクルであるエキスパンダーブリードサイクルの技術と、1 段エンジンの開発で獲得してきた高圧・大推力エンジン技術の融合を目指したエンジンである。この目的のもと大推力エキスパンダーエンジンという世界にも類を見ないエンジンの実現性を見極めと、特にリスクの高いコンポーネントである燃焼器とターボポンプの試作試験を通じた技術実証が主たる取り組みであった。この活動の中では、ハードウェアに関する技術実証に加えて、開発プロセスに係る技術として、高忠実な数値シミュレーション技術の設計への導入・試行等の取り組みも併せて推し進められ [26, 27]、現在の LE-9 エンジン開発の礎となっている [28]。

JAXA における数値シミュレーション技術は、1970 年代以降、航空分野が先行しており、宇宙開発分野では長い間未成熟であった。2000 年代に入り JAXA スーパーコンピュータシステムの整備や数値シミュレーション技術の進歩が重なり、宇宙開発分野でも急速に活用

が進んできた。当初は、ロケット打ち上げの事故原因究明や開発後期の不具合原因究明などに参考情報として用いられるに過ぎなかったが、東京大学-JAXA 社会連携講座を中心とした ALL JAPAN の研究体制で物理数学モデルの構築を進めたことで、物理現象の再現性や解析精度が向上し、徐々に設計開発の上流段階で活用されるようになってきた [29]。

LE-X 技術実証の活動においても、図 2-5 に示すような、ロケットエンジンを対象とした高忠実な数値シミュレーション技術の獲得が進められてきた [30]。これら、エンジンシステム解析ツール [31]、燃焼安定性解析ツール [32, 33]、燃焼室再生冷却系解析ツール [34, 35]、燃焼室寿命予測ツール [36]、ターボポンプ翼最適化設計ツール [37, 38] は、従来は試験によって行われてきていた性能評価を数値シミュレーションにより置き換えることで、そのコストを大きく低減するとともに、これまでは困難であった性能・形状の最適化を可能とすることにその効果を発揮した。これらの高忠実な数値シミュレーション技術をより一層高度化し、必要な検証を重ねることで、ロケットエンジンの重要故障モードである燃焼室クリープ疲労、燃焼不安定性、キャビテーション不安定性、ターボポンプ軸振動、そしてターボポンプ高サイクル疲労への対処に役立てることが期待されている。

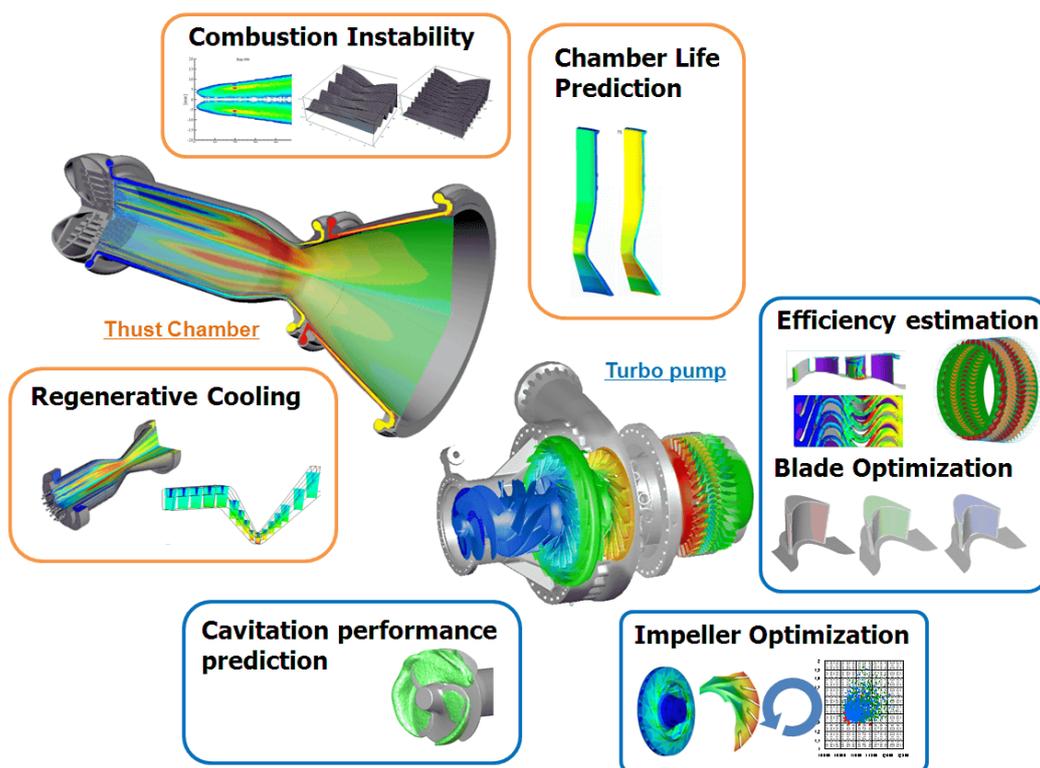


図 2-5. ロケットエンジンを対象とした高忠実数値シミュレーション技術 [30]

この LE-X の取り組みを通して構築・試行された、モデルベースでの信頼性評価技術を活用した開発プロセスは、図 2-6 に示すように、“網羅的な故障モード識別・対処 (Failure Modes Identification & Re-Design)”と“モデルベースの信頼性評価・検証 (Model-Based Evaluation & Validation)”の 2つのフローによって構成される。これら 2つのフローのうち、“網羅的な故障モード識別・対処”のフローでは、図 2-7 に示すように、これまでの開発実績や知見 (Lessons Learned)、及び他国・他産業での失敗事例等を、故障モードを軸に体系化したデータベースとして整備し、FMEA の効率化と漏れ抜け防止を図っている。また、ロケットエンジンの運用シナリオ (時系列イベント) の視点での故障モード識別として、ESD (Event Sequence Diagram) と FTA とを組み合わせた故障シナリオ分析を行うとともに、有識者によるレビューを含めた複数の視点での故障モード識別によって、その網羅性を確保している。そして、“モデルベースの信頼性評価・検証”のフローでは、図 2-8 に示すように、製造や運用における、ばらつき (形状寸法や環境条件等) と、その不確かさを考慮した確率的設計解析手法 PDA (Probabilistic Design Analysis) を用いるとともに、評価に用いるモデルの不確かさを確率的に取り扱うことで、識別された故障モード毎にその発生確率の評価を実施し、その値が許容値を超える故障モードに対して、設計や運用条件の見直し等を、“網羅的な故障モード識別・対処”へフィードバックすることで、設計開発段階において効率的に信頼性を作り込むことを可能としている [39, 40]。

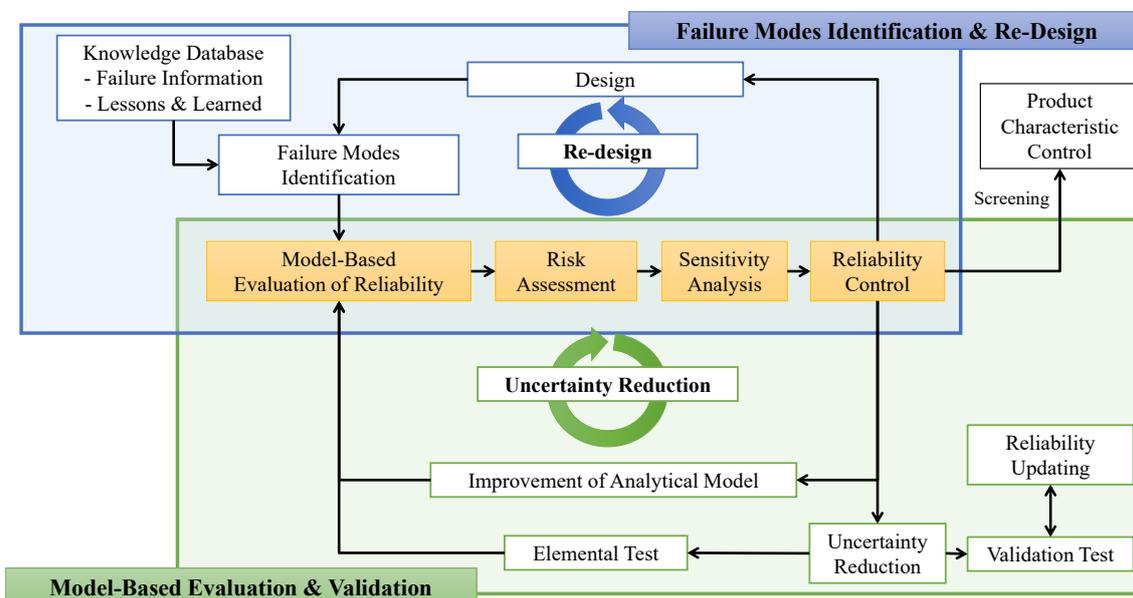


図 2-6. ロケットエンジン高信頼性開発プロセスのフロー [25]

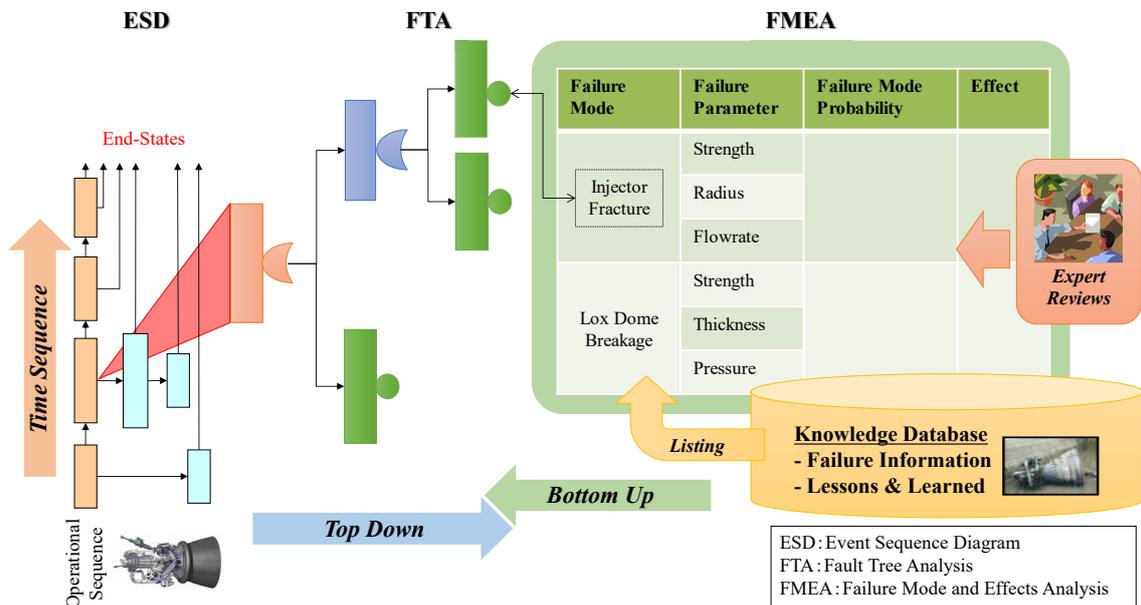


図 2-7. 網羅的な故障モード識別の取り組み [25]

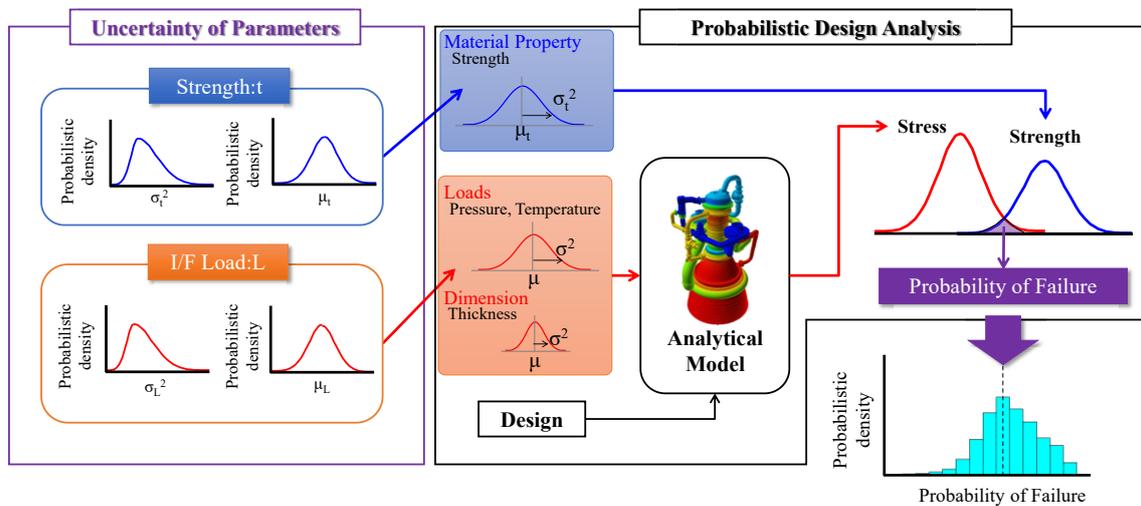


図 2-8. モデルの不確かさを考慮した確率論的設計解析による故障確率の算出 [25]

従来の開発プロセスでは、試験ベースで設計妥当性を都度確認する必要があるため、試験段階に入ると不適合や不具合が多発し、その度に、設計の手戻りとなり開発期間やコストが当初計画より超過することが常であった。一方で、新しい開発プロセスでは、設計妥当性評価をまずは数値シミュレーションベースで実施することで、問題やリスクがある場合には試験に入る前に設計を修正する。つまり、設計上流段階では、多数の要素試験や数値シミュレーションを実施することになるが、試験フェーズに入った後の設計手戻りは最小限に留められることが期待される、いわゆるフロントローディング型のアプローチとなる [41]。

ただし、ここで問題になるのが、開発の上流段階での数値シミュレーションに用いるモデルの確からしさである。この段階から、その妥当性が確認・検証されているモデルを用いることは大変困難である。この問題点に対しては、モデルの不確かさを定量化し、その影響を把握するため計測分野で用いられている不確かさ定量化手法を参考に、“モデルの精度”と“その精度評価のサンプル数”で表し、これらを考慮した信頼度評価を行っている [42]。

従来から、構造分野における PDA 手法の活用として、複合材料は金属材料と比べて考慮すべき設計・製造パラメータが多く材料特性のばらつき等が大きいとされていることから、それらの不確かさを確率的に取り扱うことで、従来の安全率・設計基準ベースの評価手法に比べて、過度に安全側の設計評価とならず金属と同等もしくはそれ以上の信頼性を保証する試みが進められている [43]。モデルの確からしさの考慮にあたっては、この PDA 手法を応用し、識別された故障モード毎に、その現象・メカニズム理解にもとづいて構築されたモデルについて、そのモデルを構築している因子のばらつきを確率分布として考慮し、その確率分布の超母数に対してモデルの不確かさに起因する確率分布を与えている。こうすることで、従来の PDA では信頼度は 1 点の値（点推定）となるが、モデルの不確かさを考慮することで、区間分布（区間推定）として算出されることとなる。

この新たな開発プロセスを適用することで期待される効果の一つとして、検証試験の規模・コストの最適化が挙げられる。このプロセスでは、故障モードの単位での評価・検証が中心となり、かつその手法としてハードウェア中心の実証から、モデルベース技術が活用されることになる。これにより、図 2-9 に示すように、従来のロケットエンジン試験のようなシステムレベルでの大規模で莫大なコストを要する試験を中心とした実証で、かつその試験における累積成功回数を積み上げていく実証信頼度から、故障物理の単位での規模が小さい要素試験やコンポーネントレベルの試験によりモデル検証を積み上げていき、検証されたモデルにもとづく信頼度予測値となる [44]。

このモデルベースでの信頼度予測の場合、モデル検証に必要な粒度・規模の試験を積み上げることになり、それらの試験規模・回数はモデル化対象とする故障モード毎に異なってくる。また、それらの個々の故障モードの発生確率を全体システムとして束ねた際に、システムに要求される信頼度を達成し得るか否かにより、設計変更等により故障確率を下げる、もしくは予測結果の不確かさを低減することを目的とした試験回数の積み増し等の対処方策を検討することが可能となる。

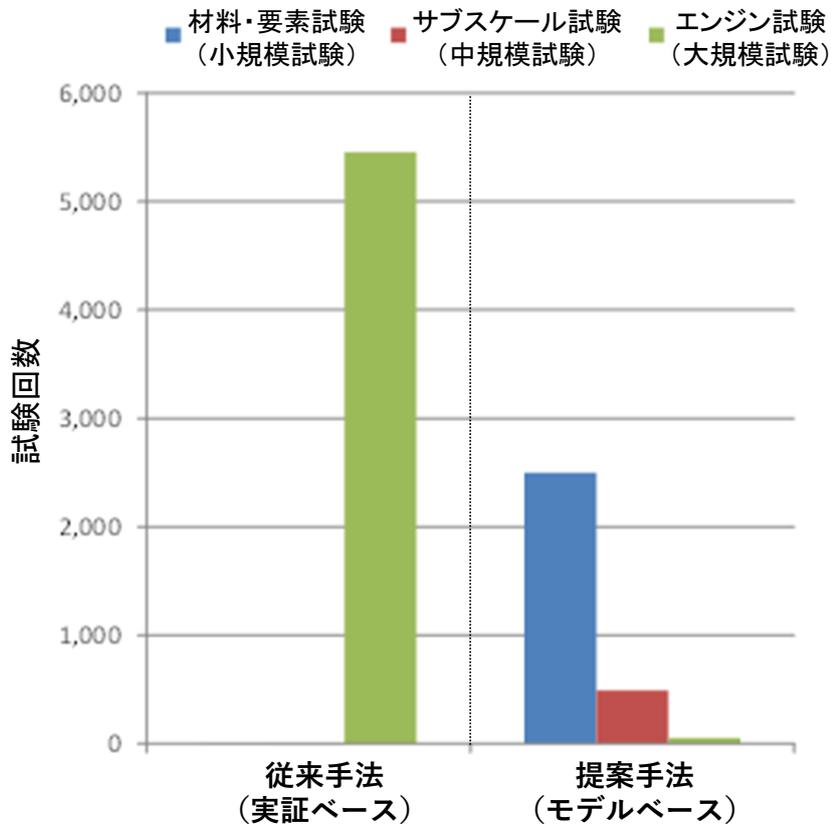


図 2-9. ロケットエンジンにおける信頼度検証に必要な試験規模算出結果 [44]

2.4. 宇宙機システムのリスクマネジメントにおける課題とその対処方策

先述の宇宙機システムとそのリスクに関する特徴・特質を踏まえ、リスクマネジメントの観点での課題を整理する。また、それぞれの課題への対処方策として、本研究において取り組む範囲とその対象を示す。

宇宙機システムが“複雑・大規模”であるが故に、単一の組織／企業が、その設計／開発／製造／運用の全てを担うことは難しく、サブシステム／コンポーネントの単位や技術専門領域毎に担当が分かれ、それぞれ分担をすることとなる。FTA や FMEA などの分析・評価手法は、過去の開発または運用の経験から得られた知識にもとづいており、それらを実施する担当者の過去の経験や専門性に拠るところが大きい [45]。そのため、宇宙機システムを対象としたリスクアセスメントにおいては、“多領域にまたがった複雑なシステム構成”であるにも関わらず、その担当が分かれることで、分野・構成をまたがった I/F や相互作用の観点での識別漏れ・検討不足が懸念される。

また、地上試験における実運用条件の再現が困難であり、かつ実運用時のデータ蓄積が乏しい点が挙げられる。宇宙機システムの中でも、誘導航法／軌道／姿勢制御に用いられ、ミ

ッション成功と安全性の確保に大きな役割を担うサブシステムの一つである推進系を例にとると、これまでの多くの開発では、試験にかかるコストの制約等から、実際に用いられる極低温の液体水素／酸素や、毒性を有するヒドラジン系推進薬等に替えて、水などの安価で安全な模擬液体を使用したコンポーネントおよびサブシステムレベルの試験による評価に留まるケースが多い [46]。

さらに、宇宙機全体のシステムレベルの試験ともなると、さらに供試体の製作、試験装置・設備とその運用にかかるコストが膨大なものとなることから、試験機会が非常に限られてしまう。そうした膨大なコストをかけたとしても、低・無重力や高真空状態といった宇宙環境を地上試験で完全に再現することが難しいため、地上試験だけではリスクを網羅的に識別・評価することは困難となる。こうした制約から、過去データ、試験での実証等による信頼度の定量化は困難となる。

宇宙機の機数・運用機会が、一般的な工学システムと比して非常に少ないことに加えて、その厳しい重量・リソースの制約から、搭載可能なデータ取得及び収録装置が限られ、実際の運用において取得されるデータ量は非常に限られたものとなる。

リスクへの対処方策の一つである FDIR 機能の設計は、システムの信頼性と安全性を高める有効な方法であるものの、経験豊かな専門家の知識が必要となる。加えて、異常検知またはその分離のための根拠や閾値の設定は、地上試験または軌道上での運用から得られたデータに拠るところが大きい [47]。

以上から、宇宙機システムの特徴・特質を踏まえたリスクマネジメントにおける“リスクアセスメント”と“リスクへの対処”の観点での課題として以下が挙げられる。

【リスクアセスメントでの課題】

- 多領域にまたがった複雑なシステム構成
- ハードウェアを中心とした評価・検証にかかる膨大なリソース
- 地上試験での実運用条件、環境の再現性不足

【リスクへの対処における課題】

- 多様なリスク事象と、そのシステムへの波及・伝播
- 運用実績・機数が少なく、計測リソースの厳しい制約によるデータの不足
- 専門家の経験や知見に依存した対処方策の策定

こうした課題に対して、本研究では、従来のドキュメントを中心とした組織／企業間でのインターフェース管理や、定性的でかつ静的な分析に加えて、モデルベース手法の適用により、対象システムを動的に取り扱い、かつ複数の物理領域にまたがった相互作用を考慮可能とすることを目指す。このモデルベース手法の適用にあたっては、各領域の知見をもとに個々の要素モデルを構築し、それらを動的システムとして統合化するアプローチをとるこ

とで、システムとしての分析を可能とするとともに、リスク事象の波及・伝播について評価可能とすることを旨とする。

リスク評価やリスクへの対処で求められる定量性を担保する上での工夫として、適切なモデル詳細度・忠実度を使い分けや、そのモデル検証の取り組みについても本取り組みのスコープとする。また、地上試験でのハードウェアを中心とした評価・検証についても、膨大なコストを要する供試体制作や試験設備に代わって、モデルを活用したバーチャル空間での評価とすることでその効率化を図るとともに、実運用環境の再現性や条件の網羅性についても向上することを旨とする。さらに、運用機会・機数が限られ、実績やデータの蓄積が乏しい点についても、モデルにより効率的にデータ生成を可能とすることで、リスクへの対処における異常検知・故障診断に資することも旨とする。

モデルベース手法ならではのメリットの一つとして、これまでは担当者の経験・知識、技術文書といった形式で蓄積されてきている知見を、モデルという形式で蓄積・流用することで、より活用しやすいように伝承することも、本取り組みで目指す効果の一つとして検討を進める。ただし、モデルベース手法であるが故に、モデルの検証範囲や適用可能な対象を逸脱し誤用してしまうことで、誤った評価や意思決定がなされてしまい得るリスクについても留意した分析を行うものとする。

2.5. 結言

本章では、これまでの宇宙機システムのリスクとして、軌道上での不具合とその要因・背景について調査した結果を整理するとともに、既存のリスクマネジメントの取り組みや既往研究でのアプローチを調査し、その問題点を指摘した。

次章では、広くその活用が進んでいるモデリング&シミュレーションの動向を整理するとともに、多種多様なモデルの特質、そしてリスク視点でのその活用について既往研究における取り組みを踏まえたうえで、本研究で取り組む、リスク視点での複合物理・システムレベルモデルの活用の狙いについて述べる。

3. リスク視点での複合物理・システムレベルモデル活用フレームワーク

3.1. 緒言

本章では、宇宙機システムを含む工学システムを対象としたモデリング&シミュレーション技術の活用について、特にリスクマネジメントにおけるモデルベース手法の動向と既往研究について整理する。それらを踏まえたうえで、宇宙機システムが複雑・大規模で、かつ先端的な工学システムであるが故の、リスク視点でのモデル活用における課題への対処方策として、複合物理・システムレベルモデルの活用と、そのフレームワークを提案する。

3.2. モデリング&シミュレーションの活用動向

コンピュータ等 IT の急速な進歩に支えられた情報・計算工学技術の発展は、航空機や自動車エンジン等の設計において既にその効果を発揮し、モデリング&シミュレーション技術を活用することで、開発効率化や信頼性向上に大きく貢献している。日本の宇宙開発においても、その開発プロセスを大きく変革するポテンシャルを有しており、その活用は JAXA、宇宙産業企業、そして大学等で広く取り組まれている。本項では、宇宙機システムに限らず、工学システムを対象としたモデリング&シミュレーションの活用動向をまとめる。

NASA では、従来のドキュメントを中心としたシステムズエンジニアリングの手法から、モデルベース・システムズエンジニアリング MBSE (Model-Based Systems Engineering) 手法の適用・変革が提唱されている [48, 49]。これは、図 3-1 に示すシステムズエンジニアリング活動のプロセスの中でやり取りされている情報やデータ、そして多くの関係者でのコミュニケーションを効率化することを目的に、MIAMI (MBSE Infusion and Modernization Initiative) と呼ばれるプロジェクトにおいて推し進められてきた [50, 51]。

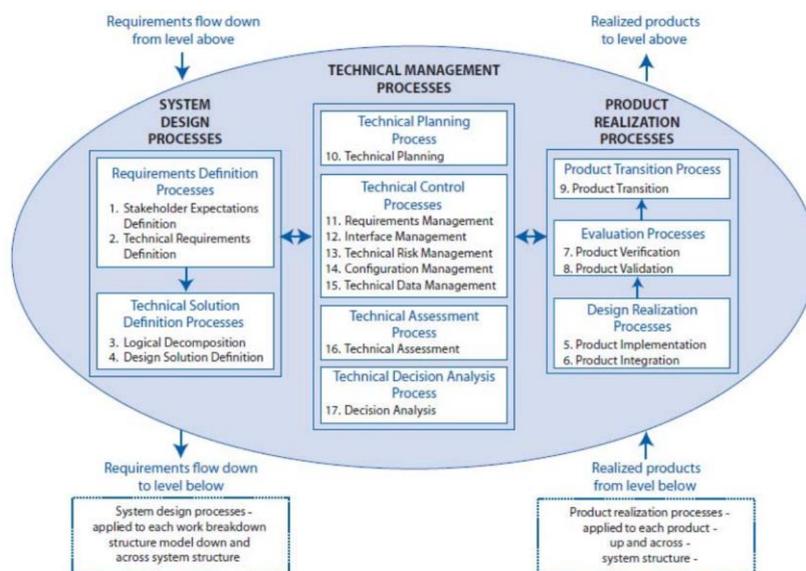


図 3-1. NASA におけるシステムズエンジニアリング活動の全体像 [48]

宇宙分野に限らず、製品に求められる機能や性能が高度化し、メカ・エレキといったハードウェアのみならずソフトウェアが複雑に絡むようになったことで、これまでのドキュメントを中心としたシステムズエンジニアリングの活動では、エンジニアによる設計上の見落としや検証の漏れ等が生じるようになってきている。こうした課題を受けて、モデルを用いた記述を行うことの有効性が着目されるとともに、開発途中での設計変更に際してのトレーサビリティの確保、改良開発の際のモデル再利用性等から、モデルベース手法での製品開発をすることが推奨されている [52]。

MBSE の適用が推奨されている“製品開発”においては、図 3-2 に示すように、システムを構成する機械や電気等からなるハードウェアやソフトウェア等それぞれのエンティティの開発プロセスが存在する。このプロセスにおいて、要求分析、概念設計、アーキテクチャ、仕様決定、詳細設計、製作を経て、その検証・妥当性確認が行われ、製造や運用に至る。その際、“Operation view”、“Functional view”、そして“Physical view”の順に、利害関係者の要求分析からシステム要求を導き、概念設計・アーキテクチャの選定、そして仕様決定を進めることから、それぞれの View に対応した“モデル”を構築・連携することになる [53]。

この MBSE におけるモデル化方法として SysML (Systems Modeling Language) が注目されており、既に航空・宇宙産業等ではシステム開発の際に利用されてきている。この SysML では、図 3-3 に示すように、システムモデルを“構造”、“振舞い”、“要求”、そして“パラメトリック制約”の 4 つで記述することができ、そのモデルをシステム開発プロセス全般にわたって活用することが可能となる。

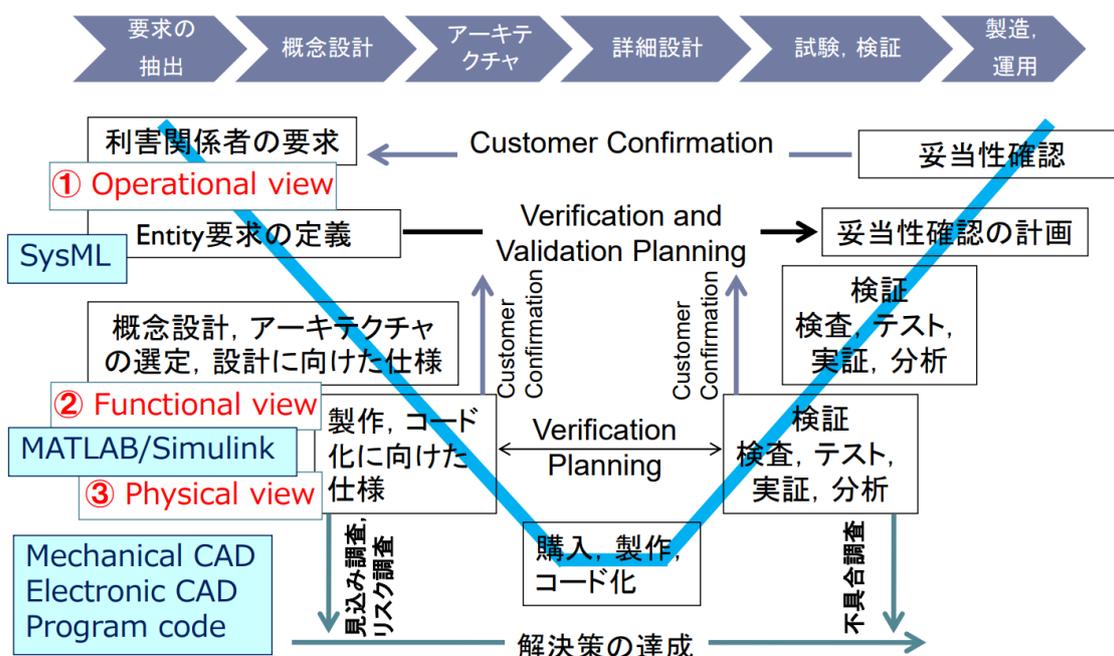


図 3-2. 製品開発のライフサイクルにおけるエンティティ V [53]

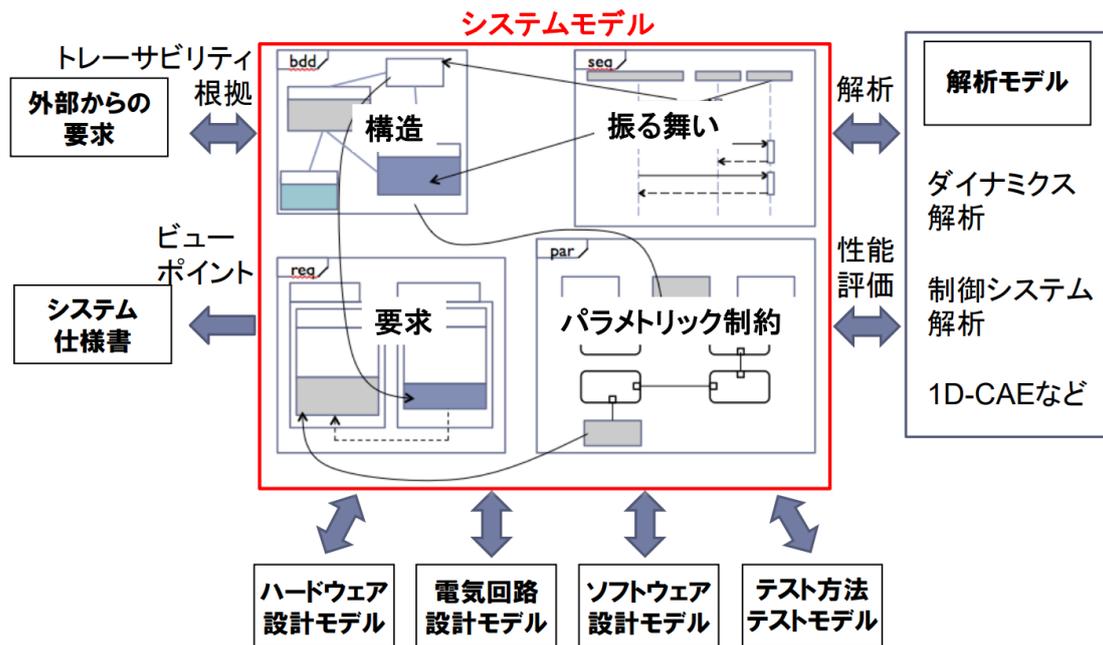


図 3-3. システムモデルとコンカレントデザインを促進するフレームワーク [53]

SysML の特徴として、そのダイアグラムは互いに関連しており、要求や設計変更の影響を容易に把握出来ることから、システム開発に関わる関係者の間で、SysML モデルを共有することで、コンカレントな設計・開発が可能となり得る。また、MBSE 手法の活用方法の一つとして、従来の FMEA について、故障モードの識別におけるデータベースの活用や、システムの振舞いを表現したモデルであるアクティビティ図を援用した影響評価、そして解析結果レポートの出力自動化等を支援する手法とそのツールが提案されている [54]。

こうした MBSE の普及・展開とともに、システムのステークスホルダー毎の目的や、構造的な視点、その実現におけるコストの視点、要求の充足度の視点等、多岐にわたる視点でのモデルが提供・活用されるようになった。

その中でも、図 3-4 に示すように、運用系を含むシステムやサイバーフィジカルシステムといった複雑なシステムを対象とした手法・取り組みとして、人とソフトウェアを内包した複雑工学システムを対象としたアクシデントモデルである STAMP (Systems Theoretic Accident Model and Processes) と STAMP にもとづくハザード分析手法 STPA (System Theoretic Process. Analysis) が挙げられる [55, 56]。

この STAMP/STPA による安全解析では、図 3-5 に示すように、システム構成要素間の相互作用に着目し、システムの安全制約に違反した場合にアクシデントが起こると考える。この相互作用 (Control Action) のうちハザードにつながる不適切なものを、ガイドワードにより UCA (Unsafe Control Action) として抽出し、その結果をもとにハザード誘発シナリオを同定し安全制約・安全要求へ展開する [57, 58]。

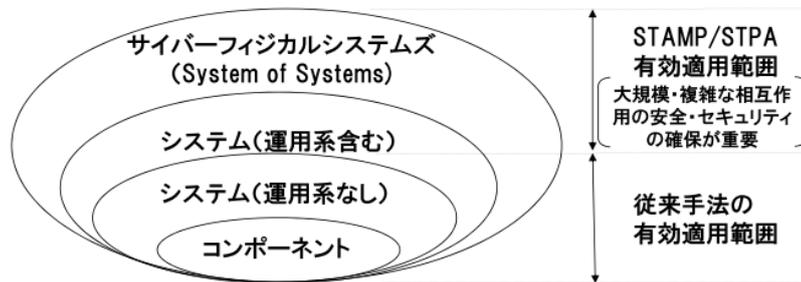


図 3-4. STAMP/STPA の適用範囲 [57]

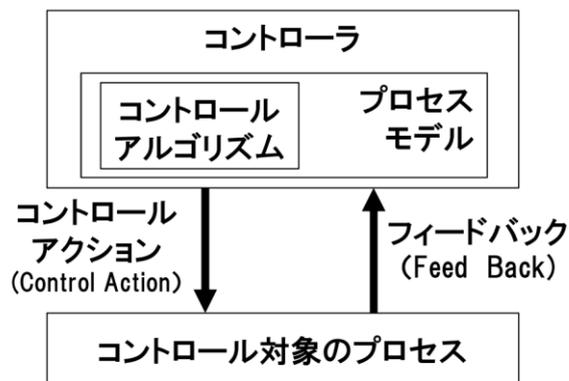


図 3-5. STAMP モデルの基本構成 [57]

この STAMP/STPA による安全解析手法の活用が進んでいる背景として、図 3-6 に示す通り、複雑でソフトウェア集約的な工学システムの普及がある。より高度な機能を実現するため、人・環境・インターネットと工学システムとの複雑な相互作用が必然的に増えることとなる。そうした中で、この複雑な相互作用の欠陥による事故が増えてきていることから、システム全体を俯瞰したシステム思考（システムミック）の手法が必要とされている [59]。

ただし、これまでに示した SysML によるモデル化、そして STAMP のいずれもが、本質的には構造とプロセスをモデルとして表現している点に留意が必要となる。SysML でのモデルの一つであるパラメトリック図については、数式・物理方程式も含めることが出来るが、モデル化の主眼は、パラメータ間の関係として制約や源泉情報の管理にある。

一方で、本研究の対象とする宇宙機システムに内在する相互作用に起因するリスクについては、静的なシステムとしての構造やプロセスだけでなく、動的なシステムとしての観点において物理現象を伴うダイナミクスを定量的に評価する必要がある。

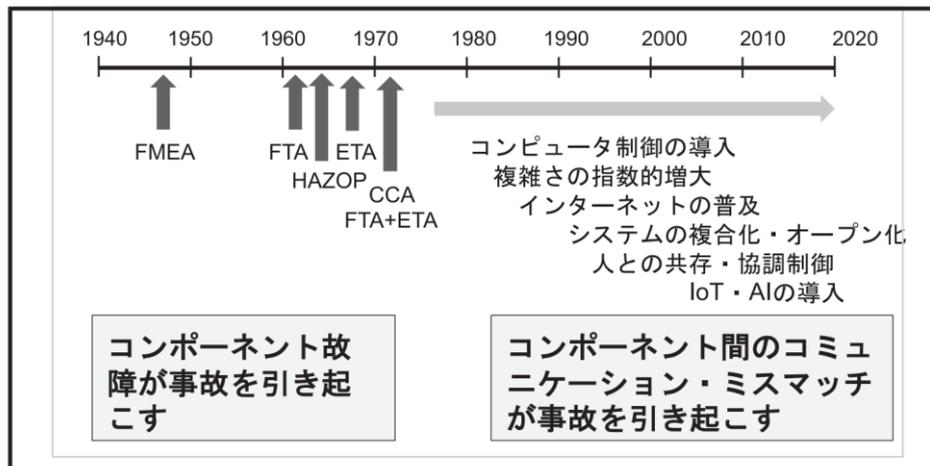


図 3-6. 工学製品開発の伸展と安全分析の時代変化 [59]

工学分野における物理現象を対象としたモデルの概念として、物理モデルと数学モデルの大きく2つに分類される。そのうち、前者の“物理モデル”は、物理現象の本質的な性質を抽出し、直観的なモデルとしてつくられたものとされ、後者の“数学モデル”は、さらに詳細な結果を得るために、物理モデルを数式的に表現したものとされている。流体現象を例にとると、“完全流体”や“粘性流体”等の概念の導入は“物理モデル”の構築に、“Euler 運動方程式”や“Navier-Stokes の方程式”は、その“数学モデル”とされる [60]。この“数学モデル”のうち、解析的に解を求めることが困難な場合、コンピュータで取り扱える“数値モデル”とし、そのモデルによって数値シミュレーションを行うことで現象の理解に役立てる。昨今、コンピュータの性能が飛躍的に向上したことで、この“数値モデル”が重要な位置を占めている。

特に航空宇宙や自動車の分野でのモデルベース手法の活用として、“モデルベース開発”が挙げられる、これは“Model-Based Design”、もしくは“Model-Based Development”のことで、モデルを基盤とした設計・開発手法であり、特に制御ソフトウェア開発手法を指すことが多い。自動車の分野においては、排気ガス規制、低燃費要求、安全要求等の社会的要請、及び運転快適性等から、エンジン制御システム開発が複雑化する中で、図 3-7 に示すように制御対象と制御装置のモデルを機能仕様書として用いることで、開発の効率化や検証精度の向上が進められてきている [61, 62]。

また、MBSE による要求・機能分析と機能設計、そして MBD による要求・機能を実現するソフトウェア・ハードウェアの設計という階層をまたがって、より一層の開発の効率化や製品の全体最適化を目的として、図 3-8 に示すように、設計／製造／検証にまたがった、それぞれの連携・融合が進められつつある [63]。

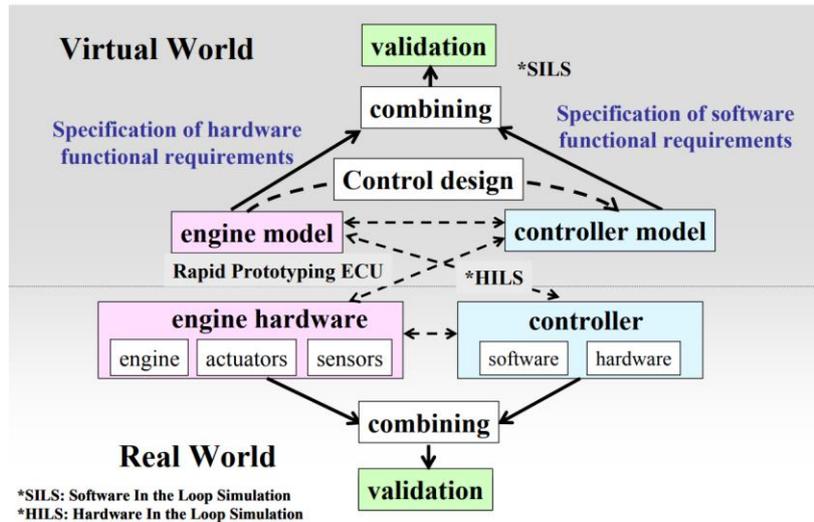


図 3-7. 自動車制御に対する MBD 開発のコンセプト [61]

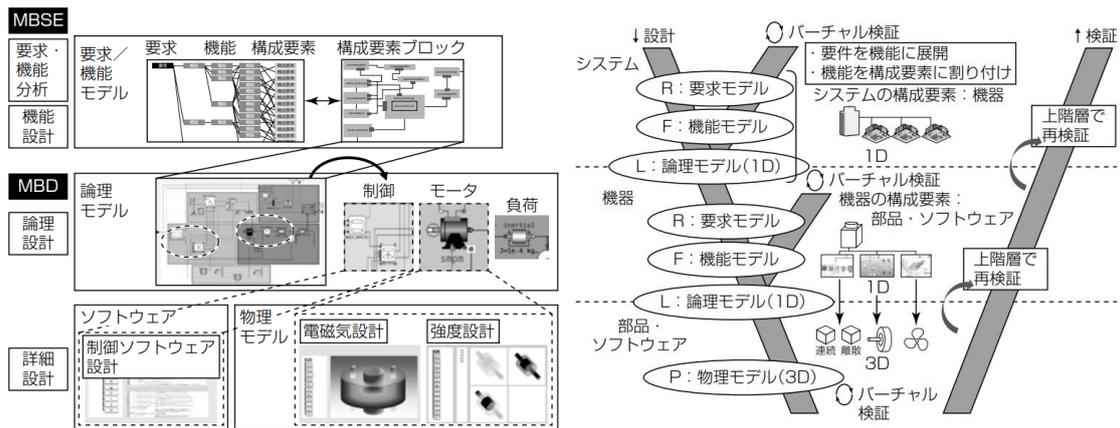


図 3-8. MBSE・MBD 手法によるシステムから部品・ソフトウェアまでの開発 [63]

宇宙分野においても、こうした MBD 手法の活用が進んでいる。その適用範囲は、設計の初期段階からその運用まで、ライフサイクル全体に広がっている。例えば、宇宙機に搭載されるソフトウェア開発のライフサイクル全体にわたった適用として、宇宙機の姿勢・軌道維持のための推進系制御について、その要件定義から動的挙動のためのシミュレーション、そして搭載するソフトウェアのコード自動生成まで、一貫通貫したモデルの活用が提案されている [64]。

また、個々の物理領域毎の分析・評価に加えて、それぞれを統合化し動的なシステムとしての評価を可能とするツール環境が構築され、宇宙機システムの設計・開発に活用されている [65, 66, 67]。こうしたツール環境を用いることで、軌道上での入熱に伴う推進薬の蒸発

といった比較的詳細な物理現象を考慮しながらも、宇宙機の長期的な姿勢・軌道計画といったミッション計画の策定に活用されている [68]。さらには、宇宙機システムだけでなく、その運用のためのインフラであるロケット射点設備システムを対象とした安全性評価にも、こうしたシミュレーションツールが活用されている [69]。

このように工学システムの設計・開発、さらにはその安全性評価まで、工学シミュレーション (Engineering simulation) が広く活用されるようになったことで、その品質保証の重要性は広く産業界に認識されるようになってきており、米国や欧州を中心にその信頼性の確保に関わる技術的なガイドラインを策定する取り組みが多くなされてきている [70]。

シミュレーションは、数値計算による“予測”なので、実現象に対する計算結果の正しさを演繹的に証明することは出来ず、計算結果の正しさ度合 (品質) を状況証拠の積み上げにより (帰納的に) 論証することしかできない。工学シミュレーションの創成期においては、品質保証は解析者の常識や信用に任されていた。しかしながらシミュレーションの高度化に伴い、論証は簡単ではなくなり、方法論の開発や標準化の必要性が高まってきた。原子力システムの安全解析のような分野では、とりわけ論証方法の標準化の重要性は高い [71]。

工学シミュレーションの V&V (Verification & Validation, 検証と妥当性確認) は帰納的な論証の中核をなす概念・原理であり、工学シミュレーションの品質保証の標準はいずれも V&V 概念を採用している。工学シミュレーションの品質保証のための標準には 2 つの流れがある。一つは、図 3-9 に示す米国機械学会 ASME V&V に代表されるモデル構築とシミュレーションにおける予測性能評価に主眼をおいたものである [72]。もう一つは、解析プロセスの品質マネジメントを主眼としたものである [73]。前者をモデル V&V、後者を品質 V&V (または Product V&V) とそれぞれ呼ばれている。

こうした標準化の取り組みは宇宙分野においても進められつつある。NASA では、図 3-10 に示すように、モデリング&シミュレーションツールのライフサイクル全般に渡ったデータの源泉管理、モデル検証、ツールとしての実装とその利用可否判断等のプロセスが、モデリング&シミュレーションの意思決定に対する活用度合いや信頼性・安全性に与える影響度合いに応じた適用方針と併せてまとめられている [74]。

また、欧州においても、宇宙分野における標準規格である ECSS (European Cooperation for Space Standardization) の一つとして、企業/組織をまたがったモデル授受やその流通、モデルの再利用性に関する標準が制定されている [75]。

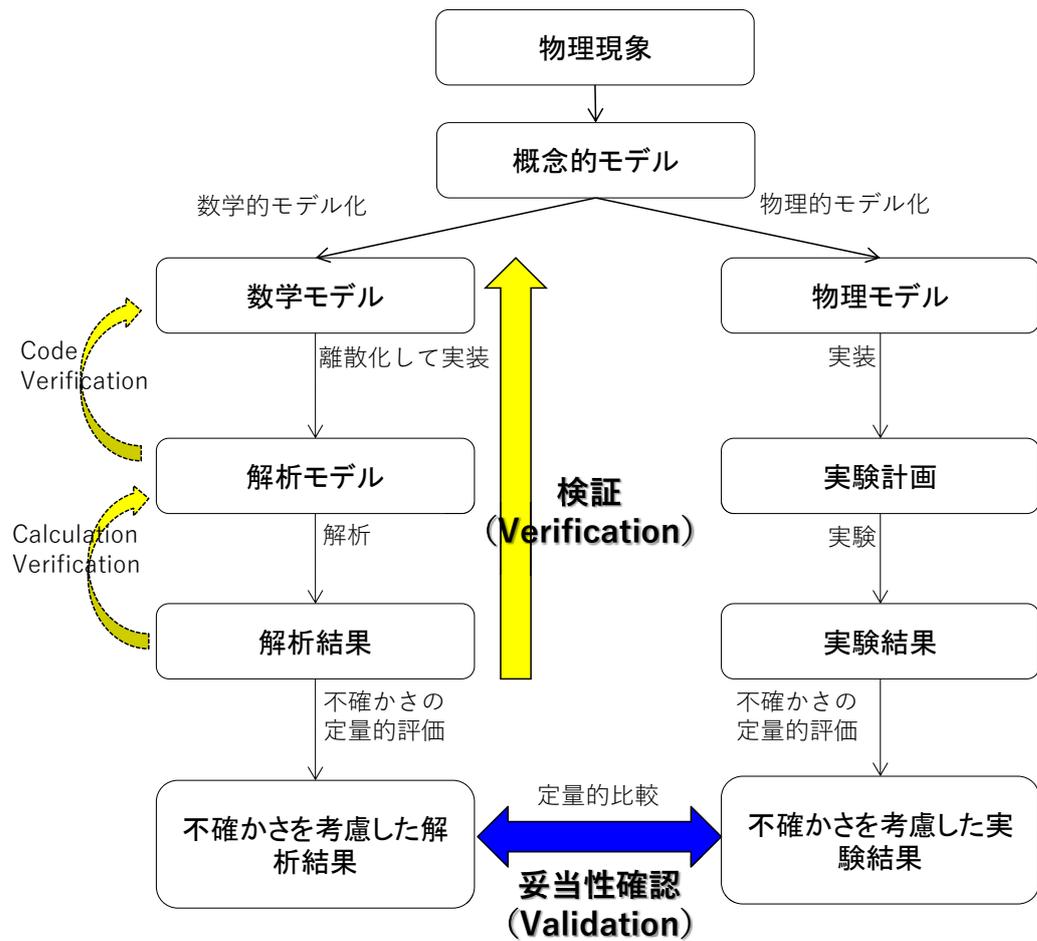


図 3-9. ASME V&V 10-2006 の概要 [72]

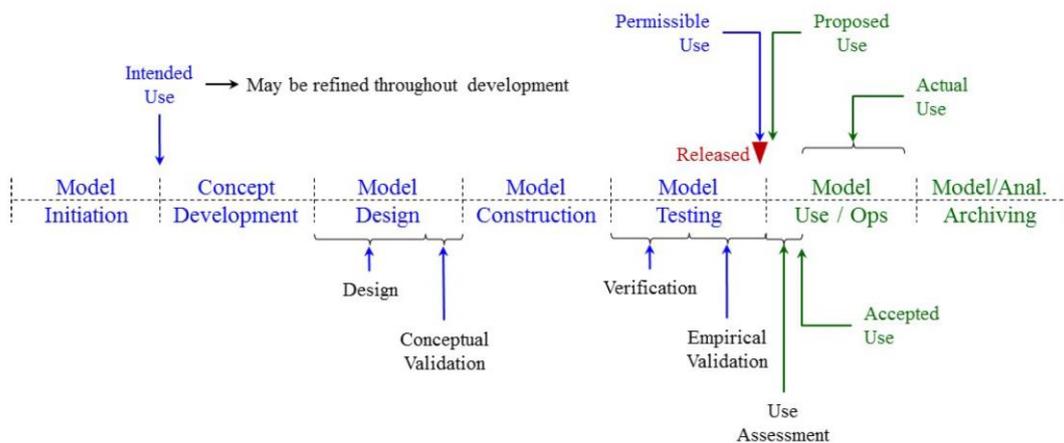


図 3-10. モデリング&シミュレーションのライフサイクル [74]

コンピュータ性能の向上に加えて、通信インフラの整備により、デジタル技術は急速に進展してきている。こうしたデジタル技術の発展は、我々の身の回りにまで浸透し、世の中に大きな変革をもたらしており、その影響は“モデル”の概念や、その周辺技術においても新たな研究分野の発展につながっている。これまで、人を中心として、実験や観測によって得られたデータの中から必要な部分だけを取り出し整理する統計的データ解析により、データの特徴や規則性を有用な情報として活用してきている。このデータの分析について、人の経験的なアプローチだけでなく、データが未知のパラメータを持つ一定の確率的な構造から生み出されたものと考え、“統計モデル”を利用したデータ解析の手法も取り入れられてきている。この手法により従来の経験的なやり方では困難なデータ解析が容易になるだけでなく、その客観性からデータ解析に関する判断が自動化しやすくなるメリットも大きい [76]。

また、膨大なデータが日々生成され、その全てを処理しきれない状況にまできている中で、この“統計モデル”の役割は非常に大きなものとなってきている。膨大なデータから自律的に規則を抽出する機械学習の技術を活用することで、人では見落としてしまう重要な情報を識別し、判断や将来予測の意思決定等に役立つ、“統計的な学習モデル”に関する期待が高まっており、主成分分析や重回帰分析等の多変量解析に関する研究や、ニューラルネットやサポートベクタマシン等の階層性や非線形性を含む大自由度モデルの特性を解明する取り組みが進められている [77]。

この“統計的な学習モデル”は、図 3-11 に示すように、モデリング&シミュレーション技術に加えて、IoT (Internet of Things) やデータアナリティクス技術の進化、そして過去の試験・運用において蓄積されたデータから知見・特徴量を抽出する手法等の組み合わせにより、機械システムに実装されたセンサ情報を活用することによって、システムの健全性評価での活用が進められている [78]。

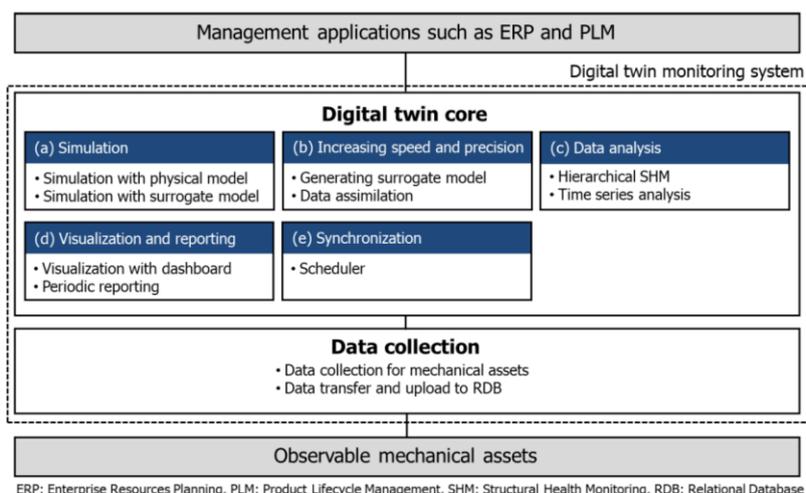


図 3-11. デジタルツインによるヘルスマニタシステム [78]

3.3. 複合物理・システムレベルモデル

宇宙機システムが複雑・大規模であり、その設計・開発を複数の担当者／組織で分担することから、コンカレントエンジニアリング（Concurrent Engineering）手法の適用が進められている。この手法は、設計・開発における複数のプロセスを連携し同時並行で進めることで、それらにかかる期間やコストの低減を図るものである。現在、設計・開発において、数学モデル・解析ツールの役割が大きくなっていることから、モデリング&シミュレーション技術についても、コンカレントエンジニアリングの中での活用が進められつつある。

例えば、米国 NASA の JPL (Jet Propulsion Laboratory) では、惑星科学、天体物理学、太陽物理学、及び有人探査ミッションの新規コンセプトの上流フェーズでの検討を目的に、多分野・複数領域の専門家・有識者で構成される TeamX と呼ばれる組織が 1995 年に設立されている [79]。この TeamX を構成するチームメンバーが一同に会し、コンカレントエンジニアリングのアプローチでのコンセプト検討・レビューを行うための環境整備とともに、各参加者の専門領域での評価・分析の Input/Output をチームメンバーの間で共有するためのデータリポジトリ等の情報システム・ツールの活用が進められている [80]。

さらに、TeamX でレビューされる前段階として、コンセプトの成熟度を示す指標である CML (Concept Maturity Level) が 1 (アイデア創出)、2 (初期の実現性検討)、及び 3 (トレードオフ検討) のレベルを対象とした概念検討を担う組織・枠組みとして、A-Team が 2012 年に設立されている [81]。この A-Team による概念検討を支援するプラットフォームとして、TATER (Tool for Architectural Trade-space Exploration and Refinement) が整備されており、宇宙機の概念設計として観測ミッションにもとづく軌道制御量の推算、ミッション機器や必要リソースをもとに重量・電力等の目途付け、大まかなコスト推算を可能とする Web ベースのツールとその実行環境が利用可能となっている [82]。

一方で、欧州 ESA では、CDF (Concurrent Design Facility) と呼ばれるコンカレントエンジニアリングを実践するための環境が整備されており、新規ミッションの概念検討を対象に、図 3-12 に示すミッション検討と宇宙機設計の一連のプロセスを、要求定義／信頼性・安全性／コスト／各サブシステム設計担当者等の関係者が一同に会して実施する取り組みが行われている [83]。この CDF を支える情報システムの一つとして、関係者の間でデータをやり取りするレポジトリである OCDT (Open Concurrent Design Tool) が整備されており、各担当が実施する解析・シミュレーションの Input となるパラメータを Excel 形式で取り出し、各担当が実施した解析・シミュレーション結果から必要なパラメータをデータベースへ自動で反映する機能が実装されている [84]。

さらに、この OCDT を介したデータのやり取りについては、欧州の宇宙分野における標準規格である ECSS としてデータ形式が規格化されている [85]。さらに、こうしたコンカレントエンジニアリング手法は国際共同プログラムでの適用も進められており、各拠点／国の間でのデータ共有や分散シミュレータの活用等の取り組みがなされている [86, 87]。

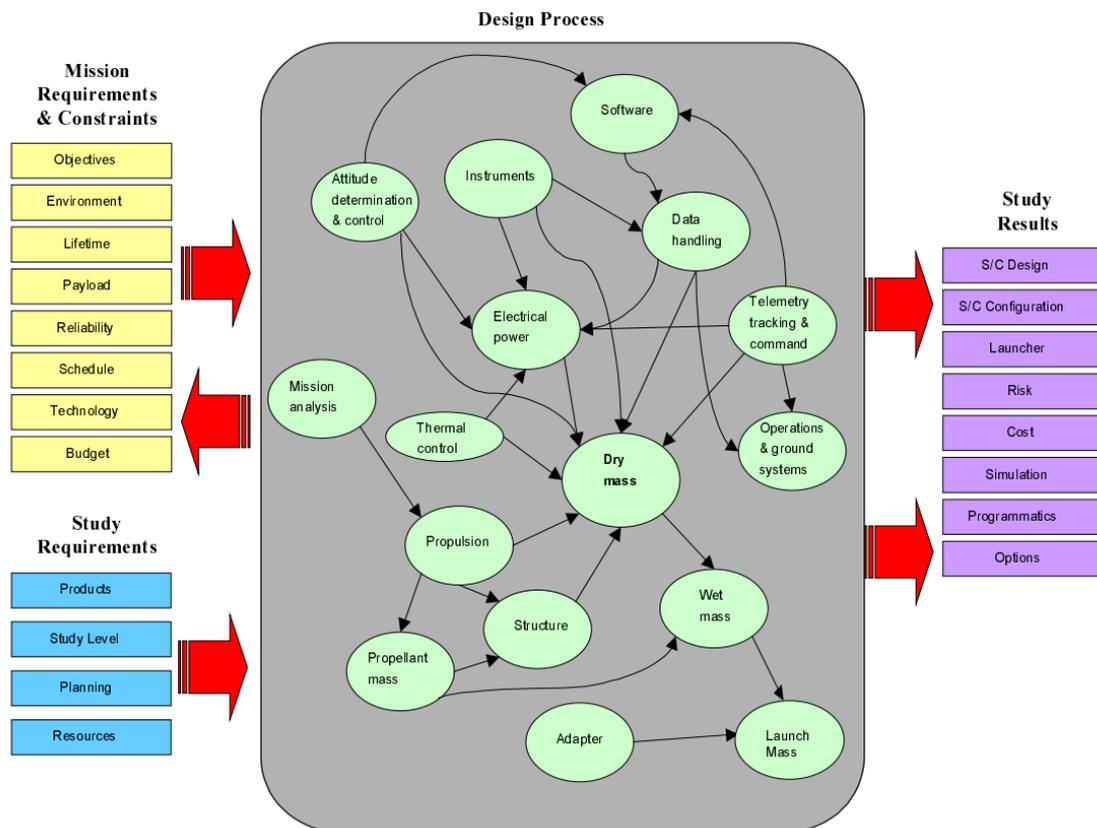


Figure 1 - Conceptual model of the mission and spacecraft design process

図 3-12. ミッション検討及び宇宙機設計プロセスの概念モデル [83]

これまで示したコンカレントエンジニアリングの手法において、モデルやシミュレーションツールが重要な役割を担っており、それらに関係者の中で共有する取り組みが進められているものの、本質的には個々の専門領域の担当者が分析・評価した結果を“データ”として共有し、それぞれの領域を連携させ並行して進めていくことに主眼が置かれている。また、こうしたコンカレントエンジニアリングの適用範囲としては、システムのライフサイクルの中でも特に上流フェーズでの概念検討に重きが置かれている。

これらの多領域にまたがった専門家がそれぞれ分担しデータをやり取りする従来のコンカレントエンジニアリング手法に対して、本研究では“モデル”として各領域の個々の要素を統合化することで、システムとしての相互作用を含めた動的挙動の分析・評価を可能とすることに主眼を置く。また、上流フェーズでの概念検討に限らず、システムのライフサイクルに渡って、それぞれのフェーズ毎の目的に応じてモデルの構築／検証／活用のプロセスを連続的にサイクルとして回していくアプローチを本研究において提案する。

本研究では、その実現手段の一つとして、複合物理領域モデリング言語である Modelica を用いた要素の統合化に取り組む。Modelica は、複数の物理領域（力学系／電気回路系／

伝熱系／流体系／化学反応系／制御系）にまたがったモデル化を可能とするモデリング言語であり、様々な物理現象を数式モデル化し、一つのシステムとしての統合化を可能とするものである [88]。

この Modelica の特徴として、オブジェクト志向 (Object-oriented) のモデリング言語であり、要素モデルを統合することで、多領域にわたった複雑・大規模なシステムモデルを構築することが可能となっている。また、その要素間の結合・統合化にあたっては、input/output の関係を明示的に定義する因果的 (Causal) なモデル化ではなく、保存則等の方程式による関係として非因果的 (Acausal) なモデル化となっている点が挙げられる [89]。

この因果的なモデル化の例としては、制御解析に用いられている MATLAB/Simulink 等が該当し、従来は、いったん物理方程式群をユーザーが解析的に解いたのち、ブロック線図形式で記述する必要があった。そのため、記述されたブロック線図から元の方程式が容易に分からない点や、構成を変更する度に、方程式を解きなおし、モデルを作成し直す必要があった。これに対して、Modelica での非因果的モデリングであれば、各要素の間でやり取りされる物理量を定義し、各要素の中では、それらの物理量の間で成立する関係式のみを定義し、それらを組み合わせることで、複雑なシステムであっても、容易にモデルを作成することが出来るとともに、その関係性・方程式が理解しやすく、構成変更に伴う手間も低減することが可能となる。なお、Modelica モデルの計算処理に用いられる数値解法としては、常微分方程式 (Ordinary Differential Equation, ODE) だけでなく、微分代数方程式 (Differential Algebraic Equation, DAE) の解法を用いて計算を行うこととなる [90, 91]。

	概要	特徴
非因果的モデリング Modelica	<ul style="list-style-type: none"> 物理的なつながりと信号の流れを示すつながりの混在が可能 複数の物理現象を同時に扱える (マルチドメイン) 	<ul style="list-style-type: none"> システムの物理構成からの変換量が小さい モデル部品の独立性が高い (下図でダンパー追加に係るモデル変更量が、Modelica の場合、ダンパー追加と結線変更のみで済むのに対し、信号モデリングはほぼモデル化やり直し) プラント系 (連続) と制御系 (離散) を同時に扱うことが可能
因果的モデリング MATLAB/Simulink	<ul style="list-style-type: none"> 着目する信号・物理量の流れを表す (結線は物理的な意味を持たない) 	<ul style="list-style-type: none"> 反作用を表現するためにフィードバック形式のモデル化が必要、これに伴いシステムの物理構成からの変換量が大さい モデルベース開発環境として多くの産業/メーカーで採用されており、制御ロジック設計→プログラム実装環境が整っている



図 3-13. 因果的モデルと非因果的モデルとの比較

この Modelica は、特に制御系からみた制御対象となるプラント系のモデル化に多く活用されてきている。自動車については、ハイブリッド化・電動化により、その制御が飛躍的に複雑化する中で、制御対象となる車両系を Modelica でモデル化することで、燃料・電力消費量、走行性能、動特性等の複数の観点での車両システム設計に活用されている [92]。また、電力プラント等のエネルギーシステムを対象とした取り組みとしてもその活用が進んでおり、複雑化するシステム構成や運用方式、そして新エネルギーシステムへの拡張の中で、モデルベース開発のためのモデル化手法として Modelica が活用されている [93, 94, 95]。

なお、この Modelica については、CAE (Computer-Aided Engineering) ツールとしての分類において、3次元モデルにもとづく CFD (Computational Fluid Dynamics) 解析ツール等を指す 3D CAE との対比として 1D CAE と表現されている事例が多い。この 1D という表現は、特に 1次元という意味ではなく、モデル化抽象度が高くシンプルであることを表現するものとして提唱されている。また、こうした 1D/3D としての分類における区別としてだけでなく、図 3-14 に示すように、設計プロセスでの適用フェーズとその位置付けという意味においても、“全体適正設計のための 1D CAE”と“個別設計のための 3D CAE”として分別されている [96]。

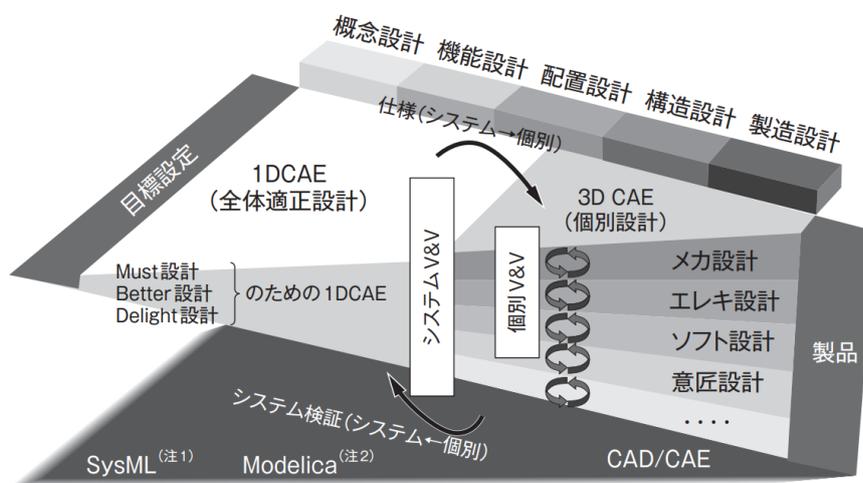


図 3-14. 1DCAE の製品設計への適用手順 [96]

多領域にまたがった連携・統合化については、自動車業界を中心に、ツールに依存しないモデル接続のための共通インターフェース規格として、FMI (Functional Mock-up Interface) が策定されている [97, 98]。この規格が策定された背景として、自動車システムの大規模・複雑化があり、様々な組織で開発されたモデルを接続し、活用するための環境整備が重要となっていたことにある [99]。この FMI に準拠した実行モジュール (Functional Mock-up Unit, FMU) を生成し、結合コネクタを介して図 3-15 に示すように接合することで、異な

るツールで構築されたモデル同士の間で、時々刻々と Communication time step 毎に入出力パラメータのやり取りをすることで連成解析を行うことが可能となる。

なお、この FMI 規格にもとづく連携の方式として、図 3-16 に示すとおり FMU としてモデルを提供する先のツールが備えているソルバーによる解析を行う“Model Exchange”と、モデル提供元のソルバーを FMU に内包し、提供先と提供元とで別々のソルバーを用いる“Co-Simulation”の二つの方式が採用されている。

こうした Modelica や FMI 規格の活用により、特に自動車業界を中心として、複雑・大規模なシステムを対象としたモデルベース開発を実現する上で重要な、車両メーカーとサプライヤーとの間でのモデル流通が実現されており、個々のコンポーネント／サブシステムモデルを車両システムとして全体統合した評価が効率的に可能となっている。

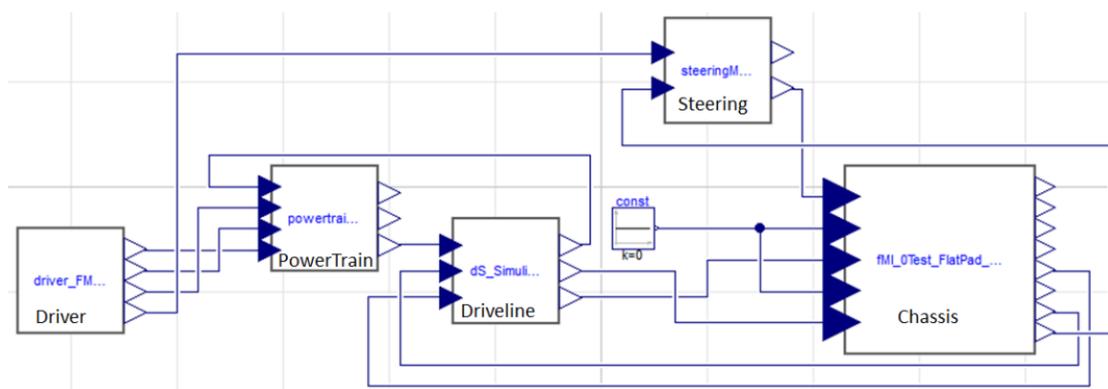


図 3-15. FMU モデル接続例 [97]

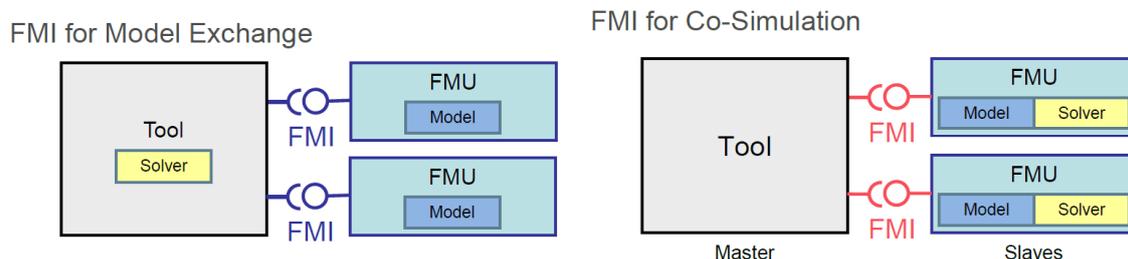


図 3-16. FMI 規格でのモデル授受・ツール間連携方式 [98]

3.4. リスクマネジメントにおけるモデル活用

リスクマネジメントプロセスの中でも、本研究において取り組む対象とする“リスクアセスメント”と“リスクへの対処”でのモデル活用について、これまでの取り組みや既往研究を整理するとともに、その課題を明らかにする。

図 3-17 に示すように、リスク特定、リスク分析、リスク評価のためのリスクアセスメント技法として、ISO 国際規格において多種多様な手法が示されている [100]。このうち、複雑な工学システムを対象としたリスク特定のための手法である HAZOP については、図 3-18 に示すように MBSE において活用されている統一的なモデル化言語である SysML により構築したシステムモデルをハザード解析に用いる手法が提案されている [101]。この SysML に限らず、プロセスフロー、構造ツリー、ブロックダイアグラム等のモデルの FMEA への活用については、宇宙分野に限らず幅広い産業分野において進められている [102]。

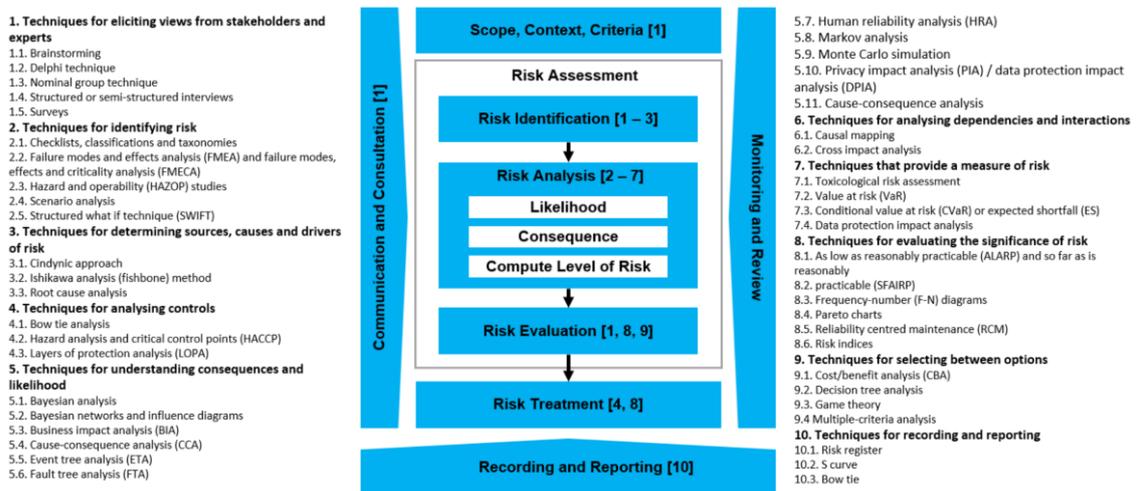


図 3-17. リスクアセスメント技法 [100]

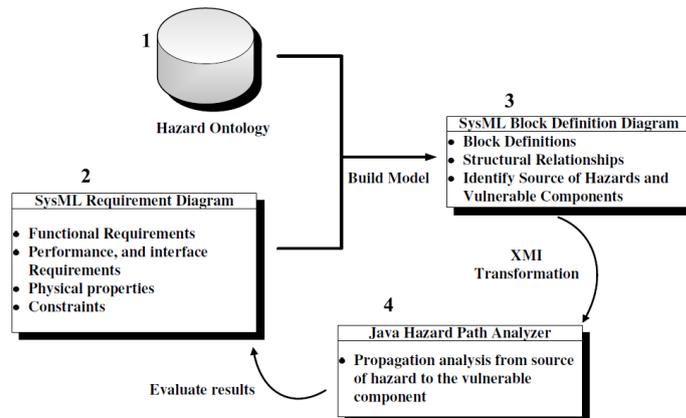


図 3-18. SysML によるシステムモデルを活用したハザード解析フロー [101]

さらに、FMEA に対して致命度 (Criticality) の観点を加えたリスクアセスメント技法のひとつである FMECA (Failure Modes Effects and Criticality Analysis) についても、SysML モデルの活用が進められており、Criticality Analysis の源泉となる故障確率のデータや、その不確かさに関する情報の一元管理等の取り組みがなされている [103]。

こうした取り組みは、MBSE がその対象としていた設計・要求の観点に加えて、安全分析への拡張として、MBSA (Model-Based Safety Analysis) として提唱されている [104]。これは、宇宙分野に限らず、高度な工学システムを対象とした安全分析においても、複雑・大規模なシステムを構成するサブシステム／コンポーネントの相互作用に着目する必要性が広く認知されていく中で、モデル活用による効率化と品質の向上を目指したものである。

安全分析におけるモデル活用としては、前述の複雑システムを対象としたアクシデントモデル STAMP を活用したハザード分析手法 STPA が用いられてきていたが、その課題として、そのモデル構築と分析に高度な知識が求められ、非常に複雑なアプローチが必要となる点が指摘されている。実際に、NASA/ESA 共同プロジェクトである太陽・太陽圏観測機 (Solar and Heliospheric Observatory, SOHO) について、2つの独立した STPA によるハザード分析の結果が、それぞれ大きく異なっていたことが指摘されている [105]。

この MBSA については、システムの構成要素間での関係性をモデル化した構造モデル (Block Diagram) に加えて、モデル要素として状態遷移、イベント、アクション等の振舞いを含むステートマシン図 (State Machine Diagram) を活用する試みがなされている [106]。さらに、これまではソフトウェアや電子回路等への適用に留まっていた MBSA の適用先を、航空機の着陸脚のような機構・電動機器制御系へ拡張することを目的に、制御解析ツールである MATLAB/Simulink のモデルを活用する提案もなされている [107]。しかし、それらのいずれもが、システムを静的な構造・プロセスとしてモデル化しているに留まっている、もしくは動的かつ物理的な要因が十分にモデル化されていない点が課題として挙げられる。

リスクアセスメントにおいて、システムを構成する要素間でのインターフェース及び相互作用や、システムの動的挙動に着目する必要がある。ただし、宇宙機システムのように複雑・大規模なシステムの場合、その規模が大きいが故に、全体システムをサブシステム単位もしくは特定の物理領域の単位 (電気系／推進系／構造系等) に分割し、それぞれ毎の担当者が、設計だけでなくリスク分析においても各々の専門領域や担当範囲において分担することになる。こうした場合、特定のサブシステムや物理領域毎には網羅的なリスク識別が可能であったとしても、それらをまたいだ“システム”としてのリスクについては、システムを構成する要素間での複数の物理領域にまたがったインターフェース及び相互作用の観点において、特定の範囲に限られた情報や知見だけでは、その識別に困難が伴い見過ごしが起こり得てしまう。

こうした複数の物理領域にまたがった相互作用の識別手法として、N2 diagram の活用が提唱されている [45]。この N2 diagram は、図 3-19 に示すように、システムを構成する要素と、その要素間でのインターフェース及びそのインターフェースを介してやり取りされ

る情報・物理量をマトリックス状のモデルとして可視化するものであり、システム視点でのリスク識別において着目すべき対象と範囲の分析に有効な手法である。ただし、この N2 diagram では、相互作用の識別に留まっており、構成要素とその相互作用の実態である物理現象そのものをモデル化するものではない。

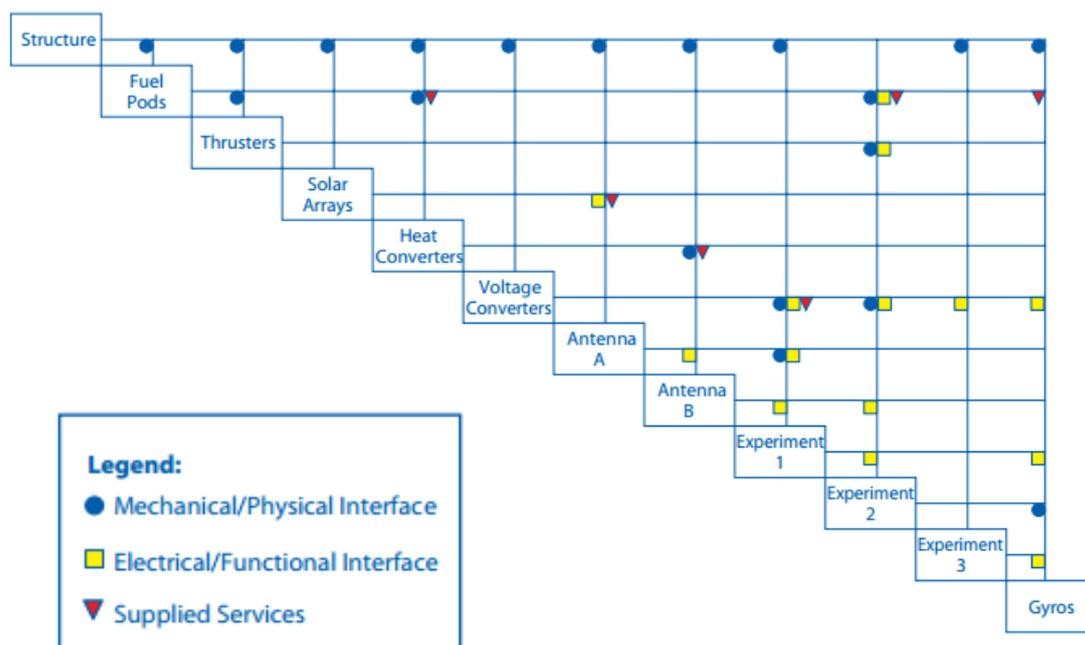


図 3-19. N2 diagram によるシステム構成要素間での I/F 識別 [45]

そこで本研究では、特にシステムレベルの故障モードに着目したリスク分析手法として、複合物理領域モデリング言語 Modelica による対象システムのモデル化、及び動的シミュレーションにより、システム視点でのリスク識別の網羅性の向上を狙ったリスク分析手法を適用する。本手法では、図 3-20 に示すように、システムを構成する要素間での複数の物理領域にまたがったインターフェース及び相互作用を考慮したモデル化を実施するとともに、それらが組み合わさった状態でのシステムとしての動的挙動を踏まえたシミュレーション結果をもとに分析を行うことで、システムレベルでの故障モードである、故障伝播のような波及・連鎖的な事象による“連鎖故障 (Cascading Failure) ”、及び複数の要因が複合することに起因する“複合故障 (Combined Failure) ”を分析可能とする [108]。

この手法は、図 3-21 に示すように、大きく 4 つのフローに分かれている。まず、Step 1 の“Multiphysics System Modeling”では、対象となるシステムに対して、複合物理領域モデリング言語である Modelica を用いることで、複数の物理領域にまたがるインターフェース及び相互作用を考慮したシステムレベルのモデル化を行う。続く Step 2 の“System Dynamic

Simulation”では、Step 1 で作成したシステムモデルにもとづく動的シミュレーションを行うことで、過渡的なシステム応答をもとに、複数の物理領域にまたがったインターフェースを介した波及・連鎖的な事象の分析を可能とするとともに、システムモデルの各々のパラメータのうち、リスク要因となり得るシステム構成機器の特性や環境条件等について、そのばらつきを考慮したモンテカルロシミュレーションによるパラメータスタディによって、複数の要因が複合することに起因する事象の分析を可能とする。そして、Step 3 の“System-Level Potential Failure Mode Identification”では、Step 2 で実施した動的シミュレーション結果にもとづいて、対象システムの動的挙動における異常の兆候を分析することによって、モデル化した対象システム、及びモデルパラメータとして考慮した構成機器の特性や環境条件において、リスクにつながる連鎖・複合的な事象が発生し得るか否かを判断する。Step 4 の“Sensitivity Analysis of System Model Parameter”では、Step 2 で考慮したモデルパラメータ毎のばらつきと、そのばらつきに起因するシステムの動的挙動における異常な振る舞いへの影響をもとに感度解析を行い、感度の高いパラメータを識別することで、さらに詳細なリスク分析を行う際に、分析対象を適切に絞り込むことや、リスク低減策（設計・運用条件への反映等）を検討する際に着目すべき要因を特定することを可能とする。

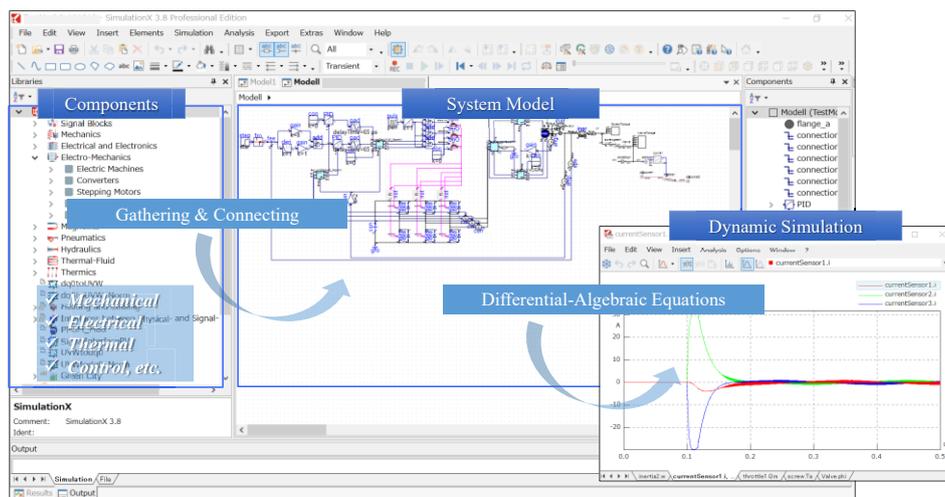


図 3-20. Modelica による対象システムのモデル化とその動的シミュレーション [108]

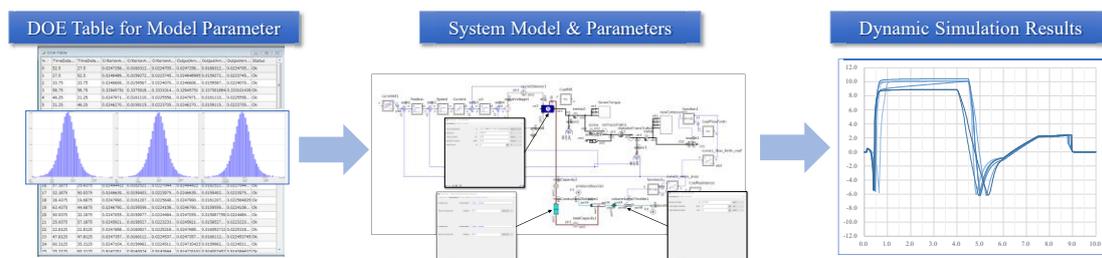


図 3-21. 複合物理領域モデルによるシステム視点でのリスク分析手法フロー [108]

運用中のセンサ情報・計測データを利用し工学システムの健全性を評価する技術として、(1) 健全時のデータと取得したデータとを比較して異常を判定するデータ駆動型 (Data Driven) の技術、(2) 過去の故障履歴データを確率分布にあてはめ、故障寿命を評価する信頼性工学に基づく技術、そして (3) 実際のシステムと同じように振る舞うデジタルモデル、いわゆるデジタルツイン (Digital Twin) により健全性を評価する技術がある [78]。

このうち、データ駆動型の技術と、確率分布を用いた信頼性工学にもとづく技術については、比較的複雑・大規模なシステムである航空機においても、豊富なデータ蓄積が可能な対象と範囲においては、その効力を発揮しており活用が進められている [109]。なお、デジタルツインによる健全性の評価を実用化する上での課題の一つが、評価対象が膨大な数に及ぶことである。膨大な数の評価対象に対応したデジタルツイン・システムを実現するには、膨大な評価計算を実機と同期してリアルタイムに実行できる豊富な計算資源が必要になる [110]。そのため、実用的なデジタルツインとして用いられるモデルとしては、物理モデルを回帰モデル等で近似し、その回帰係数をデータ同化技術の適用等により調整することで高精度化する試みがなされている。さらに、このデジタルツインについては、運用フェーズでの活用に留まらず、MBSA の枠組みの中で、設計・開発フェーズへの展開として、RAMS(Reliability, Availability, Maintainability, and Safety)解析への適用が提唱されており、その中で MBSE におけるモデル化手法だけでなく、物理現象を含めたモデル化手法・ツールとの連携の必要性が指摘されている [111, 112]。

ただし、宇宙機システムについては、その導入・計画段階にあり運用実績が乏しいことから、データの蓄積が非常に少なく、データ駆動型の技術や、統計的な学習モデルの活用が難しい状況にある。一方で、膨大なデータの蓄積のみに拠らず、物理・数学モデルを活用したモデルベース技術についても、幅広い分野において多くの取り組みがなされてきている [113, 114, 115]。しかし、その対象が複雑・大規模システムとなると、異常検知・故障診断のためのモデル化対象が、多領域にまたがった横断的なものになってしまうことが、モデルベース技術を適用するうえでの課題として挙げられている [116, 117]。

JAXA においても、こうした課題を受け、宇宙輸送の低コスト化を目指し、ロケットの再使用化に向けた取り組みの一環として、図 3-24 に示す複合物理・システムモデルを活用したモデルベースでの故障診断の実現に向けた取り組みを進めてきている [118]。

しかしながら、モデルベース技術については、その妥当性が運用における判断・意思決定を大きく左右することから、リスク分析と同じく、十分なモデルの検証がなされていることが大きな意味を持つ。

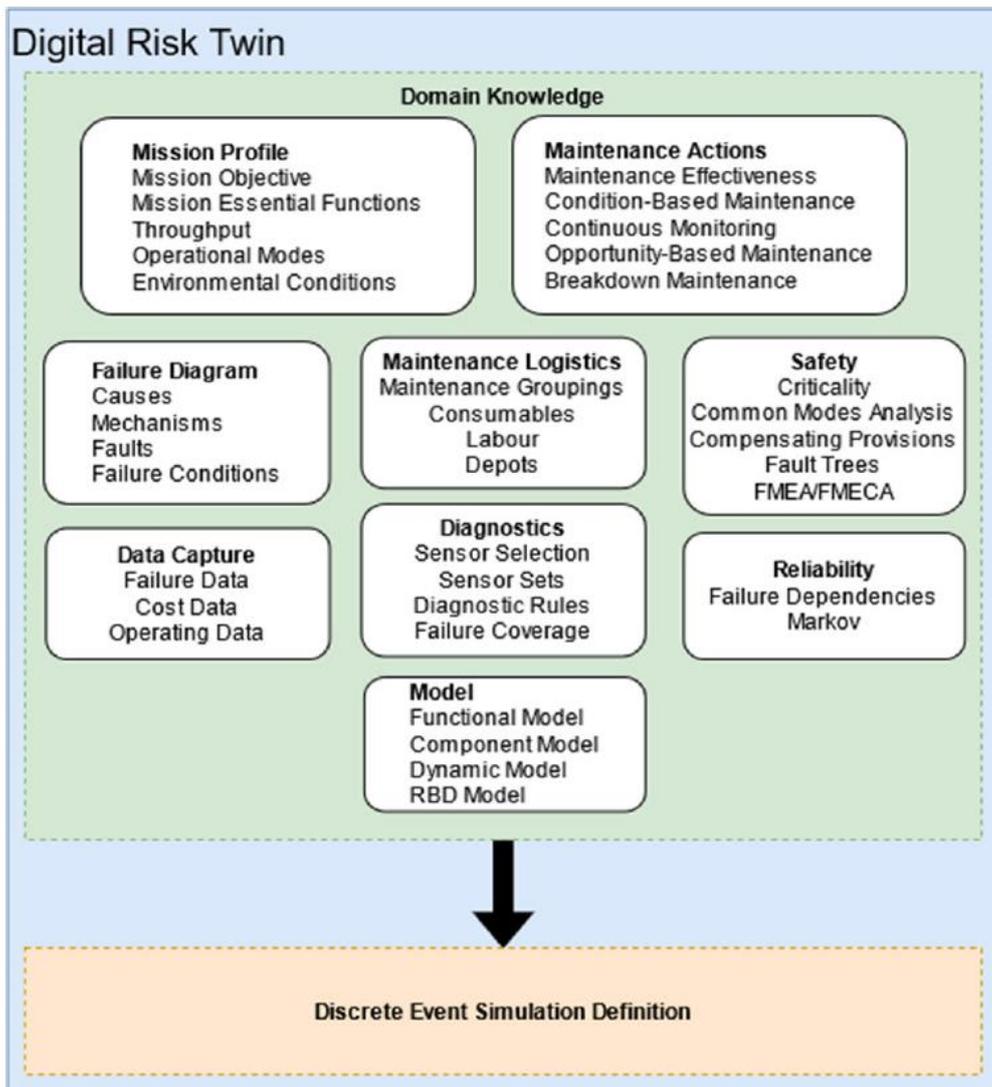


図 3-22. デジタルリスクツイン (Digital Risk Twin) の定義 [112]

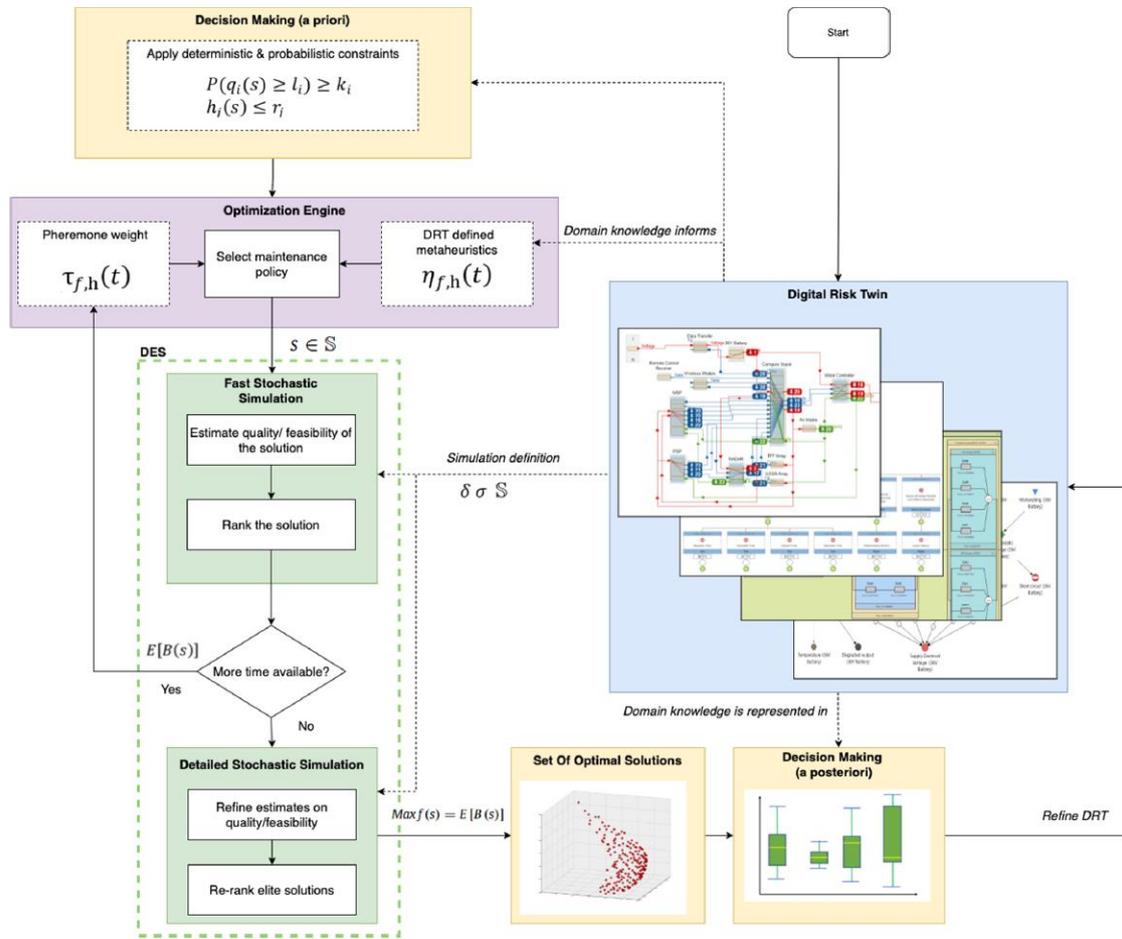


図 3-23. デジタルリスクツインによるメンテナンス最適化フレームワーク [112]

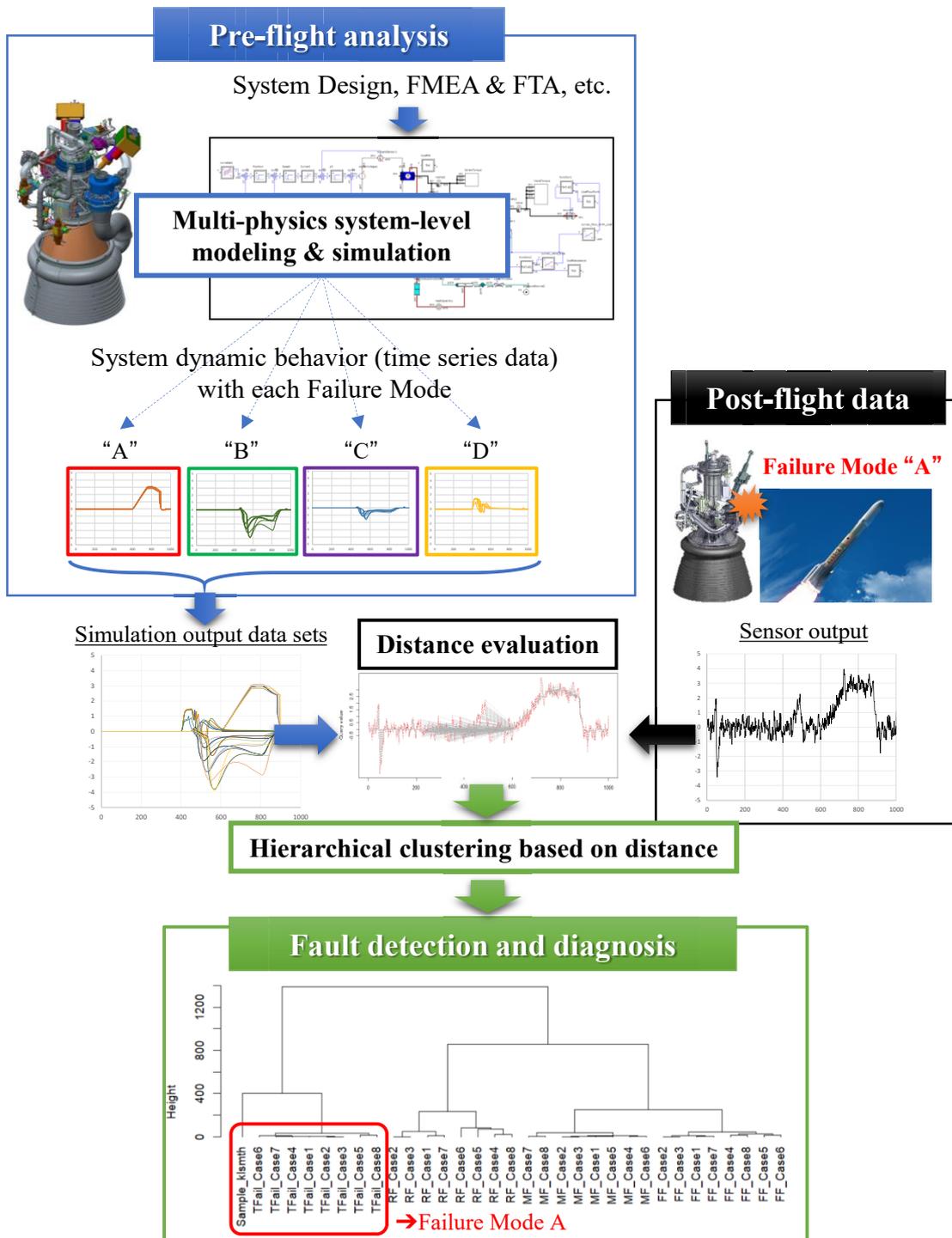


図 3-24. ロケットエンジン用電動アクチュエータのモデルベース故障診断 [118]

3.5. リスク視点での複合物理・システムレベルモデル活用フレームワークの提案

ここでは、宇宙機システムのライフサイクルを通したリスクマネジメントプロセスのうち、図 3-25 に示すように、特に、“リスクアセスメント”と、及び“リスクへの対処”を対象範囲とした、複合物理・システムレベルモデル活用のフレームワークについて述べる。

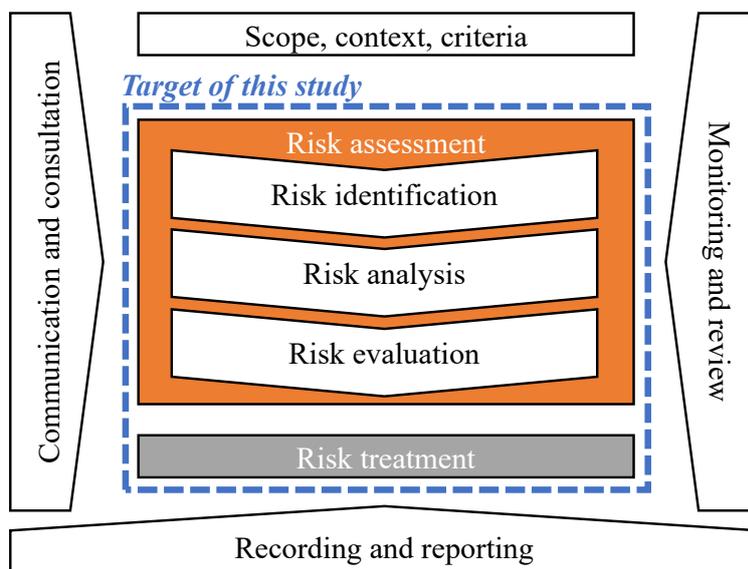


図 3-25. リスクマネジメントプロセスにおける本研究の対象範囲・スコープ

リスクマネジメントの観点において、宇宙機システムが有する先進的な工学システムとしての特質として、“①複雑なシステム構成、多領域にわたる相互作用”、“②高度な機能により利便性や経済性を実現”、そして“③導入・計画段階にあり運用実績が乏しい”の3点が挙げられる。こうした特質により、宇宙機システムのリスクマネジメントにおける技術的な課題として、“リスクアセスメント”、及び“リスクへの対処”については、以下の課題を有しており、それらに対して、以下の通り、複合物理・システムレベルモデルの活用による課題解決を本研究において提案するフレームワークの適用により目指す。

【リスクアセスメントでの課題とその対処方策】

- 多領域にまたがった複雑なシステム構成
→複合物理・システムレベルモデルを活用したリスク分析
- ハードウェアを中心とした評価・検証にかかる膨大なリソース
→モデルベース手法による効率的な評価・検証の実現
- 地上試験での実運用条件、環境の再現性不足
→バーチャル空間を活用したモデルによる再現性の向上

【リスクへの対処における課題とその対処方策】

- 多様なリスク事象と、そのシステムへの波及・伝播
→複合物理・システムレベルモデルによるシステム的な波及・伝播の考慮
- 運用実績・機数が少なく、計測リソースの厳しい制約によるデータの不足
→モデルを活用したデータ生成、最適な計測項目の絞り込み
- 専門家の経験や知見に依存した対処方策の策定
→モデルによる客観的かつ定量的な評価結果にもとづく対処方策の検討

従来のリスクアセスメント手法である FMEA や FTA は、過去の開発・運用経験から得られた専門知識に依存しており、かつ複雑・大規模なシステムの場合、それぞれをコンポーネント／サブシステム単位に分割し、それぞれを担当する技術者／組織に分かれて実施されることが多い。そうした状況から、宇宙機システムにおいて、システムレベルの故障モードを正確かつ包括的に特定し、分析することは、動的な物理現象が複雑に絡み合うシステムレベルの相互作用により困難となる。

また、現状のリスクへの対処方策の一つとして、設計段階において、冗長化や多重防護による信頼性と安全性の確保が図られているが、それらの適用により、宇宙機システムは重厚長大なものとなってしまふ。さらに、運用段階でのリスクへの対処方策として、FDIR 機能による異常検知／隔離／回復が、宇宙機システムに広く実装・適用されており、システムの信頼性・安全性を高めるために有効な手法の一つとなっている。ただし、その設計には時間がかかり、経験豊富な安全技術者の専門知識が必要となる。特に、システム的な波及・伝播について、それらの知見・経験を網羅することは困難である。さらに、異常検出や隔離の判断基準や閾値は、過去の地上試験や軌道上での運用から得られたデータにもとづいていることが多く、新たな宇宙機システムの場合、その特性や運用条件を反映することが難しい。

こうした背景・現状を踏まえ、本研究では、Modelica 言語や FMI 規格によるモデル・ツール間連携手法を用いることで、リスク視点での“複合物理・システムレベルモデル”として活用するにあたり、既存の取り組みのように設計プロセスの上流・下流フェーズでの使い分け・分別をすることなく、宇宙機システムのライフサイクルを通じた活用を提案する。

本研究でのリスクマネジメントの対象が、複雑・大規模なシステムに内在する物理事象に伴う相互作用による異常／故障事象であることから、その相互作用をモデル化し得るモデル化言語として Modelica を活用するとともに、リスク事象の要因となり得る各事象について、適切な詳細度・定量性を持ったモデル・ツールを連携させることで、リスクのより確からしい分析・評価、そして運用におけるリスクへの対処での活用を可能とすることを目指す。

その際に重要となるのがモデルの検証であり、モデルの検証度合によって、リスク分析・評価の結果の確からしさが大きく左右されてしまうことになる。モデル検証のためのデータ取得機会が限られる宇宙機システムにおいては、その制約の中で、宇宙機システムのライフサイクルを通して、モデル・ツールの検証の度合いを高めていくことが必要となる。

図 3-26 は、モデルベース手法を適用するにあたっての、モデル化戦略の検討、モデル構築、モデル検証、モデル利用、そしてモデルの改善・利活用の一連のフローを示したものである。モデル化できる物理現象の範囲には限界があり、モデルを適用する対象とその目的に応じて、その範囲を適切に見定める必要がある。また、モデル化の詳細度・忠実度についても、解析コストとのバランスが課題となる。こうしたモデル化にあたっての考え方・方針として、(1) リスクアセスメント、もしくはリスク対処の目的に沿ったモデリングであること、(2) モデリングの対象範囲、及び詳細度・忠実度が目的・用途に対して適切なものになっていること、(3) モデルの検証や妥当性確認が目的や用途に応じていること、以上の3点について“Modeling strategy”の段階で明確化する。そして、このモデル化戦略にもとづき、“Model construction”において、対象とするシステム構成要素と、その動的かつ物理的な関係・相互作用について必要なモデル構築を行う。

本研究で提案するフレームワークの適用対象の一つであるリスクアセスメントでのモデル活用にあたっては、この段階でのリスク特定が非常に重要となる。この段階で識別された範囲でしかモデル化はなされず、その範囲のみがリスク分析・評価の対象となり得る。本研究では、宇宙機システムが複雑・大規模であるが故に見過ごされ得る複数の物理領域にまたがった相互作用に着目しており、その対象範囲としては、システムに内在するリスクに留まっている。また、そのリスク特定の前提として、これまでの知見として蓄積されてきている個々の構成要素・物理領域毎の現象理解や故障モードの情報等を活用し、それらを動的なシステムの観点で統合化していることが本提案手法の限界でもある。また、もう一つの適用対象であるリスクへの対処でのモデル活用についても、モデル化の範囲に含まれているリスク事象とその影響範囲においてのみシステム的な波及・伝播の考慮を可能とするものであり、その理解や知識が及ばない範囲においては、有効な手段とはなり得ない。

宇宙機システムから、今後さらに広範な宇宙インフラ等を対象とするにあたり、本研究でのスコープに加え、対象とするシステムに内在するリスクについて、新しいアーキテクチャ・運用方法等の新規性の高いものについては、リスク要因やリスクシナリオの洗い出しについても取り組む必要がある。さらには、そのシステムから影響を受ける主体・分野の体系的な整理が必要となり、宇宙インフラに関わる主体として、そのユーザーや事業者、さらには国際協力の中での影響といった観点も網羅する必要がある。

さらに、“Model verification and validation”でのモデルの妥当性確認と検証にあたっては、そのモデルの用途やその適用範囲を考慮して、検証データを取得するための基礎試験等の必要な活動を予め明確化しておく必要がある。得てして、モデル構築の担当者と、設計・開発担当者との間でのコミュニケーション・連携が十分ではなく、必要な検証機会を失い、検証データが不足してしまったが故に、モデルの精度が十分ではなく、その適用範囲も限定的となってしまうことが往々にしてある。こうした事態を避けるためにも、予め試験計画・内容について、モデル検証の観点からの提案・フィードバックが必要となる。さらには、実施可能な確認・検証の内容から、そのモデルの適用可能な範囲・用途を示すことも重要となる。

“Model improvement and diversion”でのモデルの改善・利活用は、モデルベース手法の本来のメリット・効果を引き出すものであり、このフローを継続的に回し続けていくことで、モデルの完成度や信頼度が向上するだけでなく、宇宙機システムの設計／開発／運用の限られた機会を得られた貴重な知見やデータ等をモデルの形で継承していくことにもつながると考える。

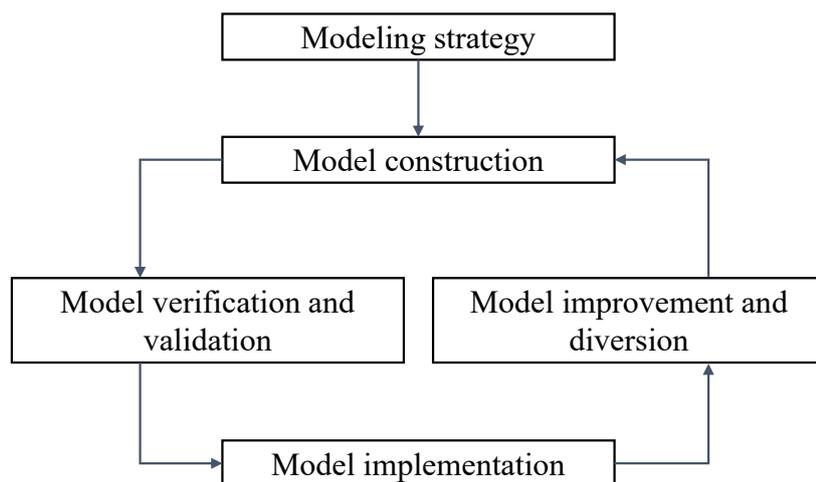


図 3-26. モデルベース手法適用にあたっての基本フロー

図 3-27 は、宇宙機システムのライフサイクルを示しており、ミッション検討・システムアーキテクチャを定義するためのコンセプトスタディから、最終的にミッションを完了し、その後のデブリ化を防ぐための大気圏への再突入を含む軌道上運用までを含む。このライフサイクルは、大きく 3 つのフェーズに分けることが出来る。第一段階となる“Concept study, and Design”のシステムのコンセプト検討とその設計を行うフェーズでは、初期のミッションコンセプトの実現可能性を検討し、宇宙機システムの設計を段階的に詳細化・具体化していく。この段階的な検討・設計のプロセスの中で、モデル化に必要な設計情報や、基礎・コンポーネントレベル試験のデータを入手していく必要があることから、モデル構築・検証として大変重要な位置付けとなる。

第 2 段階の“Manufacturing, Integration, and Test”では、宇宙機システムの製造、地上試験を行う。宇宙機の部品やコンポーネントは、複数のサプライヤーから供給され、最終的には宇宙機システム全体を取りまとめるシステムインテグレータによって統合される。宇宙機システムは、要求された機能を実現し、環境に耐えられるかどうか、厳しい試験を受けなければならない。試験により適合性が確認された後に、射場へ運ばれ、ロケットに組み込まれる。このフェーズで実施される試験は、既にサブシステム／システムレベルに統合化された大規模なものとなる、さらに、試験に供される供試体についても実フライト品となると、

試験回数・計測項目数も限られたものとなるため、モデルの検証データ入手が困難となる。

そして最終段階となる“Operation”は、宇宙機の打ち上げや軌道上での運用のフェーズであり、ロケットにより打ち上げられた宇宙機は、軌道上でのミッション開始の前に、健全性確認等の初期チェックアウトを行った後、観測・通信や補給といったミッションを開始することになる。そして、宇宙機はそのミッションを終えると、ミッション軌道から外れ、宇宙活動を阻害するデブリとなってしまうことを防ぐため、地球の大気圏に再突入し燃え尽きることでその最期を迎えることになる。



図 3-27. 宇宙機システムのライフサイクル

本研究において提案する“宇宙機システムのライフサイクルを通じたモデル活用のフレームワーク”を図 3-28 に示す。このフレームワークでは、図 3-26 に示したモデルベース手法の基本フロー（Model-based approach workflow）を、宇宙機システムのライフサイクルの各フェーズでの設計成立性評価（Design evaluation）、リスク評価（Risk assessment）、そしてリスクへの対処（Risk treatment）において、複合物理・システムレベルモデルを活用するにあたり、各フェーズにおいて、モデル構築／検証／利用／改善・利活用の一連のフローを連続的に回し、設計・開発の進捗に応じてモデルを段階的に更新・統合するアプローチを取る。このアプローチにより、モデルの段階的な成長、モデルの継承・再利用、情報・データソース管理など、モデルベース手法のメリット・優位性を最大限に活かすことを狙う。

このフレームワークを適用したモデル活用の具体的なプロセスとして、まず宇宙機システムのライフサイクルのうち“Concept study, and Design”フェーズにおける設計成立性評価のためのモデル活用では、宇宙機システムの設計情報として、その構成や運用方法をもとに、システム成立性の観点で重要な要素・コンポーネントの物理モデルを構築し、それらを組み合わせた動的なシステムとしての成立性評価を行う。

続いて、設計成立性評価を目的に構築/検証/利用したモデルを、“Manufacturing, Integration, and Test”のフェーズにおけるリスクアセスメントにおいても活用する。このリスクアセスメントにおいては、設計段階での各物理領域・担当範囲毎の分析・評価で見過ご

され得る、動的でかつ物理的なシステムとしての相互作用に起因するリスクをその対象とし、FMEAによる故障モードの識別結果やN2 diagramでのシステムI/Fの観点での分析をもとに、必要となるモデルの改良・拡張を行うとともに、このフェーズで実施されるコンポーネント/サブシステムレベルでの試験結果等によりモデルの妥当性確認を行う。

さらに、“Operation”のフェーズでは、構成機器の冗長化・信頼性向上等の設計段階での対策だけでは対応が困難なリスクへの対処方策の一つとして、運用における異常検知・故障診断におけるモデル活用に取り組む。この取り組みでは、その対象として、複雑なシステムであるが故の伝播・波及に着目し、リスク分析で活用したモデルをもとに、正常状態だけでなく異常状態を再現し得るモデルに改良・拡張することで、異常検知・故障診断の確実化に資する計測モニタ項目の検討や、検知閾値や診断根拠として役立つデータ生成等でのモデル活用を行う。この段階で求められるモデルの検証度合は、モデルの妥当性が実際の運用判断・意思決定に直結することから、非常に高いレベルのものが求められることになる。ただし、この段階で実施可能なモデルの検証機会は非常に限られており、実運用での実証となるとそのハードルは非常に高いものになってしまう。この観点からも、本フレームワークで提唱する宇宙機システムのライフサイクルを通したモデル継承による段階的な改良・拡張、検証の積み上げにより、モデルの検証度合・妥当性を説明可能とするアプローチが効果的なものとなるを考える。

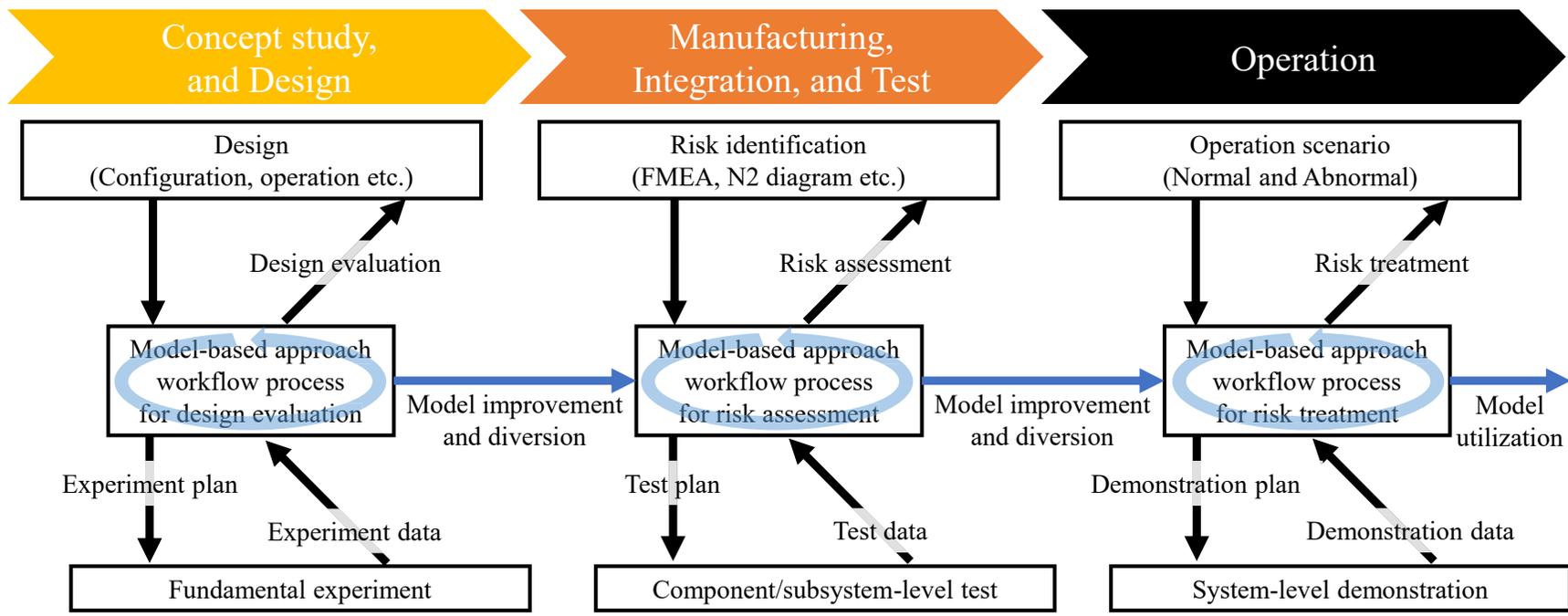


図 3-28. 宇宙機システムのライフサイクルを通じたモデル活用フレームワーク

3.6. 結言

本章では、リスク視点でのモデル活用について、現状の取り組みや既往研究での問題点として、対象システムを静的なシステムとしての構造・プロセスに着目した事例が多く、動的なシステムとしての振舞いについて十分に取り組みが進められていない点を指摘した。

また、本研究でその活用に取り組む、複合物理・システムレベルモデルについても、設計・開発の上流フェーズでの適用に留まっており、そのメリット・効果が十分に引き出されていない点を指摘した。こうした問題点を踏まえ、複合物理・システムレベルモデルについて、宇宙機システムのライフサイクルを通したリスク視点での活用フレームワークを提案した。

次章以降、本研究で提案したモデル活用手法とそのフレームワークについて、宇宙機システムへの適用、及び先端的工学システムとしての共通的な課題を有する水素ステーションへの展開を通して、その効果を示す。

4. 宇宙機システムを対象とした提案手法の適用

4.1. 緒言

本章では、3章において提案したリスク視点での複合物理・システムレベルモデルの活用フレームワークについて、具体的な対象として、宇宙機システムの中でも、特にミッション成功や安全性確保の観点で重要なシステムの一つである宇宙機の航法誘導制御・推進システムを対象とした適用結果を示し、提案するフレームワークの適用によって得られる効果を明らかにする。

4.2. 宇宙機システムを対象としたリスク視点での複合物理・システムレベルモデル

宇宙機の姿勢や軌道の変更・維持等のミッション成功や安全性確保の観点で重要な機能である航法誘導制御（Guidance Navigation and Control, GN&C）を実現するシステムの一つが宇宙機推進システムである [119]。このシステムは、制御力となる推力を発生するための液体推進薬（燃料、酸化剤）を貯蔵するタンク、そして推進薬をスラスタに供給するための配管やバルブ等の流体機器、そして推進薬の燃焼反応によって推力を発生させるエンジン・スラスタによって構成される。

この宇宙機推進システムを例にとると、基本的な構成要素は大きく変化していないものの、その運用は大きく変化してきている。これまでの地球周回等のミッションにおいては、軌道変更とその維持等が主な役割であったが、図 4-1 に示すような国際宇宙探査 [120]における物資補給や惑星探査といったミッションにおいて、より高度な機能が求められる。

例えば、図 4-2 に示す宇宙探査を実現する宇宙機のうち、日本が運用する国際宇宙ステーション補給機 HTV（H-II Transfer Vehicle）、及びその後継機である HTV-X による国際宇宙ステーションへの物資補給のための宇宙機によるランデブ・ドッキングや、月着陸技術実証を目的とした SLIM（Smart Lander for Investigating Moon）、及び火星衛星サンプルリターンを目指す MMX（Martian Moons eXploration）等による惑星への着陸・サンプルリターン等においては、位置・姿勢制御のためのスラスタ推力の過渡的な制御が求められ、パルス作動と呼ばれる推力の ON/OFF を繰り返す運用を行うことになる。

例えば、HTV-X では図 4-3 [121] に示すように、物資補給のための国際宇宙ステーションへのランデブ・ドッキングのための軌道遷移・姿勢制御を精度良く、かつ厳しい安全要求の制約の中で実現する必要がある。また、SLIM と MMX については、それぞれ、図 4-4 [122] と図 4-5 [123] に示すように、月・火星衛星軌道への誘導航法制御に加えて、月・惑星表面への着陸のためのスラスタ制御が必要となる。特に着陸のための制御については、着陸対象の環境条件について不確かさが大きい中であっても、確実に、宇宙機を損傷させることなく無事に着陸させるため、宇宙機の姿勢・速度に対する高度な制御が求められる。



図 4-1. JAXA が描く日本の国際宇宙探査ロードマップ [120]

こうした高い精度での複雑な制御を実現するためのスラスタのパルス作動においては、スラスタに供給する推進薬の流量を制御するために、バルブの開閉作動が繰り返されることになる。このシステムにおける潜在的な異常事象や機器の故障につながる事象の一つが、このバルブの開閉作動に伴う過大な水撃（Water-hammer）の発生である [124, 125]。

この水撃は、バルブの開閉作動による急激な推進薬の流速変化によるものであり、推進薬の運動エネルギーが圧力に変化され、圧力波が配管内を伝播しサージ圧として機器の故障を引き起こす可能性がある。また、この圧力波が配管系統を介して、その他のスラスタの上流圧力を変動させることで、他のスラスタにおいて推力が不安定になってしまう Cross-talk（もしくは Cross-coupling）と呼ばれる事象が発生してしまう [125]。



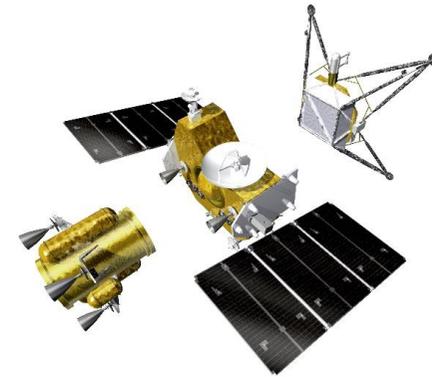
HTV-X
Successor to H-II Transfer Vehicle

ISSへの物資補給、軌道上実証



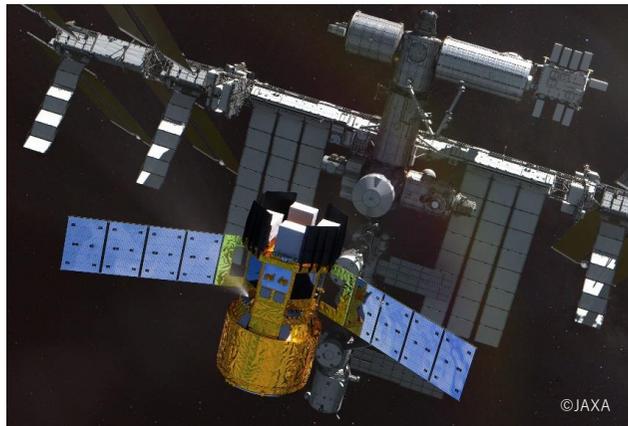
SLIM
Smart Lander for Investigating Moon

月着陸技術の実証

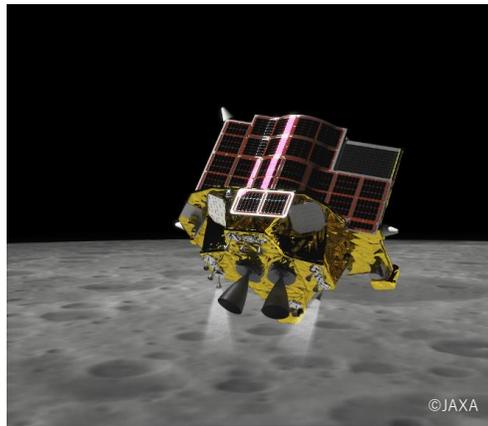


MMX
Martian Moons eXploration

火星衛星サンプルリターン



©JAXA



©JAXA



©JAXA

図 4-2. 宇宙探査を実現する宇宙機 (HTV-X/SLIM/MMX)

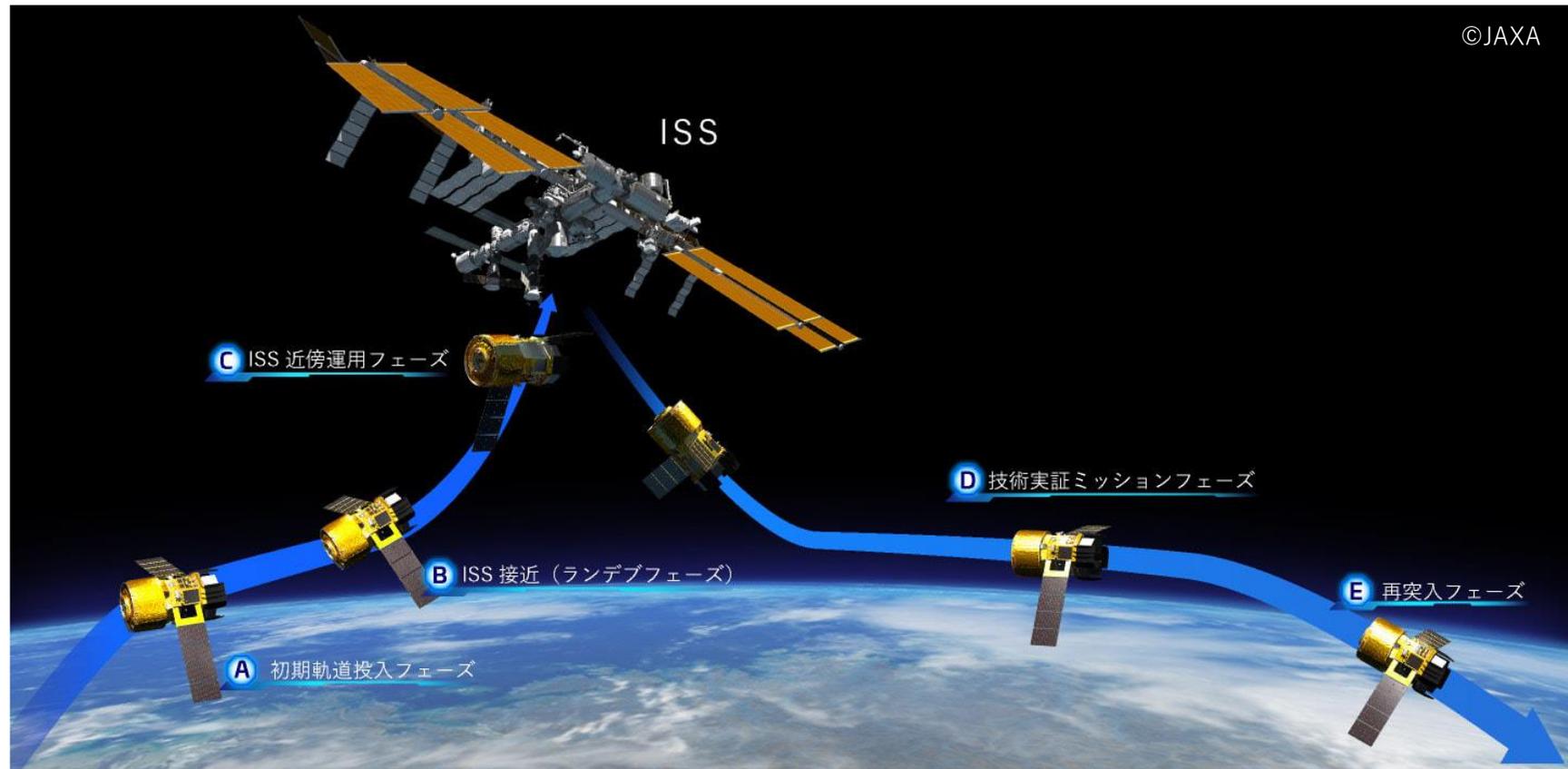


図 4-3. HTV-X による国際宇宙ステーション補給・軌道上技術実証ミッション[118]

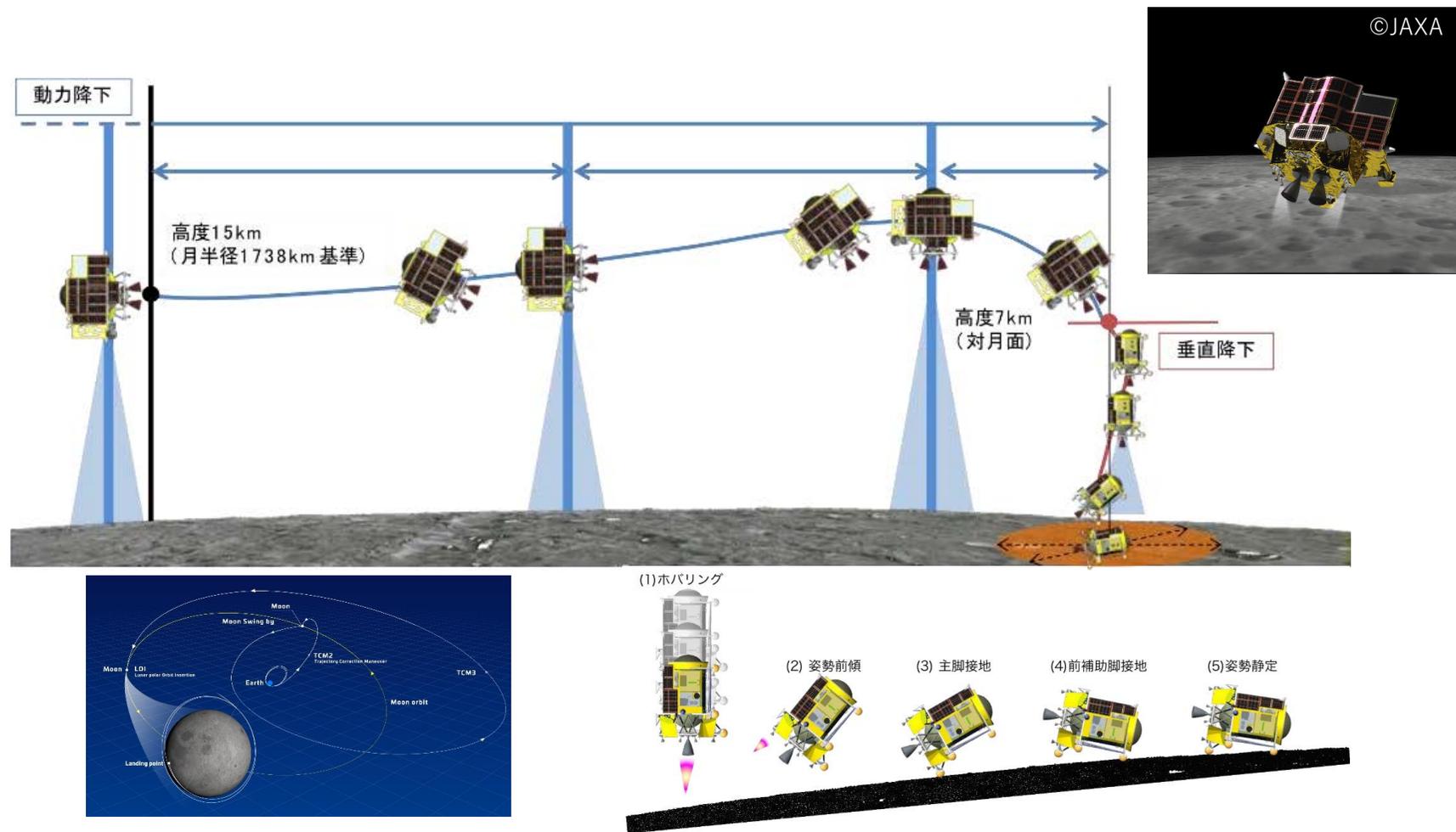


図 4-4. SLIM による月着陸技術実証ミッション [122]

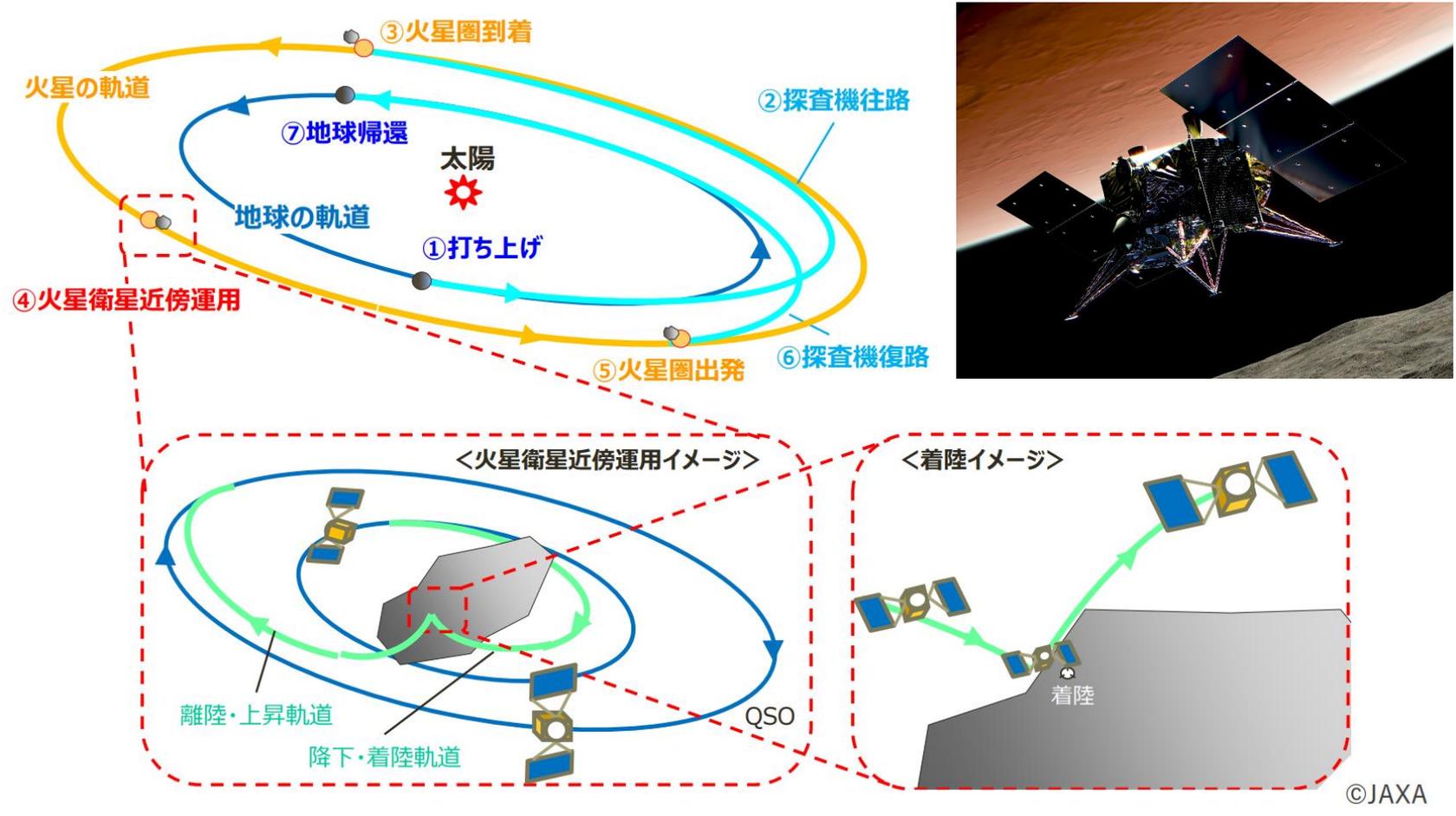


図 4-5. MMXによる火星衛星探査・サンプルリターンミッション [123]

図 4-6 に、宇宙機推進システムの代表的な例として、国際宇宙ステーション補給機(HTV)推進系の構成を示す [126, 127]。このシステムは、GN&C 系からの制御指令にもとづき、所要の推力を発生させる機能を担う。この推進系のほとんどのコンポーネントは、機体の推進モジュールに搭載されている。軌道制御のための大推力を発生させるメインエンジン、及び姿勢制御用の小推力を発生させるスラストの推進薬は、いずれも推進モジュールに搭載されたタンクに貯蔵されている。メインエンジンやスラストの推進薬はタンクから圧送されることから、推進薬タンクの上流につながった複合材圧力容器に貯蔵されている高圧のヘリウムによって加圧されている。また、推進システムの一部である前方姿勢制御系 (Forward Reaction Control System, Fwd. RCS) については、推進モジュールから離れた与圧モジュールに設置されているため、推進モジュール内の推進薬貯蔵タンクから、長い機体外部配管を経由して Fwd. RCS スラストに推進薬が供給される。

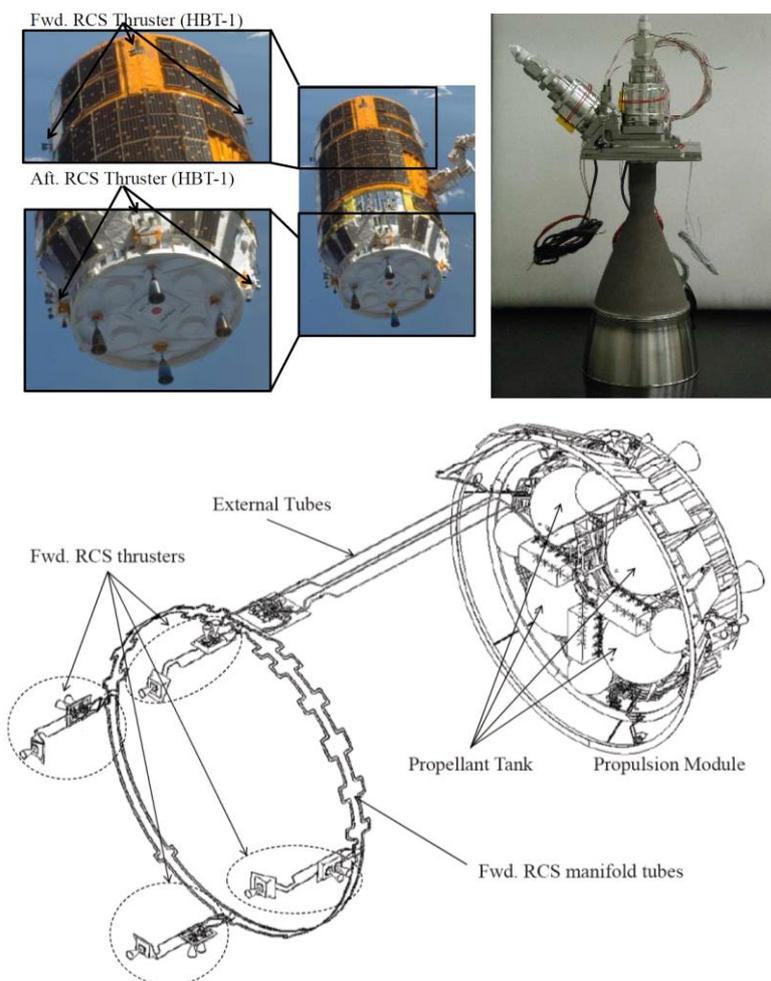


図 4-6. 国際宇宙ステーション補給機 (HTV) 推進系の構成 [126, 127]

宇宙機推進システムとその構成要素には、ミッション成功率と安全性を確保するために、高い信頼性が要求されている。そのため、図 4-7 に示す HTV 推進系の系統図 [128]にあるように、推進薬の漏洩を防ぐための安全対策として、遮断弁が配管系統に複数配置されており、多重化・冗長化も図られている。特に ISS への補給ミッションについては、有人宇宙活動ということで、推進薬漏洩に起因する船外活動中の宇宙飛行士に対するハザードについて、そのリスク最小化設計等が要求されている。

具体的には、(1) 冗長性：1 Failure Operative として、いかなる一故障に対しても運用可能であること、そして (2) 安全性：2 Failure Safe として、二故障の組み合わせに対しても宇宙飛行士に危険を及ぼさないことが要求されている。こうした要求を受けて実際に HTV で採用された手法と検証方法を表 4-1 に示す。こうした安全性要求への対処については、最終的にシステム燃焼試験 (System Firing Test, SFT) と呼ばれる、大規模で膨大な費用を要する燃焼試験によって検証されている。

表 4-1. HTV 推進システムの安全性要求事項 [128]

要 求	HTV 採用手法	検 証 方 法
残推進薬推定管理	ISS 衝突安全および再突入安全のため、ミッションを通じてタンク内推進薬量の把握が必要。タンク圧力・温度センサ出力とスラスタ作動回数カウントなどの情報より算出する。	高精度推定のためのロジックを作成、SFT で確認と実証を行った。
推進薬リークチェック	軌道上でスラスタ系からの推進薬リークの有無をモニタするための手法が必要。推進薬遮断弁を閉じて、下流の圧力低下により算定。	SFT で疑似漏えい状態を模擬し、効果を確認
調圧弁の冗長系切替	調圧弁故障時の主系→従系切替が必要。調圧弁下流圧をモニタし、自動切換え (FDIR) を実施。	SFT で模擬確認を実施し、切替方法の妥当性、シーケンスなどを確認

また、図 4-8 に示すように、推進系だけをとっても、それ自体が複雑なシステムとなっており、配管系統を介した流体的な I/F だけでなく、熱/機械/制御といった多領域の I/F を有していることから、コンポーネントレベルでの部品故障だけでなく、システムに内在するリスクを特定し評価する必要がある。

例えば、流体 I/F に着目すると、推力制御のために、メインエンジンやスラスタへの推進薬供給流量を制御するバルブの開閉操作により、配管系内の流体の流速が急変することで生じる水撃によるサージ圧力は、前述の通り、コンポーネントの損傷・破壊につながる現象としてだけでなく、配管系統を介したシステム的な事象“Cross-talk”として認識されている。この Cross-talk によって、図 4-9 に示すように推力変動が生じることで、姿勢制御システムへその影響が波及し、制御不良・不安定につながる可能性がある [128]。

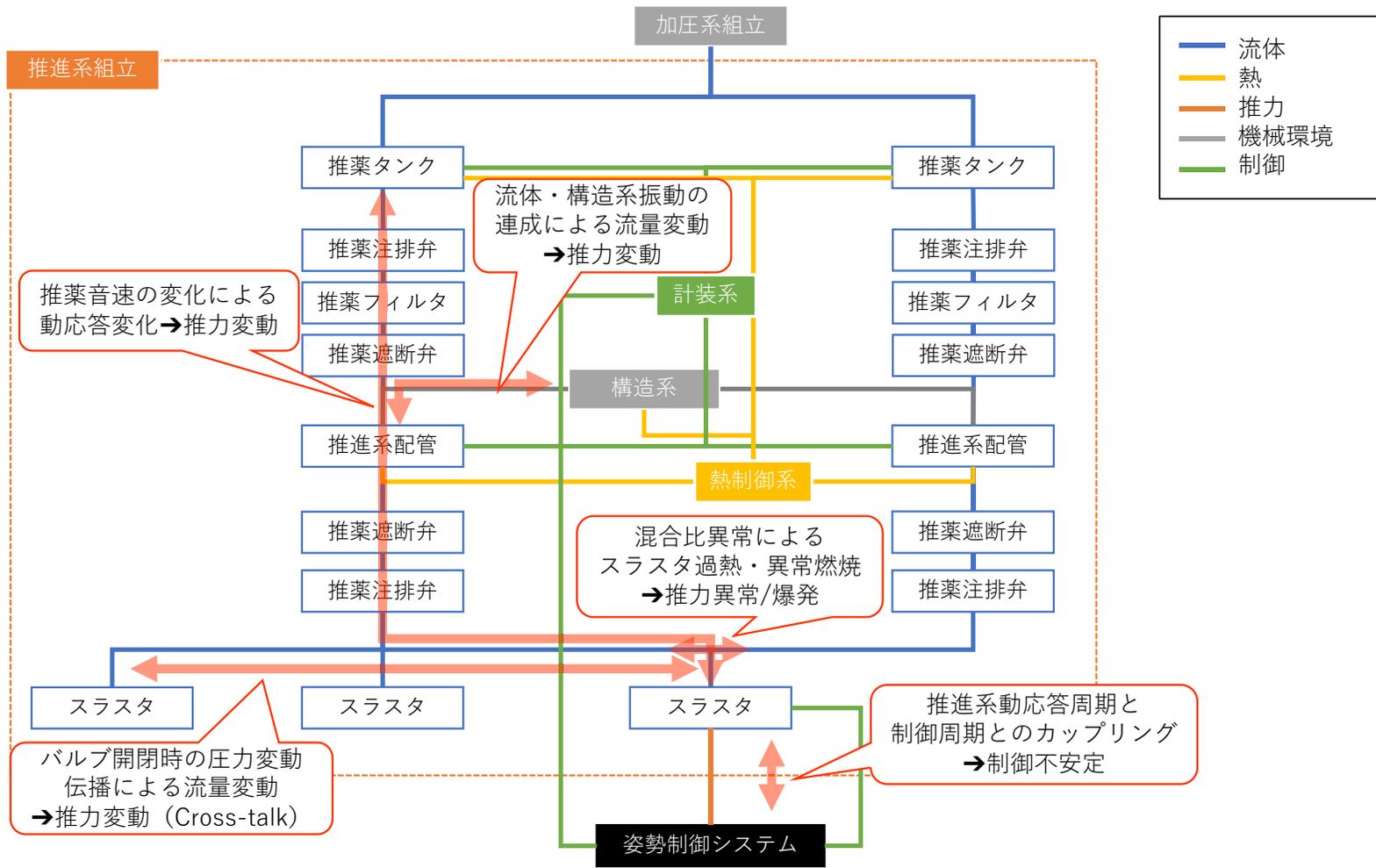


図 4-8. 宇宙機推進システムにおける相互作用に起因するリスク事象

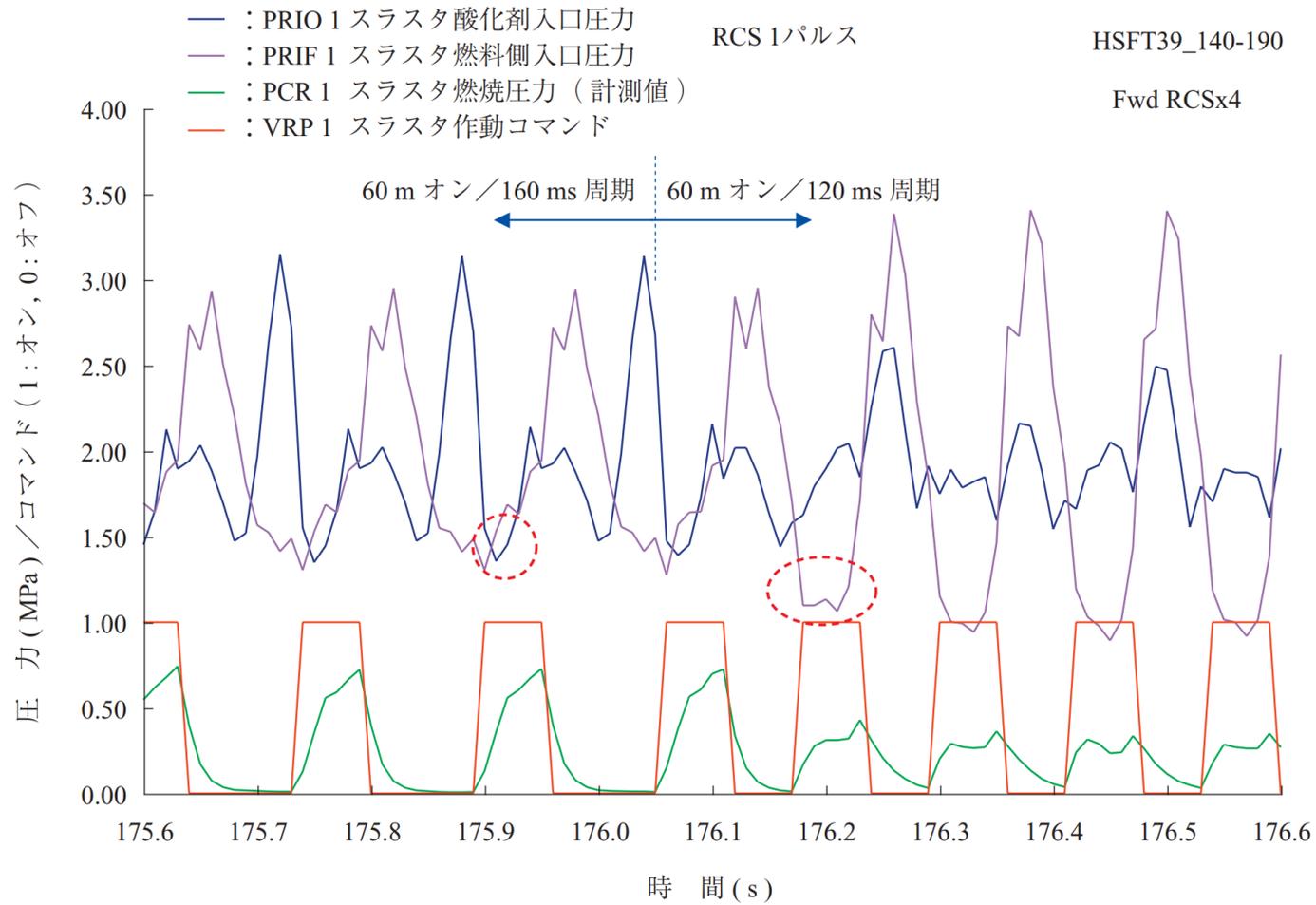


図 4-9. Cross-talk (Cross-coupling) 事象による推力低下現象 [128]

宇宙機推進システムを対象とした、システムの各構成要素のモデル化内容を、図 4-10 に示す。このように、複合物理領域モデリング言語である Modelica を用いることで、推進系におけるバルブの開閉操作・制御や流体力学的挙動といった多領域の現象・挙動を統合してモデル化することが可能となっている。

このモデルでは、推進系を構成する推進剤タンク、配管、バルブ等の構成要素間の関係や動的挙動についても、複数の物理方程式にもとづいて記述している。先述の通り、Modelica 言語は、数式・方程式ベースのオブジェクト指向言語であり、こうした複数の要素間での動的で物理的な接続関係を、保存則等の形で非因果的にモデリングすることができる。

また、既存のライブラリ・モデルとして実装されていないものであったとしても、数式で記述することで、ユーザー定義関数モデルの形で要素として取り込むことが可能となっている。本モデルにおいても、スラスト性能として、推力を精度良く推定可能な定式化をモデルとして取り込むことで、前述の推力を介した姿勢制御系とのシステムとしての相互作用を考慮可能としている。

本モデルの構築、及び動的シミュレーションには、Modelica 言語に対応したモデリング & シミュレーションツールである SimulationX [129] を用いた。この SimulationX に実装されている Hydraulics ライブラリの要素モデルを用いることで、推進剤タンク、配管、流量制御用バルブ等の構成要素をモデル化している。

このうち、推進剤供給配管のモデル化に用いている Pipe 要素モデルにおいて、配管内の圧力損失や流速だけでなく、流体の慣性を考慮出来ることで、システム的な相互作用の一つとして着目する圧力波の伝播やスラスト推力のパラメータとなる推進剤流量の過渡変動など、配管系統内の推進剤の動的挙動を評価することが可能となっている。

また、推進剤流量制御用バルブのパルスモード作動 (ON/OFF 切替え) は、そのオリフィスの水力直径について時間依存関数として変更可能な Valve 要素モデルを用いて、バルブ駆動信号を模した外部関数によってオリフィス開口径を時々刻々変化させることで、実際のバルブ作動をモデル化している。

さらに、MON-3 (四酸化二窒素に 3wt% の一酸化窒素を溶解させたもの) や MMH (モノメチルヒドラジン) などの宇宙機の推進剤となる実液の特性についても、ユーザー定義の流体物性を作成・編集できる SimulationX の FluidDesigner 機能を用いてモデル化している。この機能では、関数や 1 次元/2 次元曲線を用いた記述により、詳細な特性を表現することが可能となっている。また、圧力波の伝播に関して重要なパラメータである音速についても、同様にこの機能を用いて設定を行う。

この音速については、宇宙機推進システムにおけるリスク事象の一つである水撃による圧力変動の予測に対して重要なパラメータとなる。バルブを閉じた際の水撃圧力 (P_{wh}) は、流体中の音速 (c)、流体の密度 (ρ)、そしてバルブ開・閉時の速度変化 (ΔV) から、以下の式 (4-1) によって求まる [130]。

$$P_{wh} = \rho \cdot c \cdot \Delta V \quad (4-1)$$

また、この水撃によるサージ圧が配管系統を伝播する際の特徴として重要な周波数については、上流側の境界がタンク（開端）で下流側の境界が閉状態のバルブ（閉端）であることから、その共鳴周波数（ f_{wh} ）は、流体中の音速（ c ）と配管長さ（ L ）から、以下の式（4-2）によって求まる [131]。

$$f_{wh} = c/4L \quad (4-2)$$

これまで、宇宙機の航法誘導制御・推進システムの設計・成立性評価は、大きく2つに分かれていた。一つは、推進システムの推進薬供給サブシステムとしての動応答に着目したものである。この評価では、タンクに貯蔵されている推進薬を、推力を発生するスラスタに対して所望の流量で供給する機能に着目しており、配管系統各部での圧力損失や流量といった流体的特性に着目した評価を行うものである。

一方で、航法誘導制御系については、別途、制御解析ツールである MATLAB/Simulink [132] のモデルによるシミュレーションによって、機体レベルでの制御性・成立性の評価が行われており、その評価におけるスラスタ推力は過去の試験データ等をもとに関数として簡略化したものが用いられてきている [133]。

本研究では、複合物理・システムレベルモデルとして、これらの航法誘導制御系と推進系とをシステムとして統合したモデル化に取り組んだ。このシステム統合モデルでは、図 4-11 に示すように、推進系と航法誘導制御系との I/F において Key となるスラスタ推力について、推進薬流量と燃料／酸化剤の混合比からスラスタ推力を精度良く推定可能としたスラスタ性能予測モデルである ProMPT (Propellant Mixing Model to Predict Performance of Thruster) [134, 135] を活用している。

この ProMPT モデルでは、二液式スラスタに標準的に採用されている異種衝突型噴射器における噴霧のマクロな構造に着目することで、統一的な無次元パラメータを同定したことを受けて、二液スラスタ性能を噴射条件の関数として定式化することに成功したもので、その予測結果が過去の燃焼試験結果とよく一致することが確認されている。

異種衝突噴霧構造の支配的なパラメータである無次元長さスケール（ Λ ）を、燃料と酸化剤の噴射孔数比（ N ）、密度（ ρ_f , ρ_o ）、噴射速度（ V_f , V_o ）、噴射器の直径（ D_f , D_o ）をもとに、式（4-3）で定義する。

$$\Lambda = \sqrt{N \frac{\rho_f V_f^2 D_f}{\rho_o V_o^2 D_o}} \quad (4-3)$$

スラスタ内部での局所的な燃料と酸化剤との混合比、及び流量比は、この無次元長さスケール (Λ)、スラスタ全体の混合比 (MR)、フィルム冷却質量流量比 (FC) から推算される。この局所混合比 (μ) をもとに、化学平衡解析にもとづき局所混合比での特性排気速度 ($c^*(\mu)$) を算出し、それらを局所的な流量比で加重平均して積分すると、式 (4-4) または式 (4-5) で表されるように、特性排気速度 (C^*) を求めることが出来る。

For $\Lambda \leq 1$,

$$C^* = \frac{\left[c^* \left(\frac{MR}{\Lambda(1-FC)} \right) \cdot (MR + \Lambda(1-FC)) \right]}{MR + 1} \quad (4-4)$$

For $\Lambda > 1$,

$$C^* = \frac{\left[c^* \left(\frac{MR}{\Lambda(1-FC)} \right) \cdot \left(\frac{MR}{\Lambda} + 1 - FC \right) \right]}{MR + 1} \quad (4-5)$$

そして、この特性排気速度 (C^*) から、推進薬の質量流量 (\dot{m}) と推力係数 (C_f) により、式 (4-6) をもとに、スラスタ推力 (F) が得られる。

$$F = \dot{m} \cdot C^* \cdot C_f \quad (4-6)$$

また、スラスタのノズルスロートにおけるチョーク流れを考慮すると、特性排気速度 (C^*) とスラスタ燃焼室圧力 (P_c) の関係についても導出することが可能となる。これらの定式化・関係式を Modelica モデル化し、推進システムモデルと結合することで、スラスタにおけるパルスモード時の過渡推力を、動的シミュレーションのイタレーションの中で、推進薬流量とのバランスをもとに時々刻々と算出することが可能となる。

こうして、推進システムモデルとスラスタ性能モデルとの直接的、かつ相互的なインターフェースにより、ノミナル条件での定常状態のみならず、Cross-talk 事象等のシステムレベルでの望ましくない現象を含むオフノミナル条件での推力を推定することが可能となったことで、設計成立性に加えて、リスク分析のためのモデルとしても活用することが出来る。

なお、GN&C 解析に用いられる MATLAB/Simulink と、推進システムの動応答解析に用いる SimulationX とのツール間連携については、FMI 規格に準拠したシミュレーションモデルを含むファイルである FMU (Functional Mock-up Unit) を使用することで実現している。これにより、比較的詳細度・忠実度が低い Modelica モデルであっても、個々の領域に特化した解析ツールとの連携により、十分確からしい解析評価が可能となる。

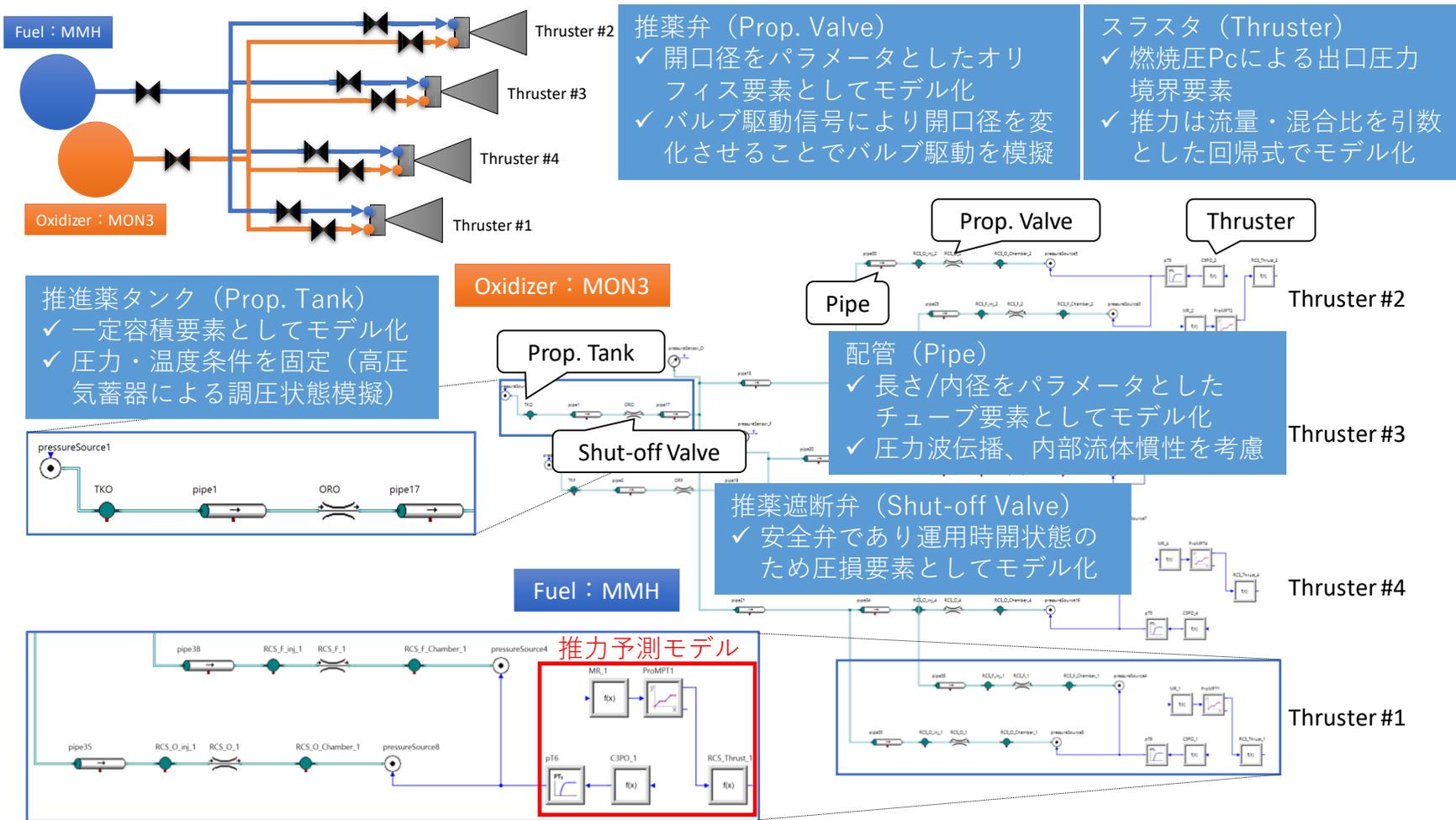


図 4-10. 宇宙機推進システムを構成する各要素の Modelica 言語によるモデル化

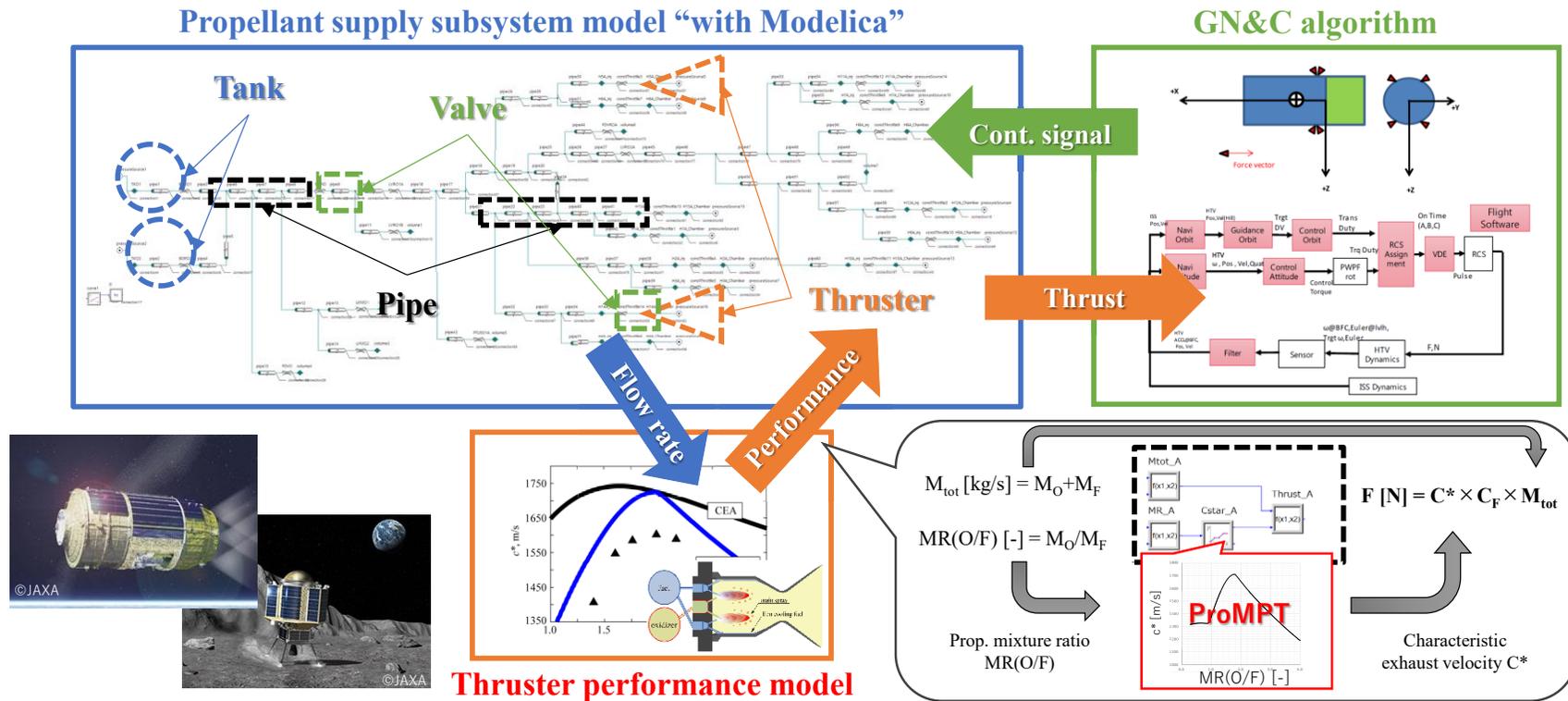


図 4-11. 宇宙機航法誘導制御・推進システム統合モデル

4.3. 宇宙機システムを対象としたリスク分析におけるモデル活用

本研究で提案する、宇宙機システムを対象としたリスク視点での複合物理・システムレベルモデルの活用のうち、リスク分析におけるモデル活用について、その基本的なアプローチと、具体的な適用事例について述べる。

水撃サージ圧の伝播による Cross-talk 事象のリスク分析の試行対象とするシステムの概要を図 4-12 に、そのシステムを対象に Modelica で構築したモデルを図 4-13 にそれぞれ示す。このシステムは、全部で4つのスラスタで構成されており、いずれもが、推進薬タンクからの供給系統配管を共有しており流体的に接続されている。そのため、このシステムの一つのスラスタ（Thruster#1）の推進薬弁を ON/OFF 作動させた際に発生する水撃サージ圧が、共有している配管系統を伝播することで、その他のスラスタ（Thruster#2-4）の上流圧力が変動する。このスラスタ上流圧力の変動により、推進薬流量が変化することで、宇宙機推進システムとしての制御不良・異常につながり得る推力変動事象が起こる。

このようにシステム的な相互作用である Cross-talk 事象における推力変動のリスク分析を目的に、図 4-14 に示す実際の宇宙機でのパルス作動を模擬した噴射パターンでの解析評価を実施した。この噴射シナリオでは、まず先行して Thruster#1 が先行して、40ms 周期でのパルス作動を開始する。その後、0.2s 後に Thruster#2 が 30ms 周期でのパルス作動を開始し、2台のスラスタがそれぞれパルス作動をする状況を模擬している。

このシナリオでの解析を実施した結果、図 4-15 に示すように、複数スラスタ作動時には、単独作動時には見られなかった推進薬流量や推力の大きな変動が生じていることが分かる。これは、Thruster#2 の作動により Thruster#1 の上流圧力が変動することで、推進薬供給量に変動し、スラスタ燃焼室での燃料と酸化剤との混合比が大きく変動することとなる。この混合比の変動は、推力変動だけでなく、スラスタ燃焼室内での異常燃焼・高温化にもつながり得るリスク事象でもある。

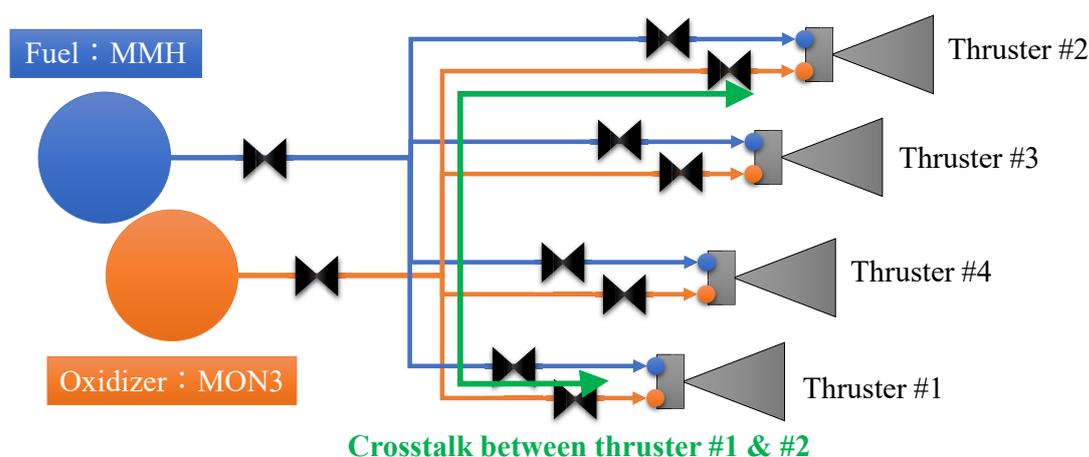


図 4-12. Cross-talk 事象のリスク分析試行のための簡易的な宇宙機推進系統

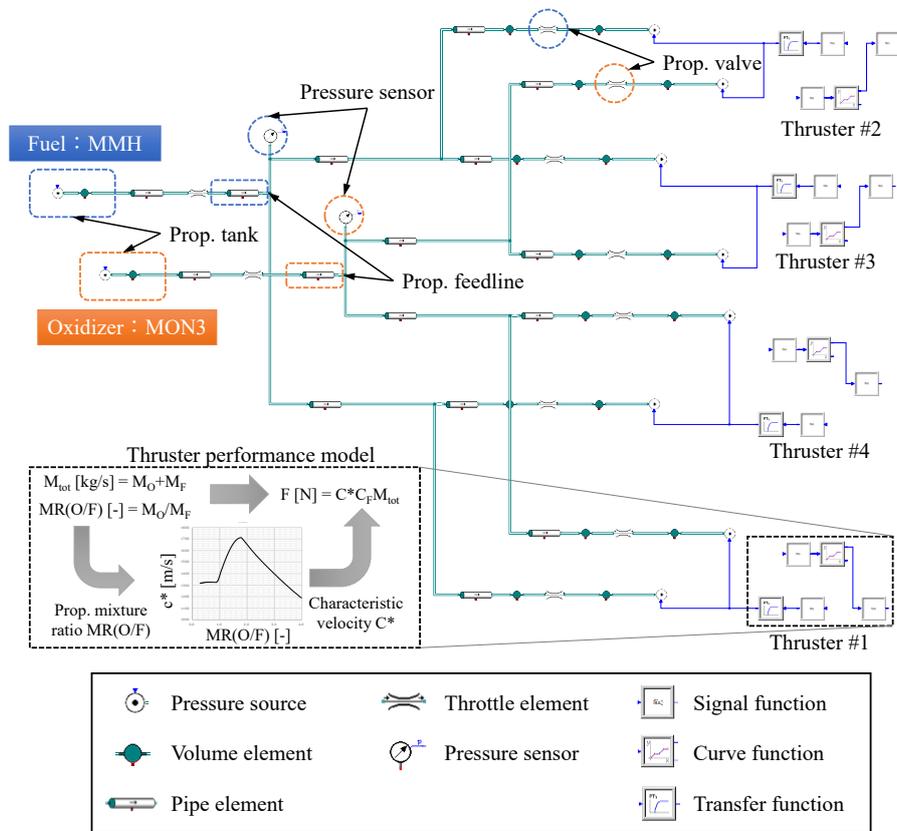


図 4-13. Cross-talk 事象のリスク分析試行のための宇宙機推進システムモデル

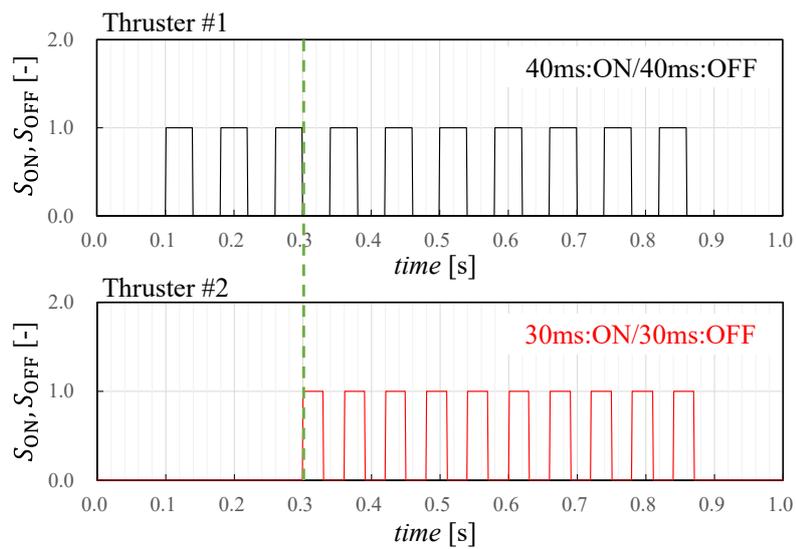
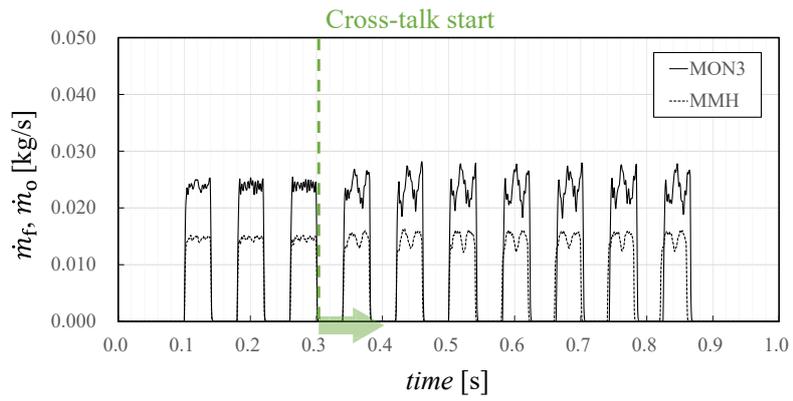
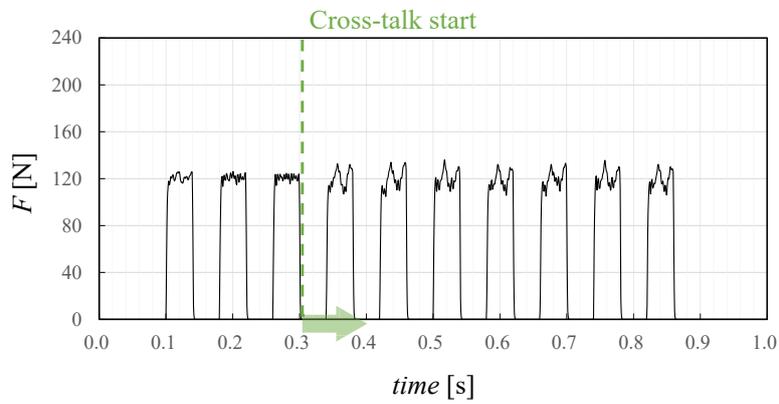


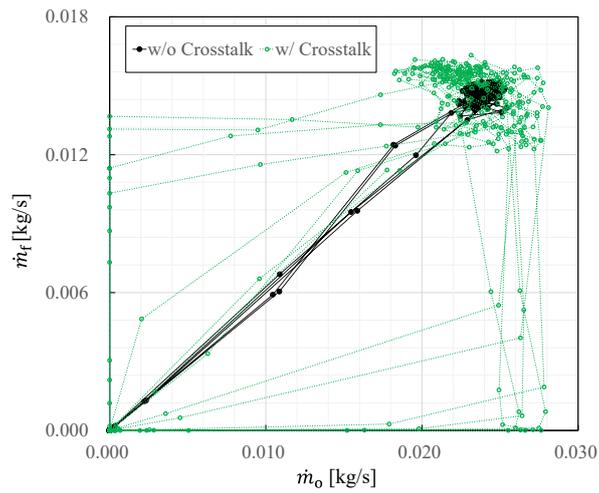
図 4-14. パルス作動モードを模擬したスラスタ推進弁駆動信号



(a) 推進薬流量 (Thruster #1)



(b) スラスト推力 (Thruster #1)



(c) 推進薬混合比 (Thruster #1)

図 4-15. 宇宙機推進モデルによる Cross-talk 事象の再現解析結果

続いて、複合物理・システムレベルモデルを活用したリスク分析の具体的な事例として、月着陸技術実証機 SLIM の推進システムを対象とした取り組みについて示す。

SLIM に限らず、宇宙機の推進系を設計する場合、予想される水撃による最大サージ圧を配管やバルブといった推進系コンポーネントの設計耐圧以下に抑える必要がある。しかし、月着陸技術実証ミッションである SLIM の場合、月周回軌道投入時と着陸時に、それぞれ 2 基のメインエンジンを同時作動させる大推力での制御が必要となる。

特に、月周回軌道投入時には推進剤タンクの圧力が依然として高いフェーズであり推進薬の流量が大きいことから、想定される水撃圧が大きくなるため、圧力サージの評価を慎重に行う必要があった。また、水撃サージ圧力が配管系統を介した伝播・共鳴を起こす Cross-talk によって、メインエンジン以外にも、姿勢制御用の小推力スラスタに供給される推進薬流量を変動させ得ることから、メインエンジンだけでなくスラスタも含めた推進システムとしての評価が必要とされていた。

メインエンジン 2 基を同時に停止させた場合、高い水撃サージ圧が発生することが事前に予測されたものの、試験中にサージ圧を評価することは、供試体のハードウェアを損傷する危険性があるため困難であった。そこで、前述の Modelica 言語を用いてモデル化した推進システムモデルを活用し、モデルベースでの運用時のワーストケース条件における、過大な水撃サージ圧のリスク分析に取り組んだ [136]。

SLIM を対象としたリスク分析に取り組むにあたり、モデルを新たに構築する場合、その手間や工数よりも大きな問題として、モデルの確からしさ・検証度合が重要となる。この点については、過去に実施した基礎的な水流し試験での検証や、他宇宙機の推進システムを対象とした動応答解析の実績等を有効活用することで問題を回避することが出来た。

これは図 4-16 に示すように、宇宙機推進システムを構成する配管・バルブやスラスタ等のコンポーネントについては、大きな変化・差異はなく、システムとしての配置や運用条件が異なることから、モデルについてはパラメータの設定変更や要素の接続関係の変更を行うことで、他の宇宙機推進システムを対象としたモデル化が容易に可能となる。また、既に基礎的な検証や実績を有するモデルを流用・利活用することから、モデルの確からしさ・検証度合についても継承することが出来る。

こうして SLIM 向けに変更したモデルを用いることで、図 4-17 に示すように、メインエンジン 1 基での試験結果との比較・検証を経て、実際の SLIM での月周回軌道投入時に予測されるワーストケース条件であるメインエンジン 2 基の同時閉作動オペレーションについて、どの程度の水撃サージ圧が発生するかを解析評価することが可能となった。

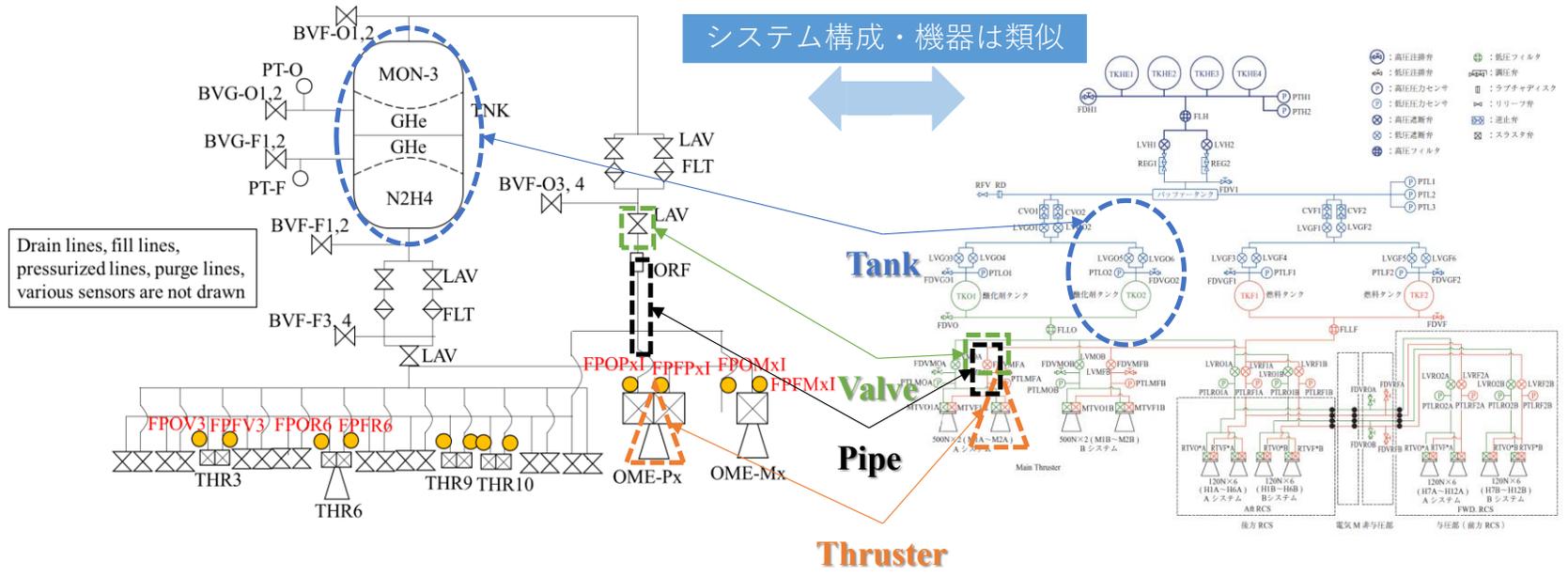
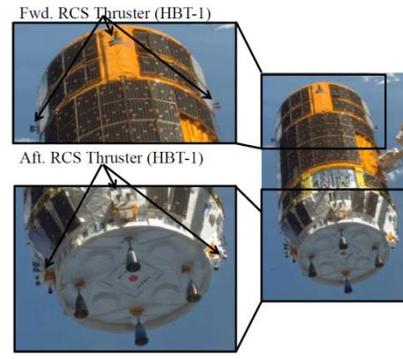
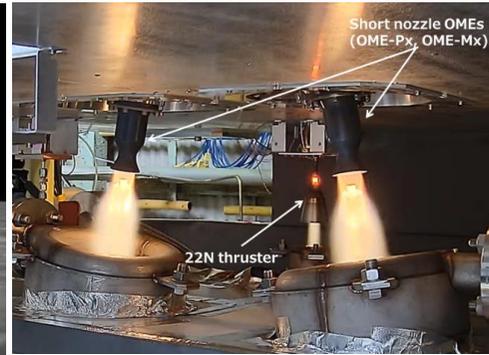
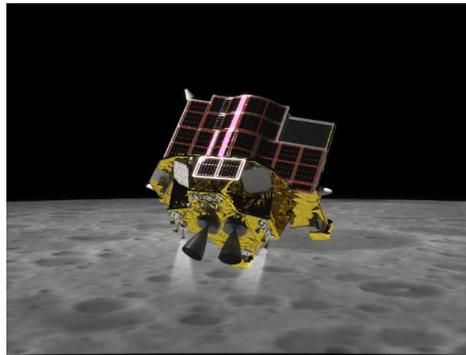
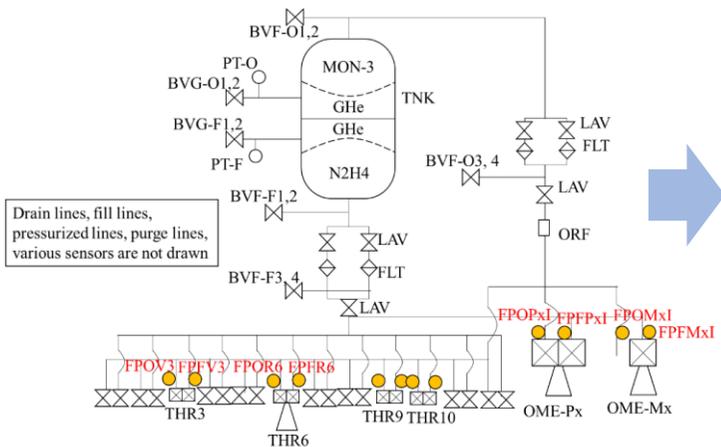
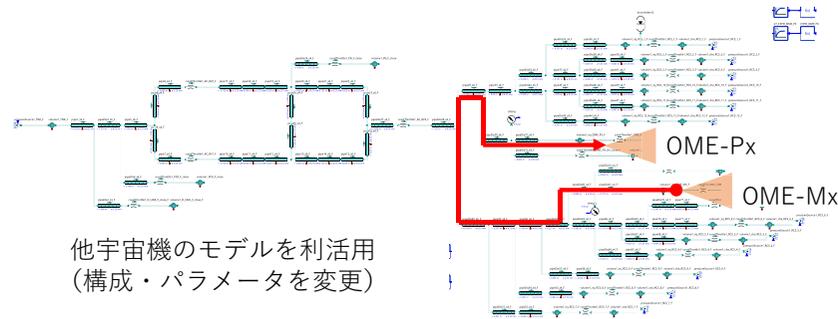


図 4-16. 宇宙機推進システムの構成 (HTV と SLIM との比較)



SLIM推進系システムモデル (Modelica)



他宇宙機のモデルを活用
(構成・パラメータを変更)

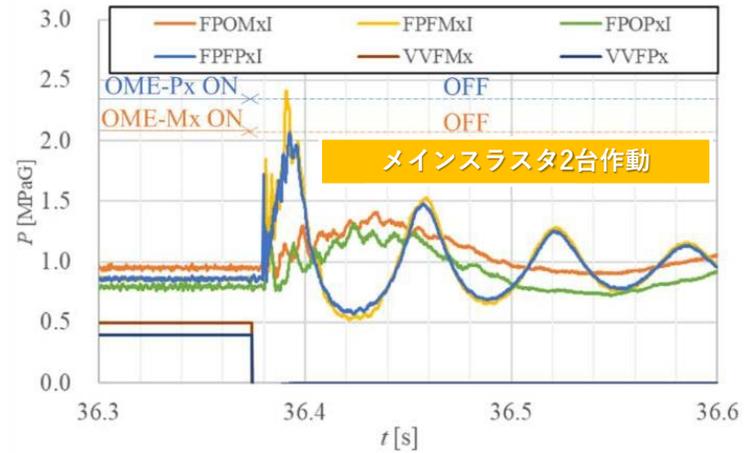
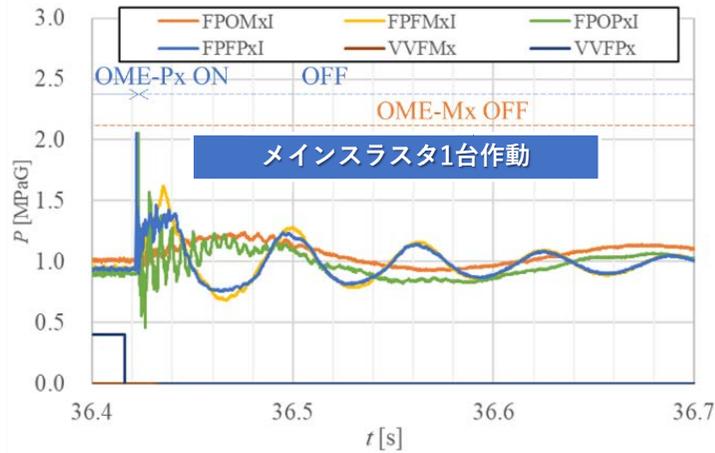


図 4-17. SLIM 宇宙機推進システムモデルによるリスク分析結果 [136]

4.4. 宇宙機システムを対象としたリスクへの対処におけるモデル活用

本研究では、宇宙機システムのライフサイクルを通じたモデル活用として、前述のリスク分析で活用した複合物理・システムレベルモデルを、運用におけるリスクへの対処においても利活用する取り組みを行った。

この取り組みでは、その対象として、複雑なシステムであるが故の伝播・波及に着目し、推進システムを構成するコンポーネントの異常検知・故障診断を、水撃サージ圧がシステムとしての波及・伝播事象である特質を逆手に取ることで実現している。また、リスク分析で活用したモデルを利活用し、正常状態だけでなく異常状態を再現したモデルとすることで、検知・診断に必要となる運用データの不足を補うことにも役立てる。

この取り組みの背景には、HTVの後継機であるHTV-Xで新たに採用された、レジリエントなRCSスラスタ配置において、異常検知・故障診断が困難であるという課題がある。従来、HTV等の宇宙機の推進システムの冗長構成は、コールドバックアップの考え方にもとづいている。このアーキテクチャは、主系・副系と同等の機能を有するシステムを搭載することで冗長化している。しかし、主系に障害が発生しない限り、バックアップとなる副系が使用されることがないため、リソースが限られた宇宙機にとって無駄が多い。そこで、HTV-Xでは、レジリエントエンジニアリングにもとづく新しい推進系アーキテクチャを適用している [133]。このアーキテクチャでは、システムが正常に動作しているときに、全てのリソースが利用され、無駄のない構成となっている。HTV-Xの新しいアーキテクチャは、図4-18に示すように、異常・故障によるスラスタの推力低下を、その他の健全なスラスタで補うことで、能力としては低下するものの、ミッションを継続し続けることが可能な、粘り強いアーキテクチャとなっている [137]。

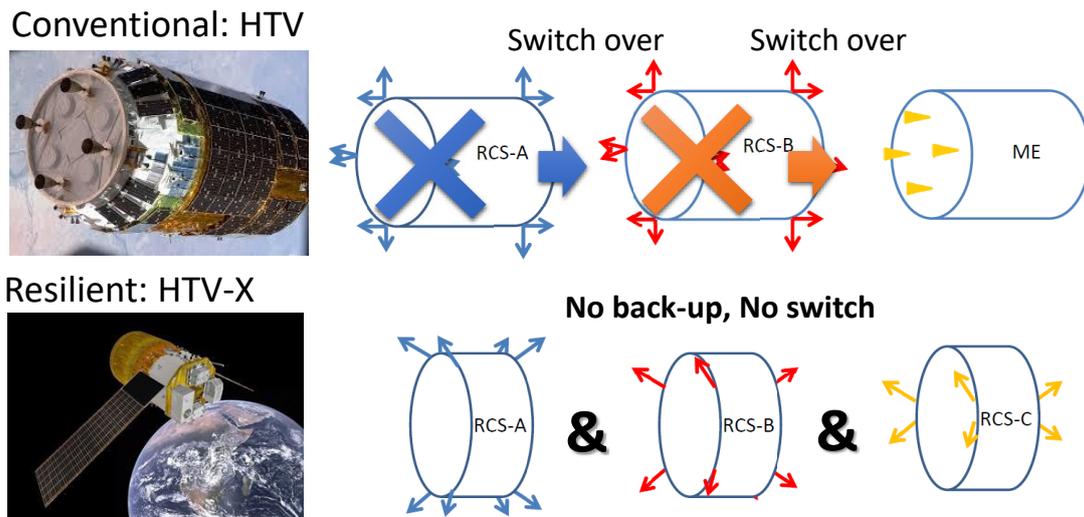


図 4-18. GN&C システム冗長構成の HTV と HTV-X との比較 [137]

この新しいレジリエントな推進システム構成は、従来設計よりも無駄がなく効率的であるものの、異常・故障が発生した際に、機能の低下を他のスラスタにより補う特性により、異常検知・故障診断が難しくなってしまう課題がある。

従来のアーキテクチャでは、異常・故障による外乱力やトルクによって機体姿勢が変化することから、推進系の異常検知・故障診断は容易であった。一方、HTV-Xで採用したレジリエントなスラスタ配置の場合は、機能的に冗長であり、他のスラスタによって不足分を補うことで、異常検知・故障診断が難しくなってしまう。

具体的には、図 4-19 に示すように、レジリエントなスラスタ配置では、異常・故障による推力低下を、他のスラスタ制御により補い合わせるように、スラスタ取り付け角度・位相等を工夫しているが故に、宇宙機の姿勢情報から異常・故障のスラスタ箇所（取り付け位置と系統）を特定することが困難となっている。

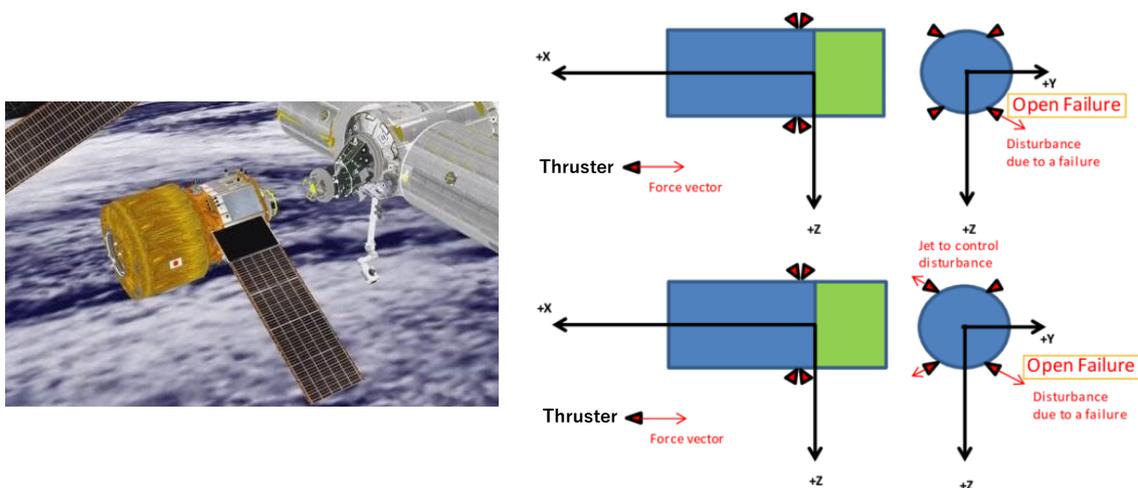


図 4-19. HTV-X でのレジリエントなスラスタ配置の特性

このレジリエントなスラスタ配置での異常検知・故障診断が困難となる課題に対して、図 4-20 に示すように、宇宙機の姿勢情報と推進系内の流体の動的挙動に着目し、異常・故障のあるスラスタ位置・系統を特定する新しい手法を提案した [137]。この手法では、異常・故障が起きているスラスタの取り付け位置を宇宙機の姿勢の情報から同定する。一方で、同じような取り付け位置にある A/B/C 各系統のスラスタのうち、どの系統で異常・故障が起きているかを診断することは前述の通りレジリエントであるが故に難しい。そこで、A/B/C の 3 つの系統に対する診断については、従来の宇宙機の姿勢情報だけでなく、推進系の配管系統内の圧力の情報を活用することで実現する。

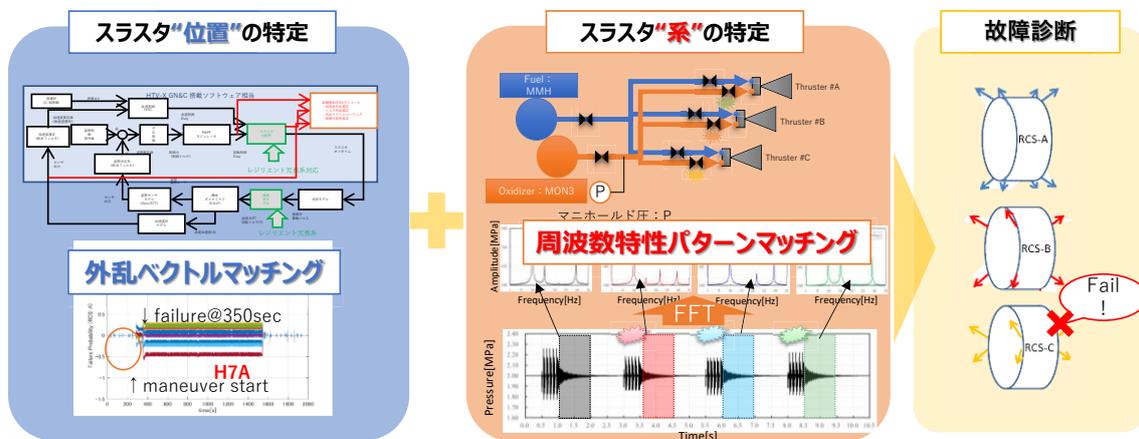


図 4-20. レジリエントなスラスター配置での異常検知・故障診断手法 [137]

水撃によるサージ圧力は、バルブ開閉操作後に配管系内の流速が急激に変化することで発生し、その大きさが設計想定を超えることで、コンポーネントの損傷・破壊や、システムとしての制御異常・不良にもつながりうる事象である。一方で、この水撃による圧力は、配管内を伝播・波及することから、推進システムの内部状態をモニタするために有用な情報を提供することができる。これは、水撃サージ圧の振幅と周波数が、流体流量と配管長さによって決定されることによる。

宇宙機推進システムを構成コンポーネントレベルの主要な故障モードとして、表 4-2 に示すように、バルブにおける異物の噛み込み等を防ぐためのフィルタの詰まり、そしてスラスターに供給される推進薬の流量制御を行う推進薬弁の開度不良、そして開・閉故障が挙げられる。こうした故障モードは、偶発的に発生し得るため、その発生を未然に防止することは困難であることから、運用でのリスク対処の方策として、該当する異常・故障が発生した箇所を特定し、その部分を切り離すことで、ミッション継続や安全性の確保を目指す。

このフィルタと推進薬弁の故障モードのいずれについても、その共通点として図 4-21 に示すように、水撃サージ圧力振幅のパラメータの一つである推進薬流量に変化が生じる点が挙げられる。このため、圧力振幅の変化に着目することで、流量の変化から、正常・異常状態の検知、その程度について評価することが可能となる。

また、これらの機器は図 4-22 に示すように、同じ配管系統に取り付けられていることから、この系統における圧力変動に着目することで、これらの影響をモニタ・判断することが可能となる。さらに、水撃サージ圧の周波数のパラメータの一つが配管長さであることから、その周波数特性に着目することで、異常・故障が発生している箇所についても、配管長さの違いとして識別することが可能となる。

表 4-2. 宇宙機推進システムにおけるコンポーネントレベル故障モード

コンポ	故障モード	影響
フィルタ	詰まり	流量過小によるスラスト推力低下
推進薬弁	開度不良	流量過小によるスラスト推力低下
	閉故障（不作動）	スラスト作動不全
	開故障（開保持）	スラスト推力異常 推進薬漏洩

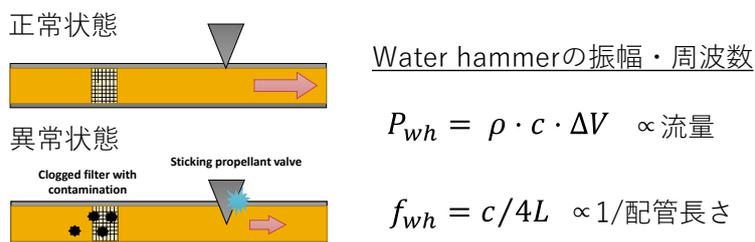


図 4-21. 宇宙機推進システムでのフィルタ・推進薬弁の故障モード

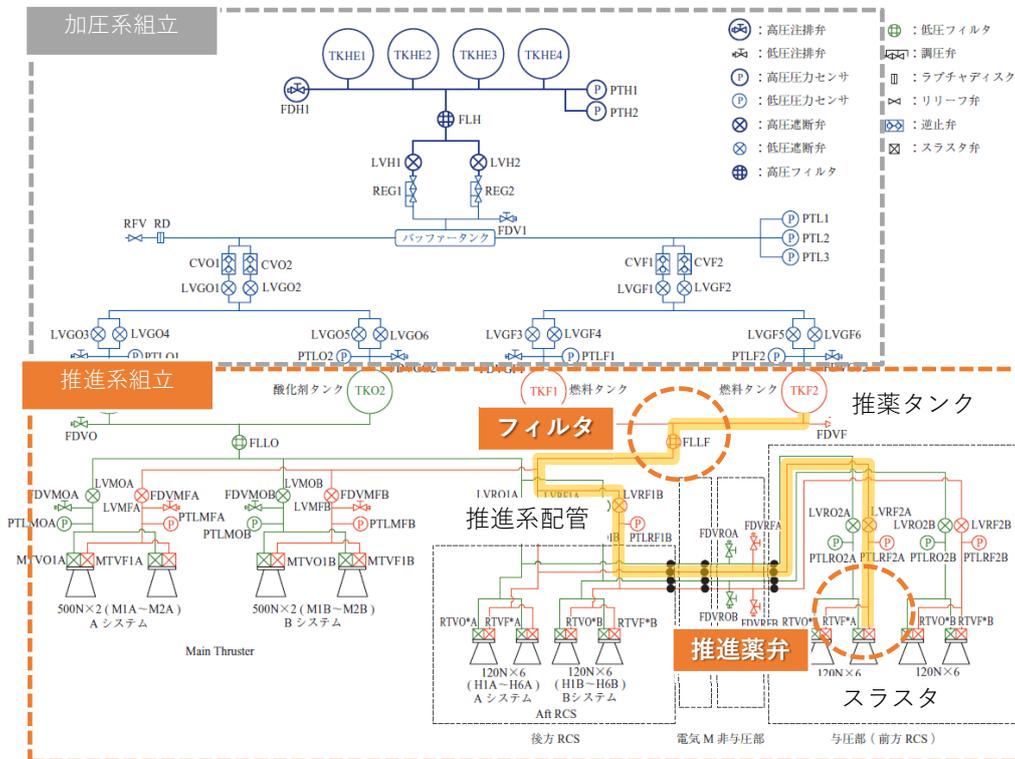


図 4-22. 宇宙機推進システムにおける異常・故障影響の伝播経路

宇宙機推進システムにおける異常検知・故障診断の実現に向けた大きな課題は、検知・診断に用いるデータの不足にある。異常・故障が起きている位置やその程度を判断する以前に、正常と異常の切り分けを行うための閾値についてすら、運用機会・機数が限られる宇宙機の場合、十分なデータを確保することが難しい上に、そうした実績がない新規開発の宇宙機の場合はそもそもデータが存在しない。

このデータ不足による課題を解決するための手段の一つとして、地上での試験があるが、試験に供する供試体・ハードウェアが高価であり、宇宙環境の完全な再現が難しいという厳しい制約の中で、膨大な故障シナリオ（故障する部品の位置や状態等）の全てについて、各故障条件下でのデータセットを作成することは極めて困難となる。そのため、不足している異常検知・故障診断に必要なデータについて、モデルを活用することで効率的にデータ生成することで課題解決を目指す。

図 4-23 に、提案手法の実現性検討の題材とする簡易な推進システムの系統と故障シナリオを示す。この検討では、スラスト上流の推進薬弁における開度不良を模擬し、各スラスト（Thruster # 1/2/3）が正常時に対して 50%の推力レベルになってしまうバルブ開度不良が Thruster#1→#2→#3 の順番で順々に発生するシナリオとしている。

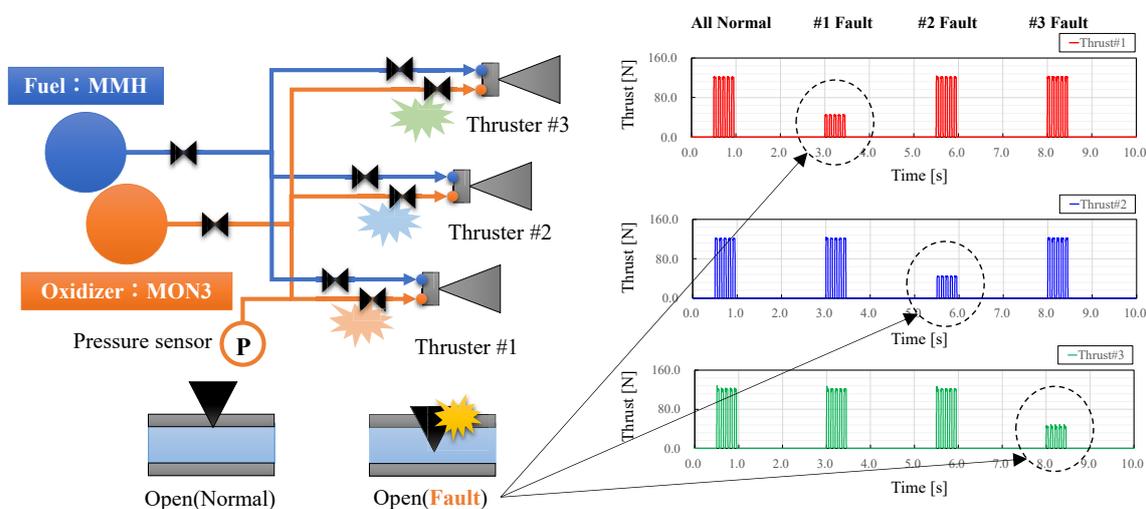
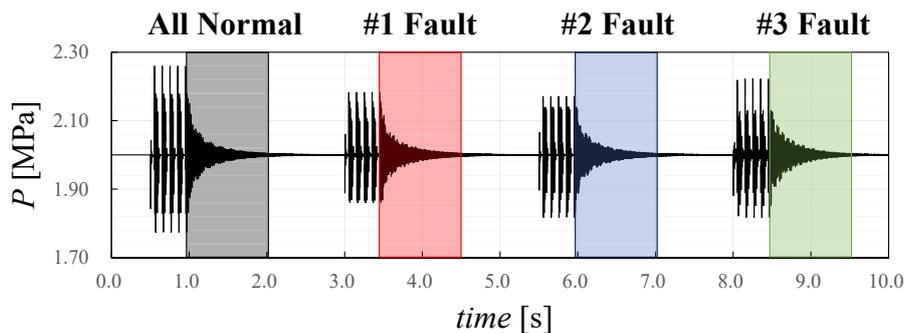


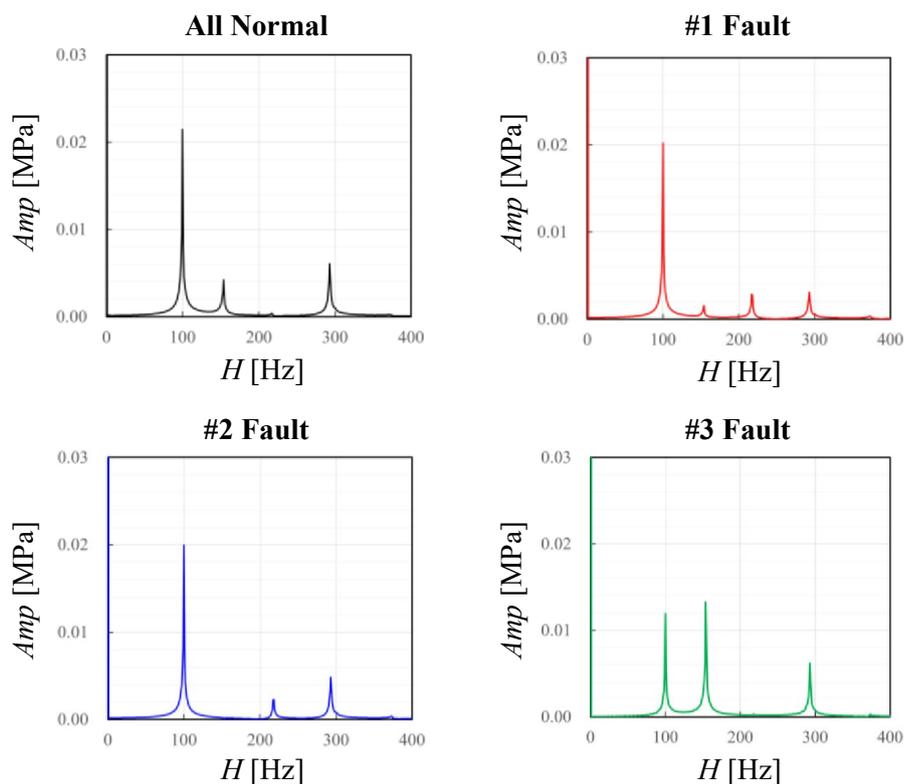
図 4-23. 異常検知・故障診断試行のための簡易的な宇宙機推進系統

図 4-24 は、図 4-23 で示した系統とその故障シナリオでの、推進システムモデルによる動的シミュレーションの結果である。このうち、図 4-24 (a) に示す 3 系統の合流点にある圧力センサ出力の時系列データからは、正常・異常での差異は圧力振幅から明確に識別できるものの、故障個所の違いを識別することは困難である。一方で、図 4-24 (b) は、バルブ閉後の水撃サージ圧力データについて、時間領域から周波数領域へ FFT 変換した結果を示

したものである。この周波数領域のデータについては、正常時と異常時の違いだけでなく、故障が発生した系統の違いによる差異も確認することができる。このように周波数領域でパターンが異なるのは、スラスト上流側の配管長の違いが周波数に影響したことによるものである。したがって、長さの異なる複数の配管を有する推進系においては、周波数領域の水撃サージ圧力応答に着目することで、異常検知・故障診断を実現し得ることが期待できる。



(a) 各故障シナリオでの解析結果（時間領域）



(b) 各故障シナリオでの解析結果（周波数領域）

図 4-24. 宇宙機推進システムモデルによる異常検知・故障診断試行解析の結果

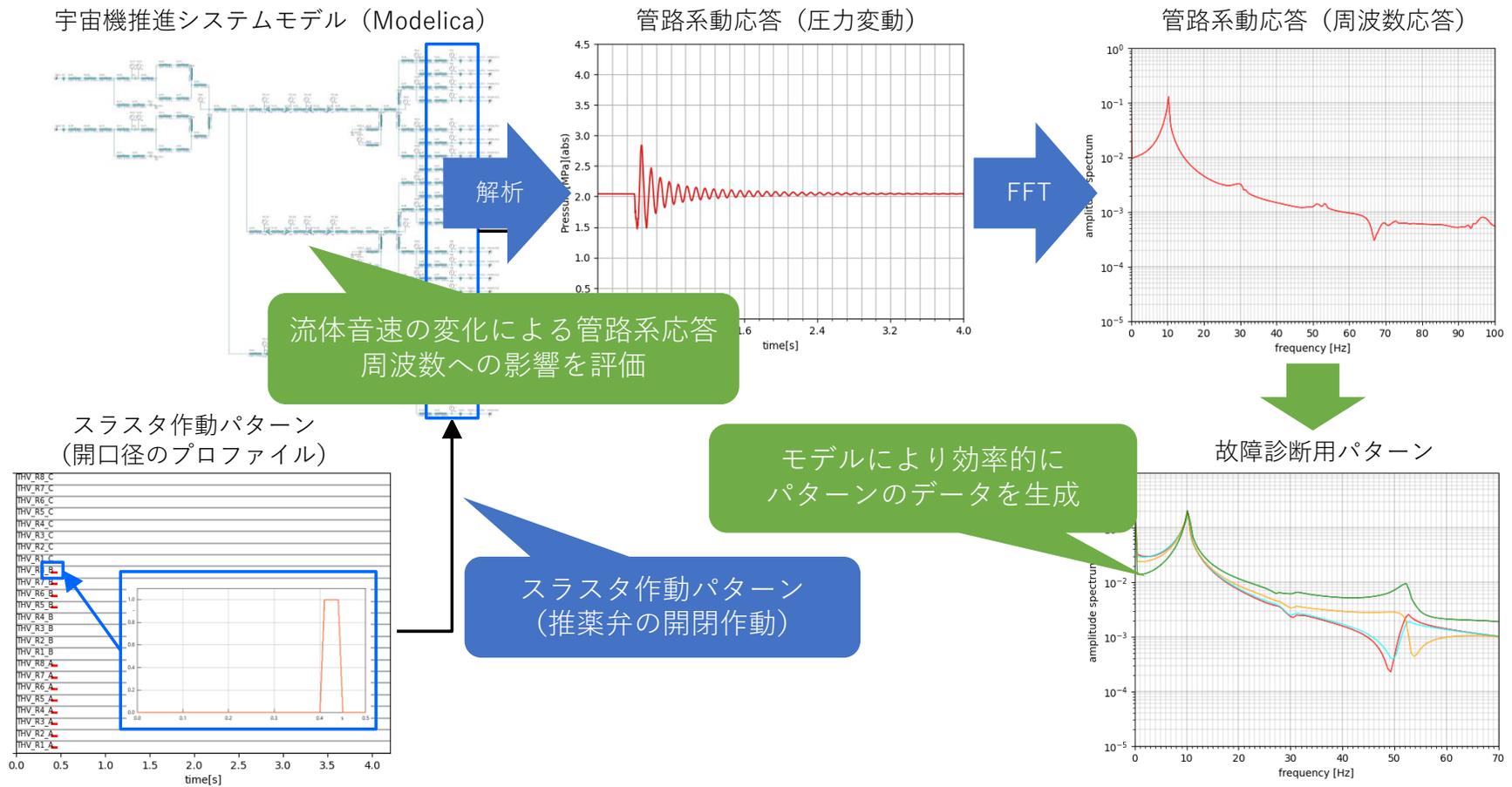


図 4-25. 宇宙機推進システムを対象とした故障診断でのモデル活用フロー

4.5. 結言

本章では、3章において提案した、リスク視点での複合物理・システムレベルモデルの活用フレームワークについて、具体的な対象として、宇宙機システムの中でも、特にミッション成功や安全性確保の観点で重要なシステムの一つである、宇宙機の航法誘導制御・推進システムを対象とした適用結果を示し、提案したフレームワークの適用によって得られる効果を明らかにした。

複合物理・システムレベルモデルのリスク分析での活用の重要な効果の一つは、図 4-26 に示すように配管システムを介した水撃サージ圧の伝播・波及（Cross-talk）のような、システムレベルの望ましくない事象によって引き起こされる性能低下や異常事象等の定量的な評価が可能となったことである。さらに、図 4-27 に示すようにその後のフェーズにおけるリスクへの対処での、モデルの継承・利活用により、それまでに行った検証の積み重ねを活かすことで、定量的に確からしいモデルとして、異常検知・故障診断を目的とした意思決定に役立つデータ生成にも活用することが可能となった。このように、図 4-28 に示すように提案したフレームワークを適用することで、対象システムのライフサイクルの各フェーズにおける、検討・設計結果の反映、そして試験結果を用いた検証機会を活用したモデルの段階的な成長、モデルの継承・再利用、情報・データソース管理など、モデルベース手法のメリット・優位性を引き出すことにもつながる。

なお、本研究で提案したリスク視点での複合物理・システムレベルモデルの活用手法とそのフレームワークの航法誘導制御・推進システム以外への適用先として、図 4-29 に示すように、宇宙機による軌道上補給や将来宇宙探査等の宇宙活動・ミッションを実現する上で重要な技術の一つである自動ドッキングシステム [138]や、宇宙輸送の高頻度・低コスト化を実現する上で重要となる再使用ロケットエンジンの推力制御に用いる電動アクチュエータへの適用 [139]を進めている。このように、システムを構成する要素として共通的なモデルとして、機構制御系、誘導制御系、そして推進・管路系等のモデルを共用することが可能であるとともに、他の適用先で検証を行ったモデルを利活用することで、より一層のモデルベース手法のメリットを引き出すことにつながる。ただし、それぞれの適用先ごとに、モデル化対処の特性や運用条件の違い、そしてモデルの用途に応じて、必要となるモデル忠実度・詳細度、モデル検証データも異なってくる点に十分に留意をする必要がある。

次章では、水素ステーションを対象に、複合物理・システムレベルモデルを、そのリスクアセスメント、及びリスクへの対処方策の検討において、安全性と利便性の観点での定量的な評価を可能とするモデルとして活用することによって得られる効果を示す。

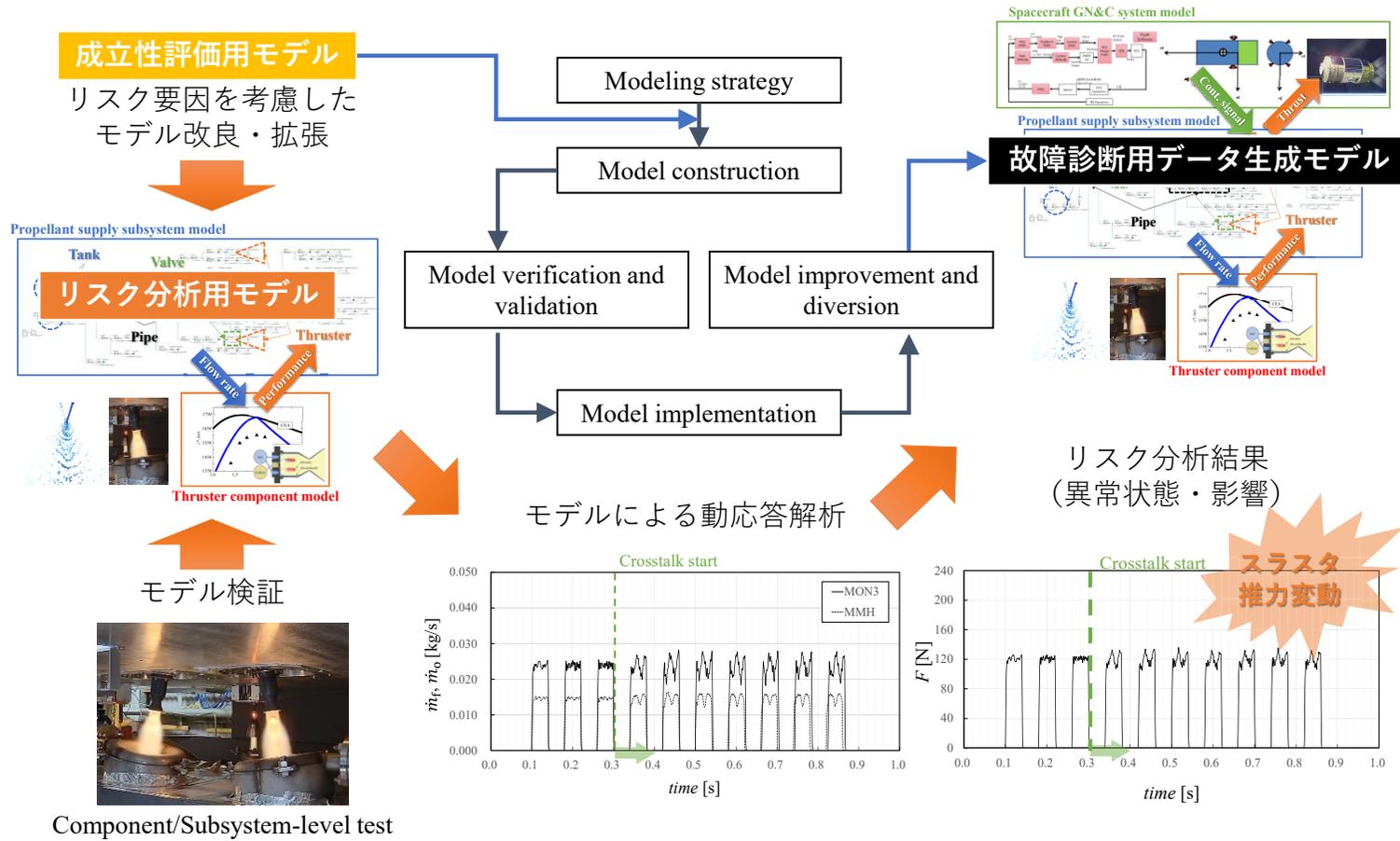


図 4-26. 宇宙機航法誘導制御・推進システムを対象としたリスク分析でのモデル活用

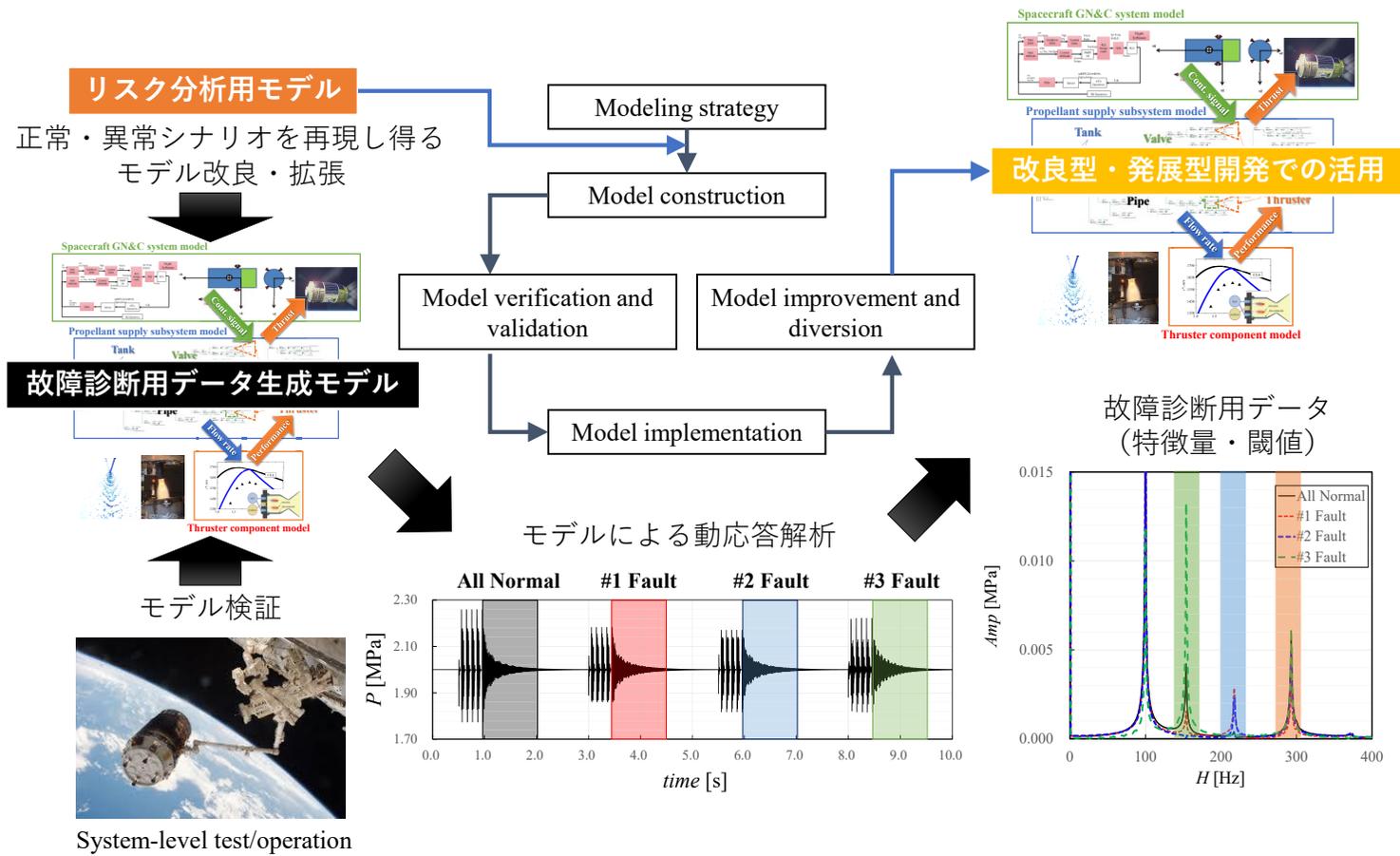


図 4-27. 宇宙機航法誘導制御・推進システムを対象としたリスクへの対処でのモデル活用



図 4-28. 宇宙機航法誘導制御・推進システムを対象としたモデル活用フレームワーク適用結果

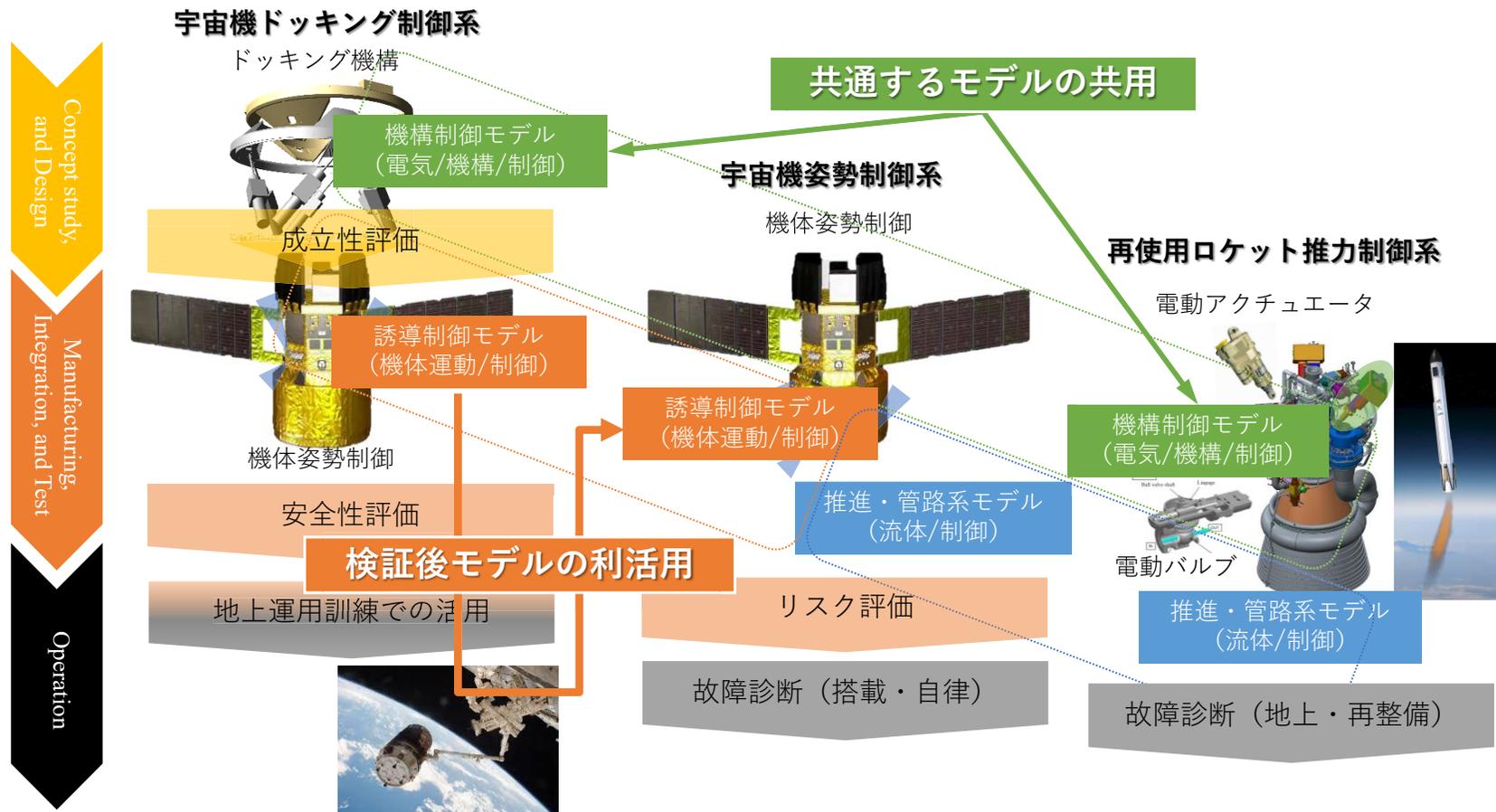


図 4-29. 宇宙機システムを対象とした複合物理・システムレベルモデルの活用・展開



図 4-30. 宇宙機自動ドッキングシステムを対象とした適用事例 [138]



図 4-31. 再使用ロケットエンジン推力制御システムを対象とした適用事例 [139]

5. 水素ステーションを対象とした提案手法の展開

5.1. 緒言

本章では、本研究で提案する宇宙機システムを対象としたリスク視点での複合物理・システムレベルモデル活用について、同じく先端的工学システムとして共通する特質を有する水素ステーションへの展開について述べる。

水素ステーションを対象としたリスク分析、及びリスクへの対処方策の検討において、それぞれのより一層の定量的な評価、及び意思決定に資する動的・物理モデルとして、複合物理・システムレベルモデルを活用することによって得られた効果を明らかにする。

日本政府は 2018 年に第 5 次エネルギー基本計画を策定し、今後の日本のエネルギー政策を方向付けた。この基本計画は、エネルギーの安定供給、経済効率性の向上、環境適合性 (3E)、それに加えて安全性 (S) という 3E+S の基本原則にもとづいている [140]。これらの原則は、エネルギー需要の変動に対応し、国際的なエネルギー供給と価格の不安定さへ対処するための指針でもある。また、この日本のエネルギー計画では、重層的かつ柔軟で多様なエネルギー供給を目指し、構築すべき需要構造が記述されている。なお、この計画の中では、2030 年までのエネルギー供給 (エネルギーミックス) と需要を考慮した長期的な方針として、再生可能エネルギーの主要電源としての水素の利用拡大によるエネルギー供給の脱炭素化の方針が示されている。

リチウムイオン電池に比べて水素のエネルギー密度が高いことから、電気自動車 (Electric Vehicle, EV) に比べて、燃料電池車 (Fuel Cell Vehicle, FCV) の方が航続距離等の観点で優位とされている。また、水素ステーション (Hydrogen Refuel Station, HRS) において、わずか数分で燃料となる水素を補給することにより、FCV の使い勝手はガソリン車と同等となり得る。しかし、こうしたメリットをより一層高めるためには、水素ステーションのさらなる展開・普及が必要となることから、日本では、経済産業省が水素・燃料電池に関する戦略的ロードマップを策定しており、この方針のもとで水素ステーションの増設 (2025 年に 320 基、2030 年に 900 基と推定) が進められている [141]。水素ステーションの普及が進む中、その商業サービスインフラとしての経済性と安全性の両立が求められている。つまり、水素のコストを下げることで、その利用を促進するためには、水素ステーションの構成、信頼性、及び保守性などについて、最適なトレードオフを達成する必要がある [142]。

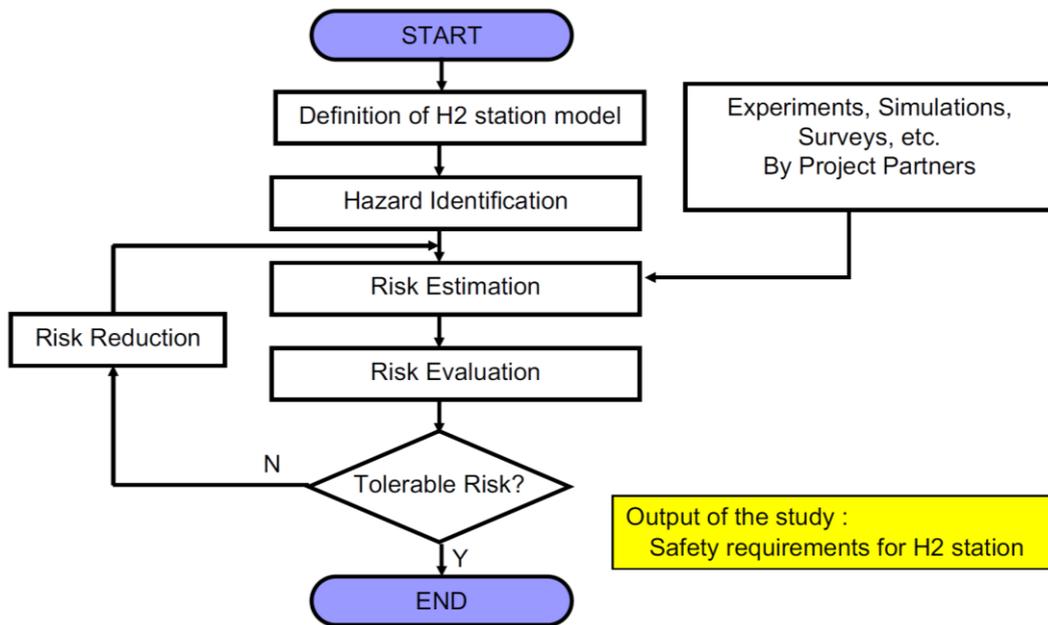
水素ステーションは FCV の普及に欠かせないインフラである一方で、安全面ではいくつかの課題がある。実際に、水素漏れによる爆発・火災事故が過去に多数報告されている [143]。例えば、2019 年 6 月 10 日には、ノルウェーの Sandvik で水素漏洩による大規模な火災・爆発事故が発生し、2 名が負傷した [144]。

5.2. 水素ステーションを対象としたリスクアセスメントとその動向

現在の日本の水素ステーションの安全規格や技術基準は、2005年から2009年にかけて、国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）が実施した、水素社会構築共通基盤整備事業の一環として行われたリスクアセスメントの結果にもとづいている [145, 146, 147]。このリスクアセスメントにおいては、図 5-1 に示す水素ステーションを対象に、HAZOP と FMEA とを組み合わせた事故シナリオの抽出、及び事故シナリオ毎のリスク評価が実施された。また、図 5-2 に示すプロセスにより、水素ステーションへの安全対策の付加によるリスク低減効果の検討等がなされている。



図 5-1. 過去に実施されたリスクアセスメントにおける評価対象・モデル例 [146]



【Before Application of Safety Measures】

		Probability Level			
		A	B	C	D
Consequence severity Level	I	8	1	12	29
	II	0	0	0	6
	III	8	1	10	8
	IV	2	0	4	14
	V	0	1	5	13



【After Application of Safety Measures】

		Probability Level			
		A	B	C	D
Consequence severity Level	I	13	0	0	0
	II	5	0	0	0
	III	31	8	0	0
	IV	13	2	1	0
	V	19	5	1	0

図 5-2. 過去に実施されたリスクアセスメントにおける評価プロセス・結果 [146]

その後、水素ステーションの普及・運用実績の蓄積が進んだことから、最新の知見や技術を踏まえ、より定量的なリスクアセスメントに取り組むことで、安全の確保と設備構成・運用方法の合理化との両立を目指した技術基準の見直しが進められている。現在の日本の水素ステーションの安全規格や技術基準が定められた後に、水素ステーションに適用されるコンポーネントや技術に大きな進歩があったことを受けて、最新のデータ・手法による定量的リスクアセスメント（Quantitative Risk Assessment, QRA）が実施された [148]。

この取り組みでは、日本の水素ステーションを対象に、その代表的な構成やレイアウトをもとに、図 5-3 に示す P&ID（Piping and Instrumentation Diagram）モデルが構築されている。この P&ID モデルには、事故シナリオの頻度やリスクを分析するために必要な、水素ステーションを構成するコンポーネントの種類と数の情報が含まれている。水素を貯蔵するタンクや FCV へ水素を供給するための配管等の体積の情報もこの P&ID モデルに含まれており、この情報は QRA における影響評価において、漏洩時に放出される水素の量として、水素の放出・拡散、その後の火災・爆発の影響を評価するために使用されている。

水素の火災・爆発は、それぞれ人々を火災による輻射熱、爆発による過大な圧力にさらすことで、火傷や死亡に至らせる可能性がある。そのため、この QRA では、水素スタンド内で水素が漏洩・着火した場合に周囲の人が死亡に至る確率をリスク値として評価しており、オランダ国立公衆衛生環境研究所が制定したガイドラインであるパープルブック [149] で提示された基準、及び Sandia によって提示された機器毎の故障頻度確率 [150] 等のデータが用いられている。

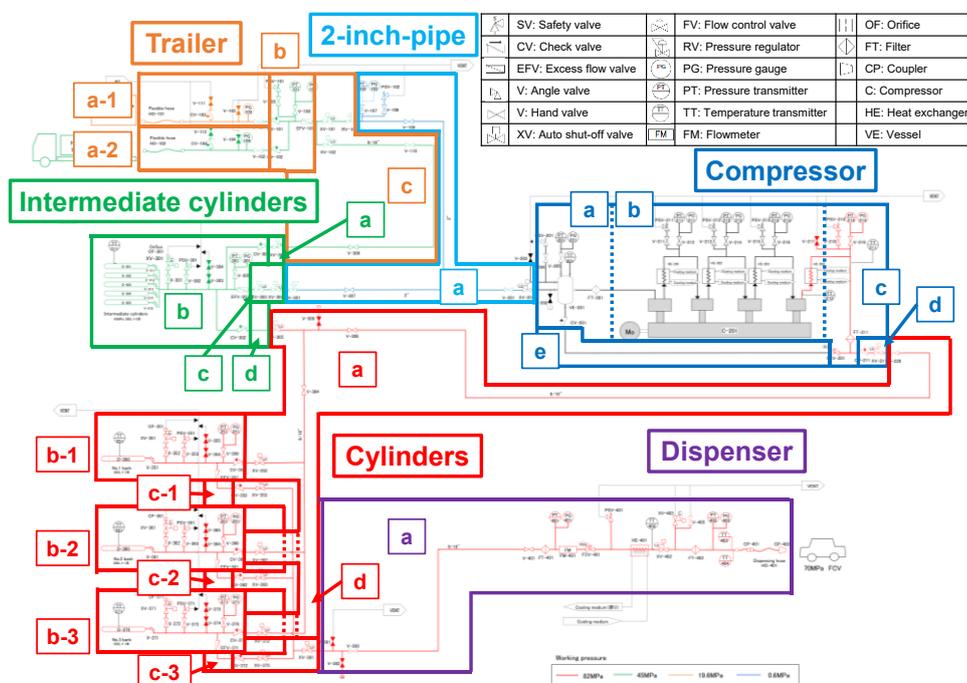


図 5-3. 水素ステーションを対象とした P&ID モデル [148]

水素ステーションは、これからまさに本格普及のフェーズに入る新しいエネルギー供給インフラであるものの、その構成部品や機器については既存のインフラから大きく異なることはない。従って、既存の機器故障率データベース等は、水素ステーションの QRA における源泉としての活用が可能である。

しかしながら、影響評価については、従来のエネルギー供給インフラとは運用条件や環境への影響が異なるため、それらのデータに頼ることは困難である。さらに今後、水素ステーションの設置数が増加することで設置環境が多様化するに伴い、個々の地域の特性や顧客ニーズを考慮し、水素ステーションの構成や運用は、より多様化することが予想される。

また、水素の漏洩や火災・爆発による周辺環境への影響は、ガソリンなどの従来のエネルギー源と比較して高いリスクを伴う。また、水素エネルギーシステムは、その輸送、事故によるストレス、たとえ事故が起こらなかったとしても心理的な不安等、取り扱いが困難であることが指摘されている [151]。

これまでに、水素漏洩事故に伴う水素拡散、蒸気雲爆発、そしてジェット火災などの事故を予測するために、いくつかのモデルやシミュレーションツールが構築されてきている。特に、水素の拡散や爆発のモデル化については CFD の活用が進められている [152, 153, 154]。また、影響評価ツールとして、水素の影響・リスク定量評価ツールである HyRAM [155]、水素放出／火災／爆発等の評価モデル・解析ソフトウェアツール PHAST [156]、そして燃焼・爆発解析ソフトウェア FLACS [157]等の影響評価用ツールが既に広く活用されている。

このような既存の評価ツール・解析ソフトウェアを用いた影響解析では、様々な解析モデルに水素圧力や温度などのパラメータを入力することで解析が可能となる。ただし、前述の水素ステーションを対象とした最新の QRA における影響解析での入力パラメータは、水素ステーション内の漏洩位置や、運転時の圧力・温度の動的挙動などは考慮しておらず、簡略化した仮定に基づき時間平均化されている [148]。

しかし、水素の漏洩量を算出する上で重要なパラメータである漏洩箇所での圧力・温度は、水素ステーションを構成する配管・機器類の圧力損失や、FCV への水素充填時の圧力・温度制御等の運転条件によって変化するものであることから、周辺環境への水素漏洩による影響度として、それらはリスクの観点において重要なパラメータである。さらに、これらの水素ステーションの構成や運転条件は水素流量についても同様に影響を与えるため、FCV への水素充填に要する時間（サービス時間）を決定する特性でもあるため、商用エネルギーインフラとしての利便性の観点でも重要な特性である。

これまでも、水素ステーションの QRA を、さらに精度の高いものにする取り組みがなされてきている [158]。しかし、水素ステーションの本格普及に向けては、信頼性や安全性といった観点だけでなく、経済性や利便性の観点からも、水素ステーションの構成、運転条件を最適化する必要がある。そこで本研究では、従来手法よりもさらに現実的で精度の高い影響度、及び利便性の評価を可能とすることを目指し、宇宙機システムと同様に水素ステーションを対象とした複合物理・システムレベルモデルの活用に取り組んだ。

5.3. 水素ステーションを対象とした複合物理・システムレベルモデル活用

前述の通り、水素ステーションにおける差圧充填による FCV への水素充填、水素の外部漏洩事等、動的な時間変化を伴う物理事象を記述するモデルを構築することで、その利便性の観点での評価だけでなく、安全性の観点でのリスク評価についても、より一層の現実的かつ定量的な評価への寄与が期待される。

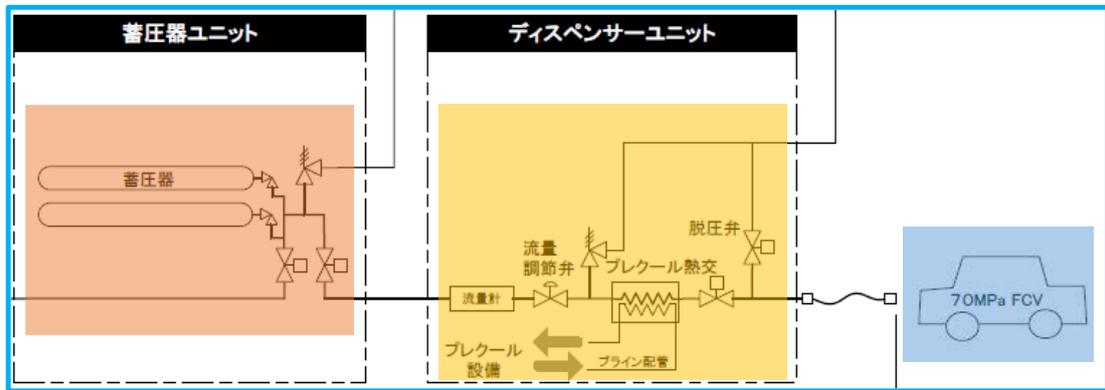
こうした動的变化は、高压容器の容積、配管や流体制御機器の圧力損失、熱交換器の伝熱特性などに依存することから、それぞれを適切にモデル化するとともに、それらをシステムとして統合化した評価が必要となる。そこで、従来の QRA での静的なモデル化ではなく、図 5-4 に示すように、宇宙機システムを対象とした Modelica 言語での複合物理・システムレベルでのモデル化手法を、水素ステーションの動的・物理モデル (Dynamic physical model) として活用することで、水素ステーションにおける水素充填時の配管系統における圧力変化や、外部への水素漏洩等の動的な物理現象を評価することを可能とする。

また、Modelica のオブジェクト指向のモデリング手法により、安全対策のトレードオフ検討において、機器・構成について、従来のものと代替案とをモデル上で容易に変更することが可能となる。また、このモデル化手法では、解析対象を数式・物理方程式で定義・記述するため、解析者の知識や経験の程度に左右されない客観的なリスク解析が可能となる点も大きな利点の一つである。なお、リスク分析対象が変化した場合（水素ステーションの規模、構成機器、設備の変化など）でも、機器の特性パラメータやモデルの数式を変更することで再利用が可能である。

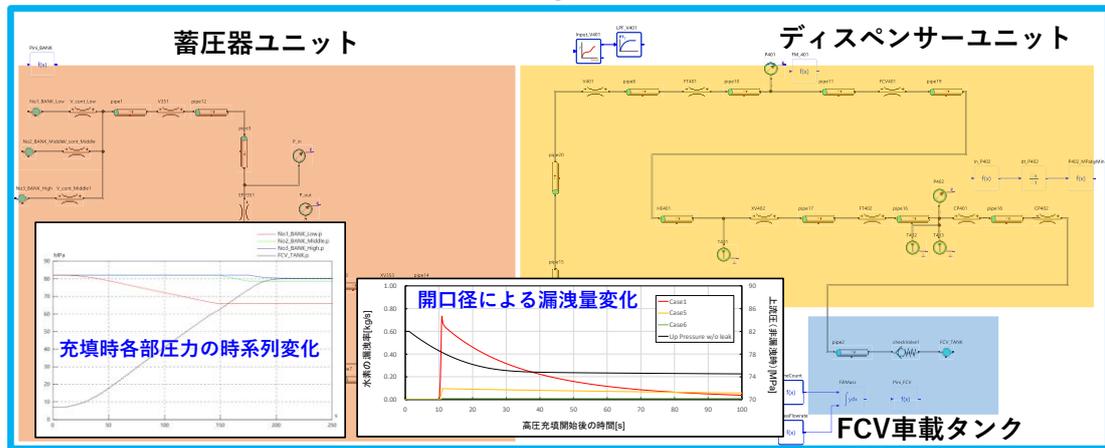
さらに、本研究において提案するモデルベースのアプローチは、水素ステーションと周辺環境の特性に違いがあっても、モデルを変更・拡張して適用することが可能となる。例えば、本研究で対象とした水素ステーションは、その立地として東京のような都市部の人口密集地で、かつ高層ビルに囲まれていることを想定しているため、特に公道に面した境界での、水素漏洩による火災・爆発による人的被害の影響評価が重要となることから、アキュムレータとディスペンサーユニットにモデル化範囲を限定したものとなっている。

しかし、日本国内の別の立地や、外国の水素ステーションを検討する場合、その評価の目的と内容は、それぞれの市場のニーズや場所の制限などによって変わり得る。そうした場合についても、Modelica のオブジェクト指向の特徴を活かすことで、別のユニット追加や、漏洩箇所配置など、評価目的に応じてモデルを拡張・変更することが可能となる。

モデルベース手法には、こうした多くのメリットがある一方で、(1) リスク評価の目的に沿ったモデリングであること、(2) モデリングの対象や範囲が目的に沿っていること、(3) モデルの検証や妥当性確認も目的や用途に応じていることが、モデルを用いたリスク評価結果の妥当性・十分性の観点で重要となる。これらの観点で、本取り組みで構築した水素ステーションを対象とした動的・物理モデルの詳細について次項において述べる。



水素ステーションP&ID



水素ステーション動的・物理モデル (Modelica)

図 5-4. 水素ステーションを対象とした動的・物理モデルの構築

最新の QRA [148]では、図 5-5 に示すフローのうち、“HRS model definition including adequate data”のステップで、QRA を実施するための適切なデータや水素ステーションモデル（構成機器の故障確率データや P&ID モデル等）を定義する。そして、続く“Hazard identification Accident scenario selection”では、水素漏洩に伴う火災・爆発等のハザードの特定と事故シナリオの抽出が行われる。その後、“Frequency assessment”での各事象の発生頻度解析、そして“Consequence calculation”での影響評価、“Impact assessment”での致傷率等の推算を経て“Risk evaluation”でのリスク評価に至る。

この全体フローのうち、赤枠で示した部分が、新たに本研究で提案する動的・物理モデルの適用対象・スコープとなる。まず“Dynamic Physical modeling for HRS”で構築したモデルを、水素漏洩による影響を評価する“Consequence calculation”において、水素漏洩量の算出において活用することで、より一層の定量性の向上を図る。さらに、そのモデルを“Performance estimation”において、水素充填にかかる時間の算出においても活用する。“Trade-off study between risk and benefit”において、リスクと経済性の観点から、最終的なトレードオフ関係进行评估することで、高いレベルでの安全性と経済性の両立を実現することを目指す。

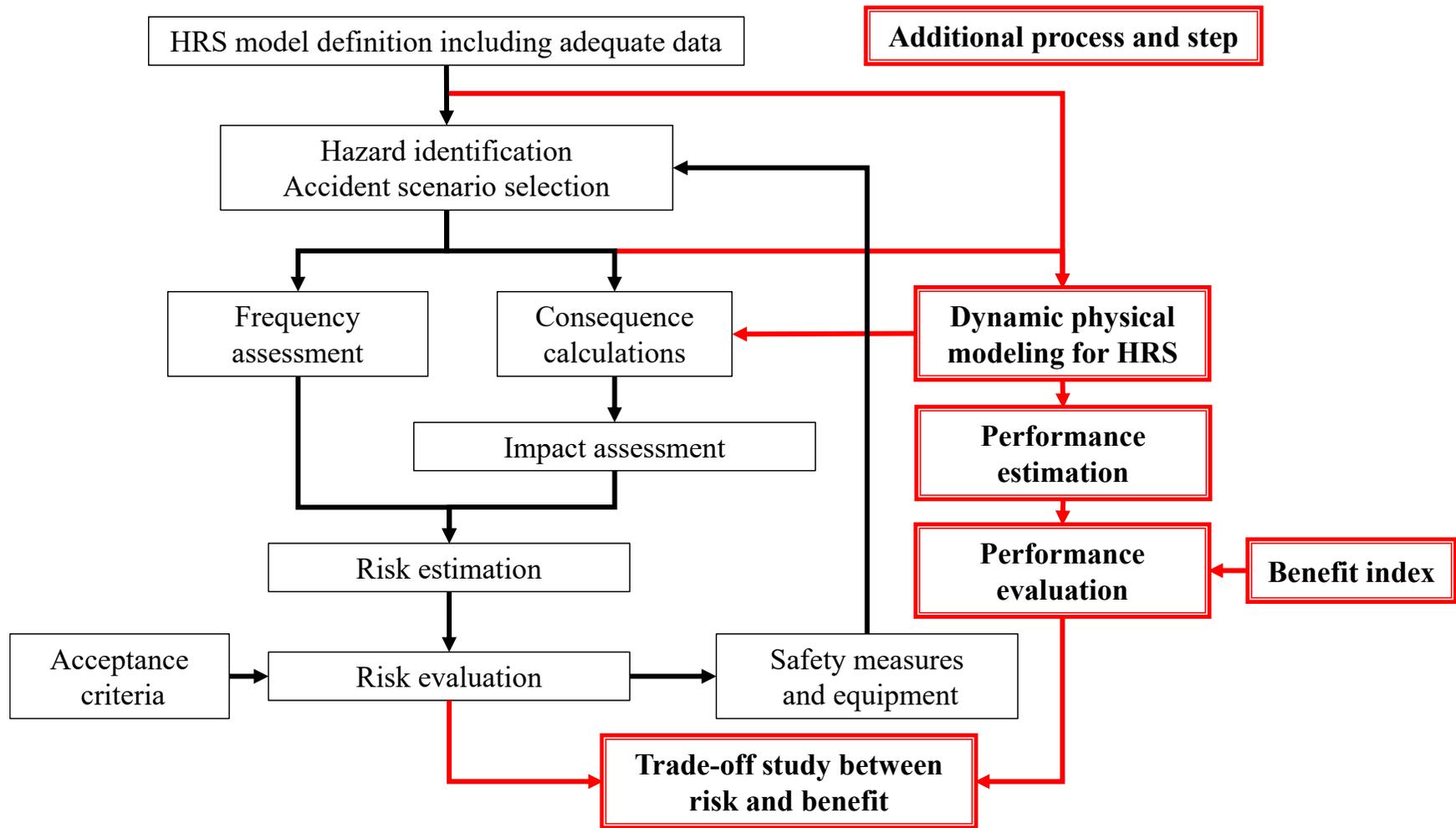


図 5-5. 動的・物理モデルを活用した QRA 及びトレードオフ検討プロセスの全体フロー

続いて、今回新たに構築した水素ステーションを対象とした動的・物理モデルの詳細について述べる。このモデル構築にあたっては、日本の水素ステーションの代表的な構成・特性の情報を含む P&ID モデル [148] をもとにしている。この水素ステーションの場合、水素はトレーラで搬入され、コンプレッサで 82MPa まで昇圧された後に、アキュムレータユニットに備えられた高圧気蓄器であるバンク (Bank) に貯蔵される。そして、このバンクからディスペンサーユニットを介して、FCV の水素タンクへと充填される。

このうち、今回のモデル化の対象としたアキュムレータユニットとディスペンサーユニットは、水素充填サービス中にコンプレッサなどの他のユニットと分離されていることから、水素充填時間の評価の目的を踏まえ、これらのユニットに焦点を当てた。アキュムレータユニットとディスペンサーユニットのモデルは、それぞれ図 5-6、図 5-7 に示す通りである。また、提案モデルを用いて水素の漏洩量を評価する際に、同じくアキュムレータとディスペンサーからの漏洩を考慮しモデル化した。これは、最新の QRA [148] において、アキュムレータとディスペンサーユニットからの漏洩が、公道に面したステーション境界での噴射火災のリスクに大きく寄与する結果が得られているためである。また、公道に面した境界では、火災によるリスクを低減するための安全対策として防護壁を設置することができないことも、その理由の一つである。

こうした日本の水素ステーションの周辺環境などの特質を踏まえ、モデル化対象・スコープを設定したが、立地条件等の違いにより、リスクや性能評価の対象が変わっても、モデル化対象を拡大・変更することで、モデルを柔軟に活用・流用することが可能である。これは、Modelica のオブジェクト指向の特徴を活かし、複合物理領域をカバーするライブラリの要素モデルを集めて接続し、コンプレッサなど他のユニットのモデルを構築し、モデリング対象を拡張することが可能となっているためである。また、漏洩量の評価に関連する物理方程式や境界条件を柔軟にモデル化できる外部漏洩モデルを追加・移動することで、リスク評価のための事故シナリオに応じて任意の漏洩位置にモデルを変更することが可能である。さらに、部品や装置のメーカーから提供される寸法や流量係数などの機器仕様、水素充填のプロトコルや気候条件などの運転条件についても、モデルのパラメータを変更することで圧力・温度の評価結果に反映させることが出来る。

アキュムレータとディスペンサーユニットは、タンク、配管、そして流量制御弁で構成されていることから、Modelica 言語に対応したモデリング&シミュレーションツールである SimulationX の Pneumatics ライブラリに実装されているボリューム、配管、オリフィス、熱交換器、そして圧力センサなどの基本要素を組み合わせることでモデル化されている。このうち配管要素モデルでは、直管内壁における圧力損失を考慮している。

ただし、配管内の詳細な流動挙動は簡略化され、単一の抵抗要素と流体慣性要素のみによってモデル化されている。さらに、配管要素における圧力損失 (ΔP) を決定する摩擦については、式 (5-1) にもとづいて計算され、流体と配管壁間との熱流束 (H_w) は式 (5-2) によって評価される。

Piping and Instrumentation Diagram (P&ID)

Dynamic physical model

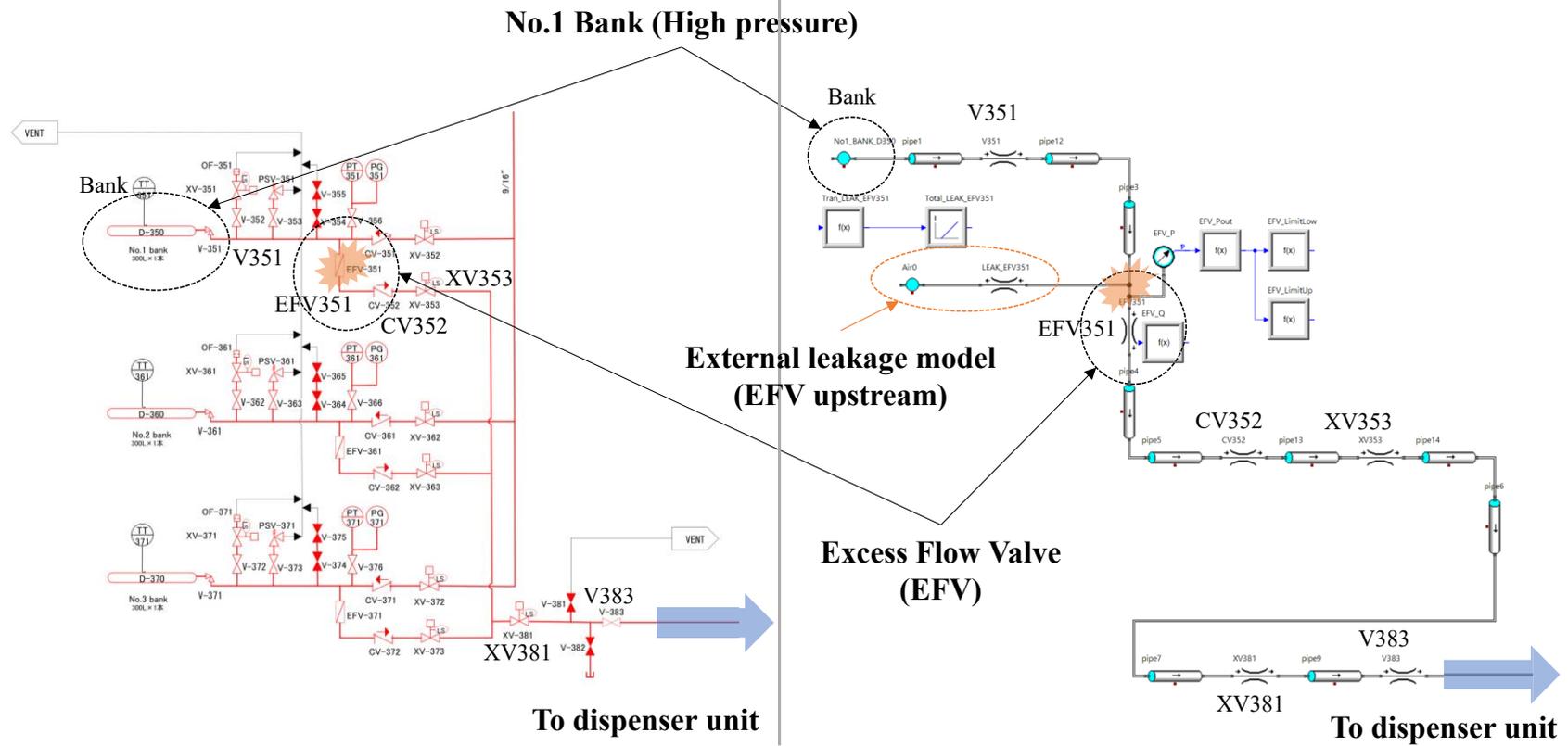


図 5-6. 水素ステーションを対象とした動的・物理モデル (アキュムレータユニット)

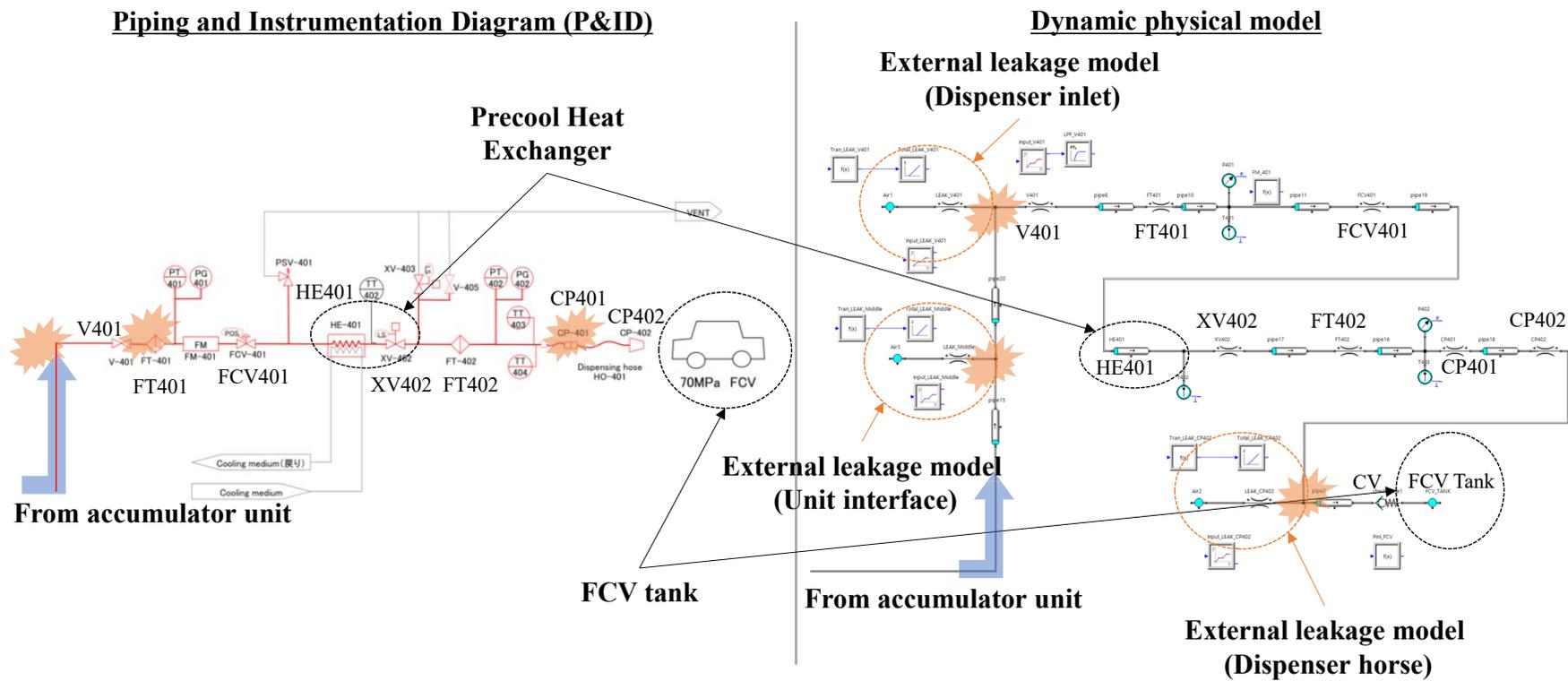


図 5-7. 水素ステーションを対象とした動的・物理モデル (ディスペンサーユニット)

$$\Delta P = \lambda \frac{L}{D} \frac{\rho u^2}{2} \quad (5-1)$$

$$H_w = A \cdot h \cdot (T_w - T_f) \quad (5-2)$$

ここで、 λ は摩擦係数、 L は配管長さ、 D は配管内径、 ρ は流体密度、 u は配管内の一様流速である。また、 A は L と D から求まる配管内の熱交換面積、 h は熱伝達率、 T_w と T_f はそれぞれ配管内壁と内部流体の温度である。

バルブ要素における抵抗は、水素流量と物性に依存する C_v によって決定され、式(5-3)から求まる。この C_v は、一般的に流体機器の特性値として製品仕様書に記載されている。流量制御弁や外部リークホールのモデル化に用いられるオリフィスを通過する質量流量 \dot{m} の計算は、圧力比によって区分され、式 (5-4) により決定される。

$$C_v = \begin{cases} \frac{Q}{2070P_1} \cdot \sqrt{G \cdot T_1} & \text{for } \frac{P_2}{P_1} \leq 0.5 \\ \frac{Q}{4140P_1} \cdot \sqrt{\frac{G \cdot T_1}{(P_1 - P_2)P_2}} & \text{for } \frac{P_2}{P_1} > 0.5 \end{cases} \quad (5-3)$$

$$\dot{m} = \begin{cases} \alpha \cdot A \cdot \sqrt{2 \cdot \rho_1 \cdot P_1} \cdot \sqrt{\frac{\kappa}{\kappa-1} \left(\left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{2}{\kappa}} - \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa}} \right)} & \text{for } \frac{P_2}{P_1} > \left(\frac{2}{\kappa+1} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \\ \alpha \cdot A \cdot \sqrt{2 \cdot \rho_1 \cdot P_1} \cdot \sqrt{\frac{\kappa}{\kappa+1} \left(\left(\frac{2}{\kappa+1} \right)^{\frac{2}{\kappa-1}} \right)} & \text{for } \frac{P_2}{P_1} \leq \left(\frac{2}{\kappa+1} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \end{cases} \quad (5-4)$$

ここで、 P_1 と P_2 はそれぞれバルブまたはオリフィスの入口圧力と出口圧力、 T_1 は入口温度、 Q は体積流量、 G は比重、 α は流量係数、 A はオリフィス面積、 κ は比熱比、そして ρ_1 は入口密度である。

水素流量調整バルブは、オリフィス要素モデルでモデル化されている。このモデルは、オリフィス内径を時間の関数として変化させることができるため、テーブル形式や外部入力として、FCV タンク内の圧力変化率に応じた制御出力など、柔軟に変更することができる。さらに、作動流体である水素の熱流体物性の計算は、REFPROP [159]にもとづいている。

このモデルでは、タンク、パイプ、バルブなど、システム内の複数のコンポーネントを個別のモジュールとして扱っている。これらのコンポーネントは、質量流量、圧力、温度といった現在の状態に関する情報を受け取り、伝達するため、任意の順序で接続することができる。これらのコンポーネントの配置を変えても、接続し直し再統合することで、システム全体への影響を即座に評価することができる。

配管要素モデルにおいて圧力損失や質量流量、熱交換を考慮する機能は、水素充填時やいくつもの水素漏れシナリオの下、各漏洩箇所での圧力を評価する動的かつ物理的なモデルとしての目的にとって特に重要な機能である。この機能により、FCV タンクへの水素充填時の圧力の時刻歴や動的応答など、配管系における流体の動的挙動を定量的に評価することができる。しかしながら、このモデルでは、より詳細な熱交換や局所的な温度分布は考慮されていない。もし評価対象・スコープが、より詳細な物理現象として、熱応力による構造損傷のリスクである場合は、これらを考慮しモデル化する必要がある。

表 5-1 にモデルパラメータである系統各部の配管寸法と、過流防止弁(EFV)、手動弁(V)、自動閉鎖弁(XV)、フィルタ(FT)、流量制御弁(FCV)、カプラ(CP)、逆止弁(CV)の流量係数を示す。これらのパラメータは、過去に実施されたQRAに用いられたP&IDモデル[148]の情報をもとに設定している。

表 5-1. 水素ステーションを対象とした動的・物理モデルのパラメータ設定

Accumulator unit			
ID	Cv	Length	Dimension and condition
BANK(No. 1,2,3)	-	-	Volume 300 L (Initial Pressure 82 MPa)
V351	0.85	-	
EFV351	-	-	Inner diameter 6.3 mm
Orifice	-	-	Inner diameter 1.5mm
CV352	0.25	-	
XV353	1.00	-	
XV381	1.00	-	
V383	0.85	-	
Pipes (Total)	-	21370 mm	Inner diameter 6.3mm
Dispenser unit			
ID	Cv	Length	Dimension and condition
V401	-	-	Inner diameter 2.3mm
FT401	0.42	-	
FCV401	0.25	-	
HE401	-	-	Heat exchange wall temperature -40 °C
XV402	1.00	-	
FT402	0.42	-	
CP401	0.85	-	
CP402	0.85	-	
checkValve1	1.00	-	
FCV TANK	-	-	Volume 122.4 L (Initial Pressure 7 MPa)
Pipes (Total)	-	8720 mm	Inner diameter 6.3mm

次に、今回新たに構築した水素ステーションを対象とした動的・物理モデルの検証内容とその結果を示す。商業サービスインフラとしての水素ステーションの安全性と経済性とのトレードオフの中で、特に重要な特性として、水素漏洩量の評価のための、各部分の過渡圧力変化に着目している。この各部の過渡的な圧力変化は、複数の流体機器やステーション構成に影響されるものであり、FCV タンクへの水素充填時間を評価する上でも重要である。

今回構築したモデルの各パラメータは、バルブや配管などの各コンポーネントの製品仕様にもとづいて設定されている。しかし、水素充填中の過渡状態及びライン系統としての圧力損失等、水素充填時間の評価や水素漏洩に伴うリスク評価の観点で重要な動的な物理特性については十分な根拠にもとづいていない。そこで、これらの動的・物理特性について、水素供給利用技術協会（The Association of Hydrogen Supply and Utilization Technology, HySUT） [160]における、図 5-8 に示す試験設備を用いた差圧充填実証試験結果との比較検証を行った。ただし、過去の HySUT での差圧充填試験では、水素流量を平均圧力上昇率（Average Pressure Ramp Rate, APRR）で制御しており、HySUT 試験設備での制御特性は、流量制御弁、配管構成、製品のロジック等、個々の製品特性に依存しているものの、それらの情報が十分に開示されていない。

そのため、本検証の範囲は図 5-9 に示すように、流量制御を行わないフェーズでの試験結果に限定されていることから、実際の適用にあたっては、個々の水素ステーションの制御特性に関する情報のモデルへの反映が必要となる。

図 5-10 に、動的・物理モデルを用いた HySUT での差圧充填試験の再現解析結果を示す。この比較から、試験結果と数値解析結果について、各バンクの圧力や FCV タンク内の圧力の時間プロファイル、FCV タンクへの水素充填流量が定量的に一致することが確認出来た。

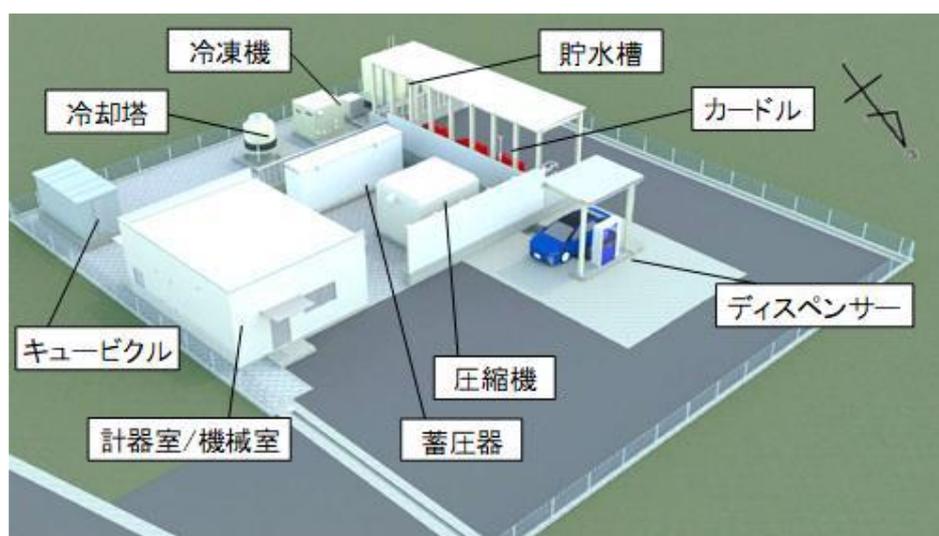


図 5-8. HySUT の差圧充填実証試験設備

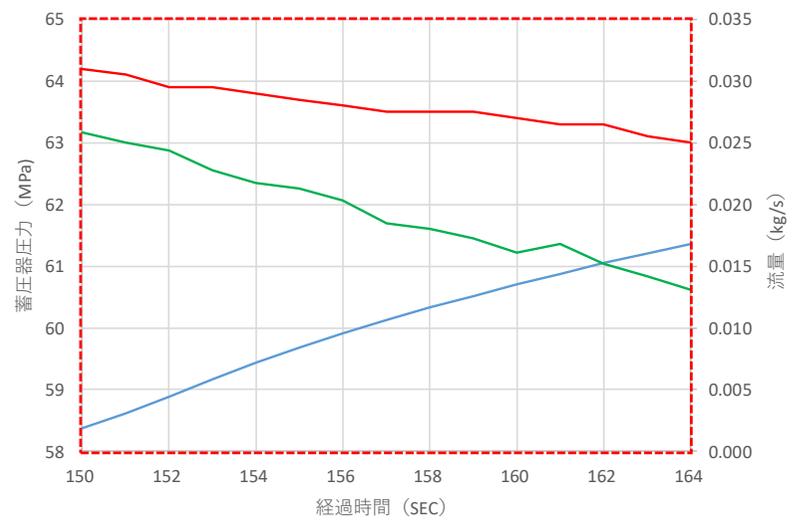
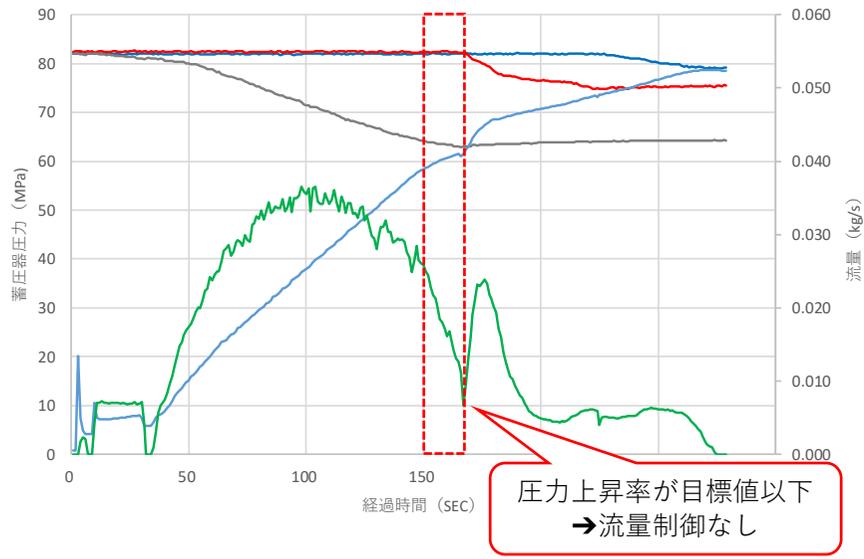


図 5-9. HySUT での差圧充填試験結果

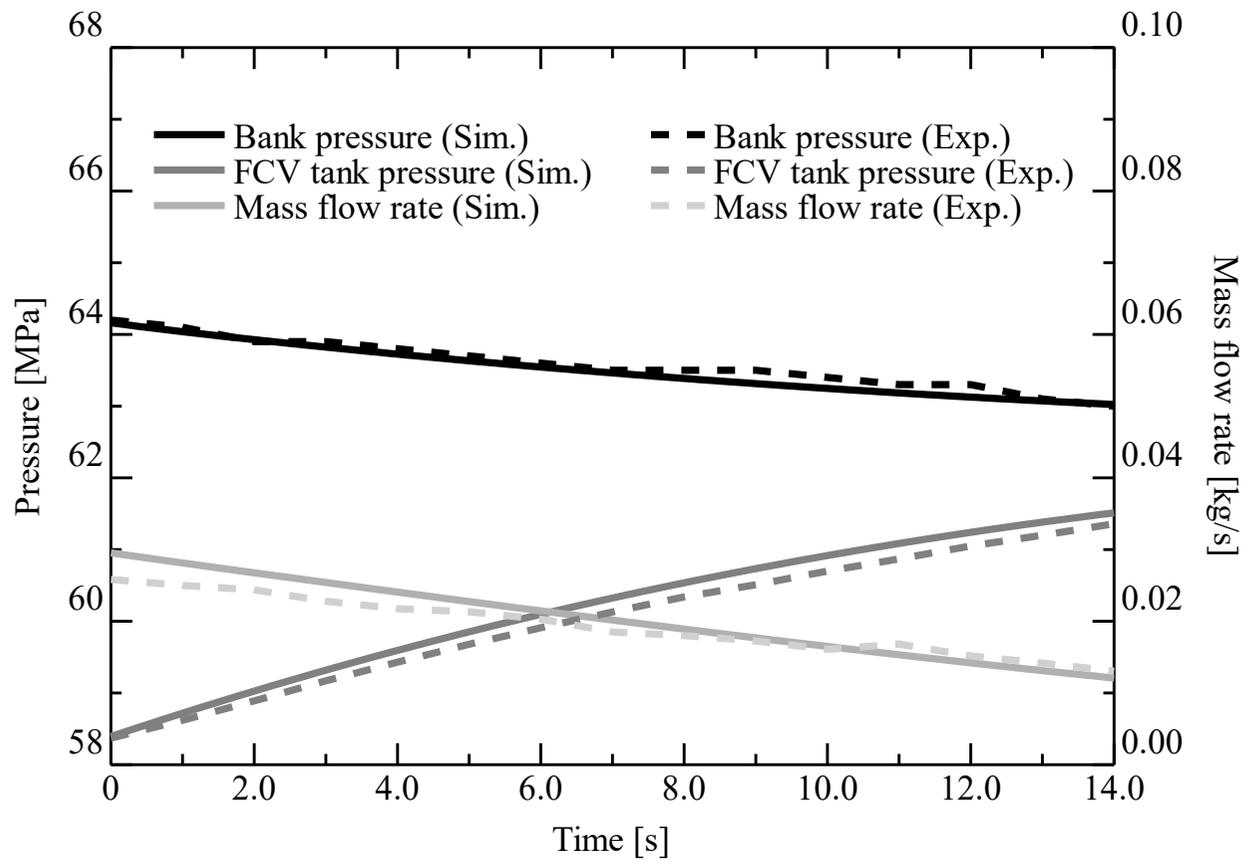


図 5-10. HySUT での差圧充填試験の動的・物理モデルによる再現解析結果

もう一つ重要なモデルの特性が、リスク評価での重要な入力パラメータである水素の外部漏洩量を解析・評価する際に用いる外部漏洩のモデル化である。この外部漏洩モデルは、リークホールを模擬したオリフィス要素と流出境界を模擬したボリューム要素を組み合わせでモデル化している。図 5-11 に、圧力 40 MPa で水素を充填したタンクから直径 2.0 mm のオリフィスを通して大気放出した試験結果 [161]にもとづくモデルの検証結果を示す。

漏洩流量に影響を与えるオリフィスの流出係数は、この試験結果をもとにチューニングしている。実際の試験で測定された水素漏洩量は、水素放出試験運転全体の時間平均値で 6.46×10^{-2} kg/s であった。一方、今回構築した外部漏洩モデルを用いた解析結果では、流量が定常状態に達した時点で 6.14×10^{-2} kg/s となっている。この結果から、本モデルを用いることにより、5%以内の誤差で漏洩量を解析評価できることが確認された。

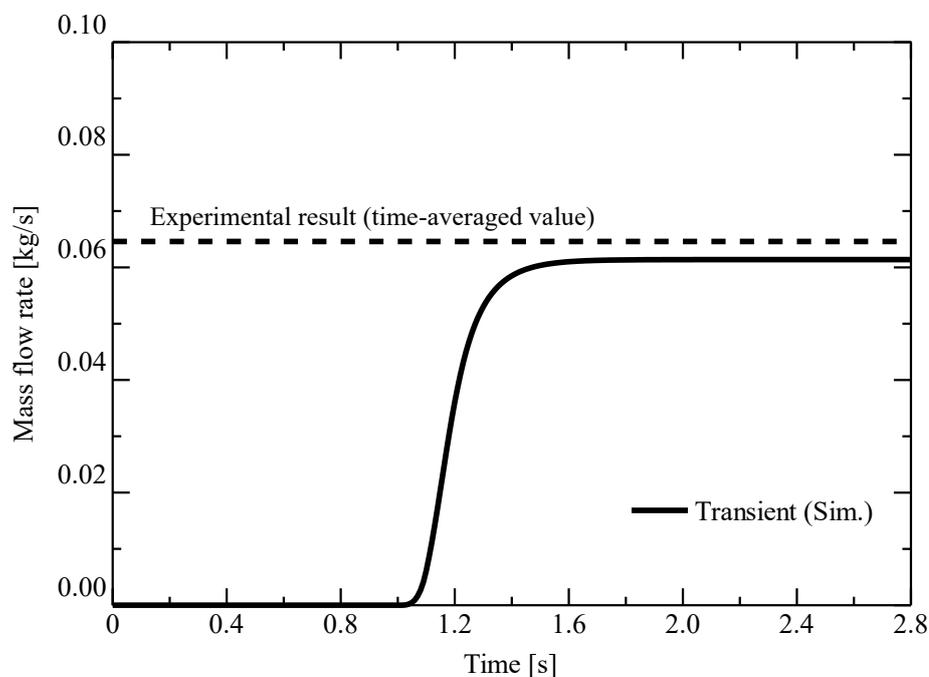


図 5-11. 高圧水素の大気放出試験の再現解析結果

こうして、過去の実験データをもとに、重要な特性について検証を行ったモデルをもとに、経済性の観点での水素充填にかかる時間の評価として、FCV への水素充填運転シナリオ・条件を模擬した解析結果を示す。水素ステーションの充填プロトコルでは、APRR をディスプレイ制御システムで測定し、周囲温度をもとに水素流量を決定している。本研究では、水素充填プロトコルの日本規格 JPEC-S 003 [162]に従い、水素充填シミュレーションでの最大 APRR を 25.0 MPa/min に設定した。また、FCV への水素充填時間を評価するモデル

には、この充填プロトコルに従った水素流量のバルブ制御も含まれている。この充填プロトコルの制御ロジックや装置の詳細は、個々の製品仕様に依存するため、モデル化にあたっては、簡略化した比例積分 (PI) 制御ロジックを使用した。

解析対象とした水素充填オペレーションでは、ディスペンサーユニット内の流量制御弁は、FCV タンクへの水素充填時に圧力上昇率をもとに水素流量を制御し、圧力上昇率が目標流量範囲に収まるようにしている。また、解析対象とするディスペンサーユニットは、3つのバンク (Bank1/2/3) で構成されており、FCV タンクの圧力が目標値に達すると、ディスペンサーユニットのバルブ操作により、次のバンクへの切り替えが順次行われる。この各バンクから、ディスペンサー出口までの配管ラインでの圧力損失が、FCV タンクへの充填速度に対して重要な特性であり、充填完了までの時間に影響を与える。

図 5-12 は、水素ステーションの動的物理モデルを用いて行った数値解析の結果で、3つディスペンサーを替えて行う差圧充填時のバンク、ディスペンサー入口、FCV タンク内の圧力それぞれの時系列データである。この結果から、FCV タンクの目標圧力を達成し、水素充填を完了するまでに 210 秒かかることがわかった。なお、この数値解析での FCV タンク目標圧力は、JPEC-S 003 [162]に基づき、FCV タンク初期圧力(7MPa)と周囲温度(25°C)をもとに決定している。

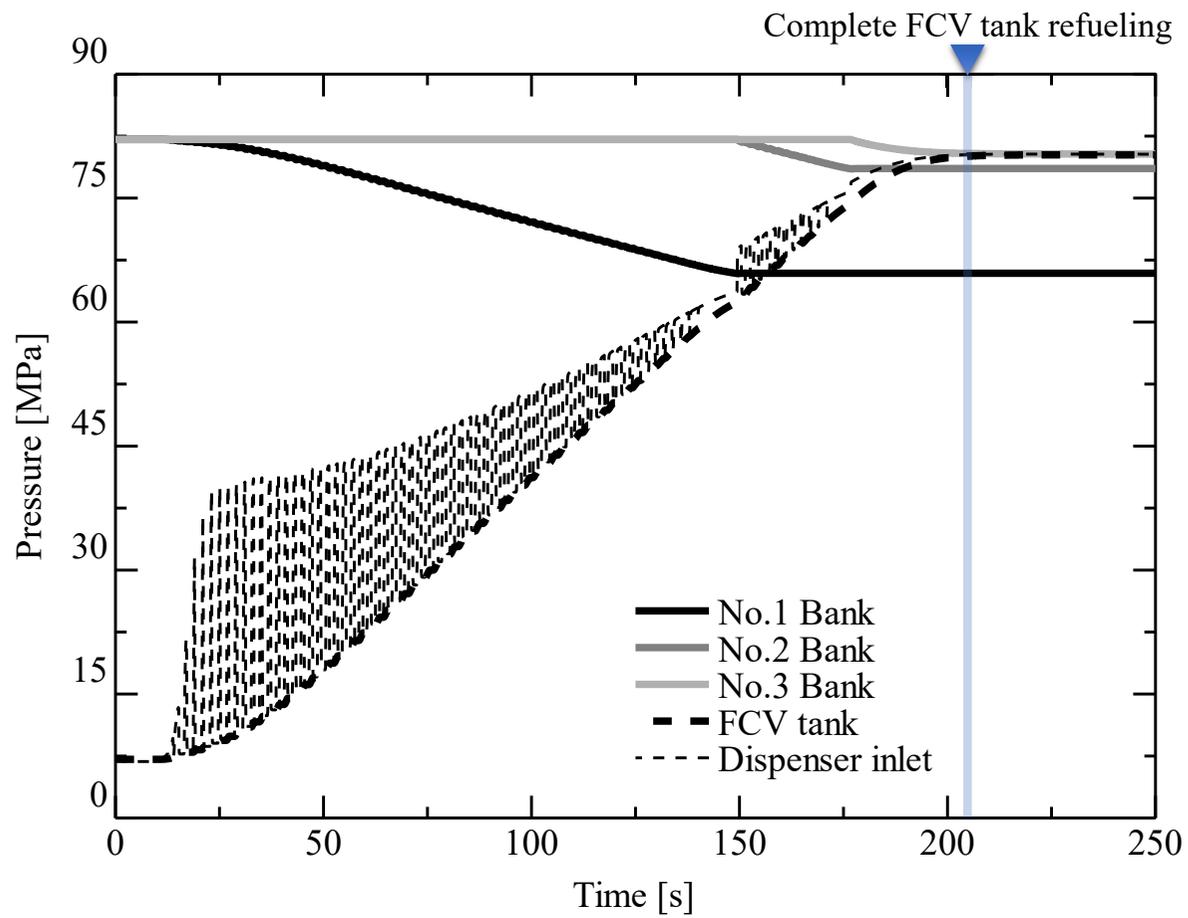


図 5-12. 水素ステーションの動的・物理モデルによる FCV タンクへの水素充填解析結果

続いて、水素漏洩に伴う火災・爆発の影響解析への重要なインプットとなる水素漏洩量について、検証後のモデルによって解析を行った結果を示す。前述のように、水素ステーション内の各部の圧力の時系列変化は、流体機器（バルブ・配管類）による圧力損失を考慮し、流体力学的に確からしく評価することが必要となる。

本研究で構築したモデルにより、配管系統の上流と下流での圧力勾配を動的な物理事象として評価することが可能となり、系統の各部で外部漏洩が発生した場合、圧力の違いによる水素漏洩量の差を適正に評価することが出来る。つまり、同じ大きさのリークホール（例えば直径 6.3mm）であっても、漏洩箇所の位置によって外部に放出される水素流量が異なるため、このモデルを用いることで、複数の異なるシナリオでの各漏洩箇所それぞれの水素漏洩量をもとに、現実的なリスク評価結果を得ることが可能となる。

図 5-13 は、配管内径と同じ直径 6.3 mm のリークホールを設定したモデルで解析評価した、水素漏洩量の時系列プロファイルである。この解析では、3 つの漏洩シナリオ（場所）を選定しており、それぞれ“A（バンク直下流）”、“B（アキュムレータユニットとディスプレイユニットの間）”、そして“C（ディスプレイと FCV タンクの間）”とした。これらの結果から、水素漏洩開始時の最大漏洩量とその後の減少度合いが各シナリオで異なることがわかる。これは、配管やバルブの圧力損失により、各漏洩箇所での圧力が異なることが原因である。例えば、シナリオ“C”では、漏洩開始直後から急激に漏洩量が増加し、最大値として約 0.14kg/s となり、その後時間の経過とともに減少する傾向が確認出来る。

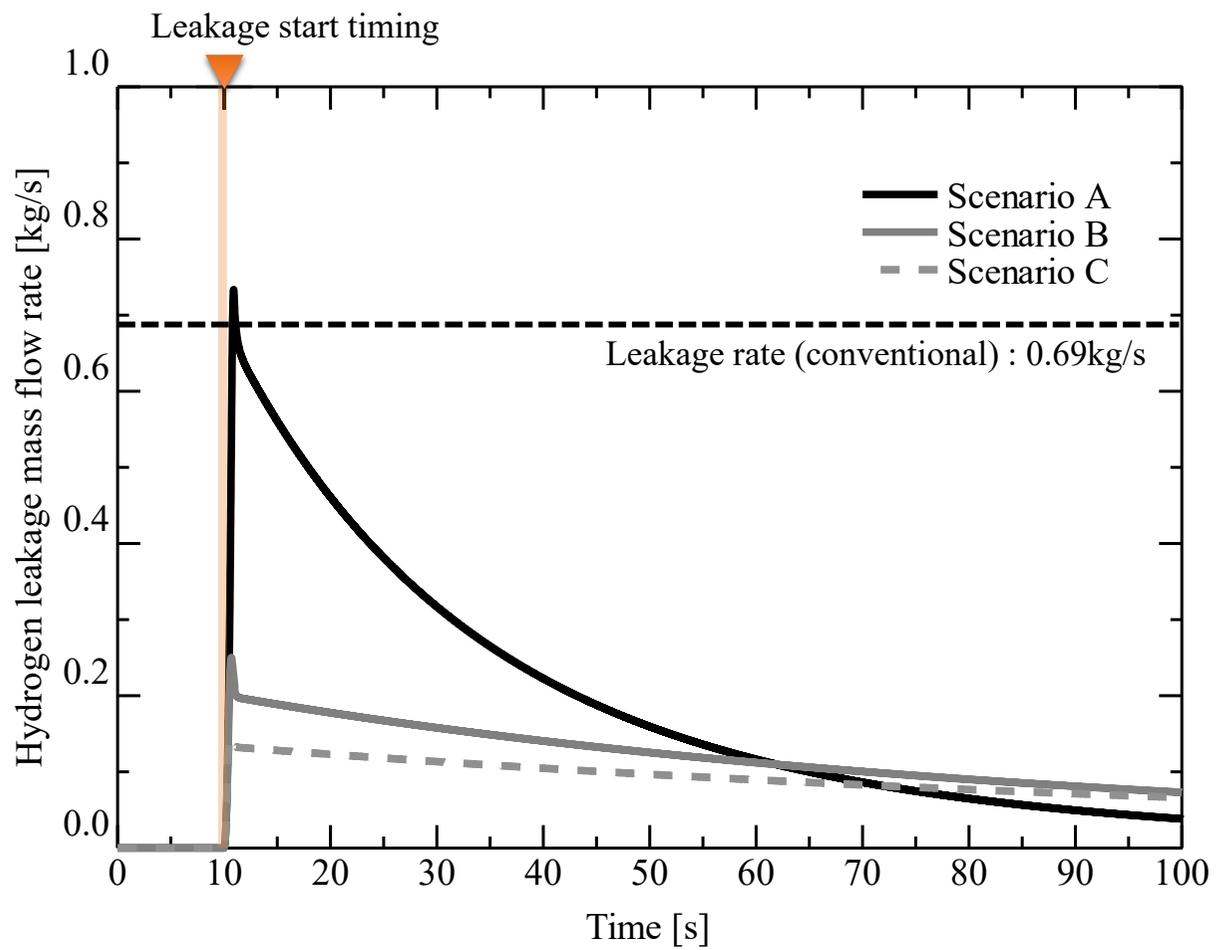


図 5-13. 水素ステーションの動的・物理モデルによる水素漏洩シナリオ解析結果

一方で、従来の QRA [148]での影響解析における水素漏洩量は、どの場所でも約 0.69kg/s としており、シナリオ“C”の結果と比べると、明らかに過大な評価となっている。また従来手法では、水素ステーション内部の圧力・温度が外部漏洩中も一定であると仮定している。つまり、従来モデルに入力されるパラメータは、初期漏えい量と同じ一定値であることが前提となっており、過剰に保守的な評価となっている。以上の結果から、提案したモデルにもとづき、水素ステーション内の漏洩位置や水素の動的挙動を考慮することで、漏洩シナリオの情報に基づいたより詳細な QRA を実施することが可能であることが示された。

限られた敷地で建物や道路に囲まれた日本の都市部に立地する水素ステーションの場合、漏洩箇所と漏洩量の関係を正しく考慮し、ジェット火災や、蒸気雲爆発によるリスクを定量的に評価することが特に重要である。今回新たに構築した動的・物理モデルを活用することで、そのリスクに関する影響評価のための、より現実的で精度の高い入力データとして水素漏洩量を提供することが可能となる。

5.4. 水素ステーションを対象としたリスク分析・リスクへの対処での適用

図 5-14 に示すように、日本の水素ステーションに対する安全規制では、いくつもの安全対策が定められており、水素漏洩の防止だけでなく、漏洩検知、滞留防止、引火防止、そして影響遮断等の複合的な対策が取られている。こうした安全対策が定められてから、その後の技術の進歩や運用実績を踏まえ、その見直しが図られようとしている [163]。

その一つが過流防止弁 (Excess flow valve, EFV) で、外部に漏洩した水素への引火による火災や蒸気雲爆発による、人身事故や物的損害を軽減するためのものである。この過流防止弁は、図 5-15 に示すように、外部への水素漏洩等によりバルブを流れる水素の流量が急激に増加した場合に、弁が閉じるように設計されている。しかし、その機構・構造が複雑で、機械式であるため、メンテナンス性や製品コストの観点から、より安価でシンプルな代替装置への置き換えが求められている。

過流防止弁の代替案の一つとして、製品コストやメンテナンスコストを削減するために、シンプルなオリフィスを使用することがその候補となり得る。しかし、オリフィスを使用すると、過大な流量を絞ることが出来る一方で、その分だけ圧力損失が大きくなり、FCV への水素充填の時間が長くなるデメリットが想定される。そこで、この過流防止弁と簡易オリフィスについて、本研究で提案する複合物理・システムレベルモデルの活用により、水素充填にかかる時間の評価と水素漏洩に伴うリスクに関する定量的リスク評価を行うことで、安全対策のトレードオフを検討する。

〈第7条の3第2項型（都市型）の安全対策例〉

※ 赤字下線部：今回の見直し対象箇所

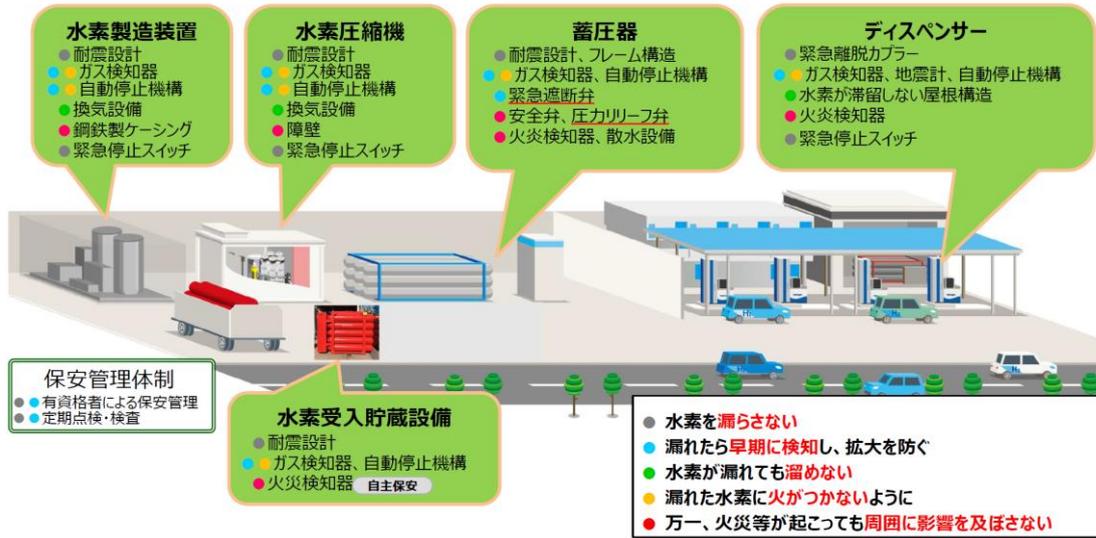


図 5-14. 水素ステーションの安全対策例 [163]

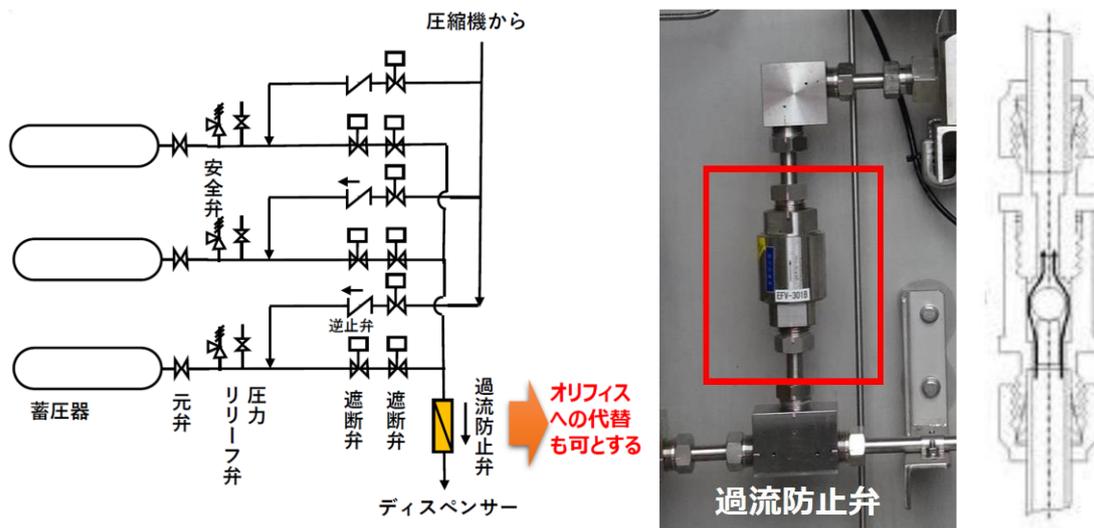


図 5-15. 過流防止弁とその構造 [163]

図 5-16 に示すように、過流防止弁を備えたベースライン構成の配管系統を簡易オリフィスに変更した代替構成についても、ベースライン構成と同様にモデル化を実施した。図 5-17 がアキュムレータユニット、図 5-18 がディスペンサーユニットのモデルであり、過去の研究 [148] の P&ID をベースにモデルを構築した。このモデルは、高圧水素貯蔵用の気蓄器であるバンク (BANK_No1, 2, 3)、FCV タンク (TANK FCV)、配管、熱交換器 (HE)、フィルタ (FT)、カプラ (CP)、過流防止弁 (EFV)、手動弁 (V)、自動遮断弁 (XV)、流量調整弁 (FCV)、チェックバルブ (CV) などで構成されている。

前述の通り、過流防止弁は急激な流量が発生した場合にのみ閉じるように設計されているため、このモデルにおいては、全開弁としてモデル化した。これは、FCV への水素充填時においては、過流防止弁は作動せず、圧力損失を伴わないためである。一方で、代替となる簡易オリフィスは、シンプルで受動的であるため、機械式の過流防止弁よりも安価である反面、常に圧力損失を伴ってしまうことから、充填流量を低減させることとなり、その分だけ FCV タンクへの充填に時間がかかってしまう。そこで、このモデルを用いて、過流防止弁と簡易オリフィスそれぞれを備えた水素ステーションでの FCV タンクへの水素充填に必要な時間を比較した。

ここでは、過流防止弁と簡易オリフィスとのトレードオフを明らかにするために、利便性の観点での水素充填にかかる時間の評価結果と、安全性の観点での QRA 結果を示す。過流防止弁は水素流量によってバルブの開閉を制御する複雑な機械式のバルブである。一方で、簡易オリフィスは単純な構造であるため、製品コストやメンテナンスコストを削減することができる。しかし、オリフィスは FCV タンクへの水素充填時に圧力損失を伴うため、充填にかかる時間が長くなってしまふことから、その影響を、モデルを用いた解析結果をもとに定量的に明らかにした。また、この簡易オリフィスの特徴は、安全性の観点においても、水素漏洩によるリスクにも影響し得るものである。そのため、過流防止弁を備えたベースライン構成、及び簡易オリフィスを用いた代替構成を対象とした QRA の結果をもとに、定量的なリスク値の差異についても明らかにする。

表 5-2 に、本検討に用いたモデルの、配管寸法とバルブの流量係数を示す。これらのパラメータも、先述の過去の研究で作成された P&ID をもとに設定している。水素充填プロトコルについても JPEC-S 003 に従い、最大 APRR を 25.0MPa/min に設定した。

この水素ステーションモデルの各パラメータ (パイプやタンクの寸法など) は、部品の製品仕様によって決定されている。水素充填時間を評価する上で重要な動的物理特性は、先述の通り、過去の水素供給利用技術協会 (HySUT) の差圧充填実証試験結果との比較検証・チューニング結果をもとに設定している。また、簡易オリフィスの流量係数は差圧で決まる流量に影響を与えるため、過去の水素放出試験結果を基に検証・チューニングを行ったパラメータを用いている。

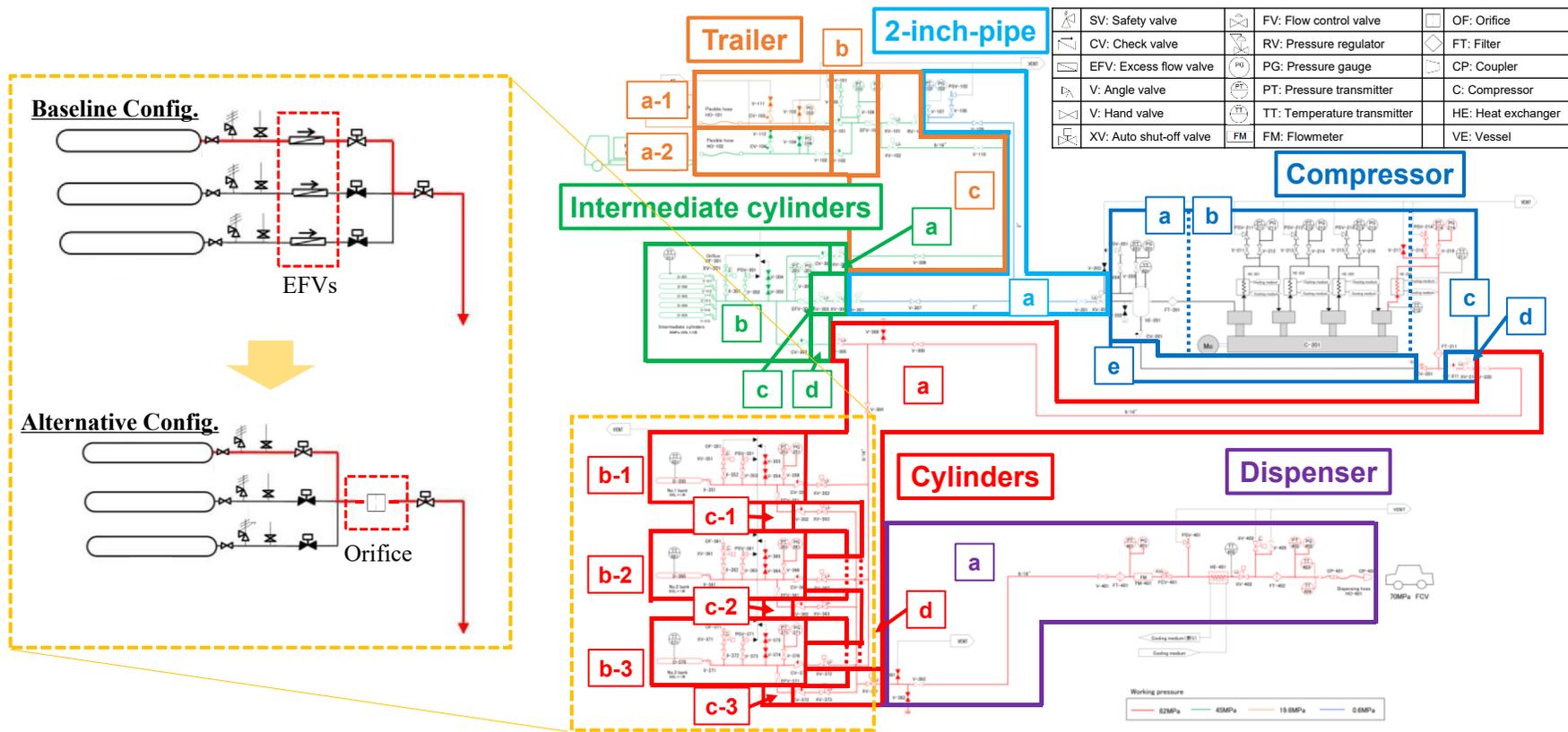


図 5-16. 過流防止弁を備えたベースライン構成と簡易オリフィスに置き換えた代替構成

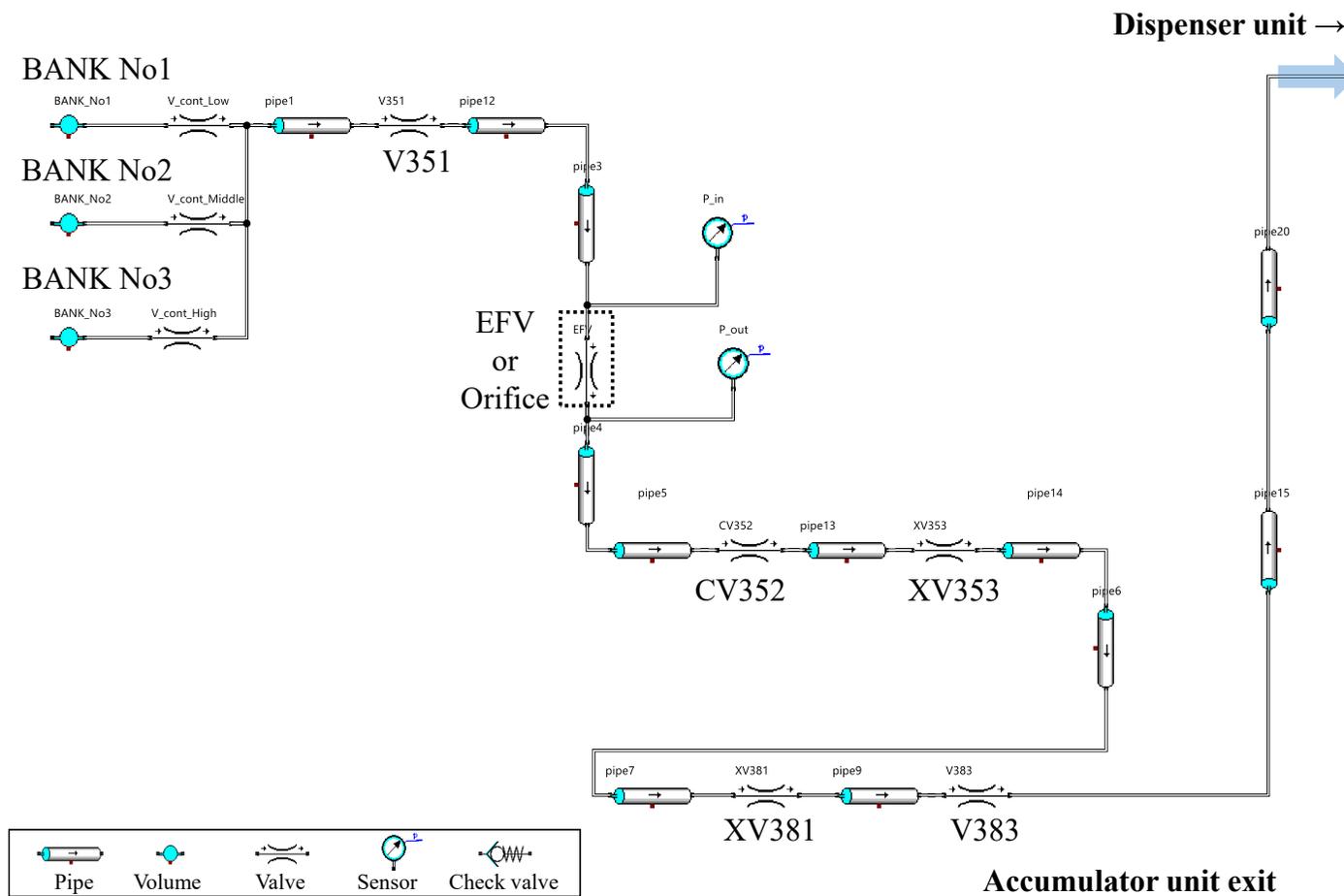


図 5-17. 過流防止弁・簡易オリフィス検討モデル (アキュムレータユニット)

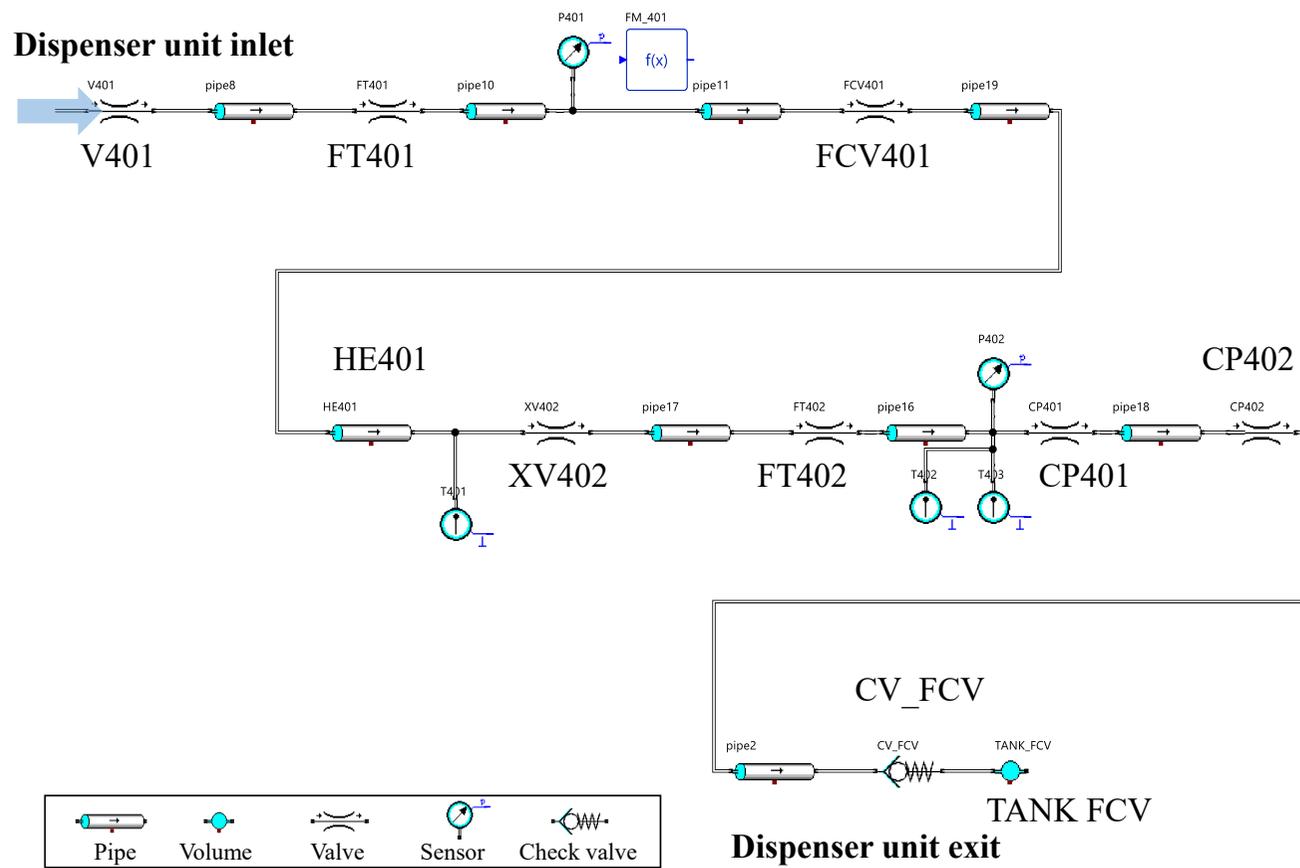


図 5-18. 過流防止弁・簡易オリフィス検討モデル (ディスペンサーユニット)

表 5-2. 過流防止弁・簡易オリフィス検討モデルパラメータ

Accumulator unit			
ID	Cv	Length	Dimension and condition
BANK No1-3	-	-	Volume 300 L (Initial pressure 82 MPa)
V351	0.85	-	
EFV	-	-	Inner diameter 6.3 mm
Orifice	-	-	Inner diameter 1.5 mm
CV352	0.25	-	
XV353	1.00	-	
XV381	1.00	-	
V383	0.85	-	
Pipes (Total)	-	21370 mm	Inner diameter 6.3 mm
Dispenser unit			
ID	Cv	Length	Dimension and condition
V401	-	-	Inner diameter 2.3 mm
FT401	0.42	-	
FCV401	0.25	-	
HE401	-	-	Heat exchange wall temperature -40 °C
XV402	1.00	-	
FT402	0.42	-	
CP401	0.85	-	
CP402	0.85	-	
CV FCV	1.00	-	
TANK FCV	-	-	Volume 122.4 L (Initial Pressure 7 MPa)
Pipes (Total)	-	8720 mm	Inner diameter 6.3 mm

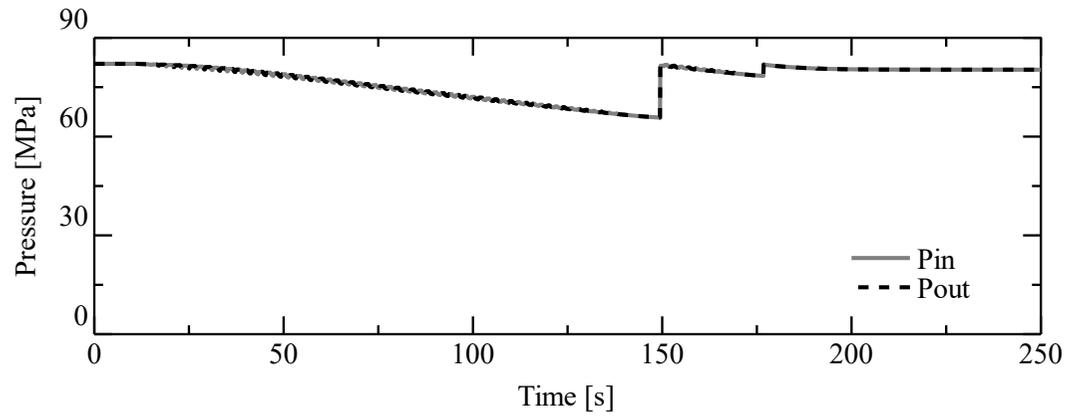
図 5-19 は、水素充填時の過流防止弁と簡易オリフィスそれぞれの入口(P_{in})と出口(P_{out})における圧力時刻歴の解析結果である。このうち、簡易オリフィスの場合、圧力が大きく変動していることが確認できる。この変動は、水素充填プロトコルにもとづく流量制御によって流量が変動し、その流量に応じて差圧が変化するためである。この変動については、制御装置の制御ロジックや仕様に依存するため、製品ごとのロジックやパラメータに合わせた評価が必要となる。

一方で、今回実施した解析では、過流防止弁の作動閾値は一般的な値である 120g/s 以上に設定していることから、FCV タンクへの水素充填中はこの閾値を超えることはなく、過流防止弁は作動せず圧力損失は発生しない。しかし、簡易オリフィスの場合、60g/s 以下の流量でチョークするようにオリフィス径を決めており、それ以下の流量であっても常に流量に応じた圧力損失を伴うことから、FCV タンクへの水素充填中も常に圧力差が発生しており、充填時間が長くなる要因となっている。

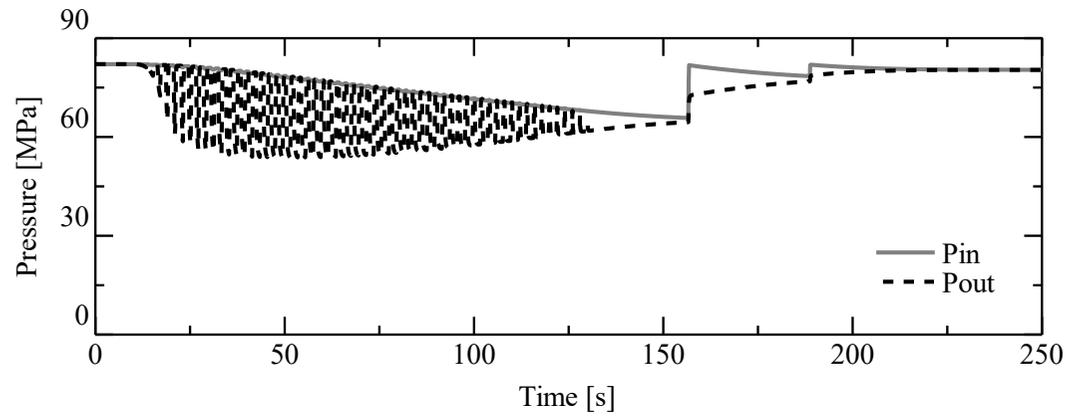
図 5-20 に、差圧充填オペレーション中の高圧気蓄器バンク (BANK No1, 2, 3)、及び FCV タンク (TANK FCV) での圧力時刻歴の解析結果を示す。過流防止弁を備えたベースライン構成の場合、FCV タンク圧力が目標圧力に到達し、充填が完了するまでに 210 秒か

かる。一方、簡易オリフィスを用いた代替構成では、充填完了までに 230 秒を要している。

これらの結果から、過流防止弁を簡易オリフィスに置き換えることによる水素充填時間の増分は 10%未満に留まることが明らかになった。

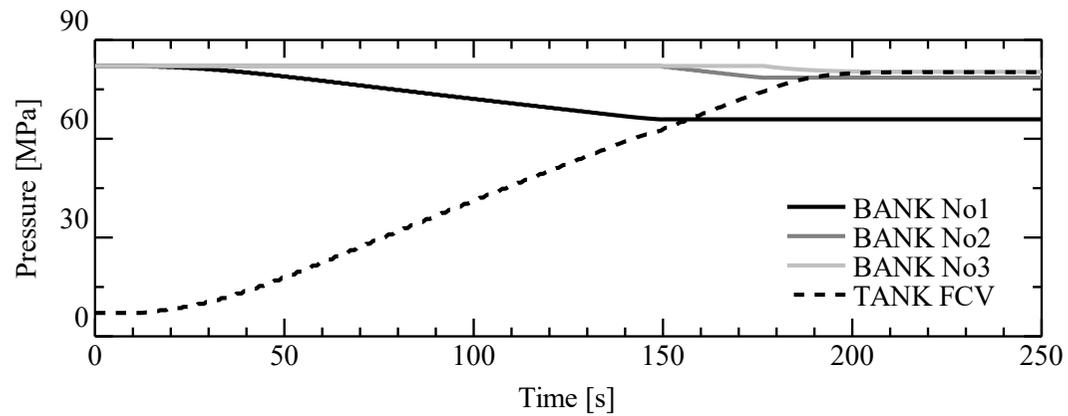


(a) 過流防止弁を備えたベースライン構成

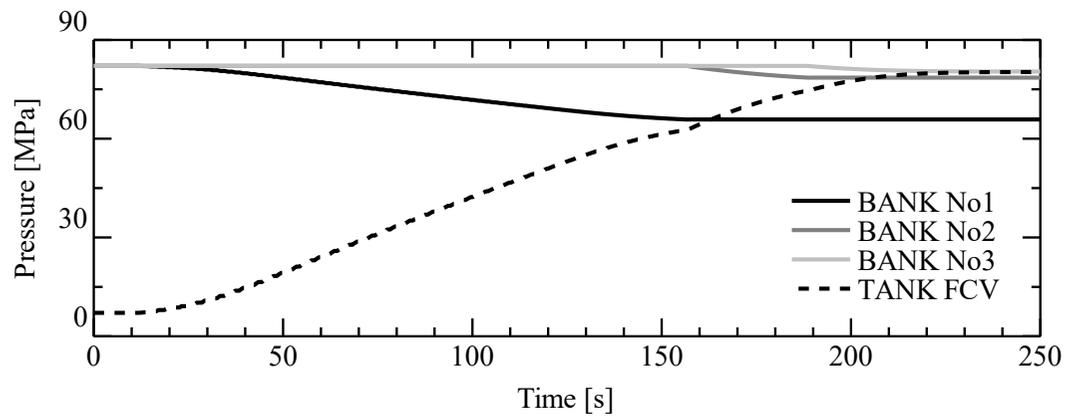


(b) 簡易オリフィスを備えた代替構成

図 5-19. 水素充填オペレーションにおける入口・出口圧力履歴



(a) 過流防止弁を備えたベースライン構成



(b) 簡易オリフィスを備えた代替構成

図 5-20. 水素充填オペレーションにおけるバンク・FCV タンク圧力履歴

利便性の観点での水素充填時間の評価に続いて、安全性の観点での定量的な評価として、過去の研究 [148]のモデルと手順にもとづいて、ディスペンサーユニットからの水素漏洩による火災・爆発によるフィジカルリスクに着目した QRA を実施した。この QRA では、HAZOP と FMEA を実施してハザードを特定し、過流防止弁を備えたベースライン構成と、簡易オリフィスを備えた代替構成のそれぞれについて、部品の損傷・故障によって引き起こされる水素漏洩のシナリオを抽出した。

水素漏洩の後、ジェット火炎、フラッシュ火災、蒸気雲爆発などの最終事象が発生する可能性がある。どの最終事象に行き着くかは、水素の漏洩時間と着火時間によって決定される。配管の破断により大量の水素が漏洩した場合、漏洩箇所の上流にある過流防止弁(EFV)が作動する。一方で、水素漏洩量が過流防止弁の作動閾値以下の場合は、過流防止弁は作動せず漏洩が継続することとなる。

したがって、図 5-21 に示すような過流防止弁の作動条件を満たす場合のイベントツリーと、図 5-22 に示す過流防止弁の作動条件を満たさない場合のイベントツリーが存在することになる。本研究では、オリフィスは受動的であるため、図 5-22 のイベントツリーを用いて簡易オリフィスに置き換えられた代替構成を対象とした QRA を行った。

これらのイベントツリーは、過去の研究と同様にいくつかの仮定にもとづいている。過流防止弁は高速で動作するため、漏洩開始から停止までの時間を 0.1 秒と仮定している。即時着火の場合、放出される水素量が少ないため、フラッシュ火災を最終事象と仮定している。それ以外の過流防止弁作動基準以下の漏れについては、過流防止弁は大流量の漏れに対してのみ有効であるため、ガス検知器と火炎検知器からの信号を受けて自動遮断弁によって遮断されることとした。また、すぐに着火せずに漏れが続くと、水素が大気中に拡散することから、ガス検知で自動遮断弁が作動する。

また、水素漏洩後、直ちに着火してジェット火炎が発生した場合は、火炎検知で自動停止弁が作動するものとしている。ジェット火炎は、漏洩方向によって水平方向 (H. Jet fire) と垂直方向 (V. Jet fire) の 2 種類が発生する可能性がある。これまでの研究では、ガス検知器と炎検知器が 12 秒で漏れを止めると仮定していた。12 秒間水素が漏洩した後に、遅延点火が発生した場合、最終事象として蒸気雲爆発 (VCE) やフラッシュ火災 (Flash fire) が発生する可能性がある。すべての安全装置が故障した場合、水素は漏れ続け、即時着火によりジェット火炎が発生する可能性がある。

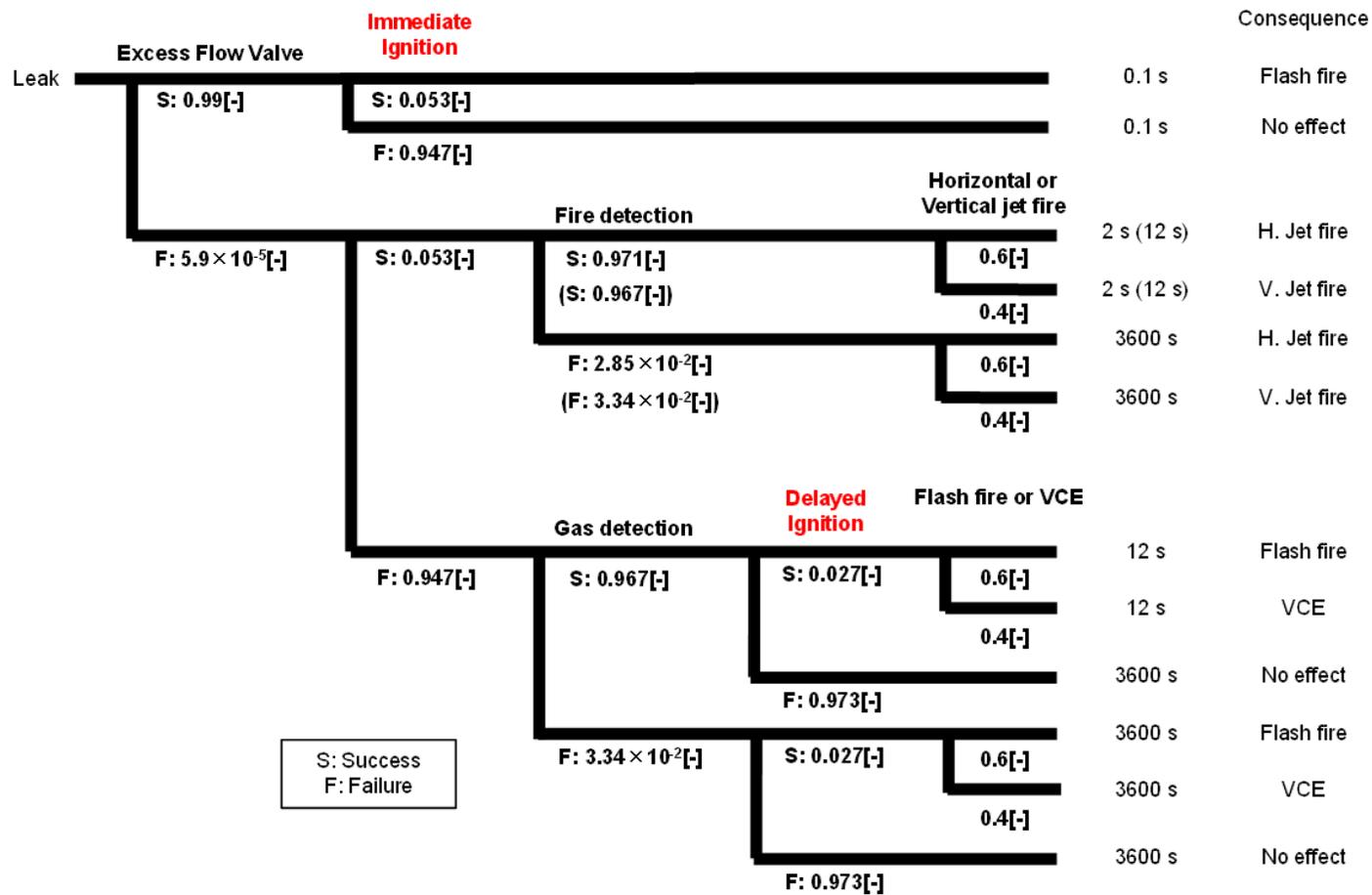


図 5-21. 過流防止弁の作動条件を満たす場合のイベントツリー

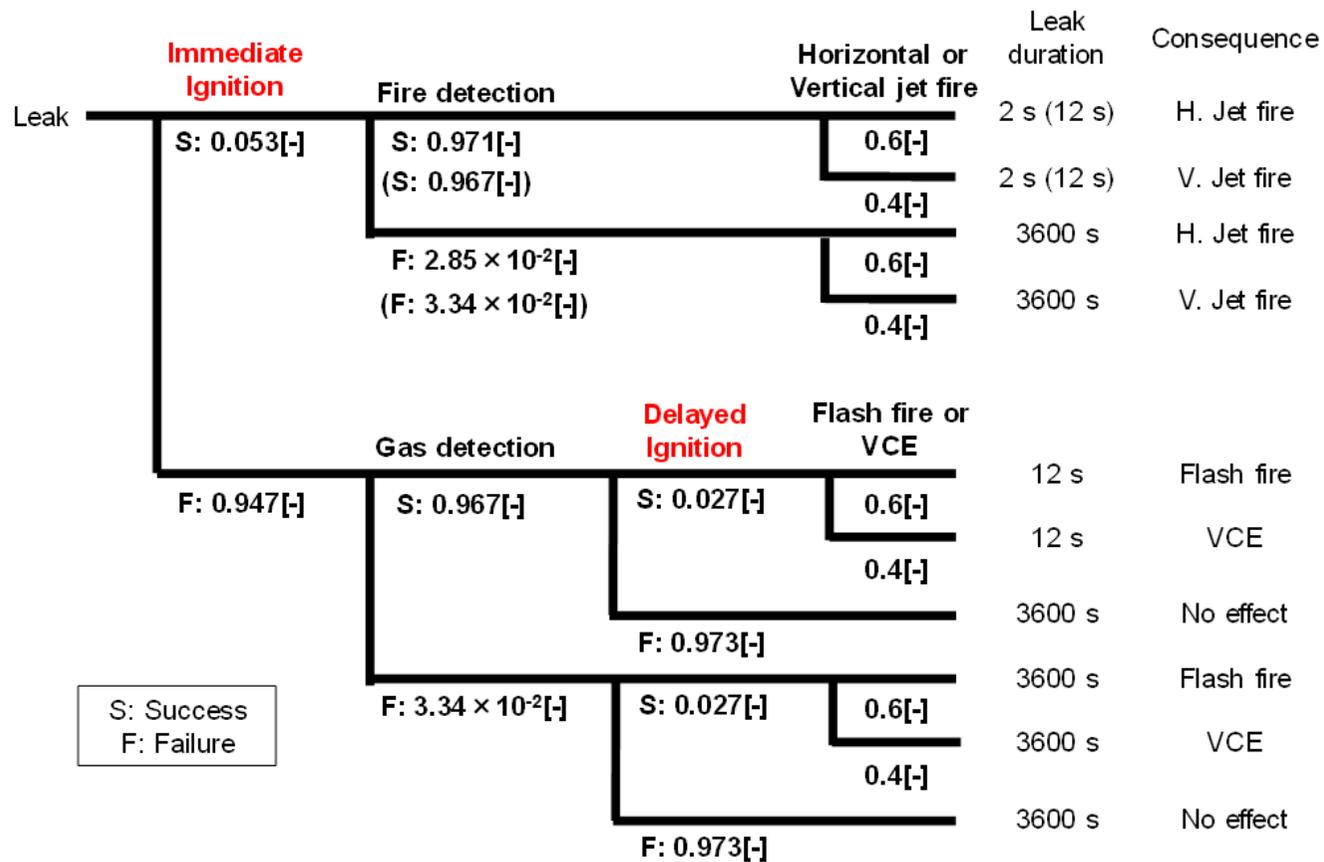


図 5-22. 過流防止弁の作動条件を満たさない場合のイベントツリー

簡易オリフィスを用いた代替構成を対象とした QRA では、ベースライン構成のモデルのアキュムレータユニット内の全ての過流防止弁を除去し、簡易オリフィスに置き換えたモデルを用いた。具体的には、3つある気蓄器バンクからの配管が集まる場所に、オリフィスを1つ設置している。このモデル変更により、オリフィスの漏洩率が影響解析に反映されるようになった。ただし、オリフィスは過流防止弁のような複雑な機械式のものよりも明らかに単純であるものの、そのデータ不足のため、前述の Sandia が報告したバルブと同じ故障率になるように保守的に取り扱われている。

なお、リスク値は水素漏洩による火災・爆発による人員の致死率として評価している。この QRA では、表 5-3 に示すように、いくつかのリーク径での水素漏洩シナリオにもとづいて計算を行った。過流防止弁は通常時の最大流量の3倍以上で確実に作動するように設計されている。そのため、Rupture (リーク径 6.3mm) 時の動作は期待できる。しかし、Major (リーク径 2.0mm) が発生した場合は、その動作は確実なものではなくなる。一方、オリフィスは受動的ではあるが、その圧力損失により、Rupture だけでなく、Major やそれ以下のリーク径のシナリオにおいても水素漏洩を確実に減少させる。

表 5-3. 水素漏洩シナリオ (過流防止弁・簡易オリフィス)

Leak diameter [mm]		Hydrogen leakage flowrate [g/s]	
		EFVs	Orifice
Very Small	0.063	0.12	0.12
Minor	0.20	1.2	1.2
Medium	0.63	12	12
Major	2.0	120	60
Rupture	6.3	0	60

リスク値としての致死率については、火災外周部でのジェット火炎による致死率を100%とした。火炎の外側は、輻射熱流束が35kW/m²以上の場合を100%とし、35kW/m²未満の場合は、Sandia によって提唱された確率関数で推定した。また、フラッシュ火災による致死率は、火災内域・外域それぞれで100%および0%とした。蒸気雲爆発による致死率は、前述の Sandia によって提唱された確率関数を用いて推定した。

安全性の観点で、従来の過流防止弁と簡易オリフィスのリスクを比較するため、ディスプレイユニットからの水素漏れによるリスク値として年間致死率を算出した。このリスク値は、水素ステーションの安全性を確保するための設置・運転方法を定めた ISO 19880-1 で定められた受け入れ基準 [164]によると、水素ステーションの敷地外部の人員に対して年間10⁻⁶を超えてはならず、水素ステーションの利用者と作業者に対しては年間10⁻⁴を超えてはならないとされている。図 5-23 は過流防止弁を備えた従来の構成、図 5-24 は簡易オリフィスに置き換えた代替構成について、それぞれ水素ステーション配置図上でのリスク値コンターとして、年間致死率10⁻³/10⁻⁴/10⁻⁵/10⁻⁶のラインを示している。両者のリスク値の等値線はほぼ同じであり、水素漏れによる物理的周囲へのリスクについて、過流防止弁と簡易オリフィスでの差は、ほぼ無視できる程度であることが確認出来た。

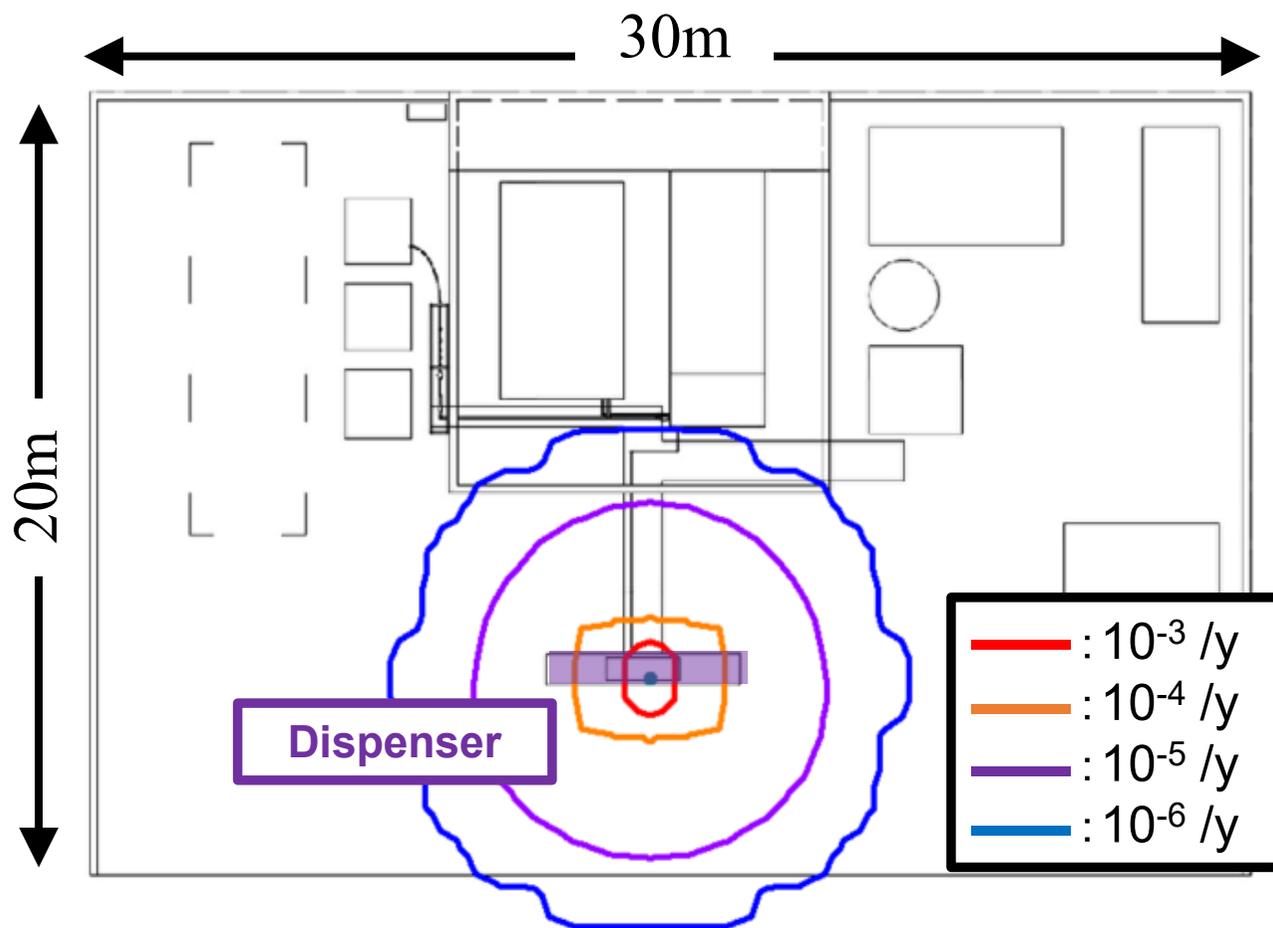


図 5-23. 水素漏洩シナリオによるリスク値コンター（過流防止弁を備えたベースライン構成）

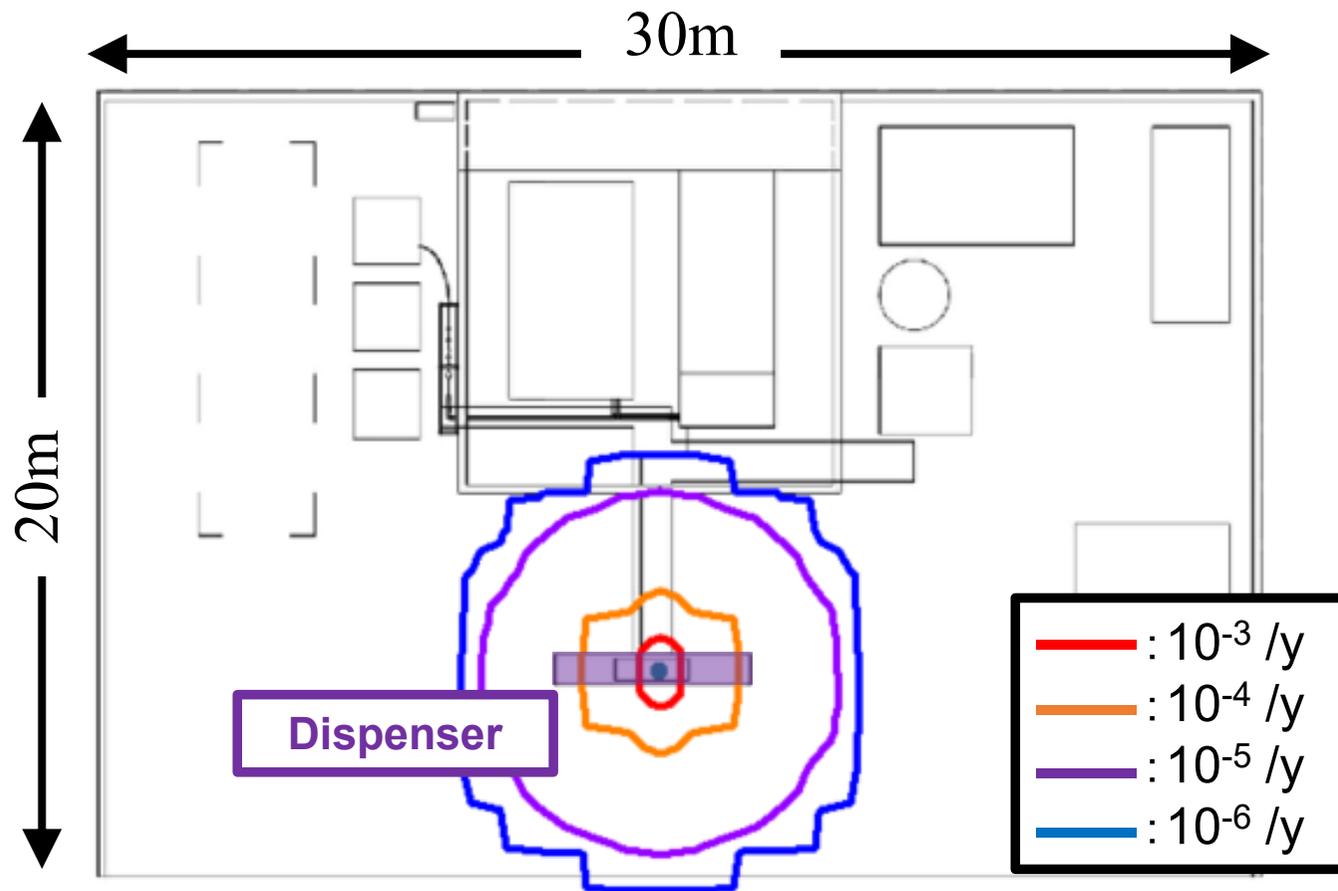


図 5-24. 水素漏洩シナリオによるリスク値コンター（簡易オリフィスを備えた代替構成）

ここまで、水素ステーションにおける既存の安全対策である過流防止弁と、その代替案となる簡易オリフィスとの、定量的なトレードオフ検討を、動的・物理モデルを活用した結果を述べた。利便性の観点からはFCVへの水素充填時間を、安全性の観点からは水素漏洩による定量的リスク評価を実施した。その結果、従来の過流防止弁に代わる安全対策として、簡易なオリフィスが有効であることを示した。まず経済性の観点では、商業サービスインフラとして重要な指標となるFCVタンクへの水素充填に要する時間を、動的・物理モデルを用いたシミュレーションにより評価した。その結果、従来の過流防止弁を単純なオリフィスに置き換えることで、充填にかかる時間の増分はわずか10%未満であることが確認出来た。さらに、安全性の観点で、定量的リスク評価の結果、水素漏洩に伴う火災・爆発による人員の致死率としてのリスク値は、従来の過流防止弁を用いた構成と、それを簡易オリフィスに置き換えた構成とで大きな差はなかった。

ただし、これらの結果は、複数のシナリオ（リークホール径・漏洩箇所の位置）を対象とした統合的なリスクにもとづいている。過流防止弁が確実に作動する破断シナリオのみに着目した場合、結果は異なるものとなる。さらに、水素検知器に関する詳細な情報（ステーション内の位置など）の欠如による不確実性が、今回実施したQRAでのいくつかのシナリオの影響解析の結果に影響する可能性がある。これは、水素漏れを検知・停止するまでの時間を簡略化して仮定したことによるものであり、本モデルでカバーしていない水素検知器の詳細までモデル化の範囲を広げることで、リスク評価の実用性が向上する可能性がある。

なお、本研究における水素充填時間のモデルによる定量評価と水素漏れによる個別リスクの定量評価は、典型的なステーション構成、機器、制御ロジックにもとづいて行われたものである。本研究の結果は、特定の水素ステーションやその構成機器について同じ結論を導くものではない。提案したモデルを調整し、それに応じてパラメータを設定することで、ケースバイケースで評価する必要がある。言い換えれば、今回提案したモデルベースアプローチは、モデルの継承、モデルの再利用性、情報・データソース管理などの利点がある。このモデルベースアプローチは、特定のステーションに対するケースバイケースの検討において、ステーションの構成やコンポーネントの変更を容易に反映させることができる。

5.5. 結言

本章では、宇宙機システムを対象とした、リスク視点での複合物理・システムレベルモデルの活用について、先端的工学システムとしての共通的な課題を有する水素ステーションへの展開に取り組んだ。その結果、水素ステーションを対象とした定量的リスク評価において、従来のリスク分析手法と比較して、より物理的かつ現実的な水素漏洩量の評価結果を提供することが可能となった。また、水素ステーションの既存の安全対策のひとつである過流防止弁について、その代替案となる簡易オリフィスについて、安全性の観点に加えて、利便性の観点での定量的なトレードオフ検討を可能とした。

6. 結論

6.1. 緒言

本章では、本研究の目的である、宇宙機システムを対象としたリスクマネジメントプロセスにおけるリスクアセスメントの効率化と、リスクへの対処の合理化の実現を目指した、リスク視点での複合物理・システムレベルモデルの活用フレームワークの構築について、その宇宙機システムへの適用、及び水素ステーションへの展開を通して得られた成果を整理し、さらに宇宙機システムから宇宙インフラへの適用拡大に向けた課題を指摘した。

6.2. 本研究の成果

本研究は、宇宙機システムを対象としたリスクマネジメントプロセスにおけるリスクアセスメントの効率化とリスクへの対処の合理化の実現を目指し、リスク視点での複合物理・システムモデル活用フレームワークを構築することを目的とした。

第1章では、本研究の背景と目的として、宇宙機システムの現状と将来動向を踏まえた課題と、その課題の中でも、特に宇宙機の動的なシステムとしてのリスクに着目した理由を述べるとともに、課題解決に向けた本研究の構成とその対象について概説した。

第2章では、これまでの宇宙機システムのリスクとして、軌道上での不具合とその要因・背因について調査した結果を整理するとともに、既存のリスクマネジメントの取り組みや既往研究でのアプローチを調査し、その問題点を指摘した。

第3章では、リスク視点でのモデル活用について、現状の取り組みや既往研究での問題点として、対象システムを静的なシステムとしての構造・プロセスに着目した事例が多く、動的なシステムとしての振舞いについて十分に取り組みが進められていない点を指摘した。また、本研究でその活用に取り組む、複合物理・システムレベルモデルについても、設計・開発の上流フェーズでの適用に留まっており、そのメリット・効果が十分に引き出されていない点を指摘した。こうした問題点を踏まえ、複合物理・システムレベルモデルについて、宇宙機システムのライフサイクルを通したリスク視点での活用フレームワークを提案した。

第4章では、3章において提案したリスク視点での複合物理・システムレベルモデルの活用フレームワークについて、宇宙機システムの中でも特にミッション成功や安全性確保の観点で重要なサブシステムの一つである宇宙機の航法誘導制御・推進システムを対象とした適用結果を示し、提案したフレームワークの適用によって得られる効果を明らかにした。

複合物理・システムレベルモデルのリスク分析での活用の重要な効果の一つは、配管系統を介した水撃サージ圧の伝播・波及 (Cross-talk) のような、システムレベルの望ましくない事象によって引き起こされる性能低下や異常事象等の定量的な評価が可能となったことである。さらに、その後のリスク対処での異常検知・故障診断を目的としたモデルの利活用により、モデルの段階的な成長、モデルの継承・再利用、情報・データソース管理など、モデルベース手法のメリット・優位性を引き出すことにつながった。

第5章では、宇宙機システムを対象とした、リスク視点での複合物理・システムレベルモデルの活用について、先端的工学システムとしての共通的な課題を有する水素ステーションへの展開に取り組んだ。その結果、水素ステーションを対象とした定量的リスク評価において、従来のリスク分析手法と比較して、より物理的かつ現実的な水素漏洩量の評価結果を提供することが可能となった。また、水素ステーションの既存の安全対策のひとつである過流防止弁について、その代替案となる簡易オリフィスについて、安全性の観点に加えて、利便性の観点での定量的なトレードオフ検討を可能とした。

以上より、リスク視点での複合物理・システムレベルモデルとその活用フレームワークを宇宙機システム、及び水素ステーションを対象としたリスクアセスメント、及びリスクへの対処方策の検討に適用した結果、より効率的なリスク定量化と、合理的なリスクへの対処方策の検討が可能となり、本フレームワークの有効性が検証された。

6.3. 今後の課題

本研究では、リスク視点での複合物理・システムレベルモデル活用フレームワークを構築し、宇宙機システム、及び先端的工学システムとしての共通的な課題を有する水素ステーションへの適用を通して、その有効性を示した。

今後、本研究で提案した手法、及びフレームワークを広く展開していく上で、対象とするシステムやリスクに応じて、モデル化可能な範囲・対象を拡大していくための活用が必要となる。また、このフレームワークを実装していくことで、これまで以上にモデルの役割・位置付けが重要となり、重大な意思決定・判断に適用されるにあたり、モデルの不確かさの定量化やその品質管理についても、より高いレベルでの取り組みが必要となる。

そして、本研究において、宇宙機システム以外にも、水素ステーションへの適用による効果を確認したものの、研究成果の一般性、フレームワークの汎用性については、より幅広い対処への拡張における課題を識別し、それらに対応していく必要がある。

特に、本研究成果の活用・応用先として、月面における宇宙活動の基盤を支えるインフラを見据えた場合、起こり得るリスクとして、より広範で多領域にわたる事象を対象とする必要がある。さらに、基盤インフラとして、より多くの受益者・関係者とのリスクコミュニケーションの観点や、幅広い宇宙活動への影響として、システムに内包されるリスクのみならず、多種多様なリスクを対象としていくことが今後必要になる。

6.4. 結言

本研究は宇宙機システムのリスクマネジメントにおける課題の解決方策の一つとして、リスク視点での複合物理・システムレベルモデルの活用について、具体的な対象への適用を通してその効果を確認するとともに、先端的な工学システムとしての共通的な特徴を有する新エネルギーインフラの一つである水素ステーションへの適用を通して、より広い工学システムとしての知見を取り込み、そのフレームワークを提言した。今後、宇宙開発とその

利用をより一層推進する上で、リスクマネジメントの概念としても、宇宙機システムから宇宙インフラというより広範な対象に発展させていく必要がある。

参考文献

- [1] 内閣府宇宙開発戦略本部, 宇宙基本計画工程表, 2020.
- [2] 宇宙航空研究開発機構, “国際宇宙探査プログラム／月周回有人拠点 (Gateway) ”.
- [3] 宇宙航空研究開発機構, “国際宇宙探査の取り組み”.
- [4] 宇宙航空研究開発機構, 日本の国際宇宙探査シナリオ (案), 2021.
- [5] 小山浩, “宇宙システムについて –宇宙システムにかかわる情報処理技術–,” 情報処理学会誌, 2015.
- [6] 日本学術会議総合工学委員会工学システムに関する安全・安心・リスク検討分科会, “工学システムに対する社会の安全目標,” 2014.
- [7] 日本学術会議総合工学委員会・機械工学委員会合同工学システムに関する安全・安心・リスク検討分科会, “工学システムの社会安全目標の新体系,” 2020.
- [8] 日本学術会議総合工学委員会・機械工学委員会合同工学システムに関する安全・安心・リスク検討分科会, “工学システムに対する安心感と社会,” 2020.
- [9] International Organization for Standardization, ISO 31000 - Risk management - Guidelines Ed.2, 2018.
- [10] 宇宙航空研究開発機構, “JAXA 国際宇宙探査センター／宇宙での生活環境構築による持続的な活動に向けて”.
- [11] 宇宙航空研究開発機構, “開発基本問題に係る外部諮問委員会 最終報告書,” 2005.
- [12] 井口雅一, “建設のフロンティア 宇宙開発の現状と将来動向,” *建設の機械化*, 第 635 号, pp. 2-5, 2003.
- [13] 加藤明, “世界の人工衛星の不具合における自然環境の影響度,” 第 17 回宇宙環境シンポジウム, 2020.
- [14] 宇宙航空研究開発機構, “衛星軌道上不具合分析・検討の状況について,” 宇宙開発委員会, 2008.
- [15] 齋藤宏文, “人工衛星の軌道上故障に関する二次分析,” *日本航空宇宙学会論文集*, 第 59 巻, 第 690 号, pp. 190-196, 2011.
- [16] 西田信一郎, “月・惑星探査のミッションとその手法や技術,” *電気学会誌*, 第 131 巻, 第 4 号, pp. 213-219, 2011.
- [17] 山形史郎, “大型宇宙システムを支える最新のシステム開発マネジメント技術 高信頼性システムを目指して: 第 1 回大型宇宙システムと不具合対応,” *日本航空宇宙学会誌*, 第 50 巻, 第 584 号, pp. 204-212, 2002.
- [18] 山形史郎, “大型宇宙システムを支える最新のシステム開発マネジメント技術 高信

- 頼性システムを目指して：第2回システム開発マネジメント技術の発展,” *日本航空宇宙学会誌*, 第50巻, 第585号, pp. 230-238, 2002.
- [19] 山形史郎, “大型宇宙システムを支える最新のシステム開発マネジメント技術 高信頼性システムを目指して：第3回最新のシステム開発マネジメント技術の考え方(その1),” *日本航空宇宙学会誌*, 第50巻, 第587号, pp. 283-290, 2002.
- [20] 山形史郎, “大型宇宙システムを支える最新のシステム開発マネジメント技術 高信頼性システムを目指して：第4回最新のシステム開発マネジメント技術の考え方(その2),” *日本航空宇宙学会誌*, 第51巻, 第588号, pp. 7-14, 2003.
- [21] 深津敦, 高田智美, 武内信雄, “有人宇宙開発におけるリスクとリスクマネージメント,” *日本信頼性学会誌 信頼性*, 第29巻, 第1号, pp. 40-47, 2007.
- [22] NASA, Probabilistic Risk Assessment Procedure Guide for NASA Managers and Practitioners, NASA/SP-2011-3421 Second Edition, 2011.
- [23] S. Mori, A. Saito, M. Arita, M. Okada, A. Sato, M. Niitsu and T. Nara, "H3 launch vehicle development concept of operations," in *SpaceOps 2016 Conference*, 2016.
- [24] 沖田耕一, “新版信頼性ハンドブック,” 日本信頼性学会(編) 一般財団法人日本科学技術連盟, 2014.
- [25] K. Kawatsu, "Affordable High-Reliability Realization Approach in Liquid Rocket Engine Development for New National Flagship Launch Vehicle," in *Trilateral Safety & Mission Assurance Conference, ESA-ESRIN*, Frascati, Italy, 2015.
- [26] D. Watanabe, K. Imai, A. Ogawara, N. Ymanishi, H. Negishi, K. Kawatsu, A. Kurosu and K. Noda, "Application of High Fidelity Simulation to LE-X Engine Development," in *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, San Diego, California, 2011.
- [27] D. Watanabe, K. Imai, A. Ogawara, K. Kawatsu, H. Negishi, Y. Daimon, N. Tani, N. Yamanishi, H. Sunakawa, A. Kurosu and T. Kobayashi, "Cooling Analysis for Rocket Engine Combustion Chamber with High Fidelity Simulation," in *49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, San Jose, CA, 2013.
- [28] H. Kawashima, Y. Funakoshi, A. Kurosu, T. Kobayashi and K. Okita, "Development Status of LE-9 Engine for H3 Launch Vehicle," in *AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum*, Indianapolis, IN, 2019.
- [29] 河津要, 染谷一徳, 根岸秀世, 大門優, 藤本圭一郎, 植田泰士, 石濱直樹, 嶋英志, “宇宙開発を支える情報・計算工学技術とその展開,” *日本航空宇宙学会誌*, 第68巻, 第8号, pp. 235-242, 2020.
- [30] A. Kurosu, H. Sunakawa, N. Yamanishi and T. Kobayashi, "Progress on the LE-X

- Cryogenic Booster Engine," in *62nd International Astronautical Congress*, 2011.
- [31] K. Kawatsu, H. Negishi and N. Yamanishi, "Conceptual Study of LOX/Ethanol Regeneratively Cooled Rocket Engine," in *Space Propulsion 2010, ESA & 3AF (Association Aeronautique & Astronautique de France)*, 2010.
- [32] T. Shimizu, S. Tachibana, S. Yoshida, D. Hori, S. Matsuyama and Y. Mizouchi, "Intense Tangential Pressure Oscillations Inside a Cylindrical Chamber," *AIAA Journal*, vol. 49(10), pp. 2272-2281, 2011.
- [33] D. Hori, T. Shimizu, K. Kitamura and A. Oyama, "Slit Resonator Damping Estimation and Proposal a New Shape," in *18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, 2012.
- [34] Y. Daimon, H. Negishi and N. Yamanishi, "Combustion and Heat Transfer Modeling in Regeneratively Cooled Thrust Chambers (Multi-Injection Flow Features)," in *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, San Diego, California, 2011.
- [35] H. Negishi, Y. Daimon, H. Kawashima and N. Yamanishi, "Flowfield and Heat Transfer Characteristics of Cooling Channel Flows in a Subscale Thrust Chamber," in *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, San Diego, California, 2011.
- [36] 西元美希, 根岸秀世, 小椋光治, 砂川英生, 吉村忍, 笠原直人, 秋葉博, “液体ロケットエンジン外筒付き燃焼室の破損メカニズムの解明(上段エンジンのき裂発生メカニズム),” 日本機械学会 M&M2013 材料力学カンファレンス, 2013.
- [37] N. Tani, A. Oyama, K. Okita and N. Yamanishi, "Feasibility Study of Multi Objective Shape Optimization for Rocket Engine Turbopump Blade Design," in *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Hartford, CT, 2008.
- [38] K. Kawatsu, N. Tani, N. Yamanishi, M. Shimagaki, M. Uchiuni, K. Mitsunashi and T. Mizuno, "Multi Objective Optimization of a Supersonic Axial Turbine Blade Row Shape for a Rocket Engine Turbopump," in *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, San Diego, California, 2011.
- [39] K. Fujimoto, H. Taguchi, H. Miyoshi, M. Nishimoto and N. Yamanishi, "Quantitative risk analysis for next-generation rocket development based on high-fidelity numerical simulations," in *International workshop on future of CFD and aerospace sciences*, 2012.
- [40] N. Kumada, A. Ogawara, H. Manako, T. Onga, H. Sunakawa, A. Kurosu, N. Iizuka, K. Noda and K. Okita, "Highly Reliable Design Approaches for Next Booster Engine LE-

- X," in *46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Nashville, TN, 2010.
- [41] 田口元, “ロケットエンジンにおけるモデルベース信頼性評価技術の構築と試行,” 先進的な設計・検証技術の適用事例報告書 2015 年度版 PARTII 設計事例, 独立行政法人情報処理推進機構, 2015.
- [42] 田口元, 藤本圭一郎, 砂川英生, 小林悌宇, 沖田耕一, 中島章, 熊田伸彦, 小河原彰, 真子弘泰, “不確かさを用いた液体ロケットエンジンの新しい信頼性設計・評価プロセス,” 第 19 回計算工学講演会, 2014.
- [43] 下田 孝幸, 紙田 徹, “複合材構造設計の信頼性向上のための確率論的手法の紹介,” *日本航空宇宙学会誌*, 第 52 巻, 第 601 号, pp. 48-50, 2004.
- [44] 中島章, 熊田信彦, 小河原彰, 真子弘泰, 川上義行, 砂川英生, 小林悌宇, 田口元, 藤本圭一郎, “液体ロケットエンジンにおける信頼度検証に必要な試験規模算出の試行,” 第 43 回信頼性・保全性シンポジウム, 2013.
- [45] NASA, "NASA Risk Management Handbook, NASA/SP-2011-3422, Version 1.0," 2011.
- [46] C. H. Hearn, "Design and Development of a Large Bipropellant Blowdown Propulsion System," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 11, pp. 986-991, 1995.
- [47] P. A. Minh, S. Yamaura, T. Hiramatsu and S. Shirasaka, "An Adaptive Framework for Fault Detection, Isolation and Recovery Design of Micro Satellite Bus System by Considering Whole Life Cycle of Satellite Development," in *31st International Symposium on Space Technology and Science*, 2017.
- [48] F. J. Groen, J. W. Evans and A. J. Hall, "A vision for spaceflight reliability: NASA's objectives based strategy," in *2015 Annual Reliability and Maintainability Symposium (RAMS)*, Palm Harbor, FL, 2015.
- [49] J. Evans, S. Cornford and M. S. Feather, "Model Based Mission Assurance: NASA's Assurance Future," in *Annual Symposium on Reliability and Maintainability (RAMS)*, Tucson, AZ, USA, 2016.
- [50] J. B. Holladay, J. Knizhnik, K. J. Weiland, A. Stein, T. Sanders and . S. Schwindt, "MBSE Infusion and Modernization Initiative (MIAMI):“Hot” Benefits for Real NASA Applications," in *2019 IEEE Aerospace Conference*, Big Sky, MT, USA, 2019.
- [51] G. Palma, B. Mesmer, A. Guerin and K. Weger, "Identifying Multidisciplinary Metrics to Analyze NASA Case Studies," *IEEE Transactions on Professional Communication*, vol. 64(2), pp. 170-184, 2021.
- [52] 西村秀和, “システムズエンジニアリングと MBSE(<特集>開発を成功に導くモデル

- ベースシステムズエンジニアリング—その普及に向けて—),” *日本機械学会誌*, 第 119 卷, 第 1177 号, pp. 646-649, 2016.
- [53] 西村秀和, “システムズエンジニアリング・MBSE 概要,” SEC 高信頼化技術セミナー, 2017.
- [54] Z. Huang, S. Swalgen, H. Davidz and J. Murray, "MBSE-Assisted FMEA Approach – Challenges and Opportunities," in *Annual Reliability and Maintainability Symposium (RAMS)*, 2017.
- [55] N. G. Leveson, *Engineering a Safer World: Systems Thinking Applied to Safety*, MIT Press, 2011.
- [56] N. G. Leveson and J. Thomas, *A STPA Primer*, 2013.
- [57] 福澤寧子, “STAMP/STPA によるシステム安全・セキュリティ解析,” *システム/制御/情報*, 第 62 卷, 第 4 号, pp. 130-133, 2018.
- [58] 岡本圭史, 平鍋健児, “安全性モデリングと STAMP/STPA、その最新ツール紹介,” *SEC journal*, 第 13 卷, 第 4 号, pp. 23-29, 2018.
- [59] 兼本茂, “システムズ理論で考える複雑システムの安全, STAMP/STPA,” *安全工学*, 第 57 卷, 第 5 号, pp. 362-369, 2018.
- [60] 今井功, “物理モデルと数学モデル,” *応用数理*, 第 3 卷, 第 4 号, p. 259, 1993.
- [61] 大島明, “自動車制御に対するモデルベース開発,” 第 50 回自動制御連合講演会, 2007.
- [62] 大島明, “Integration of Physical and Experimental Models: A Method with Preliminary Knowledge,” 第 57 回自動制御連合講演会, 2014.
- [63] 峯岸孝行, “開発からサービスまでの DX,” *三菱電機技報*, Vol.96, No.8, 2022.
- [64] P. E. Lam, "Use of Model-Based Design for Propulsion Simulation," in *AIAA SPACE Forum*, 2017.
- [65] R. C. Koppel, D. F. Matteo, J. Steelant, J. Moral and V. J. Vacas, "Progress in Coupled Simulation Propulsion System and Vehicle with ESPSS Satellite Library," in *Space Propulsion 2016*, 2016.
- [66] J. Vilá, J. Moral, V. Fernández-Villacé and J. Steelant, "An Overview of the ESPSS Libraries: Latest Developments and Future," in *Space Propulsion 2018*, 2018.
- [67] A. Bandyopadhyan and A. Majumdar, "Network Flow Simulation of Fluid Transients in Rocket Propulsion Systems," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 30(6), pp. 1646-1653, 2014.
- [68] B. D. Stephens, L. M. Belair and D. F. Quinn, "A Heat and Mass Transfer Model of

- the Orion European Service Module Propulsion Sub-System," in *AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum*, 2020.
- [69] J. A. Dominquez, E. Victor, A. R. Urbina and A. L. Vásquez, "Comprehensive Software Simulation on Ground Power Supply for Launch Pads and Processing Facilities at NASA Kennedy Space Center," *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, vol. 34(8), pp. 4-11, 2019.
- [70] 堀田亮年, 中田耕太郎, 佐田幸一, “シミュレーションの信頼性確保のあり方とは? 当学会としての Verification & Validation への取り組み,” *日本原子力学会誌*, 第 52 巻, 第 11 号, pp. 33-37, 2010.
- [71] 中村均, “シミュレーションの V&V の現状と課題 第 3 回 (最終回) V&V に関わる技術標準の動向—「モデル V&V と品質 V&V」,” *日本原子力学会誌*, 第 57 巻, 第 2 号, pp. 33-37, 2015.
- [72] 白鳥正樹, 越塚誠一, 吉田有一郎, 中村均, *工学シミュレーションの品質保証と V&V*, 丸善出版, 2013.
- [73] 日本計算工学会, *工学シミュレーションの品質マネジメント (JSCES S-HQC001:2014)*, 2014.
- [74] NASA, "Standard for Models and Simulations," NASA-HDBK-7009A, 2019.
- [75] ESA-ESTEC ECSS Secretariat, "ECSS-E-ST-40-07C DIR1 Space engineering Simulation modelling platform," 2018.
- [76] 赤池弘次, “統計モデルによるデータ解析,” *脳と発達*, 第 24 巻, pp. 127-133, 1992.
- [77] 樺島祥介, “特集「統計モデルと学習の数理」にあたって,” *人工知能学会誌*, 第 19 巻, 第 6 号, pp. 635-636, 2004.
- [78] 竹田憲生, 亀山達也, “デジタルツインによる機器の健全性管理を実現する階層型構造ヘルスマモニタリング,” *日本機械学会論文集*, 第 88 巻, 第 910 号, pp. 22-00095, 2022.
- [79] J. Hihn, G. Karpati, D. Chattopadhyay, M. McGuire, C. Borden, J. Panek and K. Warfield, "Aerospace Concurrent Engineering Design Teams: Current State, Next Steps and a Vision for the Future," 2011.
- [80] K. Case, A. Nash, A. Austin and J. Murphy, "The Evolution of Team-X: 25 Years of Concurrent Engineering Design Experience," in *2021 IEEE Aerospace Conference*, Big Sky, MT, USA, 2021.
- [81] C. R. Moeller, C. Borden, T. Spilker, W. Smythe and R. Lock, "JPL's Rapid Mission Architecture (RMA) Team and Methods for Space Mission Trade Space Generation Exploration and Assessment," in *In Proc. System and Concurrent Engineering for*

- Space Applications Conf. (SECESA 2010)*, 2010.
- [82] K. Hogstrom, J. Murphy, S. Zusack, A. Coffey, C. Borden, A. Didion, D. Landrau, A. Nelessen, M. Vining and R. Miller, "From Cocktail Napkin to Concept Feasibility: Spacecraft Design in Early Formulation with TATER," in *2019 IEEE Aerospace Conference*, Big Sky, MT, USA, 2019.
- [83] M. Bandecchi, B. Melton, B. Gardini and F. Ongaro, "The ESA ESTEC Concurrent Design Facility," in *Proceedings of EuSEC 2000*, 2000.
- [84] A. Ivanov, M. Borgeaud, M. Richard, F. Belloni, A. Trigueiro Baptista, G. Guevara and M. Enrique, "Concurrent design facility at the Space Center EPFL," in *Proceedings of 4th International Workshop on System & Concurrent Engineering for Space Applications 2010*, 2010.
- [85] ESA-ESTEC ECSS Secretariat, "ECSS-E-TM-E-10-25A Space engineering Engineering design model data exchange (CDF)," 2010.
- [86] A. D'Ambrogio, P. Bocciarelli, J. Delfa and A. Kisdi, "Application of a Model-Driven Approach to the Development of Distributed Simulations: the ESA HRAF Case," in *2020 Spring Simulation Conference (SpringSim)*, Fairfax, VA, USA, 2020.
- [87] Z. E. Crues, D. E. Dexter, A. Falcone, A. Garro and B. Möller, "Enabling Simulation Interoperability between International Standards in the Space Domain," in *2022 IEEE/ACM 26th International Symposium on Distributed Simulation and Real Time Applications (DS-RT)*, Alès, France, 2022.
- [88] Modelica Association, "Modelica Specification version 3.5," 18 February 2021. [Online]. Available: <https://modelica.org/documents/MLS.pdf>. [Accessed 12 12 2022].
- [89] P. Fritzson, "Modelica - A cyber-physical modeling language and the OpenModelica environment," 7th International Wireless Communications and Mobile Computing Conference, 2011.
- [90] 平野豊, "微分代数方程式に基づく非因果的物理モデリング," *計測と制御*, 第 53 巻, 第 4 号, pp. 278-283, 2014.
- [91] H. Elmqvist, "Modelica Methodology for Systems Engineering," *計測と制御*, 第 53 巻, 第 4 号, pp. 296-306, 2014.
- [92] Y. Hirano, S. Inoue and J. Ota, "Model based performance development of a future small electric vehicle using Modelica," in *4th Annual Conference of the Society of Instrument and Control Engineers of Japan*, 2015.
- [93] A. S. Chieh, P. Panciatici and J. Picardo, "Power system modeling in Modelica for

- time-domain simulation," in *2011 IEEE Trondheim PowerTech*, 2011.
- [94] A. Elsheikh, E. Widl and P. Palensky, "Simulating complex energy systems with Modelica: A primary evaluation," in *2012 6th IEEE International Conference on Digital Ecosystems and Technologies (DEST)*, 2012.
- [95] K. Filonenko, E. Gammelgaard, D. Hansen, J. Buck and C. Veje, "Verification of multi-energy system components for renewable integration," in *2020 6th IEEE International Energy Conference (ENERGYCon)*, 2020.
- [96] 大富浩一, 羽藤武宏, "1DCAE によるものづくりの革新," 東芝レビュー Vol.67 No.7, 2012.
- [97] 自動車技術会 自動車制御とモデル部門委員会 FMI 活用・展開検討 WG, "FMI 活用ガイド Ver. 1.0.1," 2018.
- [98] "fmi Functional Mock-up Interface," [Online]. Available: <https://fmi-standard.org/>. [Accessed 12 12 2022].
- [99] 川邊 武俊, 向井 正和, 小森 賢, 平野 豊, "自動車の制御とモデリングの課題解決を目指す SICE の産学連携, 異分野交流," *計測と制御*, 第 58 巻, 第 1 号, pp. 33-37, 2019.
- [100] International Organization for Standardization and The International Electrotechnical Commission, IEC 31010:2019: Risk management — Risk assessment techniques, 2019.
- [101] H. Mehrpouyan, P. Bunus and T. Kurtoglu, "Model-based hazard analysis of undesirable environmental and components interaction," in *2012 IEEE Aerospace Conference*, 2012.
- [102] T. Gueorguiev, M. Kokalarov and B. Sakakushev, "Recent Trends in FMEA Methodology," in *2020 7th International Conference on Energy Efficiency and Agricultural Engineering (EE&AE)*, 2020.
- [103] R. C. DeLuca, T. J. Schwartz-Watjen and W. Tomczykowski, "Challenges of and Lessons Learned from Implementing an MBE FMECA in the DoD," in *2022 Annual Reliability and Maintainability Symposium (RAMS)*, 2022.
- [104] H. Mehrpouyan, T. Kurtoglu and P. Bunus, "A framework for model based safety analysis of complex engineered systems," in *the 12th International Design Conference*, 2012.
- [105] C. W. Johnson and C. M. Holloway, "The esa/nasa soho mission interruption: Using the stamp accident analysis technique for a software related 'mishap'," *Software*, vol. 33(12), pp. 1177-1198, 2003.

- [106] J. Vidalie, M.-S. Kendel, F. Mhenni, M. Batteux and J.-Y. Choley, "State Machines Consistency between Model Based System Engineering and Safety Assessment Models," in *2021 IEEE International Symposium on Systems Engineering (ISSE)*, 2021.
- [107] S. Haider, "Applying Model Based Safety Assessment for Aircraft Landing Gear System Certification," 著: *2020 Annual Reliability and Maintainability Symposium (RAMS)*, 2020.
- [108] 河津要, "複合物理領域モデリング&動的シミュレーション技術を活用した宇宙システムに対するシステム視点でのリスク分析手法," *日本機械学会論文集*, 第 85 巻, 第 873 号, pp. 18-00172, 2019.
- [109] ENSAM, "Real-time Condition-based Maintenance for adaptive Aircraft Maintenance Planning(ReMAP), Sensors technical data package and reliability assessment," 24 11 2020. [Online]. Available: https://h2020-remap.eu/wp-content/uploads/2021/03/ReMAP_D3.3_Sensors-technical-data-package-and-reliability-assessment.pdf. [Accessed 31 12 2022].
- [110] V. ZHIDCHENKO, E. STARTCEV and H. HANDROOS, "Reference Architecture for Running Computationally Intensive Physics-Based Digital Twins of Heavy Equipment in a Heterogeneous Execution Environment," *IEEE Access*, vol. 10, pp. 54164-54184, 2022.
- [111] E. Brusa, "Digital Twin: Toward the Integration Between System Design and RAMS Assessment Through the Model-Based Systems Engineering," *IEEE SYSTEMS JOURNAL*, vol. 15(3), pp. 3549-3560, 2021.
- [112] S. Hilton, J. Langton and P. Conroy, "Digital Risk Twin Driven Simheuristic Framework for Maintenance Optimization," in *Annual Reliability and Maintainability Symposium (RAMS)*, 2022.
- [113] R. Belapurkar, R. Yedavalli and A. Behbahani, "Study of Model-based Fault Detection of Distributed Aircraft Engine Control Systems with Transmission Delays," in *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2011.
- [114] J. Poon, P. Jain, C. Konstantakopoulos, C. Spanos, K. S. Panda and R. S. Sanders, "Model-Based Fault Detection and Identification for Switching Power Converters," *IEEE Transactions on Power Electronics*, vol. 32(2), pp. 1419-1430, 2017.
- [115] C. Sobie, C. Freitas and M. Nicolai, "Simulation-driven machine learning: Bearing fault classification," *Mechanical Systems and Signal Processing*, vol. 99(15), pp. 403-419, 2018.

- [116] C. S. Byington, M. Watson and D. Edwards, "A model-based approach to prognostics and health management for flight control actuators," in *IEEE Aerospace Conference Proceedings*, 2004.
- [117] M. Azam, S. Ghoshal, D. Taylor, T. Chirico and E. Gregory, "Prognostics and Health Management (PHM) of Electromechanical Actuation (EMA) Systems for NextGeneration Aircraft," in *AIAA Infotech@Aerospace (I@A) Conference*, 2013.
- [118] K. Kawatsu, "PHM by Using Multi-Physics System-Level Modeling and Simulation for EMAs of Liquid Rocket Engine," in *2019 IEEE Aerospace Conference*, 2019.
- [119] R. L. Sackheim, D. R. Stone and the Space Propulsion Synergy Team/In Space Propulsion Task Force (SPST/ISP-TF), "In-space Propulsion Goals and Objectives," in *35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Jpint Propulsion Conference & Exhibit*, 1999.
- [120] 宇宙航空研究開発機構, "JAXA が描く日本の国際宇宙探査ロードマップ," [オンライン]. Available: <https://fanfun.jaxa.jp/jaxas/no086/04.html>. [アクセス日: 12 12 2022].
- [121] 宇宙航空研究開発機構, "新型宇宙ステーション補給機 (HTV-X) ," [オンライン]. Available: <https://humans-in-space.jaxa.jp/htv-x/>. [アクセス日: 12 12 2022].
- [122] 宇宙航空研究開発機構, "小型月着陸技術実証機 (SLIM) ," [オンライン]. Available: <https://www.isas.jaxa.jp/home/slim/SLIM/index.html>. [アクセス日: 12 12 2022].
- [123] 宇宙航空研究開発機構, "火星衛星探査計画 (MMX) ," [オンライン]. Available: <http://www.mmx.jaxa.jp/>. [アクセス日: 12 12 2022].
- [124] M. Yamamoto, S. Nakai, S. Ishizaki, S. Matsuo, T. Imada, R. Samuel and K. Ulhas, "Surge Pressure Management in HTV Propulsion System," in *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2007.
- [125] C. V. Graeve, F. D. Matteo and N. Ierardo, "Transient Simulation Capabilities for the ORION-ESM Propulsion System Development," in *3AF Space Propulsion Conference 2016*, 2016.
- [126] S. Takata, Y. Daimon, K. Sugimori, N. Matsuda and Y. Tashiro, "Design Verification Results of Japanese 120N Bi-propellant Thrusters (HBT-1) Based on its First Flight in HTV3," in *49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2013.
- [127] S. Takata, H. Sasaki, T. Fukatsu and K. Sugimori, "The Compatibility Evaluation Method of the 500N & 120N Japanese Bi-Propellant Thrusters with the HTV System & Operation Design," *Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan*, vol. 12, pp. 7-15, 2014.
- [128] 中井俊一郎, 椎木泰三, 山本美緒, 奥村裕之, 石崎真一郎, "HTV (宇宙ステーション補給機) 推進系の開発," *IHI 技報* Vol.49(3), 2009.

- [129] ESI ITI GmbH, "SimulationX," [Online]. Available: <https://www.simulationx.com/>. [Accessed 12 12 2022].
- [130] B. Brindle, J. Gilbert, D. J. Moore and G. A. Risha, "Effects of Water Hammer on Propulsion Systems," in *52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2016.
- [131] B. E. Wylie and B. E. Streeter, *Fluid transients in systems*, Prentice-Hall, 1993.
- [132] MathWorks, "MATLAB/Simulink," [オンライン]. Available: <https://www.mathworks.com/products/simulink.html>. [アクセス日: 12 12 2022].
- [133] A. Noumi, R. Ujiie, S. Ueda, K. Someya, N. Ishihama and Y. Kondoh, "Verification of HTV-X resilient design by simulation environment with model-based technology," in *2018 AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, AIAA SciTech Forum*, 2018.
- [134] C. Inoue, Y. Oishi, Y. Daimon, G. Fujii and K. Kawatsu, "Direct Formulation of Bipropellant Thruster Performance for Quantitative Cold-Flow Diagnostic," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 37(6), pp. 842-849, 2021.
- [135] Y. Oishi, S. Tauchi and C. Inoue, "Unsteady Stream-Tube Model for Pulse Performance of Bipropellant Thrusters," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 39(1), pp. 3-10, 2023.
- [136] G. Fujii, K. Kawatsu, Y. Daimon, K. Michigami, K. Kushiki, S. Sawai and S. Sakai, "Verification of the Transient Behavior of the SLIM Propulsion System (Smart Lander for Investigating Moon)," in *AIAA Propulsion and Energy 2021 Forum*, 2021.
- [137] K. Kawatsu, A. Noumi, N. Ishihama, T. Nagata, C. Inoue, G. Fujii, H. Tani and Y. Daimon, "Resilient Redundant Spacecraft GN&C System Fault Detection and Diagnostics," in *1st Edition of the Aerospace Europe Conference*, 2020.
- [138] 河津要, 染谷一徳, 赤井恒太, 西元美希, 藤本圭一郎, 和田恵一, 根岸秀世, "宇宙機自動ドッキングシステムを対象としたモデルベース開発手法・フレームワークの構築," 著: 日本機械学会 設計工学・システム部門講演会講演論文集, 2021.
- [139] 河津要, "複合物理領域・システムレベルモデリング&シミュレーション技術の宇宙開発における活用事例と今後の展開," 著: 日本機械学会 産業・化学機械と安全部門 第47回トワイライトセミナー, 2020.
- [140] Japanese Ministry of Economy, Trade and Industry, "The fifth strategic energy plan," 2018.
- [141] Japanese Ministry of Economy, Trade and Industry, "The strategic road map for hydrogen and fuel cells," 2018.
- [142] G. Parks, R. Boyd, J. Cornish and R. Remick, "Hydrogen station compression, storage,

- and dispensing technical status and costs," NREL Technical Report, BK-6A10-58564, 2014.
- [143] C. M. Galassi, E. Papanikolaou, D. Baraldi, E. Funnemark, E. Håland, A. Engebø, P. G. Haugom, T. Jordan and V. Tchouvelev, "HIAD – hydrogen incident and accident database," *Int J Hydrogen Energy*, vol. 37(22), pp. 17351-17357, 2012.
- [144] A. J. Løkke, "The kjørbo incident," 28 June 2019. [Online]. Available: <https://mb.cision.com/Public/115/2852735/8189422a0b076d6c.pdf>. [Accessed 12 12 2022].
- [145] S. Kikukawa, F. Yamaga and H. Mitsushashi, "Risk assessment of hydrogen fueling stations for 70 MPa FCVs," *Int J Hydrogen Energy*, vol. 33(23), pp. 7129-7136, 2008.
- [146] S. Kikukawa, H. Mitsushashi and A. Miyake, "Risk assessment for liquid hydrogen fueling stations," *Int J Hydrogen Energy*, vol. 34(2), pp. 1135-1141, 2009.
- [147] S. Kikukawa, "Consequence analysis and safety verification of hydrogen fueling stations using CFD simulation," *Int J Hydrogen Energy*, vol. 33(4), pp. 1425-1434, 2008.
- [148] T. Suzuki, K. Shiota, Y. Izato, M. Komori, K. Sato, Y. Takai, T. Ninomiya and A. Miyake, "Quantitative risk assessment using a Japanese hydrogen refueling station model," *Int J Hydrogen Energy*, vol. 46(11), pp. 8329-8343, 2021.
- [149] V. J. Ryzin, "Guidelines for quantitative risk assessment," CPR 18E, Purple Book, 1980.
- [150] J. LaChance, W. Houf, B. Middleton and L. Fluer, "Analyses to support development of risk-informed separation distances for hydrogen codes and standards," Sandia, SAND2009, 2009.
- [151] S. Hienuki, K. Noguchi, T. Shibutani, M. Fuse, H. Noguchi and A. Miyake, "Risk identification for the introduction of advanced science and technology: A case study of a hydrogen energy system for smooth social implementation," *Int J Hydrogen Energy*, vol. 45(30), pp. 15027-15040, 2020.
- [152] C. L. Shirvill, A. T. Robert, M. Royle, B. D. Willoughby and T. Gautier, "Safety studies on high-pressure hydrogen vehicle refuelling stations: Releases into a simulated high-pressure dispensing area," *Int J Hydrogen Energy*, vol. 37(8), pp. 6949-6964, 2012.
- [153] R. C. Bauwens and B. S. Dorofeev, "CFD modeling and consequence analysis of an accidental hydrogen release in a large scale facility," *Int J Hydrogen Energy*, vol. 39(35), pp. 20447-20454, 2014.
- [154] J. Nakayama, H. Misono, J. Sakamoto, N. Kasai, T. Shibutani and A. Miyake,

- "Simulation-based safety investigation of a hydrogen fueling station with an on-site hydrogen production system involving methylcyclohexane," *Int J Hydrogen Energy*, vol. 42(15), pp. 10636-10644, 2017.
- [155] K. Groth, E. Hecht, T. J. Reynolds, L. M. Blaylock and E. E. Carrier, "Methodology for assessing the safety of hydrogen systems: HyRAM 1.1 technical reference manual," SAND2017-2998, 2017.
- [156] DNV, [Online]. Available: <https://www.dnv.com/software/products/phast-safeti-products.html>. [Accessed 12 12 2022].
- [157] M. Lucas, T. Skjold and H. Hiskena, "Computational fluid dynamics simulations of hydrogen releases and vented deflagrations in large enclosures," *Journal of Loss Prevention in the Process Industries*, vol. 63, 2020.
- [158] R. Moradi and M. K. Groth, "Hydrogen storage and delivery: review of the state of the art technologies and risk and reliability analysis," *Int J Hydrogen Energy*, vol. 44(23), pp. 12254-12269, 2019.
- [159] NIST, "NIST Reference Fluid Thermodynamic and Transport Properties Database," [Online]. Available: <https://www.nist.gov/srd/refprop>. [Accessed 12 12 2022].
- [160] "HySUT," [Online]. Available: <http://hysut.or.jp/>. [Accessed 12 12 2022].
- [161] S. Kawano, N. Sakata, K. Okabayashi, A. Kouchi and K. Chitose, "Comparison between Theoretical and experimental mass flow rate regarding release of high-pressure hydrogen gas," in *Annual Meeting of Japanese Society of Fluid Mechanics*, 2004.
- [162] JPEC, "Technical standard for compressed hydrogen fueling," JPEC-S 0003, 2016.
- [163] 燃料電池実用化推進協議会, "規制改革実施計画の要望事項について," 2021.
- [164] International Organization for Standardization, ISO 19880-1: Gaseous hydrogen - fueling stations-, Part 1: general requirement, 2020.

研究成果

■ 国際論文誌

- 1) K. Kawatsu, T. Suzuki, K. Shiota, Y. Izato, M. Komori, K. Sato, Y. Takai, T. Ninomiya, A. Miyake, Trade-off study between risk and benefit in safety devices for hydrogen refueling stations using a dynamic physical model, *International Journal of Hydrogen Energy*, Volume 47, Issue 57, 2022.
- 2) K. Kawatsu, T. Suzuki, K. Shiota, Y. Izato, M. Komori, K. Sato, Y. Takai, T. Ninomiya, A. Miyake, Dynamic physical model of Japanese hydrogen refueling stations for quantitative trade-off study between benefit and risk, *International Journal of Hydrogen Energy*, Available online 12 August 2022.
- 3) K. Kawatsu, Y. Izato, and A. Miyake, Framework for Model-Based Approach to Life Cycle Risk Management for Spacecraft Liquid Propulsion System, *Journal of Evolving Space Activities* (Submitted).
- 4) T. Suzuki, K. Kawatsu, K. Shiota, Y. Izato, M. Komori, K. Sato, Y. Takai, T. Ninomiya, and A. Miyake, Quantitative risk assessment of a hydrogen refueling station by using a dynamic physical model based on multi-physics system-level modeling, *International Journal of Hydrogen Energy*, 46, 78, 38923-38933, 2021.

■ 依頼講演

- 1) 河津要, 複合物理領域・システムレベルモデリング&シミュレーション技術の宇宙開発における活用事例と今後の展開, 第47回トワイライトセミナー, 日本機械学会 産業・化学機械と安全部門, 2020.

■ 国際学会発表

- 1) K. Kawatsu, T. Suzuki, K. Shiota, Y. Izato, M. Komori, K. Sato, Y. Takai, T. Ninomiya, and A. Miyake, Trade-offs study between risk and benefit in safety device of hydrogen refueling stations by using a dynamic physical model, 1st Regional Hydrogen Energy Conference, Online Conference, September 2021.
- 2) K. Kawatsu, Y. Izato, and A. Miyake, Framework for Model-Based Approach to Life Cycle Risk Management for Spacecraft Liquid Propulsion System, 33rd International Symposium on Space Technology and Science, Online Conference, February 2021.
- 3) T. Suzuki, K. Kawatsu, K. Shiota, Y. Izato, M. Komori, K. Sato, Y. Takai, T. Ninomiya, and A. Miyake, Quantitative risk assessment using a Japanese hydrogen refueling station model, International Conference of Hydrogen Safety 2021, Online Conference, September 2021.

- 4) T. Suzuki, K. Kawatsu, K. Shiota, Y. Izato, M. Komori, K. Sato, Y. Takai, T. Ninomiya, and A. Miyake, Quantitative risk assessment of hydrogen refueling stations by using a dynamic physical model, 1st Regional Hydrogen Energy Conference, Online Conference, September 2021
- 5) T. Suzuki, S. Owada, K. Kawatsu, J. Nakayama, K. Shiota, Y. Izato, and A. Miyake, Thermal runaway propagation mechanism analysis of multiple lithium-ion batteries, The 7th International Symposium on Energetic Materials and their Applications, Online Conference, November 2021.

■ 国内学会発表

- 1) 鈴木智也, 河津要, 塩田謙人, 伊里友一朗, 小森雅浩, 佐藤光一, 高井康之, 二宮貴之, 三宅淳巳, 本格普及期における水素ステーションの定量的リスクアセスメント, 安全工学シンポジウム, 2021.
- 2) 大和田奨, 鈴木智也, 河津要, 中山穰, 塩田謙人, 伊里友一朗, 三宅淳巳, 蓄電池システムの複合物理領域モデリングおよび熱暴走伝播機構解析, 安全工学シンポジウム, 2021.
- 3) 鈴木智也, 大和田奨, 河津要, 中山穰, 塩田謙人, 伊里友一朗, 三宅淳巳, 複合物理領域モデリングに基づく蓄電池システム熱暴走素地の温度挙動予測, 第54回安全工学研究発表会, 2021.
- 4) 鈴木智也, 大和田奨, 河津要, 中山穰, 塩田謙人, 伊里友一朗, 三宅淳巳, リチウムイオン電池モジュールのモデル化と熱暴走伝播シナリオのリスク分析への適用, 1DCAE・MBD シンポジウム, 2021.
- 5) 山口和真, 鈴木智也, 河津要, 中山穰, 塩田謙人, 伊里友一朗, 三宅淳巳, システムレベルモデリングを用いた蓄電池モジュールの熱暴走シナリオ解析, 安全工学シンポジウム, 2022.
- 6) 鈴木智也, 河津要, 中山穰, 塩田謙人, 伊里友一朗, 三宅淳巳, システムレベルモデリングに基づくリチウムイオン電池モジュールの熱暴走発生確率算出手法の提案, 安全工学シンポジウム, 2022.
- 7) 山口和真, 鈴木智也, 河津要, 中山穰, 塩田謙人, 伊里友一朗, 三宅淳巳, 蓄電池モジュールの1Dモデルを用いた複合故障に起因するリスクシナリオ特定, 日本機械学会 2022年次大会, 2022.
- 8) 鈴木智也, 大和田奨, 河津要, 中山穰, 塩田謙人, 伊里友一朗, 三宅淳巳, 1DCAEを用いたリチウムイオン電池モジュール内断熱材の熱暴走発生確率低減効果の定量分析, 日本機械学会 2022年次大会, 2022.
- 9) 鈴木智也, 河津要, 中山穰, 伊里友一朗, 三宅淳巳, 水素および電気エネルギー関連システムを題材としたモデルベースドリスク分析の高度化, 第55回安全工学研究発表

会, 2022.

- 10) 山口和真, 鈴木智也, 河津要, 中山穰, 伊里友一郎, 三宅淳巳, 複合物理領域・システムレベルモデリングを用いた蓄電池モジュールにおける熱暴走発生条件の特定, 第 55 回安全工学研究発表会, 2022.

謝辞

責任指導教官である三宅淳巳教授には、本論文の執筆のみならず、研究それ自体に関して熱心にご指導いただきました。特に、社会全体を俯瞰された高く幅広い視点から、研究者としての歩みを導いて頂いたことを、心から感謝申し上げます。

伊里友一朗准教授には、リスクやフレームワークについて、ご教授いただきました。また、研究者としての情熱に感銘を受けることが多く、本論文がこのようにまとめられたのは、頂いた激励と丁寧なご指導によるものであり、ここに心より感謝の意を表します。

大矢勝教授、澁谷忠弘教授には、本論文の審査にあたり、論文の構成および内容に関して貴重なご意見、丁寧なご指導をいただき、厚くお礼申し上げます。

井上智博准教授には、宇宙機システムを対象としたモデルベース手法の取り組みについて、ご指導を頂くとともに、社会人博士課程への進学のかげとなる縁を結んで頂いたことに、大変感謝しております。

また、本研究で執筆した査読論文の共著者であり、水素ステーションを対象としたリスクアセスメントに関する内容について、動的・物理モデルの適用に関する議論、社会ニーズやデータ提供等のご協力を頂いた、一般財団法人石油エネルギー技術センター（JPEC）の二宮貴之様、小森雅浩様、佐藤光一様、そして一般社団法人水素供給利用技術協会（HySUT）の高井康之様に、厚く御礼申し上げます。

研究生生活をともにして下さった三宅・伊里研究室の学生の皆さん、社会人研究生、事務補佐員および教員の皆様には、研究全般を支えていただきました。本論文を完成させることができたのも、皆様のご支援とご協力によるものです。特に、博士課程後期の同期である、鈴木智也氏には、研究について深い議論を交わさせて頂けたことに、大変感謝しています。

勤務先である国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構（JAXA）においては、社会人として勤務しながらの博士課程への進学を認めてくださり、日々応援してくださいました、清水太郎ユニット長、根岸秀世研究領域主幹、そして職場の同僚の皆様にも、深く感謝いたします。

最後に、進学中でも暖かく見守ってくれた家族、特に社会人博士課程進学について背中を押してくれた、人生の伴侶である妻に深く感謝します、本当にありがとうございました。

令和5年3月