

「次世代輸送系システム設計基盤技術開発 プロジェクト」

事業原簿【公開】

担当部	独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構 機械システム部
-----	------------------------------------

－目次－

概要

プロジェクト用語集・略語集

1. 事業の位置付け・必要性について	
1.1 NEDOの関与の必要性・制度への適合性	1-1
1.1.1 NEDOの関与することの意義	1-1
1.1.2 実施の効果	1-1
1.2 事業の背景・位置付け・目的	1-2
1.2.1 事業の背景・位置付け	1-2
1.2.2 事業の目的	1-3
1.2.3 研究開発項目	1-5
2. 研究開発マネジメントについて	
2.1 事業の目標	2-1
2.1.1 全体目標	2-1
2.1.2 中間目標	2-15
2.1.2.1 次世代LNG制御システム技術(LNG)の中間目標	2-15
2.1.2.2 ミッション対応設計高度化技術(MI)の中間目標	2-17
2.2 事業計画内容	2-18
2.2.1 研究開発の内容	2-18
2.2.1.1 事業全体計画内容	2-18
2.2.1.2 個別研究開発項目の概要	2-20
2.2.1.3 全体スケジュールと予算	2-27
2.2.2 研究開発の実施体制	2-29
2.2.3 研究の運営管理	2-31
2.2.3.1 全体研究開発責任者の役割	2-31
2.2.3.2 研究開発責任者の役割	2-31
2.2.3.3 次世代輸送系システム設計基盤技術委員会の組織・役割	2-32
2.2.4 研究開発成果の実用化に向けたマネジメントの妥当性	2-35
2.3 情勢変化への対応	2-37
2.3.1 進捗状況の把握と政策・技術動向への対応	2-37
2.3.2 社会情勢の変化への対応	2-39
2.4 中間評価への対応	2-42
2.4.1 第1回中間評価(平成16年度上期)への対応	2-42
2.4.2 第2回中間評価(平成20年度上期)への対応	2-43
2.5 評価に関する事項	2-44

3. 研究開発成果について	3-1
3.1 事業全体の成果とその意義	3-1
3.1.1 成果の達成状況	3-1
3.1.2 成果の概要	3-4
3.1.3 成果の意義	3-11
3.1.4 特許の取得／成果の普及	3-11
3.1.5 成果の汎用性	3-12
3.2 研究開発項目毎の成果	3-13
3.2.1 ヴァーチャルプロトタイピング技術（VP）	3-13
3.2.1.1 ヴァーチャルプロトタイピングシステムの開発仕様設定	3-13
3.2.1.2 3D-CADデータへの自動フィードバック技術	3-16
3.2.1.3 人的要素に関わるシミュレーション技術	3-19
3.2.1.4 ヴァーチャルプロトタイピングシステムの構築	3-23
3.2.1.5 実証試験	3-24
3.2.1.6 目標達成度評価	3-25
3.2.2 高度信頼性飛行制御検証技術（FS）	3-29
3.2.2.1 事前検証システムの仕様設定および事前検証ソフトウェアの開発	3-29
3.2.2.2 シミュレーション装置の開発	3-33
3.2.2.3 実証試験の準備（実証用飛行ソフトウェアの製作）	3-35
3.2.2.4 実証試験	3-35
3.2.2.5 目標達成度評価	3-36
3.2.3 次世代LNG制御システム技術（LNG）	3-40
3.2.3.1 研究開発概要	3-40
3.2.3.2 自己診断・自律対応型機体点検自動化システム技術の開発（H14～H15年度）	3-44
3.2.3.3 自己診断・自律対応型機体点検自動化システム技術の開発（H16～H19年度）	3-52
3.2.3.4 制御機器を含むアビオニクス機器の開発（H14～15年度）	3-63
3.2.3.5 制御機器を含むアビオニクス機器の開発（H16～19年度）	3-72
3.2.3.6 機体点検自動化システムの実証試験	3-80
3.2.3.7 安全確保に関する技術的知見データベースの構築	3-93
3.2.3.8 民生用小型LNG気化設備等への適用可能性検討	3-96
3.2.3.9 目標達成度評価	3-108
3.2.3.10 成果の技術的意義	3-110
3.2.4 ミッション対応設計高度化技術（MI）	3-115
3.2.4.1 ミッション対応設計情報一元管理技術の開発	3-116
3.2.4.2 ミッション解析情報設定技術の開発	3-128
3.2.4.3 打上げ当日ミッション解析・評価技術の開発	3-134
3.2.4.4 飛翔中データ取得・機体評価技術の開発	3-144
3.2.4.5 実証試験	3-169
3.2.4.5.1 ミッション対応設計情報一元管理技術の開発	3-170
3.2.4.5.2 ミッション解析情報設定技術の開発	3-179

3.2.4.5.3	打上げ当日ミッション解析・評価技術の開発	3-187
3.2.4.5.4	飛翔中データ取得・機体評価技術の開発	3-195
3.2.4.6	目標達成度評価	3-209
3.2.4.7	ミッション対応設計高度化技術に必要な調査・分析及び評価	3-211

4.	実用化の見通しについて	4-1
4.1	成果の実用化可能性	4-1
4.1.1	G X ロケットへの適用	4-3
4.1.2	将来ロケットへの適用可能性	4-4
4.1.3	他の宇宙システムへの適用可能性	4-6
4.2	波及効果	4-7
4.3	経済効果	4-15

5.	成果の普及等	5-1
----	--------	-----

(添付資料)

資料 1-1 評価項目・評価基準(案)(平成 16 年度中間評価)

資料 1-2 評価項目・評価基準(平成 17 年度中間評価)

資料 2 プロジェクト基本計画

資料 3 技術戦略マップ

概 要

最終更新日 平成 23 年 6 月 24 日

プログラム名	航空機・宇宙産業イノベーションプログラム		
プロジェクト名	「次世代輸送系システム設計基盤技術開発プロジェクト」	プロジェクト番号	P02008
担当推進部/担当者	機械システム部 担当者氏名 佐藤 允昭 (H23年6月現在) 機械システム部 担当者氏名 梅津 義博 (H19年10月～H23年3月) 機械システム技術開発部 担当者氏名 川崎 恭史 (H16年10月～H19年9月) 機械システム技術開発部 担当者氏名 橋本 隆典 (H13年10月～H16年9月)		
0. 事業の概要	商業ロケット市場における我が国宇宙産業の競争力を確保するために、ロケットのシステム統合設計の信頼性を高め、開発コストを削減するとともに、開発期間の大幅な短縮を可能にする基盤技術（ヴァーチャルプロトタイプング技術および高度信頼性飛行制御検証技術）およびロケットユーザである衛星とのミッションインテグレーション作業を効率的に進めミッションインテグレーション期間を短縮するとともに、打上げ後の飛翔結果の分析を確実かつ効率化するための基盤技術（ミッション対応設計高度化技術）を開発する。また、ロケットの打上げ前の機体点検の自己診断・自律対応を可能にし、かつ民生用小型LNG気化設備等の制御系設備にも適用可能な基盤技術（次世代LNG制御システム技術）を開発する。		
I. 事業の位置付け・必要性について	<p>(1) NEDOが関与することの意義</p> <p>人工衛星と宇宙輸送システムを必要ときに独自に宇宙空間に打上げる能力を将来にわたって維持するという我が国の宇宙開発利用の基本方針に基づき、ロケット技術（宇宙輸送システム技術）は、総合科学技術会議において「宇宙開発利用の基幹技術」として識別されており、宇宙開発戦略本部においても「宇宙基本計画」（2009年6月2日）及び「宇宙分野における重点施策について」（2010年5月25日）の中で「宇宙輸送システムは、我が国が必要ときに、独自に宇宙空間に必要な人工衛星等の打ち上げを行うために、維持することが不可欠な技術」と位置付け、国として技術開発の推進が要請されている。</p> <p>また、ロケットのような大規模なシステムは、構成要素が複雑に絡み合い、また必要となる要素技術も多岐にわたるため、それらを統合してシステムとして高い信頼性を確保するためには極めて高度なシステム技術が要求されており、その開発・運用に関する基盤技術の整備が社会的に要請されている。</p> <p>本研究開発事業では、ロケットの開発・運用段階で信頼性を確保しつつ、作業期間短縮を実現するための基盤技術の開発を行う。ロケットの基盤技術を開発し、実際のロケットの開発での効果を実証するためには大規模な投資と長い期間を要するため、民間企業だけでは抱えきれないリスクを伴う。また、この基盤技術は、各種ロケットに共通的な基盤技術であり、公共性が高いこと、さらには、大規模システムを高い信頼性を持って開発・運用する技術は、幅広い分野への波及効果が期待できることから、国の関与が必要である。したがって、幅広い分野での技術開発を推進するNEDOにて事業推進を行うことは妥当である。</p> <p>(2) 事業の背景・位置付け・目的</p> <p>衛星打上げサービスの商業化という観点からは、欧米が一步先の段階に進んでおり、国際的な人工衛星の商業打上げ市場が形成されつつあり、我が国でも、このような動きに早急に対応し国際競争力を確保していくことが強く求められる状況にある。</p> <p>衛星の商業打上げ市場では、高信頼性・低コスト・打上げまでの期間短縮が求められている。しかし、設計や点検等で見過ごされた不具合要因が開発後期における不具合発生、開発の後戻りを引き起こし、開発期間の長期化、コスト増を招くとともに、打上げにおける信頼性を低下させる恐れがある。したがって、これに対し信頼性を向上させつつ、低コスト化・開発期間短縮を実現する取組みが必要とされている。</p> <p>具体的には、設計や点検等で見過ごされている不具合要因を、ロケット開発の全段階にわたって排除するための基盤技術の整備が不可欠であり、本研究開発事業にて整備を図る。</p> <p>ロケットの開発対象は、機体自体の開発である「機体開発」と開発・製造された機体を打上げに向けて運用するための射場での「機体運用」に大別されるが、ロケット機体の効率的な開発・運用のためには、各フェーズの設計基盤技術がそれぞれ整合を持つことが必要不可欠である。また、ロケットの開発後の「実用機運用段階」においては、ロケットユーザ（衛星）からのインタフェース仕様に基づいた設計や機体製造を行なうミッションインテグレーション作業や飛行後の分析・評価作業の効率的な実施が必要であり、これらの高度化のための基盤技術の整備も必要不可欠である。</p> <p>以上の必要性から、本研究開発事業では、ロケット開発の信頼性を向上させつつ、開発期間や受注から打上げまでの期間を大幅に短縮すること等を目的として、「機体開発」、「機体運用」および「実機運用段階」の各々に対して求められる以下の設計基盤技術の研究開発を実施する。</p>		

	① ヴァーチャルプロトタイプ技術の研究開発 ② 高度信頼性飛行制御検証技術の研究開発 ③ 次世代LNG制御システム技術の研究開発 ④ ミッション対応設計高度化技術の研究開発 なお、上記③の研究開発は、民生用小型LNG気化設備の制御系設備への適用可能性を含めつつ行なう。また、研究開発した基盤技術に関しては、今後我が国において開発が期待される中型ロケットを想定した実証試験を通じて成果を確認する。
--	---

II. 研究開発マネジメントについて

事業の目標	<p>ロケット開発におけるシステム統合・設計基盤技術等を確立するとともに、自己診断・自律対応機能を有する小型制御系設備導入に関わる基盤技術を確立することを目標とする。従来ロケット開発後期に発生していた設計の手戻り作業を削減することにより開発コストの削減、および開発期間の短縮（下記①、②）を目指すとともに、実用機運用段階でも衛星とのインターフェースに関する設計の手戻り作業を防止し（下記④）、また、機体点検作業の効率化による工期短縮、および運用コスト削減（下記③）を実現可能な基盤技術の整備を目指す。</p> <p>① ヴァーチャルプロトタイプ技術の研究開発 (VP) ・開発後期で従来発見されていた不具合を、実機ハードウェア製作前に発見し、開発後期での不具合を削減して信頼性を向上させ、システム設計の設計作業期間を30%削減する。</p> <p>② 高度信頼性飛行制御検証技術の研究開発 (FS) ・開発後期で従来発見されていた不具合を、ハードウェアとの組合せ前に発見し、開発後期での不具合を削減して信頼性を向上させ、飛行ソフトウェアの設計作業期間を20%削減する。</p> <p>③ 次世代LNG制御システム技術の研究開発 (LNG) ・民生用小型LNG気化設備の制御系設備等にも適用が可能な、自己診断・自律対応が可能なロケット用制御システムを開発し、機体点検作業での人的ミスによる不具合を削減し、信頼性を向上させ、機体点検工期を30%削減する。</p> <p>④ ミッション対応設計高度化技術の研究開発 (MI) ・ミッションインテグレーション作業においては、関連情報を一元管理し、設計初期からインターフェース仕様を設定することにより、前倒しに作業を進め、効率的な設計作業を可能とするとともに、打上げ当日風によるロケット機体への影響の詳細解析を効率的に実施し、新規開発ロケットの打上げに対する確実性を確保しつつ、個別衛星に対するミッションインテグレーション作業期間を40%削減する。また、飛行後解析においては、飛翔結果を次号機以降に反映するためのポストフライト解析・評価作業を高度化・省力化し作業量の20%削減を実現する。なお、①～③による作業期間短縮効果を含める。</p>
-------	--

事業の計画内容	主な実施事項	H14～15fy	H16fy	H17～19fy	H20～22fy	総額
	① ヴァーチャルプロトタイプ技術の研究開発	→				/
	② 高度信頼性飛行制御検証技術の研究開発	→				/
	③ 次世代LNG制御システム技術の研究開発			→		/
	④ ミッション対応設計高度化技術の研究開発				→	/
開発予算 (単位：百万円) 契約種類： ○をつける (委託(○) 助成() 共同研究(負担率())	会計・勘定	H14fy	H15fy	H16fy	H17fy	H18fy
	一般会計	1,013	711	475	341	336
	特別会計 高度化 (電源・需給の別)	1,265	1,550	2,707	2,253	2,099
	加速予算 (成果普及費を含む)					723
	総予算額	2,278	2,261	3,183	2,594	3,158
	会計・勘定	H19fy	H20fy	H21fy	H22fy	総額
	一般会計	558	585	588	142	4,750
	特別会計 高度化 (電源・需給の別)	1,856	-	-	-	11,730
	加速予算 (成果普及費を含む)	293	30	0	150	1,196
	総予算額	2,706	615	588	292	17,676

開発体制	経産省担当原課	製造産業局航空機武器宇宙産業課
	プロジェクトリーダー	選任せず
	委託先	(社) 日本航空宇宙工業会 (株) ギャラクシーエクスプレス (～H22年3月) (株) IHI (H22年4月～)
情勢変化への対応	<p>本事業を開始した平成14年度は、大型輸送系としては国内最大であるH-II A初号機の打上げが平成13年9月に成功したことにより、ロケットにおいても輸送系の商業化・国際競争力の確保に向けた施策が強く求められるとともに、その間、大型のみならず中型ロケットにおいても輸送系の確保が求められる状況にあった。その後、H-II Aロケット6号機打上げ失敗(平成15年11月)等を受け、輸送系全般に対する信頼性向上に対する施策の必要性がますます高まっている。</p> <p>一方、ロケット打上げの顧客となる衛星については、従来の大型衛星一辺倒の状況がリスク分散、開発コスト削減や期間短縮の観点から近年見直されつつあり、中型衛星の有用性が再認識されている。これを受けて、今後ミッションの分割、単一化による衛星数の増大、すなわち中型ロケットの打上げ機会の増加が見込まれる。また、契約から打上げまでの期間短縮の必要性が増しており、平成16年度からミッション対応設計高度化技術の研究開発に着手した。</p> <p>また、当該技術動向や委員会指摘等を踏まえ研究内容や期間の見直しを行なった。</p> <p>平成21年12月に日本政府として、本研究開発の実用化先の1つとして計画していたGXロケットの開発を取り止めることを決定した。技術の当面の実用化先を失うとともに、GXロケットの開発と連携して整備予定であったミッション対応設計高度化技術の実証試験データの整備方法の見直しが必要となった。実用計画についてはロケットに限らず広範な大規模システムも候補に加えて、戦略の見直しを実施した。また、実証試験データ取得設備・装置構成を見直し、必要なデータ取得を行い、実証試験を完了した。</p>	
中間評価結果への対応	<p>(1) 第1回中間評価への対応</p> <p>① フィードバックプロセスの策定/維持計画</p> <ul style="list-style-type: none"> ・実用化に向け委託先が主体的に実施する以外に、③LNGについては研究開発の最終年度(平成19年度)に、今後得られる知見を開発したシステムにフィードバックするためのプロセスと開発したシステムの維持発展計画について策定した。 ・①VP、②FS、③LNGで開発されたシステムの一部は、④MIの最終年度(平成22年度)で実施する実証試験において利用するため、本研究開発の中で維持した。 <p>② 特許・対外発表活動の推進</p> <ul style="list-style-type: none"> ・ロケットの開発・運用の機微な技術が対象となるため、社外発表や知的財産権の取得等、成果の公開につながる活動に関しては、留意が必要な状況。また、国際競争力強化の観点からも、戦略的にノウハウとして保持すべき事項が含まれる。 ・これらの点を考慮しつつ、可能な範囲で社外発表や特許の出願等を進め、第1回中間評価以降件数を増やしてきた。 <p>(2) 第2回中間評価への対応</p> <p>① MI実証試験の前倒し実施</p> <ul style="list-style-type: none"> ・④MIの実証試験を前倒して行い、システム信頼性向上に向けフィードバックすべき項目を識別した。識別した項目は、「ミッションインテグレーションシステム」に反映し、再度フィードバック評価により、信頼性向上を確認した。 <p>② 技術の最新化</p> <ul style="list-style-type: none"> ・平成19年度に実施した海外技術動向調査結果のフォローアップを平成21年度に実施し、開発技術が現時点でも有効であることを確認した。 	
評価に関する事項	事前評価	平成13年度実施 担当部 産業技術開発室
	中間評価	平成16年度 中間評価実施 担当部 機械システム技術開発部 平成20年度 中間評価実施
	事後評価	平成23年度 事後評価実施
Ⅲ. 研究開発成果について	<p>平成22年度終了時点までに最終目標を達成し、事業を終了した。</p> <p>なお、プロジェクト進行途中(平成15年度終了、平成19年度終了)に設定した中間目標についても、すべて予定通り達成した。</p> <p>各研究開発項目は、それぞれ研究開発項目①、②は平成15年度までに、③は平成19年度までに最終目標を達成して終了した。④は平成16年度から研究開発を実施し、最終目標を達成して平成22年度に終了した。</p> <p>本研究開発は、ロケットの開発から運用で必要となる技術を網羅的に洗い出し、開発を進めたため、本研究開発が当初目標を達成したことで、ロケットの開発作業の効率化が期待できる。また、開発成果を活用することによって、技術的に先行する欧米に匹敵する設計効率化/サービスの提供が可能となる。</p>	

すなわち、本技術を適用することにより、国際競争力を持つロケット開発／ロケット打上げサービスを実現可能となり、新たな市場獲得が期待できる。

以下に成果の概要を示す。

- ① ヴァーチャルプロトタイプ技術の研究開発（目標を達成して完了）
 - ・設計者が仮想空間でシミュレーションを実施し、その検証により不具合を発見するとともに、不具合の内容に対応してシミュレーションモデルの内容を修正する。この修正内容は3D-CAD の設計図形データに自動的に反映される「3D-CAD への自動フィードバックシステム技術」を開発した。
 - ・仮想空間でシミュレーションする際に、実際に作業する作業者を想定した操作性、アクセス性や負荷など、現場での不確定さが残る「人的要素（人の操作性や作業性等）」の事前検討を可能とする「仮想空間でのシミュレーション技術」を開発した。
 - ・両技術を統合したヴァーチャルプロトタイプシステムに対し実証試験を行い、その結果からシステムの有効性を確認するとともに、その適用によるシステム設計作業期間の30%削減への見通しを確認し、目標を達成した。
- ② 高度信頼性飛行制御検証技術の研究開発（目標を達成して完了）
 - ・ソフトウェアの信頼性を高めるため、ロケット飛行時に想定される様々な変動要因と異常状態を考慮したソフトウェアの検証条件が自動設定でき、またその検証結果を自律的に評価できる「事前検証ソフトウェア」を開発した。
 - ・極限状態での飛行ソフトウェアの検証をシミュレーションの上で実施可能にするため、機体、打上げ環境、打上げ設備のすべてに対して想定できる変動要因と異常状態を模擬できる「シミュレーション装置」を開発した。
 - ・これらを統合した「飛行制御事前検証システム」に対し、中小型ロケットを例題として製作した実証用飛行ソフトウェアを用いて、システムの実証試験を行い、その結果からシステムの有効性を確認するとともに、その適用による飛行ソフトウェア設計作業期間の20%削減への見通しを確認し、目標を達成した。
- ③ 次世代LNG制御システム技術の研究開発（目標を達成して完了）
 - ・ロケットの機体点検を最大限自動化できる自己診断・自律対応型機体点検自動化システムのシステム仕様を設定し、それを実現するためのアルゴリズム仕様を確定した。さらに付随するソフトウェアを設計製作し、具現化した。
 - ・ロケット機体点検を最大限自動的に実施できる制御機器を含むアビオニクス機器について、仕様設定、製作、機性能、環境試験等を実施し、所定の開発を完了した。
 - ・上記のソフトウェアと機器、さらに外部システムを模擬するために製作した試験装置類を組合わせて機体点検自動化システムを構築し、実証試験を実施した。システムとして要求仕様に合致した機能・性能を有していること、及び機体点検工期の30%短縮への見通しを確認した。
 - ・上記で開発したアルゴリズムの一部は、民生用小型LNG気化設備の制御系設備への対応が可能であることが、適用可能性検討により確認された。
 - ・以上から、本研究開発の目標が達成された。
- ④ ミッション対応設計高度化技術の研究開発（目標を達成して完了）
 - ・ユーザ（衛星）とロケットとの間のインタフェース仕様及びロケット側設計仕様の数値情報や図面情報を一元管理することにより情報伝達の過誤を防止するとともに、衛星／ロケット間のインタフェース調整に必要な文書や解析用データ等を自動的に生成可能にする技術（ミッション対応設計情報一元管理技術）を開発し、「ミッションインテグレーションシステム」を設計・構築した。
 - ・衛星との間のインタフェース仕様の変更可能性リスクを取り込み、ロケット側の設計／解析作業を前倒しで実施可能とする技術（ミッション解析情報設定技術）の研究により、遺伝的アルゴリズム（GA）を適用したパラメータサーベイ技法によるシミュレーション技術を開発した。
 - ・打上げ時の風によるロケット機体への影響評価レベルを向上し、必要な解析や打上げ判断を効率かつ確実に行なう技術（打上げ当日ミッション解析・評価技術）を開発し、「打上げ当日ミッション解析・評価システム」を設計・構築した。
 - ・打上げ結果を次号機に着実に反映することによりロケットの打上げリスクを低減し信頼性を高めるために、取得した飛行データ（ロケットの機体状態）のデータ処理・分析を高度化・省力化する技術（飛行中データ取得・機体評価技術）を開発し、「飛行後解析評価システム」を設計・構築した。

	<ul style="list-style-type: none"> ・開発したシステムを用いた実証試験により、システムの有効性を確認するとともに、システム／技術を適用することにより、 <ul style="list-style-type: none"> - ミッションインテグレーション作業期間の40%削減 - 打上げ当日解析作業の効率化/過誤防止と打上げ判断の精度向上 - 飛行後解析作業の20%削減と異常検知や故障原因推論の解析作業の高度化の見通しを確認し、目標を達成した。 <p>以上の通り、全ての研究開発項目で、最終目標達成を達成し、国際競争力を高めるという事業の目標に資することができた。</p>	
	投稿論文	「査読付き」17件、「その他」20件
	特許	「出願済」5件、「登録」0件、「実施」0件（うち国際出願0件） 「プログラム著作権登録」24件
	その他の外部発表（プレス発表等）	「定期刊行物」8件、「展示会」2回
IV. 実用化、事業化の見通しについて	<p>(1) 実用化の見通し 本事業の出口（実用化）イメージは、“本設計基盤技術を適用したロケットが開発・運用されること”である。我が国では、国際打上げ市場への投入を目指した新型の中型ロケット（GXロケット）の開発が進められており（平成21年12月まで）、本事業は、短期的には同ロケットを、長期的には同ロケット以外の他のロケットや宇宙システムを出口イメージとしていた。平成21年12月のGXロケット開発中止の日本政府決定により、短期的な開発技術の適用先はなくなったが、ロケット開発への適用における技術の有効性は確認できた。このため、実用化戦略を再構築し、ロケット／将来宇宙システムへの適用提案を継続するとともに、ロケット搭載機器／装置の運用や、他の大規模システムの開発も範囲として実用化検討を実施している。</p> <p>(2) 波及効果について 他産業への波及については、項目①の成果は機械、航空機、造船他の産業分野に、項目②は自動車、航空機やヘリコプタ、IT業務支援他の産業分野への波及が期待される。項目③の成果は、LNGプラント産業やガス関連事業者を經由し各産業への技術的波及、また、天然ガス自動車を經由した社会的波及が期待される。さらに項目④の成果は、煩雑なインタフェース管理等を要する大規模システム産業全般への波及が期待される。 また、本プロジェクトを通してロケットの研究開発の人材育成が促進された。</p>	
V. 基本計画に関する事項	作成時期	平成14年3月 作成
	変更履歴	<p>平成15年3月 改訂（中間目標値の設定）</p> <p>平成16年3月 改訂（研究開発課題の追加）</p> <p>平成17年3月 改訂（開発期間の1年延長）</p> <p>平成18年3月 改訂（開発期間の1年延長）</p> <p>平成19年3月 改訂（評価時期の見直し。ミッション対応設計高度化技術の研究開発課題の追加。開発期間の3年延長）</p> <p>平成20年3月 改訂（研究開発目標の設定）</p> <p>平成20年7月 改訂（イノベーションプログラム基本計画制定により改訂）</p> <p>平成21年3月 改訂（宇宙基本法の施行に対応した研究開発の目的の追記。中間評価の指摘事項（技術動向調査の継続実施）の反映）</p> <p>平成22年3月 改訂（開発システムの有効性確認を十分に実施し評価するため開発期間を1年延長）</p> <p>平成22年8月 改訂（研究成果を早期普及するため1年前倒しにより事業期間を1年短縮）</p>

プロジェクト用語集・略語集

用語集

用語	用語解説
CATIA	フランスのダッソー・システムズで開発された 3 次元 CAD ソフト。極めて高額なライセンス料金を課されるソフトであるため、設計・開発が容易な分野でのユーザは少ない。
DAIS MIX	航空宇宙関係で使用する演算を混ぜて MIPS を計算する手法
HUB	LAN で使われる集線装置
MIPS	コンピュータの処理速度をあらわす単位
One 入力情報	1 の情報入力で様々な出力を生成するための機構に入力する情報のこと。
Parasolid	英国 Cambridge にあるシーメンス PLM ソフトウェア の拠点で開発された正確な境界表現幾何形状を扱える CAD ツール
Pro/E (Pro/Engineer)	機械設計用三次元 CAD
Unigraphics	米国 Unigraphics Solutions(UGS)社で開発された製造業全般における製品モデルの意匠設計から製造、解析及び加工検証までの一連の作業に適用できる統合 3 次元 CAD/CAM/CAE システム
XML	IT 技術の 1 つで、情報の共通表現言語
アクチュエータ	入力されたエネルギーを物理的な運動へと変換するもの
アビオニクス	ロケットに搭載され飛行のために使用される電子機器
アビオニクス機器	機体に搭載する電子機器
イベント	実行中のコンピュータ・プログラムに対する、外部からの何らかのアクション
エフェクタ	効果を与えるもの
カオス	予測できない複雑な様子を示す現象。ただし、現象は確率論的法則に基づき（ランダムに）発生するのではなく、決定論的法則にしたがうもの。
気蓄器	気体を蓄える容器
クリアランス	物体と物体の隙間
ジンバル	ロケットエンジンの推力方向を偏向させる装置
遣い切りロケット	ELV（使い切りロケット）のこと
定性推論	人の行う定性的な思考過程を計算機で実行する人工知能の一手法
ディסקリート	1, 0 もしくは ON/OFF という 2 値データをいう
デジタルモックアップ	CAD を用いて外観や内部構成などを比較、検討するための仮想 3 次元モデル
デブリ	破片
トランザクション	関連する複数の処理を一つの処理単位に統合したもの。
ニアミス	衝突しそうになる状態
ノミナル	対象の想定した正常な状態
ピッチ	上下角方向の運動
ビルトインテスト	アビオニクス機器の組み込み点検機能
フィージビリティスタディ	実現可能性や実現可能性を検証する作業のこと。
フェアリング	ロケット先端に位置する構造物で、衛星を大気中の環境から守るための覆い
フィーチャー	特定形状を生成するコマンドで作成した形状

用語	用語解説
プログラムスライス	手続き型言語のプログラムから、着目する性質をもつ文集合（スライス）を抽出する技術
プロシージャ	プログラミング言語において複数の処理を一つにまとめたもの
ベイジアンネットワーク	因果関係を有向グラフによるネットワークとして表し、個々の変数の関係を条件付確率で与えることにより、因果関係の発生確率（結果から原因の推定等）を定量的に算出する方法
ペイロード	衛星
ヘッドマウントディスプレイ	頭部搭載型表示装置
ポストフライト	ロケットを打ち上げた後
モーションキャプチャ	実際の人物や物体の動きをデジタル的に記録する技術
モックアップ	外見を実物そっくりに似せた模型
モデラ	コンピュータソフトウェアの一種で 3DCAD や 3DCG のデータを可視形状にするアプリケーション
モンテカルロシミュレーション	乱数を用いたシミュレーションを何度も行うことにより近似解を求める計算手法。
ヨー	鉛直軸周りの回転
リフトオフ	ロケットが打ち上がること
レートジャイロ	角速度を検出するジャイロスコープ
ロール	進行軸周りの回転
制御デッドバンド	制御が利いていない不感領域
二分木法	集合を 2 つに分割する操作を複数回繰り返し情報分類・特定する 1 手法

略語集

略語	英文	和文
3D-CAD	Three-dimensional Computer-Aided Design	三次元コンピュータ支援設計
ADPU	Airborne Data Processing Unit	機体データ処理装置
AI	Artificial Intelligence	人工知能
AT	Acceptance Test	受入試験
AVP	AVionics Processor	誘導制御計算機 制御演算部
BAT	Battery	バッテリー
BIT	Build in Test	ビルトインテスト
CAD	Computer-Aided Design	コンピュータ支援設計
CAM	Computer Aided Manufacturing	コンピュータ支援製造
CATIA	Computer graphics Aided Three dimensional Interactive Application	キャティア
CDR	Critical Design Review	詳細設計審査
CGS	Constructive Solid Geometry	パラメトリック条件/寸法線情報等
CNG	Compressed Natural Gas	圧縮天然ガス
CPU	Central Processing Unit	中央処理装置
CSC	Computer Software Component	コンピュータ・ソフトウェア・コンポーネント
CSCI	Computer Software Configuration Item	ソフトウェア
CSU	Computer Software Unit	ソフトウェアモジュール (ユニット)
DAIS	Digital Avionics Instruction Set	誘導演算命令集
DAU	Data Acquisition Unit	データ収集装置
DB	database	データベース
DC	direct current	直流
DCS	Distributed Control System	分散型制御システム
DCPS	Direct Current Power Supply	直流電源
DMM	Digital MultiMeter	デジタルマルチメータ
EDAC	Error Detection And Correction	メモリエラー検出機能
EELV	Evolved Expendable Launch Vehicle	発展型使い切りロケット
EEPROM	Electrically Erasable and Programmable Read Only Memory	電氣的に消去可能な消去・書込可能 ROM
EPROM	Erasable Programmable Read Only Memory	消去・書込可能 ROM
EJTAG	Enhanced Joint Test Action Group	強化型ジェイタグ
EM	engineering model	開発モデル
EMC	Electro Magnetic Compatibility	電磁環境適合性

略語	英文	和文
FBW	fly by wire	フライバイワイヤ
FLS	Forward LOX Skirt	LOX タンク前部スカート
FS	Flight Software	フライトソフトウェア、高度信頼性飛行制御検証技術
FSW	Flight Software	フライトソフトウェア、検証対象飛行ソフトウェア
GHe	helium (need not to say gaseous helium)	ヘリウムガス
GN2	Gaseous Nitrogen (Azote gazeux)	窒素ガス
GPS	Global Positioning System	全地球測位システム
GSE	ground support equipment	地上支援装置
GTV	Ground Test Vehicle	地上総合試験
GUI	Graphical User Interface	グラフィック ユーザ インタフェース
HATS	High Altitude Test Stand	高空燃焼試験設備
HD	Hard Disk	ハードディスク
HDD	Hard Disk Drive	ハードディスクドライブ
HIU	Hardware Interface Unit	ハードウェアインタフェースユニット
HMD	Head Mounted Display	頭部搭載型ディスプレイ
I/F	Interface	インタフェース
ICD	Interface Control Document	インタフェース管理文書
ICPC	Interface Control PC	インタフェースコントロールPC
IGS	Inertial Guidance System	誘導制御計算機
IHI	IHI Corporation	株式会社 I H I
IMU	Inertial Measurement Unit	機体挙動計測部
ISA	Interstage Adapter	段間部
IT	Information Technology	情報通信技術
ITCP	Interface Test Connector Panel	インタフェース&テストコネクタパネル
JAXA	Japan Aerospace Exploration Agency	独立行政法人 宇宙航空研究開発機構
LAN	Local Area Network	構内通信網
LB	Launch Building	支援機械棟
LCD	Liquid Crystal Display	液晶ディスプレイ
L-CNG	Liquefied-Compressed Natural Gas	液・圧縮天然ガス
LNG	Liquefied Natural Gas	液化天然ガス、次世代LNG制御システム技術
LOX	Liquid Oxygen	液体酸素
LV	Launch Vehicle	打上用ロケット
MC	Motion Capture	モーションキャプチャ
MI	Mission Integration	ミッションインテグレーション、ミッション対応設計高度化技術
MIPS	Million Instructions Per Second	ミップス
MLI	Multi Layer Insulation	多層断熱材
MPU	Micro Processing Unit	超小型処理装置
MR	Material Review	再審事例
MST	Mobile Service Tower	移動整備塔 (種子島宇宙センター)
N/A	Not Applicable	適用しない
NC	No Change	初版

略語	英文	和文
NEC	NEC Corporation	日本電気株式会社
NEDO	New Energy and industrial Technology Development Organization	独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構
OS	Operating System	オペレーティングシステム
PC	Personal Computer	パーソナルコンピュータ
PCP	power control panel	電力制御盤
PDM	Product Data Management	設計技術情報管理
PDR	Preliminary Design Review	基本設計審査会
PLF	Payload Fairing	ペイロードフェアリング
PM	Prototype Model	認定モデル
PQR	Post Qualification Test Review	認定試験後審査
Pro/E	Pro/Engineer	プロ・イー
PSDB	Power Sequence Distribution Box	電力シーケンス分配箱
QT	Qualification Test	認定試験
RAID	Redundant Arrays of Inexpensive Disks	レイド
RAM	Random Access Memory	ランダムアクセスメモリー
RCS	Reaction Control System	姿勢制御系
S/W	Software	ソフトウェア
SC	Space Craft	宇宙機（衛星を含む）
SEU	Single Event Upset	シングル・イベント・アップセット
SRAM	Static Random Access Memory	スタティックラム
SSPC	Space Station Program Center	センサシュミレーション PC
SW	Software	ソフトウェア
TBD	To Be Determined	未決定
TC	Task Controller	試験指揮者
TCPC	Tester Control PC	テストコントロール PC
TCV	thrust vector control	推力方向制御
TF	Test Flight	試験飛行
TVC	Thrust Vector Control	推力方向制御
UG	Unigraphics	ユニグラフィクス
ULA	United Launch Alliance	米ユナイテッド・ローンチ・アライアンス
UPG	Uni-Point Ground	単一接地点
VME	Versa Module Europa	ヴァーサモデルヨーロッパ
VP	Virtual Prototyping	ヴァーチャルプロトタイピング、ヴァーチャルプロトタイピング技術
XML	eXtensible Markup Language	エックスエムエル

1. 事業の位置付け・必要性について

1.1. NEDOの関与の必要性・制度への適合性

1.1.1. NEDOの関与することの意義

ロケットは、気象衛星や情報収集衛星など各種衛星を打上げるための手段であり、宇宙開発利用の重要なインフラの1つである。また、人工衛星と宇宙輸送システムを必要とときに独自に宇宙空間に打上げる能力を将来にわたって維持するという我が国の宇宙開発利用の基本方針に基づき、ロケット技術（宇宙輸送システム技術）は、総合科学技術会議において「宇宙開発利用の基幹技術」として識別されており、宇宙開発戦略本部においても「宇宙基本計画」（2009年6月2日）及び「宇宙分野における重点施策について」（2010年5月25日）の中で「宇宙輸送システムは、我が国が必要とときに、独自に宇宙空間に必要な人工衛星等の打ち上げを行うために、維持することが不可欠な技術」と位置付け、国として技術開発の推進が要請されている。

ロケットのような大規模なシステムは、構成要素が複雑に絡み合い、また必要となる要素技術も多岐にわたるため、それらを統合してシステムとして高い信頼性を確保するためには極めて高度なシステム技術が要求されており、その開発・運用に関する基盤的技術の整備が社会的に要請されている。

本プロジェクト（「次世代輸送系システム設計基盤技術開発」）では、ロケットの開発・運用段階で信頼性を確保しつつ、作業期間短縮を実現するための基盤技術の開発を行なう。ロケットの基盤技術を開発し、実際のロケットの開発での効果を実証するためには、大規模な投資と長期間を要し民間企業だけでは抱えきれないリスクを伴う。また、この基盤技術は、各種ロケットに共通的な基盤技術であり、公共性が高いこと、さらには、大規模システムを高い信頼性を持って開発・運用する技術は、幅広い分野への波及効果が期待できることから、国の関与が必要である。したがって、幅広い分野での技術開発を推進するNEDOにて事業推進を行うことは妥当である。

また、平成16年10月21日の総合科学技術会議資料「平成17年度概算要求における科学技術関係独立行政法人等の主要業務に対する見解について」（科学技術政策担当大臣／総合科学技術会議有識者議員）によると、本研究開発事業は「（前略）状況変化に的確に対処しつつ、着実に実施すべきである」との見解が示されており、今後も引き続き、着実に実施すべきとする方向性が打出されている。

さらに、平成19年10月29日の総合科学技術会議資料「平成20年度概算要求における科学技術関係施策の優先度判定について」によると、本研究開発事業は「戦略重点科学技術」に位置づけられ、「（前略）ロケットの開発期間短縮のための基盤技術開発であり、引き続き、着実に実施すべきである。」とする方向性が打出されている。

1.1.2. 実施の効果

本研究開発事業は、「航空機・宇宙産業イノベーションプログラム」の一環として実施されるものである。「航空機・宇宙産業イノベーションプログラム」は、我が国における宇宙利用の事業化を促進し宇宙産業の国際競争力の強化を目指すことを目的とするプログラムである。

次世代の宇宙機器開発に向けた基盤技術（ロケット設計合理化技術等）および宇宙利用を推進するための基盤技術の確立を狙いとする本事業を実施することにより、ロケット製造の短納期・低コスト化が図られ、かつ信頼性の向上により宇宙輸送系産業の規模拡大が図られる。さらに、今後開発・運用するロケットにおいても適用可能なものであ

るため、宇宙産業の国際競争力の強化が見込まれる。

また、本事業は、国民の安全に密接に関わるだけでなく、高度情報化社会の実現、地球環境の保全等、多様な社会ニーズの基盤となる技術開発であり、民生用小型LNG気化設備の制御系設備等の関連産業分野への技術波及も期待される。

1.2. 事業の背景・位置付け・目的

1.2.1. 事業の背景・位置付け

ロケット・宇宙輸送系は、宇宙へのアクセスを提供するため、人工衛星などを用いた情報通信、放送、測位、気象観測、地球環境問題への対応、資源探査、農林水産業、国土管理、宇宙環境利用、科学研究など広範な分野に及ぶ宇宙利用、宇宙産業を支える重要な基盤システムの1つであることはもちろん、国際貢献の観点からも幅広い活用が可能な基盤システムである。したがって、今後、宇宙利用の拡大とともに、大きな成長が期待される産業分野である。このため、東西冷戦の終結後、軍事技術の民間への転用が促進され、欧米などの世界各国は、すでにロケット・輸送系の商業化を目指した政策のもと、商業ロケットの開発、運用を進めている。1990年代後半には欧米の宇宙先進国に加え、ロシア、中国がロケットによる人工衛星の商業打上げ市場に参入したため、国際競争が激化し、相前後して、欧米の宇宙機器メーカーは急速に企業統合を進め、経営戦略の再構築、経営基盤の強化を図るようになった。

このように、商業化という観点からは、欧米が一步先の段階に進んでおり、国際的な人工衛星の商業打上げ市場が形成されつつある。ロケットの開発・運用は、国際社会における我が国の自律性の確保の観点から重要であり、また幅広い分野への波及効果が期待されるため、我が国でも、このような衛星打上げ市場の国際的な動きに早急に対応し国際競争力を確保していくことが強く求められる状況にある。

人工衛星の商業打上げ市場では、高信頼性・低コスト・打上げまでの期間短縮が求められている。ここで、打上げの信頼性を向上させるには、試作試験等の充実が要求され、一般的には開発期間の長期化やコスト増を招くことになる。他方、設計や点検等において不具合要因が見過ごされてしまうと、開発後期における不具合発生、開発の後戻りを引き起こし、開発期間の長期化、コスト増を招くとともに、ひいては打上げにおける信頼性を低下させる恐れがあり、これに対し信頼性を向上させつつ、低コスト化・期間短縮を実現する取組みが必要とされている。

具体的には、設計や点検等で見過ごされている不具合要因を、ロケット開発・運用の全段階にわたって排除する基盤技術の整備が、ロケット産業の国際競争力の確保と育成の観点から不可欠である。

本プロジェクトを開始した平成14年度は、平成13年9月のH-II Aロケット初号機の打上げ成功や、民間主導による中小型ロケット開発プロジェクトの胎動などにより、ロケット・輸送系の商業化・国際競争力確保に向けた施策が強く求められる状況であった。

そのような中、宇宙関連の民間企業が出資した(株)ギャラクシーエクスプレス社が中心となり、海外の実績あるロケット技術と国内で培われた技術を融合して、国際競争力のある中型ロケットを開発、運用しようとする中型ロケット(GXロケット)の開発計画が進められてきた。GXロケットは液体2段式のロケットであり、1段は高い信頼性と実績のある米国のアトラスロケットを採用し、2段は宇宙航空開発研究機構(JAX

A)が開発する液化天然ガス(LNG)を用いた推進系を新規に使用する計画であった。

総合科学技術会議の科学技術基本計画分野別推進戦略(フロンティア分野)(平成18年3月22日)において、「GXロケットについては、その中型ロケットとしての必要性にかんがみ、技術的課題に見通しが得られた時点で評価・検討を行い、戦略重点科学技術として位置づける」とされ、さらに、平成18年12月26日には、「可能な限り速やかにGXロケットの研究開発を加速させ民間に技術移転を行う必要があるため、これを戦略重点科学技術(信頼性の高い宇宙輸送システム)の施策の一つに位置付ける。」との決定がなされた。

一方、高信頼性化などを含む技術の継続的な開発と、その技術の宇宙での実証などは、総合科学技術会議においても「民の主体性を伸ばす方策」として、政府が積極的に実施することが求められている。GXロケット開発においても、ロケットのような大規模なシステムを高い信頼性をもって運用する技術が重要である。基盤技術を整備し、GXロケット開発へ適用・実用化しようという意図をもった(株)ギャラクシーエクスプレスと、開発する基盤技術を、GXロケット開発のみならず宇宙産業およびその他の大規模システム産業に資する基盤技術にするという意図をもった(社)日本航空宇宙工業会が本プロジェクト(次世代輸送系システム設計基盤技術開発プロジェクト)に応募し、選定された。

この結果、本基盤技術の開発により、GXロケット開発を通して、民の主体性を伸ばす方策の具体的な実現、成果の確認と、広く産業界への普及を実施できる状況となったが、平成21年(2009年)12月に日本政府として、GXロケットは開発に着手せず、取り止めることとなった。

しかし、民間の主体性を伸ばし、ロケットの開発効率化を目指す基盤技術の早期確立の緊急性は薄れたが宇宙輸送システム/ロケット技術は、我が国が維持することが不可欠な技術であると、宇宙戦略本部も位置づけおり(「宇宙分野における重点施策について」(2010年5月25日))、空中発射システムやイプシロンロケット等の小型固体ロケットの開発計画が進む中、依然としてロケット開発・運用の効率化を可能とする基盤技術への需要は高いと考えられる。

1.2.2. 事業の目的

前項に記述した背景から、商業ロケット市場における我が国宇宙産業の国際競争力を強化するために、「次世代輸送系システム設計基盤技術開発プロジェクト」を実施し、ロケット開発・運用に関わるシステム設計基盤技術の整備を図ることとする。

従来、ロケットの信頼性確保を目指す研究は、数多く実施されてきた。それらの研究は、数式で表現される「信頼度」を高くすることを専ら目指すものであった。この「信頼度」の向上を目指した研究は、現在までに一定の成果を挙げてきていることは言うまでもない。しかし、現実には依然、何回かに1回はロケットは失敗するものと考えられており、リスクの高い事業となっている。

過去のロケットの失敗の原因を振り返ったとき、「信頼度」の確率的な事象の範囲で失敗したというよりも、むしろ設計や点検等で見過ごされた不具合要因が顕在化したことにより失敗していると思わせる例がほとんどである。

このため、本研究開発では、高い信頼度を実現するというアプローチではなく、設計や点検等で見過ごされている不具合要因を、ロケット開発・運用の全段階にわたって、排除することにより、信頼性向上を図る、というアプローチをとることとする。

ロケットの開発フェーズ^{*1}は、「機体開発」、「機体運用」に大別されるが、ロケットの信頼性を向上させて、効率的な開発・運用を図るためには、各フェーズの基盤技術がそれぞれ整合性を持つことが必要不可欠である。また、ロケットの開発後の「運用段階（実用機運用）」におけるユーザ（衛星）を含めたインテグレーション作業（ミッションインテグレーション作業）の効率的な運用のためには、各開発フェーズで整備される設計基盤技術の活用に加えて、ミッション対応設計の効率的な実施に向けた基盤技術の整備が不可欠である。

「機体開発」については、ロケットのような大規模システムでは、システムの試作が開発の最終段階で初めて実施され設計の妥当性が確認される。その時点で不具合が存在すると手戻り作業が発生し開発に対して致命的な影響を与える問題を抱えている。開発の信頼性向上と効率化のために、ハードウェアやソフトウェアの妥当性を設計段階で事前検証しうる基盤技術としてヴァーチャルプロトタイプング技術と高度信頼性飛行制御検証技術を確立する。

「機体運用」については、競争力向上のために、打上げ時の機体点検の効果を高めるとともに、期間短縮が重要な要素となっている。射場での機体点検期間短縮は、単に作業コストが削減されるだけでなく、種子島宇宙センターのように打上げ期間に制約がある射場では、スケジュール効率良く打上げることにより、打上げの回数を増やせる、すなわち商業活動の規模の拡大が可能となるため、メリットは大きい。したがって、これまで主として人手に頼っていた機体の点検作業を、最大限自動化し、人的ミスによる不具合を削減するための自己診断・自律対応が可能なアビオニクス（Aviation Electronics：航空宇宙電子）の基盤技術として次世代LNG制御システム技術を確立する。

「実用機運用」においては、衛星打ち上げ契約の締結から打上げ実施までの期間を考えると、上述の機体点検の自動化等によって機体が射場に入ってから打上げに至るまでの期間は短縮が図れるが、射場に入るまでの期間は、号機毎のユーザ（衛星）からのインタフェース仕様に対応した設計・解析や機体製造を衛星とのインタフェース調整を行ないつつ進めるミッション対応設計作業を実施する必要がある。この期間の短縮が運用全体の期間短縮には欠かせない重要な要素である。ただし、この作業は衛星という相手がある作業であり、ロケット側のみで完結できないこと、また衛星の開発進捗によって必要なインタフェース仕様が出てくるタイミングが決まってしまうことから、必ずしも効率的とはいえない部分を含んでいる。従って、このミッション対応設計作業の効率化のために、衛星／ロケット間のインタフェースデータを一元管理し、ミッション対応設計における使用データの過誤等のない信頼性の高いインタフェースデータ管理の実現、及び衛星の開発進捗によらず、ロケット側でリスクを考慮した上で必要なインタフェース仕様を設定し、効率的にミッション対応設計作業を進めることを可能とするための基盤技術が求められている。一方、打上げ当日においては、当日の風状況に応じた直前解析作業を行なって打上げ可否を判断する必要があるが、特に打上げ実績や経験が

*1：ロケットの開発作業は、機体自体の開発である「機体開発」段階、並びに開発・製造された機体を射場での打上げに向けて運用するための射場での「機体運用」段階、また、ロケットの開発後の衛星打上げ事業としての「実用機運用」段階に分類される。

まだ充分に無い新規開発の商業打上げ用ロケット等の場合は特に、解析作業を限られた時間の中でいかにミス無く着実に実行していくかが課題であり、その課題を解決するための基盤技術が求められている。さらに、打上げ後（ポストフライト）においては、飛行中に取得したデータに関する異常の判別や必要な場合の対策設定作業を確実にかつ効率的に実施し、次号機の打上げに迅速につなげていくことが打上げ運用事業を継続的に進めていく上で必要不可欠であり、そのための基盤技術が重要である。本研究では、「打上げ契約締結から打上げ迄」や「打上げ当日」、さらには「ポストフライト」の一連のフェーズにおいて、号機毎にミッションに応じて実施しなければならない設計・解析作業を高度化するための各基盤技術を総称して、ミッション対応設計高度化技術と呼ぶこととし、基盤技術確立のための研究開発を進める。

以上、本項にわたって述べたとおり、本事業は、ロケット開発において信頼性を向上させつつ、開発期間や受注から打上げまでの期間を大幅に短縮すること等を目的として「機体開発」、「機体運用」及び「実用機運用」の各段階に対して求められる基盤技術の研究開発を実施するものである。

1.2.3. 研究開発項目

本事業においては、ロケットの開発・運用の全ての段階を網羅するため、「機体開発」、「(射場での) 機体運用」および「実用機運用」の各段階に対応して、前項で述べた基盤技術の研究開発を行なう。

なお、ロケット開発・運用の高度化・効率化に関しては、米国のEELV計画前後から欧米で取込みが開始されている。その方策としては、IT技術を活用する内容が含まれるものの基本的には情報伝達の効率化のみに重点を置くものであった。一方、我が国はIT分野や制御分野の面では国際的に見ても高度な技術を保持している。したがって、これらをロケット開発・運用により深く適用することにより、欧米との間に存在する経験や実績の差を補完し競争力を向上する、という着眼点をもって研究開発を進めることとする。

具体的には、以下の①～④の研究開発を実施する。

(1) 「機体開発」における妥当性を設計段階で事前検証しうる基盤技術

①ヴァーチャルプロトタイプング技術（VP）

従来実機ハードウェア製作・組立て後に発生していた不具合を設計初期段階で発見可能とし、これによる設計の手戻り作業を削減するために、仮想空間でのシミュレーション結果に基づく設計改善対策をシミュレーションモデルのもととなる3D-CADの図形データへ自動的に反映し、不具合を未然に排除する技術（「3D-CADへの自動フィードバック技術」）、および人的要素に関わる設計上の不確定要素を未然に排除する技術（「人的要素をシミュレーション技術」）。

②高度信頼性飛行制御検証技術（FS）

従来飛行ソフトウェアと実機ハードウェアの組合せで発生していた不具合を設計段階で発見可能とし、これによる設計の手戻り作業を削減するために、飛行制御ソフトウェアの開発において、あらゆる事態を想定して事前にソフトウェアの妥当性を検証し、不具合を排除する技術（「人的要素をシミュレーション技術」および「検証試験用シミュレーション装置の開発」）。

(2)「機体運用」において打上げ時の機体点検の効果を高め、期間短縮するための基盤技術

③次世代LNG制御システム技術(LNG)

これまで主として人手に頼っていたロケットの機体の点検や運用を射場において自動的に実施し、人的ミスによる不具合を削減するための、自己診断・自律対応型機体点検自動化システムとそれを可能とする制御系機器(制御機器を含むアビオニクス機器)の開発(「自己診断・自律対応型機体点検自動化システム技術」および「制御系機器の開発」)。

(3)「実用機運用」において効率的にミッション対応設計作業を進め得る基盤技術

④ミッション対応設計高度化技術(MI)

ミッションインテグレーション期間の短縮のために、ロケットユーザである衛星とのインタフェース仕様とロケット設計仕様とを一元管理する技術(「ミッション対応設計情報一元管理技術」)、並びに、初期の段階からユーザ(衛星)に関して不足するインタフェース仕様をリスクを考慮した上で設定することで前倒しに設計・解析することを可能とする技術(「ミッション解析情報設定技術」)、打上げ当日の風計測結果を入手後、打上げ可否判断を確実にかつ迅速に実施するために、必要な解析作業を自動化・効率化する技術(「打上げ当日ミッション解析・評価技術」)。ロケットの打上げ結果を次号機に着実に反映するために、飛行中データを取得し、ロケット機体状態のデータ処理・分析を高度化・省力化する技術(「飛行中データ取得・機体評価技術」)。

なお、本研究開発の一部(上記③)については、天然ガスの普及を図るために開発が期待されている民生用小型LNG気化設備の制御系設備に必要な要素技術と共通の基盤技術であり、石油代替エネルギーの導入を促進する観点から行うものである。

2. 研究開発マネジメントについて

2.1 事業の目標

2.1.1 全体目標

(1) 目標の設定

本プログラムの目標は、ロケット開発におけるシステム統合・設計基盤技術等を確立するとともに、自己診断・自律対応機能を有する小型制御系設備¹の導入に関わる基盤技術を確立することである。

本研究開発では、ロケット開発のシステム規模での信頼性を向上し、開発後期での設計の手戻り作業をなくすことにより開発コストの削減及び開発期間の短縮を目指すとともに、実用機運用段階でも衛星とのインタフェースに関する設計の手戻り作業を防止すること等により受注から打上げまでの期間を短縮、かつポストフライトの飛翔データ分析の信頼性を向上、また、機体点検整備作業を効率化することにより、工期短縮及び運用コスト削減が実現可能な基盤技術の開発を目指す。

研究開発した基盤技術に関しては、今後我が国において開発が期待される中小型ロケットを取り上げて実証を行う。

表 2.1.1-1 に本研究開発において設定した具体的な目標（各研究項目の目標）を示す。表中に示すとおり、各々の目標は、「作業期間」等の明確かつ定量化可能な指標を取入れて、到達目標への達成度が測定可能な具体的な開発目標数値を含む形で設定している。全体として、目標数値は、国際競争力で一歩先を進む欧米と同等、またはそれ以上のレベル（開発期間や打上げまでの期間等）となることを念頭に設定している。1章でも触れたように、目標達成のために、日本に優位なIT技術やAI技術の活用を図ることを念頭に、戦略性を持って進めることとしている。

¹ 民生用小型LNG気化設備の制御系設備等にも適用が可能な、自己診断・自律対応が可能なロケット用制御システム

表 2.1.1-1(1/2) 研究開発目標

研究開発項目	目標（最終）
①ヴァーチャルプロトタイプング技術の研究開発 (VP)	開発後期で従来発見されていた不具合を、実機ハードウェア製作前に発見し、開発後期での不具合を削減して信頼性を向上させ、システム設計の設計作業期間を 30%削減する。
②高度信頼性飛行制御検証技術の研究開発 (FS)	開発後期で従来発見されていた不具合を、ハードウェアとの組合せ前に発見し、開発後期での不具合を削減して信頼性を向上させ、飛行ソフトウェアの設計作業期間を 20%削減する。
③次世代LNG制御システム技術の研究開発 (LNG)	民生用小型LNG気化設備の制御系設備等にも適用が可能な、自己診断・自律対応が可能なロケット用制御システムを開発し、機体点検作業での人的ミスによる不具合を削減し、信頼性を向上させ、機体点検工期を 30%削減する。

表 2.1.1-1(2/2) 研究開発目標

<p>④ミッション対応設計高度化技術の研究開発 (M I)</p>	<p>【開始当初】 (第1回中間評価²時) ミッションインテグレーション情報を一元管理し、インタフェース仕様が不足し効率良い設計解析ができなかった設計初期から、インタフェース仕様を設定することにより、前倒しに作業を進め、効率的な設計作業を可能とすることにより、個別衛星に対するミッションインテグレーション作業期間を40%削減する。(ただし、①～③による作業期間短縮効果を含む)</p> <p>【変更後】 (平成20年3月改訂³) ミッションインテグレーション作業においては、関連情報を一元管理し、設計初期からインタフェース仕様を設定することにより、前倒しに作業を進め、効率的な設計作業を可能とするとともに、打上げ当日風によるロケット機体への影響の詳細解析を効率的に実施し、新規開発ロケットの打上げに対する確実性を確保しつつ、個別衛星に対するミッションインテグレーション期間を40%削減する。また、飛行後解析においては、飛翔結果を次号機以降に反映するためのポストフライト解析・評価作業を高度化・省力化し作業量の20%削減を実現する。 なお本研究では研究開発項目①～③による作業期間短縮効果を含める。</p>
---------------------------------------	---

² 平成16年度に実施

³ 2件の研究テーマが追加されたことに伴い、平成19年度に目標の定量化のための検討を行ない、平成20年3月に改訂された。

(2) 目標とする指標の選定背景

図 2.1.1-1 に、ロケットの開発から実用機運用までの各段階の流れとその中の「各研究開発項目が対象とする段階」との対応関係を示す。

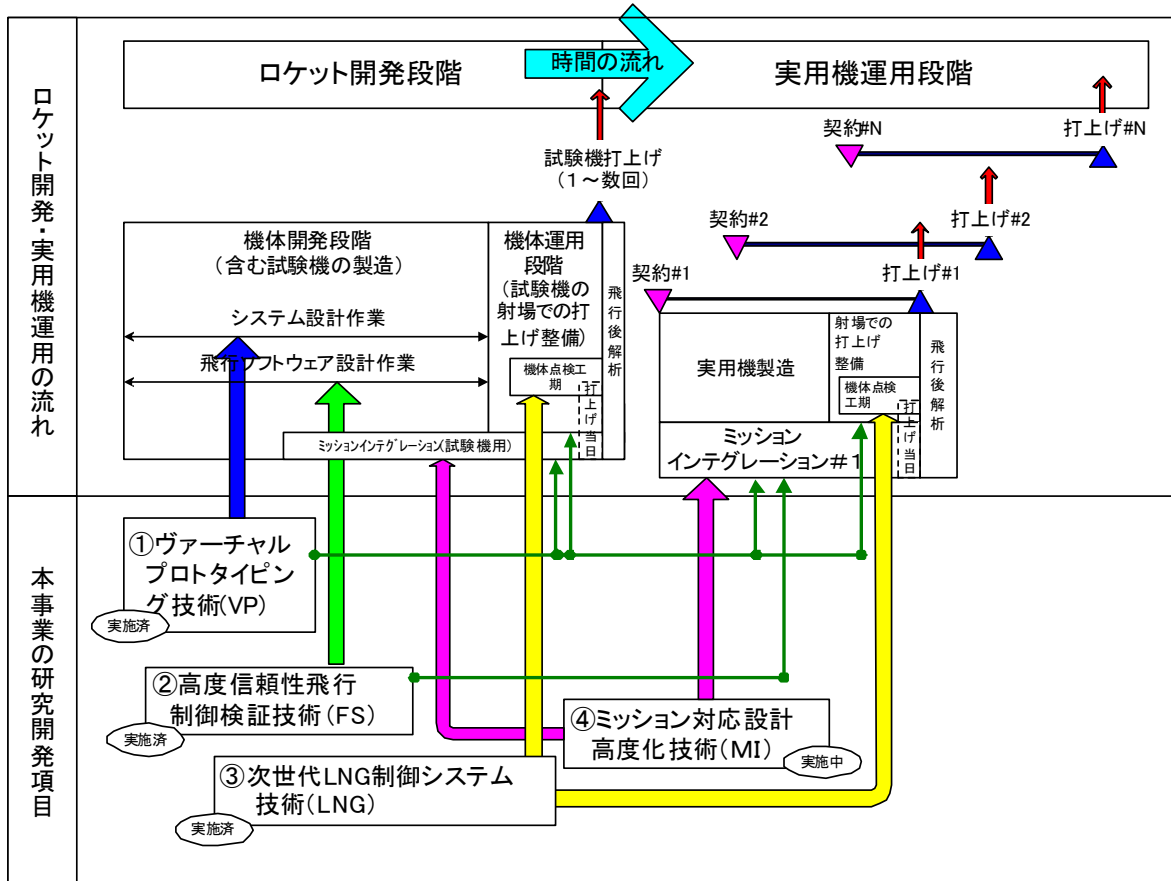


図 2.1.1-1 ロケットの開発から実用機運用までの各段階と研究開発項目との関連

ただし、図中で使用している用語の定義は以下の通りとした。

1) システム設計作業（期間）（後掲の図 2.1.1-2 参照）

機体開発段階で実施するロケットのシステム設計作業の期間を指す。ただし、本研究開発においては、機体を射場に持ち込むまでの期間とし、射場でのGTV（Ground Test Vehicle；地上総合試験）や打上げのための整備作業は除くこととする。一方、システムの製造に至る前の基本設計や詳細設計期間はもちろん、製造（調達・加工）／組立て／試験のフェーズにおける設計（維持設計と呼ぶ）期間も含むこととする。また、不具合が発生した場合の改修作業もこの期間に含む。したがって、実質的にロケットの機体開発段階のほぼ全体にわたる。

2) 飛行ソフトウェア設計作業（期間）（後掲の図 2.1.1-2 参照）

前述の1)と同様に、基本設計、詳細設計、および維持設計（ソフトウェア製作／ソフトウェア単体検証／ハードウェアとの組合せ検証およびその不具合改修作業のフェーズにおける設計）の期間を含むものとする。飛行ソフトウェアの設計も一般にはロケットの機体開発段階の全体にわたる。

3) 機体点検工期（後掲の図 2.1.1-3 参照）

実用機運用段階における機体搬入から打上げまでに要する射場での期間を「打上げ整備作業期間」とし、そのうちの機体点検に直接的に関係する作業の期間を「機体点検工期」とする。機体の射場への搬入作業や搬入直後の移動・結合作業、打上げ前の打上げ運用の期間は含まない（ただし、打上げ運用のうち打上げ当日のターミナルカウントダウンは機体点検に密接に関連するため、機体点検工期に含むこととする）。

4) ミッションインテグレーション（期間）（後掲の図 2.1.1-4 参照）

衛星打上げサービスの受注（契約）から実際の打上げまでの全期間を「ミッションインテグレーション期間」と定義する。このうち、射場での打上げ整備期間を除いたものを「ミッション対応設計期間」と定義する。

ミッション対応設計とは、号機ごとに異なるミッション要求や衛星とのインタフェース仕様に対応してロケット側で行う設計や解析作業のことであるが、設計や解析結果に基づき関連するハードウェアやソフトウェアを製造／組立て／試験する期間（設計としてはいわゆる維持設計の期間）も含んでいる。

5) 飛行後解析作業（ポストフライト解析・評価作業）

各打上げの直後には、飛翔中に取得した機体状態のデータをもとに「飛行後解析作業（ポストフライト解析・評価作業）」を行なう。その結果、要改善事項等が認められた場合には次号機以降のミッションインテグレーションに反映していく。したがって、本作業も打上げ（ミッション）ごとに必要な重要な活動である。

図 2.1.1-1 に示すとおり、表 2.1.1-1 に示した①から④の各研究開発の内容は、ロケット開発から実用機運用に至るまでの各段階に網羅的に関連を持っている。すなわち、本研究開発を実施することにより、開発から実用機運用までの全体を通して相乗的な競争力の向上を図ることができる。すなわち、国際競争力の確保という全体的な目標に対して、漏れのない研究テーマ（要素技術）が設定されている。

各研究開発項目について、その実施により「期待される効果」を整理したものを表 2.1.1-2 に示す。図において、①～④の各々の研究開発の成果が直接的に効果を及ぼす項目を◎で示した。各研究開発項目の目標設定にあたっては、この◎に該当する項目を目標指標として採用しており、目標達成度を測定・判断するうえで適切な指標といえる。本研究開発では、これらの指標に対して定量的な目標値を設定することとした。

表 2.1.1-2 各研究開発項目とその実施により期待される効果との対応

研究開発項目	研究の実施が効果を及ぼす項目			
	1) 機体開発期間	2) 射場での打上げ整備期間	3) 号機ごとに必要な作業期間・作業効率	4) コスト
① ヴァーチャルプロトタイプング技術の研究開発 (VP)	◎ ・ハードウェア設計の信頼性を向上し、「ロケットのシステム設計作業期間」を短縮	○	○	○ ・開発段階および実用機運用段階でのコスト削減
② 高度信頼性飛行制御検証技術の研究開発 (FS)	◎ ・ソフトウェア設計の信頼性を向上し、「飛行ソフトウェアの設計作業期間」を短縮		○	○ ・開発段階および実用機運用段階でのコスト削減
③ 次世代LNG制御システム技術の研究開発 (LNG)		◎ ・機体点検作業の信頼性を向上し、「機体点検工期」を短縮	○	○ ・主に実用機運用段階でのコスト削減
④ ミッション対応設計高度化技術の研究開発 (MI)			◎ ・設計で使用するデータの管理や設定の信頼性を向上し、「ミッションインテグレーション期間」を短縮 ・飛行結果を次号機以降に反映するための「ホストフライト解析・評価作業効率」向上	○ ・実用機運用段階でのコスト削減

◎：研究開発成果が直接寄与するもの（一次的寄与）、

○：研究開発成果が◎の結果を通して二次的に寄与するもの

(3) 目標の設定理由・妥当性

以下に、各々の研究開発項目における目標値の設定理由を記述する。

1) 機体開発期間の短縮

以下の研究開発項目①、②の2テーマについては、「機体開発期間」に関係の深い以下の項目を目標の指標とし、達成目標を以下のように設定した。

① ヴァーチャルプロトタイピング技術：

→ 開発後期で従来発見されていた不具合を、実機ハードウェア製作前に発見し、開発後期での不具合を削減して信頼性を向上させ、システム設計の設計作業期間を30%短縮

② 高度信頼性飛行制御検証技術：

→ 開発後期で従来発見されていた不具合を、ハードウェアとの組み合わせ前に発見し、開発後期での不具合を削減して信頼性を向上させ、飛行ソフトウェアの設計作業期間を20%短縮

上記の目標設定の理由は以下のとおりである。

ロケットの機体開発期間の増加は、開発コストの増加に直結するとともに、衛星の需要動向に対応したタイムリーな市場投入が出来ない、開発コストの回収が長期化する等、市場競争力の著しい低下につながる。したがって、無駄の無い効率的な開発が重要である。しかしながら、一般にロケットのような大規模システムでは、システムの試作が開発の最終段階で初めて実施され設計の妥当性が確認されるため、その時点で不具合が生じると手戻り作業が発生し、開発に対して致命的な影響を与える問題を抱えている。すなわち、開発に対する信頼性向上と効率化のために、ハードウェアやソフトウェアの妥当性を設計段階で事前に検証し得る技術の確立が課題となっている。

本研究開発では、機体開発期間の大部分にわたって作業が続くシステム設計と飛行ソフトウェア設計作業を取り上げることとし、上記技術の活用（事前検証／フィードバックによる不具合の未然防止）により機体開発期間の短縮を目指す。具体的な目標としては、過去の類似開発プログラムにおける不具合発生による開発遅延の経験等を考慮し、システム設計期間の従来比30%の短縮、および飛行ソフトウェア設計期間の従来比20%短縮を掲げることとした。

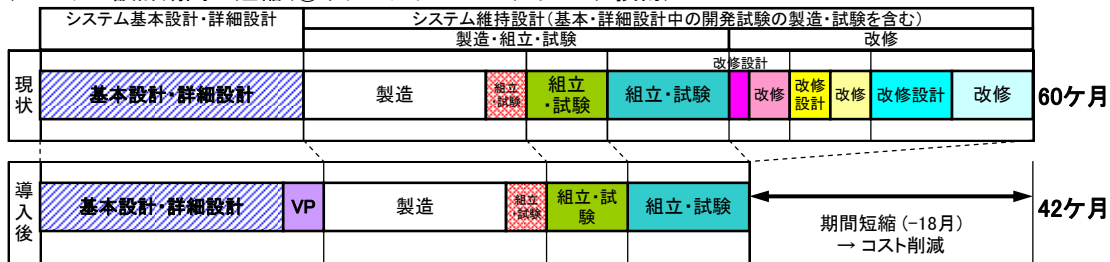
これまでの、ロケットの開発期間（一般的には概念設計後の予備設計開始時点から初号機打上げまでの期間）の実績は、例えば、H-IIで約8年、H-IIAで約6年、M-Vで約7年であった。また、海外では、Arian4で約6年、Arian5で約8年であり、現在開発中のVEGAでは約11年を要する計画となっており、機体開発期間（開発最終段における射場での試験や整備を除く）として少なくとも5年以上を要しているといえる。このような長期間を要している理由としては、各ロケットの開発における予算化の進み具合の影響もあると思われるが、多くは純粋に開発内容の技術的ハードルが高いことに起因する不具合が発生することや、設計段階の不具合要因の排除が十分でなく後段で不具合等が発生することによる後戻りが発生するためと考えられる。

一方、不具合等のない順調な開発が行われる場合を想定した場合でも、基本・詳細設計、あるいは要素試作、開発試験等を経て、実機の製造（調達、組立て、試験）の完了までの一連の作業のために最低限必要な期間が存在し、機体開発期間として4年程度は目安として必要である。

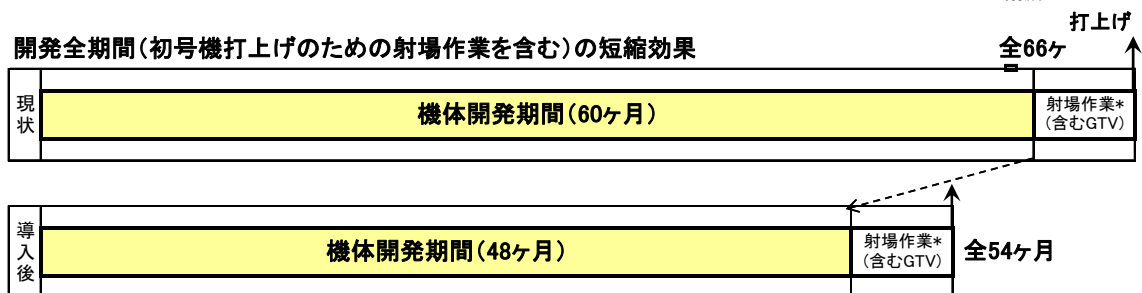
以上のことから、従来で5年程度（60ヶ月）を要するような開発規模のケース（もともと技術的なハードルが比較的少ないケース）をモデルとして想定した場合、設計上の不具合による後戻り作業の無い順調な開発ができれば、約4年間（48ヶ月）での機体開発を見通すことができ、国際的なレベルに到達したと考えられる。この場合、短縮率は20%になる。本研究開発では、この短縮率20%を念頭に置き、実現性も考慮して、上述の目標値30%（①）、20%（②）を各研究開発項目ごとの目標値として設定した（図2.1.1-2参照）。

本目標値は、当該技術開発により実際に期待できる期間短縮率の観点、また期間短縮がもたらす国際競争力確保に向けた効果の観点からみて、目標として妥当な設定といえる

(1)システム設計期間の短縮(①ヴァーチャルプロトタイプ技術)



(2)飛行ソフトウェアの設計・改修期間の短縮(②高度信頼性飛行制御検証技術)



*: 射場作業(GTV含む)において従来発生した不具合に対する改修作業は、維持設計の期間に含めている。GTVは、地上総合試験の意味。GTVは、地上総合試験の意味。

図 2.1.1-2 ロケット機体開発期間の短縮概念

2) 機体点検工期の短縮

研究開発項目③は、「機体点検工期の短縮」を目標の指標とし、達成目標を以下のように設定した。

③ 次世代LNG制御システム技術： 機体点検工期の30%削減

- 小型LNG気化設備の制御系設備に対応可能な、自己診断・自律対応が可能なロケット用制御システムを開発し、機体点検作業での人的ミスによる不具合を削減し、信頼性を向上させ、機体点検工期を30%削減する。

上記の目標設定の理由は以下のとおりである。

本研究開発では、これまで主として人手に頼ってきた機体の点検作業を最大限自動化し、人的ミスによる不具合を削減するための「自己診断・自律対応型機体点検自動化システム」とそれを可能とする「制御系機器（制御機器を含むアビオニクス機器）」を開発する。

実用機運用段階における機体搬入から打上げまでの射場での打上げ整備作業は、我が国の場合通常40日以上を要している⁴。このうち、機体の搬入や移動・結合、審査会などの日数を除いた、いわゆる機体点検に強く関連する作業の日数(機体点検工期)は、従来の場合(人手主体の点検作業の場合)30日程度を要している⁵。他国のロケット打上げの場合、打上げ整備作業期間は、例えばDneprでは29日間⁶、Rockotの場合26-28日間⁷とされている。これらの期間には、上述と同様に機体搬入・移動などの作業が含まれており、機体点検としての実質所要日数は、20日間強と推定される。

図2.1.1-3に、本研究開発による機体点検工期の短縮概念を示す。この機体点検作業に対し、次世代LNG制御システム技術の研究開発成果を適用することにより、約9日程度の工期の短縮(短縮率として約30%)が達成できれば、機体点検工期は21日程度となり(射場作業全体で約30日もしくはそれ以下)、経験豊富な諸外国と同等またはそれ以上のレベルを実現できると期待される。

一方、機体点検工期の短縮は、射場における作業工数の削減によるコスト削減効果の他に、以下の点で非常に大きな効果がある。

- 射場の工期短縮は、打上げ1回当たりの射場での打上げ整備作業期間の削減を意味する。これはある一定の打上げ可能期間内での打上げ可能回数の増加につながる。打上げ事業会社にとっては、打上げ回数の確保が事業の最優先課題であり、特に種子島射場のように利用期間に制約のある我が国においては、一定期間内での打上げ可能回数が増加することの経済的効果は非常に大きい。
- 射場での打上げ整備作業には、衛星のロケットへのインテグレーション作業が

⁴ 例えば、H-IIA試験機1号機での整備作業日数は43日間(H-IIAロケット標準型試験機プロジェクトの評価報告書、宇宙開発委員会、平成14年5月13日)。

⁵ 公開されている整備スケジュールからGALEXが推定。

⁶ Dnepr SLS User's Guide(ISSUE 2, Nov. 2002)による。Preparation for LVから起算した最短ケース。

⁷ Rockot User's Guide(Apr, 2001)による。ただし、"Launch vehicle operations in MIK"と"Joint operations"の各期間からGALEXが算出。

工程として含まれており、衛星側（ロケットユーザ）との連携作業が必要である。したがって、射場での作業期間が長いことは、衛星側の拘束日数等の増大につながり、衛星側にとって日程管理上の不利益を生じる。したがって機体点検工期の短縮は、顧客満足度向上に直結し、当該ロケットの優位性を高める。

以上、本2) 項で設定した目標の戦略性、指標の適切性については以下のようにまとめられる。

a. 技術動向・市場動向を踏まえた戦略性

顧客の要求する打上げ時期に対応力があり、かつ予定通りに信頼性を持って打ち上げることが、打上げサービス事業として認知される上で重要。自動化により不具合要因を排除し”点検工期の削減”を進めることは、打上げ可能回数の増加や期日通りの打上げに直接寄与するものであり、国際競争力の向上につながる戦略的な目標である。

b. 目標の定量性

”点検工期の30%削減”という明確かつ定量的な目標を設定しており、かつ、国際水準に照らして我が国が当面の目標とすべき妥当なレベルである。

c. 指標の適切性

射場での機体点検の自動化を掲げた場合、効果は”①点検工期の削減”や”②点検要員の削減（コスト削減）”他にあらわれるが、打上げ要求への対応力に寄与する②が顧客満足上重要と考えられるため、指標として最も適切である。本研究の範囲内で点検作業全体の測定は規模的に困難であるが、代表的な作業の測定を実証することで、十分に全体評価が可能である。

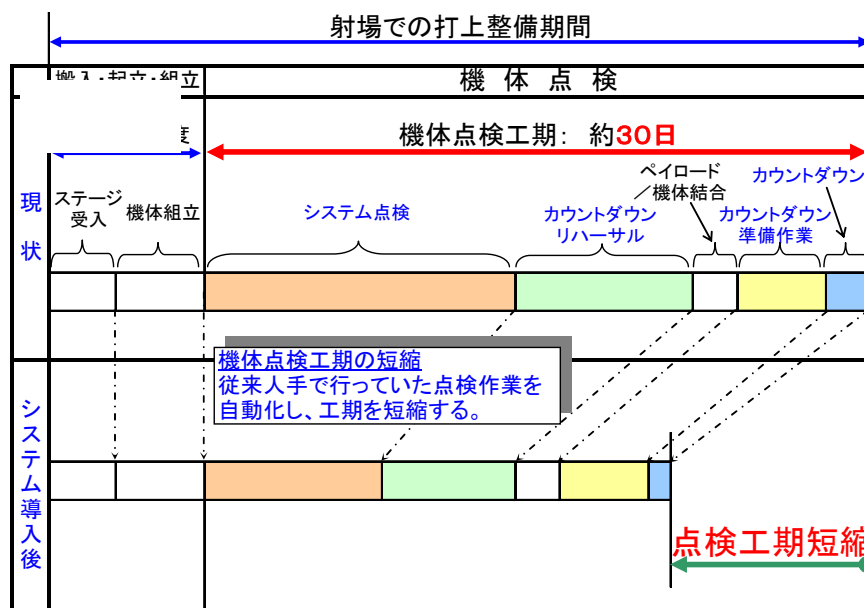


図 2.1.1-3 射場における機体点検工期の短縮概念

3) 受注から打上げまでの期間の短縮、飛行後の解析作業量の削減

研究開発項目④は、「受注から打上げまでの期間の短縮」および「飛行後の解析作業量の削減」を目標の指標とし、達成目標を以下のように設定した。

④ミッション対応設計高度化技術：

→ ミッションインテグレーション関連情報を一元管理し、インタフェース仕様が不足し効率良い設計解析ができなかった設計初期から、インタフェース仕様を設定することにより、前倒しに作業を進め、効率的な設計作業を可能とするとともに、打上当日風によるロケット機体への影響の詳細解析を効率的に実施し、新規開発ロケットの打上げに対する確実性を確保しつつ、個別衛星に対するミッションインテグレーション作業期間を40%削減する。また、飛行後解析においては、飛行結果を次号機以降に反映するためのポストフライト解析・評価作業を高度化・省力化し作業量の20%削減を実現する。

なお、研究開発項目①～③による作業期間短縮効果を含める。

上記の目標設定の理由は以下のとおりである。

ロケット打上げ事業者にとって、顧客である衛星（ロケットユーザ）から見て利便性に優れた環境を提供していくことが、国際競争力を確保する上で最も重要である。特に受注から打上げ実施までに要する期間の長短はユーザにとって重要な評価要素になる。この受注から打上げまでの期間を支配するのが、ミッションインテグレーション作業である。

衛星打上げのためには、打上げ号機ごとに異なるミッション要求や衛星とのインタフェース仕様に対応したロケット側の設計・解析（ミッション対応設計）を実施し、その結果を反映した機体製造を行う必要がある。しかし、この作業は元来ロケット側のみで完結できる作業ではなく、必要なインタフェース仕様が提示される時期が衛星の開発進捗によって制約されることや、仕様自体が途中で変更されることが起こり、インタフェース仕様の過誤による信頼性低下や、期間短縮の妨げになっている。特に豊富な打上げ経験に基づくインテグレーションが可能な米国や欧州に比較して我が国は不利な状況にあり、積極的に技術開発を進める必要がある。

一般に、ロケット打上げ事業を行なう各社が発行するユーザーズ・マニュアル等によると、衛星側（ロケットユーザ）と打上げサービス契約を受注してから打上げまでに要する期間は、商業打上げサービスで先行する米国や欧州の場合では、表2.1.1-3に示すとおり新規衛星の場合で18～24ヶ月程度が標準的である。これに対し、我が国の場合は、商業打上げ実績がまだ無いため単純な比較はできないが、新たに開発する政府系衛星を打上げる場合で、基本設計着手以降打上げ実施までに30～36ヶ月を要しているのが現状である。この値は衛星側の開発期間にも左右されるため、一概にロケット側だけの事情によると言えるものではないが、いずれにせよ欧米並みまたはそれ以上の競争力を得るためには、我が国においても受注から打上げまでの期間を約**40%**短縮(18～22ヶ月へ短縮)を早期に可能にする必要性がある。

表 2.1.1-3 世界のロケットの契約から打上げまでの標準的期間

項目	ロケット	Ariane 5	Atlas V	Delta II/IV	Proton	Sea Launch	Soyuz	Rocket	Pegasus
	1. 打上げ事業者		Arianespace	ULA/CLS	ULA/BLS	ILS	Sea Launch	STARSEM	EUROCKOT
2. 契約～打上げ期間 (標準)(*1)	実績衛星 (量産機等)	—	(12ヶ月)	—	12ヶ月	—	—	—	—
	新規衛星	(24か月)	—	(24ヶ月)	24ヶ月	(18ヶ月)	24ヶ月	(18ヶ月)	(24ヶ月)

(略号)・ULA: United Launch Alliance社、・CLS: Commercial Launch Service社、・BLS: Boeing Launch Service社、
 ・ILS: International Launch Service社、・OSC: Orbital Sciences Corporation社

(注) (*1): 表中の期間数値は、各社発行の”User’s Manual”等のユーザ向けガイド文書による。ただし、実績衛星と新規衛星のどちらの期間が明記されていないケースについては、推定により振り分けることとし、表中でカッコ付きで記載した。

図 2.1.1-4 にミッションインテグレーション期間の短縮概念を示す。「ミッション対応設計高度化技術」を開発することにより、ロケット／衛星間のインタフェース情報を共有化しインタフェース調整作業を効率化するとともに、衛星側の要求に対応してロケット側が行なう設計・解析作業を前倒しし、打上げまでの期間の大幅な短縮を図るものである。

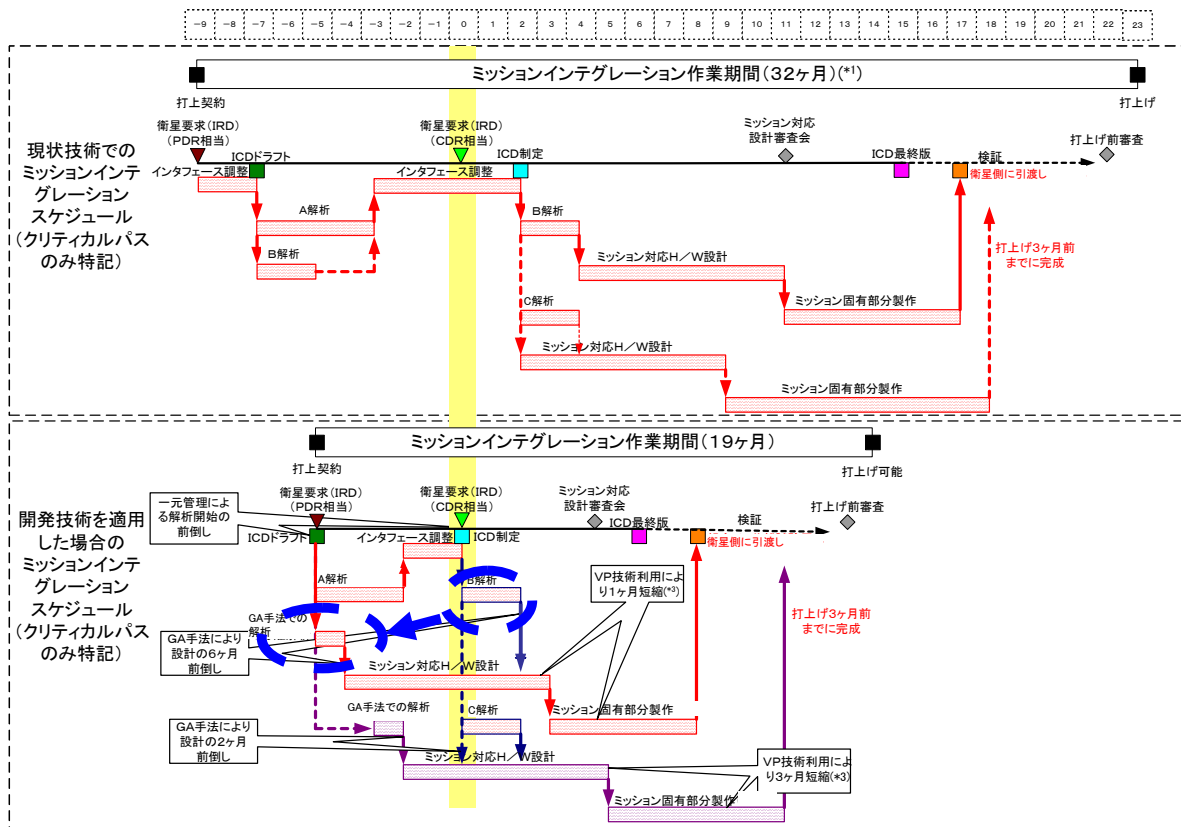


図 2.1.1-4 ミッションインテグレーション期間の短縮目標
(中小型ロケットを想定した期間)

衛星打上げ受注から打上げまでの一連の作業には、設計・解析作業の他に、物理的なミッションインテグレーション作業（衛星との結合部、衛星フェアリング等との機械的インタフェースの決定、及びロケット／衛星製作段階でのフィットチェック、射場における組付け確認）がある。図 2.1.1-4 に示した通り、本研究開発では、

これら物理的な作業も含めて、受注から打上げまでの全期間をミッション対応設計期間と定義し、この期間の40%短縮を目指す(32ヶ月→19ヶ月)。このとき、研究開発項目①の「ヴァーチャルプロトタイプング技術」により、製作段階でのフィットチェック作業を不要とし、また、射場での組付けにおいて初めて発見される不具合による手戻りを防止することにより、打上げまでの期間が短縮される。同様に、研究開発項目②の「高度信頼性飛行制御技術」の活用により、飛行ソフトウェアのうち個別衛星毎に設計対応が必要となる部分に対する設計作業期間の短縮が図れるため、同技術も打上げまでの期間が短縮される。さらに、研究開発項目③の「次世代LNG制御システム技術」の活用により、射場での機体点検期間や工場内試験での同様の点検作業の期間短縮が望める。

以上、研究開発項目④に①～③の効果を相乗させることにより、「個別衛星に対するミッション対応設計期間の40%の短縮」が可能と算定され、受注から打上げまでの期間がほぼ先進国と同等またはそれ以上のレベルとなり、目標として妥当であると判断できる。

なお、目標の達成のためには、作業の効率化およびミッション対応設計作業の前倒しを実現する必要がある。したがって、目標の達成度を測定・判断するため、効率度合い、および前倒しの可否を指標とし、実証試験にて実現性を確認する。

一方、ロケットの打上げ後に行う飛行後解析は、ロケット機体の正常性および衛星環境を確認し、ミッションの正常達成を衛星側に提示するとともに、運用結果を設計にフィードバックし、信頼性、衛星環境を改善・向上することが、継続的な打上げ運用事業に不可欠である。

ただし、ロケットは自動車のように大量に生産・使用(運用)されるものではないため、設計にフィードバックするための飛行データが少なく、その貴重なデータを有効に活用することが求められている。その上、我が国から打上げる場合、基本的には打上げ可能期間が夏期、冬期それぞれ約2ヶ月と限定⁸されており、時として非常に短い間隔で打上げを行わなければならない場面も考えられる。

一般に飛行後解析は、ロケットごとに内容、期間に多少の違いがあるが、速報と詳細解析の2段階で実施している。

速報は、打上げ後1～2週間程度内に、飛行シーケンス、イベント、数値(閾値との比較)等に関し大きな異常がなかったかどうかを確認し、詳細解析では、機体状態、衛星環境の詳細分析・評価を行うとともにロケット性能計算等を、30～40日程度費やして実施している。

これまでの飛行後解析は、通常、国内外のロケットを問わず速報、詳細解析のすべてを終了し、機体の正常性を確認した後に次号機を打上げているが、打上げ間隔が非常に短い場合は、例外的に速報レベルの解析のみにて機体の正常性を判断し、打上げに臨んでいる。

したがって、飛行後解析・評価作業の高度化、効率化を実現し、従来、短い打上げの場合、速報レベルで済ませていた解析を、詳細解析レベルの実施を目指し、作業量の20%削減(約18日)を目標とする。

⁸平成23年4月より通常の打上げを行うことができる期間(通常期)、および特別な事情により打上げを行うことができる期間(特別期)は廃止し、打上げ対象期間を190日間から通年とすることで種子島周辺漁業対策協議会および宇宙航空研究開発機構が合意。

これにより、従来の最短打上げの場合においても、詳細レベルの飛行後解析後に次号機を打上げることが可能となり、目標として妥当であると考えます。

なお、目標の達成度は、詳細解析の代表的な作業に対し、実測にて作業量の削減度合いを確認する。

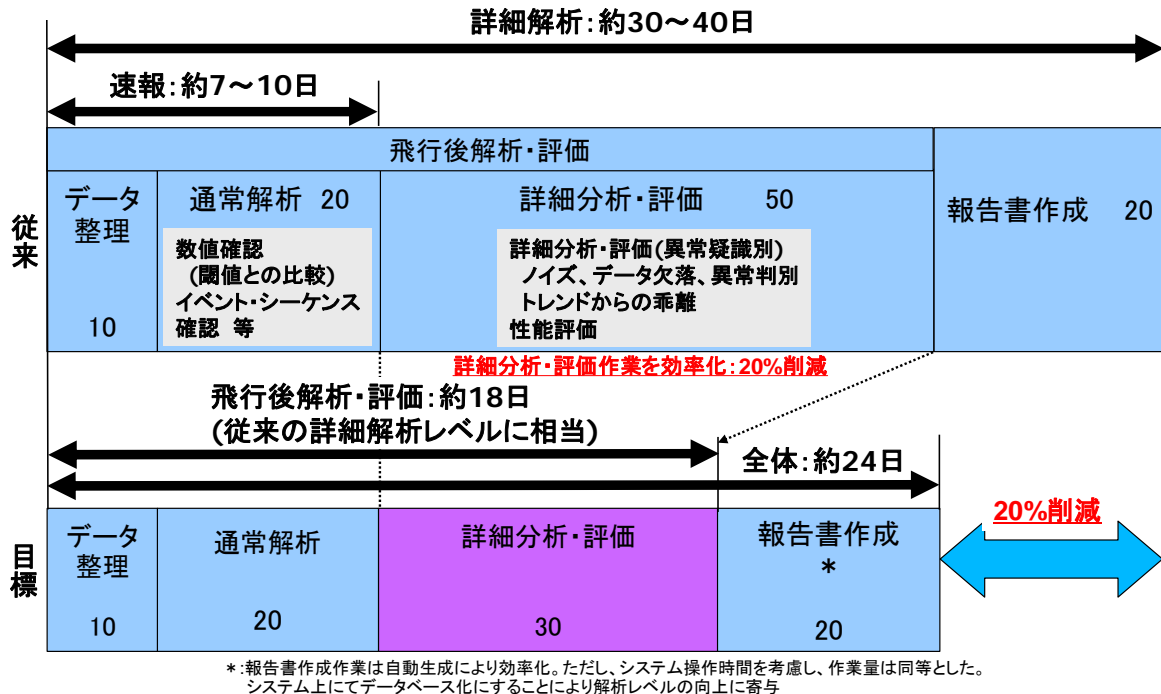


図 2. 1. 1-5 飛行後解析作業削減概念

以上、本3) 項で設定した目標の戦略性、指標の適切性については以下のようにまとめられる。

- a. 技術動向・市場動向を踏まえた戦略性、定量性、
顧客（衛星）が打上げロケットを選定する際の優先基準は、一般に、①信頼性、②スケジュール、③コストの順であるといわれている（市場動向）。したがって、「信頼性を確保しつつ期間を短縮する」という点にポイントを置き、市場競争において一歩先を進む「欧米並またはそれ以上」に目標を設定して、日本に優位性があるIT/AI技術等を活用して達成を目指すことは、戦略的に意義深い。
- b. 目標の定量性
上述したとおり、目標は具体的かつ定量的なものとなっている。
- c. 指標の適切性
「期間」、「作業量」は、本研究開発において最も直接的な効果をあらわす指標であり、目標指標として適切である。また、目標数値を定量化（40%削減、20%削減）しており、達成度が測定可能になっている。

2.1.2 中間目標

本事業は、平成 14 年度に以下の 3 テーマが開始された。開始当初は全体の事業期間を 17 年度までの 4 年間とする計画であった。各研究開発項目の実施期間は、それぞれの特徴と作業規模とを考慮し、以下のように設定した。

- ①「ヴァーチャルプロトタイプング技術の研究開発（V P）」：平成 14～15 年度
- ②「高度信頼性飛行制御検証技術の研究開発（F S）」：平成 14～15 年度
- ③「次世代 L N G 制御システム技術の研究開発（L N G）」：平成 14～17 年度【当初計画】

このうち、研究開発項目①、②については、研究期間が前半 2 年間の短期間で終了するため、個別の中間目標を設定しないこととした。一方、③の L N G については、全期間にまたがる 4 年間（当初）の研究であることから、平成 16 年度に事業全体としての第 1 回目の中間評価を実施することを前提に平成 15 年度末時点での中間目標を設定した。

また、平成 16 年度から、新たなテーマとして以下のテーマが追加され、当初は研究期間を 2 年間とする計画で開始された。

- ④「ミッション対応設計高度化技術の開発（M I）」：平成 16～17 年度【当初計画】

この④（M I）については、上述の①、②と同様に 2 年間の研究であることから、開始当初においては、中間目標の設定は必要ないものとして開始された。しかしその後、上述の③と④について研究テーマの追加や研究期間の延長が実施されることとなり、各々の研究期間は最終的に以下の通りとなった（情勢変化への対応については、2.3.1 項参照）。

- ③「次世代 L N G 制御システム技術の開発（L N G）」：平成 14～19 年度【変更後】
- ④「ミッション対応設計高度化技術の開発（M I）」：平成 16～22 年度【変更後】

この結果、特に④（M I）については、開発期間が 7 年にわたること、及び M I の下で研究開発されるテーマそのものが途中から追加されたことを踏まえ、平成 20 年度に第 2 回目の中間評価を受けることを前提に、平成 19 年度開始時に、平成 19 年度末をターゲットとした中間目標を新たに設定した。

以下、2.1.2.1 項（L N G）及び 2.1.2.2 項（M I）に各々の中間目標の具体的な内容及びその設定理由・妥当性について記述する。

2.1.2.1 次世代 L N G 制御システム技術（L N G）の中間目標

【本項は、平成 16 年度実施の第 1 回中間評価の評価対象範囲】

（1）中間目標の内容

「次世代 L N G 制御システム技術」の平成 15 年度末時点での中間目標を、以下の通り設定した。

- 1) 自己診断・自律対応システム（自己診断・自律対応型機体点検自動化システム技術）
 - ・自己診断・自律対応システムのアルゴリズムの選定及び設計の完了

2) 制御系機器の開発

- ・ ロケット機体点検を自動的に実施できる制御機器等を含むアビオニクス機器に要求される機能性能要求の実現性を確認するための機能試験の完了

(2) 中間目標の設定理由・妥当性

4カ年にわたる③「次世代LNG制御システム技術の研究」の年度ごとの計画は、大まかに以下の通りであった(図2.1.2-5参照)【当初計画】。

- 1) 平成14年度 : 仕様の検討
- 2) 平成15年度 : 詳細設計
- 3) 平成16年度 : 実証用モデルの製作
- 4) 平成17年度 : 実証試験

最終年度に機体点検自動化システム技術に係わる実証試験を実施することとし、そのために平成16年度には制御系機器(実証用モデル)の製作を行う(ソフトウェアの製作を含む)。したがって、2年が経過した中間時点(平成15年度までが終了した時点)では、点検自動化の中心をなす機器(誘導制御計算機;3.2.3項参照)の機能性能要求の実現性を確認し、詳細設計までが終了している必要がある。すなわち、平成15年度が終了する本研究開発の中間時点までに、「点検自動化に係わる制御のためのアルゴリズムの設定」と「誘導制御計算機の機能確認モデルを用いた機能性能要求の実現性の確認」を完了しておく必要がある。以上から、(1)に記述した中間目標は、全体計画の内容から見て妥当と判断した。

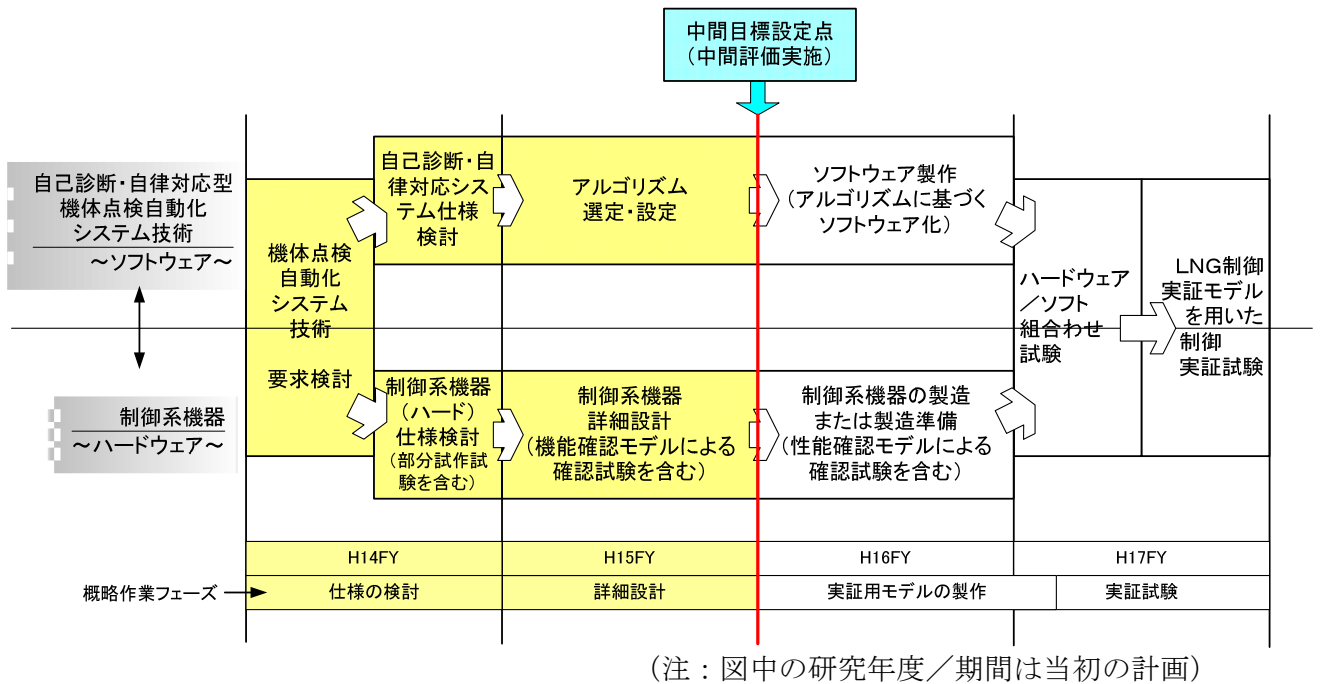


図2.1.2.1-1 次世代LNG制御システム技術研究開発の実施フロー

2.1.2.2 ミッション対応設計高度化技術の中間目標

(1) 中間目標の内容

「ミッション対応設計高度化技術」の平成 19 年度末時点での中間目標を、以下の通り設定した。

- 1) 一元管理技術とミッション解析情報設定技術については、技術としての開発を完了していること。
- 2) 打上げ当日ミッション解析・評価技術とデータ取得・機体評価技術については、目標達成のために適切な開発仕様が設定されていること。

(2) 中間目標の設定理由・妥当性

ミッション対応設計高度化技術の年度ごとの計画概要を表 2.1.2.2-1 に示す。

当初、本技術開発は、開発最終年度を平成 19 年度としていたため、「ミッション対応設計情報一元管理技術」および「ミッション解析情報設定技術」については、平成 18 年度までに、開発仕様設定、基本・詳細設計およびシステム製作(付随するソフトウェア製作)までの技術開発を終了している(平成 19 年度は実証試験としていた)。

一方、「打上げ当日ミッション解析・評価技術」および「飛翔中データ取得・機体評価技術」に関しては、追加開発として平成 18 年度より実施し、技術開発については平成 21 年度までの 4 年間で実施する予定である。

開発の中間地点である平成 19 年度末までには、技術課題の識別、実現性を評価し、全体構想、開発仕様を設定する。

平成 20 年度以降は、設定した開発仕様に基づき、具体的なシステム設計、製作作業を実施することで、開発を完遂できる見込みである。

中間評価では、今後の開発に大きな問題がないか確認し、指摘、評価いただいた内容は、必要に応じて 20 年度以降の設計・製作に反映することで、開発内容の一層の向上を図ることができる。

実証試験については、全体技術を連動させ、技術目標を達成することを確認するため、すべての開発作業が終了している最終年度に実施する。これにより試験セットアップのオーバーヘッドを削減し、作業の効率化、コストダウンが期待できる。

以上で示した、開発計画、開発内容の確認・反映、コストの面から、中間目標は妥当であると判断する。

表 2.1.2.2-1 ミッション対応設計高度化技術スケジュール概要

	H16FY	H17FY	H18FY	H19FY	H20FY	H21FY	H22FY
ミッション対応設計情報一元管理技術	開発仕様設定	基本詳細設計	製作				
ミッション解析情報設定技術							
打上げ当日ミッション解析・評価技術			開発仕様設定	基本・詳細設計	製作		
飛翔中データ取得・機体評価技術				開発仕様設定	基本・詳細設計	製作	
実証試験				計画/準備			実証試験

中間評価

2.2. 事業計画内容

2.2.1. 研究開発の内容

2.2.1.1. 事業全体計画内容

(1) 事業の年次計画

「次世代輸送系システム設計基盤技術」研究開発事業は、ロケット開発の更なる信頼性の向上、並びに開発期間や受注から打上げまでの期間を大幅に短縮することを目的として、平成 14 年度から平成 17 年度の 4 年間にわたって実施する計画で開始された。その後、研究開発周辺の情勢変化やそれに関連した研究開発内容の見直し（追加）を複数回行ない、事業全体の研究開発期間は平成 22 年度までの 9 年間に延長されることとなった。

本研究開発事業の中で実施する研究開発項目は以下の通りである。

- ① ヴァーチャルプロトタイプング技術の研究開発
- ② 高度信頼性飛行制御検証技術の研究開発
- ③ 次世代 LNG 制御システム技術の研究開発
- ④ ミッション対応設計高度化技術の研究開発

表 2.2.1.1-1 に、次世代輸送系システム設計基盤技術開発の年次スケジュールを示す。

表 2.2.1.1-1 次世代輸送系システム設計基盤技術開発の年次スケジュール

開発分野	研究開発テーマ	ロケット開発／実用機運用の中での適用時期	研究開発期間 (FY H)																	
			14	15	16	17	18	19	20	21	22	23								
ロケット開発に係る 基盤技術開発	①ヴァーチャルプロトタイプング技術 1)3D-CADへの自動フィードバック技術 2)人的要素を含む仮想空間でのシミュレーション技術	ロケット開発における、システムの設計段階（ハードウェア製作、試験前の事前検証段階）																		
	②高度信頼性飛行制御検証技術 1)ロケットの飛行制御事前検証技術 2)検証試験用シミュレーション装置の開発	ロケット開発における、飛行ソフトウェアの製作・検証・試験の段階																		
	③次世代LNG制御システム技術 1)自己診断・自律対応型機体点検自動化システム技術 2)制御系機器の開発	ロケット開発のための試験機、あるいは開発後の実用機に対する射場での機体の打上げ整備作業の段階																		
係る基盤技術開発	④ミッション対応設計高度化技術 1)ミッション対応設計情報一元管理技術 2)ミッション解析情報設定技術 3)打上げ当日ミッション解析・評価技術 4)飛翔中データ取得・機体評価技術	実用機運用の段階																		

(2) 研究開発フローについて

表 2.2.1.1-1 では、各研究開発テーマ (①～④) の成果が、一般的なロケットの開発段階から開発後の実用機運用段階に至る中で、各々の段階に適用されるかを併せて記載しているが、この関係をより具体的に表したものを図 2.2.1.1-1 に示す。

本事業では、各研究開発テーマの成果が、年次的に“①および②”→③→④の順で得られる計画となっているが、これは、図 2.2.1.1-1 に見られるようにロケットの開発段階から開発後の実用機運用段階に至る時間的流れと合致しており、時間軸において整合している。

また、技術的観点から見た場合も、① (VP)、② (FS) の技術は、④ (MI) が対象としているミッション対応設計作業の中でも生かされる技術となっている。同じく、②で得られるソフトウェアの検証技術は、③ (LNG) のソフトウェア開発に生かすことができる。したがって、上述したような研究開発の順序 (“①および②”→③→④の順) は、技術成果の反映フローの観点からも合理的なものである。

以上のとおり、研究開発フローにおける要素技術間の関係、順序について適切な配慮を施した事業計画となっている。

なお、平成 19 年度末時点で、① (VP)、② (FS)、③ (LNG) の 3 テーマについて、所期の目標を達成して全体計画に支障をきたすことなく研究開発を完了しており、これらに関して研究開発スケジュール (期間) は妥当なものであったと判断する。

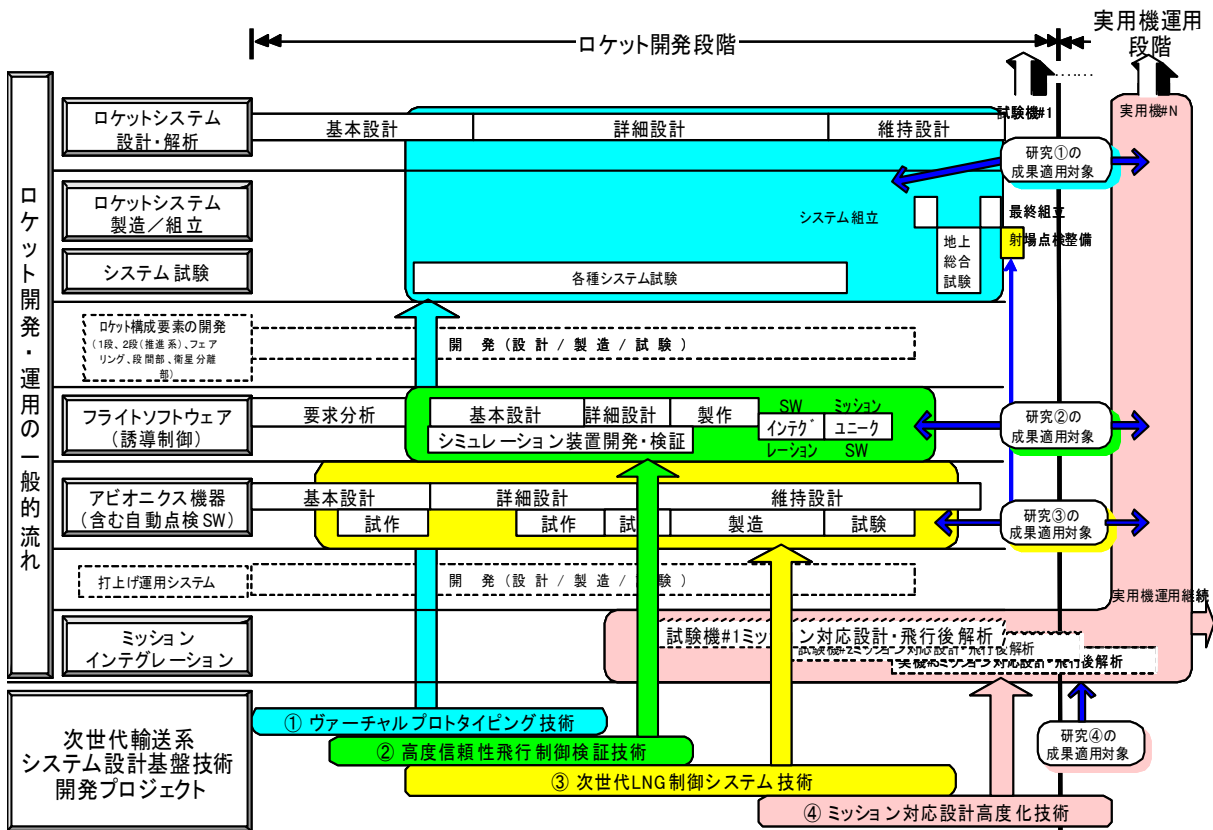


図 2.2.1.1-1 ロケットの開発・運用の一般的な流れとそれに対する本研究開発の対応関係

2.2.1.2. 個別研究開発項目の概要

以下に、各々の研究開発項目別に研究計画の概要を示す。

(1) 研究開発項目：①ヴァーチャルプロトタイプ技術の研究開発

従来実機ハードウェア製作・組立て後に発生していた不具合を設計初期段階で発見可能とし、これによる設計の手戻り作業を削減するために、仮想空間でのシミュレーション結果に基づく設計改善対策をシミュレーションモデルのもととなる3D-CADの図形データへ自動的に反映し、不具合を未然に排除する技術、および人的要素に関わる設計上の不確定要素を未然に排除する技術の研究開発を行う。

本研究開発においては、以下の1)、2)の要素技術の開発を中心に、以下の項目を実施する。

1) 3D-CADデータへの自動フィードバック技術の開発 (図 2.2.1.2-1 参照)

設計者が仮想空間で実施したシミュレーションの結果明確になった干渉等の不具合に基づきシミュレーションモデルを変更・修正した内容を、3D-CADの設計図形データに自動的に反映する技術を開発し、付随するソフトウェアツール/シミュレーションシステムを構築する。

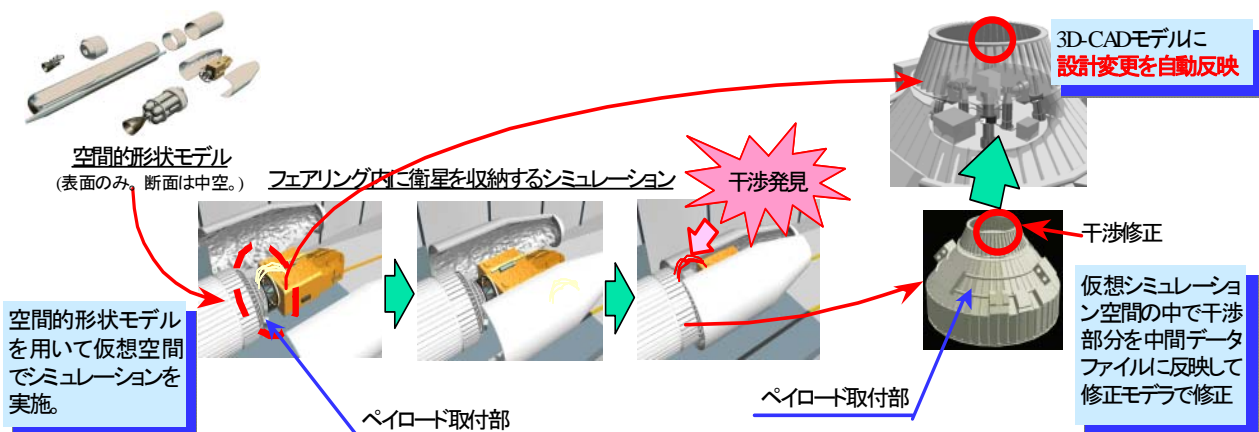


図 2.2.1.2-1 3D-CADへの自動フィードバックシステム概念

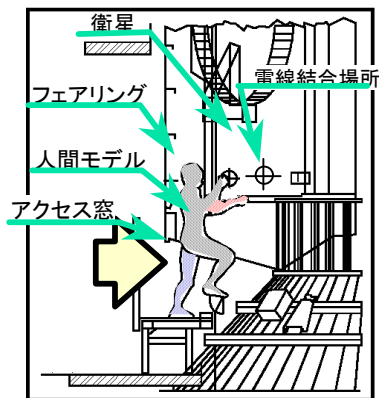
2) 人的要素評価を含む仮想空間でのシミュレーション技術の開発 (図 2.2.1.2-2 参照)

モデル化に不確定さが残る操作性やアクセス性、負荷などの現状では把握およびモデル化が困難な人的要素（組立て手順、作業性、操作性、作業負荷、干渉等）の検討を可能とし、かつ機体の製造組立ての作業時間推算、視野確認、操作性/姿勢確認、動的/静的干渉確認を可能とする仮想空間での製造・組立て・運用シミュレーション技術を開発し、付随するソフトウェアツール/シミュレーションシステムを構築する。

3) ヴァーチャルプロトタイプシステムの構築

上述の1)、2)をシステム化するためのソフトウェアツールを製作し、ロケットの実機製作の前に設計の妥当性を検証可能とするヴァーチャルプロトタイプシステムを構築する。

衛星収納後の電線結合作業



- ① 各モデルを配置
- ② 人間モデルをフェアリング内に移動。
- ③ 電線結合場所へ人間モデルの手を伸ばす。
- ④ 電線結合場所に手が届かず作業できないことをシミュレーションで検知。

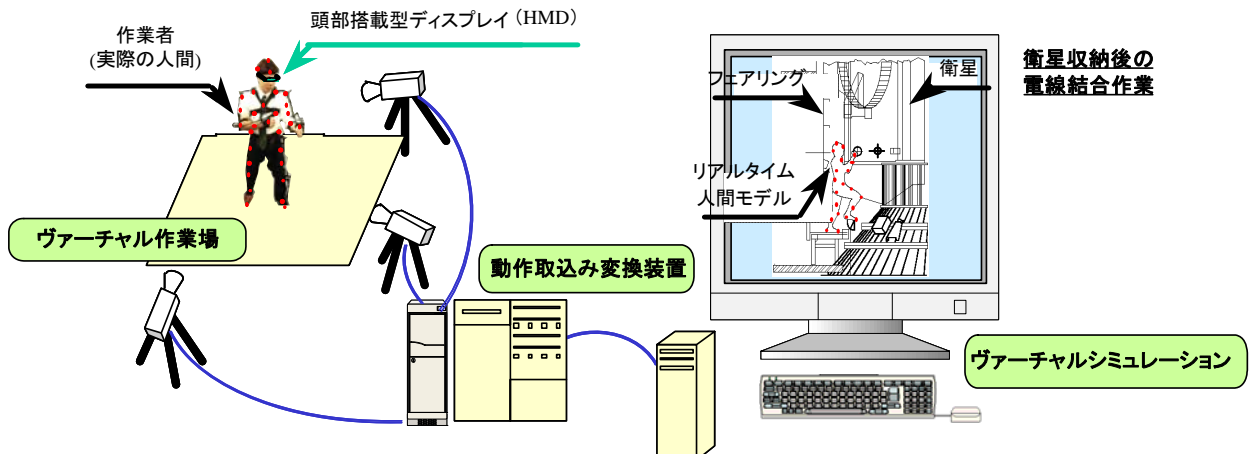
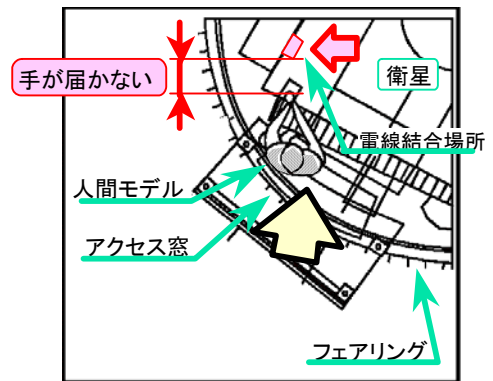


図 2.2.1.2-2 人的要素を含む仮想空間でのシミュレーションの概念

4) 実証試験の実施

また、上述の1)、2)で開発した各々の技術に関しその有効性を評価するため、中小型ロケットのシステム設計を題材として実証試験を行う。実証試験は、以下の区分にて行う。

a) 人的要素評価に関する実証試験

仮想空間でのシミュレーションを用いた実験結果と実物を用いた実験結果を比較することにより、人的要素（組立て手順、作業性、操作性、作業負荷、干渉等）に関わる設計上の不確定さを排除するシミュレーション技術の有効性を確認する。

b) 試験供試体の治工具組付け作業に関する実証試験

仮想空間でのシミュレーション結果に基づき実施した設計変更が3D-CAD図面に自動的にフィードバックされることを、実際のハードウェア製作を通じて確認する。また、ロケットの開発試験を例題として、試験供試体の治工具組付け作業に関する実証試験を実施し、仮想プロトタイプ技術（システム）の有効性を確認する。

5) 他の大規模システム等への適用可能性の検討

国内他産業における大規模システムへの適用可能性を評価する。また、実際にロケット類似システムで仮想プロトタイプシステムを用いた評価試験を実施し、適用範囲や留意点等を明確にする。

(2) 研究開発項目：②高度信頼性飛行制御検証技術の研究開発

ロケットの打上げにおいて極めて重要な役割を担う飛行制御に関し、従来は開発最終段階における実機ハードウェアとの組合せ試験で発生していた不具合を設計段階で発見可能とし、これによる設計の手戻り作業を削減するために、飛行ソフトウェアの開発において、実機製作前にあらゆる飛行状態を想定したソフトウェアの妥当性検証を行い、ソフトウェアの不具合を排除する技術を研究開発する。

図 2. 2. 1. 2-3 に高度信頼性飛行制御検証技術の全体概念を示す。

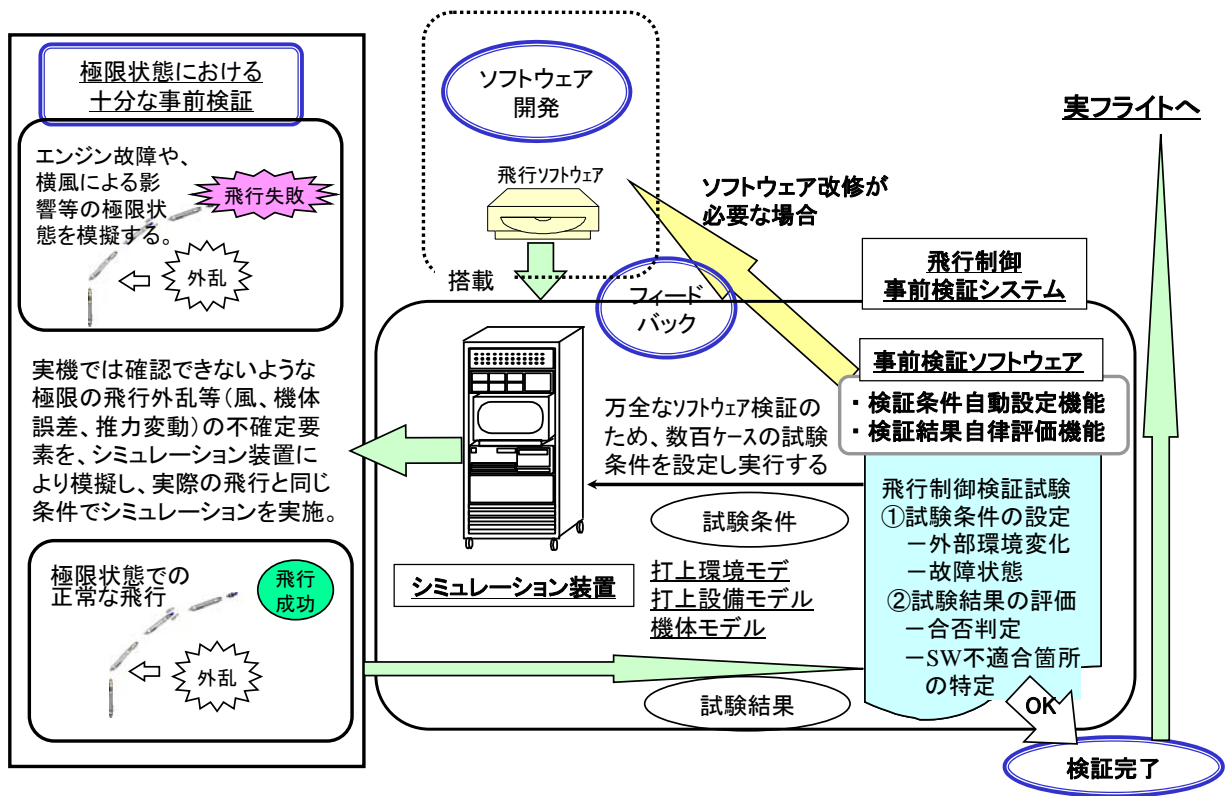


図 2. 2. 1. 2-3 高度信頼性飛行制御検証技術の全体概念

本研究開発においては、以下の 1) の要素技術並びに 2) の装置開発を中心に、以下の項目を実施する。

1) ロケットの飛行制御事前検証技術（事前検証ソフトウェア）の開発

想定されるあらゆる変動要因と異常事態を考慮した飛行ソフトウェアの検証試験条件を自動設定でき、また検証試験結果を自律評価できる飛行制御事前検証技術（事前検証ソフトウェア）を開発する。事前検証技術は、以下の機能を持つ。

- ・検証試験条件自動設定機能： 予想し得る変動要因や異常状態を想定して、検証時の環境条件や、機体異常等の検証試験条件を自動的に設定する機能
- ・検証試験結果自律評価機能： 検証試験の試験結果の合否判定や、不具合の場合の不適合箇所の特等評価を自律的に行う機能

2) 検証試験用シミュレーション装置の開発

実機を傷めることなく極限状態での飛行ソフトウェアの高度な検証を可能にするため、機体、打上げ環境、打上げ設備に対して想定される変動要因と異常状態とを模擬できる「シミュレーション装置」を開発する。シミュレーション装置は、機体システムからアビオニクス機器、タンクバルブ等の部品レベルまでのシミュレーションモデル、及びあらゆる異常状態を模擬できるシミュレーションモデルから構築される。

3) 実証試験の準備（実証用飛行ソフトウェアの製作）

飛行制御事前検証システム（事前検証システム）の実証試験において検証対象飛行ソフトウェアとして使用する実証用飛行ソフトウェアを製作する。

4) 実証試験の実施

上述の1)、2)を組合せて事前検証システムを構築する。3)で製作した実証用飛行ソフトウェアを用いて、検証試験条件自動設定及び検証試験結果自律評価機能に関する試験条件を設定し、飛行制御事前検証システムのシミュレーションによる実証試験を行い、ロケット開発における飛行ソフトウェア設計作業期間の短縮の見通しを得る。

6) 他の大規模システムへの適用可能性検討

本技術に関して、他の大規模システムへの適用可能性検討として、航空機やヘリコプタ等の輸送系産業への適用可能性の検討を実施する。

(3) 研究開発項目：③次世代LNG制御システム技術の研究開発

ロケットの打上げ前の機体運用を取上げ、これまで主として人手に頼っていた機体の点検や運用を自動的に実施し、人的ミスによる不具合を削減するための、「自己診断・自律対応型機体点検自動化システム」と、それを可能とする「制御系機器（制御機器を含むアビオニクス機器）」による「次世代LNG制御システム技術」の研究開発を、民生用小型LNG気化設備等の制御系設備への適用可能性を含めつつ開発する¹。

図 2. 2. 1. 2-4 に次世代LNG制御システム技術の概念を示す。

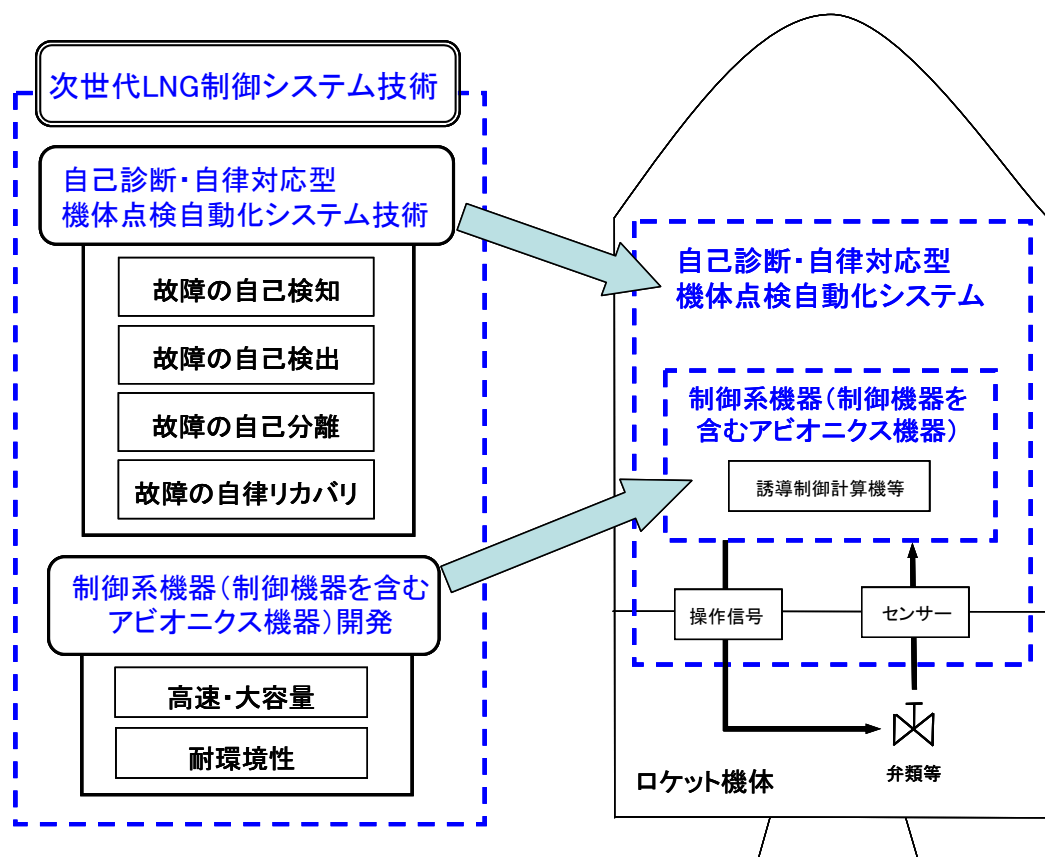


図 2. 2. 1. 2-4 次世代LNG制御システム技術の概念

本研究開発においては、以下の1)の要素技術並びに2)の装置開発を中心に、以下の項目を実施する。

1) 自己診断・自律対応型機体点検自動化システム技術の開発

ロケットの機体点検を最大限自動化できる自己診断・自律対応システム（以下、

¹ 点検自動化を自動化システム技術(点検自動化のためのアルゴリズム開発)で実現する。一方、その技術を、現実のロケットシステムの制約条件(耐環境性、小型・軽量化等)の中で必要な能力(演算処理能力)を持つ機器で実現できなければ、実用としての意味をなさない。したがって、自動化システム技術とアビオニクスシステム・機器の両要素に対する開発が不可欠である。

「(自己診断・自律対応型) 機体点検自動化システム技術」と呼ぶ)を開発する。同技術は、自動処理を実行するのに必要な機能配分を考慮して、故障の自己検知、故障の自己検出、故障の自己分離、故障の自律リカバリ等の要素技術から構成される。

故障の自己検知は機体点検時に発生する事象の検知を行う。故障の自己検出は、検知した事象が正常か異常か自動的に判断する。故障の自己分離は、自己検出機能により特定した故障に対して、システムを停止したり漏洩を止める等の安全な状態に復帰させるために、故障部分を自動的に隔離する。故障のリカバリは、故障の分離後、冗長システム等により自律で現状機能を損なわないレベルに回復させる他、安全化処置を運用要員に指示する等の自己回復を行う。

以上の要素を含む自己診断・自律対応型機体点検自動化システム技術を、機体点検自動化アルゴリズムとして具現化して確定するとともに、2)で開発する制御装置に搭載可能な“機体点検自動化システムに付随するソフトウェアツール”として開発する。

2) 制御系機器 (アビオニクス機器) の開発

ロケットの機体点検を自動的に実施できる「機体点検自動化システム技術」の実行を可能とする制御機器を含むアビオニクス機器を開発する(アビオニクス機器とは航空宇宙電子機器のことであり、本研究開発では「制御系機器」とも呼ぶ)。

3) 実証試験の実施

上述の1)で開発した「自己診断・自律対応型機体点検自動化システム技術」に、2)で開発した「制御系機器」を組合せた「(自己診断・自律対応型) 機体点検自動化システム」に対し、機体の点検作業を模擬した実証試験を行う。これにより、ロケットの機体点検工期短縮の見通しを得る。

4) 安全確保に関する技術的知見データベースの構築

安全確保に関する技術的知見を蓄積するデータベース(安全データベース)を設計し、上述の1)～3)で識別・抽出された知見を反映してデータベースを構築する。

5) 他の大規模システムへの適用可能性検討

本研究開発技術に関して、他の大規模システムへの適用可能性検討として、小型LNG気化設備等への適用可能性の検討を実施する。

(4) 研究開発項目：④ミッション対応設計高度化技術の研究開発

図 2.2.1.2-5 に、ミッションインテグレーション及び飛行後解析作業の概念を示す。「ミッション対応設計高度化技術」では、本図に示すような打上げごとに個別に実施する「ミッションインテグレーション」から「飛行後解析」までの一連の作業に対し、信頼性を向上させつつ期間短縮等を図るために必要な要素技術（4 技術）を各々の作業段階から抽出し、研究開発を行なう。

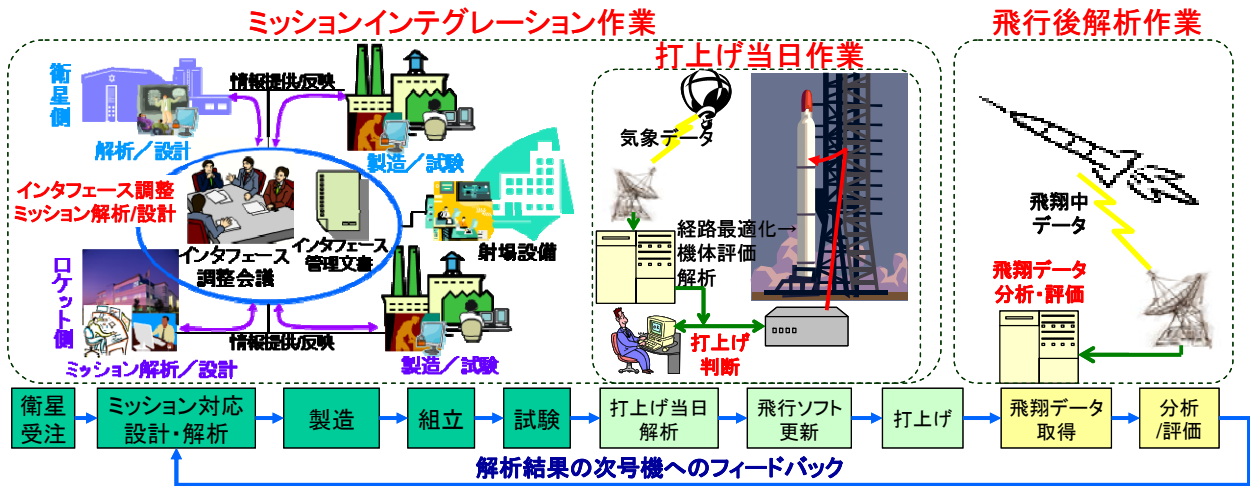


図 2.2.1.2-5 ミッションインテグレーション及び飛行後解析作業の概念

本研究開発においては、以下の 1) ～ 4) の 4 種の要素技術開発を中心に、主として以下の作業を実施する。

1) ミッション対応設計情報一元管理技術の開発

ユーザ（衛星）とロケットとの間のインタフェース仕様及びロケット側設計仕様の数値情報や図面情報を一元管理することにより情報伝達の過誤を防止するとともに、衛星／ロケット間のインタフェース調整に必要な文書や解析用データ等を自動的に生成可能にする技術（ミッションインテグレーションシステム）を開発する。

2) ミッション解析情報設定技術の開発

初期の段階ではまだ不確定な要素が残る衛星との間のインタフェース仕様を、変更される可能性（リスク）を考慮した上で設定し、衛星からのデータ提示時期に左右されることなくロケット側の設計／解析作業を前倒しで実施可能とする技術（遺伝的アルゴリズム（GA）を適用したパラメータサーベイ技法によるシミュレーションシステム）を開発する。

3) 打上げ当日ミッション解析・評価技術の開発

打上げ当日の風計測結果を入手後、ロケット構造に最適な飛行経路の算出等の必要な解析・評価を行ない、打上可否判断を迅速・確実に実施するために、解析作業を自動化・効率化する技術（打上げ当日ミッション解析・評価システム）を開発する。

4) 飛翔中データ取得・機体評価技術の開発

打上げ結果を次号機に着実に反映することによりロケットの打上げリスクを低減し信頼性を高めるために、取得した飛翔データ（ロケットの機体状態）のデータ処理・分析を高度化・省力化する技術（飛翔中データ取得・機体評価システム）を開発する。

5) 付随するソフトウェアツール等の構築

上述の1)～4)をシステムとして具体的に構築するためのソフトウェアツール等を製作する。

6) 実証試験の実施

上述の5)で構築したシステム等に基づき、「ミッション対応設計高度化技術」の実証試験を行い、個別衛星に対するミッションインテグレーション期間の削減、及び、ポストフライト解析作業の作業量の削減の見通しを得る。

2.2.1.3. 全体スケジュールと予算

(1) 全体研究開発スケジュール

表 2.2.1.3-1 に、本研究開発事業の全体開発スケジュールを示す。

(2) 研究開発予算

表 2.2.1.3-2 に、本研究開発事業の研究開発予算を示す。

表 2.2.1.3-2 研究開発予算

会計	研究項目	H14fy	H15fy	H16fy	H17fy	H18fy	H19fy	H20fy	H21fy	H22fy	合計
一般	①②④	1,013	712	475	341	336	558	585	588	142	4,750
特別	③	1,265	1,550	2,707	2,253	2,099	1,856				11,730
加速	—					723	293	30		150	1,196
総予算	—	2,278	2,262	3,182	2,594	3,158	2,707	615	588	292	17,676

表 2.2.1.3-1 全体開発スケジュール

研究開発項目	H14FY	H15FY	H16FY	H17FY	H18FY	H19FY	H20FY	H21FY	H22FY
マイルストーン			第1回中間評価				第2回中間評価		事後評価▼
① ヴァーチャルプロトタイプング技術 (VP)	仕様の検討	設計製作	実証試験						
1) 3D-CADデータへの自動フィードバックシステム技術開発									
2) 人的要素のシミュレーション技術に付随するソフトウェア									
3) ヴァーチャルプロトタイプングシステムの検討・構築									
4) 実証試験 (検証試験含む)	部分実証試験	実証試験	実証試験						
5) 他の大規模システム等への適用可能性検討		評価試験							
② 高度信頼性飛行制御検証技術 (FS)	仕様の検討	設計製作	実証試験						
1) 飛行制御事前検証技術開発									
2) 検証試験用シミュレーション装置開発									
3) 実証用飛行ソフトウェアの製作									
4) シミュレーションによる実証試験									
5) 他の大規模システム等への適用可能性検討									
③ 次世代LNG制御システム技術 (LNG)	仕様の検討	詳細設計	製作			実証試験			
1) 自己診断・自律対応型機体点検自動化システム技術開発	設計仕様設定	アルゴリズム設定	機体点検自動化ソフトウェアの製作		追加 高度化対応 機体点検自動化追加	機能多様化 ソフトウェア追加製作			
2) 制御系機器開発 (試作試験を含む)	設計仕様設定 演算部試作	機器設計 (一部) 誘導計算機能確認モデル	機器の設計・製作・試験						
3) 実証試験 (事前確認及び追加試験を含む)					事前確認試験	実証試験 (含む追加試験)			
4) 安全確保に関する技術的知見データベースの構築				安全データベース設計	主要部構築	実証試験反映			
5) 他の大規模システム等への適用可能性検討	適用可能性検討	適用可能性評価	適用可能性評価	確認試験計画	確認試験準備	確認試験			
④ ミッション対応設計高度化技術 (MI)			仕様の検討			設計製作		実証試験	
1) ミッション対応設計情報一元管理技術開発			要求仕様設定 技術仕様設定						
2) ミッション解析情報設定技術開発			技術仕様/アルゴリズム設定						
3) 打上げ当日ミッション解析・評価技術				技術仕様設定		要求仕様具直し 技術仕様の追加設定			
4) 飛翔中データ取得・機体評価技術開発						技術仕様/アルゴリズム設定			
5) 付随するソフトウェアツールの構築					ソフトウェアツールの構築		ソフトウェアツールの構築		
6) 実証試験			試験計画		電気的インタフェース確認装置 データ取得試験				実証試験
7) ミッション対応設計高度化技術の調査・分析・評価			調査・分析 (衛星インタフェース専利)			実証試験準備			評価試験

2.2.2. 研究開発の実施体制

本研究開発において、NEDOは基本計画を策定し、公募により選定した社団法人日本航空宇宙工業会と株式会社ギャラクシーエクスプレスに実務を委託する。委託先である社団法人日本航空宇宙工業会と株式会社ギャラクシーエクスプレスは共同で研究開発を行うにあたり、委託先研究員の一員である社団法人日本航空宇宙工業会の常務理事総括技術部長を全体研究開発責任者として本研究開発の運営管理を行う。社団法人日本航空宇宙工業会は宇宙分野のみならず他の大規模システム産業からの委員をも含む委員会を組織し、その審議結果を研究開発に反映するとともに、関連する技術に関する調査・分析及び過去に打上げられたロケットに適用した場合の有効性の評価を行う。更に汎用化の期待される研究項目については他の大規模システム産業への適用可能性の検討評価を行う。また進捗管理と全体とりまとめを行う。株式会社IHIは本研究開発の研究主体として、その他大規模システム産業への適用を考慮しつつ研究開発を行う。実施体制を図2.2.2-1に示す。

なお、公募により選定された社団法人日本航空宇宙工業会には日本の主要航空宇宙企業が会員になっており、航空宇宙分野において研究開発内容を審議する委員会を組織する能力を有している。また、同じく選定された株式会社ギャラクシーエクスプレスは米国ユナイテッド・ランチ・アライアンス社(ULA社)、ロッキード・マーチン社と技術提携しロケットの高度な技術力を有しており、本技術実用化・出口に対する構想を有していた²。

²中型ロケットの開発中止を受けて、ロケット開発・運用で早期に技術を実用化することが困難となったため、H22.3 にギャラクシーエクスプレス社からIHIに事業を継承

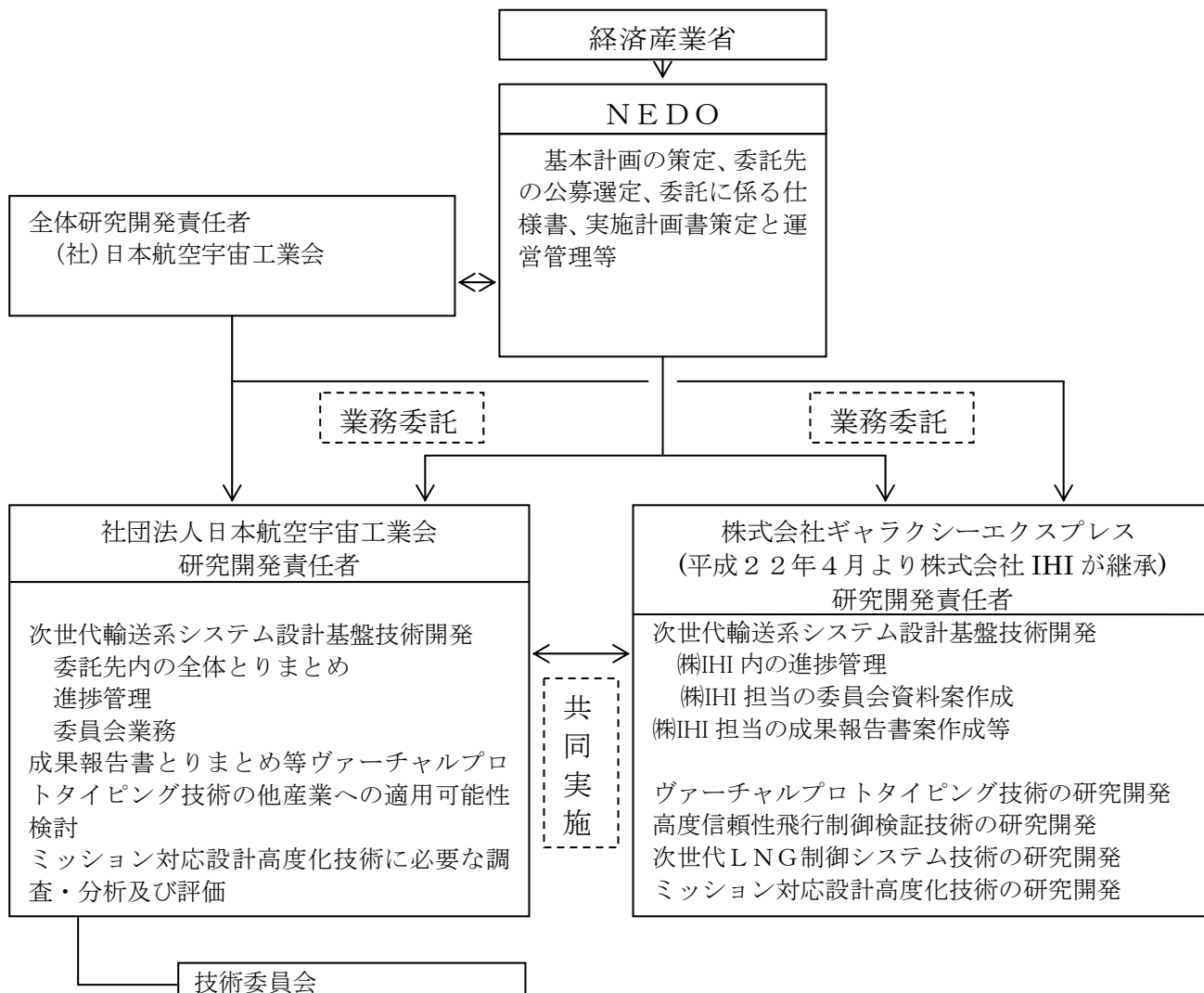


図 2.2.2-1 全体実施体制

2.2.3. 研究の運営管理

研究開発全体の管理・執行に責任と決定権を持つNEDOは、経済産業省と、委託先の全体研究開発責任者の協力のもとに、社会・経済情勢の変化、技術動向及び研究開発の進捗を踏まえて基本計画の策定及び改定、年度毎の実施計画書の策定を行い、本プロジェクトの目的、目標に照らして適切な運営管理を実施する。また、必要に応じて、外部有識者の意見を運営管理に反映させる。

他方、実施責任を有する社団法人日本航空宇宙工業会と株式会社 IHI は本研究開発の目的、目標の確実な達成を図るべく、運営管理を行う。また、社団法人日本航空宇宙工業会は外部有識者による技術委員会を組織し、技術的事項を諮問し、研究開発推進に反映させる。

2.2.3.1. 全体研究開発責任者の役割

全体研究開発責任者は、共同受託している社団法人日本航空宇宙工業会と株式会社 IHI の研究開発責任者の協力のもとに、両者にまたがる事項について調整する責任を有する。

2.2.3.2. 研究開発責任者の役割

共同受託している社団法人日本航空宇宙工業会と株式会社 IHI のそれぞれの研究開発責任者は両者にまたがる事項については全体研究開発責任者に協力して行うとともに、それぞれの受託先での実施に対する責任を有し、以下の受託先内に係る役割と権限を有する。なお、社団法人日本航空宇宙工業会における研究開発責任者と全体研究開発責任者は同一人物である。

- (1) それぞれの受託先に係る組織関係
 - ・研究開発体制の決定
 - ・研究員の選任・解任
 - ・研究員の役割分担の決定
- (2) それぞれの受託先に係る研究計画及び報告
 - 1) 年度毎の予算要求案の策定
 - ・実施計画書案の策定
 - 2) 研究計画の変更
 - ・実施計画書変更申請書案の策定
 - 3) 軽微な研究計画の変更
 - ・実施計画書変更届書の作成
 - 4) 研究経過の報告
 - ・成果報告書の策定
- (3) それぞれの受託先に係る研究管理
 - ・月次進捗報告会用資料の策定

(4) それぞれの受託先に係る技術委員会

- ・技術委員会用資料の策定

(5) それぞれの受託先に係る予算、研究設備及び装置等

- ・実施時における予算の配分の調整
- ・研究開発場所の調整
- ・研究設備および装置等の設置の決定と予算配分・調整

2.2.3.3. 次世代輸送系システム設計基盤技術委員会の組織・役割

受託先における研究開発を確実に推進するために、外部有識者からなる次世代輸送系システム設計基盤技術委員会を組織し、技術的助言を得て、研究開発に反映している。本技術委員会には、専門的事項を審議するために、ヴァーチャルプロトタイプ技術小委員会、高度信頼性飛行制御検証技術小委員会、次世代LNG制御システム技術小委員会及びミッション対応設計高度化技術小委員会の4小委員会を設けていた。しかしながら、委託期間満了により、ヴァーチャルプロトタイプ技術小委員会、高度信頼性飛行制御検証技術小委員会、次世代LNG制御システム技術小委員会は終了した。また、ミッション対応設計高度化技術小委員会は平成20年3月に次世代輸送系システム設計基盤技術委員会に統合したため、H23年3月現在存続している委員会は次世代輸送系システム設計基盤技術委員会のみである。図2.2.3-1に次世代輸送系システム設計基盤技術委員会の組織図を示す。

なお、委員会の構成にあたっては、各研究領域における専門的有識者のほか、本研究開発成果の実用化（4章参照）をにらみ、ロケット分野はもとより、普及対象分野である輸送機器（航空機、船舶、自動車）やプラント等の大規模産業分野、情報システム分野並びにLNGガス供給・利用分野等の有識者の参画も図っており、普及に向けた体制をとっている。

次世代輸送系システム設計基盤技術委員会及び小委員会は、原則として2回/年程度の頻度で開催される。開催実績を表2.2.3-1に示す。

次世代輸送系システム設計基盤技術委員会はプロジェクト全般について、受託先における本研究開発の計画、成果に対する審議を行う。

各技術小委員会は、それぞれの研究開発項目に関わる計画、成果に対する審議を行う。

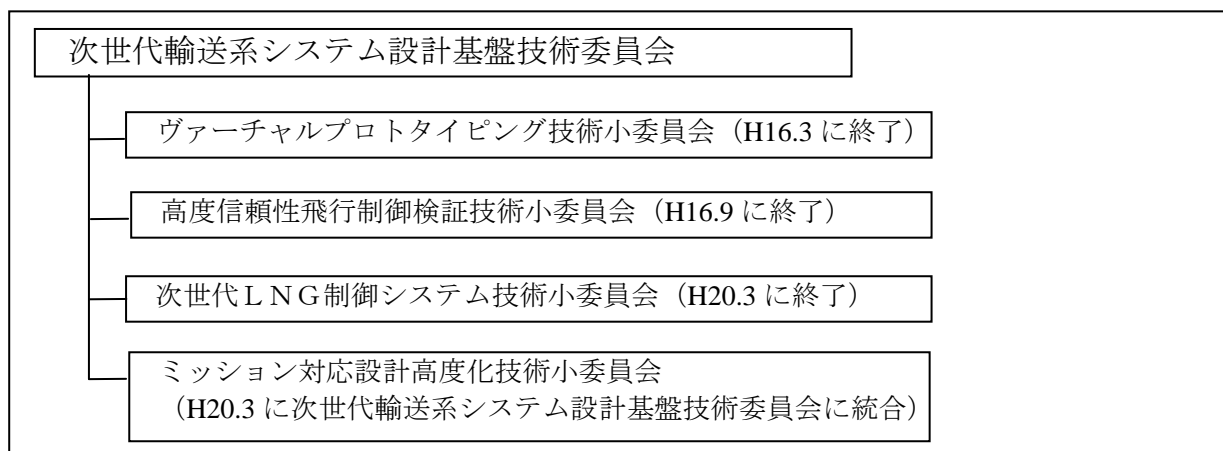


図 2.2.3-1 次世代輸送系システム設計基盤技術委員会の組織

表 2.2.3-2 次世代輸送系システム設計基盤技術委員会の開催実績
(次世代輸送系システム設計基盤技術委員会 平成23年3月現在)

平成14年11月28日	第1回
平成15年 3月24日	第2回
平成15年10月29日	第3回
平成16年 3月11日	第4回
平成16年 9月28日	第5回
平成17年 3月15日	第6回
平成17年 9月27日	第7回
平成18年 3月15日	第8回
平成18年 9月26日	第9回
平成19年 3月13日	第10回
平成19年 9月21日	第11回
平成20年 3月14日	第12回
平成20年10月23日	第13回
平成21年 3月12日	第14回
平成21年10月 1日	第15回
平成22年 3月11日	第16回
平成22年10月26日	第17回
平成23年 3月28日	第18回

(ヴァーチャルプロトタイプング技術小委員会 平成16年3月現在)

平成14年10月30日	第1回
平成15年 3月 3日	第2回
平成15年10月 8日	第3回
平成16年 3月 1日	第4回

(高度信頼性飛行制御検証技術小委員会 平成16年9月現在)

平成14年11月 1日	第1回
平成15年 3月10日	第2回
平成15年 9月22日	第3回
平成16年 2月12日	第4回
平成16年 9月13日	第5回

(次世代LNG制御システム技術小委員会 平成20年3月現在)

平成14年10月28日	第1回
平成15年 3月 5日	第2回
平成15年 9月29日	第3回
平成16年 2月20日	第4回
平成16年 9月 6日	第5回
平成17年 2月25日	第6回
平成17年 9月 7日	第7回
平成18年 2月20日	第8回
平成18年 9月 5日	第9回
平成19年 2月20日	第10回
平成19年 9月 4日	第11回
平成20年 3月 4日	第12回

(ミッション対応設計高度化技術小委員会 平成20年3月現在)

平成16年	8月20日	第1回
平成17年	3月2日	第2回
平成17年	9月13日	第3回
平成18年	3月1日	第4回
平成18年	9月12日	第5回
平成19年	2月27日	第6回
平成19年	9月11日	第7回
平成20年	2月27日	第8回

2.2.4. 研究開発成果の実用化に向けたマネジメントの妥当性

(1) 成果の実用化戦略

本研究開発事業は、個々の（ハードウェア）要素技術の開発を目指したのではなく、ロケット開発・運用の効率的な実現を可能とする設計基盤（基盤システム）の開発を行うものである。したがって、開発した技術を実際の「ロケットの開発・運用」の中で使用していくことが、本研究開発成果の実用化となる。

委託先では、研究開発した成果の実用化を確実にするため、まず1つのロケット開発・運用で本成果の適用実績をつくり（短期的出口目標）、その後、将来ロケット・宇宙システムの開発・運用に展開する（中長期的出口目標）という実用化戦略のもと、委託先（(社)日本航空宇宙工業会、(株)ギャラクシーエクスプレス）組織の役割に応じた活動展開を行っていた。表 2.2.4-1 に短期的・中長期的の出口・実用化イメージと実用化に向けた活動内容を示す。

成果の出口・実用化を確実にするため委託先では、まず1つのロケット開発・運用で本成果の適用実績をつくり（短期的出口目標）、その後、将来ロケット・宇宙システムの開発・運用に展開する（中長期的出口目標）という実用化戦略のもと、委託先（(社)日本航空宇宙工業会、(株)ギャラクシーエクスプレス（G A L E X））組織の役割に応じた活動展開を行っていた。

表 2.2.4-1 開発研究成果の実用化戦略

	短期的	中長期的
実用化先	・ G X ロケットの開発・運用	・ 将来のロケット・宇宙システムの開発・運用
実用化の担い手	・ (株)ギャラクシーエクスプレス	・ 国内の航空宇宙関連会社 ((社)日本航空宇宙工業会 会員各社)
実用化に向けた活動	・ G X ロケット開発での適用 (部分的に実用を開始)	・ 研究開発内容・開発した基盤技術／システムについて、会報等を通じて会員各社に紹介・周知

しかし、平成21年12月に日本政府としてGXロケットは開発に着手せず、取り止めることを決定したため、本プロジェクトは短期的な成果の実用先を失った。

このため、中長期的な実用戦略についてロケット・宇宙システムと大規模システムに大きく分けた戦略に変更して、実用化／技術の適用の担い手を、ロケット開発・運用専門会社である(株)ギャラクシーエクスプレスから総合機械メーカーである(株)IHI（グループ）に変更した。見直した実用化戦略を表 2.2.4-2 に示す。

見直した戦略では、(株)IHI（グループ）は、将来ロケットを含む、大規模システムへの開発技術の適用可否と有効性検討を実施し、可能な分野では技術の適用／実用を実施する。また、(社)日本航空宇宙工業会による役割は変わらない。

表 2.2.4-1 開発研究成果の実用化戦略（見直し後）

	ロケット／宇宙システム		大規模システム
実用化／ 技術の適用先	・将来のロケット・宇宙システムの開発・運用	・将来のロケット・宇宙システムの開発・運用 ・ロケット搭載機器／装置の運用	・各種大規模システムの開発
実用化の 担い手	・国内の航空宇宙関連会社 （(社)日本航空宇宙工業会 会員各社）	・(株)IHI (IHI グループ)	・(株)IHI (IHI グループ)
実用化に 向けた活動	・研究開発内容・開発した基盤技術／システムについて、会報等を通じて会員各社に紹介・周知	・自社グループが関与するロケット開発での技術の（修正）適用可否評価と客先への技術の適用提案	・自社グループで開発・運用している大規模システムへの技術の適用可否／有効性評価 →自社グループで有効性が確認された場合は、適用実績をもとに社外への展開／システムの販売を図る

(2) 知財マネジメント方針

本研究開発事業は、一民間企業が研究開発を担当したが、我が国の宇宙輸送系／ロケットの国際競争力を高めるための技術／システム開発を目指したものであることから、技術の普及を促すために以下の知財マネジメント戦略をとる。

- ① 中長期的に国内の航空宇宙関連会社が本「技術」を実用化／適用しようとした際の知財面での障壁を取り除き、技術の普及を促すために、開発した基盤技術／手法については、各ロケットに個別／特有な技術・情報以外は、航空宇宙業界のポテンシャルアップに寄与するように、広くオープンにする。
- ② 一方、開発した技術の実現を支援するため開発した各種システムのプログラムについては、プログラム著作権登録などにより、委託先の権利を保護する。

これにより、国内航空宇宙関連会社は、オープンとなった「技術」をもとに、技術の実現を支援するシステムを自ら構築するか、本研究の委託先にシステム構築を依頼するかの選択肢をもつことが可能となる。

2.3 情勢変化への対応

2.3.1 進捗状況の把握と政策・技術動向への対応

本研究開発事業においては、事業の共通課題である「信頼性を向上させつつ期間短縮等を目指す」との一貫した観点から、技術開発計画上の漏れ等が無いのか、あるいは、成果をより効率的に引き出すための計画変更要素はないか、等のチェックを情勢変化を踏まえつつ適宜実施し、必要に応じて計画の変更を行ってきた。

主な計画変更内容について、以下にまとめた。

(1) 第1回中間評価における委員から提言の反映

平成16年度下期に開催された第1回中間評価で得られた委員からの提言をもとに研究計画の見直しを行なった。反映事項を以下に示す。

1) ミッション対応設計高度化技術

- ・電氣的インタフェース確認装置の開発の加速追加（平成17年11月）

→中間評価において、機械的インタフェースだけでなく電氣的インタフェースの検証も重要との提言を受け計画追加。これにより射場搬入前の向上段階での事前検証が可能になり、後戻り防止に寄与。

(2) 委員会審議結果他の反映

研究開発計画やその実施成果は、(社)日本航空宇宙工業会が組織する各種委員会の場で定期的に報告され、その都度委員（外部有識者）による審議を受けてきており（2.2.3.3項参照）、その審議結果については、研究開発への反映（研究開発計画が妥当であることの確認あるいは研究計画の見直し検討等）を適宜実施してきている。委員会審議結果に基づく反映事項を以下に示す。

1) ミッション対応設計高度化技術

- ・音響環境を考慮したミッション対応設計の最適化の加速追加（平成18年11月）

→フェアリングに対するミッション対応設計において、音響環境を考慮することが重要との委員会意見を受け、研究計画に追加。衛星環境の緩和につながる設計データが得られ、競争力向上に寄与。

(3) 進捗状況の把握、研究成果の把握と計画見直しへの反映

(社)日本航空宇宙工業会と(株)ギャラクシーエクスプレスは、NEDO参加のもと原則として月1回開催する定期的な進捗報告会を通じて進捗の把握及び管理に努めており、これらの機会等を通じ、成果の確認や今後の計画に対するベクトル合わせを定常的に行なっている。これに関連して、研究途中段階で成果を確認・評価した結果、従来の計画に加えて新たに計画を追加した方がさらによりよい成果が見込めることが判明したため、以下に掲げる計画を一部追加して実施した。

1) 次世代LNG制御システム

- ・機体点検作業の運用性向上を目的とした機能多様化アルゴリズムの加速追加（平成19年11月）

→実証試験の事前確認試験結果を評価した結果、計画追加の有効性を認識。本追加により、機体点検作業の運用性を向上し工期遅延の防止に寄与。

(4) 最新技術動向の把握と反映

本研究開発事業の中では、以下に示す調査活動等を実施してきており、研究開発への反映を実施してきている。

- ・次世代LNG制御システム技術（LNG）について、次世代LNG制御システムの設計仕様の設定に資するために、米国やドイツを含む海外調査を平成14年度に実施。
- ・ミッション対応設計高度化技術（MI）について、「打上げ当日ミッション解析・評価技術」及び「飛翔中データ取得・機体評価技術」に関する国内外の現有技術の調査と開発に反映すべき技術動向の分析を平成19年度に実施。

また、ロケットに関連する国内外の最新の技術要求や技術仕様動向の入手に努め、必要に応じて最新動向に対応した研究計画の見直しや追加を行なっている。最新技術を反映した研究開発の見直し、追加項目の主なものは次の通り。

1) 次世代LNG制御システム

- ・LNG制御技術の高度化要求に対応した機体点検自動化アルゴリズムの追加（平成18年4月）
- ・ロケット点検技術の高度化動向に対応した機体点検アルゴリズム・アビオニクスの高度化のための加速追加（平成18年11月）
→タンク充填の高度化により信頼性を向上

2) ミッション対応設計高度化技術

- ・打上げ当日ミッション解析・評価技術の追加（平成18年4月）
- ・飛翔中データ取得・機体評価技術の追加（平成19年3月）

(5) 中型ロケット動向への対応

本研究開発により開発した基盤技術に関しては、開発が進められていた中型ロケット（GXロケット）を取り上げて実証する計画であった。そのため、同ロケットの進捗や計画変更の状況を踏まえ、その打上げ時期と整合をとるために、事業期間の延長を行なってきた。また、期間延長による競争力低下を考慮し、信頼性をより高めるための研究開発を追加するなどの対応を行なった。期間延長に関する見直しは以下の通り。

1) 次世代LNG制御システム

- ・開発期間の1年間延長（平成17年度末迄を平成18年度末迄）（平成17年3月）
- ・開発期間の1年間延長（平成18年度末迄を平成19年度末迄）（平成18年3月）

2) ミッション対応設計高度化技術

- ・開発期間の1年間延長（平成17年度末迄を平成18年度末迄）（平成17年3月）
- ・開発期間の1年間延長（平成18年度末迄を平成19年度末迄）（平成18年2月）
- ・開発期間の3年間延長（平成19年度末迄を平成22年度末迄）（平成19年3月）

しかし、平成21年12月に日本政府としてGXロケットは開発に着手せず、取り止めることを決定した。GXロケットを開発技術の実用化先の1つと捉えていたため、技術の短期的な出口／実用化対象を失うとともに、21年度時点で開発中であったミッション対応設計高度化技術の実証試験データ取得方法の見直しを余儀なくされた。両者に対して、以下の見直し・対応を行った。

1) 技術の実用化戦略

- ・中長期的な出口／実用化対象に特化。また、技術の実用化の可能性を広げるため、ロケット／宇宙システムに加えて、大規模システムも候補とする実用化戦略に見直した(2.2.4項参照)。

2) ミッション対応設計高度化技術

- ・GXロケット実証試験に向けてのデータ整備を行うことが不可能となったため、海外ロケットメーカーの技術データを取得し、その活用を前提に実証試験用データ取得のための設備・装置構成を見直した。
- ・本見直しにより、平成22年度に実証試験を完了し、開発システムの有効性を確認することができた。

なお、政策的動向としては、本研究開発事業は、平成19年10月に総合科学技術会議において戦略重点科学技術に位置づけられ、「着実に実施すべき」とされてきた。

また、平成20年5月には宇宙基本法が成立した。同法では、重要な柱として「産業競争力の強化」が明記されているため、GXロケットの開発は中止されたが、ロケットシステム設計の基盤技術としての本研究開発事業の必要性が変わるものではない。

2.3.2 社会情勢の変化への対応

(1) 国産ロケットの状況

【以下、第1回中間評価(平成16年度下期)時に記述】

国産ロケットによる打上げ状況については、平成15年11月29日に実施されたH-IIAロケット6号機の打上げが、固体ロケットブースタの分離ができず失敗に終わり、総合科学技術会議において、「宇宙開発の実用化において、もっとも重視されるべき信頼性確保が、いまだ不十分だった」と総括されている。高い信頼性を持った大規模システムを開発・運用する基盤的技術の整備が社会的要請となっていることを踏まえつつ、本研究開発を進めているところである。

【以下、第2回中間評価(平成20年度上期)時に記述】

このような状況(信頼性が最も重要視される状況)については、現在までのところ基本的に変化は見られない。

(2) 中小型衛星開発機運の高まり

【以下、第1回中間評価(平成16年度下期)時に記述】

通信・放送・測位・地球観測などの衛星利用産業は、今後ますます日常生活に深く浸透してゆくものと考えられる。

これらの衛星市場を概観した場合、図2.3.2-1に示す衛星サイズ／重量に関する動向にもあるように、かつては大型衛星一辺倒であった市場も、そのリスク分散、開発コスト削減、短期開発等の視点から中小型衛星の有用性が再確認されてきている。

今後、中小型衛星の打上げ需要が増加した場合、ロケット打上げ事業者に対しては、

- 1) 衛星を狙った時期にタイムリーに打上げる信頼性と機動性を有すること、

- 2) ミッション対応設計期間を短縮し、ミッション立案から打上げまでの期間を短くすること、
- 3) 打上げ価格が可能な限り低コストであること、

等が、ますます求められるものと考えられる。

本事業は、開発後期に発生する不具合を未然に防止し、開発期間及び打上げから打上げまでの期間を短縮するとともに、それによりコストの低減を目指すものであり、上述の衛星開発の状況変化を適切に反映しているといえる。

【以下、第2回中間評価（平成20年度上期）時に記述】

また、平成16年度から研究開発を開始した「ミッション対応設計高度化技術（MI）」は、まさに上記1）及び2）と直接的に結びついた研究開発内容となっている。上述のような状況は現在においても基本的に変化はないため、本事業を実施する意義やその重要性は引続き保持されているといえる。

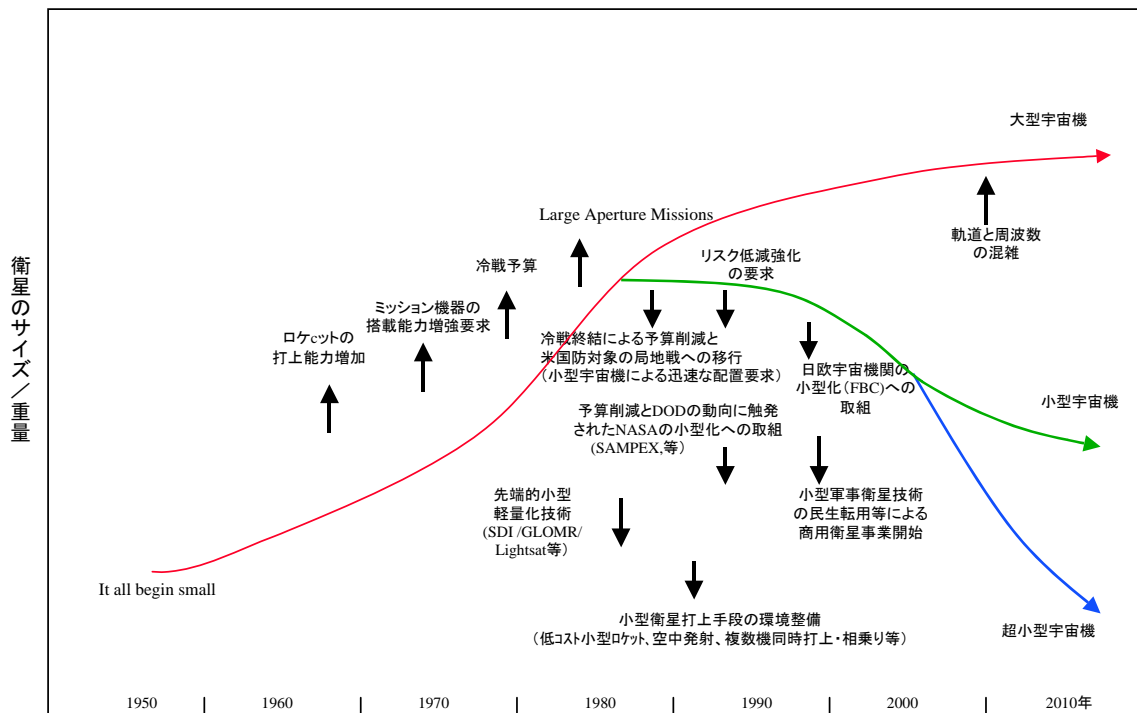


図 2.3.2-1 衛星規模（サイズ・重量）の需要動向

出典：(社)日本航空宇宙工業会：「(財)アジアクラブ委託 H15年度 小型衛星に関する動向と応用の調査報告書」(2004年1月)

(4) まとめ

【以下、第2回中間評価（平成20年度上期）時に記述】

社会や経済の情勢については、本事業の開始当初から特に目立った変化は生じていない。本事業の意義や重要性は、開始当初と変わらず保持されている。

【以下、事後評価（平成23年度）時に記述】

政府によるGXロケットの開発中止により、本研究開発の最終段階で短期的な成果の適用先／実用化先を失ってしまったが、「宇宙輸送システム／ロケット」技術は我

が国が維持することが不可欠な技術であり、ロケットの開発・運用の効率化を目的とした本事業の意義や重要性は、開始当初と変わらず保持されている。

2.4 中間評価への対応

2.4.1 第1回中間評価（平成16年度上期）への対応

本事業に対する第1回中間評価が、平成16年度に実施された。中間評価実施時点での各研究開発項目別の進捗・達成状況は以下の通りであった。

- ① ヴァーチャルプロトタイプ技術の開発（VP）：最終目標を達成して完了
- ② 高度信頼性飛行制御検証技術の開発（FS）：最終目標を達成して完了
- ③ 次世代LNG制御システム技術の開発（LNG）：平成15年度末の中間目標に到達し、研究開発を継続中
- ④ ミッション対応設計高度化技術の開発（MI）：平成16年度から実施中（中間評価対象外）

結果、「これまでの成果から継続中の個別研究開発テーマも順調に推移しており、社会的な要請の高い研究開発であり、次年度も継続すべき継続すべき」との提言¹を得ており、プロジェクトとして継続している（2.5項（2）参照）。なお、本中間評価の際に得られた提言に対し、以下に示すような取組みを進めている（別途、提言を反映して加速追加して取り組んだものについては2.3.1項（1）参照）。

（1）フィードバックプロセスの策定／プロジェクト終了後の維持計画

1）委員からのコメント

- ・「ロケット開発への適用と、適用の中で得られた知見の本基盤技術開発へのフィードバックプロセスを整理する必要がある。」
- ・「基盤技術として開発した設計開発支援システムの維持発展に向けた見通しを得ておくことが望ましい。」

2）対応

- ・コメントは基盤技術開発プロジェクトが終了して以降の活動に対するものである。終了後の活動は実用化に向けて委託先が主体となって実施すべきものであるが、③のLNGについては、実用化に向けた試験の中での機能検証の活動が重要であることを踏まえ、研究開発の最終年度（平成19年度）に、今後得られる知見を開発したシステムにフィードバックするためのプロセスと開発したシステムの維持発展計画について策定した。
- ・ただし、①VP、②FS、③LNGで開発されたシステムの一部は、④のMIの最終年度（平成22年度）で開発するミッションインテグレーションシステムの実証試験において有効に利用する予定であり、平成22年度までMI研究開発の中で維持していく。

（2）特許・対外発表活動の推進

1）委員からのコメント

- ・「特許出願や論文発表、一般に向けての情報発信が少ないので今後努力すべきであるが、細部まで公開して多くの特許を取得すべきか、或いはノウハウとして蓄積・伝承して行くべきか、個々に十分検討した上で対処する必要がある。」

¹「次世代輸送系システム設計基盤技術開発プロジェクト」中間評価報告書（平成17年3月）の1.1項2）。

2) 対応

- ・本研究開発事業はロケットの開発・運用に関連する技術を対象としており、論文等の社外発表や知的財産権の取得等、成果の公開につながる活動に関しては、留意して行なうことが必要な状況となっている。また、我が国宇宙産業界の国際競争力を強化する観点からも、戦略的にノウハウとして保持しておくべき事項が含まれる。これらの点を考慮しつつ、可能な範囲で社外発表や特許の出願等を進めており、第1回中間評価後（平成17～19年度）の件数（年間平均）は増加している（5項参照）。

2.4.2 第2回中間評価（平成20年度）への対応

本事業に対する第2回中間評価が、平成20年度に実施された。中間評価実施時点での各研究開発項目別の進捗・達成状況は以下の通りであった。

- ① ヴァーチャルプロトタイプ技術の開発（VP）：最終目標を達成して完了
- ② 高度信頼性飛行制御検証技術の開発（FS）：最終目標を達成して完了
- ③ 次世代LNG制御システム技術の開発（LNG）：最終目標を達成して完了
- ④ ミッション対応設計高度化技術の開発（MI）：平成19年度末の中間目標に到達し、研究開発を継続中

結果、「これまでの成果から継続中の個別研究開発テーマも順調に推移しており、社会的な要請の高い研究開発であり、次年度も継続すべき継続すべき」との提言²を得ており、プロジェクトとして継続している（2.5項（2）参照）。なお、本中間評価の際に得られた提言に対し、以下に示すような取組みを進めている。

（1）実証試験の前倒し実施

1) 委員からのコメント

- ・ロケットの設計には、先端的技術開発と信頼性技術のバランスが必要であり、先端技術の導入が多いほど、その信頼性の実証も重要であることから、次世代LNG制御技術については更に実機での実証を努力し、ミッション対応設計高度化技術については早い段階で実証試験をすべきである。

2) 対応

- ・ミッション対応設計高度化技術については、実証試験を前倒しで行った。また、システムの信頼性向上に向けて実証試験結果を評価し、フィードバック項目を識別した。
- ・識別した項目は「ミッション対応設計情報一元管理技術」に付随するソフトウェアツールに実装した。改修したシステムに対してはフィードバック評価を実施し、信頼性の向上を確認した。

（2）技術の最新化

1) 委員からのコメント

- ・実証の遅れの結果、次世代ロケットへの適用が時代遅れにならないようにしなけ

²「次世代輸送系システム設計基盤技術開発プロジェクト」中間評価報告書（平成17年3月）の1.1項2）。

ればならない

2) 対応

- ・MIについては平成19年度に海外への記述同行調査をおこなっているが、継続的に技術のフォローアップを行い、開発技術の最新化に努め、研究開発を進めていく。

2.5 評価に関する事項

(1) 評価計画

NEDOは、技術的及び政策的観点から、研究開発の意義、目的達成度、成果の技術的意義ならびに将来の産業への波及効果等について、外部有識者による評価を実施する。「次世代輸送系システム設計基盤技術開発プロジェクト」については、平成16年度に第1回中間評価を、平成20年度に第2回中間評価を、平成23年度に事後評価を実施する。

これらの評価機会を個別の研究開発項目から見た位置付けで記述した場合は、以下の通りとなる（表2.5-1参照）。

- ・研究開発項目①「ヴァーチャルプロトタイプ技術の研究開発」と同②「高度信頼性飛行制御検証技術の研究開発」に関しては、平成14～15年度までの2カ年度の全研究開発期間を終えた平成16年度に事後評価を実施する。
- ・同③「次世代LNG制御システム技術の研究開発」に関しては、平成14～19年度までの6年間の全研究開発期間のうち2年間が経過した後の平成16年度に中間評価、全研究開発期間を終えた平成20年度に事後評価を実施する。
- ・同④「ミッション対応設計高度化技術の研究開発」に関しては、平成16～22年度までの7年間の全研究開発期間のうち4年間が経過した後の平成20年度に中間評価、全研究開発期間を終えた平成23年度に事後評価を実施する。

表2.5-1 各評価機会と全体及び個別研究開発項目から見た位置付けとの関係

評価機会 研究開発項目	第1回中間評価 (平成16年度実施)	第2回中間評価 (平成20年度実施)	事後評価 (平成23年度実施)
次世代輸送系	○	○	○
①VP 平成14～15年度	○	N/A	N/A
②FS 平成14～15年度	○	N/A	N/A
③LNG 平成14～19年度	○ (平成15年度末までの 中間目標を設定)	○	N/A
④MI 平成16～22年度	N/A (評価対象外)	○ (平成19年度末までの 中間目標を設定)	○

○：評価対象、 N/A：適用外（評価対象外）

なお、評価の時期については、当該研究開発に関わる技術動向、政策動向や当該研究開発の進捗状況、さらには並行して進められている中型ロケットの開発の進捗に応

じて、適宜見直すものとする。

(2) 第1回中間評価 評価実績

(1) 項の計画にしたがい、平成16年度に第1回中間評価が実施された。以下にその概要を示す。

- ・評価実施時期 : 平成16年度
- ・評価委員会開催日 : 平成17年2月4日
- ・評価手法 : 「技術評価実施規程」(平成15年度規程27号)により、当該技術の外部の専門家、有識者等によって構成される評価委員会を設置し評価
- ・評価事務局 : 独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構
機械システム技術開発部
- ・評価項目・基準 : 添付資料1-1に示す。
- ・評価委員 : 表2.5-2に示す。
- ・評価報告書 : 「次世代輸送系システム設計基盤技術開発プロジェクト」
中間評価報告書(平成17年3月)
- ・評点結果 : 事業の位置付け・必要性 2.8
研究開発マネジメント 2.2
研究開発成果 1.8
実用化・事業化の見通し 2.4

(補足) 点数は各委員の評点を点数化した平均値(満点は3)。評点結果は、優良ライン(成果+実用化=3.0以上、すべての評価軸が1.0以上)をクリアした。

表 2.5-2 第1回中間評価委員会委員名簿

職位	氏名	所属・肩書き
委員長	伊藤献一	北海道大学 名誉教授 NPO法人北海道宇宙科学技術創成センター専務理事
副委員長	宮澤政文	元静岡大学 工学部 教授
委員	赤星保浩	九州工業大学 工学部 機械知能工学科・工学研究科 助教授
	小紫公也	東京大学大学院 新領域創成科学研究科 助教授
	佐々木進	独立行政法人宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部 宇宙情報・エネルギー工学系 教授
	長山博幸	三菱総合研究所 科学技術研究本部 宇宙・地球管理研究部 主席研究員
	野村浩司	日本大学 生産工学部 機械工学科 助教授

平成17年2月現在
敬称略、五十音順

(3) 第2回中間評価 評価実績

(1) 項の計画にしたがい、平成20年度に第2回中間評価が実施された。以下にその概要を示す。

- ・評価実施時期 : 平成20年度
- ・評価委員会開催日 : 平成20年7月4日
- ・評価手法 : 「技術評価実施規程」(平成15年度規程27号)により、当該技術の外部の専門家、有識者等によって構成される評価委員会を設置し評価
- ・評価事務局 : 独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構 研究評価広報部
- ・評価項目・基準 : 添付資料1-2に示す。
- ・評価委員 : 表2.5-3に示す。
- ・評価報告書 : 「次世代輸送系システム設計基盤技術開発プロジェクト」中間評価報告書(平成20年9月)
- ・評点結果 : 事業の位置付け・必要性 2.6
研究開発マネジメント 2.1
研究開発成果 2.1
実用化・事業化の見通し 2.3
(補足) 点数は各委員の評点を点数化した平均値(満点は3)。評点結果は、優良ライン(成果+実用化=3.0以上、すべての評価軸が1.0以上)をクリアした。

表 2.5-3 第2回中間評価分科会委員名簿

職位	氏名	所属・肩書き
分科会長	久保田弘敏	帝京大学理工学部航空宇宙工学科 教授
分科会長代理	稗田浩雄	財団法人 未来工学研究所 技術・国際関係研究センター 理事・センター長
委員	幸田武久	京都大学大学院航空宇宙工学専攻 准教授
	小紫公也	東京大学大学院 新領域創成科学研究科 先端エネルギー工学専攻 准教授
	中須賀真一	東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻 教授
	長山博幸	株式会社 三菱総合研究所 科学・安全政策研究本部 宇宙地球研究グループ 主席研究員
	早坂裕一	J S A T 業務本部調達部 部長

平成20年7月現在
敬称略、五十音順

3. 研究開発成果について
 3.1 事業全体の成果とその意義
 3.1.1 成果の達成状況

(1) 第1回中間評価時点での達成状況

本研究開発事業は、ロケット開発の更なる信頼性の向上、並びに開発期間や受注から打上げまでの期間を大幅に短縮すること等を目的として、以下の4つの研究開発を実施している。

平成14年度の事業開始から2カ年度を経た時点での、各研究開発項目の実施ステータスは以下の通りである。

- ①「ヴァーチャルプロトタイピング技術の研究開発」(VP) : 完了
- ②「高度信頼性飛行制御検証技術の研究開発」(FS) : 完了
- ③「次世代LNG制御システム技術の研究開発」(LNG) : 実施中
(平成14～17年度)
- ④「ミッション対応設計高度化技術の研究開発」(MI) : 実施中
(平成16～17年度)

上述の通り、VP、FSは完了しており、2.1.1項にて設定した最終目標が、本開発事業全体としては中間目標の一部に位置付けられる。なお、MIについては、平成16年度からの着手となることから、中間評価時の評価の対象外となる。

表3.1.1-1に、平成15年度末までの中間目標に対する達成状況を示す。表に示す通り、平成15年度末までの目標をすべて達成している。

表3.1.1-1 目標に対する達成状況 (第1回中間評価時点)

研究開発項目名	達成目標 (～H15FY末) *1 (項目①、②については、個別最終目標)		達成状況 (～H15FY)
① ヴァーチャルプロトタイピング技術の研究開発 (VP)	最終	開発後期で従来発見されていた不具合を、実機ハードウェア製作前に発見し、開発後期での不具合を削減して信頼性を向上させ、システム設計の設計作業期間を30%削減する。	○(達成) ----- ・削減率：33% (3.2.1.6項参照)
② 高度信頼性飛行制御検証技術の研究開発 (FS)	最終	開発後期で従来発見されていた不具合を、ハードウェアとの組合せ前に発見し、開発後期での不具合を削減して信頼性を向上させ、飛行ソフトウェアの設計作業期間を20%削減する。	○(達成) ----- ・削減率：23% (3.2.2.5項参照)
③ 次世代LNG制御システム技術の研究開発 (LNG)	中間	(1) 機体点検自動化システム技術 (自己診断・自律対応システム) 自己診断・自律対応システムのアルゴリズムの選定及び設計の完了 (2) 制御系機器の開発 ロケット機体点検を自動的に実施できる制御機器等を含むアビオニクス機器に要求される機能性能要求の実現性を確認するための機能試験の完了	○(達成) ----- (3.2.3.8(1)項参照)

*1：第1回中間評価の範囲となる平成15年度末までの目標

(2) 第2回中間評価時点での達成状況

第1回中間評価以降平成19年度末までの間に、LNG及びMIの事業期間が見直され、LNGは平成19年度末まで、MIは平成22年度末まで各々延長された。(2.3項「情勢変化への対応」参照)。

その結果、LNGについては、平成15年度末までの中間目標を達成した後(表3.1.1-1参照)。平成19年度末までに最終目標を達成して事業を終了した。

一方、MIについては、平成16年度から研究開発を開始し、平成19年度末までの中間目標を達成し、引続き継続中である。

表3.1.1-2に、平成19年度末までの中間目標に対する達成状況を示す。表に示す通り、目標をすべて達成している。なお、VP、FSについては、すでに平成15年度までに完了しているため、第2回中間評価は、LNG(事後)とMI(中間)が対象となる。

表3.1.1-2 目標に対する達成状況(第2回中間評価時点)

研究開発項目	達成目標(～H19FY末)*1 (項目③については、個別最終目標)	達成状況 ～H19FY*1
③次世代LNG制御システム技術の研究開発(LNG)	最終 民生用小型LNG気化設備の制御系設備等に対応可能な、自己診断・自律対応が可能なロケット用制御システムを開発し、機体点検作業での人的ミスによる不具合を削減し、信頼性を向上させ、機体点検工期を30%削減する。	○(達成) ----- ・世界レベルの工期実現：21日 ・工期削減率： -日数ベース：30% -時間ベース数：36% (3.2.3.6(4)3項) ・高性能アビオニクス機器実現 ・L-CNGステーションへの適用可能性を確認→信頼性向上、省力化 (3.2.3.8項)
④ミッション対応設計高度化技術の研究開発(MI)	中間 (1)一元管理技術とミッション解析情報設定技術については、技術としての開発を終了していること。 (2)打上げ当日ミッション解析・評価技術と飛行中データ取得・機体評価技術については、目標達成のために適切な開発仕様が設定されていること。	○(達成) ----- ・左記中間目標を達成 (3.2.4.6(1)項) ・Webを利用した情報一元管理(3.2.4.1項) ・遺伝的アルゴリズムの適用による設計の前倒し・効率化 (3.2.4.2項) ・高解像度風データ新規対応他による打上げ判断高度化 (3.2.4.3項) ・インテリジェントデータ分析による飛行後解析作業の高度化 (3.2.4.4項)

*1：第2回中間評価の評価対象範囲。

(3) 事後評価時点での達成状況

第2回中間評価以降平成22年度末までには、MIの事業のみが実施された。

MIは平成16年度から研究を開始し、平成19年度末までの中間目標を達成し(表3.1.1-2参照)、平成22年度末までに最終目標を達成し事業を終了した。

表 3.1.1-3 目標に対する達成状況

研究開発 項目	達成目標(～H22FY末) (項目③については、個別最終目標)	達成状況 ～H22FY
④ ミッション対応 設計高度化技術 の研究開発 (M I)	<p>最終</p> <p>ミッションインテグレーション関連情報を一元管理し、インタフェース仕様が不足し効率良い設計解析ができなかった設計初期から、インタフェース仕様を設定することにより、前倒しに作業を進め、効率的な設計作業を可能とするとともに、打上当日風によるロケット機体への影響の詳細解析を効率的に実施し、新規開発ロケットの打上げに対する確実性を確保しつつ、個別衛星に対するミッションインテグレーション作業期間を40%削減する。</p> <p>また、飛行後解析においては、飛翔結果を次号機以降に反映するためのポストフライト解析・評価作業を高度化・省力化し作業量の20%削減を実現する。</p>	<p>○(達成)</p> <hr/> <p>・ミッションインテグレーション作業期間：現36ヶ月</p> <ul style="list-style-type: none"> - 一元管理技術：92%作業時間削減 (3.2.4.5.1項) - 解析情報設定技術：ミッション解析作業の前倒しが可能なことを確認 (3.2.4.5.2項) - 中型ロケット想定ミッション：インテグレーション期間で40%削減(19ヶ月)を実現 <p>・打上げ当日作業</p> <ul style="list-style-type: none"> - 打上げ判断精度向上を実現 - 作業の効率化を実現 (3.2.4.5.3項) <p>・ポストフライト解析・評価作業：</p> <ul style="list-style-type: none"> - 作業量の29%削減 - インテリジェント分析に夜の解析の高度化を実現 (3.2.4.5.4項)

3.1.2 成果の概要

表 3.1.2-1、表 3.1.2-2、表 3.1.2-3 に、研究開発項目①～④の成果概要を個別に示す。表 3.1.2-1 は、第 1 回中間評価の範囲となる平成 15 年度末までの成果の概要、表 3.1.2-2 は、第 2 回中間評価の範囲となる平成 19 年度末までの成果の概要、表 3.1.2-3 は事後評価時となる平成 22 年度末までの成果の概要を示す。

なお、成果の詳細は、3.2 項以降において、研究開発テーマごとに示す。

表 3.1.2-1(1/3) 第 1 回中間評価時点での研究開発成果概要（～平成 15 年度末）

研究開発項目 実施項目	① ヴァーチャルプロトタイプング技術 (VP) 【完了】
1. 開発するシステム技術仕様の設定	<ul style="list-style-type: none"> ・ヴァーチャルプロトタイプングの開発仕様を設定した。同システムは、以下のサブシステムで構成される。 1) データ管理 2) VPシミュレーション 3) CADデータ変換 4) 逆変換 5) 人的要素シミュレーション <p style="text-align: right;">→【3.2.1.1 項】</p>
2. 要素技術／装置の開発	<ul style="list-style-type: none"> ・上記1項 3) に対して、設計者が仮想空間で実施したシミュレーション結果にもとづき、その画面上で設計変更や修正を行い、その内容を自動的に3D-CADデータにフィードバックする「3D-CADデータへの自動フィードバック技術」を開発できた。 <li style="text-align: right;">→【3.2.1.2 項】 ・上記1項 5) に対して、仮想シミュレーション用の精緻な人間モデルを用いたシステムとモーションキャプチャ技術によるリアルタイムシミュレーションによる評価システムを誘導し、アクセス性や負荷等の人的要素を評価できる「人的要素の関わるシミュレーション技術」を開発できた。 <li style="text-align: right;">→【3.2.1.3 項】
3. システムの構築	<ul style="list-style-type: none"> ・1項で設定した仕様(上記2項に示す技術要素を含む)に基づくヴァーチャルプロトタイプングシステムを構築し、機能要求をすべて満足することを確認した。 <li style="text-align: right;">→【3.2.1.4 項】
4. 実証試験の実施	<ul style="list-style-type: none"> ・以下を実施した。 1) 人的要素評価に関する実証試験 ロケットの1段/2段分離衝撃試験の組立作業を例題として、シミュレーションと実作業の比較を行った。その結果、開発技術が、組立て手順、作業性、操作性、作業負荷、干渉等の人的要素に関する設計上の不確定さの排除に有効であることを実証できた。 2) 仮想シミュレーションによる実証試験ロケットの風洞試験での組立て運用作業を例題として、静的/動的干渉の検出と3D-CADデータ修正フィードバック作業を実際実施し、ヴァーチャルプロトタイプングシステムとしての適用性とその有用性を実証できた。 <li style="text-align: right;">→【3.2.1.5 項】
5. 目標達成度評価	<ul style="list-style-type: none"> ・実証試験において、実際のロケット組立て作業で発生し得る不具合に起因する予定外作業を未然に防止できることを定量的に確認した。その結果をもとに、ロケットのシステム設計全体での期間短縮効果を算定したところ 33.6%の短縮率を得た。これにより、研究開発目標である30%の削減効果の達成が確認できた。 <li style="text-align: right;">→【3.2.1.6 項】

表 3.1.2-1(2/3) 第1回中間評価時点での研究開発成果概要（～平成15年度末）

研究開発項目 実施項目	② 高度信頼性飛行制御検証技術 (FS) 【完了】
1.開発するシステム 技術仕様の設定	<p>・飛行制御事前検証システムの開発仕様を設定した。事前検証システムは以下のサブシステムで構成される。</p> <p>1) 検証条件自動設定機能 2) シミュレーション機能 3) 検証試験結果自律評価機能</p> <p style="text-align: right;">→【3.2.2.1 項】</p>
2.要素技術／装置 の開発	<p>・上記1項1)及び3)の機能を実現する技術として、「検証試験条件自動設定ソフトウェア」と「検証試験条件自律評価ソフトウェア」からなる「飛行制御事前検証技術(事前検証ソフトウェア)」を開発できた。</p> <p style="text-align: right;">→【3.2.2.1 項】</p> <p>・上記1項3)の機能を実現する装置として、飛行環境の変動、ハードウェア不具合、推進系異常等の極限状態を模擬でき、かつ検証試験条件自動設定機能で作成された大量の検証条件を自動的に実行できる「シミュレーション装置」を開発できた。</p> <p style="text-align: right;">→【3.2.2.2 項】</p>
3.システムの構築	<p>・「事前検証ソフトウェア」と「シミュレーション装置」を統合し、1項で設定した仕様に基づく事前検証システムを構築し、機能要求をすべて満足することを確認した。</p> <p style="text-align: right;">→【3.2.2.4 項】</p>
4.実証試験の実施	<p>・事前検証システムの有効性を実証するための実証試験の実施準備としてのために、検証の対象となるソフトウェアである「実証用飛行ソフトウェア」を製作した。(実証試験の準備)</p> <p style="text-align: right;">→【3.2.2.3 項】</p> <p>・実証用飛行ソフトウェアのうち、飛行制御ソフトウェアモジュール中の2段姿勢制御部ソフトウェアに意図的にバグを入れ込んだものを用い、実証試験(事前検証)を行った。その結果、事前検証システムの一連の動作が有効に機能し、内在するバグを自律的に抽出できることが確認できた。</p> <p style="text-align: right;">→【3.2.2.4 項】</p>
5.目標達成度評価	<p>・事前検証システムを適用した場合とプログラマによる従来手法によるバグ抽出の場合とを比較する等の方法により、事前検証システムによる飛行制御ソフトウェア開発期間の短縮効果を定量的に評価した。その結果、ソフトウェア製作期間、ソフトウェア単体検証期間、ハード／ソフト組合せ検証期間の各々の期間が短縮でき、全体として約23%の短縮率となることを確認し、研究開発目標(20%)を達成した。</p> <p style="text-align: right;">→【3.2.2.5 項】</p>

表 3.1.2-1(3/3) 第1回中間評価時点での研究開発成果概要（～平成15年度末）

研究開発項目 実施項目	③ 次世代 LNG 制御システム技術 (LNG) 【中間】
1.システム技術の開発	<ul style="list-style-type: none"> ・自己診断・自律対応型機体点検自動化システムの設計仕様、及びそれを実現するためのアビオニクスシステムの設計仕様を設定した。 →【3.2.3.2(1)項】 ・上記「機体点検自動化システムの設計仕様」に基づき、機体点検を最大限自動化するための、故障の自己検知、自己検出、自己分離、自律リカバリからなるアルゴリズムを確定した。 →【3.2.3.2(2)項】
2.機器の開発	<ul style="list-style-type: none"> ・上記1項の「アビオニクスシステムの設計仕様」に基づき、開発すべきアビオニクス機器を6品目設定した。それらについて、開発計画及び設計仕様を設定した。 →【3.2.3.4(1)項】
3.システムの構築／実証試験の実施	<p style="text-align: center;">中間時点以降に実施予定</p> <p>(自己診断・自律対応型機体点検自動化システム技術に付随するソフトウェアを製作し、同時に開発した制御系機器に組込むことにより自己診断・自律対応型機体点検自動化システムを構築する予定)</p> <ul style="list-style-type: none"> ・特にクリティカルな開発要素を持つ誘導制御計算機について、演算部試作試験並びに機能確認モデルによる機能確認試験を実施し、機能性能要求の実現性(スループット 10.3MIPS の達成等)を確認した。 →【3.2.3.4(2)項】 ・機体点検自動化システムとしての実証試験は、開発最終段階で実施する予定。(機体点検自動化システムの技術実証試験を LNG 実液を用いて実施することを主とした試験計画を現在作成中¹⁾)
4.目標達成度評価	<ul style="list-style-type: none"> ・以下の結果を得て、中間目標を達成 <ol style="list-style-type: none"> 1) 機体点検自動化システム技術のアルゴリズムの選定及び設計を完了し、ソフトウェア等による実現の見通しを得た。 2) 演算部及び機能確認モデルの試作試験等を実施し、機能性能要求の実現性を確認した。 <p style="text-align: right;">→【3.2.3.8(1)項】</p>

1) 表中は平成16年度当時の記載。その後の検討により、実液を使用しない計画とした。

表 3.1.2-2(1/2) 第2回中間評価時点での研究開発成果概要（～平成19年度末）

研究開発項目 実施項目	③ 次世代 LNG 制御システム技術 (LNG) 【完了】
1.システム技術の開発	<p>・自己診断・自律対応型機体点検自動化システムの設計仕様について、平成15年度までに設定したものに對し、さらに高度化のための仕様の追加等を行ない、最終的な仕様としてまとめた。</p> <p style="text-align: right;">→【3.2.3.2(1)項、3.2.3.3(1)項】</p> <p>・上記に基づき、機体点検自動化機体点検を最大限自動化するための故障の自己検知、自己検出、自己分離、自律リカバリの技術要素を含むアルゴリズムを開発し、さらにそれをソフトウェアとして具現化した。</p> <p style="text-align: right;">→【3.2.3.2(2)項、3.2.3.3(2)項】</p>
2.機器の開発	<p>・誘導制御計算機他のアビオニクス機器6品目に對し、上位のシステム要求から来る仕様の追加・見直し等を適宜行ないつつ、設計・製作・試験を実施し、十分な耐環境性や性能を有するアビオニクス機器の開発を完了した。</p> <p style="text-align: right;">→【3.2.3.4項、3.2.3.5項】</p>
3.システムの構築／実証試験の実施	<p>・上記1項で完成した「機体点検自動化システム技術に付随するソフトウェア」と、同じく2項で開発したアビオニクス機器と統合し、「機体点検自動化システム」を構築した。システムとしての基本的な健全性の確認は、「事前確認試験」で実施した。</p> <p style="text-align: right;">→【3.2.3.6項】</p> <p>・構築したシステムを用いて、機体点検自動化システムの機能・性能の確認、及び射場での機体点検を網羅的に模擬する実証試験を実施した。その結果、</p> <ol style="list-style-type: none"> 1) 構築したシステムがシステムとしての機能・性能を満足することを確認できた。 2) 機体点検工期に関して、研究開発目標を達成していることを確認できた(下記4項)。 <p style="text-align: right;">→【3.2.3.6項】</p>
4.目標達成度評価	<p>・4項における実証試験において、開発したシステムを用いた場合の機体点検作業、並びに、比較のために従来手法に基づく場合の機体点検作業を各々行ない、作業時間等のデータを取得した。その結果を分析・検討し、工期短縮度を評価した。</p> <p>・結果、従来工期30日に對し、システム導入後工期は21日に短縮されており、研究開発目標である30%の削減を実現していることを確認できた。</p> <p style="text-align: right;">→【3.2.3.6(4)3項、3.2.3.9(2)項】</p> <p>・上記1、2項で開発した自己診断・自律対応型機体点検自動化システム技術は、民生用小型LNG気化設備の制御系設備等に対する適用可能性を有することを、L-CNGステーションを取上げて実機データに基づいて実施したシミュレーションにより確認した。</p> <p style="text-align: right;">→【3.2.3.8項、3.2.3.9(2)項】</p>

表 3.1.2-2(2/2) 第2回中間評価時点での研究開発成果概要（～平成19年度末）

研究開発項目 実施項目	④ ミッション対応設計高度化技術 (MI) 【中間】
1.仕様の設定	<p>・ミッション対応設計高度化技術は、以下の要素技術で構成される。これらの要求仕様(開発仕様)を設定した。</p> <ol style="list-style-type: none"> 1) ミッション対応設計情報一元管理技術 2) ミッション解析情報設定技術 3) 打上げ当日ミッション解析・評価技術 4) 飛翔中データ取得・機体評価技術 <p style="text-align: right;">→【3.2.4.1～3.2.4.4 項】</p>
2.要素技術の開発	<p>・上記1項1)「ミッション対応設計情報一元管理技術」の要求仕様に基づき、技術仕様を設定。その技術仕様に基づき、ロケット、衛星の設計段階にしたがって変化するロケット/衛星インタフェース情報およびロケット仕様を一元管理するとともに、インタフェース調整に必要な文書や各解析用データを自動生成するアルゴリズムを設定し、ミッション対応設計一元管理技術を開発した。</p> <p style="text-align: right;">→【3.2.4.1 項】</p> <p>・上記1項2)「ミッション解析情報設定技術」の要求仕様に基づき、技術仕様を設定。その技術仕様に基づき、衛星の開発初期において不足または誤差が大きいインタフェース情報を基に、ロケット側作業の前倒しを実現するためのアルゴリズムを設定し、ミッション解析情報設定技術を開発した。</p> <p style="text-align: right;">→【3.2.4.2 項】</p>
3.システムの構築	<p>・「ミッション対応設計情報一元管理技術」に関し、上記2項の結果を受けて付随するソフトウェアの基本設計、詳細設計およびソフトウェア製作、単体試験までを実施し、一元管理システム(ミッションインテグレーションシステム)を構築。機能要求を全て満足することを確認した。</p> <p style="text-align: right;">→【3.2.4.1 項】</p> <p>・「ミッション解析情報設定技術」に関し、上記2項の結果を受けて付随するソフトウェアの基本設計、詳細設計、ソフトウェア製作、単体試験までを実施し、GA(遺伝的アルゴリズム)シミュレーションツールを構築。機能要求を全て満足することを確認した。</p> <p style="text-align: right;">→【3.2.4.2 項】</p>
4.実証試験の実施	<p>・ミッション対応設計高度化技術としての実証試験は、開発最終段階で実施する予定。</p> <p style="text-align: right;">→【3.2.4.6(2)項及び4.2 項】</p>
5.目標達成度評価	<p>・以下の結果を得ており、中間目標を達成した。</p> <ol style="list-style-type: none"> 1)「ミッション対応設計情報一元管理技術」、及び「ミッション解析情報設定技術」に関しては、上記3項までの作業を実施済みであり、個別技術としての開発をすべて終了した。 2)「打上げ当日ミッション解析・評価技術」、及び「飛翔中データ取得・機体評価技術」に関しては、全体構想を検討し、それを実現するための要求仕様(開発仕様)の設定までを完了した。 <p style="text-align: right;">→【3.2.4.6(1)項】</p>

表 3.1.2-3 事後評価時点での研究開発成果概要（～平成 22 年度末）

研究開発項目 実施項目	④ ミッション対応設計高度化技術 (MI) 【完了】
1.仕様の設定	<p>・ミッション対応設計高度化技術は、以下の要素技術で構成される。これらの要求仕様(開発仕様)を設定した。</p> <ol style="list-style-type: none"> 1) ミッション対応設計情報一元管理技術 2) ミッション解析情報設定技術 3) 打上げ当日ミッション解析・評価技術 4) 飛翔中データ取得・機体評価技術 <p style="text-align: right;">→【3.2.4.1～3.2.4.4 項】</p>
2.要素技術の開発	<p>・1)の要求仕様に基づき、技術仕様を設定。その技術仕様に基づき、ロケット、衛星の設計段階にしたがって変化するロケット／衛星インタフェース情報およびロケット仕様を一元管理するとともに、標準テンプレートを基に、インタフェース項目を定義し、インタフェース調整に必要な文書や各解析用データを自動生成するミッション対応設計一元管理技術を開発した。</p> <p style="text-align: right;">→【3.2.4.1 項(3)】</p> <p>・2)の要求仕様に基づき、技術仕様を設定。その技術仕様に基づき、衛星の開発初期において不足または誤差が大きいインタフェース情報を基に、ロケット側作業の前倒しを実現するためのアルゴリズムを設定し、ミッション解析情報設定技術を開発した。</p> <p style="text-align: right;">→【3.2.4.2 項(3)】</p> <p>・3)の要求仕様に基づき、技術仕様を設定。その技術仕様に基づき、ロケットの打上げ当日に高解像度風を用いた各種ミッション解析の自動実施、解析結果の評価判断支援を行うアルゴリズムを設定し、打上げ当日ミッション解析・評価技術を開発した。</p> <p style="text-align: right;">→【3.2.4.3 項(3)】</p> <p>・4)の要求仕様に基づき、技術仕様を設定。その技術仕様に基づき、ロケットの飛行後解析、報告書の作成作業をテンプレートを利用して効率的に実施するアルゴリズム、および異常疑を検知し、その原因を特定する高度な解析手法のアルゴリズムを設定し、飛翔中データ取得・機体評価技術を開発した。</p> <p style="text-align: right;">→【3.2.4.4項(3)】</p>
3.システムの構築	<p>・1)に関し、上記2項の結果を受けて付随するソフトウェアの基本設計、詳細設計およびソフトウェア製作、単体試験までを実施し、一元管理システム(ミッションインテグレーションシステム)を構築。機能要求を全て満足することを確認した。</p> <p style="text-align: right;">→【3.2.4.1 項(4)(5)】</p> <p>・2)に関し、上記2項の結果を受けて付随するソフトウェアの基本設計、詳細設計、ソフトウェア製作、単体試験までを実施し、GA(遺伝的アルゴリズム)シミュレーションツールを構築。機能要求を全て満足することを確認した。</p> <p style="text-align: right;">→【3.2.4.2 項(4)】</p> <p>・3)に関し、上記2項の結果を受けて付随するソフトウェアの基本設計、詳細設計、ソフトウェア製作、単体試験までを実施し、打上げ当日ミッション解析・評価システムを構築。機能要求を全て満足することを確認した。</p> <p style="text-align: right;">→【3.2.4.3 項(4)】</p> <p>・4)に関し、上記2項の結果を受けて付随するソフトウェアの基本設計、詳細設計、ソフトウェア製作、単体試験までを実施し、飛行後解析・評価システムを構築。機能要求を全て満足することを確認した。</p> <p style="text-align: right;">→【3.2.4.4 項(4)(5)】</p>

研究開発項目 実施項目	④ ミッション対応設計高度化技術 (MI) 【完了】
4.実証試験の実施	<ul style="list-style-type: none"> •ミッションインテグレーションシステムを用いてインテフェース調整作業の省力化・効率化を実証した。 →【3.2.4.5.1 項】 •GAシミュレーションツールを用いて設計初期段階でロケット仕様を効率的に設定し設計作業の前倒しが可能であることを実証した。 →【3.2.4.5.2 項】 •打上げ当日ミッション解析・評価システムを用いて打上げ当日の作業の効率化・人的エラーの排除と打上げ判断の精度向上を実証した。 →【3.2.4.5.3 項】 •飛行後解析・評価システムを用いて飛行後解析作業の効率化を実証した。また飛行後解析の高度化する手法として、複雑性解析とモデルベース推論を行い、その有効性を確認した。 →【3.2.4.5.4 項】
5.目標達成度評価	<ul style="list-style-type: none"> •「ミッション対応設計情報一元管理技術」と「ミッション解析情報設定技術」をあわせ、前提としたミッションインテグレーションスケジュールのクリティカルパスを前倒し可能な見通しが得られ、本研究開発の目標(ミッションインテグレーション作業期間の40%削減)を達成した。 •「打上げ当日ミッション解析・評価システム」を利用することで、作業の効率化・人的エラーの排除と打上げ判断の精度向上を達成した。 •「飛行後解析・評価システム」を利用することで、従来と比較して29%時間削減できる見通しが得られ、本研究開発の目標(飛行後解析作業の20%削減)を達成した。また、異常疑の検知や故障原因の推論など、解析作業を高度化する手法の有効性を確認した。 →【3.2.4.6(2)項】

3.1.3 成果の意義

VP、FSについて個別の最終目標を達成したことにより、この研究開発の結果得られた基盤技術は、ロケット開発における信頼性の向上やシステム設計作業期間並びにソフトウェア設計期間の短縮、さらには開発コスト削減に大きく寄与するものと期待される。その結果、将来的には、ロケット打上げサービスに関する国際市場において、強い競争力を持つロケット開発が可能となり、市場におけるシェア拡大が期待できる。また、開発期間短縮により、打上げ価格の低減が進むとともに、市場動向にマッチしたサービスの投入が可能となり、新たな衛星打上げの需要を喚起する効果が生まれるものと期待される。

なお、本事業の研究開発成果の経済的な効果については、4.3項「経済効果」にまとめた。

また、LNGについて最終目標を達成したことにより、商業ロケット打上げ分野における射場での整備期間に関して、世界的なレベルに達したものと考えられる。これにより、射場における機体運用コストの削減や、一定期間内での打上げ回数の増加（打上げニーズや打上げ時期に関する要求への対応力の向上）が実現でき、国際競争力の確保が期待できる。また、射場では、打上げに向けて衛星側の準備作業が並行して行なわれており、このような最終的的局面でロケット機体側に不適合が発生し、作業の中断や打上げ中止になることは顧客に対して大小の悪影響を及ぼすが、本研究開発の成果によって、故障の発生や人為的なミスによる工期遅延が最小限に抑止できるものと期待できる。この効果を通じて、計画した期日通りの打上げ実績を積み重ねることにより、顧客の信頼・満足度の向上につなげていければ、打上げサービスの競争力向上に中長期的に大きな寄与をもたらすと考える。

なお、LNGの研究開発成果の技術的意義の詳細については、3.2.3.10項「成果の技術的意義」参照。

MIについて最終目標を達成したことにより、衛星受注から打上げ実施までに要する時間を欧米並みに短縮することが可能となり、かつ打上げ当日のミッション解析により確実な打上げを実現することで、顧客である衛星（ロケットユーザ）からみて利便性と信頼性に優れたロケット打上げサービスを提供できる見込みとなった。同時に、ミッションインテグレーション期間の短縮は、コストの削減、打上げ回数の増加も期待でき、競争力の向上が期待できる。

また、飛行後解析・評価作業の効率化、高度化は、継続的な打上げ運用事業を展開する上で不可欠な、次号機以降の打上げに対する信頼性の確保と衛星環境の改善・向上につながる期待できる。

以上のように、信頼性を確保しつつミッションインテグレーション期間、飛行後解析作業時間を短縮することで、欧米並みまたはそれ以上の打上げサービスの提供が可能になったと考える。

3.1.4 特許の取得／成果の普及

本研究開発事業の成果による特許等の知的財産権の取得、あるいは成果の普及活動については、件数を表3.1.4-1にまとめた。また、その概要を5章に提示した。

表 3.1.4-1 特許・社外発表等の実績 件数一覧

分類		H14FY	H15FY	H16FY	H17FY	H18FY	H19FY	H20FY	H21FY	H22FY	合計	
1.特許(出願)	石特	LNG	0	0	1	0	1	2	0	0	0	4
	一般	VP	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
		FS	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
		MI	0	0	0	0	0	0	0	1	0	1
		合計	0	0	1	0	1	2	0	1	0	5
2.プログラム著作権	石特	LNG	0	0	0	5	0	2	0	0	0	7
	一般	VP	0	2	0	0	0	0	0	0	0	2
		FS	0	0	3	0	0	0	0	0	0	3
		MI	0	0	0	0	2	3	5	2	1	13
		合計	0	2	3	5	2	5	5	2	1	25
3-1.対外発表(学会等での口頭発表、論文以外の記事投稿等)	石特	LNG	0	0	0	1	0	0	1	1	0	3
	一般	VP	0	4	0	2	0	0	0	0	0	6
		FS	0	0	1	0	0	0	0	0	0	1
		MI	0	0	0	2	1	0	2	0	0	5
		合計	0	4	1	5	1	0	3	1	0	15
3-2.対外発表(論文)	石特	LNG	0	0	0	1	2	1	0	0	0	4
	一般	VP	0	1	1	0	0	0	0	0	0	2
		FS	0	3	2	0	0	0	0	0	0	5
		MI	0	0	0	3	6	3	3	2	2	19
		合計	0	4	3	4	8	4	3	2	2	30
4. その他管理リスト		0	0	1	1	0	0	1	0	1	4	

3.1.5 成果の汎用性

本研究開発事業の成果は、ロケットはもとより各種輸送機器や機械装置、各種大規模プラント等、多くの部品から構成されるシステム・機器等の大規模あるいは複雑な統合設計を必要とするメーカーにて広く活用されることが期待される。また、LNG制御システム技術に関連する成果は、LNG制御設備の保安管理の信頼性向上や運用の効率性向上を必要とするガス事業者やガスユーザに対して、広く適用されることが期待される。したがって、本事業の成果の汎用化を進める（浸透に努める）ことにより我が国産業における生産性を広い範囲にわたって高めることが可能となり、十分な効果が得られると判断できる。詳細は、4.2項「波及効果」、及び3.2.3.8項「民生用小型LNG気化設備等への適用可能性検討」参照。

3.2 研究開発項目毎の成果

3.2.1 ヴァーチャルプロトタイピング技術（VP）

従来実機ハードウェア製作・組立て後に発生していた不具合を設計初期段階で発見可能とし、これによる設計の手戻り作業を削減するために、仮想空間でのシミュレーション結果に基づく設計改善対策をシミュレーションモデルのもととなる3D-CADの図形データへ自動的に反映し、不具合を未然に排除する技術、および人的要素に関わる設計上の不確定要素を未然に排除する技術について研究開発を実施した。

3.2.1.1 ヴァーチャルプロトタイピングシステムの開発仕様設定

開発仕様の設定にあたり、現状における問題点と技術課題を分析し、技術開発のねらいを明確にして、ヴァーチャルプロトタイピングシステムの開発仕様を設定した。

(1) 現状における問題点と技術課題

ロケットのような大規模システムでは、開発の前期段階での組立・運用を考慮した試作試験が難しいため、開発の最終段階で実施するシステム試作作業を通じて設計の妥当性が確認されるが、その時点で不具合が存在すると手戻り作業が発生し、開発に対して重大な影響を与える問題を抱えている。また、実運用確認の機会が開発後期になるため、組立・運用作業の不具合（干渉、作業性など）は開発コスト／開発期間に多大な影響を与える。したがって、ロケットの組立・運用時に発生するトラブルを事前検証し、設計に反映できるシステムが必要である。

(2) 技術開発のねらい

設計した3D-CAD図面データと組立・運用・人的要素のシミュレーションを一体化し、設計の事前検証が可能となるシステムを構築し、試作試験やモックアップ試験を必要最低限にすると共に、開発後期や運用フェーズの不具合発生を排除する技術を開発する。

ロケットの開発作業の流れと本技術の位置付けを図3.2.1-1に示す。

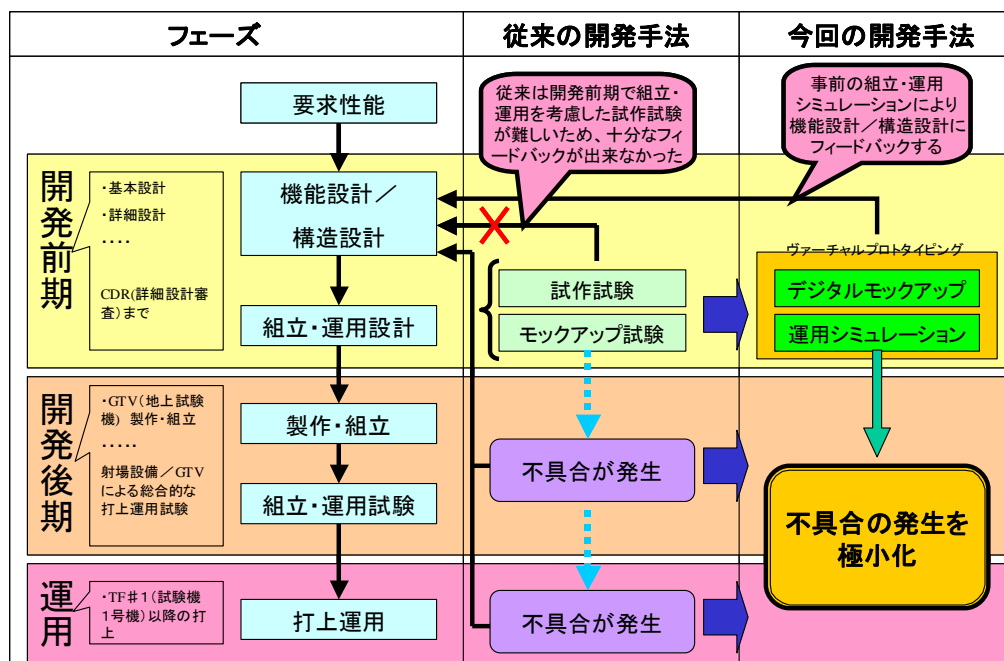


図 3.2.1-1 開発作業の流れと本技術手法の位置付け

(3) 開発仕様の設定

上述の現状における問題点と技術課題および技術開発のねらいを基に、ヴァーチャルプロトタイピングシステムの開発仕様を設定した。(開発仕様検討の詳細を、別冊1「ヴァーチャルプロトタイピングシステム要求検討書」に示す。)

ヴァーチャルプロトタイピングシステムは、次の5つのサブシステムから構成することとした。データ管理サブシステムを除く構成概要図を図3.2.1-2に示す。

- 1) データ管理サブシステム
- 2) VPシミュレーションサブシステム
- 3) CADデータ変換サブシステム
- 4) 逆変換サブシステム
- 5) 人的要素シミュレーションサブシステム

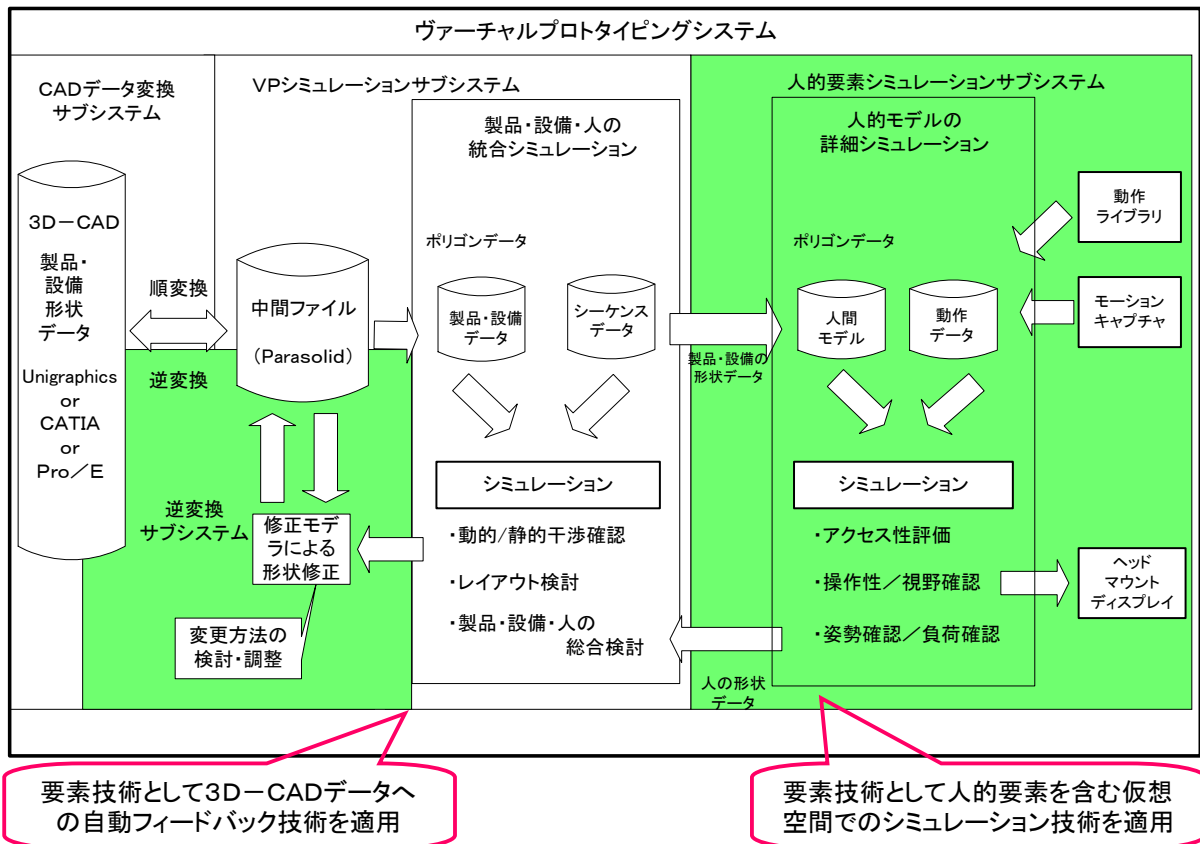


図 3.2.1-2 システム構成概要図

各サブシステムの概要を以下に述べる。また、各サブシステムの機能要求を表3.2.1-1に示す。

1) データ管理サブシステム

データ管理サブシステムは、他の4サブシステムによって発生するファイル・データを一元管理、履歴管理を行なうサブシステムである。すなわち、製品・設備等の3D-CADの保管・管理、オリジナル3D-CADを中間データファイルに変換した3D-CADの保管・管理、シミュレーションのためのポリゴンデータの保管・管理およびシミュレーション時の設定データ、シミュレーション結果、不具合/変更提案などの保管・管理を行なう機能である。

表 3.2.1-1 機能要求表

システム構成	技術仕様	要求機能内容
データ管理 サブシステム	技術情報の保護	3D-CADデータの閲覧、シミュレーションやシミュレーション結果に伴う変更処理など、ユーザの立場に応じてアクセスできる範囲が制限できること。
	ファイル管理機能	各社/社内から受領した3D-CADデータ保管、それらを変換した中間ファイル、シミュレーションシナリオ、シミュレーション結果などのデータ管理ができること。
	不具合疑管理機能	シミュレーションにおいて、不具合疑が生じた場合は、その不具合疑に対する対応策およびCADデータ等の変更管理ができること。
VP シミュレーション サブシステム	シミュレーション機能	以下の項目が行なえること。 (1) 検出すべき事象/問題点 ・静的/動的な機械的干渉の検出 組立時の部品間、部品・機体と治工具等および結合部分の不整合の検出 ・アクセス性の検出 ・視野性の検出 ・作業者への負荷の検出 (2) シミュレーションの種類 ・組立状態のシミュレーション ・組立中の動的シミュレーション ・人間モデルを入れた作業状態のシミュレーション ・人間モデルを入れた作業中のシミュレーション ・人の目から見た作業状態のシミュレーション ・人の目から見た作業中の動的シミュレーション
CADデータ変換/ 逆変換サブ システム	3D-CAD対応機能	マルチCAD対応として、次のCADシステムが取り扱えること。Unigraphics、Pro/Engineer、CATIA
逆変換 サブシステム	逆変換機能	シミュレーションで発生・確認された不具合疑に対する対応策が形状変更である場合、CADデータ等に変更をフィードバックを行なう。また、中間ファイルとシミュレーションデータ間の不具合疑箇所が対応付けられること。
人的要素シミュレ ーションサブシステム	人間モデルのシミュレ ーション機能	人間モデルにより、アクセス性、体と物の干渉および作業姿勢の妥当性について検討ができること。
	リアルタイムシミュレ ーション機能	現実の作業者の事前トレーニング用として、モーションキャプチャシステムとヘッドマウントディスプレイにより、準リアルタイムに作業シミュレーションが行なえること。

2) VPシミュレーションサブシステム

VPシミュレーションサブシステムは、3D-CAD中間データファイルをVPシミュレーションに使用できるようにポリゴンデータ化を行ない、別途定義されたシーケンスデータ（シミュレーションの手順）により、製品・設備の干渉やニアミス等を検出するためのシミュレーションを行なう機能である。

3) CAD変換サブシステム

CADデータ変換サブシステムは、ロケットの場合では機体およびその組立設備などUnigraphics（略称：UG）、CATIA、Pro/Engineer（略称：Pro/E）等で作成された各社各様の3D-CADデータを中小型ロケット開発で採用を予定しているUGをベースとした3D-CAD中間データファイルに変換する機能である。

4) 逆変換サブシステム

逆変換サブシステムは、VPシミュレーションサブシステムや人的要素シミュレーションサブシステムでのシミュレーションの結果、干渉などの不具合が発見され製品・設備等の形状修正が必要となった場合、干渉した当該部品を中間データファイルから自動的に呼出し、シミュレーションでの干渉位置に表示して、修正モデラによる形状修正作業を行なう機能を有している。形状修正結果を基に、VPシミュレーションサブシステム／人的要素シミュレーションサブシステムによる再シミュレーションを行ない、その結果が良好であれば、不具合形状修正モデラで修正した部品データを各社各様の3D-CADデータに戻すことができる。

5) 人的要素シミュレーションサブシステム

人的要素シミュレーションサブシステムは、ソフトウェアが標準で持っている人間モデルやモーションキャプチャ装置を使用して動きのデータを作成した人間モデルとイ項のVPシミュレーションサブシステムによる製品・設備などのポリゴンデータを組合せて、アクセス性、作業性などのシミュレーションを行なう機能である。

3.2.1.2 3D-CADデータへの自動フィードバック技術

(1) 現状における問題点と技術課題

設計形状データ(3D-CAD)は個々の部品を組合せてできており、物体の内部構造の情報を有している。また、ロケットのような大規模システムでは非常に多くの部品から成り立っている。そのため、3D-CADデータのままで、コンピュータ上のデータ量が大きく計算に負荷がかかり、実用的なシミュレーションができない。従って、技術課題として仮想空間でシミュレーションを行なうために、シミュレーション時の計算負荷を低減するため、物体の表面だけを表現した簡素化したモデル(ポリゴンデータ)を用いて、スムーズなシミュレーションを実施する必要がある他、ポリゴンデータを用いた仮想空間でのシミュレーションの結果、実施した設計変更・形状変更等の作業結果を容易に3D-CADデータに反映させる技術が必要である。

(2) 技術開発のねらい

複数の3D-CADシステムのデータに対応するために中間データファイルを設定し、この中間データファイルを経由して各CADシステムへ逆変換を行なう方式を採用した。また、中間データファイルと仮想空間でのシミュレーションを連携させ、シミュレーションの結果、発見された不具合にともなう設計変更・形状変更を効率的かつ確実に支援し、3D-CADデータ、中間データファイルおよびシミュレーションデータ間での整合性を保持し、三者を個別に修正する際に生じる修正ミスなどの人為的ミスを排除する技術を開発した。

(3) 技術仕様の設定

既存の3D-CADデータ等をもとに容易にシミュレーションが行なえるとともに、シミュレーション上で発見された不具合に対する対策としての設計形状の変更を、3D-CADでの設計に効率よく反映する必要がある。

データの流れとしては、各社からの3D-CADデータを中間データファイルに取り込み、このデータからシミュレーション用のポリゴンデータを作成する。ポリゴンデータを使用してシミュレーションした結果、干渉などの不具合が発見され形状変更が必要となった場合、干渉した当該部品を自動的に中間データファイルから呼出し、シミュレーション結果と同様に干渉位置に表示して、変更作業を行なう。変更結果をポリゴンデータに自動変換し、再シミュレーションを実施して変更作業結果が支障ないことを確認できるようにする。この結果、問題がなくなれば中間データファイルから当該部品を3D-CADデータに反映する。

このため、3D-CADデータ、中間データファイルおよびポリゴンデータ間での部品データの関連付けを行ない、中間データファイルの変更結果をポリゴンデータおよび3D-CADデータに自動反映させる。この結果、個々のデータを修正する際に生じるデータ間の不整合を防止し、設計作業の効率化を図る。

各社からの3D-CADデータを中間データファイルに取り込む際、表3.2.1-2に示すとおり属性データの一部は各CADシステムで独自に管理されているため取り込み対象外とした。対象外とした属性データの一部は3D-CADデータに戻す時に一部手を加えることで実用上支障ないようにした。

シミュレーション結果の3D-CADデータへの反映方法について図3.2.1-3に示す。

表 3.2.1-2 3D-CADのVPシステムへの保管データ

種類	内容	保管の可否	備考
形状データ	製品・設備を構成する可動部品単位の形状を定義したもの Point、座標値、座標系 Line、Face、Solidなど	○	
属性データ	Partに対する属性を定義したもの (○は保持される情報、×は欠落する情報) ○構成情報 ○部品番号(名称) ○色情報 ○レイヤー情報 ×パラメトリック条件、 ×寸法線情報、 ×フィーチャー(ただし、配管など点群に変換される)	△	構成情報、部品番号(名称)、色情報、レイヤー情報は形状データと関連つけられて保管されており共通化、変換が可能だが、パラメトリック条件、寸法線情報、フィーチャー情報は、各CADシステムで独自に管理されており共通化、変換が難しい。

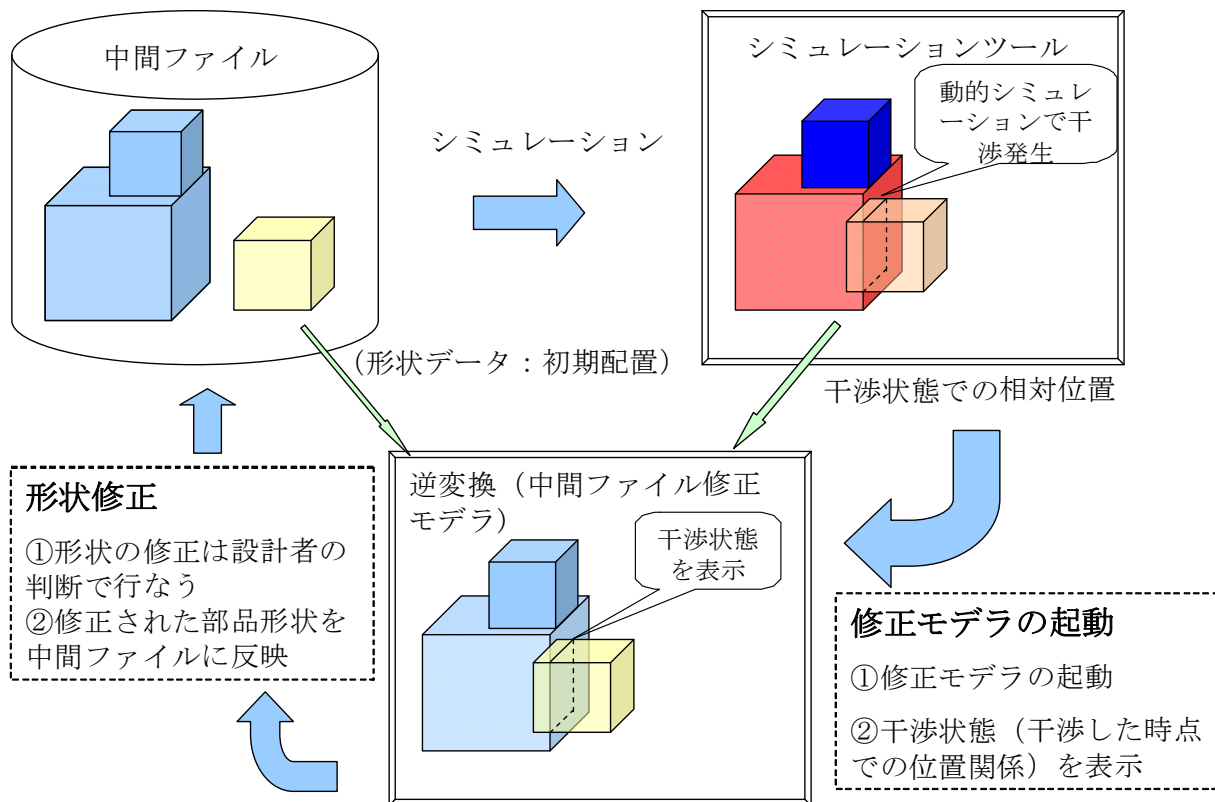


図 3. 2. 1-3 シミュレーション結果の 3D-CADデータへの反映方法

(4) 付随するソフトウェアツールの構築

上述の技術仕様に基づき、仮想空間でのシミュレーション結果（干渉状況等）画面で設計者がシミュレーションに対して行なう設計変更や修正を 3D-CADデータに自動的に反映する技術について付随するソフトウェアツールを構築した。

1) 3D-CADデータとVPシステムとのデータ変換機能

本システムで使用する中間データファイルのデータ形式を Parasolid 形式（三次元カーネルの一つでニュートラルなソリッドファイル）とし、Unigraphics（略称：UG）を修正モデラとし採用した。

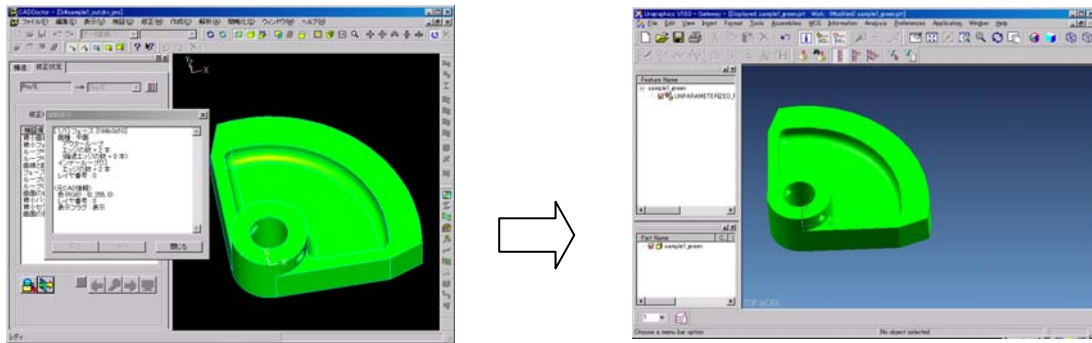
オリジナルの 3D-CADとしては、UGを初めとして CATIA V4/V5 および Pro/Engineer（略称：Pro/E）を対象として中間データファイル（UG）を介してシミュレーションシステムとの連携を可能とした。

オリジナルの 3D-CADと中間データファイル間のデータ変換は、形状データの変換率が高い市販ソフトウェアツールであるダイレクトトランスレータを使用して双方向のデータ変換を行なうことを可能にした。

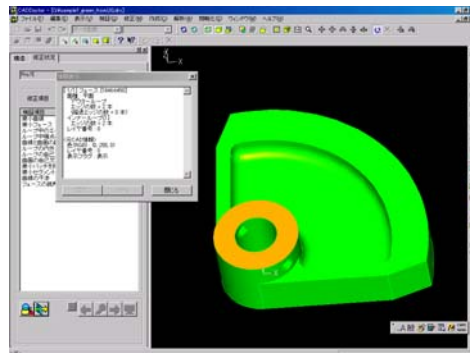
なお、表 3. 2. 1-2 に示したように属性データのうち、パラメトリック条件/寸法線情報等（CGS：Constructive Solid Geometry）およびフューチャー（特定形状を生成するコマンドで作成した形状）については各 CADシステムで独自に管理されているため、データ変換の対象外とした。

オリジナル CADデータと中間ファイルの CADデータ間でのデータ変換時におけるデータ要素等が変換される。

3D-CADデータのデータ変換について、Pro/Eの場合の例を図 3. 2. 1-4 に示す。



Pro/Eから中間ファイルへの変換



中間ファイルから Pro/E への逆変換

図 3.2.1-4 データ変換例 (Pro/E)

2) シミュレーション結果の3D-CADデータへの逆変換機能

仮想空間でのシミュレーションの結果、検出した干渉状態等を3D-CADデータに反映するため、シミュレーションデータに対応する3D-CADデータを中間ファイル修正モデラに読み込み、シミュレーションの干渉状態での部品の相対位置と同じ状態を再現させることを可能にした。

この中間ファイル修正モデラにより再現された干渉状態をもとに形状変更を行なえるようにした。

形状変更後に、再シミュレーション等を行ない、形状変更の問題が無いことを確認した上で形状変更を行なった部品データを元の3D-CADデータにフィードバックする事ができた。

3.2.1.3 人的要素に関わるシミュレーション技術

(1) 現状の問題点と技術課題

仮想空間でのシミュレーションの中で人間の動作を正確に模擬して、作業姿勢や作業負荷等の人的要素を評価する試みは既に各種の研究が行なわれてきた。今までは、人間の骨格の動作を研究して、それを忠実かつ精緻に人間モデル化し、機構解析手法を用いて各関節の負荷を算出することにより、より正確な人的要素の評価を行なうアプローチをとるものが大半であった。

しかし、作業負荷の力学的な値は機構力学的解析により算出できるが、実際に作業者が感じる肉体的な負荷は、人間工学の一般統計からしか評価できず、本来評価したい肉体的な負荷や疲労に対する評価は困難であった。

この結果、ロケット機体の製造・組立・運用の検討では重要となるアクセス性や操作性等の人的要素に関する設計評価が十分に出来なかった。

したがって、作業姿勢や作業負荷等の人的要素を直接に評価可能なシミュレーショ

ンシステムが必要となる。

(2) 技術開発のねらい

モーションキャプチャ技術を用いて作業者の動作をシミュレーションの中に取り込むと共に、作業者の持つヘッドマウントディスプレイ（HMD）に仮想空間を映写することで、作業者は仮想空間を体感できる。この仮想空間の中で作業者がロケットの製造・組立・運用作業を行ない、作業姿勢をとることにより、作業者の受ける肉体的疲労等を直接的に評価可能とする。これにより、人的要素に関わる設計上の不確定さを排除するシミュレーション技術を開発する。

(3) 技術仕様の設定

組立・運用時の手順のシミュレーションを効率よく正確に行なえるようにし、特に「狭い空間や悪い姿勢における視野や関節動作の制限など」従来の人間モデルでは表現しきれないような挙動をモデル化するとともに、複雑な作業手順による膨大な人間モデルの挙動データの生成を効率よく行なえるようにする。

(4) ソフトウェアツールの構築

上述の技術仕様に基き、仮想シミュレーション用の精緻な人間モデルを用いたシステムと、モーションキャプチャ技術を適用してリアルタイムで仮想シミュレーションに取り込んだ実際の作業による評価システムを融合することにより、組立・運用における操作員のアクセス性、作業負荷等の把握が困難な人的要素を評価する技術についてソフトウェアツール/シミュレーションシステムを構築した。

また、モーションキャプチャ技術を適用したシステムでは、ヘッドマウントディスプレイ（HMD）により仮想空間内の自然な視野を与えられた実際の作業者が、仮想空間の中で組立・運用作業をシミュレーションすることにより、アクセス性、作業負荷を実感することにより正確な人的要素の評価が可能なシステムとした。

1) 簡易人間モデルと詳細人間モデルによるシミュレーション機能

人間モデルのシミュレーションにおいては、アクセス性、体と物の干渉、人と人の干渉、作業姿勢の妥当性の検討を目的とした動的/静的シミュレーションを行なう必要がある。そのため、製品・設備のシミュレーションツールとの親和性、機能等が重要となる。

これら複数のシミュレーションをヴァーチャルプロトタイピングシステム内で実現させるために、シミュレーションとして、人間モデルは人と物（製品、設備）、人と人の干渉チェックを行なう簡易人間モデルによるシミュレーションと、アクセス性、作業姿勢の妥当性、視野の確認等を行なう詳細人間モデルによるシミュレーションの2つのシミュレーションが実施できるようにし、この2つの人間モデルを必要な場面に応じて使い分け可能とした。

2) リアルタイムシミュレーション機能

(a) 動作データの作成機能

人間モデルによるシミュレーションを実施するためには、人間モデルの動作データを作成する必要がある。市販ツールの動作データライブラリは基本的な動作に限定され複雑な人間モデルの作成は難しいため、モーションキャプチャを利用

して人間の実際の作業から動作データを作成し、人間モデルの動作シミュレーション用データを作成した。

本研究開発では、一連の動作データをモーションキャプチャを利用して作成し、実証試験のシミュレーションによる評価に利用した。(図 3.2.1-5 参照)

今回使用したモーションキャプチャ装置は、磁気式/ワイヤレス方式で、データ取得のためのスタジオ等の設備は不要とした。また、6 自由度 (位置, 角度) / センサー、12 センサー/人まで使用することができ、センサーは人間の主要な関節位置等に装着可能であり、作業性をシミュレーションするには十分な精度が得られた。

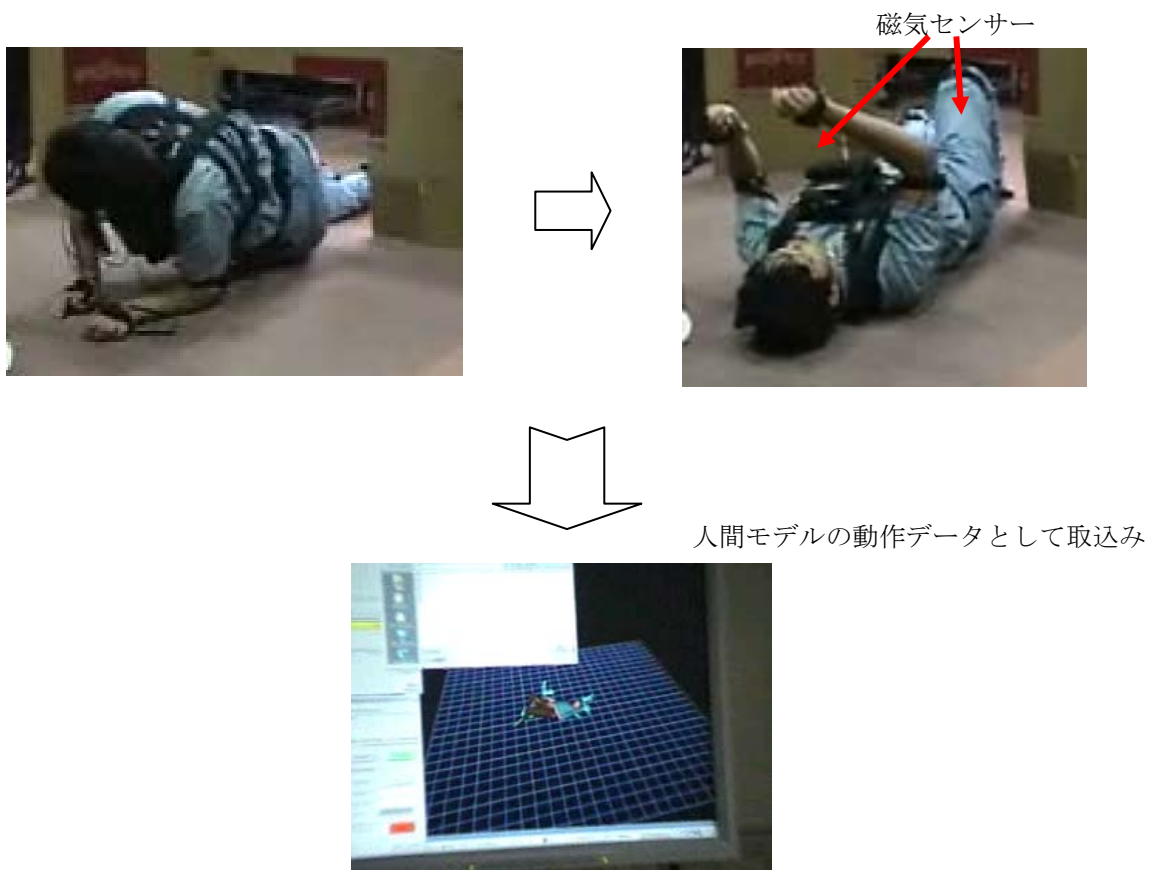


図 3.2.1-5 モーションキャプチャによる動作データの作成

(b) シミュレーション

人的要素シミュレーションサブシステムでは、モーションキャプチャ装置から取り込んだ実際の動作データを、準リアルタイム (ごく僅かの秒時遅れ) に、仮想空間上の人間モデルの動作として表示することができる。

表示するデータは、第三者の視点または作業者の視点のいずれも選択可能であり、作業者の視点による表示をヘッドマウントディスプレイ装置とすることができる。

この機能を適用することにより、動作シミュレーションを行なうことと並行して作業者の作業性に対する印象・感想等のデータを収集することができ、より効果の大きい多様性に富んだ人的要素評価シミュレーションが可能となる。

リアルタイムシミュレーション機能を適用し、うつ伏せに這いながら進入する作業のシミュレーション例を図 3.2.1-6 に示す。

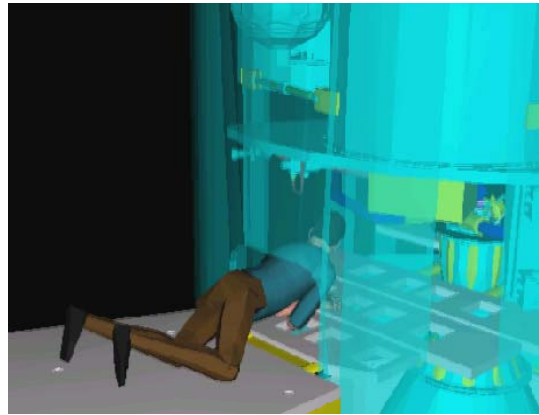


図 3.2.1-6 うつ伏せでの進入シミュレーション

また、進入経路確認と第三者視点による作業者の観察および作業姿勢など評価が可能である。そのシミュレーション例を図 3.2.1-7 に示す。

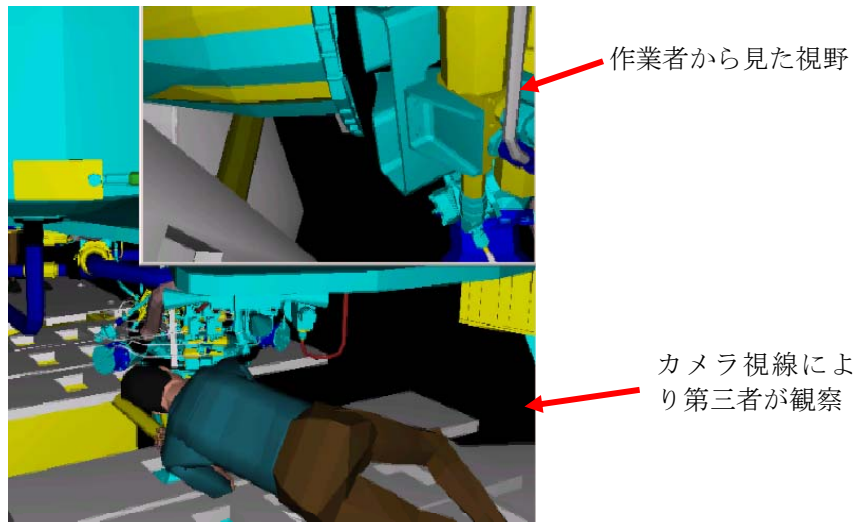


図 3.2.1-6 進入経路確認のシミュレーション例

モーションキャプチャとヘッドマウントディスプレイの装着状況とそのときのシミュレーション例を図 3.2.1-7 に示す。

このシミュレーションは、モーションキャプチャにより作業者の体型と関節などの位置をシミュレーション内の運転手に重ね合わせ、運転席から自動車の前に立っている人がどのように見えるかをシミュレーションした例である。

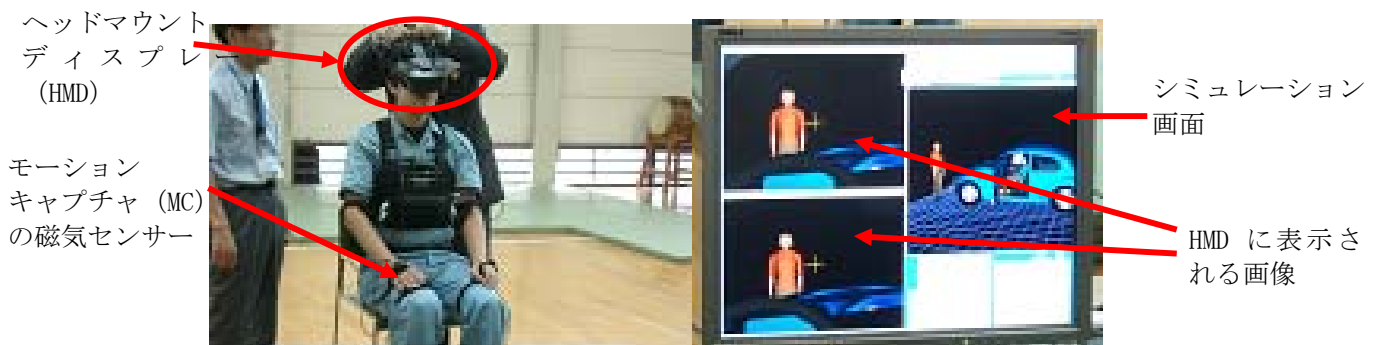


図 3.2.1-7 MC および HMD 装置によるシミュレーション例

3.2.1.4 ヴァーチャルプロトタイピングシステムの構築

3.2.1.1 項の開発仕様に基づいて、3.2.1.2 項の3D-CADデータへの自動バックアップ技術および3.2.1.3 項の人的要素に関わるシミュレーション技術を統合して、ロケットの実機の製作・試験の前に設計の妥当性の事前検証を可能とするヴァーチャルプロトタイピングシステムを構築した。

ヴァーチャルプロトタイピングシステムを利用するためのハードウェアは、サーバ、クライアント、モーションキャプチャ装置およびヘッドマウントディスプレイで構成されている。図3.2.1-8にハードウェア構成と仕様概略を示す。

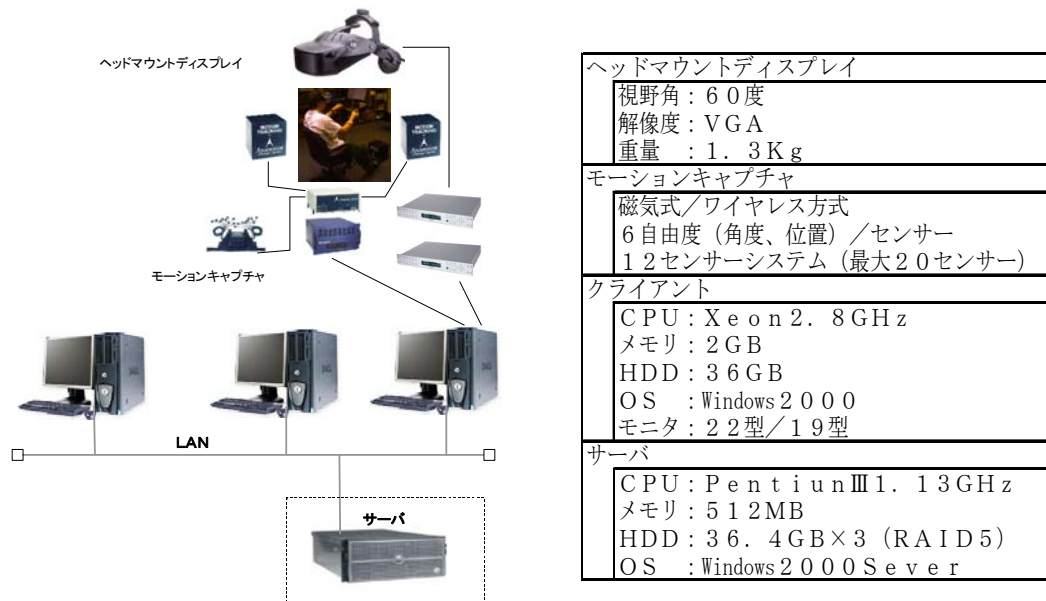


図 3.2.1-8 ハードウェア構成と仕様概要

また、3.2.1.1 項の開発仕様の設定に基いた機能要求（表3.2.1-1 参照）に対して、構築したヴァーチャルプロトタイピングシステムの個別機能および組合せた場合の機能の評価結果を表3.2.1-3に示す。

表3.2.1-3に示すとおり、全ての機能要求に対して満足する結果が得られた。

表 3.2.1-3 ヴァーチャルプロトタイプシステムの機能評価表

サブシステムとの対応	技術仕様	要求機能内容	評価結果
データ管理サブシステム	技術情報の保護	3D-CADデータの閲覧、シミュレーションやシミュレーション結果に伴う変更処理など、ユーザの立場に応じてアクセスできる範囲が制限できること。	システム管理者、CADデータ受領者、シミュレーション担当者などのユーザグループによるアクセス制限ができ、与えられた権限の作業が実行できた。また、権限外の作業は実行できなかった。
データ管理サブシステム	ファイル管理機能	各社/社内から受領した3D-CADデータ保管、それらを変換した中間ファイル、シミュレーションシナリオ、シミュレーション結果などのデータ管理ができること。	オリジナル3D-CAD、中間ファイル、シミュレーションデータ（ポリゴンデータ、シーケンスデータ）間の相互関連が取れている。 VPシミュレーションデータと人間モデルシミュレーションデータの相互関連が取れている。 中間ファイルの履歴が取れている。 以前のシミュレーションが再現できた。
VPシミュレーションサブシステム	シミュレーション機能	以下の項目が行なえること。 (1) 検出すべき事象/問題点 ・静的/動的な機械的干渉の検出 組立時の部品間、部品・機体と治具等および結合部分の不整合の検出 ・アクセス性の検出 ・視野性の検出 ・作業者への負荷の検出 (2) シミュレーションの種類 ・組立状態のシミュレーション ・組立中の動的シミュレーション ・人間モデルを入れた作業状態のシミュレーション ・人間モデルを入れた作業中のシミュレーション ・人の目から見た作業状態のシミュレーション ・人の目から見た作業中の動的シミュレーション	組立て時の部品間の機械的干渉、クリアランスを検出し、干渉情報をソリッド及び情報リストとして表示できた。 該当しないパートをブランクとして干渉部だけが表示できた。 各部品から組立てを行なう進行状況についてのシミュレーションで動的な機械的干渉、クリアランスの検出ができた。 製品が各部品から組立てられた状態についてのシミュレーションができた。 動かないもの同士で組立てを行なう進行状況をシミュレーションできた。 稼動するものを含めたシミュレーションができた。 製品、設備等の人に人を立てた状態での静的シミュレーションができた。 人が作業をしている進行状態の動的シミュレーションができた。 製品が各部品から組立てられて行く状態を作業者の視線から見たシミュレーションができた。 人が作業をしている状態について作業者の視線から見たシミュレーションができた。
データ管理サブシステム	不具合疑管理機能	シミュレーションにおいて、不具合疑が生じた場合は、その不具合疑に対する対応策およびCADデータ等の変更管理ができること。	問題点検出型シミュレーションに関連付けられたスコーク票が起票できた。 スコーク票と関連付けられた変更提案が起票できた。
逆変換サブシステム	逆変換機能	シミュレーションで発生・確認された不具合疑に対する対応策が形状変更である場合、CADデータ等に変更をフィードバックを行なう。また、中間ファイルとシミュレーションデータ間の不具合疑箇所が対応付けられること。	シミュレーションの干渉状態を修正モデラ上に再現でき、干渉チェックができた。 修正モデラ上で中間ファイルの修正、保存、干渉チェックができた。 修正された中間ファイルより、ポリゴンデータが生成でき、再シミュレーションができた。 CAD修正モデラでの3D-CADデータの変更を元の3D-CADデータに戻せた。
CADデータ変換/逆変換サブシステム	3D-CAD対応機能	マルチCAD対応として、次のCADシステムが取り扱えること。Unigraphics、Pro/Engineer、CATIA	UGのデータを中間ファイルに変換し、更にポリゴンデータに変換し、シミュレーションができた。 CATIAのデータを中間ファイルに変換し、更にポリゴンデータに変換し、シミュレーションができた。 Pro/Eのデータを中間ファイルに変換し、更にポリゴンデータに変換し、シミュレーションができた。 CAD修正モデラでの3D-CADデータの変更が元の3D-CADデータ（UG、Pro/E、CATIA）に戻せた。
人的要素シミュレーションサブシステム	人間モデルのシミュレーション機能	人間モデルにより、アクセス性、体と物の干渉および作業姿勢の妥当性について検討ができること。	初期レイアウト条件、シミュレーションの進行に関するシーケンスデータと結果を保存し、正しく再現できる。 人の手が届かない、入らないなどの作業不良の検出ができた。 作業者の目から見て、作業対象物との間に視野を妨げるものがないか、治具が視野を邪魔しないかの確認ができた。 姿勢、作業対象物の重量等による作業者にかかる負担が人間工学の基準を超えた場合の検出ができた。 モーションキャプチャーで取得したデータを動作ライブラリに登録できた。 追加した動作ライブラリの再利用が可能であった。
人的要素シミュレーションサブシステム	リアルタイムシミュレーション機能	現実の作業者の事前トレーニング用として、モーションキャプチャシステムとヘッドマウントディスプレイにより、準リアルタイムに作業シミュレーションが行なえること。	モーションキャプチャシステムとヘッドマウントディスプレイにより、準リアルタイムに作業シミュレーションが行なえた。

3.2.1.5 実証試験

(1) 人的要素評価に関する実証試験の実施

ヴァーチャルプロトタイプシステムの有効性を評価するため、人的要素（組立手順、作業性、操作性、作業負荷、干渉等）に関わる設計上の不確定さを排除するシミュレーション技術の有効性を確認するための実証試験を実施した。

3D-CAD図形データからシミュレーションモデルを作成し、部分的に組立作業等についての仮想空間でのシミュレーションを行ない、組立手順、作業性、操作性、作業負荷、干渉等の人的要素に関する実証試験を実施した。

またこれと並行して、3D-CAD図形データから実機サイズの実証試験供試体を製作し、シミュレーションで実施した作業と同じ作業を実際に行ない、組立手順、作業性、操作性、作業負荷、干渉等の実物における確認を行ない、シミュレーションにおける結果と実物における結果を比較し、人的要素に関わる設計上の不確定さを排除するシミュレーション技術の有効性を評価・確認した。

1) 組立手順と作業性の確認

作成したシミュレーションモデルによる外板部を取付ける作業について、3人の作業員による仮想空間での取付けシミュレーションを実施した。

また、実機サイズの実証試験供試体による取付け作業とシミュレーション結果を比較検討した結果、シミュレーションで予測・検証したとおりの作業手順および作業要員数などで取付け作業を完了することができた。この結果から人的要素に関するシミュレーションによる事前検討を行なうことで、不具合発生の未然防止に有効であることが判った。

(2) 開発試験における組立運用作業に関する実証試験の実施

ヴァーチャルプロトタイプシステムの有効性を評価するため、組立運用作業(試験供試体の治工具への組付け)を例題として実証試験を実施した。

検証試験用モデルとしてロケットの3D-CAD図形データとシミュレーションモデルを作成し、ロケットの組立運用作業について仮想シミュレーションによる実証試験を実施した。

組立作業の仮想シミュレーションで治工具(支持具)の仰角を上げた時に、サブスケールモデルと試験設備の天井とのニアミスを検出した。この不具合に対して、支持具の設計変更を3D-CAD図面データにフィードバックし、フィードバックした図面に基づき、支持具への組付けについて再シミュレーションを実施し、不具合が解消されたことを確認した。

実証試験結果から、仮想シミュレーションによる静的/動的干渉の検出結果を3D-CADへのフィードバックすることにより、実作業が適切に実施できた。この結果から仮想シミュレーションによる事前検証を行なうことで、設計へのフィードバックおよび不具合発生の未然防止に有効であることが判った。

3.2.1.6 目標達成度評価

ヴァーチャルプロトタイプシステムをロケット開発のような大規模で複雑な組立作業における干渉確認の精度向上、開発後期においてしかできない機体/衛星間の適合性の事前検証および機体/設備/治工具との適合性の事前確認等に有効に活用することにより、設計に対する信頼性が向上する結果、開発後期や運用フェーズでの不具合発生を防止でき¹、システム設計期間の短縮が可能となる。

¹ ヴァーチャルプロトタイプ技術を用いることにより、従来の二次元図面中心の設計手法では見落とし勝ちな設計上の問題点を、3次的にビジュアルに確認することで事前に発見することが可能となり、打上げ自体の信頼性に影響するような不具合の未然防止にも寄与する。

(1) ロケット開発における設計作業期間短縮可能項目

ロケット開発においては、ヴァーチャルプロトタイプングシステムは上述のような機器の適合性の事前検証・事前確認の他に次のような検討にも適用可能と考える。

1) 工場作業

- (a) 組立・加工治具設計
- (b) 搬入・搬出、作業エリアの検討
- (c) 組立手順書の作成

2) 試験場作業

- (a) 燃焼試験セットアップ作業
- (b) 搬入／搬出 (HATS 設備等) (HATS : High Altitude Test Stand)
- (c) 試験セットアップ手順書の作成

3) 射場作業

- (a) 射場治工具の検討 (1 段、2 段、アビオ、衛星、フェアリング等)
- (b) 射場作業手順書の作成

(2) システム設計期間短縮の評価

1) 評価方法

(a) 実証試験での不具合事例における評価

実証試験において、不具合発生に伴って発生した手戻り作業 (工程上のインパクト) が、ヴァーチャルプロトタイプングシステムを適用していた場合に未然に発生を防止できたか否かを識別した。

また、具体的な時間削減効果を確認するためには、発生した手戻り作業時間を算定する一方で、逆に同システムを適用したために新たに追加される時間についても考慮する必要があるため、3.2.1.5 項の実証試験用に作成した 3D-CAD モデルに作為的に不具合を入れ込んだモデルを作成し、同システムを適用した場合に不具合箇所を検出・修正に要する時間を算出した。

(b) ロケットのシステム設計における作業期間削減率の評価

開発後期において、工場での組立・試験／射場作業等で発生し得る不具合事例を過去に経験した事例等から抽出し、それらが発生した場合に要する設計修正、機器／サブシステム改修期間を算定するとともに、実証試験結果をもとにその削減効果を検討した。

2) 評価結果

3.2.1.5 項の実証試験結果での評価結果、およびロケットのシステム設計期間で想定される期間短縮作業の評価結果を以下に示す。

(a) 実証試験での不具合事例における評価の結果 (表 3.2.1-4 参照)

実証試験での実作業で発生した不具合に伴って発生する手戻り作業が、ヴァーチャルプロトタイプングシステムを適用することにより設計に対する信頼性が向上し、未然に発生を防止できることが確認された。また、その結果、時間短縮に大きな効果があることが確認された。

表 3.2.1-5 実証試験による評価結果

組立工程で不具合が発生した場合の工程上のインパクト	実際のH/Wを使用時の実績結果	VP技術を適用して事前シミュレーションを行った場合	インパクト内容
事例: 装置の設置組立			試験計画/準備進行中に、並行して実施していたロケット設計の進捗を反映したためであるが、情報が治具準備側まで伝達されなかった(影響があることが判断できなかった)ために、発生した事例である。
不適合処理			
MR(保留票・再審票)関連	(N/A)	発生を防げた	工場内作業における治具設置の動的干渉であったため、生産技術者の判断で組立順序を変更することが可能であった(ただし、変更案はシミュレーション結果に基づいて準備していた)。このような事例が、射場作業で発生した場合や製品に関する動的干渉の場合は、MR処置が必要となる。
是正会議	3 ^(人) x 15 ^(分)	発生を防げた	発生原因を含めた現品対策を実施。射場作業の場合は、客先を含めた対策会議となるため、人数・時間ともに増大する。
作業手順(シーケンス)変更での組立作業	2 ^(人) x 1 ^(Hr)	削減可能 (1 ^(人) x 10 ^(min))	VP技術を事前に適用した場合は、設計変更を行なった場合の作業時間を推定計上している。手順変更による作業は可能であったが、作業性(姿勢、アクセス性、操作性)は芳しくなかったこと、ならびに、計画外のボルト締結/取り外しが必要であったため、作業時間を要した。
並行/先行不能な作業の待ち時間	特に影響は無かった		
(計)	165分	10分	
事例: 取り付け			干渉発生理由は、情報交換の不足であった。取り付けには専用工具を必要としたが、この専用工具は購入先で使用実績のあるものである。その一方で、取り付け装置は新規設計品であった。そのため、類似性から十分な検討を行わず結果として、クリアランス不足を生じた。
不適合処理			
MR(保留票・再審票)関連	4 ^(Hr)	発生を防げた	
是正会議	5 ^(人) x 30 ^(min)	発生を防げた	発生原因を含めた現品対策を実施。射場作業の場合は、客先を含めた対策会議となるため、人数・時間ともに増大する。
作業手順(シーケンス)変更	1 ^(人) x 30 ^(min)	発生を防げた	
工場安全課調整	2 ^(人) x 2 ^(Hr)	発生を防げた	
作業手順(シーケンス)変更での組立作業	2 ^(人) x 15 ^(min)	発生を防げた	
並行/先行不能な作業の待ち時間	8 ^(人) x 3 ^(Hr)	発生を防げた	試験では、作業手順を変更することで対処を行ったが、射場では射場安全要求から本対処は許容されない見込みが大きい。従って、射場作業の場合は、専用工具の再製作(もしくは追加工)が必要となり、数日(追加工の場合)~10日(再製作の場合)程度の待ち時間が発生し、開発後期の作業日程を圧迫することが懸念される。
(計)	2, 130分	0分	

(b) ロケットのシステム設計で期待できる作業短縮項目の評価結果

工場作業および射場作業等について、実証試験結果をもとに過去の不具合に関する事例等から削減効果(不具合発生防止による手戻り作業の解消による期間削減)を検討した結果、全体で33.6%との期間削減が実現可能との算定結果を得た。これは目標値である30%を上回る。

(c) まとめ

以上により、ロケットのシステム設計にヴァーチャルプロトタイピングシステムを適用することにより、開発後期で従来発見されていた不具合を、実機ハードウェア製作前に発見し、開発後期での不具合を削減して信頼性を向上させ、システム設計の設計作業期間を 30%削減できることが確認された。

3.2.2 高度信頼性飛行制御検証技術（F S）

ロケットの打上げにおいて極めて重要な役割を担う飛行制御に関し、従来は開発最終段階における実機ハードウェアとの組合せ時に発生していた不具合を設計段階で発見可能とし、これによる設計の手戻り作業を削減するために、実機製作前にあらゆる飛行状態を想定したソフトウェアの妥当性検証を行い、ソフトウェアの不具合を排除する技術を研究開発する。

これまで、ロケットの飛行ソフトウェアの検証は、実機の各ハードウェアと飛行ソフトウェアを組合せて初めて実施出来るものであった。また飛行ソフトウェアの検証範囲は実機を傷めない範囲に限られていたため、飛行ソフトウェアの十分な検証が出来ず、飛行ソフトウェア上の不具合発生、その手直し等が生じ、開発期間の延長、ひいてはコストアップ、信頼性低下の原因となっており、この解決が技術課題であった。

上記の技術課題解決に必要な機能を実現するシステム構成として、膨大な検証条件を効率的に設定できる試験条件設定の自動化、および試験結果評価の自律化が可能な「ロケットの飛行制御事前検証技術（事前検証ソフトウェア）」と、極限状態を模擬出来る「シミュレーション装置」から構築される「飛行制御事前検証システム（事前検証システム）」（図 3.2.2-1 参照）の開発が必要である。

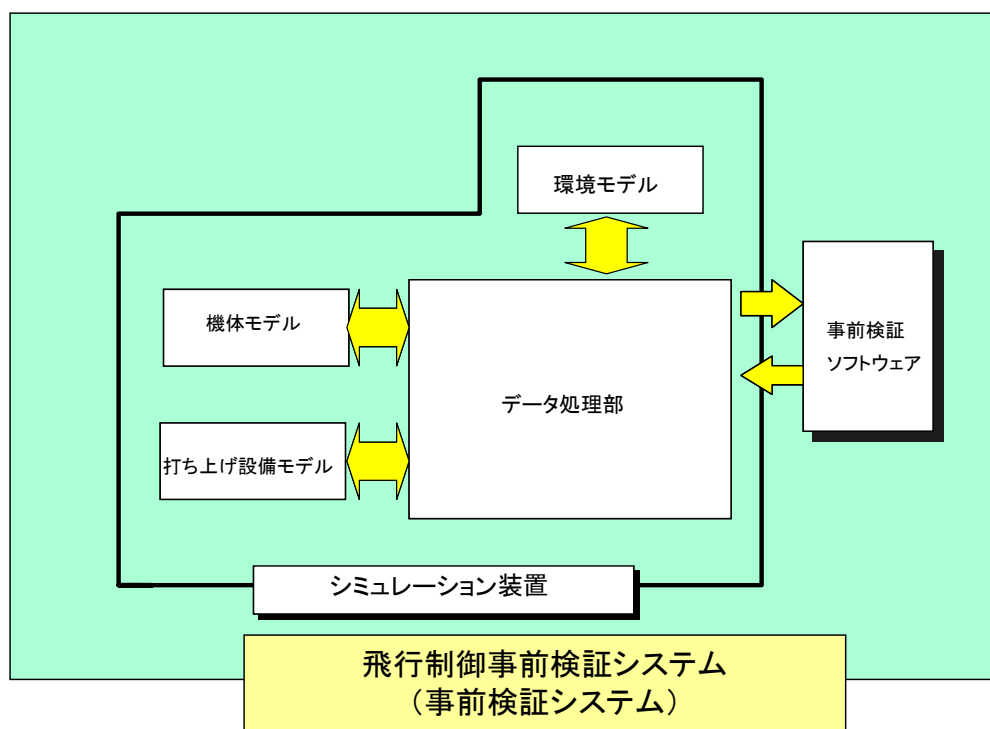


図 3.2.2-1 飛行制御事前検証システムの構成

3.2.2.1 事前検証システムの仕様設定および事前検証ソフトウェアの開発

本項では、事前検証システム全体のシステム仕様の設定結果とそれに基づいて開発した事前検証システムおよび事前検証ソフトウェアの概要を記述する。

(1) 事前検証システムの概要

a. 事前検証システムの全体構成

事前検証システムは、「検証試験条件自動設定機能」、「シミュレーション機能」、「検証試験結果自律評価機能」の各3つのサブシステム機能により構成される。

検証試験条件自動設定機能は、検証条件をもとにパラメータの上限、下限を指定し、指定範囲内を網羅するようなデータを自動的に生成する機能と、検証試験結果自律評

価機能で故障個所を特定するためのデータを出力するソースプログラムの生成を行なうことができる機能を有する。シミュレーション機能は、検証試験条件自動設定機能で作成された大量の検証条件を自動的に実行する機能を持ち、検証試験結果自律評価機能は、シミュレーション機能の出力結果からソフトウェアの動作状況を可視化し、さらに予測結果と異なる結果を検出する機能を有する。

本システムの機能構成を図 3.2.2-2 に示す。

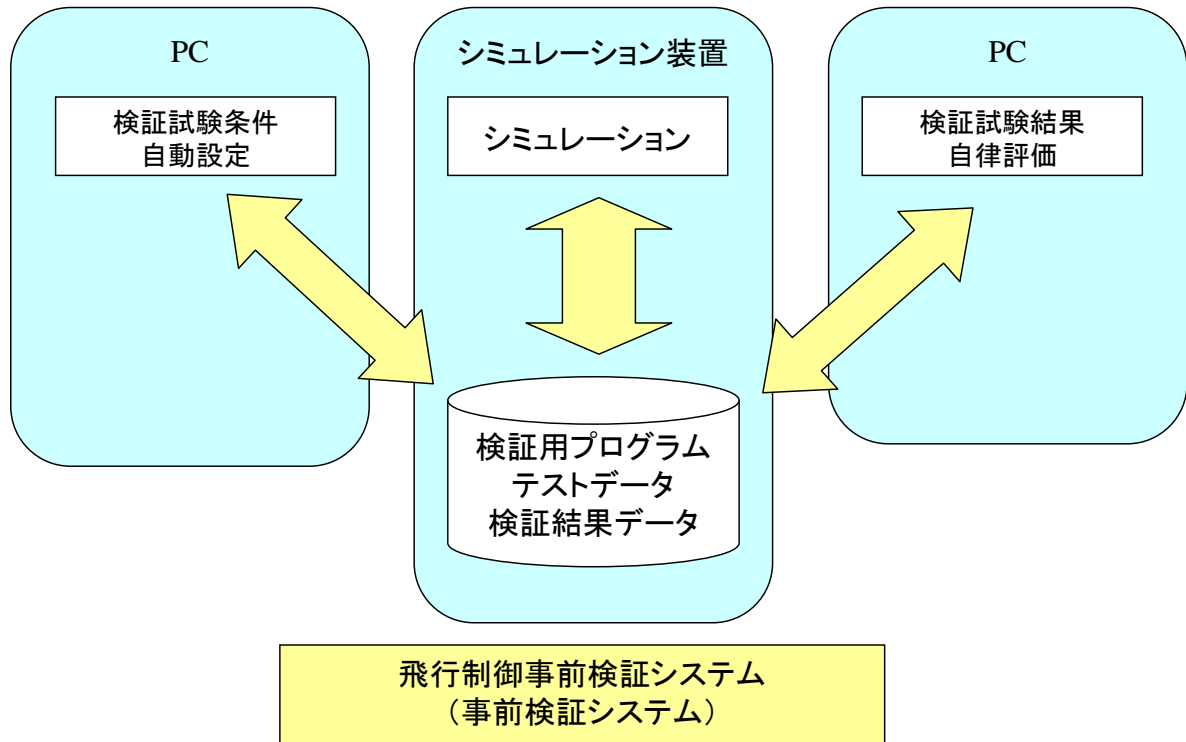


図 3.2.2-2 事前検証システム機能構成

b. 事前検証システム処理機能概要

事前検証システム全体は以下の機能を有する。

1) 共通機能

- ・ログイン機能、メインメニュー機能

2) 検証試験条件自動設定機能

- ・入出力機能、検証用プログラム作成用ソースプログラム生成機能、テストデータ生成機能

3) 検証試験結果自律評価機能

- ・入出力機能、試験結果表示機能、不具合個所特定支援機能

c. データフロー

事前検証システム作動時における基本データの流れを以下に示す。

1) 検証試験条件自動設定

- (a) PCへデータ(テストデータ用条件、実証用飛行ソフトウェア (FSW))
転送
- (b) データ入力 (テストデータ用条件、FSW)
- (c) 検証条件自動設定実行
- (d) 検証用プログラム、テストデータ出力 (ファイル)
- (e) シミュレーション装置へデータ転送

2) シミュレーション装置

- (a) データ入力 (検証用プログラム、テストデータ)
- (b) シミュレーション実行
- (c) データ出力 (シミュレーション結果、検証結果データ)
- (d) PCへデータ転送 (シミュレーション結果、検証結果データ)

3) 検証試験結果自律評価

- (a) データ入力 (検証用プログラム、シミュレーション結果、検証結果データ)
- (b) 検証結果表示、不具合個所特定

(2) 事前検証ソフトウェアのソフトウェア構成

事前検証ソフトウェアの全体構成は「検証試験条件自動設定ソフトウェア」と「検証試験結果自律評価ソフトウェア」からなる。

図 3.2.2-3 に事前検証ソフトウェアの全体構成図を示す。

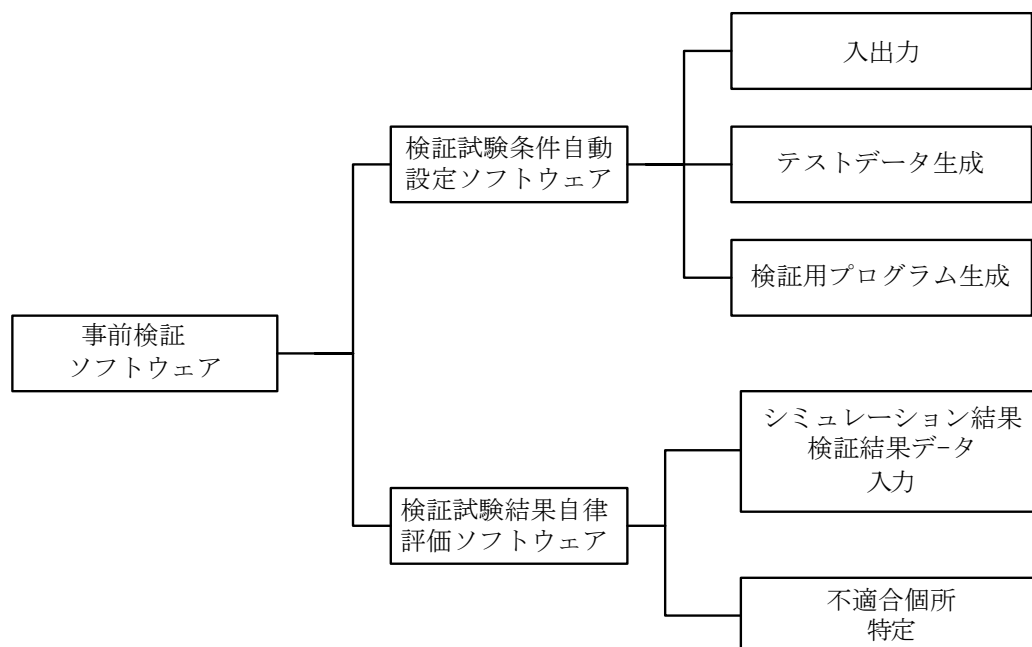


図 3.2.2-3 事前検証ソフトウェア全体構成図

a. 検証試験条件自動設定ソフトウェア

検証試験条件自動設定ソフトウェアは、シミュレーション装置への入力データの指定された誤差範囲内を網羅するように試験条件を自動的に生成する機能を有する。また、検証対象となる実証用飛行ソフトウェア（FSW）を解析して、検証試験結果自律評価ソフトウェアの入力となるデータを入力するステートメントを挿入したソースプログラムの生成が出来る。

b. 検証試験結果自律評価ソフトウェア

検証試験結果自律評価ソフトウェアは、シミュレーション装置が出力したシミュレーション結果を読み込み、結果を評価する機能を有する。不具合箇所特定機能は、検証試験条件自動設定ソフトウェアにより生成された中間データ書き出しプログラムにより書き出されたデータをもとに、制御ソフトウェアが正常に実行されたかどうか判定し、不具合が検出された場合には、飛行制御ソフトウェアのどの部分に誤りがあるかを特定する。

(3) 事前検証ソフトウェアの構築結果概要

前述の要求に従って設計、製作して得られた事前検証ソフトウェアはシミュレーション装置と統合して飛行ソフトウェア等のシステム検証に使用することを目的に構築したが、シミュレーション装置に換えて汎用パーソナルコンピュータを用いれば、ソフトウェア単体、およびモジュールレベルの検証にも適用可能なソフトウェア検証ツールになっている。

構築した事前検証ソフトウェアの機能構成とデータの流れを図 3.2.2-4 に示す。

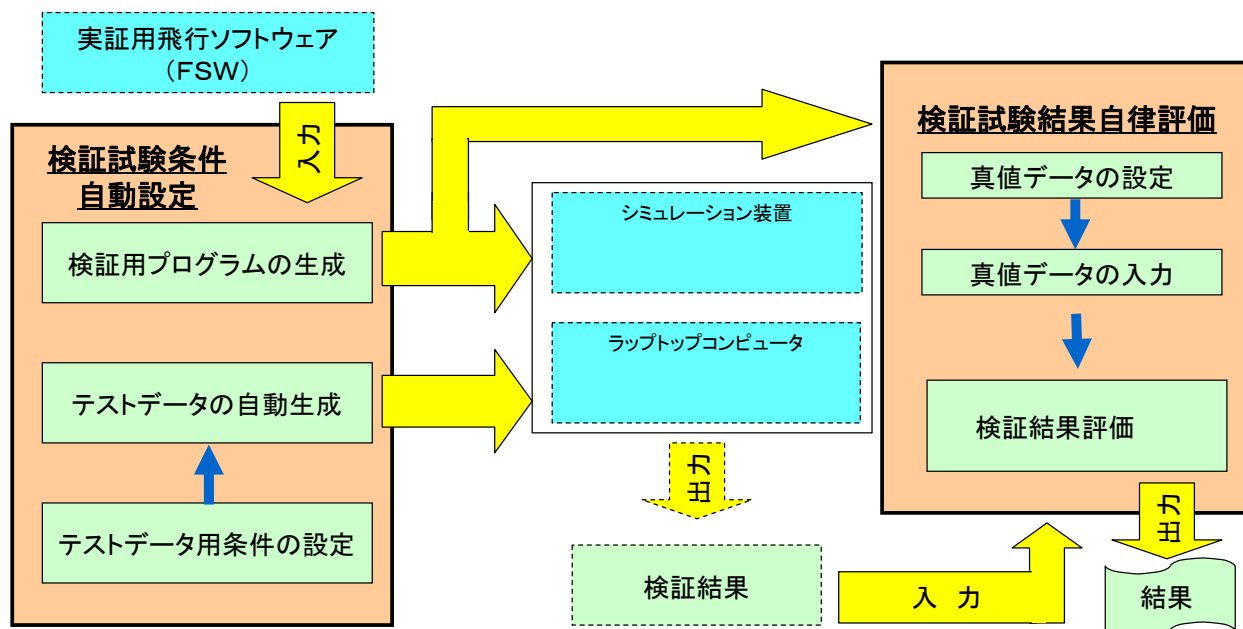


図 3.2.2-4 事前検証ソフトウェア機能構成構築結果

3.2.2.2 シミュレーション装置の開発

シミュレーション装置に対して設定した設計要求仕様をもとに、3.2.2.1 項で構築した事前検証ソフトウェアと統合することにより事前検証システムを構築することができるシミュレーション装置を製作した。

シミュレーション装置の基本機能要求を以下に示す。

- (1) 打上げ設備、機体モデル、環境モデルの設定機能
- (2) シミュレーションの自動実行機能

本研究開発において製作したシミュレーション装置は図 3.2.2-5 に示す部である。

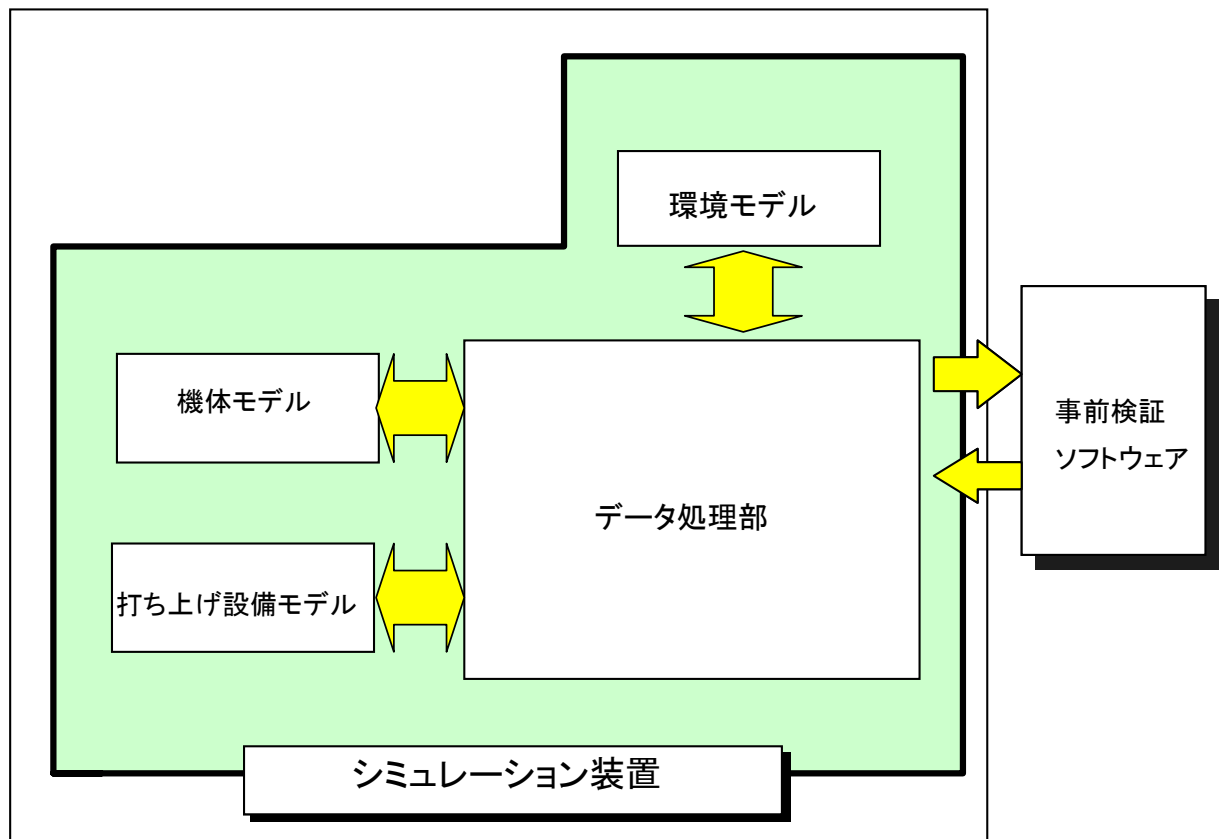


図 3.2.2-5 シミュレーション装置

(1) シミュレーション用機器、部品類のモデル化

本シミュレーション装置に内蔵される、機体システム、環境、打上げ設備に関するシミュレーションモデルをソフトウェアによりモデル化した。

- (2) シミュレーション装置のハードウェア構成、および機能構成
「事前検証システム」の主要構成部品であるシミュレーション装置を製作した。
図 3.2.2-6 に概観図を示す。

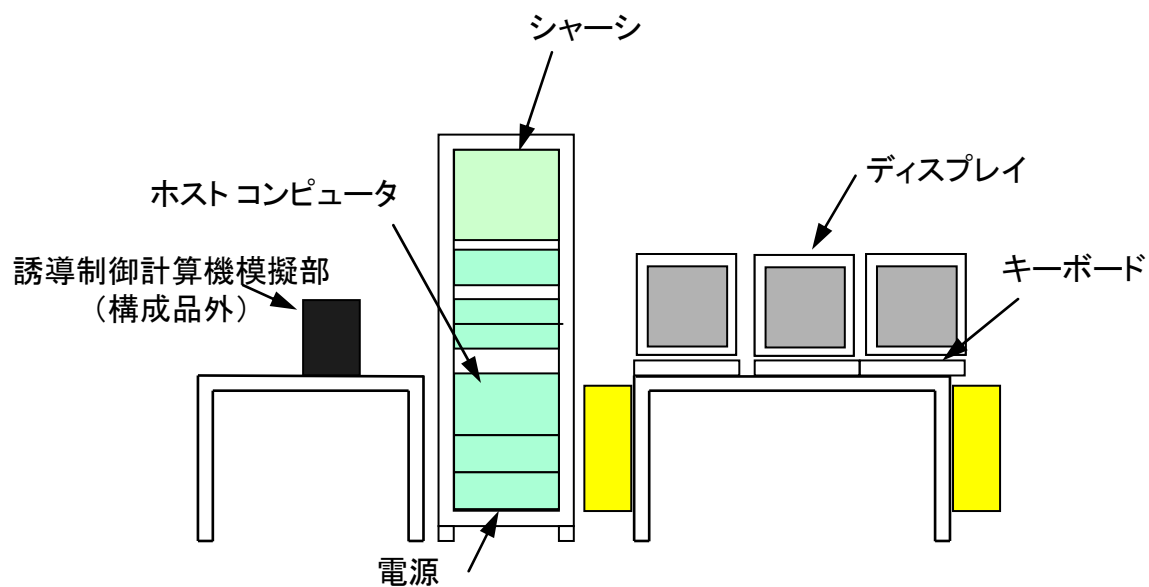


図 3.2.2-6 シミュレーション装置概観図

3.2.2.3 実証試験の準備（実証用飛行ソフトウェアの製作）

ここで製作する実証用飛行ソフトウェア(F S W)とは、飛行制御事前検証システムの有効性を実証するために使用される「シミュレーションによる実証試験用検証対象飛行ソフトウェア」である。

実証用飛行ソフトウェアの設計仕様を設定し、その設計仕様に基づいて、実証用飛行ソフトウェアを製作した。

実証用飛行ソフトウェアは、実飛行ソフトウェアの持つ機能のうち事前検証システムを実証するための必要最小限の機能を製作したものである。

3.2.2.4 実証試験

事前検証ソフトウェア（検証試験条件自動設定、および試験結果自律評価ソフトウェア）とシミュレーション装置を統合して構築した事前検証システムのシステム有効性確認と飛行制御ソフトウェア開発における期間削減の見通しを得るため、3.2.2.3 項で製作した実証用飛行ソフトウェアを用いて、実証試験を実施した。

（1）実証試験実施手順および実施内容

実証試験は、以下の手順1）～8）に従い実施した。

- 1) 事前検証ソフトウェアの起動
- 2) 実証用飛行ソフトウェアのアップロード
- 3) 実証用飛行ソフトウェアおよび検証用プログラムの出力
- 4) 上記3) 出力のシミュレーション装置へのインストール
- 5) 実証用飛行ソフトウェアラン結果およびシミュレーション結果の出力
- 6) 上記5) 結果の事前検証ソフトウェア用P Cへの入力
- 7) 結果の表示
- 8) 不適合を特定しバグの抽出

試験対象プログラムとして、実証用飛行ソフトウェアに意図的にバグを入れ込んだ実証用飛行ソフトウェアプログラム及び正常、かつノミナル値を持つプログラムを準備した。

シミュレーションによる試験結果アウトプットのうち、シミュレーション上の姿勢制御が正常か、異常か（実証用飛行ソフトウェアにバグがあるか、ないか）を判断した。

（2）実証試験結果

実証試験の実施により、2段姿勢制御部のソフトウェアに意図的にバグを入れ込んだ実証用飛行ソフトウェアプログラム及び正常なプログラムにおいて、事前検証ソフトウェアの試験条件自動設定機能が有効に機能し、かつ試験結果自律評価機能により飛行制御ソフトウェアモジュールに内在するバグを自律的に抽出できることが確認できた。これらの確認が得られたことにより、事前検証システムが、主に飛行制御ソフトウェア開発終端フェーズのソフトウェア単体検証、およびハード／ソフト組合せ検証において期間削減に有効であるとの見通しを得た。

3.2.2.5 目標達成度評価

ロケットの飛行制御ソフトウェア開発において、不具合を撲滅し、打上げ前の実機最終確認段階での不具合発生を未然に防止することにより、信頼性の向上を図りつつ飛行制御ソフトウェアの設計（開発）期間を20%削減できる事前検証システムを研究開発することが、本研究開発の最終目標である。3.2.2.1 項～3.2.2.4 項を通して得られた結果をもとに、期間短縮の達成度について評価した。

中、大型ロケットの飛行制御ソフトウェアを新規開発する場合、要求設定からソフトウェアシステム検証完了までに要する期間は、おおむね60ヶ月程度必要であると一般的に言われている。この開発期間の内訳を図3.2.2-7に示す。

事前検証システムを適用して期間短縮を図ることができるのは、飛行制御ソフトウェア開発全体のうち以下の3項目である。

- ・ソフトウェア製作期間8ヶ月のうちプログラムデバッグ期間の2ヶ月
- ・ソフトウェア単体検証期間10ヶ月のうちバグ処理期間の6ヶ月
- ・ハード/ソフト組合せ検証（誘導制御系システム試験）期間の12ヶ月

設 計			製 作	検 証	
				ソフトウェア単体	ハード/ソフト組合せ
（事前検証システムの適用不可期間）			（事前検証システムの適用可能期間）		
飛行制御ソフトウェア要求設定 （14ヶ月）	基本設計 （7ヶ月）	詳細設計 （9ヶ月）	プログラミング （8ヶ月）	（10ヶ月）	（12ヶ月）

図 3.2.2-7 ロケット用飛行制御ソフトウェア開発期間

（1）期間短縮評価の対象期間

図3.2.2-7のロケット用飛行制御ソフトウェア開発期間の中で、事前検証システムにより期間短縮が可能なフェーズについて検討する。

1) ソフトウェア製作/ソフトウェア単体検証における事前検証ソフトウェア適用可能期間

ソフトウェア製作期間8ヶ月のうち、6ヶ月をプログラミングに要する期間、残り2ヶ月はプログラムデバッグの期間と想定した。

ソフトウェア単体検証フェーズ10ヶ月のうち4ヶ月を純粹に試験実施に要する期間、残り6ヶ月はソフトウェアのバグ処理対応に要する期間と想定した。したがって、事前検証ソフトウェアを適用し期間短縮を図ることができるのは、ソフトウェア製作におけるプログラムデバッグ期間2ヶ月と、ソフトウェア単体検証におけるバグ処理対応期間の6ヶ月とした。

2) ハード／ソフト組合せ検証における事前検証システム適用可能期間

ハード／ソフト組合せ検証12ヶ月のうち、システム試験自体の実施期間については、従来手法によりこれを実施する場合の期間を、過去の経験から推定し138日(≒7ヶ月(20日/月))かかるとし、残り5ヶ月を誘導制御系システムのバグ処理対応に要する期間と想定した。

(2) 期間短縮率の算定

(1) 項の「1) ソフトウェア製作／ソフトウェア単体検証」、「2) ハード／ソフト組合せ検証」に示す適用可能期間に対し、事前検証ソフトウェア、および事前検証システムを適用して短縮できる期間を算出するための期間短縮率を以下のように算定した。

1) プログラムデバック／ソフトウェア単体検証における期間短縮率の算定

実証試験で使用したプログラム(意図的にバグを入れたもの)について、数人のプログラマーに従来手法によりバグ抽出を実施してもらい、バグ抽出までの時間を実測して平均値を求めた。一方、今回開発した事前検証ソフトウェア適用時バグ抽出時間については、実証試験実施時に実測した値を採用し、これらの結果から短縮率は78%であった。

2) 誘導制御系システム試験実施期間短縮率の算定

従来手法により誘導制御系システム試験を実施するのに要する期間と、事前検証システムを適用した場合に要する期間を比較して短縮率を算定した。

従来手法による誘導制御系システム試験実施期間については、ロケット開発に経験豊富な米国メーカーの技術者と共同で調査・検討を実施し、推定値を求めた。事前検証システムを適用した期間については、米国メーカーの技術者と共同で実測値を基に試験実施期間を類推した。この結果から短縮率は60%であった。

3) システムバグ処理対応期間短縮率の算定

従来手法によるシステムバグ処理対応期間については、上記1)項で求めた従来手法によるプログラムデバック／ソフトウェア単体検証におけるバグ抽出時間に、システムバグ処理対応に必要なテストケース実行時間(推定値)を加えて算出した。事前検証ソフトウェア適用時の値は、実証試験実施時に実測した値を採用した。この結果から、短縮率は70%であった。

上記1)、2)、3)で期間短縮率を算定した結果を表3.2.2-1にまとめて示す。

表 3. 2. 2-1 期間短縮率算定結果

短縮率	期間	ハード/ソフト組み合わせ検証	
	ソフトウェア製作のプログラムデバッグ ソフトウェア単体検証のバグ処理	誘導制御系システム試験実施	システムバグ処理
算定方法	実測値を元に算定 バグが内在するプログラムにより、スキルレベルの異なるプログラマが、バグの検出、修正に要する時間を実測した。 実証試験において、事前検証ソフトウェアを適用し、バグの検出に要する時間を実測した。	実証試験結果、及び経験ある米国メーカーの技術者と協力して過去の経験を元に類推して算定 システム試験の実施期間について、過去の経験から推定した値(138日)と、実証試験結果を元に類推した事前検証システム適用時のシステム試験実施期間とを比較して期間短縮率を算定した。	実証試験結果、及び従来手法に関する実測値を元に類推して算定 事前検証システムを適用してシステムバグ処理に要した時間を実測し、プログラマがバグの検出、修正に要した実測時間を元に推定したシステムバグ処理時間とを比較して期間短縮率を算定した。
結果	78%	60%	70%

(3) 期間短縮効果の算出

(1) 項の「期間短縮評価の対象期間」と(2) 項の「期間短縮率の算定」を基に、飛行制御ソフトウェア開発の期間短縮効果を算出した。

結果を以下に示す。

1) ソフトウェア製作、およびソフトウェア単体検証における期間短縮効果

プログラムデバッグ期間の2ヶ月、およびバグ処理対応期間の6ヶ月に対する期間短縮率は78%であり、合計8ヶ月を1.7ヶ月に短縮できる。

それぞれの短縮効果は以下のとおり。

$$2 \text{ ヶ月} \Rightarrow 0.4 \text{ ヶ月} (\div 2 - 2 \times 0.78)$$

$$6 \text{ ヶ月} \Rightarrow 1.3 \text{ ヶ月} (\div 6 - 6 \times 0.78)$$

よって、プログラミング期間は、

$$8 \text{ ヶ月} \Rightarrow 6.4 \text{ ヶ月} (\div 8 - 2 + 0.4)$$

ソフトウェア単体検証期間は、

$$10 \text{ ヶ月} \Rightarrow 5.3 \text{ ヶ月} (\div 10 - 6 + 1.3)$$

2) ハード/ソフト組合せ検証 (誘導制御系システム試験) の期間短縮効果

a. 誘導制御系システム試験期間の7ヶ月に対する期間短縮率は60%である。したがって、7ヶ月を2.8ヶ月に短縮できる。

$$7 \text{ ヶ月} \Rightarrow 2.8 \text{ ヶ月} (\div 7 - 7 \times 0.6)$$

b. システムバグ処理期間の5ヶ月に対する期間短縮率は70%である。したがって、5ヶ月を1.5ヶ月に短縮できる。

$$5 \text{ ヶ月} \Rightarrow 1.5 \text{ ヶ月} (\div 5 - 5 \times 0.7)$$

(4) 総合評価 (まとめ)

(3) 項の期間短縮効果の算出結果から、飛行制御ソフトウェア開発全体開発期間 60ヶ月を46ヶ月まで短縮できることが確認された(図3.2.2-8参照。削減率約23%)。

このことから、開発された事前検証システムの適用により、開発後期での不具合を削減して飛行ソフトウェア設計に対する信頼性を向上させ、飛行ソフトウェアの設計作業期間を20%削減するという目標に到達したと判断される。

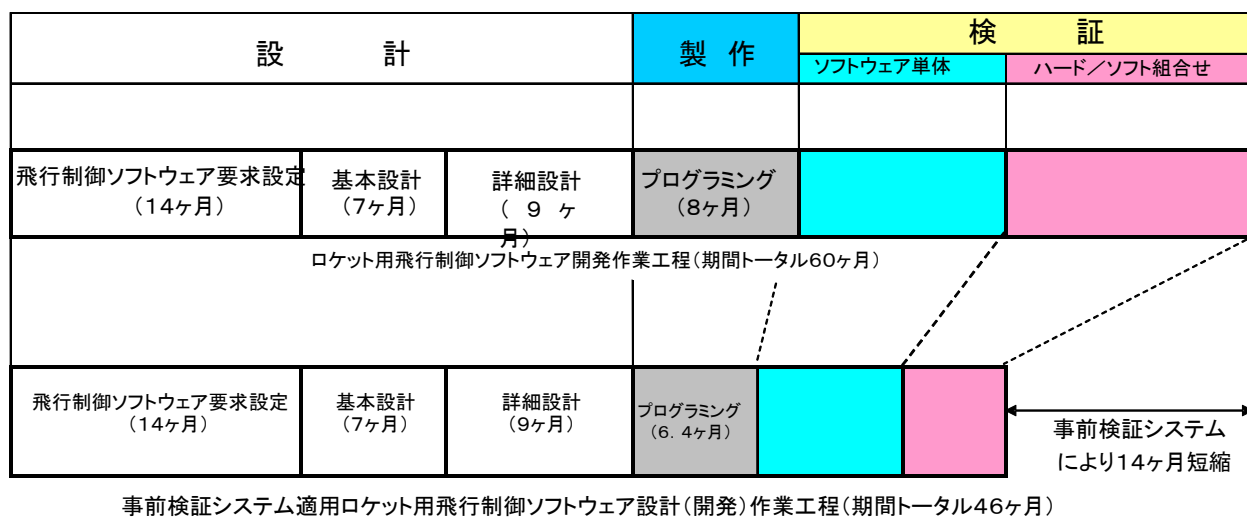


図 3.2.2-8 飛行制御ソフトウェア開発全体開発期間の短縮 (まとめ)

3.2.3 次世代LNG制御システム技術（LNG）

3.2.3.1 研究開発概要

(1) 研究開発の目的と内容

本研究開発では、ロケット開発の信頼性を向上させつつ、開発期間や受注から打上までの期間を大幅に短縮することを目的として実施する「次世代輸送系システム設計基盤技術開発」のうち、これまで主として人手に頼っていたロケット^[注]の機体の点検や運用を自動的に実施するための、「次世代LNG制御システム技術」の研究開発を、民生用小型LNG気化設備等の制御系設備への適用可能性を含めつつ研究開発する。

この「次世代LNG制御システム技術」の研究開発においては、射場におけるロケット打上げの機体運用を取り上げ、これまで主として人手に頼っていたロケットの機体の点検や運用を自動的に実施するために、故障の自己検知、故障の自己検出、故障の自己分離、故障の自律リカバリ等の技術手法を含む「自己診断・自律対応型機体点検自動化システム」と、それを可能としかつロケットの厳しい環境条件に耐えうる「制御機器を含むアビオニクス機器」の研究開発を行なう（図3.2.3.1-1参照）。

[注] LNG（液化天然ガス）を推進薬とする中小型ロケットを対象とする。

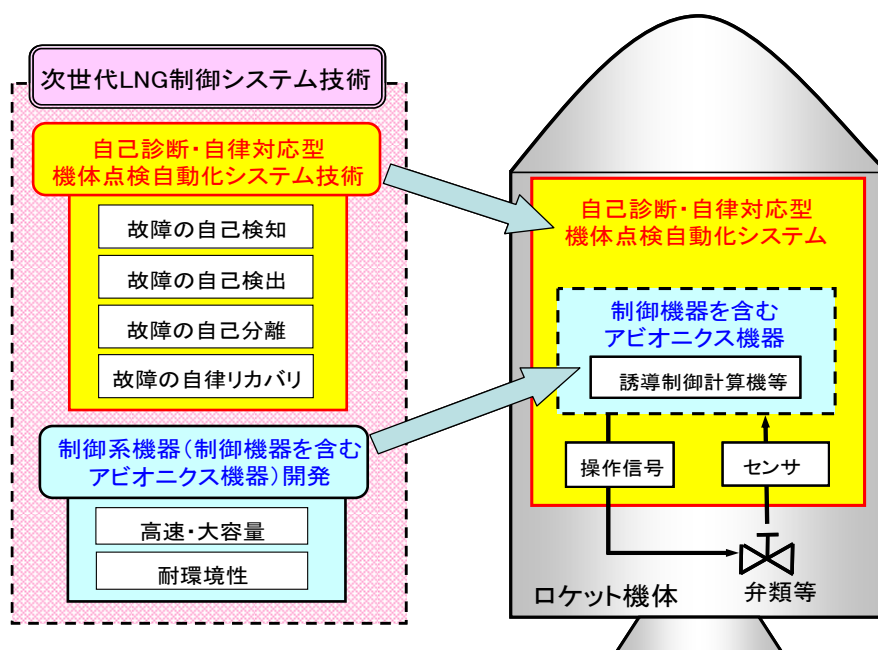


図 3.2.3.1-1 次世代LNG制御システム技術の概念図

(2) 研究開発の流れと開発スケジュール

本研究開発の流れを図 3.2.3.1-2、開発目標と全体開発スケジュールを図 3.2.3.1-3 に示す。

平成 14～15 年度において、「自己診断・自律対応型機体点検自動化システム技術の開発」として「機体点検自動化システムの設計仕様の設定」および「機体点検自動化システムのアルゴリズムの設定」を実施した。また、「制御系機器（制御機器を含むアビオニクス機器）の開発」として「制御系機器の設計仕様設定と設計」および「制御系機器の部分試作試験」を実施した。この平成 14～15 年度の研究開発の成果を 3.2.3.2 項および 3.2.3.4 項に記述する。

引き続き、平成 16～19 年度において、上記の開発成果に基づき、自己診断・自律対応システム技術による機体点検自動化を実行するためのソフトウェア（機体点検自動

化ソフトウェア)の製作および制御系機器の設計・製作を行なうとともに、これらを組み合わせて機体点検自動化システムの実証試験を実施した。この平成16~19年度の研究開発の成果を3.2.3.3項および3.2.3.5~3.2.3.7項に記述する。

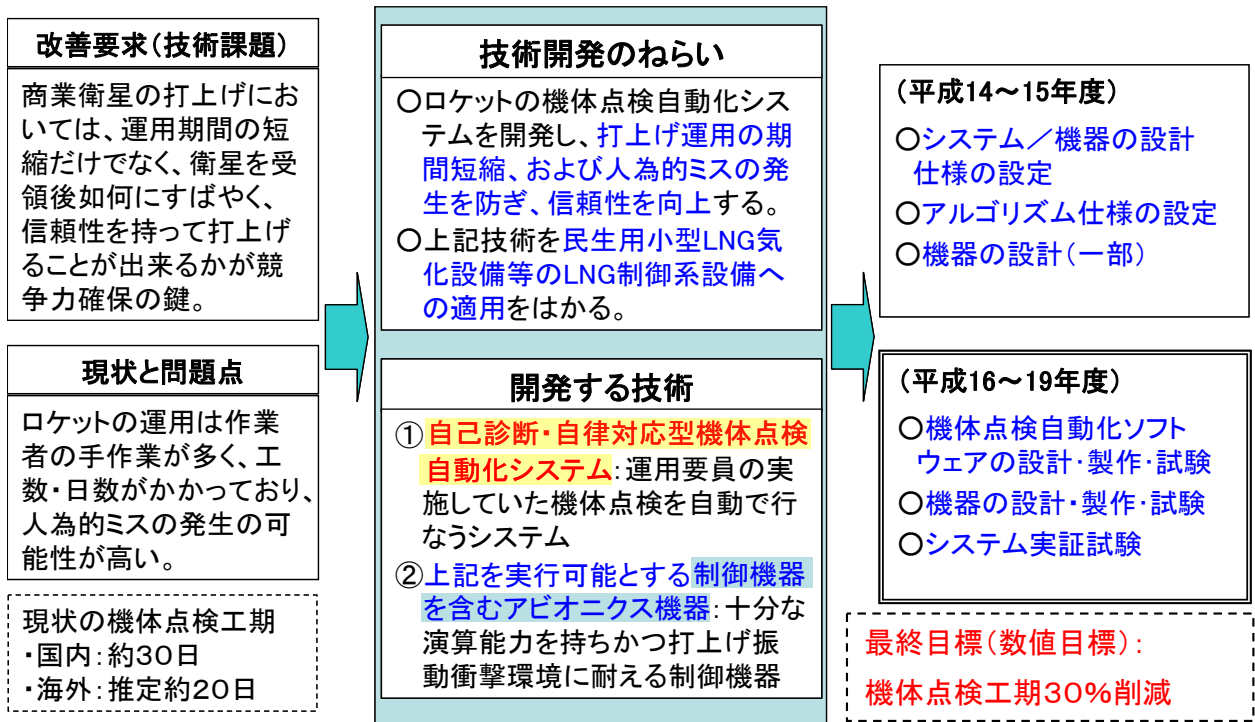


図 3.2.3.1-2 研究開発の流れ

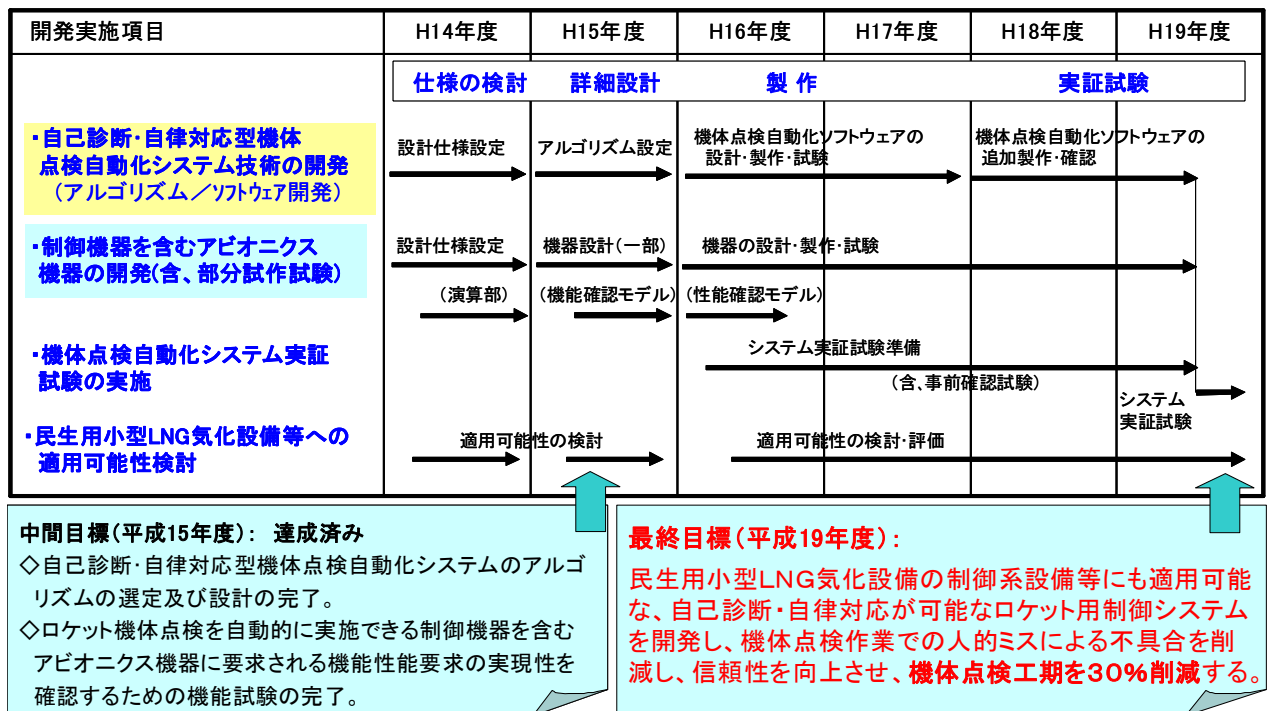


図 3.2.3.1-3 開発目標と全体開発スケジュール

(3) 従来システムの課題と解決策

ロケットのような複雑で大規模なシステムで故障が発生した場合、被害が大きくなってしまいうため、安全なシステムとしたり、故障を未然に防ぐような対策が必須である。

これらの故障発生を防ぎ、安全なシステムとするためには、システムの点検を確実に実施しなければならないが、大規模でかつ複雑なロケットのようなシステムでは、点検箇所も多く、複雑な機器構成であることから、手作業が多く、工数や、日数がかかるという課題がある。

システムが大規模であるがゆえに、系統が分かれており、例えば推進系などでは、バルブ点検等の点検作業とともに、推進薬充填作業等もあり、バルブ操作や、データ監視、故障時対応処理等の人手に頼る手動作業や、複数ある治工具の手動操作ミスに見られるようなヒューマンエラー、系統間の点検作業全体にわたる進捗状況の把握と管理、全体の統括が人手に頼った統括方法であるという解決すべき複数の個別課題がある。

これらを解決する方法としては、各系統の自動化、全体の統括管理による作業効率化、またヒューマンエラーの排除、操作ミス／判断ミスの確実な監視、異常事態回避操作の自動化等によるシステムの安全化を行う必要があり、さらにこれらの処理を実施できる高性能な制御ハードウェア開発が必須である。(図 3.2.3.1-4 参照)

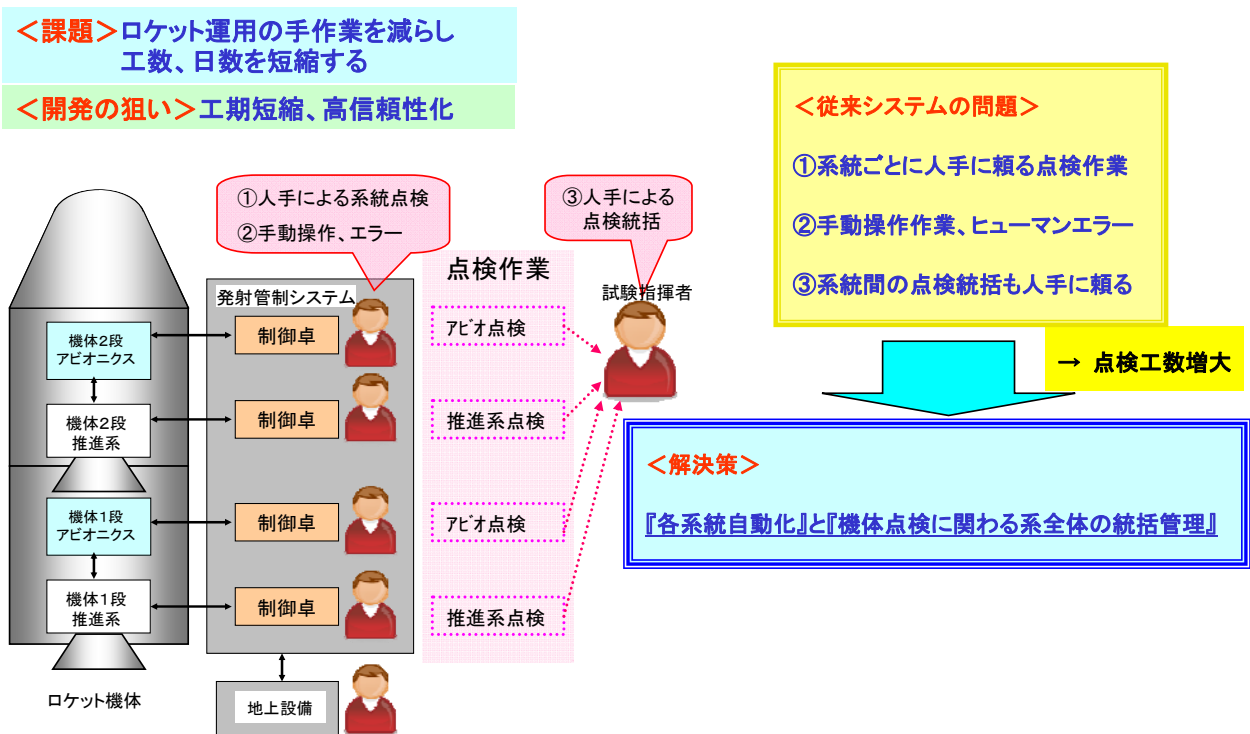


図 3.2.3.1-4 従来システムの課題と解決策

解決策の案として、図 3.2.3.1-5 に示すような機体点検自動化システムを構築し、従来の個別な系統ごとの制御監視部分を統括管理する制御システムを開発し、さらに故障の自己検知／検出／分離／リカバリのアルゴリズム開発と、この処理を実施するための高性能な制御装置を開発する。また、本研究で実施する研究開発作業を図 3.2.3.1-6 に示す。

＜解決策＞機体点検自動化システム開発 『各系統自動化』と『機体点検に関わる系全体の統括管理』

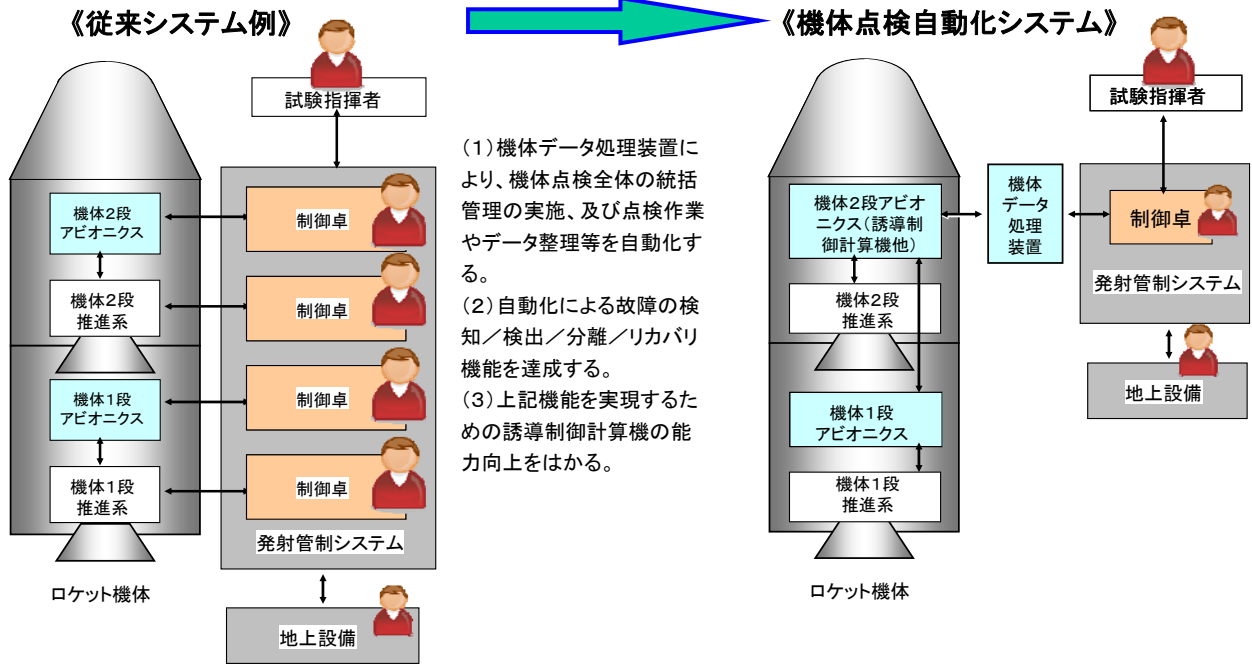


図 3.2.3.1-5 従来システムと開発システムの比較

＜自己診断・自律対応型機体点検自動化システムの概念＞

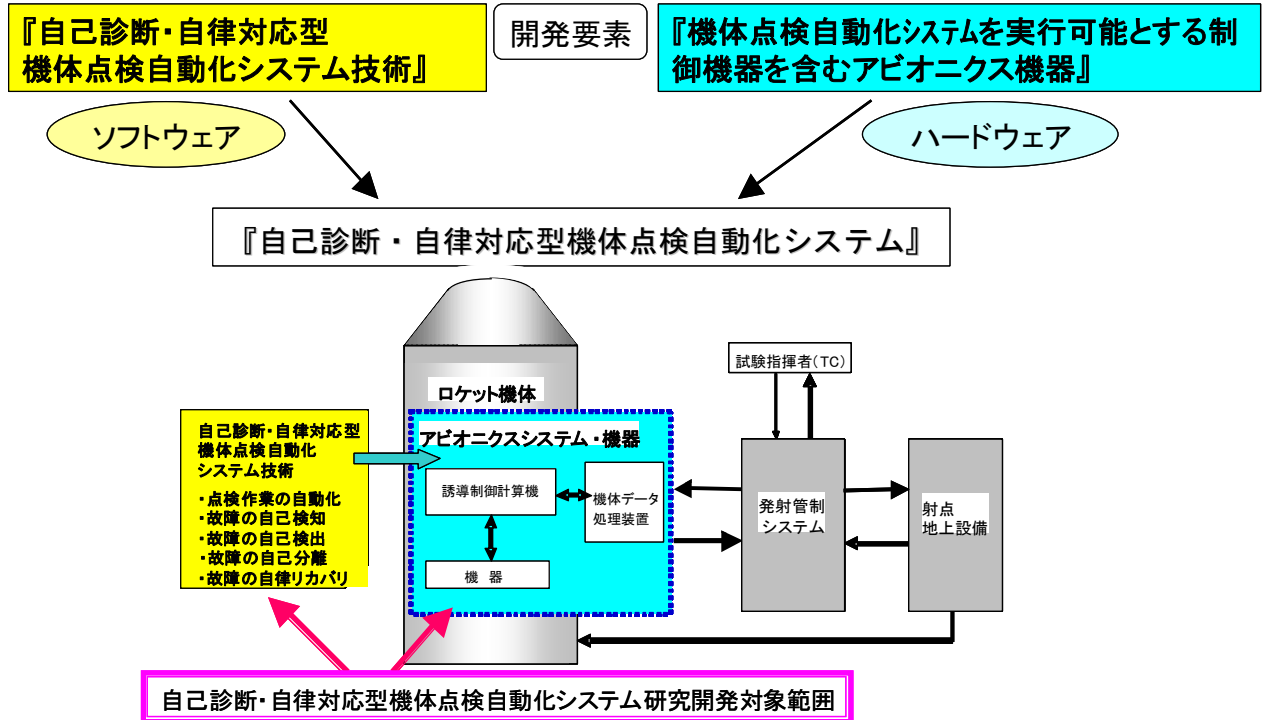


図 3.2.3.1-6 自己診断・自律対応型機体点検自動化システムの概念

3.2.3.2 自己診断・自律対応型機体点検自動化システム技術の開発（H14～15年度）

（1）機体点検自動化システムの設計仕様の設定

これまで主として人手に頼っていたロケットの機体の点検や運用を自動的に実施するための「自己診断・自律対応型機体点検自動化システム」の設計仕様を確定した。具体的には、従来のロケットシステムやLNG制御システム（小型LNG気化設備等）の点検方法などについて調査し、機体点検自動化システムとして持つべき基本仕様を設定した。これらをもとに、ロケット機体点検における自動点検項目を選定するとともに、故障の自己検知、故障の自己検出、故障の自己分離、故障の自律リカバリの4つの技術を含む機体点検自動化システムの設計仕様を確定した。また、この機体点検自動化システムを実現する制御系機器を含むアビオニクスシステムの設計仕様を確定した。

1) 機体点検自動化システムの設計仕様

a. 機体点検自動化システムとしての基本仕様：既存のロケットシステムやLNG制御システム（小型LNG気化設備等）における故障の検知方法、故障診断の方法、診断後の処置方法について調査分析を行なって運転要員が実施している作業を識別し、この識別された作業から、機体点検自動化システムとして持つべき基本仕様を設定した。

－従来のロケット機体点検方法の作業識別結果：

- ・ガス系統、推進薬系統のリークチェックに代表されるように点検作業時のバルブ操作や異常の検知／検出が運転要員により実施されている項目が多い。
- ・地上設備との連携により一部自動化されている項目はあるものの診断やその後の処置は運転要員により行なわれている。
- ・ロケット機体点検の多くの部分を運転要員に頼っていることから、ロケット運用上必要とされる安全にかつ信頼性の高い点検を効率的に実施するためのシステムが必要である。

－従来のLNG制御システム点検方法の作業識別結果：

- ・LNG漏洩点検、自己診断機能などの点検作業のうち、検知に関わる部分は、既に自動化されている傾向にある。
- ・診断／処置に関わる部分は、運転要員により行なわれているのが現状である。
- ・現状、点検時の診断／処理については多くの部分を運転要員に頼っていることから小型LNG気化設備の運用上必要とされる安全にかつ信頼性の高い点検を効率的に実施するためのシステムが必要である。

－機体点検自動化システム基本仕様：上記の調査識別結果をもとに、機体点検自動化システムとして持つべき基本仕様を設定した。この仕様概要（仕様項目と機能概要）を表3.2.3.2-1に示す。

表 3. 2. 3. 2-1 機体点検自動化システムとしての基本仕様

区分	仕様項目および機能概要
システム機能	1. 設備異常時の自律対応: システム異常時は自己診断により主系/待機系を切り替えて継続運転する。または、機器異常・ガス漏洩発生時などに対応した自己診断機能およびセンサを配置し、安全に系統分離/自律運転を行う。
	2. 高信頼性インタロック: 機器保護・保安上のインタロックについては多重化を基本とし、かつ高信頼のシステムを採用する。
	3. 自動化: 設備の運用パターンを選択することで、プロセスの状態に応じた系統切替操作が可能な自動化ロジックを構成する。
制御機器	1. データ処理機能: 自己診断・自律対応処理を実行するのに十分な演算能力(高速・大容量)を有する。
	2. 耐環境性: ロケットの厳しい環境条件に耐えうる耐振動・衝撃性能とする。

b. ロケット機体点検の自動化対象項目: 従来のロケット機体点検方法の調査結果をもとに、機体点検自動化システムの設計仕様として、自動化の対象とする作業項目と点検項目を選定した。このうち自動化の対象とする作業項目の選定結果の概要を表 3. 2. 3. 2-2 に示す。

表 3. 2. 3. 2-2 ロケット機体運用における自動化対象作業項目 (H15 年度末時点)

No.	運用作業名称	作業概要	自動化対象
1	ステージ受入試験	機体各段とその関連機材を搬入し、輸送による損傷のないことを確認する。	(対象外)
2	機体組立	1段機体を起立、射座に固定し、2段を1段上に固定する。	(対象外)
3	システム点検	ロケット機体(1段/2段結合状態)が健全であることを確認する。	対象
4	気蓄器充填・リークチェック	気蓄器充填に先立つ漏洩点検、気蓄器充填、および充填後の漏洩点検を行ない、1段/2段気蓄器タンクおよびラインに異常のないことを確認する。	対象
5	リハーサル準備	発射リハーサルに必要な設備の準備と条件設定をする。	対象
6	発射リハーサル	発射手順に沿って、各機器の動作を確認する。	対象
7	ペイロード/機体結合	ペイロードを機体に搭載する。	(対象外)
8	カウントダウン準備	カウントダウンへの最終準備を行なう。	対象
9	ターミナル・カウントダウン	打上げ時間X-0を目標に、最終カウントダウン作業を実施する。(機体最終点検、推進薬充填、フライトパラメータアップリンク、打上げ許容範囲内での打上げ)	対象

c. ロケット機体点検に関わるシステムの全体構成: 射場におけるロケット機体点検に関わるシステムは図3. 2. 3. 2-1に示す「発射管制システム」、「射点地上設備」、「ア

「バイオニクスシステム」の3つの要素から構成され、各々の要素の役割は次のとおりである。このうちのアビオニクスシステムが、自己診断・自律対応型機体点検自動化システムの主体となる。

- －発射管制システム：試験における試験指揮者とのインタフェース（必要最小限の操作と十分なモニタリング情報を提供）および自動プロセスシーケンスの統括管理を行なう。
- －射点地上設備：発射管制システムもしくはアビオニクスシステムからのコマンドにより処理を開始し、地上設備のセンサ、バルブを利用して、ロケット機体の点検作業を支援する。
- －アビオニクスシステム（本研究開発の対象）：発射管制システムからのコマンドを解釈、処理し、エフェクタ操作を実行する。また、機体センサからのデータをもとに機体および実行中の処理の状態を判定し、結果を発射管制システムに送信する。自己診断・自律対応を実現するために必要なアビオニクスシステムの主要機能要素を図3.2.3.2-1中に示す。

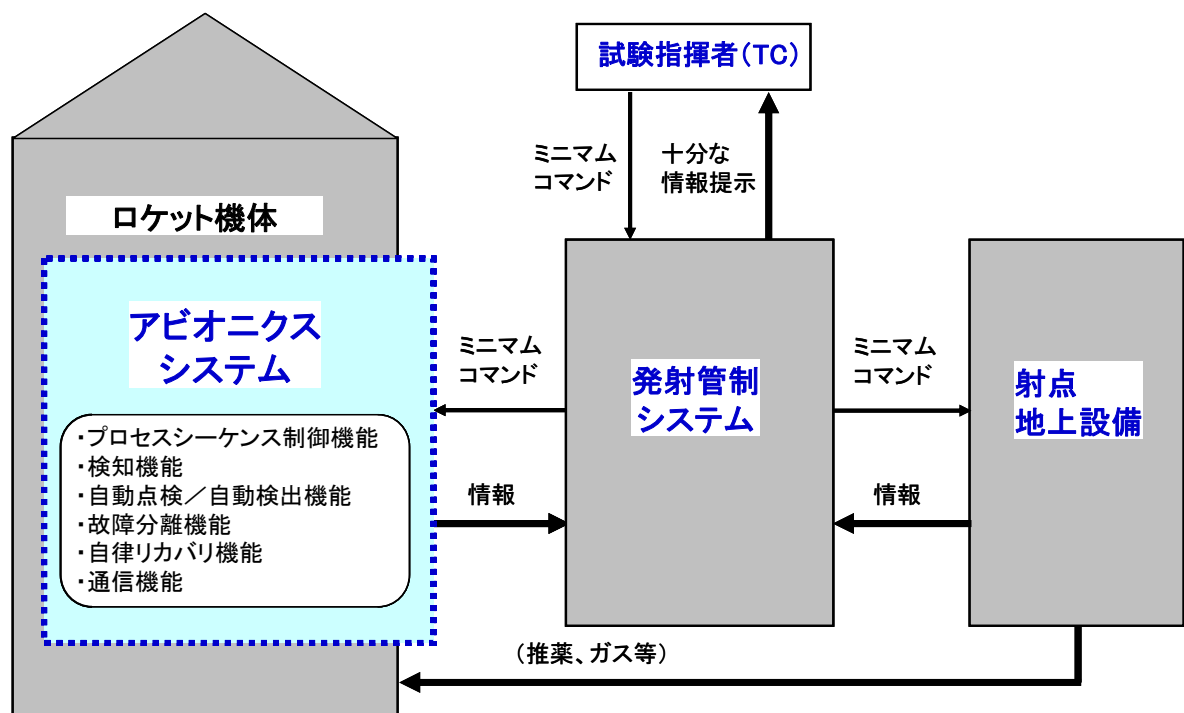


図 3.2.3.2-1 ロケット機体点検に関わるシステムの全体構成

d. アビオニクスシステムの構成と機能：機体点検自動化システムの主体となるアビオニクスシステムは「機体データ処理装置」と「機体アビオニクス」から構成される。このアビオニクスシステムについて、自己診断・自律対応を実現するための主要機能要素と機能配分、システム構成と各々の機能分担を以下に示す。

－アビオニクスシステムに要求される主要機能要素と機能配分：

- ・プロセスシーケンス制御機能（前プロセスの結果、モニタ状況、進捗状況などをもとにして、次のプロセスの選択を行なう機能）⇒実時間での処理に関する機能を、機体データ処理装置および機体アビオニクスのハードウェア/ファームウェア（オペレーティングシステム機能）に配分する。

- ・ 検知機能（1つの事象の検知に対し複数のセンサによる状態判別やセンサの入力レンジの切換により機体状態を精確に検知する機能）⇒主に機体アビオニクスデータの収集機能として配分する。収集された機体データは、通信機能を介して機体データ処理装置に送信される。
 - ・ 自動点検／自動検出機能（実施する自動点検のシーケンスに基づきエフェクタを制御し、併せて実行中のデータを収集／監視することにより点検項目の結果判定を行なう機能、および収集したデータが許容値を超えた場合にアラーム、または緊急停止要求を出す機能）⇒機体アビオニクスにデータ収集機能・機器制御機能・異常判定機能、機体データ処理装置に点検結果判定機能として配分する。
 - ・ 故障分離機能（緊急停止要求を受けた場合に、機体および各設備を安全に緊急停止させる機能）⇒機体データ処理装置に故障分離／自律リカバリ機能として配分する。
 - ・ 自律リカバリ機能（安全化上操作が必要となるエフェクタに対する指令系統を冗長化し、機体運用上重要な安全化処置を実行する機能）⇒機体データ処理装置に故障分離／自律リカバリ機能として配分する。
 - ・ 通信機能（機体を含む設備間にてデータやコマンドをやり取りするための通信機能）⇒機体データ処理装置の通信機能（発射管制システム～機体データ処理装置間、機体アビオニクス～機体データ処理装置間）および機体アビオニクスの通信機能（機体アビオニクス各機器間）として配分する。
- ーアビオニクスシステムの構成：上記で配分された機能を含むアビオニクスシステムの構成と各々の機能分担を図3.2.3.2-2に示す。

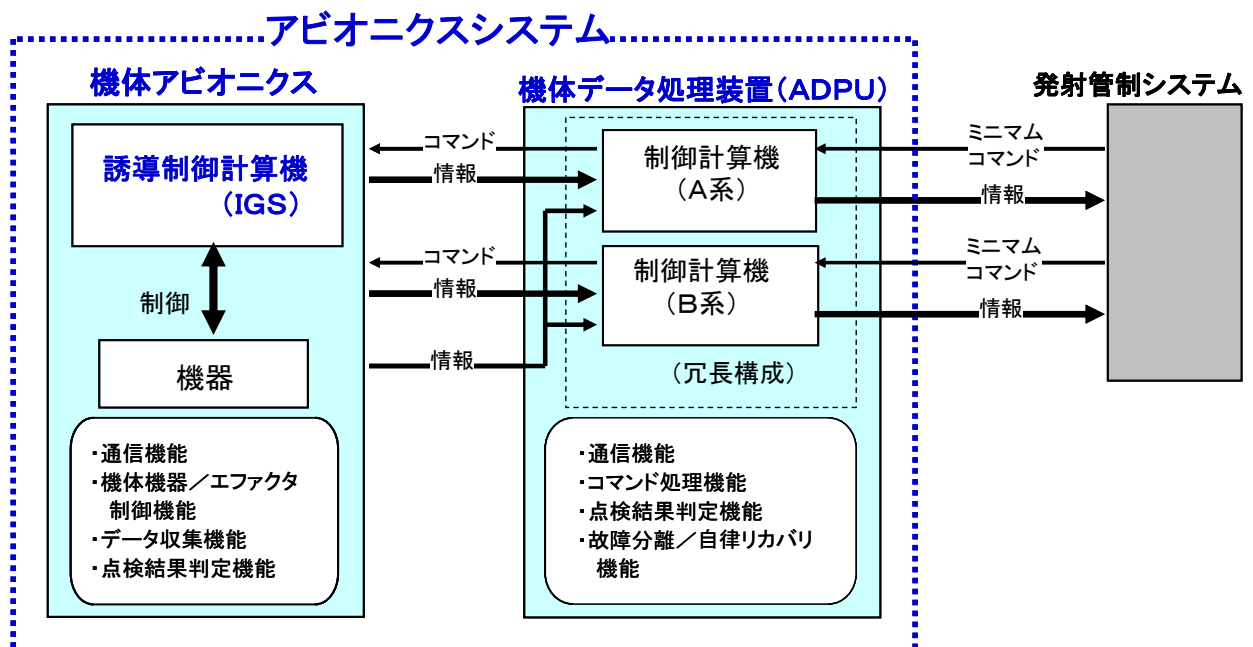


図 3.2.3.2-2 アビオニクスシステムの構成

e. 故障の自己検出／自律対応方法の設計仕様：自己診断・自律対応をアビオニクスシステムで実現するための検知／検出／分離／自律リカバリの設計仕様について

次に示す。

- －故障の自己検知／検出方法の設計仕様：故障の自己検知／検出のため、インテリジェントな機器についてはB I T（ビルトインテスト）機能を有し、それ以外のものについては冗長設置した類似センサの出力および運転状態をもとにアビオニクスシステムにより総合的に判断し異常を検出する。
- －故障の自己分離／自律リカバリ方法の設計仕様：自動化システムにおいて指令系統を区間ごとに冗長構成とし、機体データ処理装置および機体システムに異常が発生した場合、異常発生箇所別に系統の切換を自動的に実施し、安全化処置を継続する（系としての機能を維持する）。

f. 故障の自己検知範囲拡大のためのセンサ仕様：故障現象の内容分析等を行ない、機体点検自動化システムの自己検知範囲を拡大するためのセンサ仕様を確定した。

- －故障現象分析：機体搭載の機器ごとに次の項目について検討分析を実施した。
 - ・故障モードおよびその推定原因
 - ・故障による他系への影響
 - ・故障の検出方法
- －計測項目検討：故障現象分析結果に基づき、それぞれの故障現象を検知するために必要となる計測箇所を検討した。
- －センサ仕様の確定：上記の検討結果をもとに、故障の自己検知範囲を拡大するのに必要な各種センサの仕様を確定した。

2) アビオニクスシステムの設計仕様

a. アビオニクスシステム構成設計仕様：機体点検自動化システムの設計仕様に基づき、アビオニクスシステムについて、自己診断・自律対応型機体点検自動化システムの実現に最適な構成となるよう機能分析を行なって機能構成を確定し、アビオニクスシステム構成の設計仕様を設定した。

- －基本要件機能：機体点検自動化システムからの主要機能要素（プロセスシーケンス制御機能、検知機能、自動点検／自動検出機能、故障分離機能、自律リカバリ機能、通信機能）およびロケット運用上アビオニクスに必要とされる機能（誘導制御機能、計測通信機能、電力供給機能、火工品点火機能など）を基本要件機能とする。
- －システム仕様概要と機能ブロック：前項に示した基本要件機能を実施するためのアビオニクスシステムの仕様概要を次に示す。
 - ・誘導制御系：ロケットの飛行制御(航法/誘導制御機能、姿勢制御機能、シーケンス制御機能、推葉充填制御機能等)、および機体／地上インタフェース系のコマンドに基づき、打上げ前のロケット機体自動点検を実行する。
 - ・火工品点火系：誘導制御系あるいは地上局からのコマンドによって火工品に対し点火電力を供給する。
 - ・計測通信系：機体データを収集し、そのデータを地上局、射点地上設備および機体／地上インタフェース系機器に電波もしくは有線にて送信する。
 - ・電力系：ロケット機体搭載の各機器へ電力を供給する。また、ロケットの打上時に外部地上電源から搭載バッテリーへの電源切替を行なう。

- 機体／地上インタフェース系：発射管制システムからのコマンドを解釈・処理し、ロケット機体へ出力する。また誘導制御系／計測通信系から、ロケット機体状態および搭載の各機器の各種データを有線で受信し、発射管制システムへ有線で送信する。

b. アビオニクスシステム・サブシステム設計仕様：アビオニクスシステム構成の設計仕様に基づき、アビオニクスシステムを構成するサブシステム（誘導制御系、計測通信系、電力系、火工品点火系、機体／地上インタフェース系）について、自己診断・自律対応型機体点検自動化システムの実現に最適な構成となるよう機能分析を行なって機器構成を確定し、これら各サブシステムの設計仕様を設定した。

ー主要機器構成：アビオニクスシステムの主要機器構成を図3.2.3.2-3に示す。なお、図中 印は開発対象機器（後述の3.2.3.4項を参照）を示す。

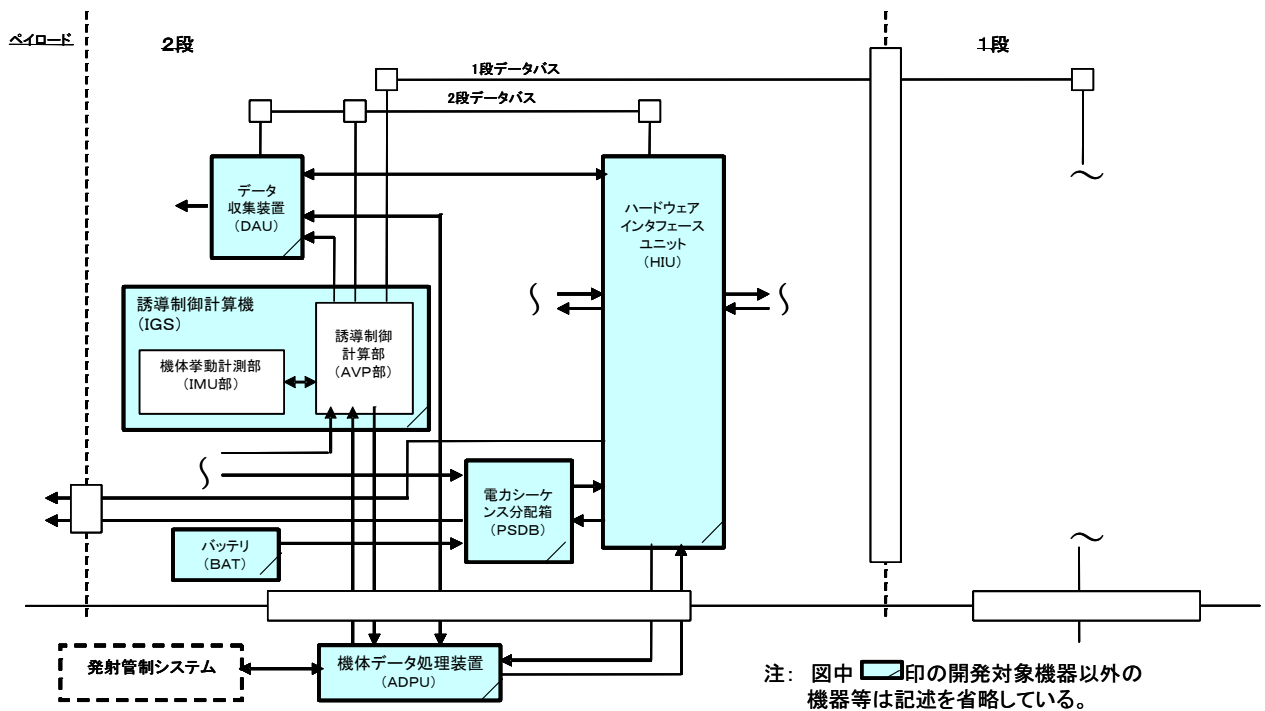


図 3. 2. 3. 2-3 アビオニクスシステムの主要機器構成 (H15 年度末時点)

c. 無線システムの信号特性データ取得試験：機体点検自動化システムのうち、点検データを無線でやり取りする無線システムについては、その信号特性データを取得するデータ取得試験を実施して、前述のアビオニクスシステムの設計仕様を確定した。

(2) 機体点検自動化システムのアルゴリズムの設定

前記(1)項で設定した設計仕様に基づき、機体点検を最大限自動化する観点から機体点検自動化システムの自己診断・自律対応システム技術（故障の自己検知、故障の自己検出、故障の自己分離、故障の自律リカバリ）のアルゴリズムを確定した。

a. 作業管理アルゴリズム：機体点検作業の自動化では、機体点検自動化システムが試験指揮者（TC）から与えられた作業指示に基づき機体点検作業を実施し、その結果をTCが確認して作業が完了するまでの一連の作業が行なわれる。この間の処理の流れに基づき、各構成要素の機能配分を検討し、作業管理アルゴリズムとして確定した。

b. 点検結果判定に関する管理処理：機体点検作業における点検結果の判定作業に関して、特にロケット機体点検の主体となるアビオニクスシステムにおける管理処理について、次のように機能配分した（機器構成は図 3. 2. 3. 2-7 を参照）。

－機体データ処理装置（ADPU）：基本的に判定作業の主体となり、IGSから受領するデータおよび、データ収集装置（DAU）を介して得られるアビオニクスシステム内のセンサ計測値・各装置の内部ステータス等のデータを収集して、故障の自己検知・自己検出・自己分離・自律リカバリ処理を行ない、その結果をタスク完了報告として発射管制システムに送付する。

－誘導制御計算機（IGS）：ADPUのサブタスク開始指示に従い動作し、ハードウェアインタフェースユニット（HIU）や電力シーケンス分配箱（PSDB）の制御を行なうが、点検結果の判定については、必要なデータをADPUに送付するのみとし、IGSによる判定は行なわない（ビルトインテスト等の装置の自己診断を除く）。

c. アルゴリズム設定対象作業項目：機体点検自動化システムの設計仕様に基づき、機体点検自動化システムで自動化の対象とする作業を詳細化し、アルゴリズム設定の対象となる作業項目を確定した。

d. 自動化システムのアルゴリズム確定方針：機体点検自動化システムにおける自己診断・自律対応システム技術のアルゴリズムは、実際には前記c項で確定した各作業項目のそれぞれについて、機体をハンドリングする上で必要となる一定の作業手順を制約条件として守りながら、同時に故障の検知・検出・分離・リカバリの方法の検討を行ない、アルゴリズムとして確定することになる。そこで、個別の作業項目のアルゴリズム検討前に、アルゴリズム確定の作業方針を次のように設定した。

－故障の自己検知：機体点検時に発生する事象の検知や診断のアルゴリズムについては、次の方針により確定する。

- ・系として故障検出が可能となるよう機体（各種センサ／機器）のデータを収集する。すなわち、故障が発生し得る系統のデータを収集することに加え、故障の発生により影響を受ける系統のデータを併せて収集する。

－故障の自己検出：機体点検時に検知した事象が正常か異常かを自動的に判断するための故障の自己検出アルゴリズムについては、次の方針により確定する。

- ・異常しきい値による判定
- ・設定値と実測値の照合による判定（ループ・チェック）

- ・機体状態からの推定値と実測値の照合による判定
 - ・冗長配置した類似センサ出力と機体動作状態に基づく故障検出
- －故障の自己分離：自己検出機能により特定した故障に対して、システムを停止したり、漏洩を止める等の安全な状態にするために、不具合部分を隔離する動作を自動的に実施するアルゴリズムについては、次の方針により確定する。
- ・系の状態に応じて、安全化方法を選択する。
 - ・故障が検出された系統の出力を安全化する（故障の自己分離は、冗長構成となる部分に限定して実施する）。
- －故障の自律リカバリ：故障の自己分離後、自律で現状機能を損なわないレベルに回復させる冗長システム等によるシステム回復や、安全化処置を運用要員に指示するような故障の自律リカバリ（系としての機能維持）のアルゴリズムは、次の方針により設定する。
- ・安全化処理を優先して行い、その後に出力の切換を実施する（冗長化を含む）。
 - ・系として1フェイルセーフを実現する。
- e. 自動化システムのアルゴリズム確定結果：前記d項で設定した方針に基づき、各作業項目を対象として、機体点検自動化システムにおける自己診断・自律対応システム技術のアルゴリズムを確定した。以下に、機体点検自動化システムで実施する作業のうち、「LNG充填」を対象として確定したアルゴリズムの例を示す。
- －確定したアルゴリズムの例（故障の自己検知／自己検出）：LNG充填の際にはLNGタンク温度、LNGタンク内圧力等の各センサ信号の計測を行なう他、外気温・LNG供給圧・燃料供給弁開度の信号から、LNGタンク温度・LNGタンク内圧力の推定値を計算して、各センサ信号の計測値と比較し、系の異常を検出する（単一センサの擬似冗長化による異常検知・検出アルゴリズム）。
- －確定したアルゴリズムの例（故障の自己分離／自律リカバリ）：LNG充填時に、機体のバルブ制御系統に異常が生じた場合、異常の発生箇所に応じて出力の安全化処置を選択実行後、系統の切換を行ない、異常時対応シーケンスを実行する。ロケット機体のバルブを制御するADPUから機体に取り付けられたバルブまでの指令系統を冗長化することにより、自己分離・自律リカバリを実行する。

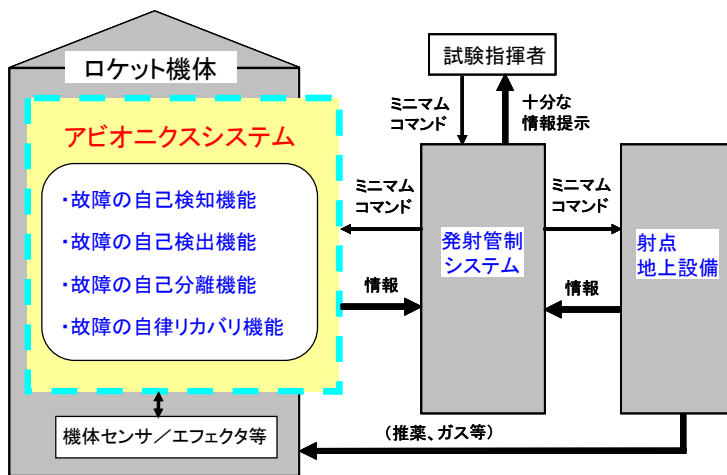
3.2.3.3 自己診断・自律対応型機体点検自動化システム技術の開発（H16～19年度）

(1) 機体点検自動化システムの仕様概要

本項では、研究開発対象であるロケットの自己診断・自律対応型機体点検自動化システムの仕様概要について記述する。

平成14～15年度に機体点検自動化システムおよびアビオニクス機器の設計仕様を設定するとともに、平成15年度に機体点検自動化システムのアルゴリズム仕様を確定した(3.2.3.2項参照)。これらの成果をもとに、さらに平成18年度には、機体点検自動化システムの新たなアルゴリズム仕様(ポンプ制御の複雑化等に伴う追加アルゴリズムとロケット点検技術の高度化に対応した高度化対応アルゴリズムを含む)を確定した。この機体点検自動化システムの仕様概要を、図3.2.3.3-1～-3および表3.2.3.3-1～-2に示す。

【ロケット機体点検に関わるシステムの全体構成】



◇**発射管制システム**: 試験における試験指揮者とのインターフェース(必要最小限の操作と十分なモニタリング情報を提供)および自動プロセスシーケンスの統括管理を行なう。

◇**射点地上設備**: 発射管制システムもしくはアビオニクスシステムからのコマンドにより処理を開始し、地上設備のセンサ、バルブを利用して、ロケット機体の点検作業を支援する。

◇**アビオニクスシステム(本研究開発の対象)**: 発射管制システムからのコマンドを解釈、処理し、エフェクタ操作を実行する。また、機体センサからのデータをもとに機体および実行中の処理の状態を判定し、結果を発射管制システムに送信する。

図 3.2.3.3-1 ロケット機体点検に関わるシステムの全体構成

表 3.2.3.3-1 ロケット機体点検の自動化対象項目

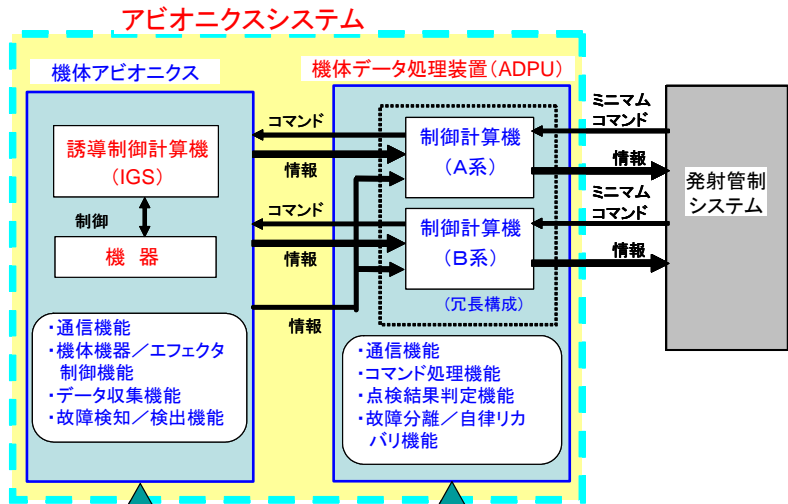
No.	運用作業名称	作業概要	自動化対象
1	ステージ受入	機体各段とその関連機材を搬入し、輸送による損傷の無いことを確認する。	(対象外)
2	機体組立	1段機体を起立、射座に固定し、2段を1段上に固定する。	(対象外)
3	システム点検	ロケット機体(1段/2段結合状態)が健全であることを確認する。	対象
4	カウントダウンリハーサル	発射リハーサルに必要となる設備の準備と条件設定を行ない、発射手順に沿って、各機器の動作を確認する。	対象
5	ペイロード/機体結合	ペイロードを機体に搭載する。	(対象外)
6	カウントダウン準備作業	カウントダウンへの最終準備を行う。	対象
7	カウントダウン	打上げ時刻X-0を目標に、最終カウントダウン作業を実施する。	対象

《システム設定の狙い》

◇機体アビオニクスとの情報／コマンドを機体データ処理装置に集中することにより、機体点検に関わる系全体の統括管理を可能とする。

◇機体データ処理装置に冗長構成を採用することにより、故障の分離／リカバリ機能を達成する。

◇誘導制御計算機の高性能化（高速・大容量）により、自動点検機能の充実をはかる。



IGS機能:ADPUからのコマンド指示に従い、ハードウェアインタフェースユニット(HIU)や電力シーケンス分配箱(P SDB)の制御を行い、点検用のデータをADPUに送付する。またIGSの自己診断結果をADPUに送付する。

ADPU機能:IGSやデータ収集装置(DAU)からのセンサ計測値、内部ステータス等の点検データを収集して、故障の自己検知・自己検出・自己分離・自律リカバリ処理を行い、その結果をタスク完了報告として発射管制システムに送付する。

図 3. 2. 3. 3-2 (1/2) アビオニクスシステムの構成と機能

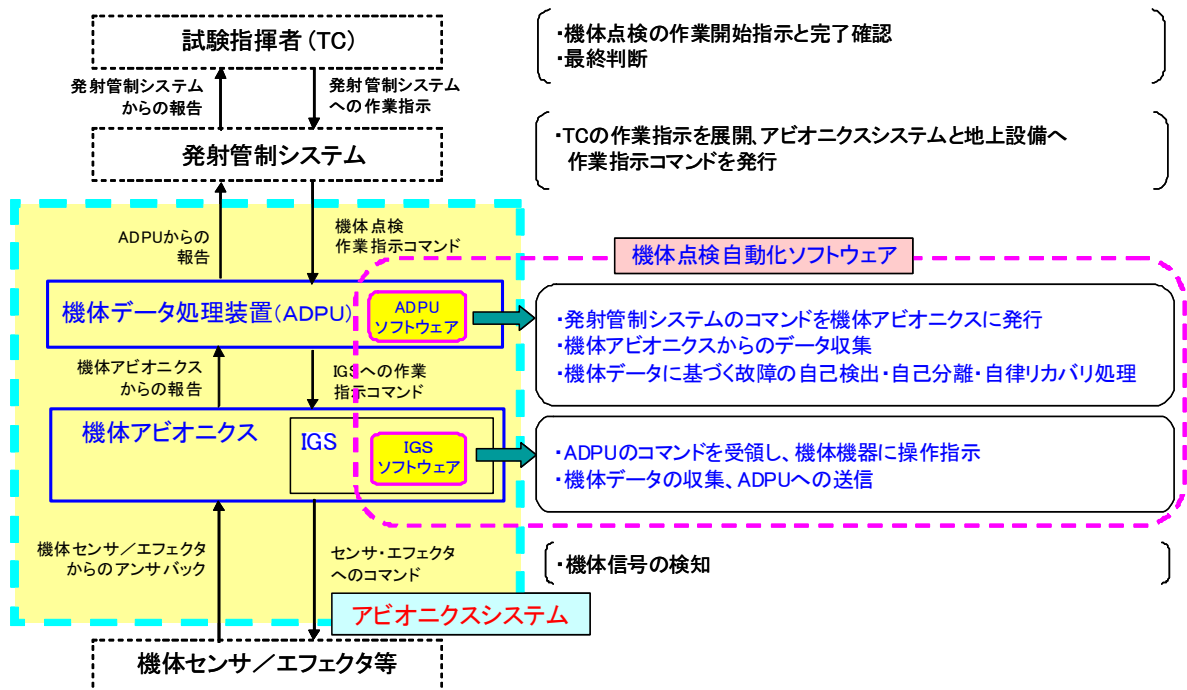


図 3. 2. 3. 3-2 (2/2) アビオニクスシステムの構成と機能

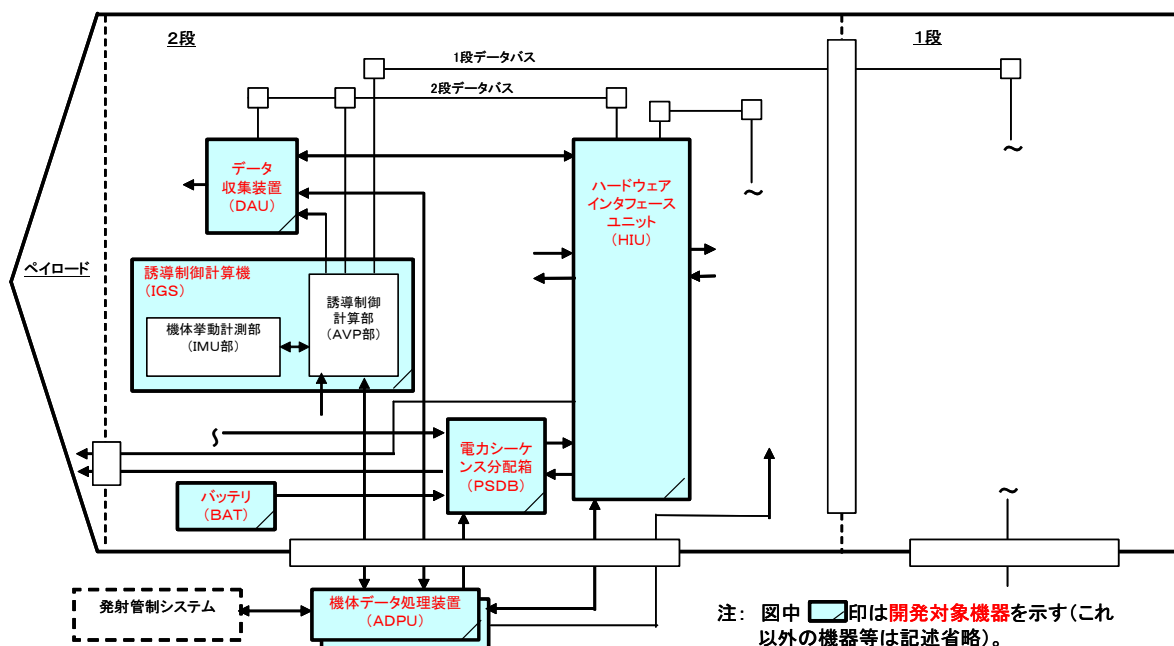


図 3.2.3.3-3 アビオニクスシステムの主要機器構成

表 3.2.3.3-2 機体点検自動化システムのアルゴリズム基本要素

No.	項目	アルゴリズム基本要素
1	故障の自己検知	<ul style="list-style-type: none"> 系として故障検出が可能となるよう機体(各種センサ/機器)のデータを収集: <ol style="list-style-type: none"> 故障が発生し得る系統のデータ 故障の発生により影響を受ける系統のデータ
2	故障の自己検出	<ul style="list-style-type: none"> 機体(各種センサ/機器)のデータに基づく故障検出 冗長配置した類似センサと機体動作状態に基づく故障検出 判定方法 <ul style="list-style-type: none"> 異常しきい値による判定 設定値と実測値の照合による判定 機体状態からの推定値と実測値の照合による判定(単一センサによる擬似冗長化など)
3	故障の自己分離	<ul style="list-style-type: none"> 系の状態に応じ安全化方法を選択 故障が検出された系統の出力を安全化
4	[注] 故障の自律リカバリ	<ul style="list-style-type: none"> 安全化処理後の出力の切替(冗長化含む) 系として1フェイルセーフを実現

[注] 系としての機能を維持すること。

(2) 機体点検自動化システム技術に付随するソフトウェアの開発

機体点検自動化システム技術の自己診断・自律対応システム技術に付随するソフトウェア（機体点検自動化ソフトウェア）の開発の流れを図 3. 2. 3. 3-4 に示すとともに、平成 16～19 年度の実施成果を以下の 1)～3) 項に記述する。

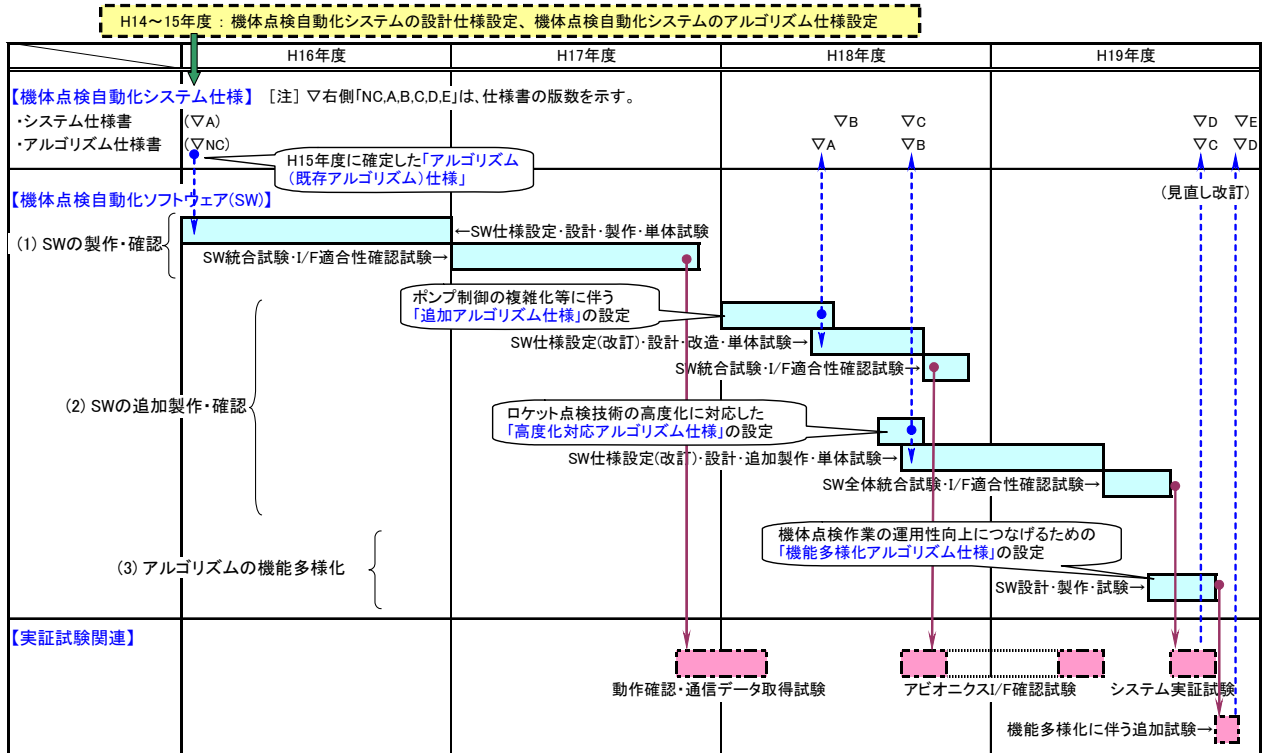


図 3. 2. 3. 3-4 機体点検自動化システム技術に付随するソフトウェア開発の流れ

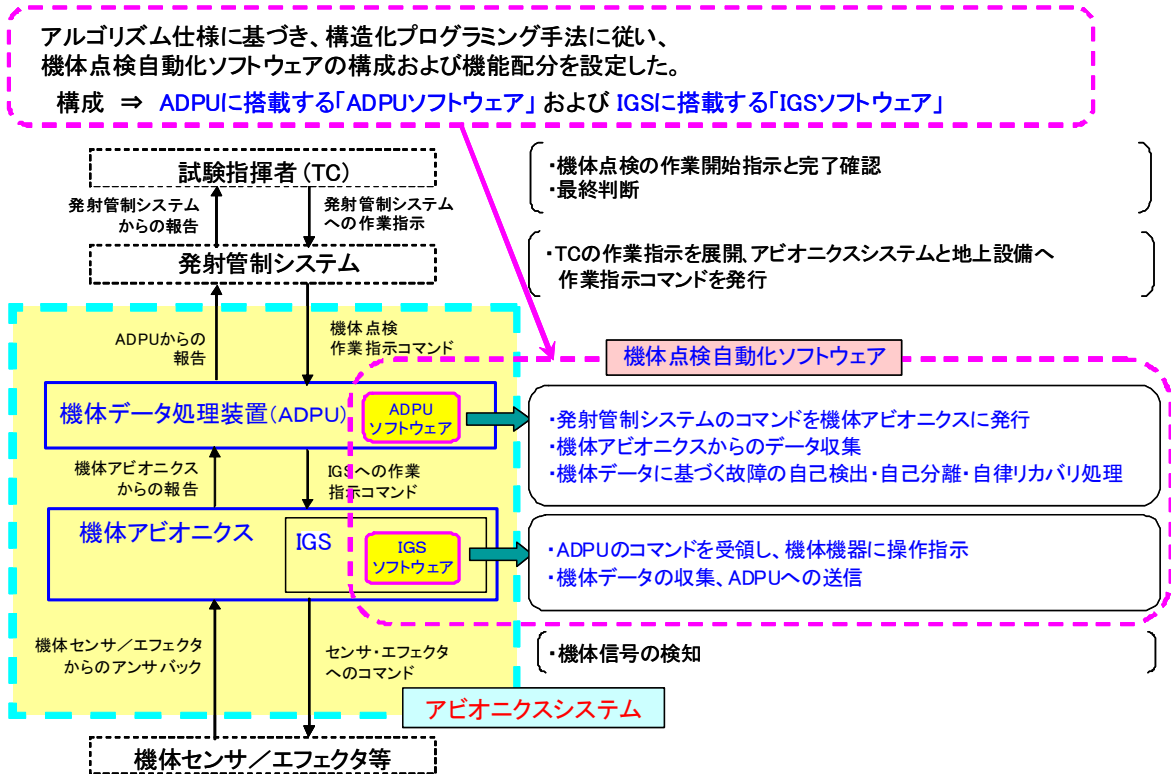
1) 機体点検自動化ソフトウェアの製作・確認 (H16～17 年度)

平成 15 年度に確定した機体点検自動化システムのアルゴリズム仕様に基づき、機体点検自動化システム技術の自己診断・自律対応システム技術に付随するソフトウェア（機体点検自動化ソフトウェア）を製作した。引き続き、ソフトウェア統合試験およびソフトウェア／ハードウェア間インタフェース適合性確認試験を実施して、結果良好であることを確認した。

a. 機体点検自動化ソフトウェアの製作：機体点検自動化システムのアルゴリズム仕様に基づき、機体点検自動化ソフトウェアを製作した。この「機体点検自動化ソフトウェアの製作」の流れを以下の①～⑤に示す。また、設定した機体点検自動化ソフトウェアの構成、および製作・試験結果を図3. 2. 3. 3-5～-6に示す。

- ①ソフトウェア仕様設定：ソフトウェア構成設定、機体データ処理装置（ADPU）および誘導制御計算機（IGS）各ソフトウェアの仕様設定、動作モードの設定
- ②ソフトウェア基本設計：ソフトウェアの内部設計とソフトウェア構成要素（CSC：Computer Software Component）への分割、CSC仕様策定（CSC間I/F含む）
- ③ソフトウェア詳細設計：ソフトウェア構成要素のモジュール（CSU：Computer Software Unit）への分割、CSU仕様策定

- ④ソフトウェア製作：詳細設計結果に基づくソースコード製作（CSUをCSCとして統合）
- ⑤ソフトウェア単体試験：CSCのデバッグと単体試験（制御装置エミュレータ等での動作確認試験）



TC：試験指揮者(Test Conductor)、ADPU：機体データ処理装置、IGS：誘導制御計算機、DAU：データ収集装置、HIU：ハードウェアインタフェースユニット

図 3. 2. 3. 3-5(1/2) 機体点検自動化ソフトウェアの構成設定結果

区分	CSC名	主要機能	故障の自己検知	故障の自己検出	故障の自己分離	故障の自律リカバリ
ADPUソフトウェア	地上通信CSC	地上通信機能	○	○	○	○
	スケジュール管理CSC	スケジュール管理機能	○	○	○	○
	運用管理CSC	機体搭載機器操作	◎	◎	◎	◎
	データ処理CSC	データ送受信、表示、工学値変換、印刷、保存	◎	◎	○	○
	監視CSC	機体信号監視、自己診断	◎	◎	◎	◎
	クライアントCSC	ADPU操作機能	○	○	○	○
	安全化処理CSC	安全化処置機能(自己分離/自律リカバリ機能)	○	○	◎	◎
	システム管理CSC	システム管理機能	◎	◎	○	○
IGSソフトウェア	点検CSC	打上げ前機器試験	◎	◎	○	○
	テレメトリCSC	テレメトリ編集、送信	○	○	○	○
	地上インタフェースCSC	打上げ前地上インタフェース	◎	◎	○	○

(*)：機体点検自動化システム技術に関するCSCのみ記載

機体点検自動化ソフトウェアの「CSC構成」およびアルゴリズムとの関連

故障の自己検知・自己検出・自己分離・自律リカバリの機能と各CSCとの関連の強さ：

◎：上記の機能を直接的に実行するCSC、○：全体的な動作および上記の機能実行に必要なCSC

図 3. 2. 3. 3-5(2/2) 機体点検自動化ソフトウェアの構成設定結果

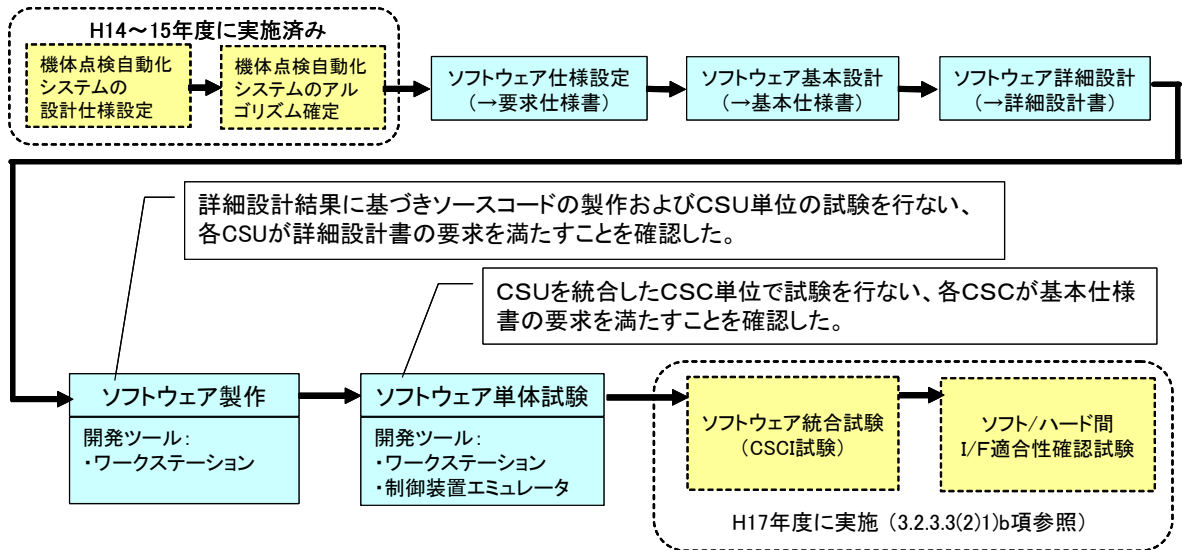
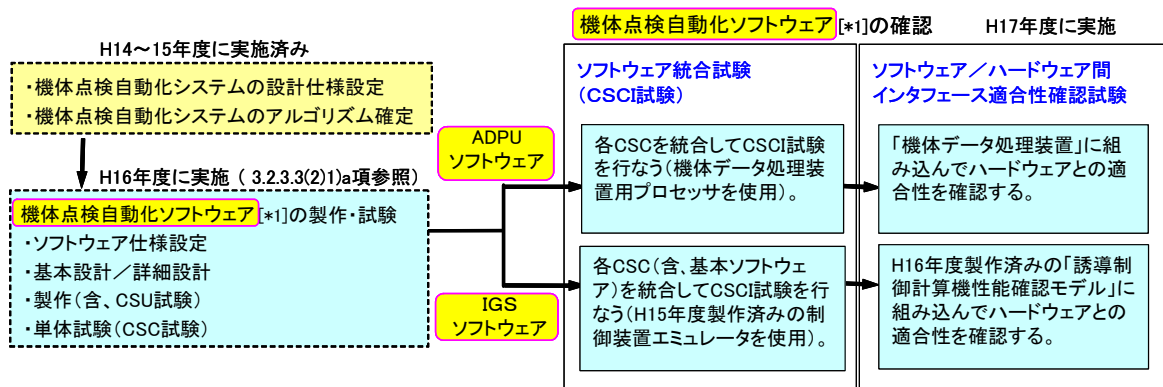


図 3. 2. 3. 3-6 機体点検自動化ソフトウェアの製作・試験結果

b. 機体点検自動化ソフトウェアの確認: 前項で製作した機体点検自動化ソフトウェアについて、ソフトウェア統合試験およびソフトウェア/ハードウェア間インタフェース適合性確認試験を実施して、結果良好であることを確認した。この「機体点検自動化ソフトウェアの確認」の流れを図3.2.3.3-7に示す。また、ソフトウェア統合試験およびソフトウェア/ハードウェア間インタフェース適合性確認試験の結果を図3.2.3.3-8~9に示す。



[*1] 機体データ処理装置に搭載する **ADPUソフトウェア** と 誘導制御計算機に搭載する **IGSソフトウェア** から構成される。

[注] CSU: Computer Software Unit, CSC: Computer Software Component, CSCI: Computer Software Configuration Item

図 3. 2. 3. 3-7 「機体点検自動化ソフトウェアの確認」の流れ

【ソフトウェア統合試験結果】

各CSCを統合してCSCI試験を行ない、ソフトウェア要求仕様書の要求を満足することを確認した。試験結果の概要を下記に示す。

ADPUソフトウェア試験項目と結果:

試験項目		結果
1	起動確認試験 ADPU主機能起動確認試験	良好
2	基本機能確認試験 地上通信機能	良好
	スケジュール管理機能	良好
	運用管理機能	良好
	データ処理機能	良好
	監視機能	良好
	クライアント機能	良好
	安全化処理機能	良好
	システム管理機能	良好

IGSソフトウェア試験項目と結果:

試験項目		結果		
1	基本ソフトウェアの 基本機能確認試験	スケジュール機能 地上通信インタフェース機能 バスインタフェース機能 プロセッサ機能 ユーティリティ機能	良好 良好 良好 良好 良好	
	2	機体点検自動化ソフトウェア動作確認試験 機体点検自動化ソフトウェアに関する主機能動作確認試験	良好	
	3	機体点検自動化ソフトウェアの基本機能確認試験	地上インタフェース機能 点検機能 テレメトリ機能	良好 良好 良好

図 3.2.3.3-8 ソフトウェア統合試験結果

【ソフトウェア／ハードウェア間インタフェース適合性確認試験結果】

各CSCIを実ハードウェアに組込んで適合性確認試験を行ない、ソフトウェア要求仕様書の要求を満足することを確認した。試験結果の概要を下記に示す。

ADPUソフトウェア試験項目と結果:

試験項目		結果
1	ソフトウェア／ハードウェア間適合性確認試験 地上通信機能	良好
	スケジュール管理機能	良好
	運用管理機能	良好
	データ処理機能	良好
	監視機能	良好
	クライアント機能	良好
	安全化処理機能	良好
	システム管理機能	良好

IGSソフトウェア試験項目と結果:

試験項目		結果	
1	地上通信インタフェース	シリアルデータ通信HW初期化 シリアルデータ通信機能	良好 良好
	2	データベースインタフェース	データベース通信HW初期化 データベース通信機能
3		プロセッサ	AVPプロセッサ初期化 プログラム作動
	4	地上コマンドモニター	地上コマンド処理 通信プロトコル／メッセージ形態／メッセージ定義の設定
5		点検	テスト関連地上コマンド処理 テスト実行
	6	テレメータ	関連アビオデータ収集 DAUへのデータ送信

図 3.2.3.3-9 ソフトウェア／ハードウェア間インタフェース適合性確認試験結果

2) 機体点検自動化ソフトウェアの追加製作・確認 (H18～19年度)

機体点検自動化システムにおける自己診断・自律対応システム技術の機能の追加・向上を図るため、同技術に関して平成15年度に確定したアルゴリズム（既存アルゴリズム）に加えて、ポンプ制御の複雑化・緻密化等、LNG制御技術に対する昨今の新たな高度化要求に対応するための技術手法を検討し、「追加アルゴリズム」として確定した。また、既存アルゴリズムに対しては、追加アルゴリズムとの整合性をとるために必要な見直しを行ない、両者を統合した全体としてのアルゴリズム仕様を確定した。この追加アルゴリズムを含む新たなアルゴリズム仕様に基づき、3.2.3.3(2)1項で製作した機体点検自動化ソフトウェアの改造（追加部分の新規製作を含む）と追加確認を行なった。

上記で追加確定したアルゴリズムに加えて、海外の技術動向等も参考にしつつ、より複雑なシステム等に対する点検技術手法を検討し、新たな「高度化対応アルゴリズム」として確定した。また、上記で確定した全体としての機体点検自動

化のためのアルゴリズム仕様に対して、この新たな高度化対応アルゴリズムの確定に伴う追加・見直しを行ない、高度化に対応した全体アルゴリズム仕様としてまとめた。この全体アルゴリズム仕様に基づき、上記で製作した機体点検自動化ソフトウェアの追加製作と全体確認を行なった。

以上の機体点検自動化ソフトウェアの改造・追加確認および追加製作・全体確認等に関する作業の流れを図 3.2.3.3-10 に示す。また、これらの実施成果を以下の a～b 項に示す。なお、ポンプ制御の複雑化等に伴う「追加アルゴリズム」とロケット点検技術の高度化に対応した「高度化対応アルゴリズム」を含む新たなアルゴリズムの導入の背景と経緯は図 3.2.3.3-11 に示すとおりである。

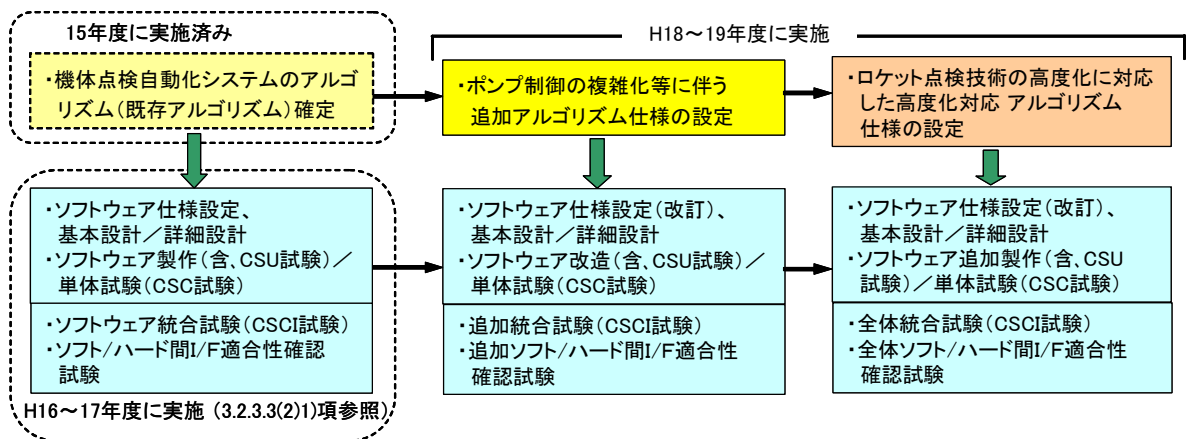


図 3.2.3.3-10 「機体点検自動化ソフトウェアの追加製作・確認」の流れ

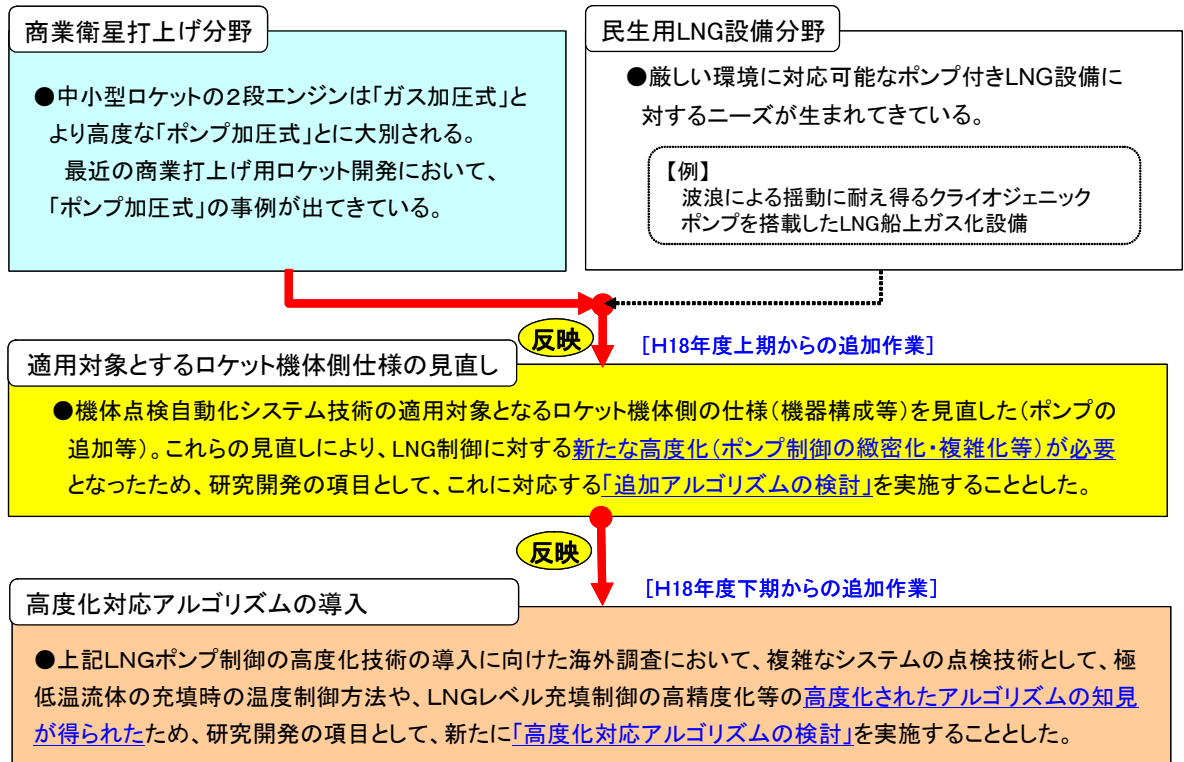


図 3.2.3.3-11 新たなアルゴリズムの導入の背景と経緯

- a. 追加アルゴリズムと高度化対応アルゴリズムの確定：平成 15 年度に確定した機体点検自動化システムのアルゴリズム（既存アルゴリズム）に加えて、ポンプ制御の複雑化・緻密化等、LNG制御技術に対する昨今の新たな高度化要求に対応するための技術手法を検討し、「追加アルゴリズム」として確定した。さらに加えて、海外の技術動向等も参考にしつつ、より複雑なシステム等に対する点検技術手法を検討し、「高度化対応アルゴリズム」として確定した。この新たなアルゴリズムの導入結果として、機体点検自動化システムに新たに追加する点検機能と高度化機能の概要を図 3.2.3.3-12 に示す。
- b. 機体点検自動化ソフトウェアの製作・確認：前項で確定した新たなアルゴリズム仕様（ポンプ制御の複雑化等に伴う「追加アルゴリズム」とロケット点検技術の高度化に対応した「高度化対応アルゴリズム」を含む）に基づき、機体点検自動化ソフトウェア仕様の見直し改訂、基本設計／詳細設計を行ない、3.2.3.3(2)1) 項と同様の手法により、機体点検自動化ソフトウェアの改造と追加製作（ソフトウェア単体試験まで）を行なった。引き続き、改造と追加製作を行なった機体点検自動化ソフトウェア（ADPUソフトウェアとIGSソフトウェア）について、3.2.3.3(2)1) 項と同様の手法により、ソフトウェア統合試験およびソフトウェア／ハードウェア間インターフェース適合性確認試験を実施して、結果良好であることを確認した。

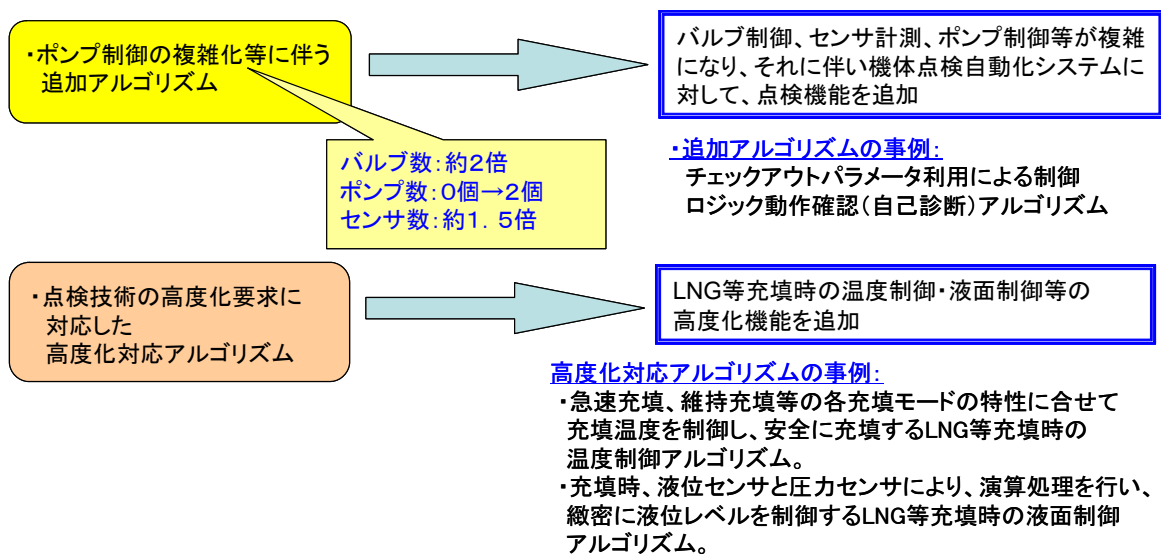


図 3.2.3.3-12 新たに追加する点検機能と高度化機能の概要

3) 機体点検自動化アルゴリズムの機能多様化 (H19 年度)

機体点検作業の運用性の向上につなげるため、平成 18 年度までに確定したアルゴリズムのうち自律対応システム技術に係るアルゴリズムを中心として、その適用範囲の拡張を図った。すなわち、バルブやセンサ等の個々の機器ごとの特性に応じて個別に対応することを可能とするような機能多様化のためのアルゴリズム（機能多様化アルゴリズム）を追加で検討し確定した。また、このアルゴリズムを具体化する

る機体点検自動化ソフトウェアについて、機体データ処理装置（および高機能化機体データ処理装置）上で動作可能なものとなるように設計、製作、試験を行ない、動作の健全性を確認した。最後に、上記でまとめた全体アルゴリズム仕様について、機能多様化アルゴリズム等を反映させた最終的な見直しを行なった。

- a. 機能多様化アルゴリズムの確定：機体点検作業の運用性の向上につなげるため、バルブやセンサ等の個々の機器ごとの特性に応じて個別に対応することを可能とする機能多様化アルゴリズムを確定した。この確定した機能多様化アルゴリズムの例として、機能多様化対応バルブ自動点検アルゴリズムの概要を図 3.2.3.3-13 に示す。
- b. 機体点検自動化ソフトウェアの製作・確認：前項で確定した機能多様化アルゴリズム仕様に基づき、これを具体化する機体点検自動化ソフトウェア（ADPUソフトウェア）について、仕様設定、基本設計／詳細設計および製作（ソフトウェア単体試験まで）を行なった。引き続き、製作した機体点検自動化ソフトウェア（ADPUソフトウェア）について、3.2.3.3(2)1項と同様の手法により、ソフトウェア統合試験およびソフトウェア／ハードウェア間インタフェース適合性確認試験を実施して、動作の健全性を確認した
- c. 機体点検自動化ソフトウェアの構成：確定した機体点検自動化システムアルゴリズムについて、ポンプ制御等の複雑化対応、点検の高度化対応、機能多様化対応を反映したアルゴリズムに基づき製作した機体点検自動化ソフトウェアの構成を図 3.2.3.3-14 に示す。

【機能多様化対応バルブ自動点検アルゴリズムの概要】

ねらい：バルブ不適合発生等による遅延時間の短縮

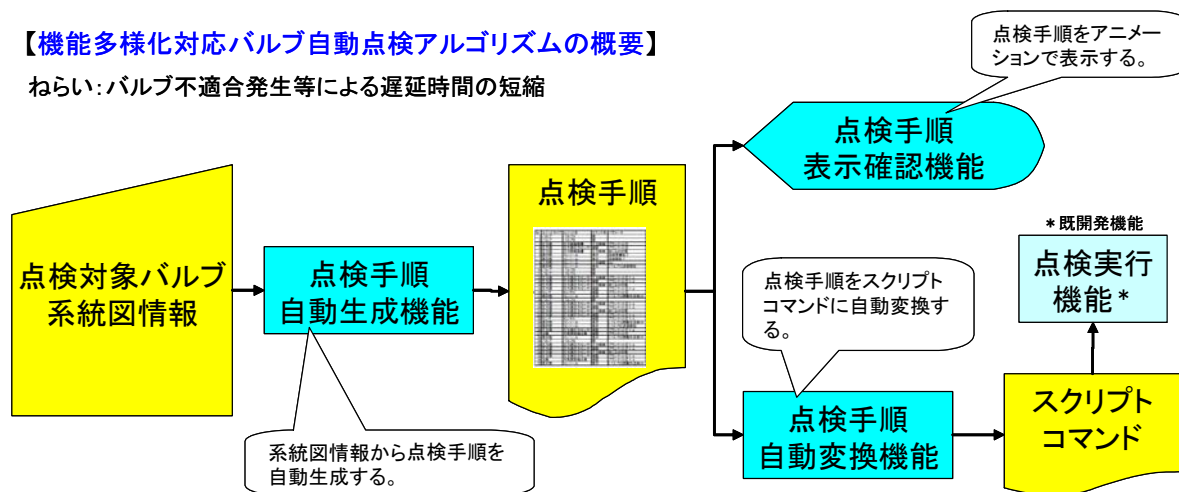


図3.2.3.3-13 機能多様化対応バルブ自動点検アルゴリズムの概要

【機体点検自動化ソフトウェア構成】

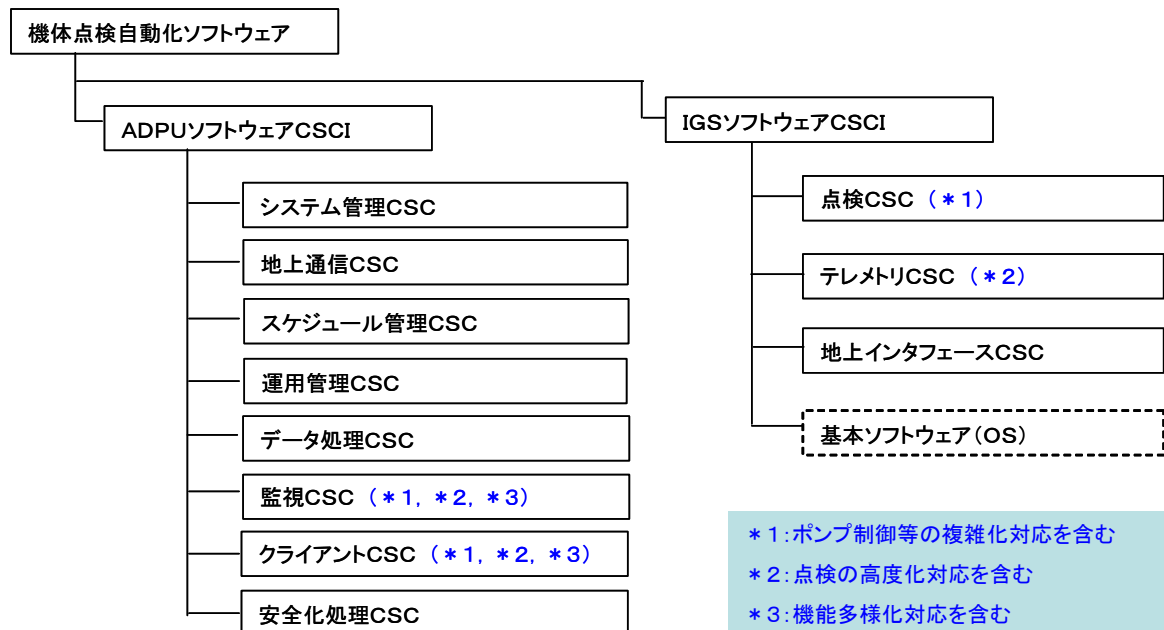


図3. 2. 3. 3-14 機体点検自動化ソフトウェアの構成

3.2.3.4 制御機器を含むアビオニクス機器の開発（H14～15年度）

（1）制御系機器の設計仕様設定と設計

ロケット機体点検を自動的に実施できる機体点検自動化システムの実行を可能とし、かつ厳しい打上げ環境に耐えうる制御機器を含むアビオニクス機器の設計仕様を確定し、これらの機器の設計作業を実施した。具体的には、自己診断・自律対応処理を実行するのに十分な演算能力を持ちかつ耐環境性のある高性能プロセッサを選定するとともに、アビオニクス機器（誘導制御計算機、ハードウェアインタフェースユニット、機体データ処理装置、データ収集装置、電力シーケンス分配箱、バッテリー）の設計仕様および開発計画を設定した。

上記の設計仕様に基づき、制御系機器の中で最も設計上クリティカルな誘導制御計算機について、各種解析を含む設計作業を実施した。また、その他の制御系機器については、誘導制御計算機の設計に必要な機能、インタフェース部分の設計作業を実施した。

1) 高性能プロセッサの選定

a. 要求検討：ロケットの自己診断・自律対応型機体点検自動化システムを実現するための制御機器においては、自己診断・自律対応処理を実行するのに十分な演算能力を持ち、かつロケットの厳しい環境、並びに真空、放射線等宇宙特有の環境に耐えうる耐環境性のある高性能プロセッサが必須となる。このような厳しい環境下で、要求される演算処理能力を発揮するプロセッサを選定するための前提条件と、検討に必要なパラメータを以下のとおり設定した。

－前提条件：

- ・ロケットの打上げ環境に耐えるものであること。
- ・耐放射線要求（シングルイベント：SEU）を満たすこと。
- ・機体点検自動化システムと誘導制御計算機から要求される演算処理能力を有すること。
- ・開発コスト／製品コストが低いこと。
- ・複数のプロセッサを検討対象候補とすること。

－比較検討パラメータ：

- ・耐環境性（作動温度環境）
- ・品質レベル
- ・耐放射線性
- ・演算速度／メモリ容量
- ・ソフトウェア開発言語
- ・開発コスト／製品コスト
- ・その他（使用実績、入手性等）

b. トレード・スタディ結果：トレード・スタディの対象候補として欧米を含む航空宇宙分野で実績のある9種のプロセッサを抽出し、前記a項の各パラメータについて比較検討した結果、最適な高性能プロセッサとして国産の「宇宙用64bit MPU(動作周波数25MHz)」を選定した。

2) アビオニクス機器の設計仕様

a. 要求検討：機体点検自動化システムを実行するアビオニクス機器の設計仕様を設

定するにあたり、機体点検自動化システム仕様書、アビオニクス構成設計仕様書および各サブシステムの設計仕様書を基本要件（上位仕様書）とするとともに、設定のための前提条件と検討項目を以下のとおり設定した。

－前提条件：機器の設計仕様を検討するにあたり、次の項目を条件とする。

- ・機体搭載品として、小型、軽量、省電力、低発熱であること。
- ・使用環境条件（特に飛行状態にて想定される放射線、振動、衝撃、温度、高度等の環境）下において動作に支障がないこと。
- ・ロケット運用に支障を与えないよう信頼度の高い機器であること。
- ・自己診断・自律対応システムに対応すること。

－検討項目：機器の機能性能要求を実現するにあたり、上記の前提条件に基づき、次の項目について検討する。

- ・機器の要求機能を実現するため、より詳細に機能要素を分析して、機器内の機能構成配分を検討する。また、機器内および他機器との信号のインタフェースを検討する。
- ・機能要素を機器として実現する際に要求される性能、質量等の物理的特性、運用時の信頼性、整備性、輸送性、環境保全性および電磁適合性、耐放射線などの環境条件を検討する。
- ・サブシステムからの要求を機器として実現する際に適用すべき設計基準および品質保証について検討する。

b. 設計仕様の設定結果：前記 a 項の基本要件と前提条件のもとに詳細検討を行って、アビオニクス機器（誘導制御計算機、ハードウェアインタフェースユニット、機体データ処理装置、データ収集装置、電力シーケンス分配箱、バッテリー）の設計仕様を設定した。これら各機器の機能概要を以下に示す。

－誘導制御計算機（IGS）：誘導制御系サブシステムの構成部品としてロケットに搭載され、自己診断・自律対応処理を実行するのに十分な演算能力を有し、ロケットの誘導・制御に必要な機体の挙動（角速度、加速度）を計測して、機体の誘導およびシーケンス制御を行なう装置である。主な機能は以下に示すとおりである。

- ・AVP演算処理機能（AVP：Avionics Processor）
- ・入出力信号制御機能
- ・機体挙動計測演算処理機能
- ・自己故障診断機能（ビルトインテスト機能）
- ・電源インタフェース機能

－ハードウェアインタフェースユニット（HIU）：誘導制御系サブシステムの構成部品としてロケットに搭載され、IGSと他の制御機器間のインタフェースを担い、ロケットの誘導・制御に必要な各種信号（電力供給、センサ信号、バルブ制御信号等）の入出力制御およびタンクの液位等各種モニタ信号を入力する装置である。

－機体データ処理装置（ADPU）：機体／地上インタフェース系サブシステムの主要構成部品として、地上の発射管制システムおよび機体アビオニクスとのインタフェースを有し、点検試験機能、ソフトウェアロード機能、ビルトインテスト機能、通信機能等の機能を有するデータ処理装置である。

－データ収集装置（DAU）：計測通信系サブシステムの構成部品としてロケットに

搭載され、機体内の状態、飛行安全に関するデータを収集し、テレメトリフォーマット編集を行い、送信機を介してダウンリンク、もしくは有線にて地上設備へ出力するための装置である。

－電力シーケンス分配箱（PSDB）：電力系サブシステム／火工品点火系サブシステム共通の構成部品としてロケットに搭載され、電源の切替、機体搭載機器への電力分配とON/OFF制御、および火工品への点火電力の供給を行なうための装置である。

－バッテリー（BAT）：電力系サブシステムの構成部品としてロケットに搭載され、機体搭載機器に電力を供給する機能を有するものである。

3) アビオニクス機器の開発計画

a. 要求検討：機体点検自動化システムを実行するアビオニクス機器の開発計画を設定するにあたり、その前提条件と検討項目を以下のとおり設定した。

－前提条件1：開発全般に関する基本方針を次のとおりとする。

- ・既存技術を極力活用し、開発リスクと開発コストの低減を図る。
- ・上記の実現のため、既存ロケット用の同種機器と機能が共通する部分は、同種機器の設計をベースとする。
- ・開発は原則として実証試験モデルのみの一段階開発とする。
- ・技術課題の伴う新規開発要素がある場合には、その部分につき本体設計に先行して部分試作試験を行なうことにより開発リスクを回避する。
- ・システム実証試験を平成17年度後半までに実施するものとし、実証試験モデルの開発は平成17年度前半までに終了させるものとする。

－前提条件2：個別機器毎の開発基本方針を次のとおりとする。

- ・誘導制御系機器：誘導制御計算機およびハードウェアインタフェースユニットは開発を行なう。
- ・電力系機器：電力シーケンス分配箱（火工品点火系と共用）およびバッテリーは開発を行なう。
- ・計測通信系機器：計測通信系機器のうちデータ収集装置は開発を行なう。無線システム機器（アンテナを含む）は、可能な限り開発を行わず、地上局との適合性を持った既存品を使用する。
- ・機体／地上インタフェース系機器：機体データ処理装置は開発を行なう。

－検討項目：次の項目について検討を行ない、開発計画を設定する。

- ・ロケット搭載品として機能性能に実現性があること。
- ・ロケット搭載品としての品質、信頼性、安全性を有すること。
- ・ロケット搭載品として使用環境条件（特に飛行環境）を満たすこと。
- ・電波機器は地上設備との適合性を有すること。
- ・ロケットのライフサイクルに対し使用部品の供給に問題が無いこと、もしくは代替品があること。

b. 開発計画の設定結果：前記a項の前提条件のもとに詳細検討を行って、アビオニクス機器の開発計画を設定した。以下に開発計画の概要を示す。

－宇宙用64bit高性能プロセッサを使用した演算部が技術課題を伴う新規開発要素である。当該プロセッサはロケットでの使用実績がないこと、また、高速動作する回路であるため周辺部品を含めた実装設計が重要であることから、演算

部（CPUボード）の部分試作試験を行なう。

- －制御機器の主要な技術開発項目である演算部を含む誘導制御計算機については、実証試験モデルの製作に先立ち、機能確認モデル／性能確認モデルの試作試験を行なう。
- －その他のアビオニクス機器（ハードウェアインタフェースユニット、機体データ処理装置、データ収集装置、電力シーケンス分配箱、バッテリー）については、クリティカルな技術課題はなく既存ロケット用同種機器などの既存技術で対応可能であることから、実証試験モデルのみの一段階開発とする。
- －これら開発対象機器の開発スケジュールを表 3.2.3.4-1 に示す。また、誘導制御計算機の開発計画（機能確認モデル／性能確認モデル／実証試験モデルの位置付け）を表 3.2.3.4-2 に示す。

表 3.2.3.4-1 アビオニクス機器の開発スケジュール（H15 年度末時点）

開発実施項目	平成14年度	平成15年度	平成16年度	平成17年度
自己診断・自律対応型 機体点検自動化システム 技術の開発	システム仕様設定	アルゴリズム仕様設定	ソフトウェア設計・製作・試験	システム 実証試験
制御機器を含む アビオニクス機器の開発 ・誘導制御計算機 (IGS)	機器仕様設定	実証試験モデル設計・製作・試験		
	演算部試作試験	機能確認モデル試作試験	性能確認モデル試作試験	
・ハードウェアインタ フェースユニット (HIU)	機器仕様設定	実証試験モデル設計・製作・試験		
・機体データ処理装置 (ADPU)	機器仕様設定	実証試験モデル設計・製作・試験		
・データ収集装置 (DAU)	機器仕様設定	実証試験モデル設計・製作・試験		
・電力シーケンス分配箱 (PSDB)	機器仕様設定	実証試験モデル設計・製作・試験		
・バッテリー(BAT)	機器仕様設定	実証試験モデル設計・製作・試験		

表 3.2.3.4-2 誘導制御計算機の開発計画（開発モデルの位置付け）

モデル名称	モデルのコンフィギュレーション／機能	目的	主な開発試験項目
機能確認モデル	演算部に加えて、電源部、データインタフェース部を含むモデルである。IGSの機能のうち、主として誘導制御計算部の機能を実現する。（機体挙動計測センサは含まない）	・演算部を含むモデルの試作により、演算部のシステム適合性を確認する。 ・誘導制御計算部の機能性能要求の実現性を確認する。	機能試験
性能確認モデル	上記に加えて、機体挙動計測用センサ模擬入力機能及び機体挙動計算機能を有するモデルである。（機体挙動計測センサは含まない）	機体挙動計測センサを模擬する入力により、機体挙動計算機能及び誘導制御計算部の機能・性能の確認を行なう。	機能・性能試験
実証試験モデル	機能・性能、耐環境性、品質、信頼性など、全ての要求を具現化するモデルである。	誘導制御計算機の全ての機能・性能及び耐環境性の試験を行い、設計の妥当性を実証する。	1. 単体実証試験 ・機能・性能試験 ・環境試験 2. 機体点検自動化 システム実証試験

4) アビオニクス機器の設計結果

- a. 誘導制御計算機：制御系機器の中で最も設計上クリティカルな誘導制御計算機について、設計仕様書に基づき、設計および解析を行ない、誘導制御計算機として問題のないことを確認した。この誘導制御計算機の設計解析結果の概要を表 3.2.3.4-3 に示す。
- b. その他の制御系機器：ハードウェアインタフェースユニット、機体データ処理装置等のその他の制御系機器について、それぞれの設計仕様書に基づき、誘導制御計算機の設計に必要な機能、インタフェース部分の設計を行ない、その他の制御系機器として問題のないことを確認した。この設計解析結果の概要を表 3.2.3.4-4 に示す。

表 3.2.3.4-3 誘導制御計算機の設計解析結果概要

	解析項目	設計解析結果
1	電力解析	消費電力要求値を満足することを確認した。
2	信頼度解析	要求信頼度を満足することを確認した。
3	回路適合性解析	演算処理部のタイミング回路解析を行ない要求を満足することを確認した。
4	通信トラフィック解析	外部機器との信号処理能力が要求を満足することを確認した。
5	インタフェース回路解析	信号インタフェース回路要求及び入出力条件に適合することを確認した。
6	メモリ容量解析	自動化ソフトウェアを搭載するためのメモリ容量が確保されていることを確認した。
7	ソフトウェア処理タイミング解析	機体挙動データのAVP部への転送タイミングが要求を満足することを確認した。
8	熱解析	運用中の熱環境に耐えることを確認した。
9	強度剛性解析	運用中の振動、衝撃等のダイナミックな環境に耐えることを確認した。
10	ストレス解析	電気部品ストレス解析を行ないデレーティング基準を満足することを確認した。

表 3.2.3.4-4 その他の制御系機器の設計解析結果概要

	設計対象制御系機器	設計解析結果
1	ハードウェアインタフェースユニット(HIU)	データバスラインについて、インタフェース回路要求、入出力条件に適合すること及びデレーティング基準を満足することを確認した。
2	機体データ処理装置(ADPU)	シリアル通信及びディスクリート信号ラインについて、インタフェース回路要求、入出力条件に適合すること及びデレーティング基準を満足することを確認した。また、IGSとのシリアル通信による信号処理能力が要求を満足することを確認した。
3	データ収集装置(DAU)	データバスライン及びディスクリート信号ラインについて、インタフェース回路要求、入出力条件に適合すること及びデレーティング基準を満足することを確認した。
4	電力シーケンス分配箱(PSDB)	IGSへの電力供給ラインについて、電力供給能力、電源瞬断特性等がインタフェース条件として適合することを確認した。
5	バッテリー(BAT)	電力供給能力が要求を満足することを確認した。

(2) 制御系機器の部分試作試験

制御機器の主要な技術開発項目である高速制御演算処理部用機器が存在していないことから、演算部（高性能プロセッサを含むCPUボード）の試作試験を実施して設計仕様の妥当性を確認した。さらに、この演算部とともに、制御機器の技術開発項目である電源部、高速データインタフェース部を含む誘導制御計算機の機能確認モデルの試作試験を実施して制御系機器の機能性能要求の実現性を確認した。また、機体点検自動化システムを構成するソフトウェア（機体点検自動化ソフトウェア）のアルゴリズムを確定するための、制御装置エミュレータ（VME CPU Board）を整備した。

1) 演算部の試作試験

- a. 要求検討：機体点検自動化システムを実現するアビオニクス機器の重要な構成要素である誘導制御計算機（IGS）は、自己診断・自律対応処理を実行するのに十分な演算能力と耐環境性のある高性能プロセッサを有し、機体の誘導および制御に必要な各種信号を計測して、機体の誘導制御およびシーケンス制御を行なうものである。このIGSの演算部に使用する高性能プロセッサの選定結果とIGSの設計仕様（3.2.3.4(1)項参照）を踏まえ、当該演算部（CPUボード）の試作試験に対する基本構想と基本要求を設定した。その抜粋を以下に示す。
- －試作試験の目的：高性能プロセッサを使用したCPUボードの試作試験を行ない、その結果をIGSの実証試験モデル（PM）の設計に反映することにより、技術的リスク及びスケジュール上のリスクを回避することが本試作試験の主目的である。
 - －基本設計要求：試作試験におけるCPUボードの基本設計要求は次のとおりとし、これに基づきCPUボードの細部仕様を設定する。
 - ・IGSの誘導制御計算部（AVP部）と機体挙動計測部（IMU部）で原則として共通に使用できること。
 - ・AVP機能として要求される演算速度とメモリサイズを有すること。
 - ・耐放射線要求として、シングルイベントを考慮すること（トータルドーズは要求しない）。
 - ・カードサイズは、ロケット打上げ実績の有る他の同種機器でのカードサイズを基本とし、構造設計上の大幅な変更を回避し開発のリスクを極力避けること。
 - －仕様の設定：前述の基本構想と基本要求を受け、試作品CPUボード（EM）の要求仕様・設計仕様および評価試験計画を設定した。
- b. 試作試験結果：前記a項で設定した要求仕様に基づき、CPUボード（EM）の設計・製作および評価試験を実施した。評価試験結果はすべて良好であり、設計仕様が妥当なものであることを確認した。この試作品の外観写真を図 3.2.3.4-1 に示す。

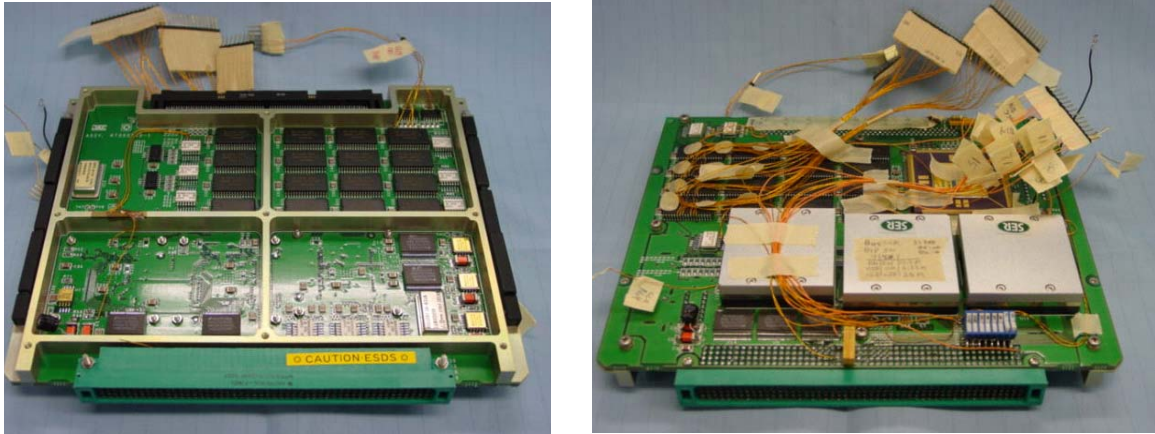


図 3.2.3.4-1 CPUボード (EM) の外観写真

2) 機能確認モデルの試作試験

a. 要求検討：誘導制御計算機の機能確認モデルに対する基本要件および機能要件は、以下に示すとおりである。

－基本要件：ロケットの自己診断・自律対応型機体点検自動化システムを実現するための制御機器を含むアビオニクス機器において、誘導制御計算機 (IGS) は、誘導制御系サブシステムの重要な構成品として、自己診断・自律対応処理を実行するのに十分な演算能力を有し、ロケットの誘導および制御に必要な各種信号を計測して、機体の誘導制御およびシーケンス制御を行なう装置である。誘導制御計算機の機能確認モデルは、制御機器の技術開発項目である演算部に加えて、電源部、高速データインタフェース部を含むものであり、誘導制御計算機の性能確認モデル/実証試験モデルの製作に先立って、機体挙動模擬信号入力による誘導制御計算部の機能性能の妥当性および実現性を確認するためのものである (この機能確認モデルの位置付けは表3.2.3.4-2を参照)。

－機能要件：誘導制御計算機の機能確認モデルは、誘導制御計算機の機能・性能をベースとして、ロケットの誘導・制御に必要な機体の挙動 (角速度、加速度) を模擬した信号を外部から受け、ロケットの誘導制御およびシーケンス制御の演算処理を行なう装置であり、以下の機能を有するものである。

- ・AVP演算処理機能 (AVP: Avionics Processor)：自己診断・自律対応処理、および機体の誘導制御等を計算するのに十分な演算能力を有する。
- ・入出力信号制御機能：機体の誘導制御のため、他の制御機器とのインタフェース (データバス、シリアル通信、ディスクリット信号) を有する。
- ・機体挙動模擬信号データインタフェース機能：機体挙動模擬信号を入力し、誘導制御に必要な角度増分積算値、角速度および速度増分積算値信号に変換処理を行なう (機能確認モデル特有機能)。
- ・自己故障診断機能 (ビルトインテスト機能)
- ・電源インタフェース機能

b. 設計仕様の設定：機能確認モデルの設計仕様を設定するにあたって、その前提条件と検討項目を以下のとおり設定し、設計仕様を設定した。

－前提条件：機能確認モデルの設計仕様を検討するにあたり、次の項目を条件と

する。

- ・特に規定のない限り、誘導制御計算機と共通性を持たせること。
- ・本機は機体搭載用でないため、小型、軽量、省電力、低発熱の要求はないが、運用の容易性等の観点から設計上、十分考慮すること。
- ・環境条件は、室内での使用であるため、通常の室内環境において、動作に支障がないこと。

－検討項目：機能確認モデルの基本要求と機能要求を実現するにあたり、上記の前提条件に基づき、次の項目について検討する。

- ・機能確認モデルの定義：機能要素、機能配分、システムブロックダイアグラム、電氣的インタフェース
- ・特性：機能性能、物理的特性、整備性、環境条件、輸送性
- ・その他：設計基準、品質保証

－仕様の設定：前述 a 項の基本要求と機能要求を受け、機能確認モデルの設計仕様を設定した。

c. 試作試験結果：前記 b 項で設定した設計仕様に基づき、機能確認モデルの設計・製作および機能試験を実施した。製作した機能確認モデルの外観写真を図 3.2.3.4-2 に示す。試験結果はすべて良好であり、制御系機器の機能性能要求は妥当であり実現性のあるものであることを確認した。

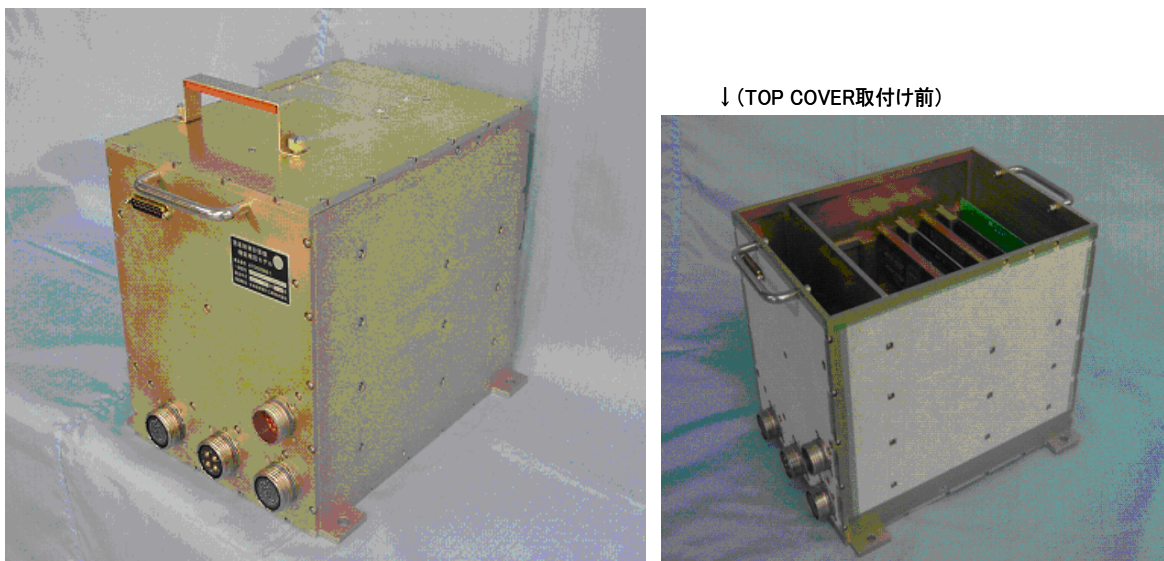


図3.2.3.4-2 機能確認モデルの外観写真

3) その他

a. 性能確認モデルの設計仕様の設定：平成 16 年度に製作を計画している誘導制御計算機の性能確認モデルについて、機能検討の結果、部品構成を設定し、他の制御機器とのインタフェース仕様の設定、また演算処理能力や信号処理タイミングなどの性能仕様を設定し性能確認モデルの設計仕様をまとめた。

－基本要求：誘導制御計算機の性能確認モデルは、機能確認モデルと同様、制御機器の技術開発項目である演算部に加えて、電源部、高速データインタフェー

ス部を含むものであり、誘導制御計算機の実証試験モデルの製作に先立って、機体挙動計測センサの模擬信号入力による機体挙動計算機能および誘導制御計算部の機能・性能の妥当性および実現性を確認するためのものである（この性能確認モデルの位置付けは表3.2.3.4-2を参照）。

－機能要求：誘導制御計算機の性能確認モデルは、以下の機能を有するものである（※印は機能確認モデルからの付加機能）。

- ・ A V P 演算処理機能（A V P : Avionics Processor）：自己診断・自律対応処理、および機体の誘導制御等を計算するのに十分な演算能力を有する。
- ・ 入出力信号制御機能：機体の誘導制御のため、他の制御機器とのインタフェース（データバス、シリアル通信、ディスクリット信号）を有する。
- ・ 機体挙動計測センサ模擬信号データインタフェース機能：機体挙動計測センサ模擬信号を入力するためのインタフェースを有する。（※）
- ・ 機体挙動演算処理機能：機体挙動計測センサ模擬信号入力により誘導制御に必要な角度増分、速度増分等の演算処理を行なう。（※）
- ・ 自己故障診断機能（ビルトインテスト機能）
- ・ 電源インタフェース機能

b. 制御装置エミュレータ（VME CPU Board）の整備：機体点検自動化システムを構成するソフトウェア（機体点検自動化ソフトウェア）の開発に使用するための、制御装置エミュレータを製作し、動作確認試験を行なって結果良好であることを確認した。

－機能とインタフェース概要：

- ・ フライトソフトウェア開発環境と共に用いられ、機体点検自動化システムのソフトウェア開発（プログラムの作成およびデバッグ）に使用される。
- ・ 誘導制御計算機（I G S）の機能特性をエミュレートする能力を有するプロセッサカードセットである（I G Sの演算部で使用しているプロセッサと同等のプロセッサを使用）。
- ・ 開発環境とのインタフェースを有する。

－動作確認試験結果：米国で実績のあるロケットのフライトソフトウェア開発環境上で制御装置エミュレータの動作・インタフェース等の確認試験を行ない、結果良好であることを確認した。この制御装置エミュレータの外観写真を図3.2.3.4-3に示す。

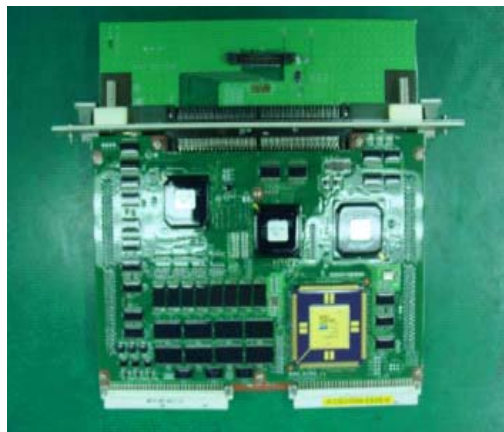


図3.2.3.4-3 制御装置エミュレータの外観写真

3.2.3.5 制御機器を含むアビオニクス機器の開発（H16～19年度）

(1) 誘導制御計算機性能確認モデルの試作試験

1) 性能確認モデルの位置付け（開発の流れ）

ロケットの自己診断・自律対応型機体点検自動化システムを実現するための制御機器を含むアビオニクス機器において、誘導制御計算機（IGS）は、誘導制御系サブシステムの重要な構成品として、自己診断・自律対応処理を実行するのに十分な演算能力を有し、ロケットの誘導および制御に必要な各種信号を計測して、機体の誘導制御およびシーケンス制御を行なう装置である。

誘導制御計算機の性能確認モデルは、制御機器の技術開発項目である演算部に加えて、電源部、高速データインタフェース部を含むものであり、誘導制御計算機の実証試験モデルの製作に先立って、機体挙動計測センサの模擬入力による機体挙動計算機能および誘導制御計算部の機能・性能の妥当性および実現性を確認するためのものである。

この誘導制御計算機（演算部、機能確認モデル、性能確認モデル、実証試験モデル）の開発の流れを図3.2.3.5-1に示す。また、誘導制御計算機の各開発モデル（機能確認モデル、性能確認モデル、実証試験モデル）の位置付けを表3.2.3.5-1に示す。

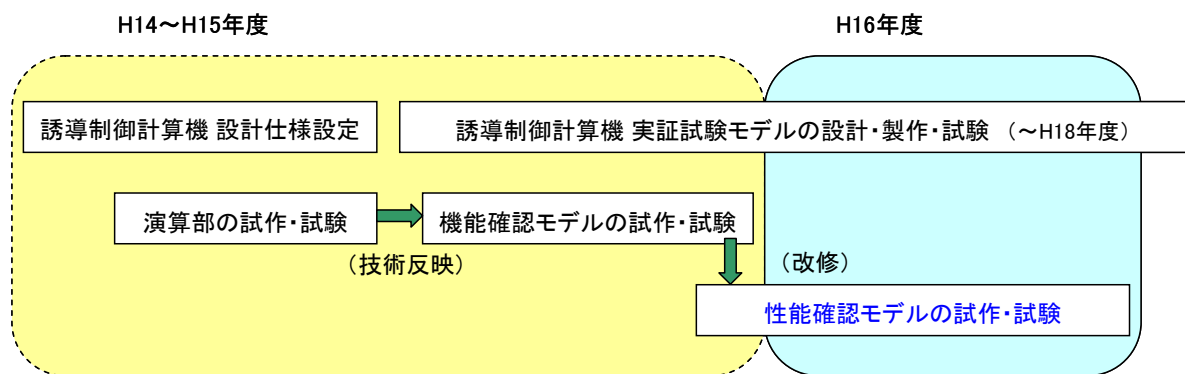


図 3.2.3.5-1 誘導制御計算機（性能確認モデル他）の開発の流れ

表 3.2.3.5-1 誘導制御計算機性能確認モデルの位置付け

モデル名称	モデルのコンフィギュレーション／機能	目的	主な開発試験項目
機能確認モデル	演算部に加えて、電源部、データインタフェース部を含むモデルである。IGSの機能のうち、主として誘導制御計算部の機能を実現する。 (機体挙動計測センサは含まない)	・演算部を含むモデルの試作により、演算部のシステム適合性を確認する。 ・誘導制御計算部の機能要求の妥当性を確認する。	機能試験
性能確認モデル	上記に加えて、機体挙動計測用センサ模擬入力機能及び機体挙動計算機能を有するモデルである。 (機体挙動計測センサは含まない)	機体挙動計測センサを模擬する入力により、機体挙動計算機能及び誘導制御計算部の機能・性能の確認を行なう。	機能・性能試験
実証試験モデル	機能・性能、耐環境性、品質、信頼性など、全ての要求を具現化するモデルである。 (機体挙動計測センサを含む)	誘導制御計算機の全ての機能・性能及び耐環境性の試験を行い、設計の妥当性を実証する。	1. 単体実証試験 ・機能・性能試験 ・環境試験 2. 機体点検自動化システム実証試験

2) 性能確認モデルの試作試験結果

平成 15 年度に実施した誘導制御計算機性能確認モデルの設計仕様の設定結果をもとに、平成 15 年度に製作した機能確認モデルを改修（機体挙動センサ模擬・計算処理機能を付加）して、性能確認モデルとして完成させた。この性能確認モデルについて機能性能試験を実施し、機体挙動計算機能と誘導制御計算部の機能・性能を確認することにより、誘導制御計算機の性能要求を満足していることを確認した。この誘導制御計算機性能確認モデルの試験状況写真を図 3. 2. 3. 5-2 に示す。

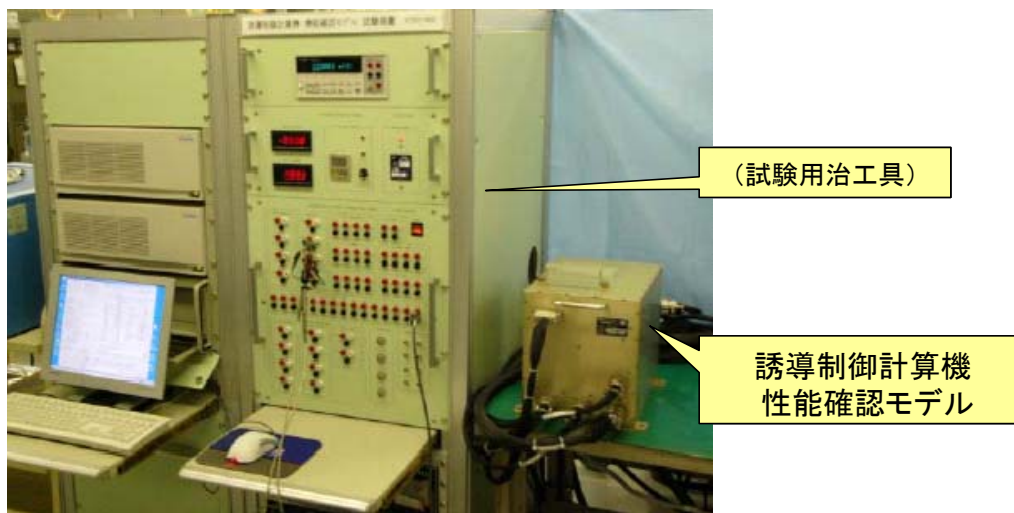


図 3. 2. 3. 5-2 誘導制御計算機性能確認モデルの試作状況写真

(2) アビオニクス機器の製作試験

ロケット機体点検を自動的に実施できる「自己診断自律対応型機体点検自動化システム」の実行を可能とし、かつロケットの厳しい打上げ環境（振動、高温、衝撃等）にさらされる「アビオニクス機器」について、平成 14 年度の機体点検自動化システム／アビオニクス機器の設計仕様の設定および平成 15 年度のアビオニクス機器の設計（一部）に引き続き、設計・製作および試験を行なって、正常に動作・機能することを確認した。この「アビオニクス機器の開発の流れ」を図 3.2.3.5-3 に示すとともに、これらの実施成果を以下の 1)～6) 項に記述する。

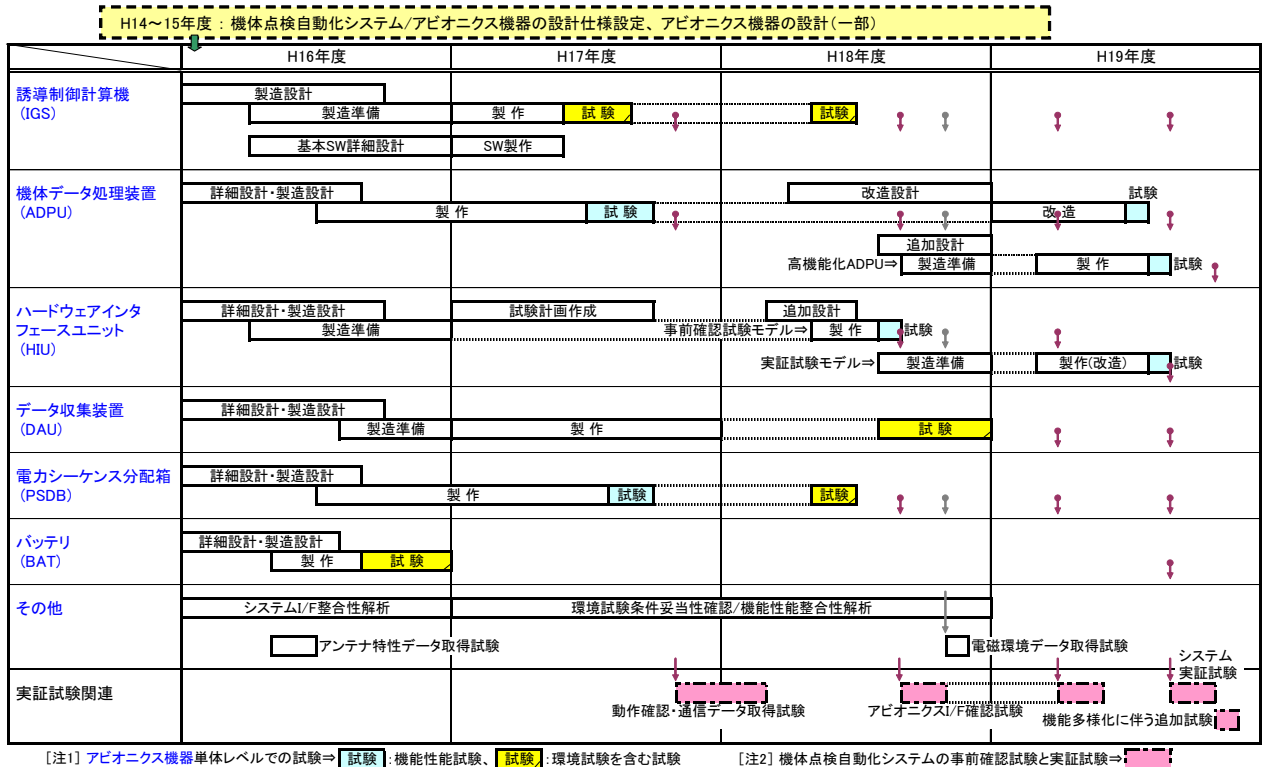


図 3.2.3.5-3 「アビオニクス機器の開発」の流れ

1) 誘導制御計算機の製作試験結果

誘導制御計算機（IGS）実証試験モデルについて、平成 15 年度までの設計結果を受けて、詳細設計／製造設計・製作（試験用治工具製作を含む）および試験（単体性能試験および厳しい環境を模擬した環境試験）を実施し、正常に動作・機能することを確認した。この誘導制御計算機の製作状況写真を図 3.2.3.5-4 に示す。

また、機体点検自動化ソフトウェアを動作させるための「基本ソフトウェア」の詳細設計・製作および動作確認を行ない、結果良好であることを確認した。なお、この誘導制御計算機の基本ソフトウェアは、単体での動作確認の後、機体点検自動化ソフトウェアの開発の一環として、機体点検自動化ソフトウェアと1つに統合され、ソフトウェア統合試験、ソフトウェア／ハードウェア間インタフェース適合性確認試験などに供され、その健全性を確認した（本書 3.2.3.3(2)項参照）。

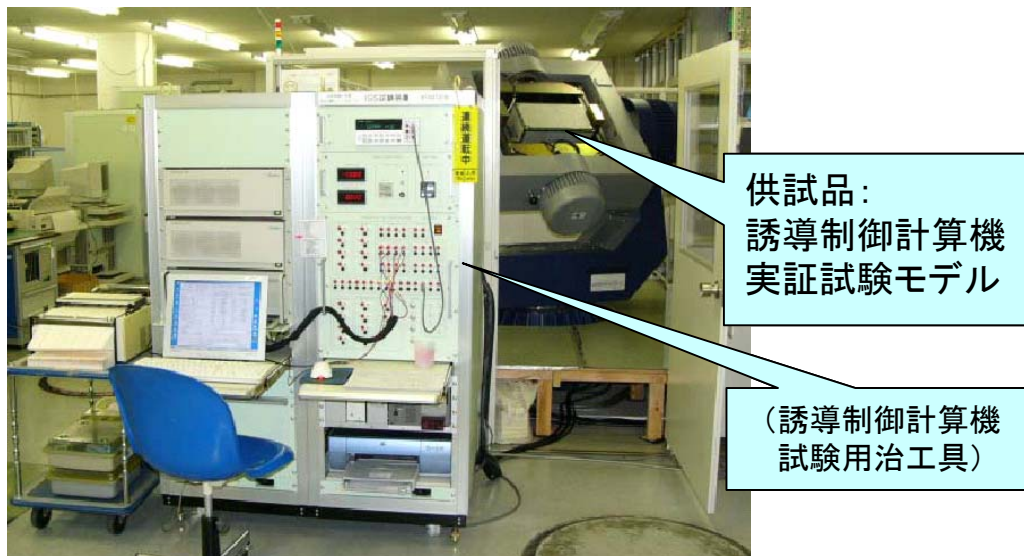


図 3.2.3.5-4 誘導制御計算機の試験状況写真

2) 機体データ処理装置の製作試験結果

機体データ処理装置 (ADPU) について、平成 15 年度までの設計結果を受けて、詳細設計／製造設計・製作および機能性能試験を実施し、正常に動作・機能することを確認した (平成 16～17 年度)。引き続き、LNG 制御技術に対する昨今の新たな高度化要求に対応するための技術手法を検討した結果設定される追加アルゴリズムの内容を実行可能とするための改造設計を実施するとともに、機体点検のさらなる高度化のために追加・見直しされた全体アルゴリズムを実行可能とするための追加設計を行なった (平成 18 年度)。この機体データ処理装置の改造設計・追加設計の結果を図 3.2.3.5-5 に示す。

上記で実施した改造設計結果等に基づき、平成 17 年度までに製造した機体データ処理装置について、機体点検自動化システムの実証試験を確実に実施できるように高度化対応を含む改造を行なうとともに、高機能化機体データ処理装置について、製作 (試験用治工具製作を含む) 及び機能性能試験を行なった (平成 19 年度)。このうち機体データ処理装置の試験状況写真を図 3.2.3.5-6 に示す。

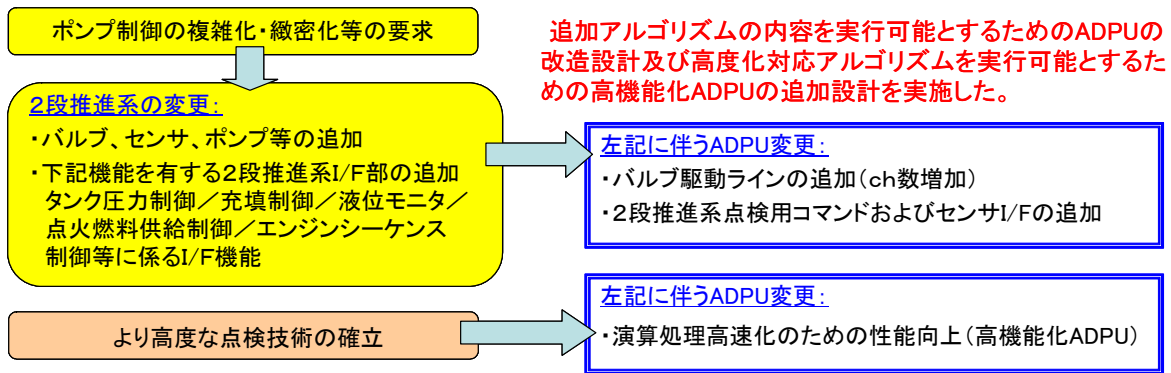


図 3. 2. 3. 5-5 機体データ処理装置の改造設計・追加設計結果



図 3. 2. 3. 5-6 機体データ処理装置の試験状況写真

3) ハードウェアインタフェースユニットの製作試験結果

ハードウェアインタフェースユニット (HIU) について、平成 15 年度までの設計結果を受けて、詳細設計／製造設計、製造準備 (試験用治工具製作を含む) および試験計画作成を行なった (平成 16～17 年度)。引き続き、追加アルゴリズムの内容を踏まえた追加設計を実施し、平成 18 年度に実施するアビオニクスインタフェース確認試験に供するための「事前確認試験モデル」の製作と機能性能試験を実施し、正常に動作・機能することを確認した (平成 18 年度)。さらに、同モデルに部品の追加等の必要な作業を行なって「実証試験モデル」として完成させ、機能性能試験を実施して、正常に動作・機能することを確認した。なお、ハードウェアインタフェースユニットが厳しい環境に耐え得ることについては、解析的に確認した (平成 19 年度)。このハードウェアインタフェースユニットの追加設計結果および外観写真を図 3. 2. 3. 5-7～-8 に示す。

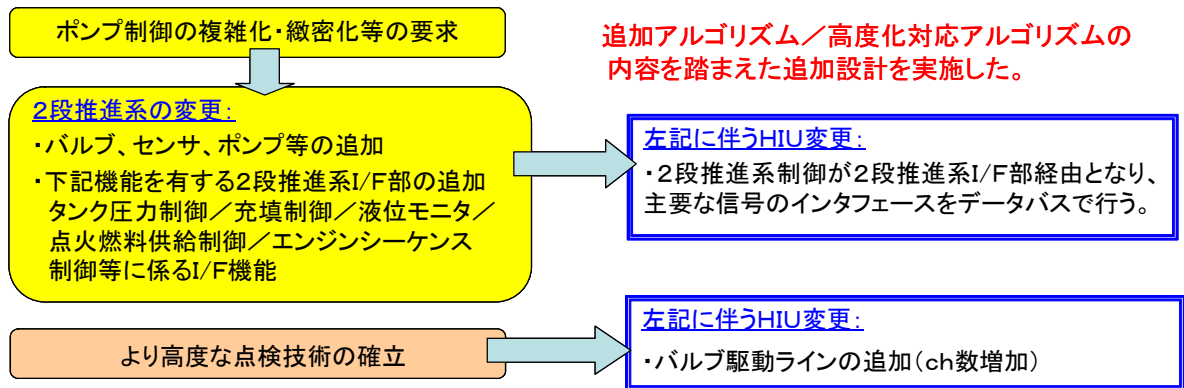


図 3. 2. 3. 5-7 ハードウェアインタフェースユニットの追加設計結果



図 3. 2. 3. 5-8 ハードウェアインタフェースユニットの外観写真

4) データ収集装置の製作試験結果

データ収集装置 (DAU) について、平成 15 年度までの設計結果を受けて、詳細設計／製造設計・製作 (試験用治工具製作を含む) および試験 (単体性能試験および厳しい環境を模擬した環境試験) を実施し、正常に動作・機能することを確認した。

5) 電力シーケンス分配箱の製作試験結果

電力シーケンス分配箱 (PSDB) について、平成 15 年度までの設計結果を受けて、詳細設計／製造設計・製作 (試験用治工具の製作・改造を含む) および試験 (単体性能試験および厳しい環境を模擬した環境試験) を実施し、正常に動作・機能することを確認した。この電力シーケンス分配箱の外観写真を図 3. 2. 3. 5-9 に示す。

6) バッテリの製作試験結果

バッテリー（BAT）について、平成15年度までの設計結果を受けて、詳細設計／製造設計・製作および試験（単体性能試験および厳しい環境を模擬した環境試験）を実施し、正常に動作・機能することを確認した。このバッテリーの外観写真を図3.2.3.5-10に示す。

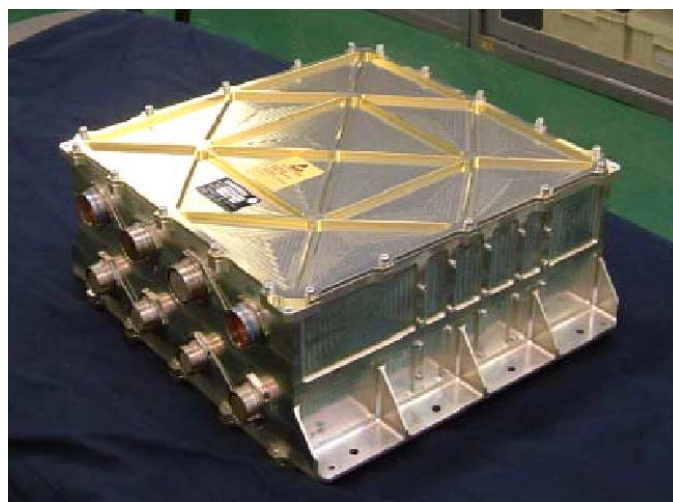


図 3.2.3.5-9 電力シーケンス分配箱の外観写真



図 3.2.3.5-10 バッテリの製作・試験結果

(3) アビオニクスシステム関連の解析・試験

前述(2)項の「アビオニクス機器の製作・試験」と並行して、平成16年度に「システムインタフェース整合性解析」、そして平成17～18年度に「環境条件妥当性確認／機能性能整合性解析」を行なった。また、平成16年度に「アンテナ特性データ取得試験」、そして平成18年度に「電磁適合性確認試験（電磁環境データ取得試験）」を行なった。これらに関する実施成果を以下の1)～4)項に記述する。

1) システムインタフェース整合性解析

アビオニクスシステムとしての全体インタフェースの整合を図るために、アビオニクスシステムおよび機器を含んだ整合性解析（電氣的、熱的、機械的な解析）を実施し、結果良好であることを確認した。

2) 環境試験条件妥当性確認／機能性能整合性解析

各アビオニクス機器の環境試験に先立ち、アビオニクスシステムに対する実際の過酷な運用環境を超えてさらに厳しい負荷が加わらないように、試験形態を考慮した熱解析、強度剛性解析等を行ない、環境試験条件の妥当性を確認した。また、アビオニクスシステムとしての全体インタフェースの整合を図るために、平成16年度の整合性解析（電氣的、熱的、機械的な解析）に引き続き、アビオニクスシステムおよび機器を含んだ機能性能上の整合性解析を実施し、結果良好であることを確認した。

3) アンテナ特性データ取得試験

機体自動点検時に地上設備等の外部機器とインタフェースを持つ無線システムについては、センサ信号を確実に処理できる最適なシステムを構築するため、機体コンフィギュレーションにおけるアンテナ特性のデータ取得試験を実施した。この試験ではロケットの機体アンテナを対象として特性データを取得してリンク解析を行ない、地上運用時のリンクが良好であることを確認した。

4) 電磁環境データ取得試験

誘導制御計算機他を含むアビオニクスシステムレベルでの電磁適合性確認試験（電磁環境データ取得試験）を実施した。この試験は、誘導制御計算機、機体データ処理装置、ハードウェアインタフェースユニット（事前確認試験モデル）、電力シークェンス分配箱を供試品として、これらを組み合わせた状態で行ない、機器間の相互干渉がなく各機器が正常に作動することを確認した。

3.2.3.6 機体点検自動化システムの実証試験

平成 14～15 年度の開発成果をもとに、平成 16～19 年度において、自己診断・自律対応システム技術による機体点検自動化を実行するためのソフトウェア（機体点検自動化ソフトウェア）の製作および制御系機器の設計・製作を行なうとともに、これらを組み合わせて機体点検自動化システムの実証試験を実施した。この機体点検自動化システム実証試験に関する開発の流れを図 3.2.3.6-1 に示すとともに、これらの実施成果を以下の(1)～(5)項に記述する。

表 3.2.3.6-1 実証試験用試験装置類、事前確認試験、実証試験の流れ

項目	H16年度	H17年度	H18年度	H19年度	
実証試験用試験装置置類 [注1]	インタフェース確認治工具	設計仕様設定・製作(組上り段階)	製作(製作仕様書設定)・試験	追加設計 A 改造	
	グランドシミュレータ	設計仕様設定	設計(製作仕様書設定)・製作・試験	追加設計 A 改造	
	システムテストセット	設計仕様設定	設計(製作仕様書設定)・製作・試験	追加設計 A 改造	
	機体動作シミュレータ	設計仕様設定	設計(製作仕様書設定)・製作(組上り段階)	改造設計・追加設計 A B 製作・試験	
	LNG制御実証モデル	設計仕様設定	設計(製作仕様書設定) NC	製造設計・追加設計・製造準備 A 製作・試験 B 改造	
	データ中継装置	設計仕様設定	設計(製作仕様書設定) NC	⇒機能をグランドシミュレータとLNG制御実証モデルに分割し、単体としての製作は取り止め。	
	バッテリーシミュレータ			設計(製作仕様書設定)・製作 NC	
	試験用ハーネス類			設計(製作仕様書設定)・製作 NC	残りの設計・製作 NC
	バッテリー充電装置				設計・製作・試験 NC
	事前確認試験	動作確認・通信データ取得試験		試験実施要領書▽	
アビオニクスインタフェース確認試験			試験実施要領書▽		
実証試験	実証試験計画書 [注2]	実証試験計画の設定	見直し改訂 [注2] A	見直し改訂 [注2] B C	
	実証試験(その1)			試験実施要領書▽	
	実証試験(その2)			試験実施要領書▽	
	機能多機能化に伴う追加試験			試験実施要領書▽	

[注1] 表中の「NC,A,B」は製作仕様書の版数を示す。 [注2] 表中の「NC,A,B,C」は実証試験計画書の版数を示す。

(1) 機体点検自動化システム実証試験の試験計画設定

機体点検自動化システムの実証試験の準備として、機体点検自動化システム技術の実証を確実にこなえるように、実証試験用試験装置類の構成と設計仕様を設定を行なうとともに、試験形態を検討し実証試験計画書を作成した。

また、平成 18 年度に追加されたアルゴリズムにより、高度化される部分を含めた形で機体点検自動化システム技術の実証を行なえるように、上記で作成した実証試験計画書を見直し、改訂した。

この設定した実証試験計画の概要として、実証試験の基本的考え方を表 3.2.3.6-2、実証試験の試験フロー／試験項目を図 3.2.3.6-1、実証試験の試験コンフィギュレーションを図 3.2.3.6-2 に示す。また、射場におけるロケット機体点検の自動化対象作業を表 3.2.3.6-3、機体点検工期短縮の達成度評価に関する基本的な考え方を図 3.2.3.6-3 に示す。

表 3. 2. 3. 6-2 実証試験の基本的考え方

<p>実証試験の狙い</p>	<p>①機体点検自動化システムの機能性能が仕様を満足していることの確認 ②機体点検工期の短縮レベルの確認(→目標達成度の評価)</p>
<p>実施対象範囲</p>	<p>・機体点検作業全体からポイントとなる点検作業を選定し、試験を実施。 [注]・供試システムは、「アビオニクス機器(ADPU, IGS, HIU, DAU, PSDB, BAT)」及び「機体点検自動化ソフトウェア(ADPU及びIGSソフトウェア)」とを組合わせて構成 ・実際のロケット機体(センサ、アクチュエータ等)や発射管制システムは「実証試験用試験装置類」で模擬</p>
<p>評価方法</p>	<p>①要求仕様に対する評価: ・機体点検自動化システムの機能性能が要求仕様(システム仕様とアルゴリズム仕様)を満足していることを、検証マトリクスを用いて分析評価 なお、故障の検知/検出/分離/リカバリ機能については、模擬故障を発生させたときの処理動作を確認することで検証</p> <p>②機体点検工期短縮レベルの評価: ・試験実施対象とした点検作業についてシステム導入後の作業時間を実測 ・比較のため、同じ点検作業を従来手法にて実施した場合の作業時間も実測 ・点検作業全体の工期及び短縮度を算出し、評価 なお、試験実施の困難な作業等については、過去の類似実績等から作業時間を類推して補完</p>

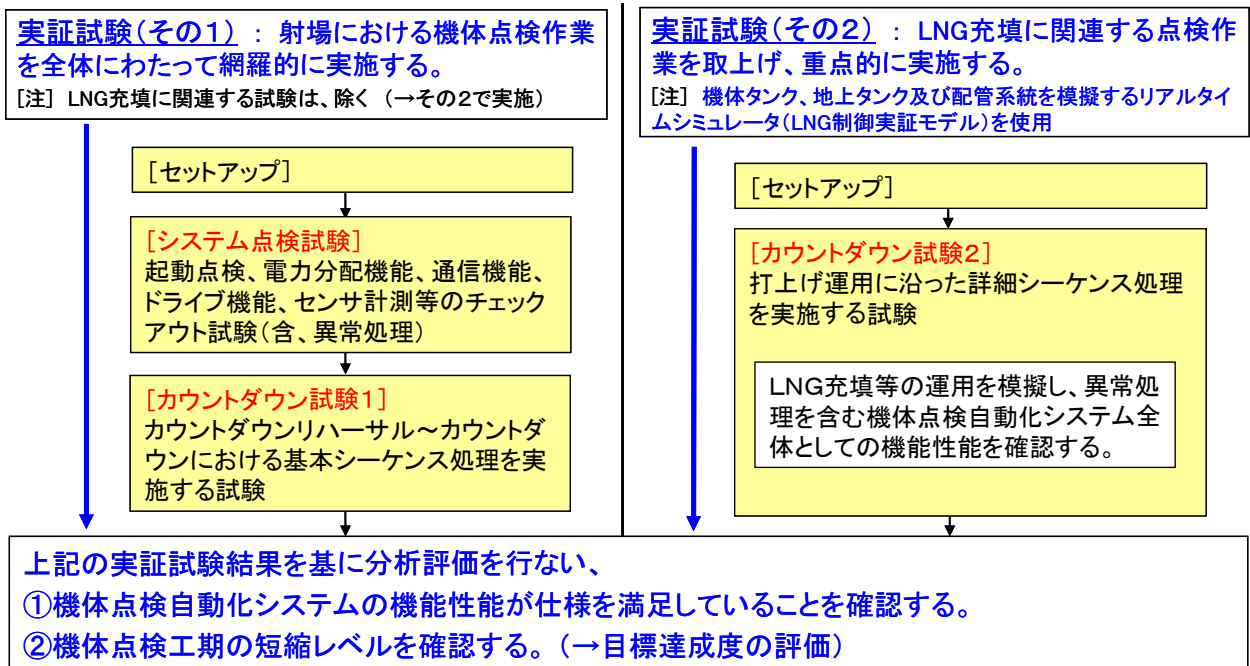


図 3. 2. 3. 6-1 実証試験の試験フロー/試験項目

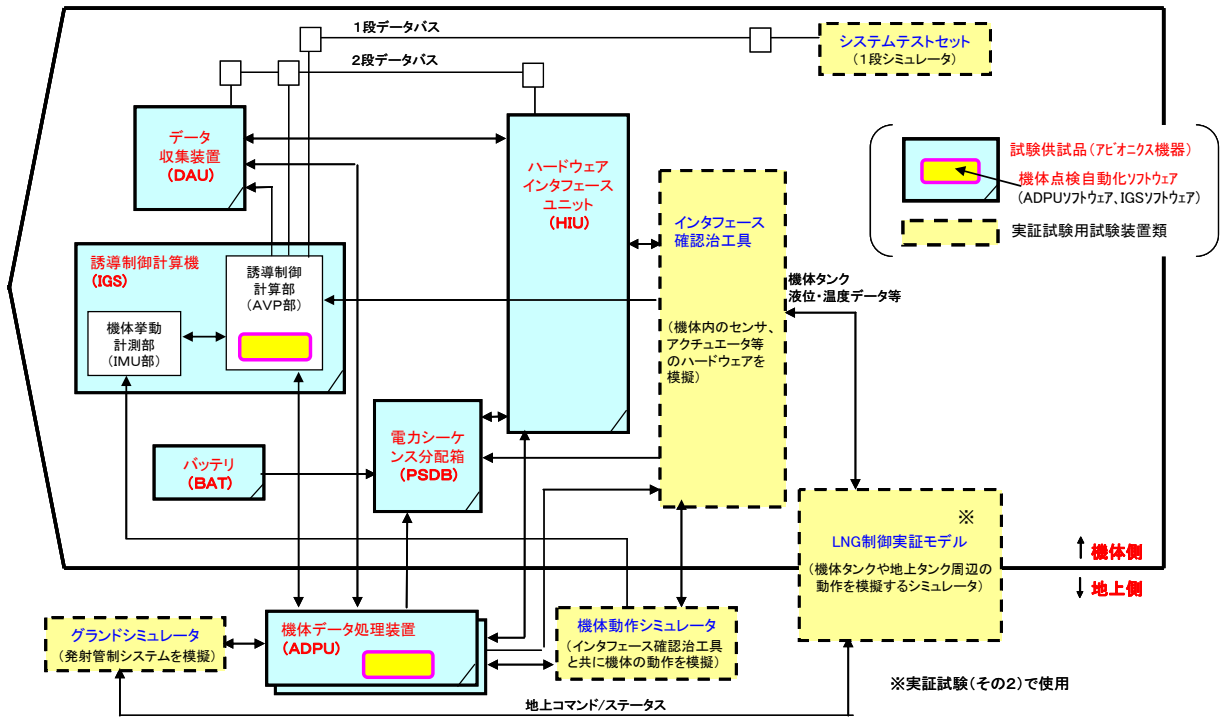


図 3.2.3.6-2 実証試験の試験コンフィギュレーション

表 3.2.3.6-3 射場におけるロケット機体点検の自動化対象作業

No.	運用作業名称	作業概要	自動化対象	点検工期(参考)	
				従来	目標
1	ステージ受入(機体・機材搬入)	機体各段とその関連機材を搬入し、輸送による損傷の無いことを確認する。	(対象外)	(対象外)	(対象外)
2	機体組立(各段の移動・結合等)	1段機体を起立、射座に固定し、2段を1段上に固定する。	(対象外)	(対象外)	(対象外)
3	システム点検	ロケット機体(1段/2段結合状態)が健全であることを確認する。	対象	14	8
4	カウントダウンリハーサル	発射リハーサルに必要な設備の準備と条件設定を行い、発射手順に沿って、各機器の動作を確認する。	対象	8	6
5	ペイロード/機体結合	ペイロードを機体に搭載する。	(対象外)	2	2
6	カウントダウン準備作業	カウントダウンへの最終準備を行う。	対象	6	5
7	カウントダウン	打上げ時刻X=0を目標に、最終カウントダウン作業を実施する。	対象		
[注] No.3,4,6,7 は、自動化対象とする運用作業を示す。				30日	21日

実証試験により、実際の点検時間の計測により、従来手法との時間比較を実施し、機体工期短縮の効果を把握する。

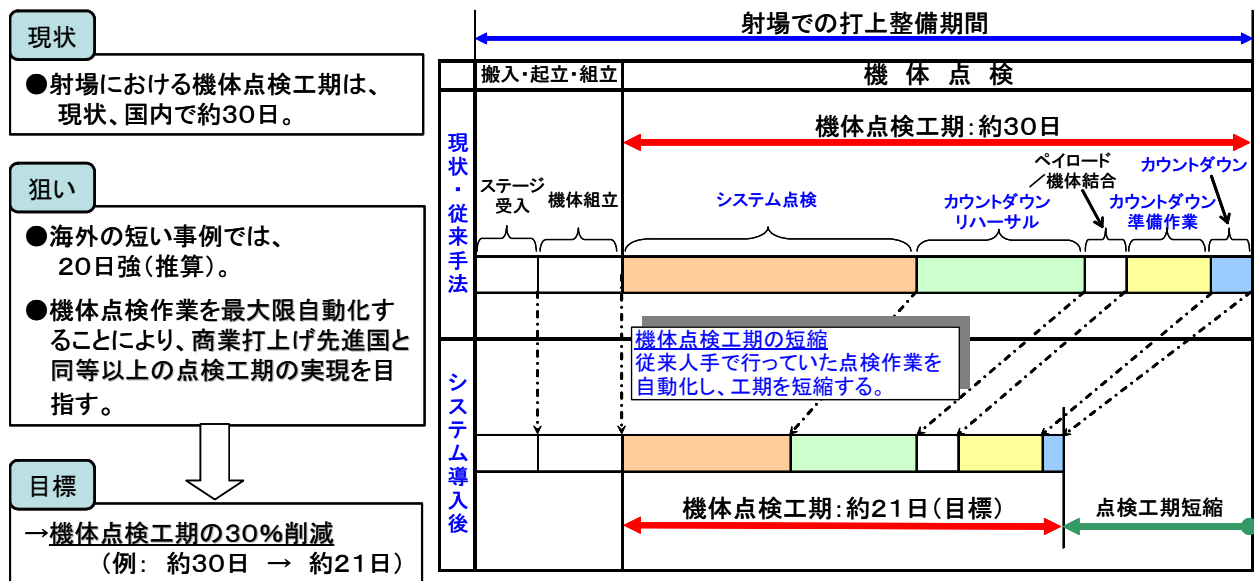


図 3. 2. 3. 6-3 機体点検工期短縮達成度評価に関する基本的な考え方

(2) 実証試験用試験装置類の製作

機体点検自動化システムの実証試験の準備として、実証試験に付随する試験装置類を整備(設計・製作)した。この実証試験用試験装置類の主な構成品とその装置概要を図 3. 2. 3. 6-4 に示す。

試験装置類	試験装置の概要 <>内はH18年度の追加・改造設計内容
1 インタフェース確認治工具	機体内のセンサ、アクチュエータのハードウェア模擬を行なう装置。 《高機能化に伴い、機能の見直しを実施》
2 システムテストセット	データベースの点検試験を行なう装置(パスモニタ)。 《高機能化に伴い、1段機器模擬機能の追加》
3 グランドシミュレータ	発射管制システムの模擬を行ない、機体データ処理装置とのコマンド/データのやりとりを行なう。 《高機能化に伴い、データ中継装置の設備側インタフェース機能追加》
4 機体動作シミュレータ	インタフェース確認治工具の模擬アクチュエータの動作信号を入力し、機体の動作を模擬して、インタフェース確認治工具の関連するセンサに模擬信号を出力する。《高機能化に伴い機能の追加》
5 LNG制御実証モデル	ロケット機体内タンクや射場設備系タンクなどを模擬する「機体模擬部」「地上模擬部」とから構成される。《高機能化により、サブスケールモデルからシミュレータに変更》
6 バッテリーシミュレータ	バッテリーを模擬する装置。
7 試験用ハーネス類	各種試験に使用する各種ケーブル類。
8 バッテリー充放電装置	実証試験に使用するバッテリーの充放電用。

図 3. 2. 3. 6-4 実証試験用試験装置類の概要

(3) 実証試験の事前確認試験結果

実証試験の事前確認試験として、平成 18～19 年度に誘導制御計算機と機体データ処理装置とのデータ授受等を確認する「動作確認・通信データ取得試験」、そして平成 18～19 年度にアビオニクスシステムレベルでのインタフェース等を確認する「アビオニクスインタフェース確認試験」を実施し、結果良好であることを確認した。これらの事前確認試験結果を図 3.2.3.6-5～6 に示す。

【事前確認試験「動作確認・通信データ取得試験」の実施結果】

試験結果:

機体点検自動化システムの主要構成機器である機体データ処理装置 (ADPU) と誘導制御計算機 (IGS) とを結合し、下記の項目について、正常に動作することを確認した。

【確認項目】

- ① ADPU/IGS間シリアルデータラインの動作
- ② IGS/搭載アビオ間データバスの動作
- ③ ADPU/グランドシミュレータ間通信の動作
- ④ ADPU、IGSの主電源系統
- ⑤ ADPU/IGS間シリアルデータライン用電源系統

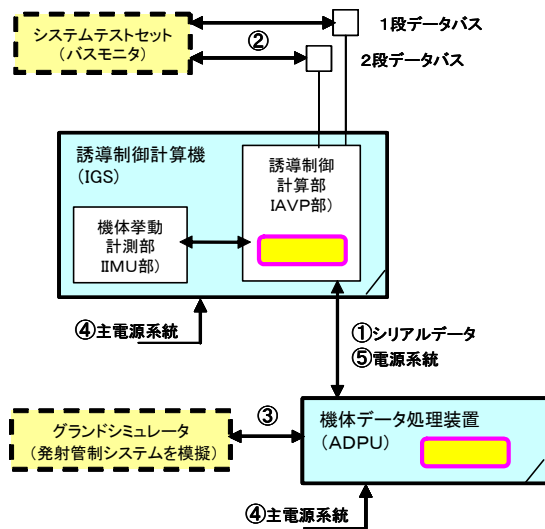
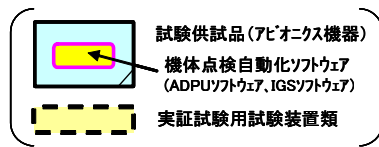


図 3.2.3.6-5 動作確認・通信データ取得試験結果

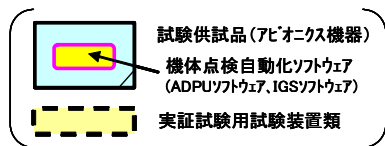
【事前確認試験「アビオニクスインタフェース確認試験」の実施結果】

試験目的と確認項目:

機体点検自動化システムの主要構成機器である機体データ処理装置 (ADPU)、誘導制御計算機 (IGS)、ハードウェアインタフェースユニット (HIU)、データ収集装置 (DAU) [注] および電力シーケンス分配箱 (PSDB) とを結合し、下記の項目について、正常に動作することを確認した。

【確認項目】

- ① ADPU/HIU/PSDB間のディスクリートコマンドの動作とモニタの確認
- ② ADPU/IGS/HIU間シリアルコマンドラインによるコマンドの動作とモニタの確認
- ③ IGS/DAU間データバスの動作とデータの確認
- ④ DAUのデータ収集機能およびADPUとのテレメトリデータ通信の確認
- ⑤ ADPUでのテレメトリデータ等のモニタ機能の確認



[注] H19年度は、DAUを追加して、実施した。

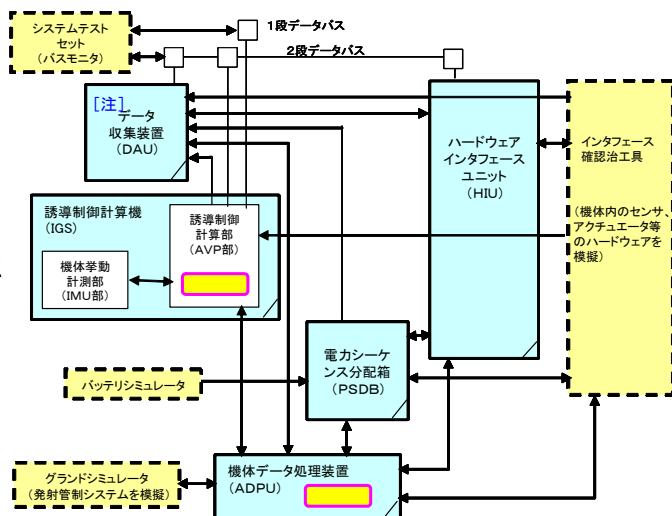


図 3.2.3.6-6 アビオニクスインタフェース確認試験結果

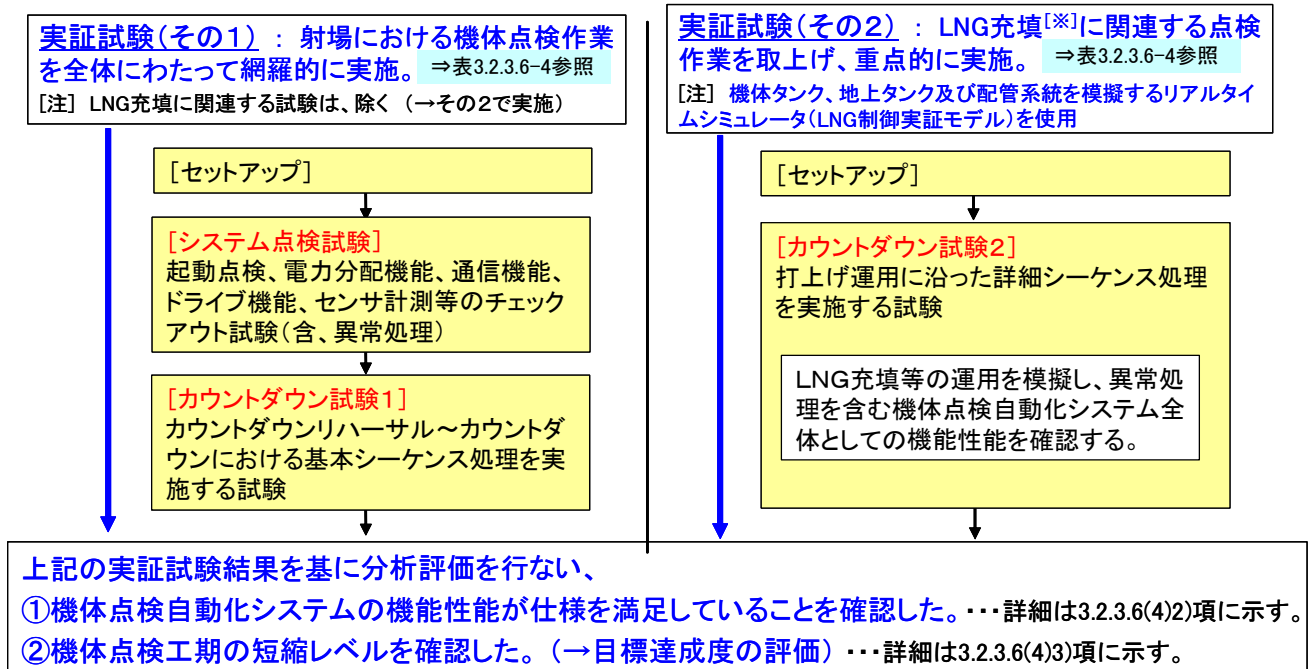
(4) 機体点検自動化システム実証試験結果

前述の(1)項にて設定した試験計画に基づき、機体点検自動化ソフトウェア（ADPUソフトウェアとIGSソフトウェア）とアビオニクス機器（ADPU、IGS、DAU、HIU、PSDB、BAT）を試験供試品とし、実証試験用試験装置類を用いて、模擬故障等に対する自己診断・自律対応型機体点検自動化システムの動作を実証するための実証試験を行ない、結果良好であることを確認した。また、この実証試験の結果を分析し、最終目標であるロケット機体点検工期の削減を評価した。この機体点検自動化システム実証試験の試験内容、要求仕様に対する評価確認結果および機体点検工期短縮の評価確認結果を以下の1)～3)項に記述する。

1) 実施した実証試験の試験内容

実施した実証試験の試験フローと試験項目を図 3.2.5.6-7、実施した実証試験項目と射場におけるロケット機体点検作業との対応を表 3.2.5.6-4、そして実施した実証試験の試験コンフィギュレーションを図 3.2.5.6-8 に示す。

下記のフローで実証試験を実施し、機能性能(含、異常処理)の確認および作業時間を実測した。



[※] 自己診断・自律対応システムは、故障の自己診断(検知/検出)、自己分離、自律リカバリ機能を全体システムとして実現することが重要。全体システムとしては、LNG充填等が、機器間の協調を要し、最も複雑かつ安全性の観点で重要なアルゴリズムである。

図 3.2.3.6-7 実施した実証試験の試験フロー／試験項目

表 3.2.3.6-4 実施した実証試験項目とロケット機体点検作業との対応

No.	運用作業名称	点検項目		実証試験(その1) [注2]		実証試験(その2) [注2]	
		中点検項目	小点検項目				
1	ステージ受入(機体・機材搬入)	----	----	N/A		N/A	
2	機体組立(各段の移動・結合等)	----	----	N/A		N/A	
3	システム点検	----	----	△	システム 点検試験	-	
			----	○		-	
			----	○		-	
			----	△		-	
			----	-		-	
			----	○		-	
			----	△		-	
			----	△		-	
			----	○		-	
			----	△		-	
4	カウントダウンリハーサル	----	----	○	カウントダウン 試験1	-	カウントダウン 試験2
			----	-		-	
			----	○		-	
			----	△		○	
			----	-		△	
			----	△		-	
5	ペイロード/機体結合	----	----	N/A		N/A	
6	カウントダウン準備作業	----	----	○	-	-	
			----	△		-	
			----	○		-	
7	カウントダウン	----	----	△	-	△	
			----	-		○	
			----	△		○	

[注1] No.3,4,6,7 は、自動化対象とする運用作業を示す。

[注2] 実証試験における試験実施項目(○=試験実施、△=一部実施、-=実施せず)を示す。

[注3] 中点検項目と小点検項目の項目名は記述省略(「----」は省略を示す)。

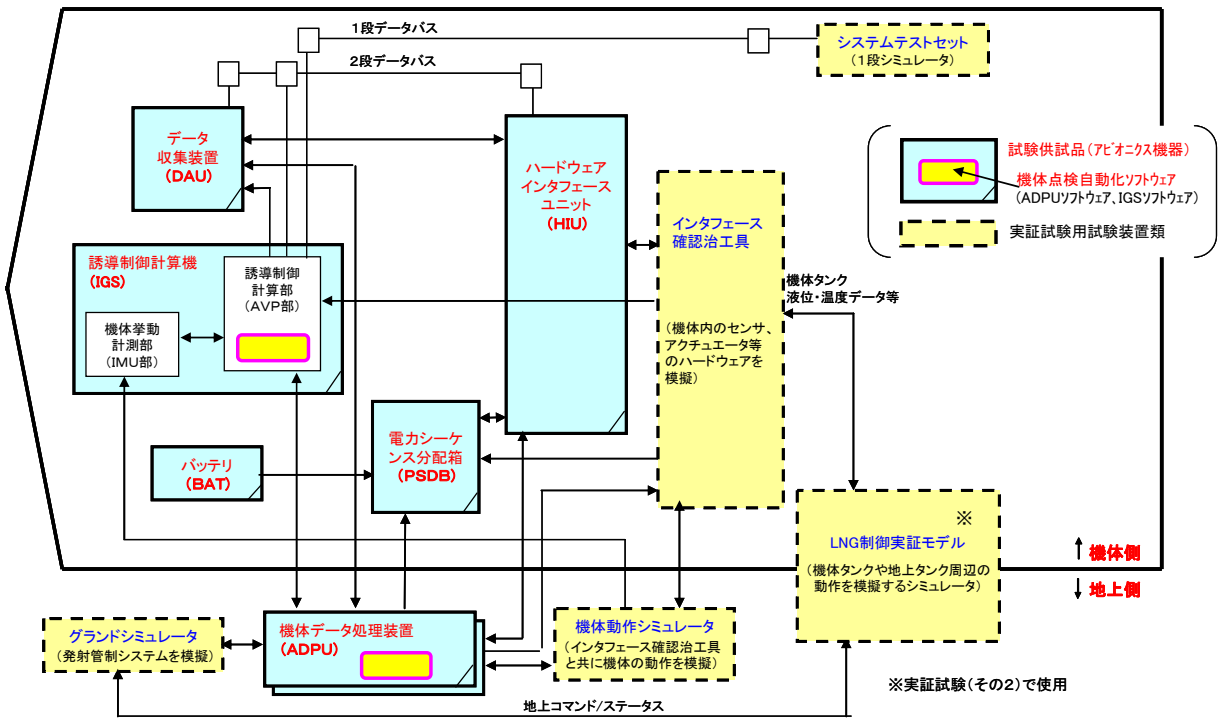


図 3. 2. 3. 6-8 (1/2) 実施した実証試験の試験コンフィギュレーション

本図は、試験供試品と実証試験用試験装置類の概略配置を示す。

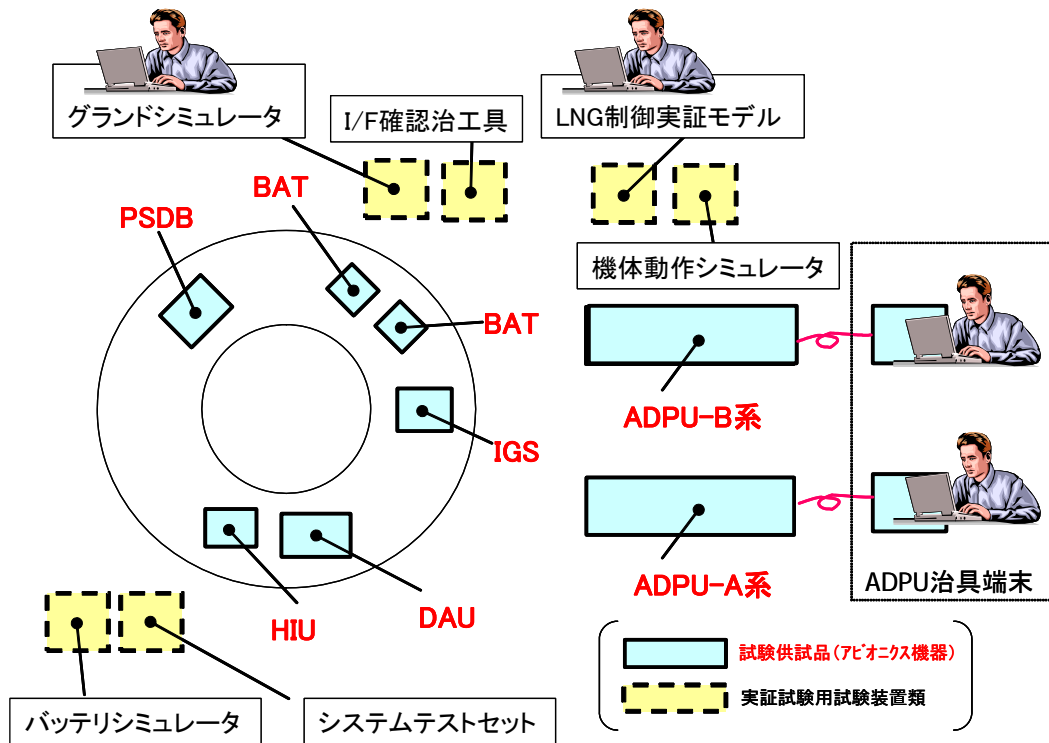


図 3. 2. 3. 6-8 (2/2) 実施した実証試験の試験コンフィギュレーション

2) 要求仕様に対する評価確認結果

実証試験結果を基に、検証マトリクスを用いて分析評価を行ない、開発した機体点検自動化システムの機能性能が、要求仕様（システム仕様とアルゴリズム仕様）を満足していることを確認した。

この検証マトリクスを用いた評価確認結果の例を図 3.2.3.6-9 に示す。

【要求仕様に対する評価確認結果の例】

実証試験結果を基に分析評価を行ない、機体点検自動化システムの機能性能が、要求仕様(システム仕様/アルゴリズム仕様)を満足していることを確認した。

要求仕様：機体点検自動化システム仕様書/アルゴリズム仕様書			確認方法				評価確認結果	
項番	タイトル	要求内容	検査	解析	試験	N/A		関連文書等
X	x x x					タイトル		
XX	x x x	x x x		●			XXX解析にて確認済み	XXX
XX	x x x	x x x			●		XXX試験にて確認済み	XXX
下記の仕様書に規定された要求仕様と確認方法 ・機体点検自動化システム仕様書 ・機体点検自動化システムアルゴリズム仕様書			左記の要求仕様に対する分析評価結果とその源泉となる関連文書等					

図 3.2.3.6-9 要求仕様に対する評価確認結果の例

3) 機体点検工期短縮の評価確認結果

実証試験結果を基に分析評価を行ない、開発した機体点検自動化システムの導入により、射場におけるロケットの機体点検工期が以下に示すように短縮されることを確認した。

- ・従来方式による工期30日⇒システム導入後工期21日（短縮率30%）

この工期短縮の評価確認結果（サマリ）を図2.5.4-10に示す。また、工期短縮率の定義、具体的算定手順、および全体工期の分析評価結果を図2.5.4-11～13に示す。なお、システム導入による機体点検工期の主な短縮要素は、以下に示すとおりである。

- ・本点検時間の短縮⇒機体点検自動化システムが一貫してオペレーションの主体となり、一定の基準で、連続的に機体の運転・監視ができるため、作業時間が短縮
- ・データ整理・評価時間の短縮⇒人手による確認・評価作業を自動化することにより作業時間が短縮
- ・点検作業中断に伴う処置削減⇒自動化による作業時間の短縮によって、複数日にわたる作業が減少し、作業時間が短縮

【機体点検工期短縮の評価確認結果(サマリ)】

実証試験結果を基に分析評価を行ない、機体点検自動化システムの導入により、機体点検工期が短縮されることを確認した。

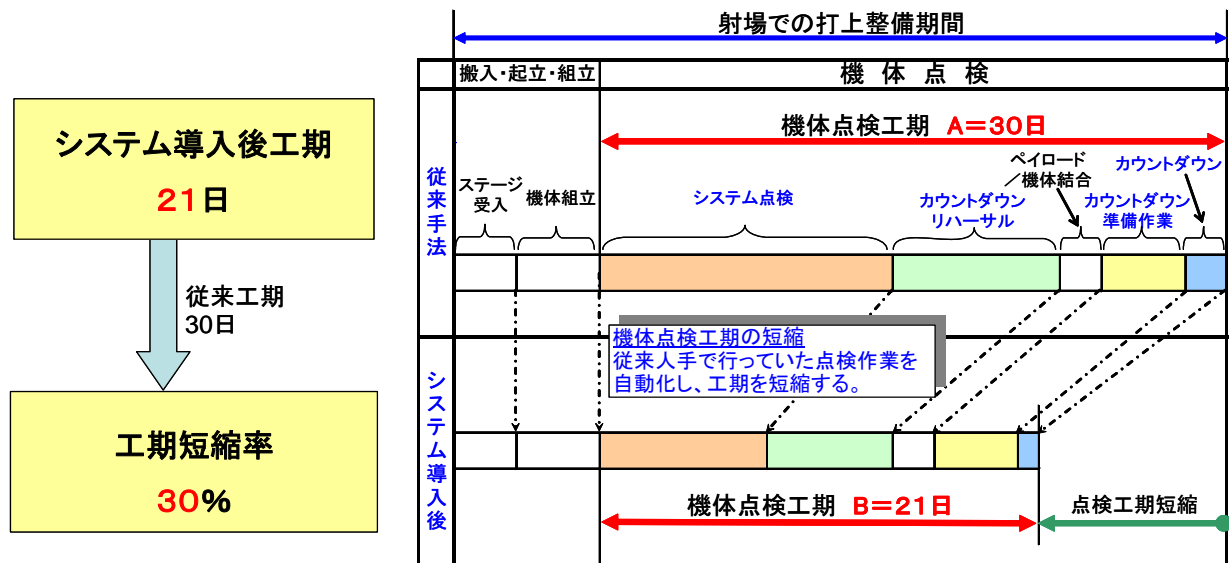


図 3. 2. 3. 6-10 機体点検工期短縮の評価確認結果（サマリ）

【機体点検工期短縮(率)の定義】

- ・LNG制御系を有する中小型ロケットの機体点検をモデルケースとして設定する。
- ・モデルケースにおいて、従来の点検手法を取る場合に必要な点検工期に比較して、開発した機体点検自動化システムを導入する場合に工期が短縮される割合を『工期短縮』の指標とする。
- ・機体点検自動化システムは、工期短縮効果以外に、不具合発生により点検工期が標準工期以上に増大(遅延)することを未然に排除する効果を持つが、この遅延排除効果は、今回の工期短縮の指標には直接的には含めない。

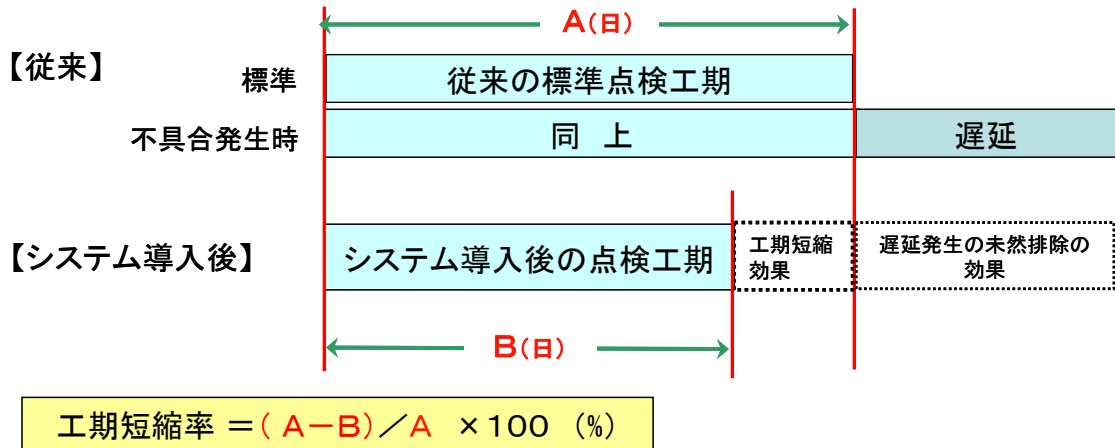


図 3. 2. 3. 6-11 機体点検工期短縮 (率) の定義

【機体点検工期と工期短縮率の具体的算定手順】

①「システム導入後」の各点検作業別の所要時間(単位:HR)を算出。

- ・各点検作業(小点検項目)をさらに個別の作業要素単位にまで細分化。その単位での所要時間を、実測、流用、類推または解析により導出。それらを積上げて各点検作業別の所要時間を算出。

区分	導出方法
実測	実証試験で所要時間を実測する。
流用	(実測した)他の作業要素の中に当該作業要素と基本的に同じものが存在する。その実測データをほぼそのまま当てはめることで所要時間を導出する。
類推	(実測した)他の作業要素の中に当該作業要素と類似するものが存在する。その実測データを基に若干の解析をくわえることにより、所要時間を導出する。
解析	(実測した)他の作業要素の中に当該作業要素に類似するものが存在しない。手順書詳細や機器の処理ステップ数、他システムや他試験(S/W試験と機器単体試験)の実績事例等を基に解析のみで所要時間を導出する。

- ②各点検作業別の所要時間(HR)を基に、作業の区切り等を考慮しつつ分割や統合を行ない、日数単位の点検スケジュールを確立するとともに、「システム導入後の工期B(単位:日)」を導出。
- ③「システム導入後の工期 B」と「(当初設定した)従来工期 A(=30日)」から、工期短縮率を算出(目標達成度の評価)。
- ④「従来手法」による試験結果に基づく工期 A'も上記①、②と同様に導出し、比較を実施。

図 3. 2. 3. 6-12 機体点検工期と工期短縮率の具体的算定手順

【機体点検工期(全体)の分析評価結果】

No.	運用作業名称	点検項目		点検工期(時間)			点検工期(日数)			
		大点検項目	中点検項目	小点検項目	従来A	従来A'	導入後B	従来A	従来A'	導入後B
1	ステージ受入(機体・機材搬入)	----	----	----	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2	機体組立(各段の移動・結合等)	----	----	----	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3	システム点検	----	----	----	21.7	23.1	9.3	2.0	2.0	1.0
		----	----	----	20.5	21.6	12.3	2.0	2.0	1.0
		----	----	----	53.2	54.8	35.4	7.0	7.0	4.0
		----	----	----	11.7	12.0	8.9	1.0	1.0	1.0
		----	----	----	20.0	17.4	9.3	2.0	2.0	1.0
		----	----	----	20.0	22.6	15.0	2.0	2.0	1.5
4	カウントダウンリハーサル	----	----	----	20.4	22.5	14.8	2.0	2.0	1.5
		----	----	----	42.0	40.1	22.3	4.0	4.0	3.0
		----	----	----	12.5	12.0	10.5	1.5	1.5	1.0
5	ペイロード/機体結合	----	----	----	N/A	N/A	N/A	2.0	2.0	2.0
6	カウントダウン準備作業	----	----	----	43.6	49.2	31.8	4.5	4.5	4.0
7	カウントダウン	----	----	----	12.5	12.0	10.5	1.5	1.5	1.0
[注1] No.3,4,6,7 は、自動化対象とする運用作業を示す。					265.6	275.4	169.5	30.0	30.0	21.0
[注2] (短縮率)=(A-B)/A					短縮率 36.2%			短縮率 30.0%		
[注3] 中点検項目と小点検項目の項目名は記述省略。										

図 3.2.3.6-13 機体点検工期(全体)の分析評価結果

(5) 機能多様化に伴う追加試験結果

前述の(4)項の機体点検自動化システム実証試験に引き続き、3.2.3.3(2)3項で確定した機能多様化アルゴリズムの動作を確認するための追加試験を実施した。この追加試験では、機能多様化ソフトウェア（ADPUソフトウェア）を高機能化ADPUに組み込み実証試験用試験装置類のうち追加改造を行なったLNG制御実証モデルを用いて、追加試験を行ない、結果良好であることを確認した。

この追加試験結果の例として、機能多様化対応バルブ自動点検アルゴリズムに関する試験結果を図3.2.3.6-14に示す。

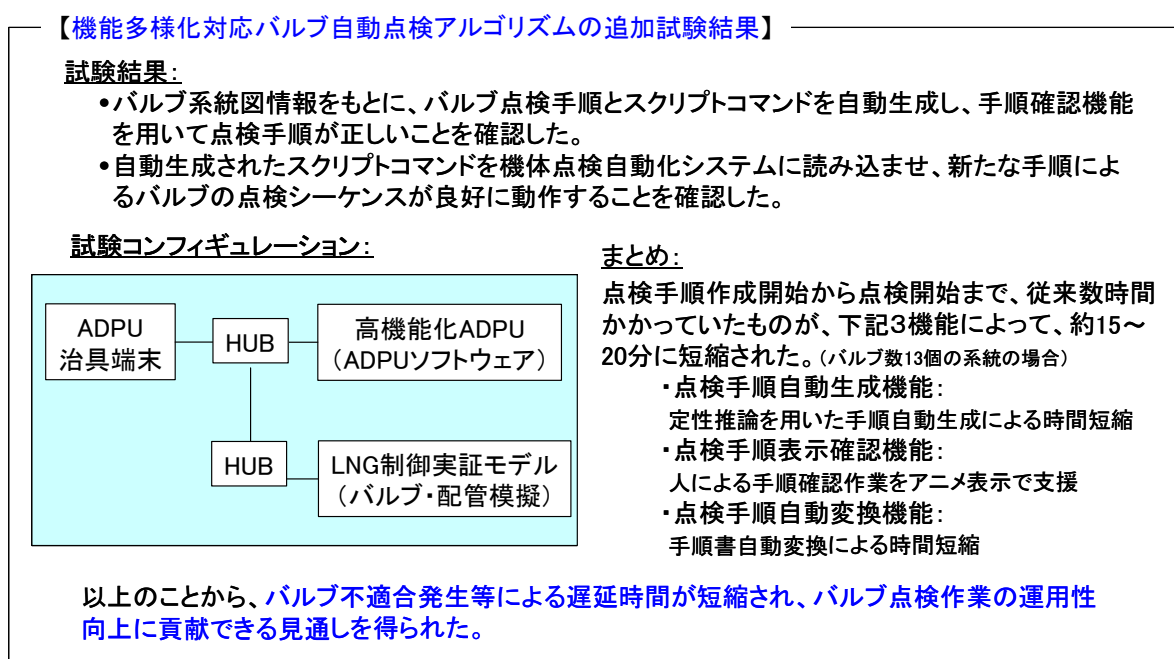


図 3.2.3.6-14 機能多様化対応バルブ自動点検アルゴリズムの追加試験結果

3.2.3.7 安全確保に関する技術的知見データベースの構築

LNG制御システム、および同様な安全確保が要求されるロケット制御系における安全確保に関する技術的知見を蓄積する技術的知見データベース(安全データベース)を設計し、さらにこの「安全データベース」のデータを「自己診断・自律対応型機体点検自動化システム」に取り込む拡張機能の検討を実施した。また、「自己診断・自律対応型機体点検自動化システム」の研究段階で識別・抽出された技術的知見とともに、実証試験の結果を反映し、データベースを構築した。この「安全データベースの構築」に関する開発の流れを図3.2.3.7-1に示すとともに、これらの実施成果を以下の(1)～(2)項に記述する。

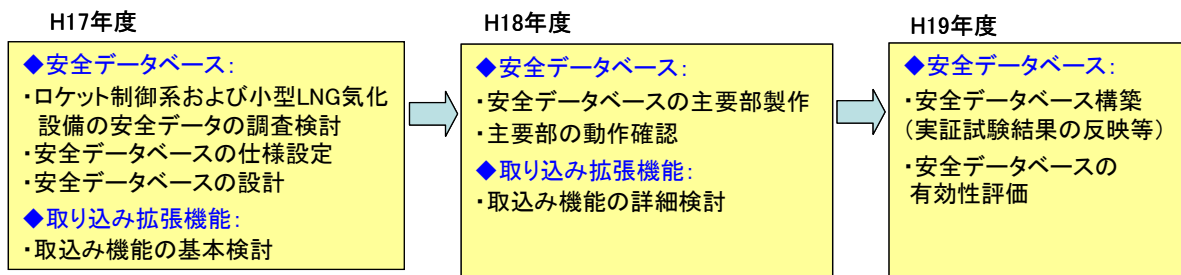


図3.2.3.7-1 「安全確保に関する技術的知見データベースの構築」の流れ

(1) 安全データベースの仕様設定

安全確保に関する技術的知見データベース(安全データベース)の構築に関わる作業内容を明確化するため、作業の位置付けと具体的作業項目を設定するとともに、安全データベースの設計仕様設定に先立ち、ロケット制御系および民生用LNG制御システムの安全確保に関わるデータ(安全データ)の調査検討を行なった。前者で設定した作業の位置付けと具体的作業項目を図3.2.3.7-2に示す。

上記の調査検討結果を踏まえ、安全データベースに対する要求仕様を設定した。この仕様設定結果として、安全データベースの機能ブロックを図3.2.3.7-3に示す。

また、安全データベースのデータを自己診断・自律対応型機体点検自動化システムに取り込む拡張機能の検討を実施した。

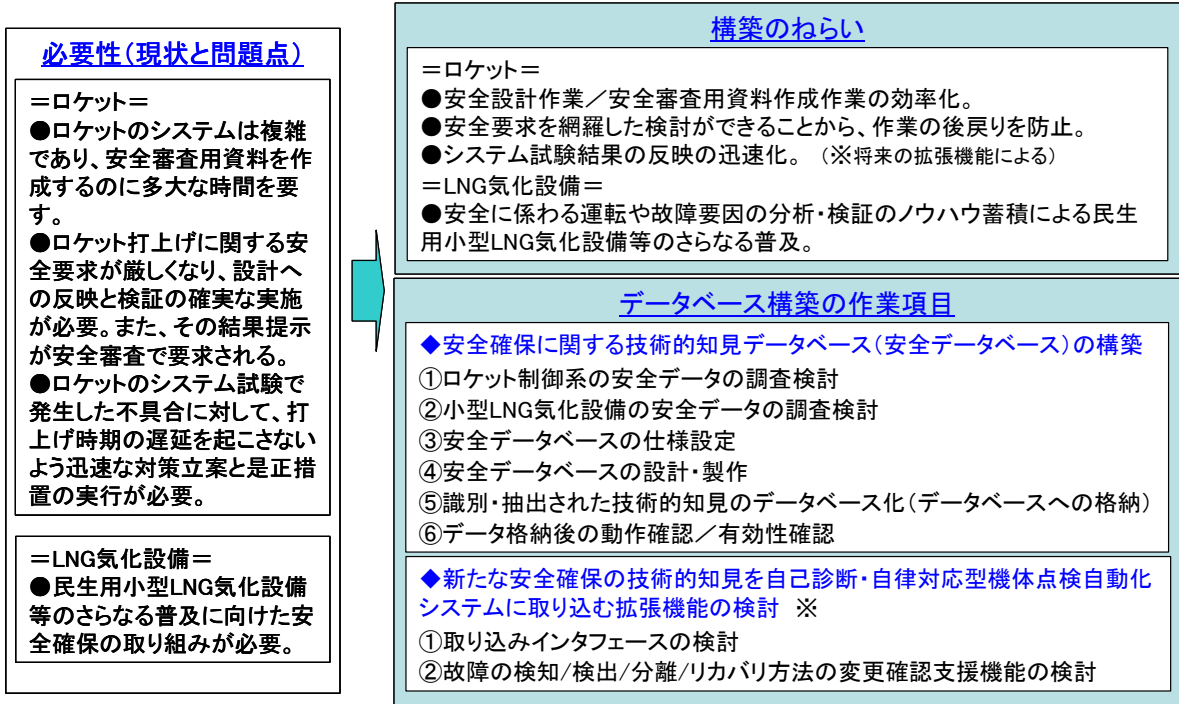


図 3.2.3.7-2 作業の位置付けと具体的作業項目

安全データベース機能ブロック図:

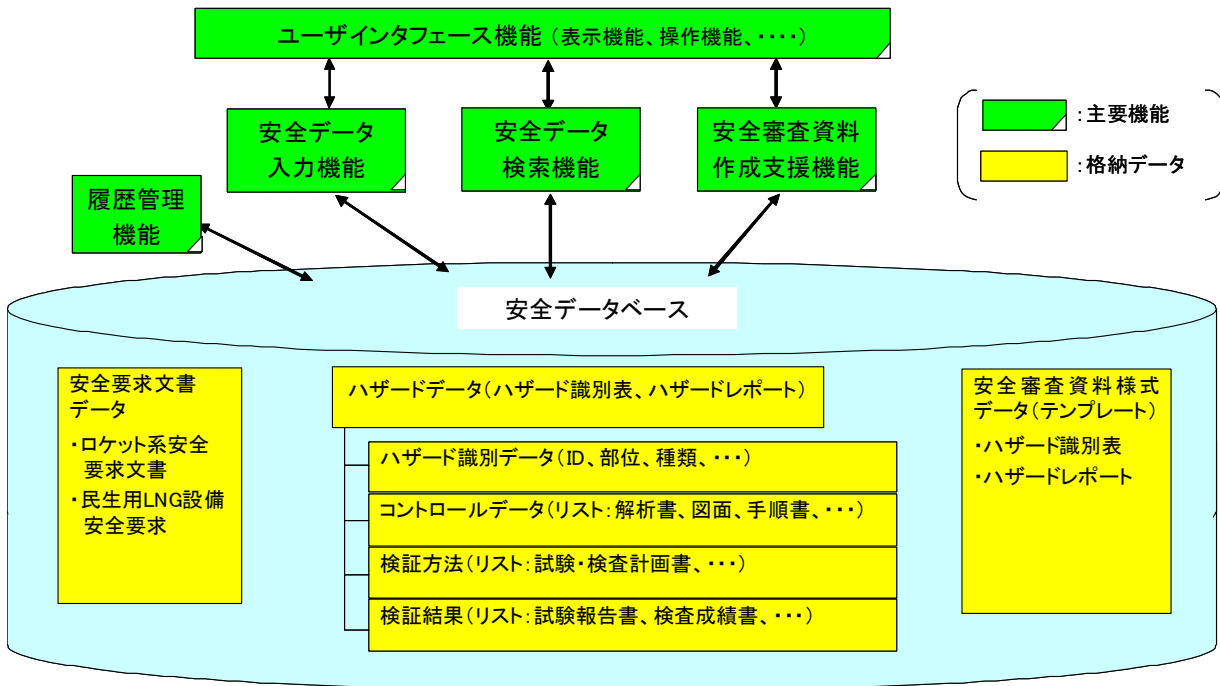


図 3.2.3.7-3 安全データベースの機能ブロック図

(2) 安全データベースの構築結果

前項で設定した安全データベースの要求仕様に基づき、安全データベースを製作し、安全データ入力、安全審査資料作成支援、安全データ検索および履歴管理の各機能が良好に動作することを確認した。この構築した安全データベースのシステム構成を図3.2.3.7-4に示す。

上記に引き続き、機体点検自動化システム実証試験の試験結果から有用な知見を抽出し安全データベースに反映した。また、安全データベースの有効性評価（安全審査用資料作成作業の効率化評価）として、実証試験での不適合事項から類似データ検索を行ない、関連のある安全審査用資料に実証試験で得られた安全確保に関する技術的知見を水平展開することが確認できた。

【安全データベースのシステム構成】

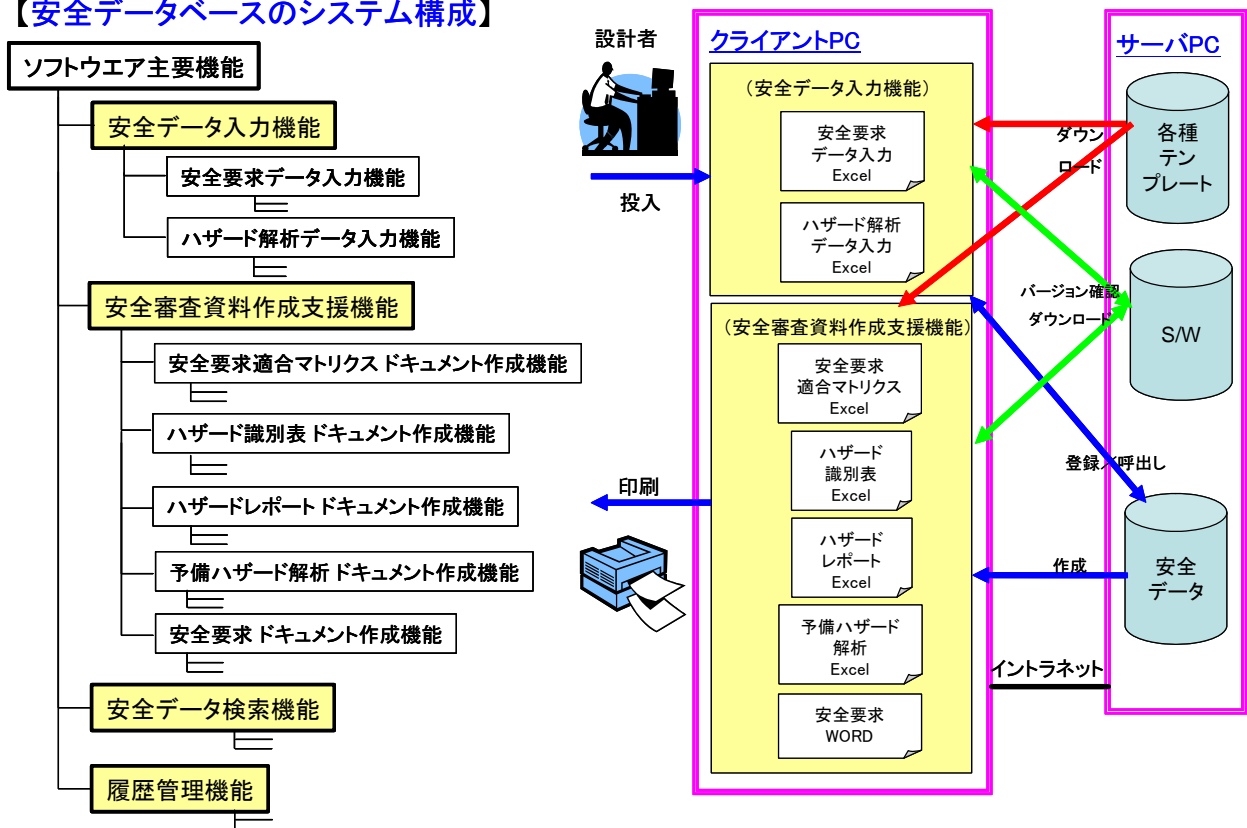


図 3.2.3.7-4 構築した安全データベースのシステム構成

3.2.3.8 民生用小型LNG気化設備等への適用可能性検討

(1) 天然ガスの普及に関する動向

研究開発項目③の「次世代LNG制御システム技術の研究開発」に関連して、地上における天然ガス（LNG）の普及について、近年の動向は以下の通りである。

1) ガス供給事業関連

地方のガス会社（一般ガス事業者）等において、パイプライン供給によらないいわゆるLNGサテライト基地が近年着実に増加を続けている。また、エネルギー業界の規制緩和の流れの中で、平成16年4月に改正ガス事業法が施行され、主としてLPガスを導管により団地内にガスを供給する事業を営んでいる簡易ガス事業者が、別会社方式をとらずに一般ガス事業に参入し天然ガスを供給することが可能となった。これにより、特にパイプライン供給が出来ない地域においては、LNGを団地（消費地）近くで気化して供給する方式、すなわち小型LNG気化設備の導入事例が出てくることが今後期待される。

2) 天然ガス自動車関連

【以下、第1回中間評価（平成16年度下期）時に記述】

国内の天然ガス自動車台数は年々増加をたどり、平成16年9月末で22,210台の導入台数に達しており、それに伴い天然ガススタンドも増加している。その中で、平成15年9月開所のエコ・ステーション小松（石川県小松市）をはじめとして、西尾エコ・ステーション（愛知県西尾市、平成16年2月開所）、敦賀エコ・ステーション（福井県敦賀市、平成16年6月開所）など、パイプラインをガス供給源とせず基地内に設置したLNGタンクからのLNGを直接気化・圧縮して供給するL-CNG方式のガススタンドが近年新しく登場している。

【以下、第2回中間評価（平成20年度上期）時に記述】

その後、天然ガス自動車の導入台数は引続き増加しており、平成20年3月末で34,203台に達している。これに対応して、天然ガススタンド（急速充填所）は327か所が設置されるに至っており、このうちL-CNG方式のスタンドも新たに愛媛県今治市や鹿児島県阿久根市他に設置されている。

3) 発電・コジェネレーション関連

工場・事務所やホテル・レジャー施設における発電・コジェネレーション設備においても、LNGを燃料とした設備が増加しており、今後の動向が注目されつつある。

以上のように、小型LNG気化設備（天然ガスの最終消費場所近くにLNGタンクおよびその気化装置を備えるもの）は、各方面で普及に向けた活動が継続的に進められており、上述の地上設備への適用可能性を踏まえつつ実施している本研究開発事業は、いっそう重要性を増していると判断できる。

(2) 小型LNG気化設備等への適用可能性（予備検討）

【以下、第1回中間評価（平成16年度下期）時に記述】

本研究開発においては、ロケットの機体点検を最大限自動化するための自己診断・自律対応型機体点検自動化システム技術を、地上における小型LNG気化設備等への

適用可能性について考慮しつつ開発した。

現在、圧縮天然ガス（CNG：Compressed Natural Gas）を燃料とする天然ガス自動車の普及とともに、CNGを供給するための天然ガス充填ステーションが増加しつつある。この天然ガス充填ステーションのうち、ステーション現地に液化天然ガス（LNG：Liquefied Natural Gas）用の貯槽タンクを有し、現地でLNGの受入れから気化・圧縮までのプロセスを行う「液化－圧縮天然ガス（L-CNG：Liquefied-Compressed Natural Gas）ステーション」は、天然ガス導管が未敷設の地域においてもCNGの利用を可能とするものである。L-CNGステーションは、平成15年に開所された小松ガス株式会社の「エコ・ステーション小松」（石川県）を皮切りに、平成16年10月時点で全国4ヶ所にて運営が始まっており、今後の期待が高まっている。

図3.2.3.8-1に、L-CNGステーションの設備構成例を示す。現状、構成機器類はほとんど単一構成になっているが、これは機器異常による設備の停止がステーションの利用に対して大きな支障になるほどの利用頻度に現状では達しておらず、異常時は一旦設備を停止して対応するという運用思想に基づいている。自動化に関しても、現状は地上ガス供給事業用設備との併設が多いため、LNGの扱いに慣れた運転員が24時間駐在していることを前提とした自動化になっている。

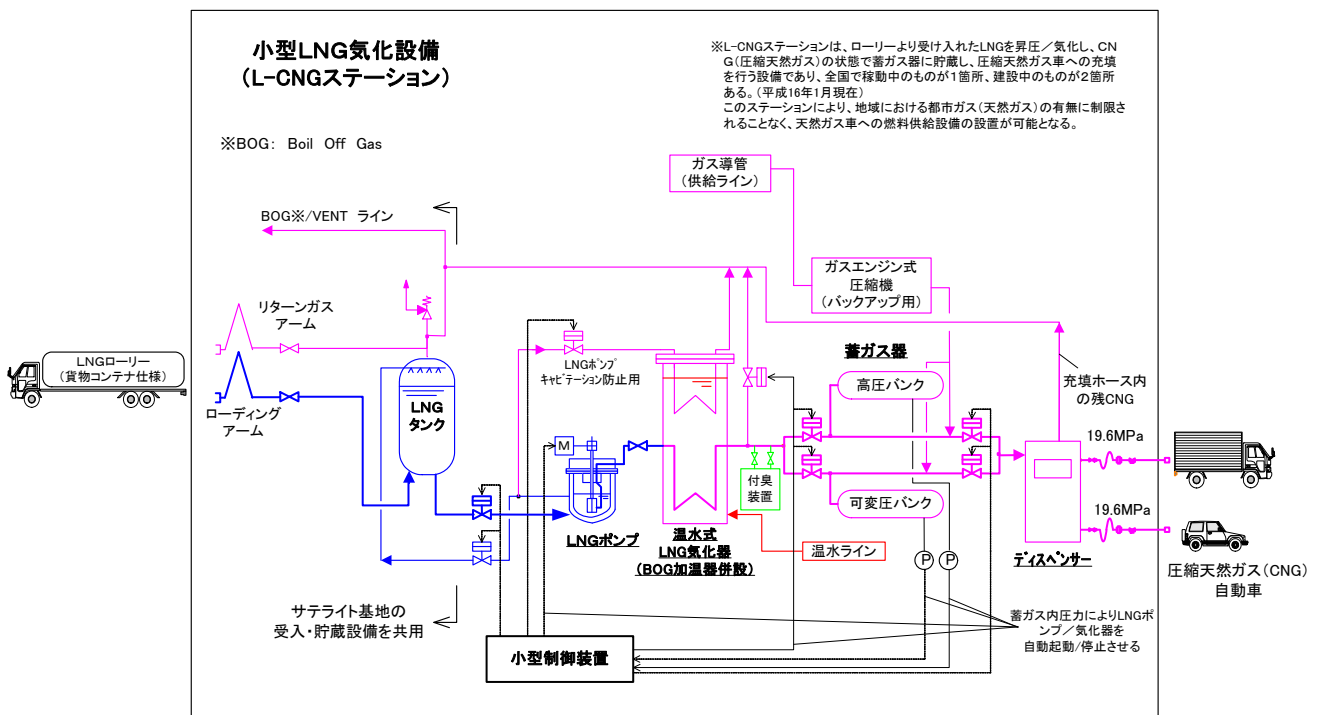


図3.2.3.8-1 L-CNGステーション設備構成 (例) (エコ・ステーション小松)

しかし、今後の天然ガス需要の増加や、建設地が工業地域でなく市中になるケースが出てくることや、設備の運用を一般的な作業員が実施する必要性が高まることを考えると、ステーションの運用性や保守性さらには安全性の向上を目的とした大幅な自

動化や、異常時にも運用を継続できるような制御システムの冗長化を考慮していく必要がある。

本研究開発、すなわち自己診断・自律対応型機体点検自動化システム技術の開発において、平成15年度までに、故障の自己検知、検出、分離、リカバリに関する自動化アルゴリズムの設定を完了した。(これらについては3.2.3.2項参照)以下、本項ではこれらロケット機体用のアルゴリズムを上述のL-CNGステーションに適用する可能性を検討した結果について報告する。表3.2.3.8-1に、検討結果のまとめを示す。また、適用可能性があるものとして抽出された以下のアルゴリズム別に、詳細を補足する。

- ・単一センサの擬似冗長化による異常検知・検出アルゴリズム
- ・異常時の系統切替え、異常対応シーケンスのアルゴリズム
- ・推薬自動充填シーケンスのアルゴリズム

表3.2.3.8-1 自己診断・自律対応型機体点検自動化システム技術のL-CNG設備への適用可能性

区分	仕様項目および機能概要	機体点検自動化システム 適用候補アルゴリズム	適用 可否	評価結果
機能	1. 設備異常時の自律対応 システム異常時は自己診断により主系/待機系を切り替えて継続運転する。または、機器異常・ガス漏洩発生等に対応した自己診断機能およびセンサを配置し、安全に系統分離/自律運転を行う。	<単一センサ擬似冗長化による信頼性向上アルゴリズム> 故障の自己検知アルゴリズムを持たせ、あるべき(正常な)プロセス値を推定し、センサ値と比較することでセンサ異常を検出する。	可	L-CNGなど小型LNG気化設備は、プロセスおよび制御機器が単一構成であることが多く、単一センサによる信頼性向上アルゴリズムを適用することで、異常検知→自律リカバリが可能となる。
	2. 高信頼性インタロック 機器保護・保安上のインタロックについては多重化を基本とし、かつ高信頼のシステムを採用する。	<系統切替～異常対応シーケンス> LNG充填時の制御系統異常時、異常発生箇所に依りて出力の安全化処置を選択実行し、系統切替～異常対応シーケンスを実行する。	可	今後、市中にL-CNGステーションが多く設置され、将来的に制御機器の高信頼性に対するニーズが高まる事が想定されることから、系統切替及び異常対応シーケンスが必要となる。
	3. 自動化 設備の運用パターンを選択することで、プロセスの状態に応じた系統切替操作が可能な自動化ロジックを構成する。	<自動充填シーケンス> LNG充填時、予冷(クールダウン)～充填完了までを自動実行する。	可	小型LNG気化設備(L-CNG)はポンプが間欠運転となる為、ホットアップしやすく、予冷(クールダウン)～充填までのシーケンスが必要となる。

1) 単一センサの擬似冗長化による異常検知・検出アルゴリズム

本アルゴリズムに関しては、L-CNG設備への適用は現在単一センサを設置している部分に関して、信頼性向上、かつ自動化に寄与できる。

例えば、LNGのポンプのキャビテーションの検知センサに関して、ポンプ入口配管の温度センサと圧力センサによりその変化傾向から、配管内のLNGのガス化状態を検出し、キャビテーション発生し得る状況として事前判断を行うことが可能である。現状のL-CNGではポンプ起動後のポンプ運転状態(電流値のみ)でキャビテーションを判断しているが、このセンサによる異常(キャビテーション)検出アルゴリズムにより不足電流検出器との擬似冗長化をはかることで事前にキャビテーション状態を検知することが可能になる。これによりポンプ起動前に配管切替えシーケンスを実施し、キャビテーション状態を修復することが可能となる。また、キャビテーション状態が修復された事を先の温度センサと圧力センサによるキャビテーション推定値を下回ったという条件で検知可能であるため、元の配管構成

に戻すシーケンスも自動的に行う事が可能となる。

また、他の例としては、蓄ガス器の圧力を通常の圧力センサ以外に、ディスプレイの払出流量や時間等から蓄ガス器の圧力減少状況を推定することが可能であり、圧縮機の吐出流量や時間等から蓄ガス器の圧力増加状況を推定することが可能になり、圧力センサとの擬似冗長化構成が可能となる。これにより、蓄ガス器内圧力検知の信頼性が向上することになる。

2) 異常時の系統切替え、異常対応シーケンスのアルゴリズム

本アルゴリズムの適用に必要な機器の冗長化は、現状のステーション稼動状態からは短時間の設備の停止が許容されるため、コストセーブの観点から採用されていない。しかし、将来的な需要の増加、市中への普及を想定すると、やはり制御システムの冗長化構成が必要になる。このことから、異常時の制御・信号系統切替えの異常対応シーケンスのアルゴリズムに関しては、本ステーションの制御システムとして必要な機能となる。

適用範囲については、ステーション制御装置部分に適用し、CPU異常や信号系統異常を検知し、自動的にCPUや信号系等を切替えて運転を継続するシステムを構築することが可能となる。

3) 推薬自動充填シーケンスのアルゴリズム

本アルゴリズムの特徴は、射点においてLNGを貯槽に充填する作業を（予冷作業を含む）、各種プロセス状況を監視しつつ自動で達成することにある。L-CNGステーションへの適用可能性としては、以下の2つの作業が考えられる。

- a. LNGローリー車からLNGタンクへ受け入れる際の受入れ配管予冷～貯槽への受入れを行う作業
- b. L-CNGステーションの稼動状況によりLNGポンプが間欠運転になることから、LNGポンプを運転前に予冷が必要かどうか判断し、その後予冷～本運転を行う作業

なお、LNGポンプの起動前の予冷の要否判定は、上述1)のアルゴリズムの適用が可能である。この適用により、従来では手動で行ってきた予冷作業を自動化でき、作業の省力化が図れると期待できる。

以上のとおり、自己診断・自律対応機体点検自動化システム技術に付随するアルゴリズムは、L-CNG設備に適用できる可能性が充分にあることが確認された。また、今後急速に普及が見込める燃料電池車への水素充填設備である「水素ステーション」についても、基本的にはL-CNGステーションと同様の設備構成であるため、本アルゴリズムを適用することが可能と判断される。今後、さらに適用対象の絞込みと技術的詳細化を行い、経済的成立性も考慮しつつ検討・評価を進めていく予定である。

(3) 小型LNG気化設備等への適用可能性（詳細検討）

【以下、第2回中間評価（平成20年度上期）時に記述】

上述の平成15年度までの検討結果を引継いで、今後の普及が見込まれるL-CNG（液化-圧縮天然ガス）ステーションに適用検討の対象とする設備を絞りつつ、運

用面の効率化、あるいは信頼性の向上の観点から、機体点検自動化アルゴリズムのL-CNGステーションへの具体的な適用可能性につきさらなる詳細な検討評価を行った。以下に実施項目を示す（詳細は図 3. 2. 3. 8-2 参照）

- ・実現性（経済性を含めた実現性）を考慮した具体的適用候補の絞込みと評価
- ・シミュレーションによる適用可能性の確認試験の準備
- ・シミュレーションによる適用可能性の確認試験の実施と評価

以下に、その概要を報告する。

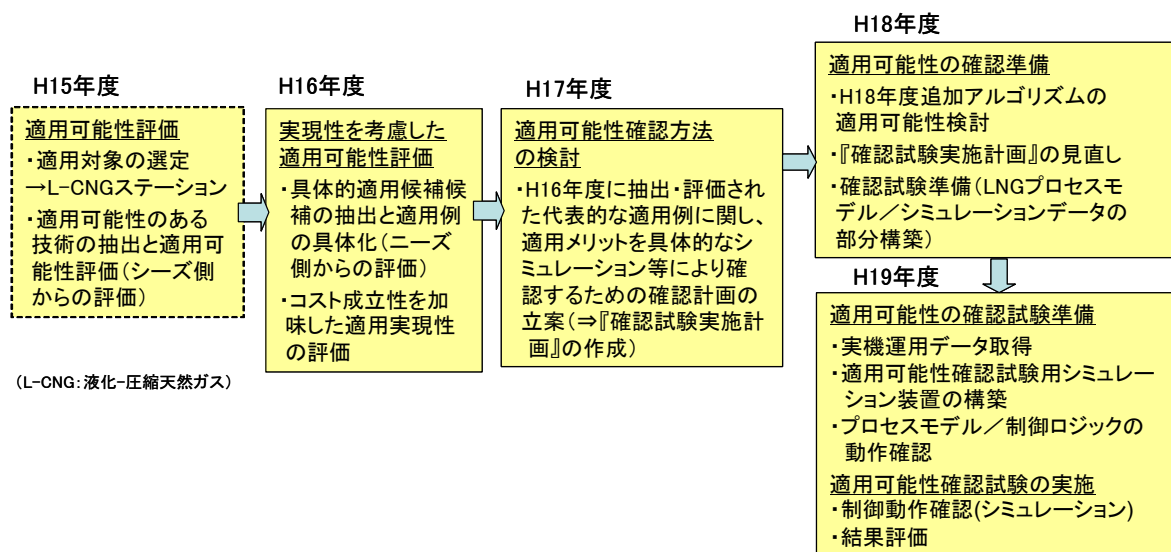


図 3. 2. 3. 8-2 L-CNGステーションへ適用可能性の検討・評価の流れ

1) 実現性を考慮した具体的適用候補の絞込みと評価

適用にあたっての経済的な実現性（コスト面でのメリット）に関する評価も加えつつ、期待できる適用候補事例を具体化した。L-CNGステーションの概要を図 3. 2. 3. 8-3、適用候補事例の検討評価結果概要を表 3. 2. 3. 8-2 に示す。

適用候補事例としては、省力化（コストメリットの考慮を含む）あるいは信頼性向上の効果の観点から、特に以下の3件が期待できるとの評価結果を得た（表 3. 2. 3. 8-2 参照）。

- ・LNGのタンク受入作業自動化
- ・低温用弁の動作自動確認機能の付与
- ・弁リミットスイッチの擬似冗長化

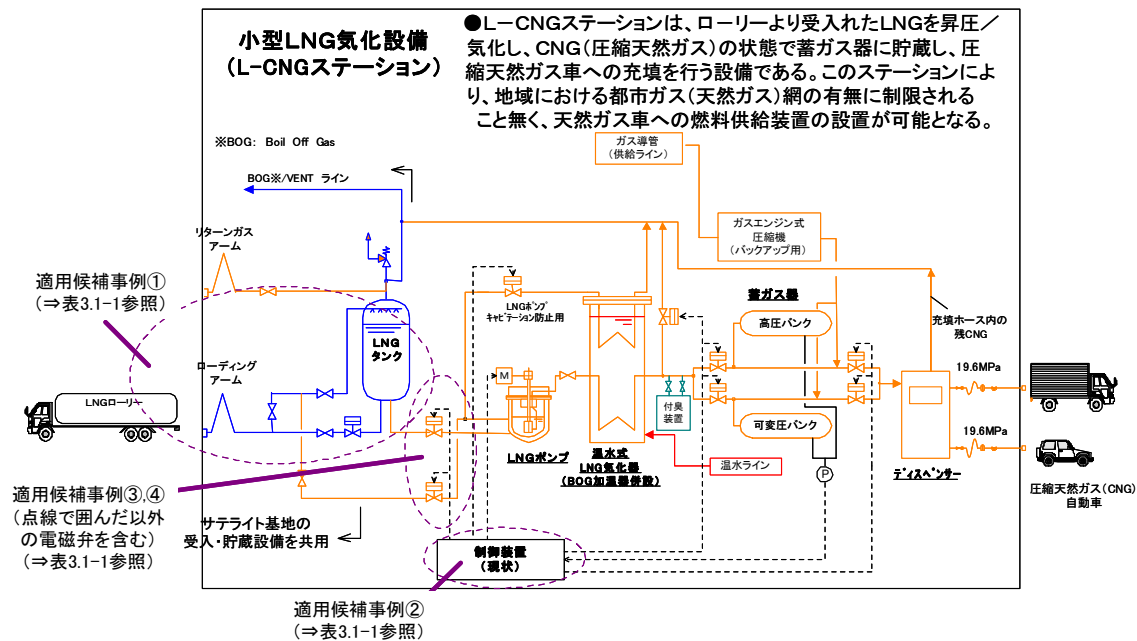


図 3.2.3.8-3 L-CNGステーションの概要

表 3.2.3.8-2 適用候補事例の検討評価結果概要

No.	機体点検自動化 アルゴリズム	検討結果		
		適用候補事例	適用内容	適用可否
①	燃料タンクへのLNG 充填作業自動化 (含、クールダウン)	LNGのタンク受入作 業自動化 (自動化)	現状手動で対応しているLNGのタンクへの 受入(クールダウン→上部/下部系統の切替 え操作)を自動化することにより、的確な受 入制御を実現し、かつ現場での人手による 作業を減らす。	○ 現状においてもコストメリットが期待 できる。将来L-CNG設備が市中に 増えた場合、省力化の点で必要性 が増すと判断できる。
②	系統切替～異常対応 シーケンス	L-CNG設備制御装 置の異常時対応力 向上 (信頼性向上)	現状の制御システムの回路に適用し、1系 統の制御システムに異常が発生した場合で も、他の系統からの制御指令にて制御が継 続できるようになり、信頼性が向上する。	△ 現状はコスト面から採用困難。ただ し、将来は必要性が増すと判断可 る。
③	低温用機器(調節 弁、遮断弁)の動作 自動確認アルゴリズム	低温用弁の動作自 動確認機能の付与 (信頼性向上)	(1)現状L-CNG設備には調節弁は使用され ていないが、今後、自動化等により調節弁を 採用する時には、適用が可能であり、信頼 性向上につながる。 (2)L-CNG設備の遮断弁および電磁弁につ いて、左記の自動化を適用し、定期的に動 作の点検をすることで、故障発生を早期に 発見し、設備運用へのインパクトを最小限に する。	○ 本アルゴリズムにより信頼性が向上 する。
④	センサ擬似冗長化に よる信頼性向上アル ゴリズム	弁リミットスイッチの 擬似冗長化(動作健 全性の冗長確認) (信頼性向上)	LNGの液受入ラインの切替え弁やLNGポン プに適用し、健全性確認の信頼性を向上す る。また、故障時の故障箇所の迅速な識別 を可能にする。	○ センサ追加等のコストアップ要因は あるが、機器・設備の信頼性が向上 する。設備の市中設置が増えるとも に重要性は増す。

2) シミュレーションによる適用可能性の確認試験の準備

前項で抽出された適用候補事例の中から代表的な事例を複数選定し、それらの適用メリットを具体的に確認するためにシミュレーションによる適用性確認試験を行なうこととし、適用可能性確認試験計画を検討・設定した。

a. 確認試験を行なう適用候補事例の選定と確認試験方法の検討

これまでに適用可能性が有効と評価された適用候補事例のうち、試験により確

認するのに適した事例を絞り込み／選定した。その結果、確認試験を行なう適用候補事例として、「①LNGタンクの受入作業自動化」及び「④弁リミットスイッチの擬似冗長化」の2例を取上げることとした。さらに、選定された適用例2例に対して行なう確認試験方法（計算機モデルシミュレーション方法）の検討を行ない、シミュレーションの実施範囲等を明確化した。以上の結果概要を、表3.2.3.8-3に示す。

b. シミュレーション用LNGプロセスモデル系統図の設定

シミュレーションにあたっては、実際のL-CNGステーションを対象としたシミュレーション装置を構築することとした。

対象としたL-CNGステーションのプロセスモデル系統図を図3.2.3.8-4に示す。また、今回シミュレーションを行なう適用候補事例①、④の各々が関係する範囲を図中に示す。図において、適用候補事例①の「LNGタンクの受入作業自動化」は、現状は手動弁である上部受入遮断弁と下部受入遮断弁を開度制御の可能な調節弁とし、現状では作業員がLNG受入時に手動で行なっているこれらの弁の操作を自動化するものである。また、適用候補事例④の「弁リミットスイッチの擬似冗長化」は、弁の開閉状態を弁より後流のプロセス状態から判定し、リミットスイッチからの実信号に擬似的に冗長化させるものであり、ここでは図中の下部受入遮断弁に適用した場合のシミュレーションを行なうこととした。

表 3.2.3.8-3 適用可能性確認試験を行なう適用候補事例と確認試験方法の概要

No.	確認試験実施対象事例		確認実施の有効性 (含、拡張性)	確認試験方法(シミュレーション方法)の検討結果概要
	名称	具体的適用内容		
①	LNGのタンク受入作業自動化 (自動化)	現状手動で対応しているLNGのタンクへの受入(クールダウン→上部/下部系統の切替え操作)を自動化することにより、的確な受入制御を実現し、かつ現場での人手による作業を減らす。	○ タンクの大きさ(容量)、受入配管口径等を実際の基地(L-CNGステーション)と同条件にすることにより、シミュレーションによる適用可能性(有効性)確認が可能。	【シミュレーション範囲】 受入弁切替～受入完了の試験に必要なプロセス系統とする(クールダウンは除く)。 【確認項目】 ①プロセス的に問題無く、自動化により受入ができること。 ②自動化によるメリットの確認(省力化実現可否の確認、実稼動条件との比較による受入時間短縮の実現可否の確認、BOG(ボイルオフガス)発生量の確認)。 【シミュレーション実施機器】 L-CNGステーションを模倣したシミュレーション装置にて実施する。ローリー車～受入配管～LNGタンクまでのプロセスモデルは、LNGプロセスモデルシミュレータにインストールし、弁の自動開閉制御回路は、アルゴリズム確認用制御装置にて制御ロジックを組む。
④	弁リミットスイッチの擬似冗長化 (動作健全性の冗長確認) (信頼性向上)	LNGの液受入ラインの切替え弁やLNGポンプに適用し、健全性確認の信頼性を向上する。また、故障時の故障箇所の迅速な識別を可能にする。	○ 実際のLNG小型気化設備(L-CNGステーション等)と同様のプロセス条件でシミュレーションすることにより、本アルゴリズムが有効に機能するか否かを確認することが可能。	【シミュレーション範囲】 LNG小型気化設備に設置される遮断弁周りのプロセスモデルに対し、当該遮断弁のリミットスイッチについて、擬似冗長化アルゴリズムを適用したシミュレーションを行なう。気化設備としては、適用例①と同じL-CNGステーションを取り上げ、プロセスモデルの共通化を図る。 【確認項目】 ①プロセス条件による開閉判断回路が使用可能であること(時間遅れが大きかったり、プロセス的に安定しない等の問題が無いこと)。 ②擬似冗長化アルゴリズムが正しく機能すること(リミットスイッチや弁等の異常箇所の検知が確実にできること)。 【シミュレーション実施機器】 適用例①と同じ(シミュレーション装置構成、プロセスモデル系統)。リミットスイッチの判定アルゴリズム(制御ロジック)は、アルゴリズム確認用制御装置にて実現する。

○:シミュレーションによる確認が有効

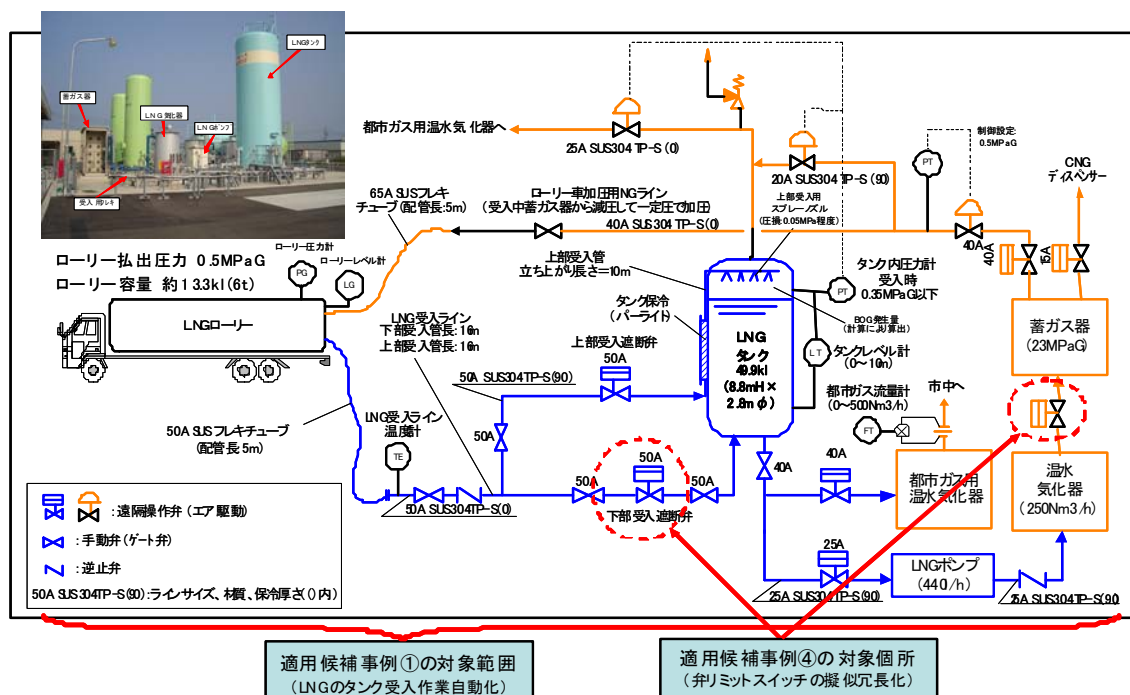


図 3.2.3.8-4 シミュレーション対象としたプロセス系統図

c. 確認試験用シミュレーション装置の構築およびチューニング

図 3.2.3.8-4 のプロセス系統図をもとに、シミュレーション用プロセスモデル及び計算式を構築した。また、適用候補事例①、④に関する制御アルゴリズム実行用の計算式を構築した。さらに、シミュレータ画面を設計・構築し、これらを統合して、適用可能性確認試験用シミュレーション装置として完成させた。適用可能性確認試験用シミュレーション装置の構成を図 3.2.3.8-5 に示す。図には、一般的な LNG プラントと本シミュレーション装置との構成上の対応も併せて示している。

上述の装置を用いてシミュレーション確認・評価を行なうにあたり、シミュレーションの精度を確保するために、実際の設備にて LNG 受入れ時の実プロセスデータを取得し、シミュレーションモデルのチューニングを行なった（日本ガス株式会社、阿久根ガス株式会社、株式会社チヨダセキュリティの各社の協力を得て、阿久根ガス晴海工場内の L-CNG 設備にてデータを取得）。その結果、モデルによるシミュレーション結果と実データを比較し、良好に一致することを確認した（図 3.2.3.8-6 参照）。

なお、上述のように実機との一致が確認された L-CNG ステーションのプロセスモデルの設計手法や設計データは、「次世代 LNG 制御システム技術」の研究開発において「機体点検自動化システム実証試験」（3.2.3.6 項）で使用する LNG 制御実証モデルに搭載するプロセスモデルの設計にも適宜反映した。

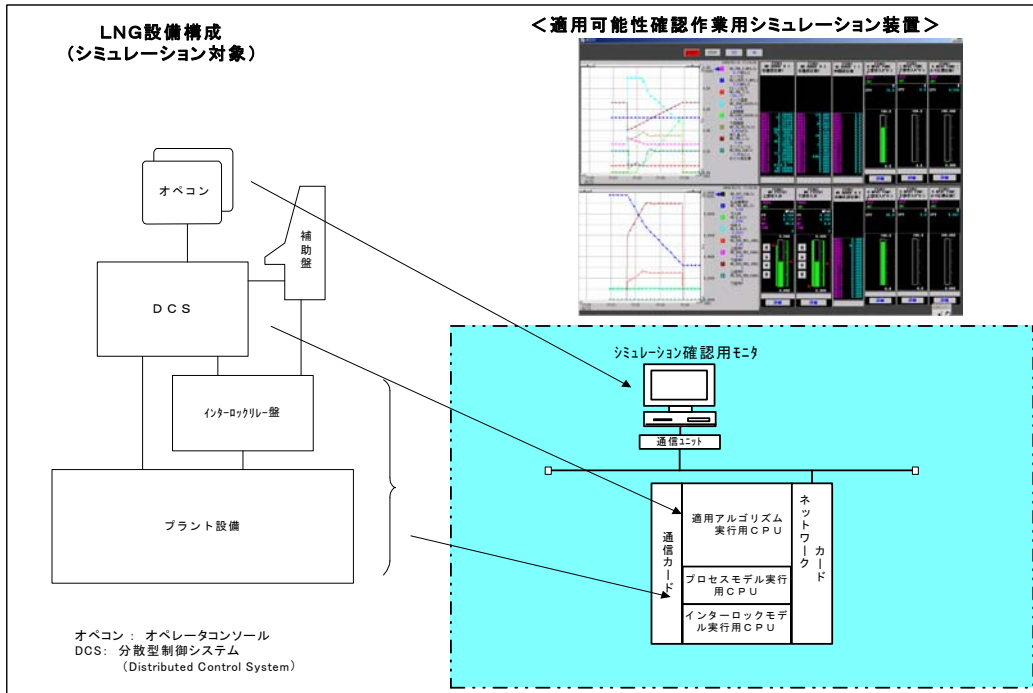
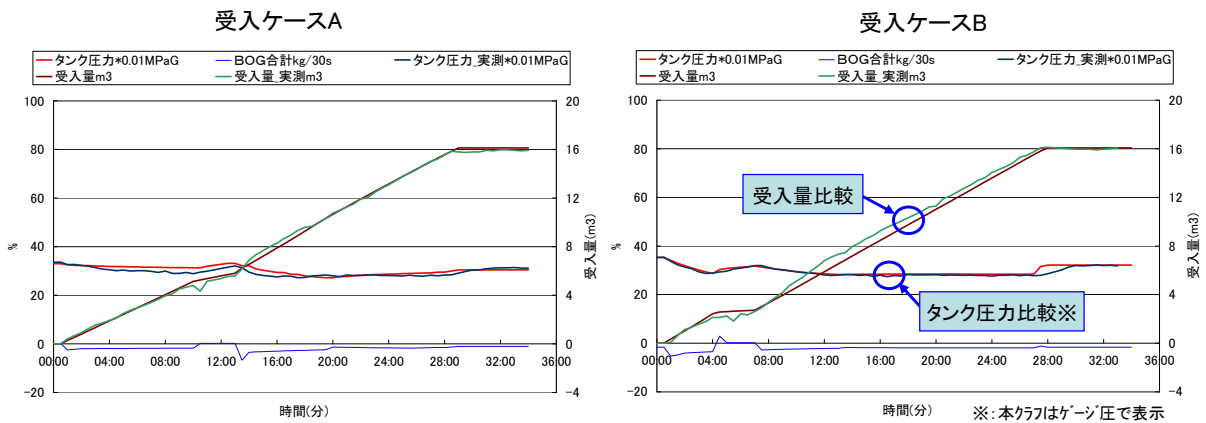


図 3. 2. 3. 8-5 適用可能性確認試験用シミュレーション装置の構成



受入ケースAの実データでモデルパラメータを調整・確定した後、受入ケースBの実データと挙動を比較した。結果、条件が変わっても両者が良く一致する(実データとシミュレーション結果との誤差平均が±3%未満)ことを確認した。

図 3. 2. 3. 8-6 シミュレーション結果と実プロセスデータとの特性比較

3) シミュレーションによる適用可能性の確認試験の実施と評価

適合性確認試験結果の一例として、適用候補事例①の「LNGタンクの受入作業自動化」について適用可能性確認試験用シミュレーション装置を用いて行なったシミュレーションの結果(例)を図3.2.3.8-7に示す。

同図に示すとおり、LNG受入れの自動化がプロセス上問題なく実行可能であることが確認された。また、自動化により熟練者相当のレベルでの受入れが定常的・安定的に可能となり、タンク内槽圧力を低めに安定制御できることで、オペレータの習熟度によらず受入作業が確実に自動制御でき、安全で効率的な作業の提供が期待できるとの評価結果を得た。

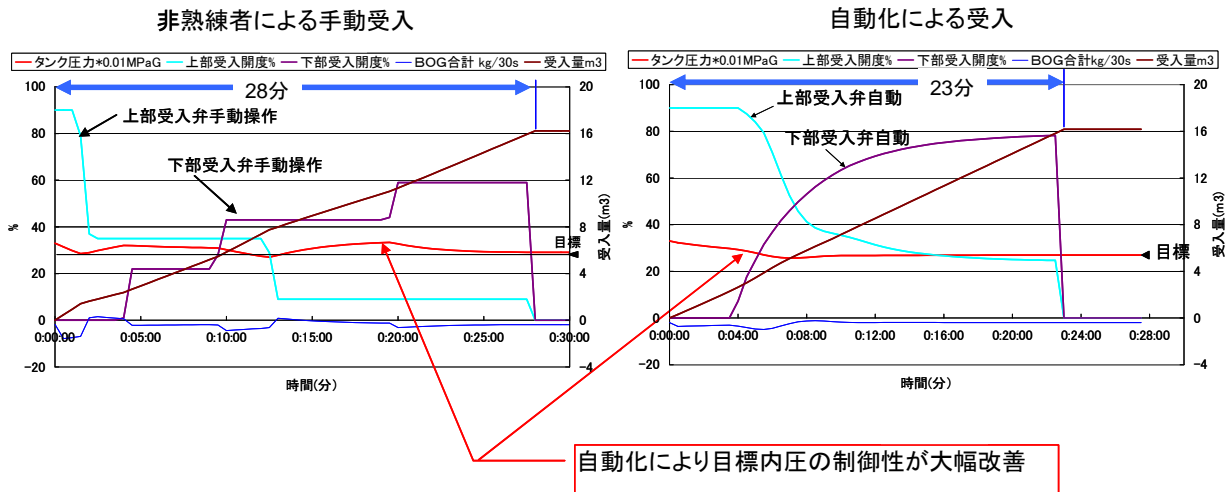


図 3. 2. 3. 8-7 LNGタンク受入れのシミュレーション結果の例

また、適用候補事例④の「弁リミットスイッチの擬似冗長化」について適用可能性確認試験用シミュレーション装置を用いて行なった動作健全性確認のためのシミュレーションの様相（例）を図 3. 2. 3. 8-8 に示す。弁下流のプロセス挙動の変化を擬似冗長センサに位置づけることにより、故障の有無や故障の場合の故障原因の特定が迅速に行える効果がプロセス的に確認できた。したがって、このアルゴリズムの適用は、設備信頼性・保全性の向上に寄与するものと期待できる。



図 3. 2. 3. 8-8 弁リミットスイッチの擬似冗長化アルゴリズムの動作確認

(4) まとめ

民生用小型LNG気化設備等（L-CNGステーション）への適用可能性確認試験の結果に対する評価を表3.2.3.8-4にまとめた。表に記載したとおり、今回選定した適用候補事例における適用メリットを具体的に確認できた。表には実際にシミュレーションにて確認した適用候補事例のみを掲げたが、この他にも、表3.2.3.8-2に示したように有効性が期待できる適用候補事例がある。今後L-CNG設備の数が市中で増加していくに従い、本技術の適用の意義が増すと考えられ、将来における適用が期待できる。

表 3.2.3.8-4 適用可能性確認試験結果の評価（まとめ）

No.	適用候補事例	確認試験(シミュレーション)結果	適用可能性評価 (○は“適用可能”を示す)
①	LNGタンク受入作業自動化	<p>①自動化の可否(プロセス挙動への影響有無の確認) 自動化により、手動受入時と比べタンク内圧力が格段に安定した状態での受入が可能となっており、プロセス挙動は手動受入れ時よりも良い方向となることが確認できた。 →自動化はプロセスとして実現可能かつ有効と判断。</p> <p>②受入時間の短縮 現状の設備運用と同条件のもと、手動受入時と比較し約10%程度(2~3分)の短縮が確認できた。</p> <p>③BOG発生量の削減 比較的タンク内圧が高いため元々BOG発生はほとんど無いものの、自動化した場合は、非熟練者による受入と比較して、BOG発生を抑制する能力が高いことが確認できた。</p>	○ 受入自動化により、作業の信頼性(制御性)向上や省力化が見込めることが確認できた。
④	弁リミットスイッチの擬似冗長化	<p>弁開/閉による後流側のプロセス条件変化(レベル)を擬似センサに位置づけることにより、バルブ故障・リミットスイッチ故障がそれぞれ正しく検知できることが、液受入ラインの遮断弁に適用した場合のシミュレーションにより確認できた。</p> <p>①バルブ開指令によりバルブ開状態となったが、タンクレベルが変化しない場合： →バルブ異常(誤動作)警報検知</p> <p>②バルブ開指令後、リミットスイッチから開の信号が返ってこないが、タンクレベルが変化した場合： →リミットスイッチ異常警報検知</p> <p>③バルブ開指令無い場合で、リミットスイッチからの信号も閉の状態、タンクレベルが変化した場合： →圧力発信器異常警報検知</p>	○ 遮断弁等の開閉により前後プロセスが変動する箇所においては、擬似冗長化アルゴリズムが 確実に有効に働くことが確認 できた。これにより設備の信頼性向上が期待できる。

ここまで、本研究ではL-CNGステーションを中心に取上げて研究成果を報告したが、天然ガス自動車の普及後の、次の世代の代表的候補と目される燃料電池自動車に対して必要となる水素ステーション（図3.2.3.8-9参照）を考えた場合でも、その基本構成や制御方法等は基本的にL-CNGステーションと同様であるため、本研究成果は水素ステーションへの適用可能性も有していると考えられる（なお、水素ステーションには、都市ガス改質にて水素を得る方式があり、特に天然ガスパイプライン未敷設地域において水素ステーションを整備する場合には、L-CNGステーションと全く同様に、LNG受入・ガス化設備を必要とするケースも想定される）。また、自動車用ガスステーションのみならず、導管未敷設地域における天然ガス供給の拠点であるLNGサテライト基地についても、その設備の規模がステーションよりも大きいこと、及び、使用ガス圧力を高圧化する必要がないことを除けば、基本的にステーションと同様の設備であり、同基地に対する適用可能性も有している。

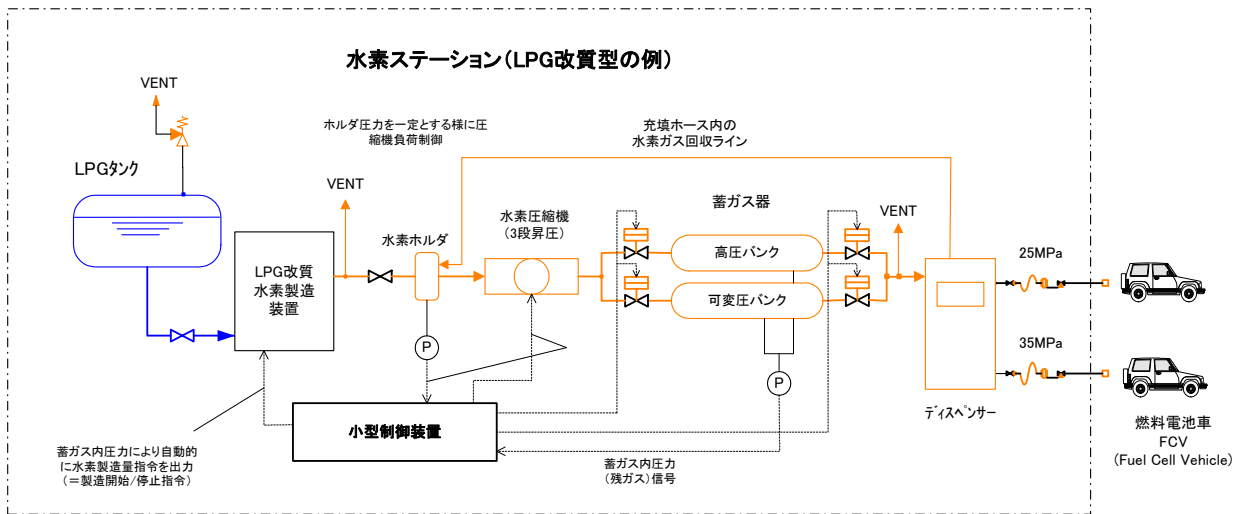


図 3.2.3.8-9 水素ステーションの概要(例)

なお、本研究開発事業では、地上民生用分野の技術適用の担い手と目される、設備・プラントメーカーやガス事業会社に対し、以下のような活動を実施している。

- 1) S J A C 委員会を通じた技術普及（関連業界委員へ）
 - ・ガス会社委員、プラントメーカー委員
 - センサ削減ニーズ、点検運用の省力化ニーズ等有り、適用可能性に期待するとの発言を得た。
- 2) ガスステーション運営会社・設備メーカーへの開発技術紹介
 - ・具体的なコストメリット等の検討を依頼し、評価を得た。
- 3) 実用化の担い手一般への技術紹介
 - ・LNG設備への適用可能性に関する学会発表：2件（日本エネルギー学会）
- 4) 水素ステーション（東京ガス）の設備調査と情報交換②
 - ・LNGステーションとの設備類似性を確認

3.2.3.9 目標達成度評価

(1) 平成 15 年度末までの中間目標の達成度評価

当該研究開発の中間評価時点での中間目標は下記の a 及び b 項に示すとおりである。

a. 自己診断・自律対応型機体点検自動化システム技術

自己診断・自律対応システムのアルゴリズムの選定及び設計の完了。

b. 制御系機器の開発

ロケット機体点検を自動的に実施できる制御機器等を含むアビオニクス機器に要求される機能性能要求の実現性を確認するための機能試験の完了。

上記 a 項については、本書 3.2.3.2(2)項「機体点検自動化システムのアルゴリズムの設定」の開発成果に示すとおり中間目標を達成した。引き続き、平成 16 年度において、この確定したアルゴリズムに基づき、機体点検自動化を実行するためのソフトウェア（機体点検自動化ソフトウェア）を製作中である。

上記 b 項については、本書 3.2.3.4(2)2項「機能確認モデルの試作試験」の開発成果に示すとおり中間目標を達成した。引き続き、平成 16 年度において、この機能確認モデルを改修（機体挙動計測センサ模擬信号の受信・演算処理機能を付加）して性能確認モデルとし、性能試験を行なって誘導制御計算機の性能要求を満足していることを確認済みである。

なお、a 項に関する成果の詳細は下記のシステム仕様書およびアルゴリズム仕様書、b 項に関する成果の詳細は下記の試験結果報告書としてまとめた。

- ・GX-ESPC-02-0068A 「機体点検自動化システム仕様書」
- ・GX-ESPC-03-0004 「機体点検自動化システム アルゴリズム仕様書」
- ・GX-VMN-03-0010 「誘導制御計算機 機能確認モデル 機能試験結果報告書」

(2) 最終目標の達成度評価

平成 16～19 年度は、平成 14～15 年度の開発成果を基に、自己診断・自律対応型機体点検自動化システムのシステム仕様とアルゴリズム仕様を確定し、これらに基づく機体点検自動化ソフトウェアの製作および制御機器を含む 6 種のアビオニクス機器の製作・試験を実施した（本書 3.2.3.3 項および 3.2.3.5 項参照）。

引き続き、この機体点検自動化ソフトウェアとアビオニクス機器を組み合わせ、機体点検自動化システムの実証試験を実施し、この実証試験結果を基に分析評価を行ない、開発した機体点検自動化システムの導入により、機体点検工期が以下に示すように短縮されることを確認した（本書 3.2.3.6 項参照）。

- ・従来方式による工期 30 日⇒システム導入後工期 21 日（短縮率＝30%）

また、上記で開発した自己診断・自律対応型機体点検自動化システム技術は、民生用小型 LNG 気化設備の制御系設備等に適用可能性を含むものであることをシミュレーションにより確認した（本書 3.2.3.9 項参照）。

これにより、以下に示す本研究開発の最終目標を達成した。

(最終目標)

民生用小型 LNG 気化設備の制御系設備等に対応可能な、自己診断・自律対応が可能なロケット用制御システムを開発し、機体点検作業での人的ミスによる不具合を削減し、信頼性を向上させ、機体点検工期を 30%削減する。

なお、開発した機体点検自動化システムの要求仕様に対する評価確認結果および機体点検工期短縮の評価確認結果に関する成果の詳細は下記の評価結果報告書としてまとめた。

- GX-VMN-07-0022 「機体点検自動化システム開発評価結果報告書」
- GX-VMN-07-0021 「機体点検自動化システム実証試験評価結果報告書」

3.2.3.10 成果の技術的意義

「自己診断・自律対応型機体点検自動化システム技術」およびそれを可能とする「制御系機器（制御機器を含むアビオニクス機器）」の研究開発を平成14年度から平成19年度まで、この分野で実績を有する米国ロケットメーカの技術を生かしつつ実施した。この研究では、ロケット機体点検の信頼性を、より向上させる自己診断・自律対応システム技術の研究を行い、このシステムの要素であるアルゴリズムを構築し、かつハードウェアとして実現するためのアビオニクス機器の開発を進め、さらに全体システムとして実証試験を行い、自己診断・自律対応システム技術の見通しを得た。この研究で得られた成果の技術的意義を、以下の(1)～(3)項に記述する。

(1) 機体点検自動化システム

従来のロケット機体点検では、点検作業や、故障の検知／検出が運転要員により実施されている項目が多いため、これらの人手作業や、ヒューマンエラーによる工期遅延や信頼性低下が課題となっている。さらに、現在のシステムでは、一部自動化が図られているものの、機体システムの各系統単位の制御卓による自動化のため、全体としての点検結果の確認や判断が煩雑であり時間を要していた。

「機体点検自動化システム」では、機体システム点検を統合的にかつ効率的に行うシステムとした。その結果、安全かつ信頼性の高いシステム点検が実施でき、世界水準に匹敵する点検工期短縮が可能になった。また、当該の機体点検自動化システムは、LNGを推進薬とするロケット機体を制御対象としており、世界で初めてのロケット点検技術を構築できた。

開発した機体点検自動化システムの従来システムとの対比を図3.2.3.10-1に示す。

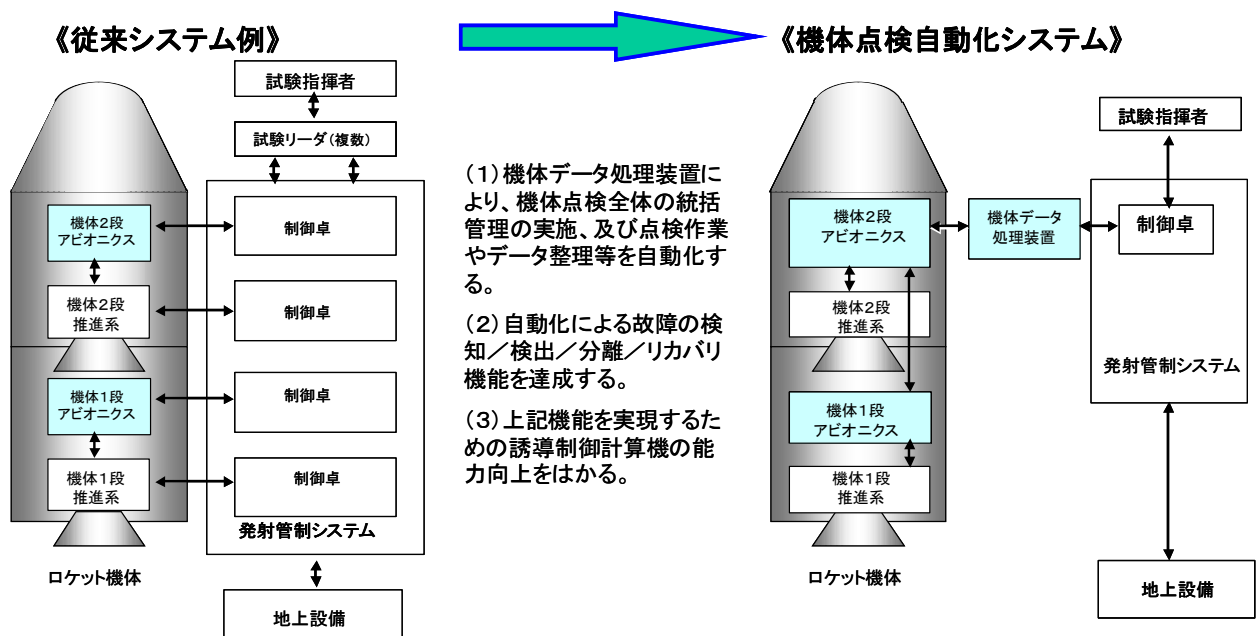


図3.2.3.10-1 機体点検自動化システムの従来システムとの対比

(2) 機体点検自動化アルゴリズム

ロケット機体の点検、運用を確実にかつ効率的に行うため、故障についての検知、検出、分離、リカバリ機能、及び自動シーケンス制御機能のアルゴリズムを構築し、射場での機体点検工期を大幅に短縮する技術を獲得した。

機体点検自動化アルゴリズムは、機体の故障を検知／検出し、分離、リカバリまでの処理とともに、自動点検シーケンスを実施するアルゴリズムが含まれており、計測デバイスの健全性確認アルゴリズム、異常状態の静的特性／応答特性判断アルゴリズムや、機体点検シーケンス自動生成アルゴリズム等を構築している。

機体点検シーケンス自動生成アルゴリズムは、点検シーケンスをXML（IT技術の1つで、情報の共通表現ルール）で記述しており、これは宇宙用機器において世界初の試みであり、他産業に続き、標準的手法の導入が図れ、今後の効果を期待できる。

さらにこの自動生成アルゴリズムは、AI技術の一つである定性推論（人間の行う定性的な思考を計算機で実行する推論手法）を用いており、ヒューマンファクタを考慮した拡張性、応用性の高い技術で、複雑な大規模システムにふさわしい技術である。

これらの機体点検自動化アルゴリズムの効果を表3.2.3.10-1に示す。

なお、機体点検自動化アルゴリズムは、センサデータ等のデータ収集からシステムや機器の正常／異常を診断するアルゴリズムまでであり、点検用のパラメータ等を変更すれば、宇宙用機器のみならず、獲得した知見の民生用LNG設備をはじめとし、各産業界への波及が可能であり、汎用性のある監視制御技術を構築できた。

表 3.2.3.10-1 機体点検自動化アルゴリズムの効果

機体点検自動化システムアルゴリズム	信頼性向上効果	期間短縮効果
故障の自己検出アルゴリズム 計測デバイスの健全性確認データ収集アルゴリズム ・デバイス健全性データ収集アルゴリズム ・信号線健全性データ収集アルゴリズム ・制御装置健全性データ収集アルゴリズム ・計測値を元に推定値を生成アルゴリズム 健全性確認済みプロセス値生成アルゴリズム	様々な計測器による計測値を元に、真の計測値を確定させることで、センシング不良による誤動作のリスクを低減することが可能となった。	センサ等の故障による遅延リスク低減効果がある。
故障の自己検出アルゴリズム 異常状態検出アルゴリズム ・静特性逸脱判断アルゴリズム ・変化率逸脱判断アルゴリズム ・応答時間特性逸脱判断アルゴリズム 異常原因特定アルゴリズム	センシング不良による誤判断リスクが低減しているため、異常検出品質が向上している。	想定外の計測値から、故障箇所の特定と故障モードの特定することで、故障箇所の修理による遅延リスク低減効果がある。
分離/リカバリアルゴリズム 運転停止・続行判断アルゴリズム 運転続行措置アルゴリズム ・代行機器選定アルゴリズム ・代行処置シーケンスの起動アルゴリズム 運転停止措置アルゴリズム ・安全化処置選定アルゴリズム ・安全化処置シーケンスの起動アルゴリズム	故障等の事態に自動的または半自動(射場運用の安全性の制約ため)に対応することで、オペミス等のヒューマンファクタによるリスクを低減できる。	故障等の事態に手動操作による介入動作は、ヒューマンファクタ根絶のため事前に作成された手順書にダブルチェック等の操作ミス防止のための確認作業が行われる。自動化または半自動化により操作ミス確認作業回数が減るので、その分の操作時間は短縮されるが、大きな時間短縮効果は認められない。
機体点検シーケンス作成機能	テキストエディタによるスクリプトコマンド作成作業による、誘発されるバグ混入を機体点検シーケンスエディタにより防ぐことで、信頼性向上と作成作業短縮が図れる。テキストエディタ作業から機体点検シーケンスエディタ作業による改善効果は、おおむね、実証試験の結果、数時間→数十分となった。	
機体点検シーケンス自動生成アルゴリズム	人手により作成された点検手順は、設計者の経験の量により品質ばらつきが生じる。システムによる自動生成により安定した品質の点検手順を供給することができる。	設計者の経験の量に左右されるが、従来数時間要していた作業が、自動生成により、瞬時に作成される。作成作業短縮効果は、圧倒的である。
機体点検シーケンス自動実行アルゴリズム 起動自動点検実行アルゴリズム 電子機器自動点検実行アルゴリズム 推進系自動点検実行アルゴリズム RFシステム自動点検実行アルゴリズム ターミナル・カウントダウン自動実行アルゴリズム	従来、主として人手に頼っていたロケットの機体の点検や運用を自動的に実施するので、射場運用の安全性上の制約から、運転要員の介在を可能とする余地を残すものの、オペミスによるリスクは改善されている。	電子機器等の点検作業時間は、約45～70%の短縮効果が確認された。 推進系点検作業時間は、約5～70%の短縮効果が確認された。(※気蓄器充填作業は気蓄器充填圧力の制約により時間短縮効果が小さい) RFシステム点検時間は、約50%の短縮効果が確認された。 ターミナル・カウントダウンの運用時間は、約20～60%の短縮効果が確認された。
制御アルゴリズム	機体タンクの充填速度制約や温度制約を遵守する制御を行っているため、機体タンク破損リスクが軽減されている。	地上設備の充填性能と機体タンクの充填速度制約から、期間短縮効果はほとんどない。

(3) 制御系機器（アビオニクス機器）

機体点検自動化システムのアルゴリズムを実際に処理するアビオニクス機器を開発した。ロケットが打上前準備からミッション終了までに果たす機能を分析し、その機能を実現するための構成について、①開発の容易さ、②最適コスト、③点検作業の容易さ等の指標により評価し、ロケットアビオニクス機器の構成を検討した。アビオニクス機器の構成としては、重量、大きさ、電気的特性等の制約条件を踏まえ、ロケットの各機能に分割することが最適であるため、誘導制御機能（演算部とドライバ部に分割）、電力機能（供給部と電力分配部に分割）、計測通信機能、機体点検機能ごとの機器構成とした。

アビオニクス機器のうち、飛行中の主要な機能をつかさどる誘導制御計算機は、ロケットに要求される小型／軽量要求および耐環境性を満足しつつ、これまでの同種装置にない高速・大容量化を達成した。

また、機器単体としての機能・性能試験や耐環境性試験、及びシステムでの実証試験（中小型ロケットの機体運用を題材として実施）により、アビオニクス機器としてロケット開発に必要な検証事項がほぼ網羅的に確認できた。

以上のことから、制御系機器（アビオニクス機器）開発により、世界水準のアビオニクス機器設計技術・ノウハウを獲得できたとともに、獲得した知見を今後のロケット開発へ生かしていくことが期待される。開発したアビオニクス機器の機能概要と特徴を表 3.2.3.10-2 に示す。

表 3.2.3.10-2 アビオニクス機器の機能概要と特徴

機器名称	機能概要	特徴
誘導制御計算機 (IGS)	フライトソフトウェアを搭載 ロケットの誘導制御を実施 打上前の機体の自動点検 の一部を実行	最新の宇宙用 CPU 搭載により高性能化 機体挙動計測部 (IMU 部) は、従来ロケットの IMU をベースに高性能化 慣性センサと誘導制御計算機を統合し、高信 頼性化、軽量化
ハードウェアインタ フェースユニット (HIU)	IGS からの指令に基づきバルブ、アクチュエータ等を制御	誘導制御計算機と同じ CPU 搭載により共通化 (コストダウン)、高性能化
データ収集装置 (DAU)	機体各所からのセンサデータやステータスデータ等の計測データ(テレメトリデータ)をまとめて収集し、IGS に送信	射場等でテレメトリデータの項目変更可能(従来は射場での変更不可) 交信不能時のデータを記録、再生(地上へ送信)する機能の追加 モジュール化、耐環境性向上
バッテリー (BAT)	搭載機器へ電力を供給	ロケット用リチウムイオンバッテリー、バッテリーの筐体(シャーシ)として、ポリカーボネート(樹脂)を一部採用、長寿命化、軽量化
電力シーケンス 分配箱 (PSDB)	搭載機器電源のオン/オフ、バルブ駆動等、スイッチのオンオフ制御を実施	ヒューズボックスを外部に取り付けヒューズ交換が容易。そのため、メンテナンス性が向上。
機体データ処理 装置 (ADPU)	発射管制システムとロケットとのデータ交換 発射管制からの指示により 打上前機体点検実施送信	分散的ではなく、集中的なデータ処理が可能 (従来は系統毎の分散処理を実施)な統合型 冗長制御システム、冗長化

3.2.4 ミッション対応設計高度化技術 (MI)

ミッション対応設計高度化技術は、「打上げ運用段階」において、衛星受注から打上げまでの作業(ミッションインテグレーション作業)に対して、確実な打上げを実現しつつ効率化を実現し作業期間を短縮するとともに、ロケット打上げ後の飛行後解析作業を高度化、効率化し、次号機打上げの信頼性を確保することを目指した技術開発を行う。

具体的には以下に示す4つの技術開発を行う。

ミッションインテグレーション作業の効率化を図るため、ユーザ(衛星側)からのインタフェース仕様とロケット側設計仕様を一元管理するミッション対応設計情報一元管理技術を開発する。

また、衛星からのインタフェース仕様データの提示時期に左右されることなくロケット側設計/解析作業を効率的に実施するため、衛星の設計初期段階において不足するインタフェース情報を、リスクを考慮した上で設定するミッション解析情報設定技術を開発する。

打上げ当日のミッション対応作業においては、打上げ直前の短い時間の中で複数の解析を実施し打上げ判断を行う中で、作業ミス、判断ミスをなくし確実な打上げを実現する打上げ当日ミッション解析・評価技術を開発する。

打上げ後の作業においては、飛行解析・評価結果を次号機へ確実かつタイムリーな反映を実現する飛行中データ取得・機体評価技術を開発する。

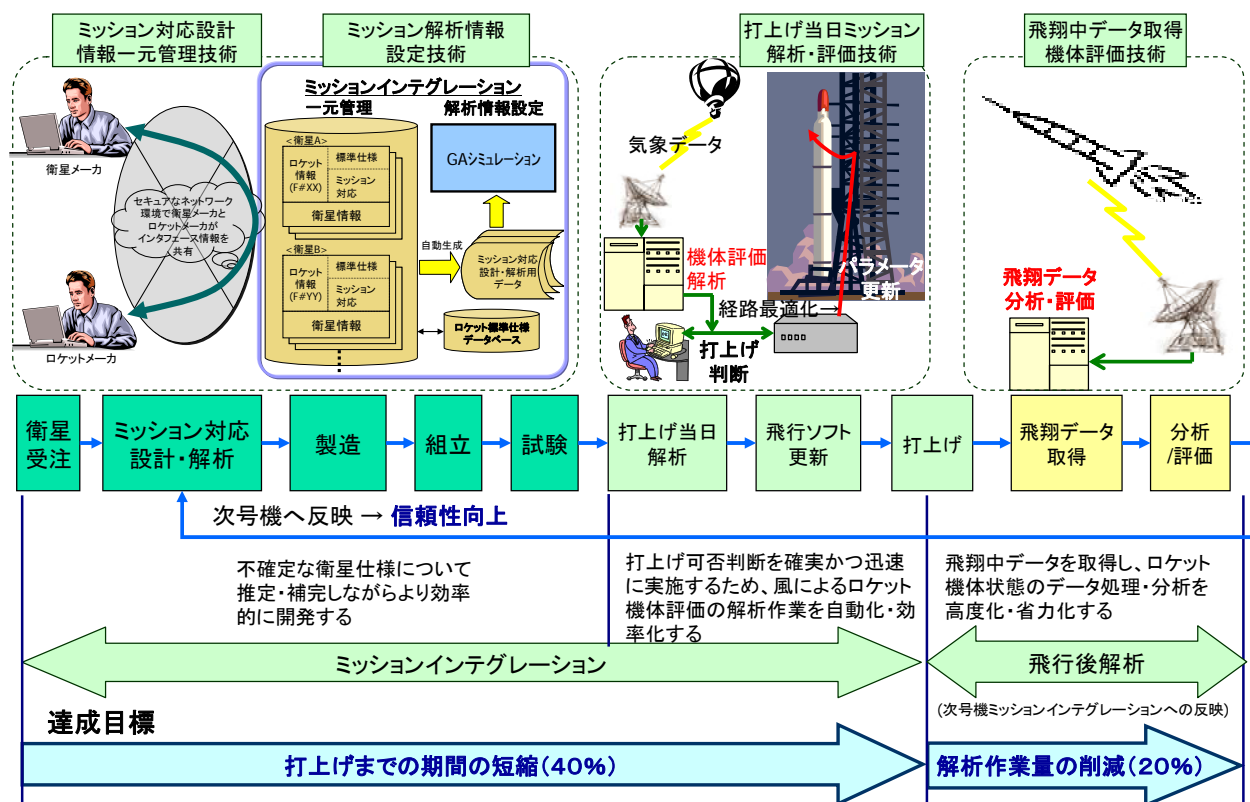


図 3.2.4-1 ミッション対応設計高度化技術の全体概念

3.2.4.1 ミッション対応設計情報一元管理技術の開発

(1) 現状における問題

ミッションインテグレーション作業は、図 3.2.4.1-1 に示すように衛星の設計段階にしたがったインタフェース要求に基づき、ロケット側がミッション解析を行い、適合性を判断、インタフェース調整を行いながら、ロケット側のミッション対応設計、機体製造を行なっている。

ロケットと衛星のインタフェースは、ミッション要求を始めとして、機械的インタフェース、電気的インタフェース、環境要求および射場要求等それぞれに対し膨大な項目を規定する必要がある、しかも設計進捗にしたがい時々刻々と変化する。

このインタフェース情報は、時として数百ページにわたるインタフェース管理文書としてまとめられ、ロケット／衛星双方の解析、設計、製造、試験等に関わる多くの担当者が、文書全体または関係部分を別文書、図面にまとめて保有することとなる。

このため、文書、図面の改訂を行い、ミッションインテグレーション作業に関わるすべて担当者が最新情報を共有するには、多大な労力が必要となるのと同時に情報伝達の過誤や時間差が生じる等の問題が存在している。

また、ロケット側作業の場合、インタフェース情報を基に飛行軌道解析、衛星分離解析、柔結合解析、熱結合解析等のミッション解析や、フェアリング、衛星結合機構、アビオニクス等のミッション対応設計を行う。これらのミッション解析、設計それぞれが必要とする情報は異なるとともに、単位系、座標系の変換、解析ツール使用時の入力ファイルへのインタフェース情報反映、出力結果のインタフェース情報への反映といった解析前処理、後処理作業に多大な時間を要するとともに、設定ミスによる繰り返し作業の発生など、コストを増大させる要因となる問題を多く含んでいる。

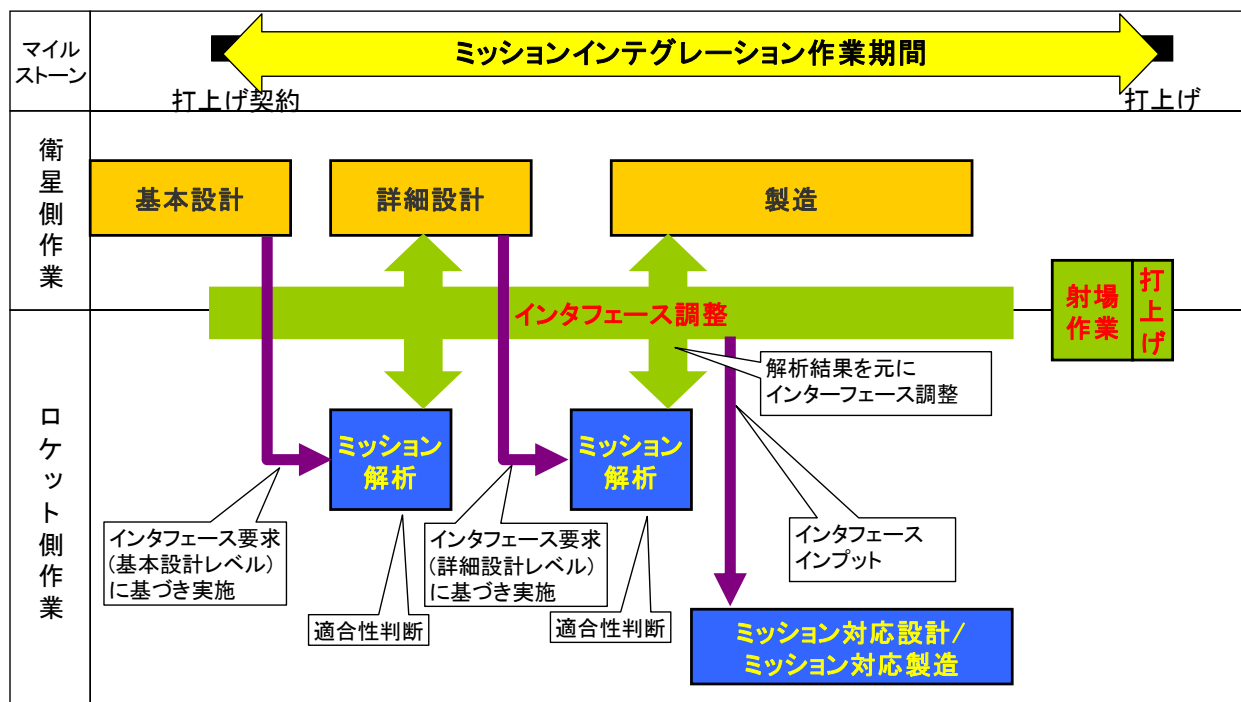


図 3.2.4.1-1 ミッションインテグレーション作業

(2) 技術開発のねらい

1) 開発概要

ロケット、衛星の設計段階にしたがって変化するロケット／衛星インタフェース情報およびロケット仕様を一元管理し、セキュアな環境で最新情報を共有、提供することで伝達過誤を防止するとともに、インタフェース調整に必要な文書や各解析用データを自動生成することでミッション解析／設計、ロケット製造／試験、インタフェース調整を含めたミッションインテグレーション作業の省力化・効率化を実現するミッション対応設計情報一元管理技術を開発する(図 3.2.4.1-2 参照)。

2) 意義

ミッションインテグレーション作業は、衛星受注から打上げまでの期間をとおり、インタフェース調整とともにロケット、衛星それぞれの解析、設計、製造、試験、組立に関わる作業であり、インタフェース情報は多くのエンジニアが共有する重要な情報である。

インタフェース情報を一元管理し最新情報を共有、必要な情報を容易に提供するシステムを構築することで、

- ① インタフェース調整作業の効率化
- ② ミッション解析・設計作業の効率化、特にロケットのように長い計算時間を要する解析を多数行う必要がある場合、前処理、後処理操作のミスを削減することで、作業時間短縮、繰り返し作業削減による大きなコスト減が可能となる。
- ③ ロケット製造／試験の効率化、省力化、特に必要な情報を提供することにより、物理的な検証作業に対しても、効率化、作業ミス削減が見込まれる((5)電氣的インタフェース確認装置の節にて具体例を示す)。
- ④ 衛星側、射場等における情報共有の迅速化、個別作業の効率化

以上のように、一元管理技術はロケットミッションインテグレーション期間の短縮、コスト削減に大きく貢献することができるとともに、他分野においても、多くのシステム、コンポーネントを組み合わせた大規模な複合システムを構築する場合、作業の効率化、インタフェース不具合を防ぐために必須の技術であり、適用が期待できる。

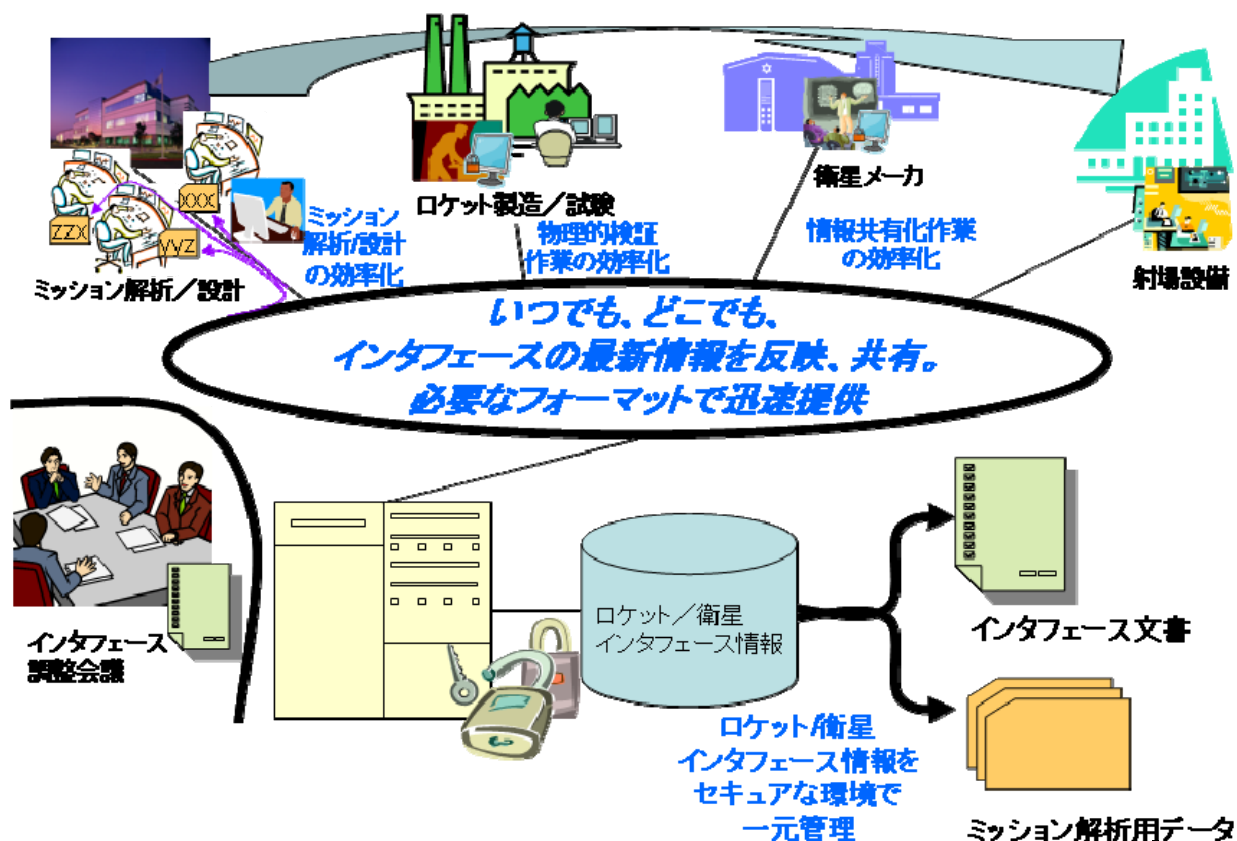


図 3.2.4.1-2 ミッション対応設計情報一元管理技術の概要

(3) 技術仕様の設定

ミッション対応設計情報一元管理(以下一元管理)技術の技術仕様を設定した。
データ構成を図 3.2.4.1-3 に示す。

ISOをベースとした標準ロケット/衛星インタフェース情報をテンプレートとして保持し、個別衛星用のインタフェース情報はテンプレートをベースに作成することで、数百項目におよぶインタフェース項目を容易に設定する。

またロケットの標準仕様をデータベースとして保持し、個別衛星で採用する仕様を選択して設定する。

個別衛星ごとのインタフェース情報データは、インターネットを介した閲覧、更新を可能とし、多くのエンジニアが最新情報を共有することができるようにする。また衛星情報入力シートを介した衛星情報の自動取り込み、インタフェース管理文書、個別解析、設計用データの自動生成を行うことで、情報伝達時の過誤、煩雑なデータ処理作業を削減する。

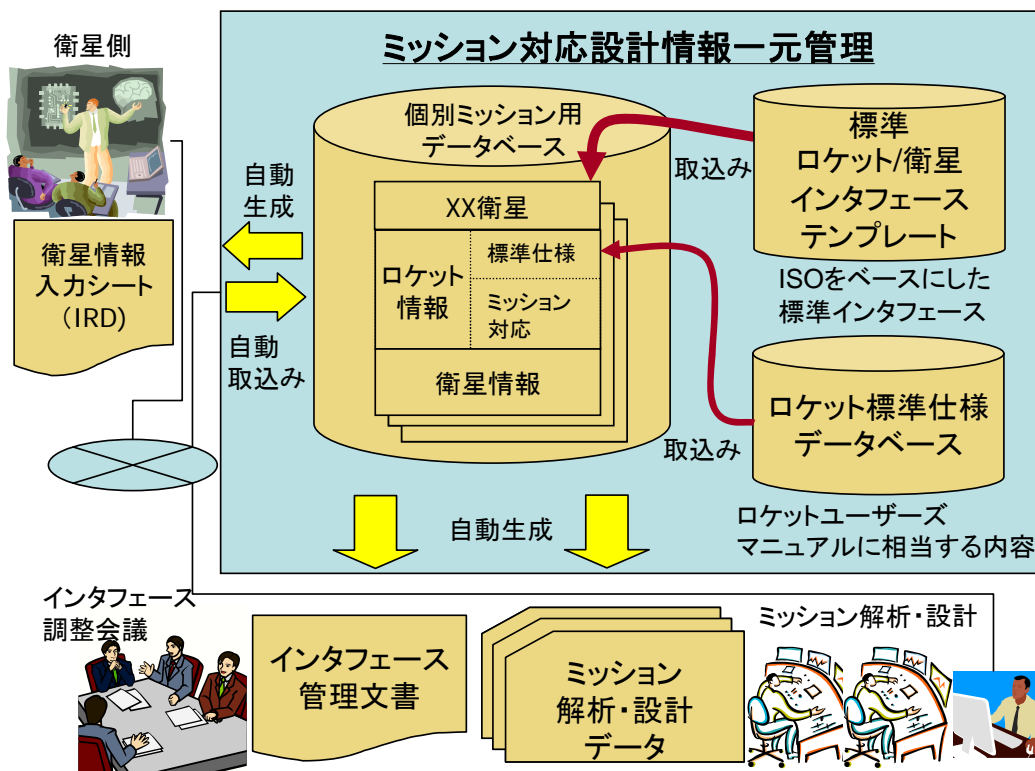


図 3.2.4.1-3 ミッション対応設計情報一元管理 データ構成

以下に、主要機能の技術仕様を示す(表 3.2.4.1-1 参照)

1) 個別インタフェース管理機能

個別衛星ごとのミッションインテグレーション作業を効率的に行うための機能を有する。

各インタフェース項目は、作業性の向上、規定レベルの統一を目指し標準インタフェーステンプレートを基に設定するが、衛星ごとの特殊性に対応するため項目の追加、削除を可能とする。

インタフェース情報提示を円滑にするため、基本設計レベル、詳細設計レベルの情報がどのタイミングで、誰から、どの程度の精度で提示されるか、スケジュール管理する機能を有する。本スケジュールを元に、期日に近づくとき電子メールにて担当者に対し入力依頼する。

ロケット、衛星間はミッションインテグレーション期間をとおしてインタフェース調整会議を定期／非定期に開催する。その中で、両者はインタフェース要求、解析結果を持ち寄り、インタフェースを決定するとともに、検討項目、今後のスケジュール等を、アクションアイテムとして設定する。本アクションアイテムの処置状態を管理する機能を有し未処置アイテムに対しては警告を上げる。

2) 共通データ管理機能

標準インタフェース情報、ロケット仕様データ、ミッション解析用データをデータベース化して保持し、標準化を進め、規定レベルの統一、効率化を図る。

個別衛星とのインタフェース情報は、インタフェース調整開始時に、標準インタフ

エース情報をテンプレートとし必要部分を選択して取り込み、インタフェース項目を定義する。また、ロケット側の仕様は、ロケット仕様データから選択して取り込み処理を行う。

3) システム管理機能

セキュリティを確保するための機能を有する。

セキュリティ管理のため、ユーザおよびユーザグループを識別し、情報へのアクセス制限を行う。

アクセス制限は、インタフェース項目ごとに、閲覧権限、情報変更権限を設定可能とする。

表 3.2.4.1-1 一元管理 技術仕様の設定

サブシステム	機能	機能内容
1)個別インタフェース管理機能	①インタフェース情報管理	衛星/ロケットインタフェース情報の管理する ・インタフェース管理文書(ICD)情報の閲覧、更新、出力および検索が可能 ・衛星情報入力シート(IRD)の出力、取り込みが可能 ・ロケット標準仕様データをインポートする ・図形データと数値データを関連付けて管理 ・インタフェース情報の変更履歴を管理する
	②スケジュール管理	衛星/ロケットのインタフェーススケジュールを管理する ・衛星設計作業のマイルストーンを設定、表示する ・インタフェース項目の入力時期等を設定、表示する ・ミッション解析実施時期を設定、表示する。
	③アクションアイテム管理	インタフェース調整会議などでのアクションアイテムの設定、更新、検索等を行う
2)共通データ管理機能	①ロケット標準仕様データ管理	ロケットの標準仕様の管理を行う ・ロケット標準仕様の設定、更新、閲覧、および検索が可能 ・図形データと数値データを関連付けて管理する ・データの変更履歴を管理する
	②標準インタフェース情報データ管理	衛星/ロケット標準インタフェース情報を管理する ・標準インタフェース情報の設定、更新、閲覧および検索が可能
	③ミッション対応設計・解析インタフェース	ミッション解析、他システム等へのデータ授受を管理する。
3)システム管理機能	①ユーザ情報管理	ユーザ、ユーザグループ、パスワード等のユーザ情報を管理する。
	②ユーザグループ管理	ユーザグループを管理する。 ・固有ユーザグループ(ミッションインテグレーション担当、ミッション対応設計・解析担当、システム管理者等)に該当するユーザを管理、閲覧可能 ・特定ユーザグループを任意に追加定義可能 ・特定ユーザグループに所属するユーザの追加、削除可能
	③初期データ登録	新規衛星に対するインタフェース情報を設定する際の初期設定を行う ・標準インタフェース情報からインタフェース項目の選択、設定 ・ロケット標準仕様の選択、設定 ・スケジュール情報の設定
	④アクセス管理	インタフェース項目へのアクセス管理、システム機能に対するアクセス管理を行う ・インタフェース項目に対し、ユーザ/ユーザグループごとに閲覧/更新/非開示の設定を行う ・ユーザグループ毎に機能・画面表示制限が掛ける
	⑤セキュリティ管理	インターネットを介してシステムへのアクセスを行う際、SSL(128bit以上)での接続、サーバ局/クライアント認証機能などのセキュリティを確保する

(4) 付随するソフトウェアツールの構築

技術仕様に基づき、ミッションインテグレーションシステムを構築した。システム構成を図 3.2.4.1-4 に示す。

本システムは、サーバ/クライアントシステムとなっており、あらかじめアクセス権が与えられたユーザは、一般的な Web ブラウザを利用して遠隔地よりインターネットを介しサーバにログインする。サーバ/クライアント間の通信は、SSL により、セキュリティが確保されている(ログイン画面およびログイン後のメイン画面を図 3.2.4.1-5 に示す)。

以下にて、個別衛星におけるミッションインテグレーション業務フローに基づき、本システムの利用方法の概要を説明する。

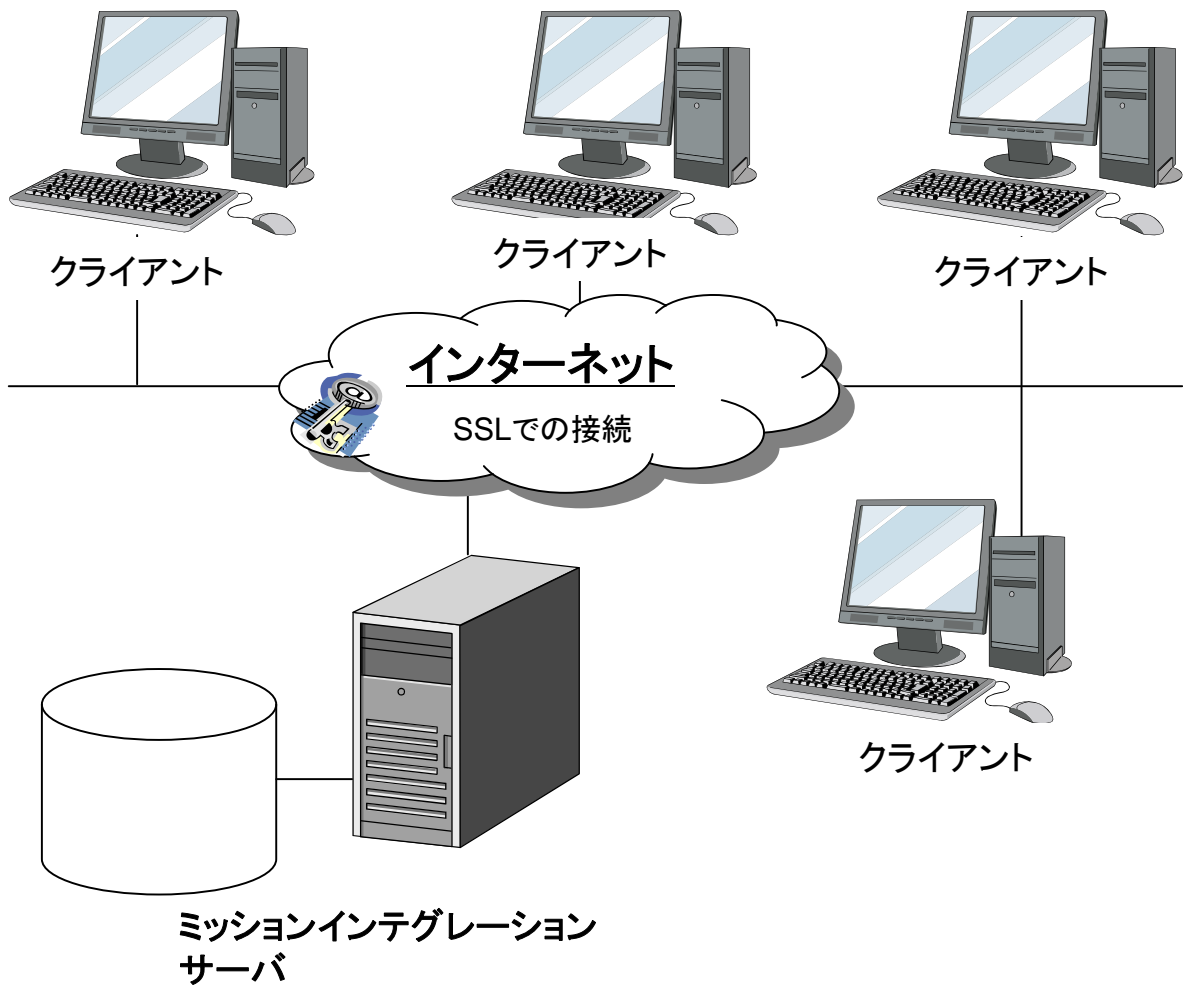


図 3.2.4.1-4 ミッションインテグレーションシステム構成

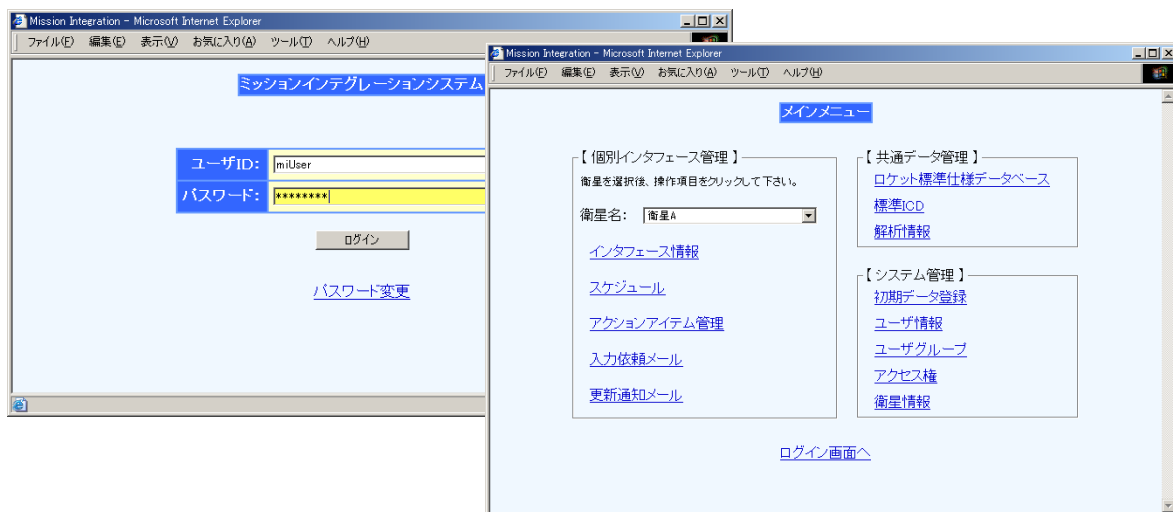


図 3.2.4.1-5 ログインおよびメイン画面

1) 初期処理

衛星を受注した後、衛星とのミッションインテグレーション作業を実施する上で必要となるデータの初期設定を以下の手順で行う(図 3.2.4.1-6 参照)。

初期設定を行った後、メイン画面の【個別インタフェース管理】(図 3.2.4.1-5 参照)にて衛星名を選択することで、2)の処理が可能となる。

(a) ユーザ登録

ミッションインテグレーション作業に関わる新規ユーザを登録する。ユーザ登録に当たり、ユーザグループを設定する(図 3.2.4.1-7 参照)。

所属するユーザグループにより、インタフェース項目へのアクセス権限(非開示、閲覧可、更新可)が決まる。

(b) 衛星名登録

衛星名称を登録する。

(c) スケジュール設定

ミッションインテグレーションスケジュール管理に必要な、衛星基本設計および詳細設計等の確定時期を設定する。本設定は進捗状況にしたい変更可能である。

(d) インタフェース情報設定

標準インタフェース情報を基に、必要な項目を画面上で選択することで容易にインタフェース情報を設定できる(図 3.2.4.1-8 参照)。

(e) ロケット標準仕様設定

ロケット標準仕様を基に、対象衛星で選択する仕様を画面上で選択することで容易にロケット仕様を設定できる。

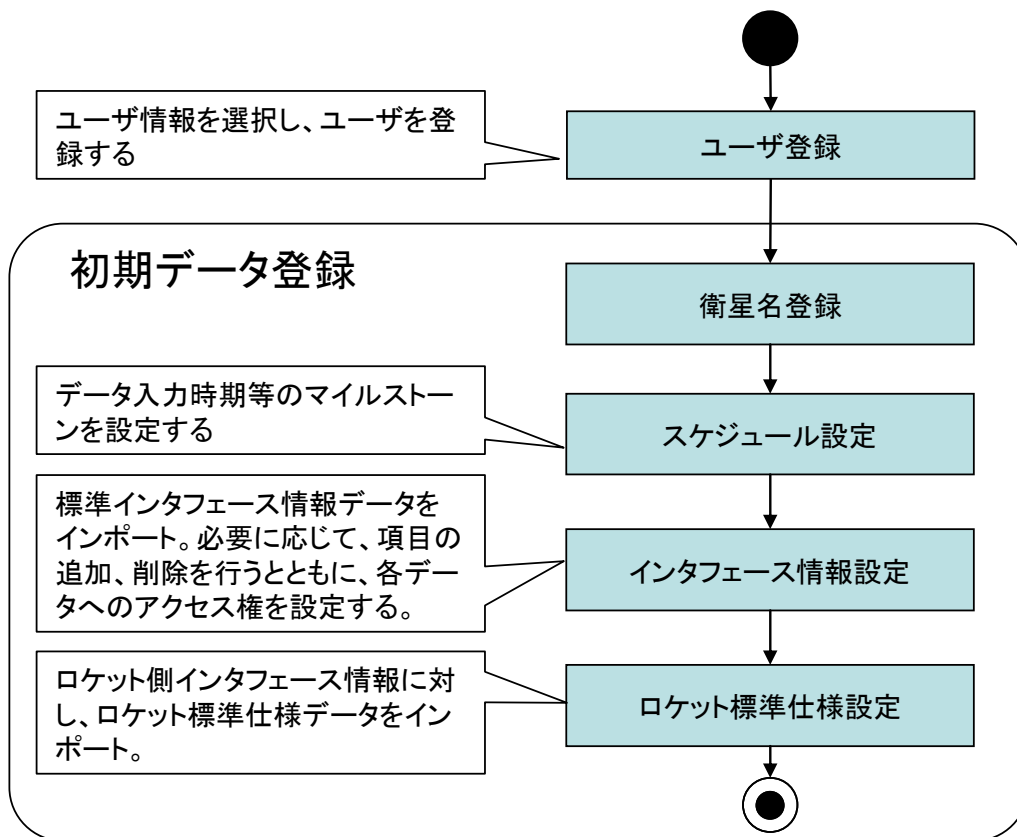


図 3.2.4.1-6 初期処理



図 3.2.4.1-7 ユーザ登録画面

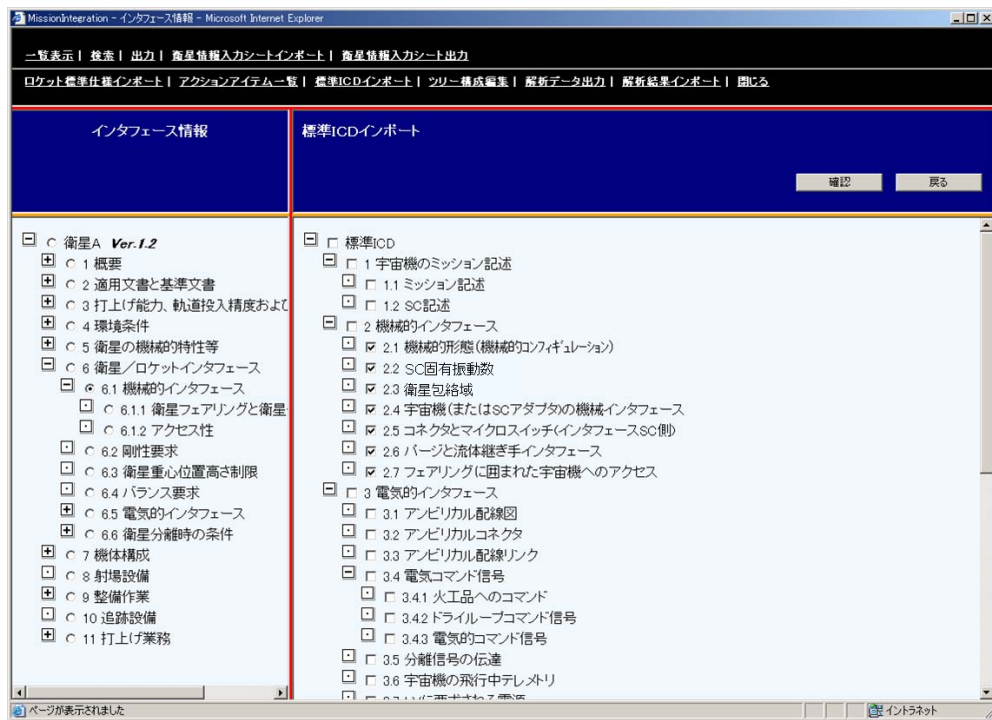


図 3.2.4.1-8 標準 ICD インポート画面

2) 通常処理

メイン画面の【個別インタフェース管理】の衛星名を選択し、個別衛星とのミッションインテグレーション作業において必要な以下の処理を行う(図 3.2.4.1-9 参照)。

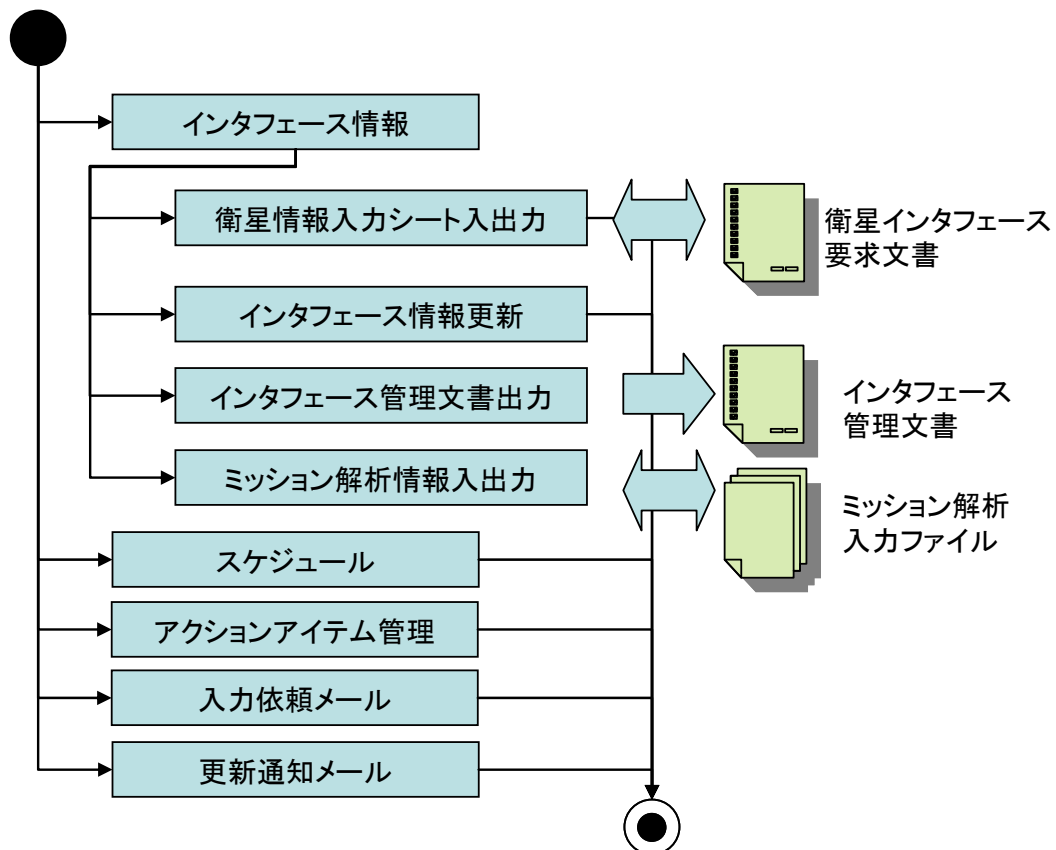


図 3.2.4.1-9 通常処理

(a) インタフェース情報

インタフェース情報に対し、内容の更新、インタフェース管理文書、ミッション解析入力ファイル出力等を行う。

各インタフェース項目は、図、表、数値情報、文章から構成される(図 3.2.4.1-10)。

インタフェース情報の更新は、Web ブラウザ上での変更とともに、本システムが生成した衛星情報入力シート(Excel ファイル形式)に入力した情報をインポートすることも可能となっている(図 3.2.4.1-11)。

衛星受注から打上げまでの間、ロケット/衛星間のインタフェース調整会議が繰り返し行われるが、この時、現状では紙ベースでのインタフェース管理文書を配布する。このため、本システムでは、インタフェース情報をワード形式の電子ファイルとして生成する。

本機能においては、システム上で図表の印刷時の大きさを指定することで、紙印刷した時の図表の大きさを指定することができる。

ロケットのミッション解析者は、インタフェース情報を基にミッション解析を行う。その際、インタフェース情報の中から必要な項目に対し、単位変換、座標変換を行い、解析入力ファイルを生成し、解析を実施するという煩雑な作業が発生する。

本システムでは、ミッション解析入力ファイルに必要な項目を選択・設定し、個別ミッション解析用情報ファイルを生成し、ミッション解析者に提供する。また、ミッション解析者が同ファイルに結果を記載すると、その内容はインポートすることでシステムに取り込むことができる。

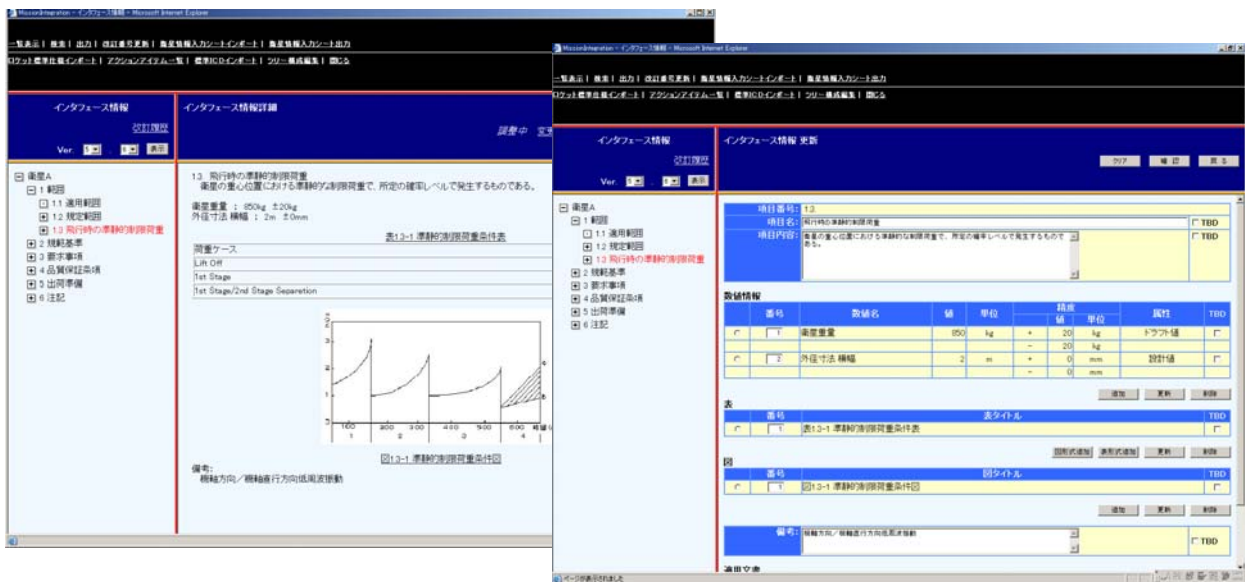


図 3.2.4.1-10 インタフェース情報の閲覧/更新画面

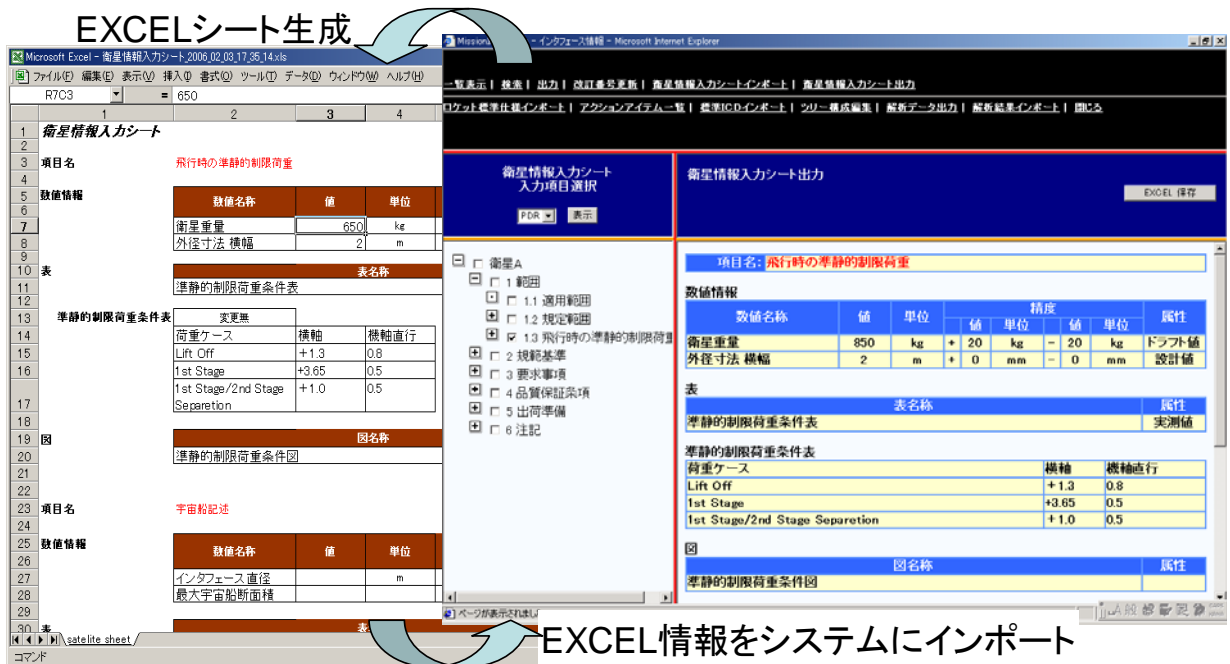


図 3.2.4.1-11 衛星情報入力シートとインポート

(b) スケジュール

ミッションインテグレーションスケジュール管理に必要となる、衛星の設計段階スケジュール、ロケット側各種解析実施時期、および各インタフェース項目の入力時期、精度等を管理、必要に応じて変更する。

(c) アクションアイテム管理

インタフェース調整会議にて設定されたアクションアイテムの登録、ステータスの変更等とともに、アクションアイテム実施依頼メールを送信する。

(d) 入力依頼メール

衛星マイルストーンにしたがい、インタフェース情報の入力依頼を自動送信する。入力依頼メールの送信先は、インタフェース項目ごとに担当者を選択し登録することができる。

(e) 更新通知メール

インタフェース情報の改訂がなされると、登録したユーザに対して、更新を通知するメールを送信する。送信先は、インタフェース項目ごとに設定することができる。

(5) 電氣的インタフェース確認装置の開発

ミッションインテグレーションシステムは、ミッション解析、設計ごとに必要となるインタフェース情報ファイルを生成する。これにより、**One** 入力情報をミッションインテグレーション作業に関わる上流から下流にまたがるすべてのシステム、作業員に対し提供することが可能となり、2重作業、誤伝達を削減する。

本機能にて出力した衛星/ロケット間の電氣的インタフェース情報を基に、ロケット組立・試験工場において衛星/ロケット間の電氣的インタフェース（RFのインタフェースを除く）を自動的に確認する電氣的インタフェース確認装置を製作した。

従来はインタフェース文書を基に、組立試験作業員が、アンビリカルケーブルの結線状態、配線状態を手作業で確認していたが、これを自動化することで、設計者、組立・試験作業員のヒューマンエラーを防止し、組立、試験段階におけるミッションインテグレーション作業の効率化、信頼性向上を図ることが可能となる。

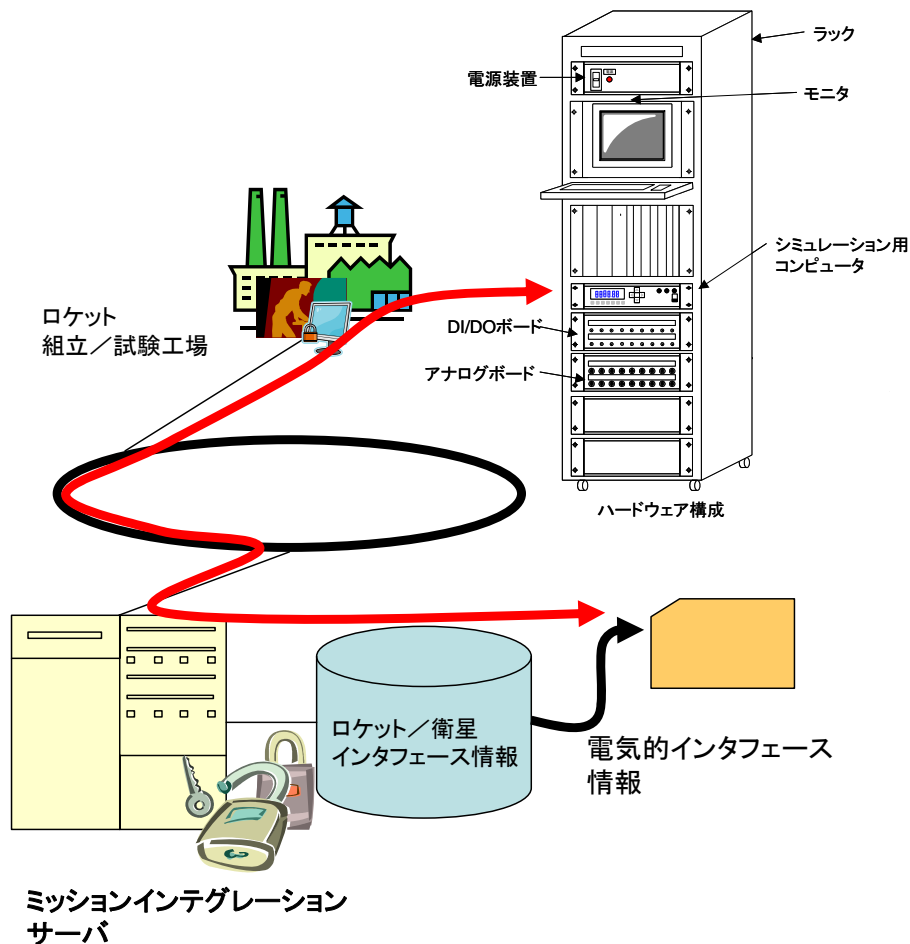


図 3.2.4.1-12 電氣的インタフェース確認装置とミッションインテグレーションサーバ

1) 機能概要

ロケットに搭載された衛星は、アンビリカルケーブルを介して、射場では射場衛星支援装置と、打上げ後は、必要に応じてロケットアビオニクス装置と信号を送受信している(図 3.2.4.1-13)。

電氣的インタフェース確認装置は、ミッションインテグレーションシステムから取

得した電氣的インタフェース情報を基に、アンビリアルケーブルの結線状態、配線状態を自動的に確認する。

また、飛行中にロケット／衛星間で信号の送受信を行う場合は、衛星側動作を模擬するシミュレーション機能により、ロケット側装置が衛星に対するインタラクティブな動作を正常に行なうことを確認する。

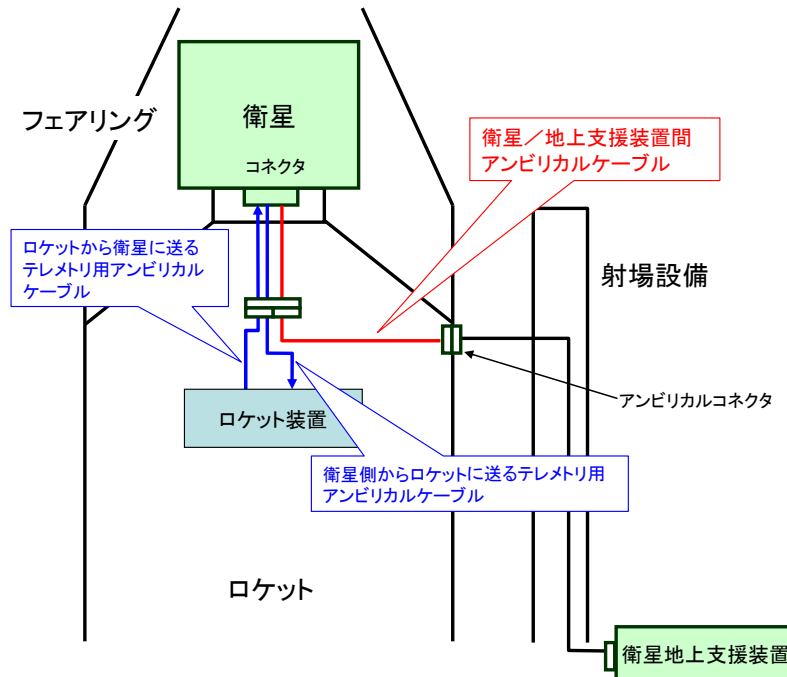


図 3.2.4.1-13 電氣的インタフェースの概要

3.2.4.2 ミッション解析情報設定技術の開発

(1) 現状における問題

ミッションインテグレーション作業は、図 3.2.4.1-1 に示したように衛星の設計段階にしたがったインタフェース要求に基づき、ロケット側がミッション解析を行い、適合性を判断、インタフェース調整を行いながら、ロケット側のミッション対応設計、機体製造を行なっている。

衛星の開発初期段階に提示されるインタフェース情報は、未定の部分があると同時に提示された場合も比較的大きな誤差範囲を持っている。また、設計の進捗に応じてインタフェース仕様の変更や追加が発生することもある。

一方、ロケット側の作業は、衛星側からインタフェース情報を基にミッション解析を行い、適合性を判断し、その後、ミッション対応設計、製作作業へとシーケンシャルに推移していく。

このため、ミッションインテグレーション期間は、非常に長期化するという問題が存在する。

さらに、衛星側のインタフェース仕様が設計進捗にしたがい変更や追加が発生した場合は、ミッション解析を繰り返し行うこととなり、期間の長期化、コストの増大を

招く問題としても考えられている。

(2) 技術開発のねらい

1) 開発概要

衛星の開発初期において不足または誤差が大きいインタフェース情報を基に、ロケット側のミッション解析シミュレーション(以降 GA シミュレーション)を行い、衛星のインタフェースが変動しても吸収可能なロケット仕様を算出し、衛星側とインタフェース調整を行うことで、ロケット側作業の前倒しの実現、繰り返し作業を防止し、ミッションインテグレーション期間の短縮を可能とするミッション解析情報設定技術を開発する(図 3.2.4.2-1 参照)。

2) 意義

ロケット側仕様の許容範囲を示し衛星仕様の変動が吸収可能なことを確認し、ミッション対応設計を前倒しすることで、ミッションインテグレーション期間を短縮するとともに、繰り返し作業を防止することで、受注機会の増加、コスト削減が期待でき、競争力の強化が見込まれる。

また、従来、衛星へのロケット側技術情報の提供は、ユーザーズマニュアルと、ミッションインテグレーション作業においてロケット側が実施するミッション解析から得られる適合性の判断結果であり、これまでは基準を満たすか満たさないかの線引きのみによるエンジニアリングを行っていたが、ロケット側仕様に対する許容度、すなわち衛星側の設計自由度を提供することで、衛星側作業の効率化も期待できる。

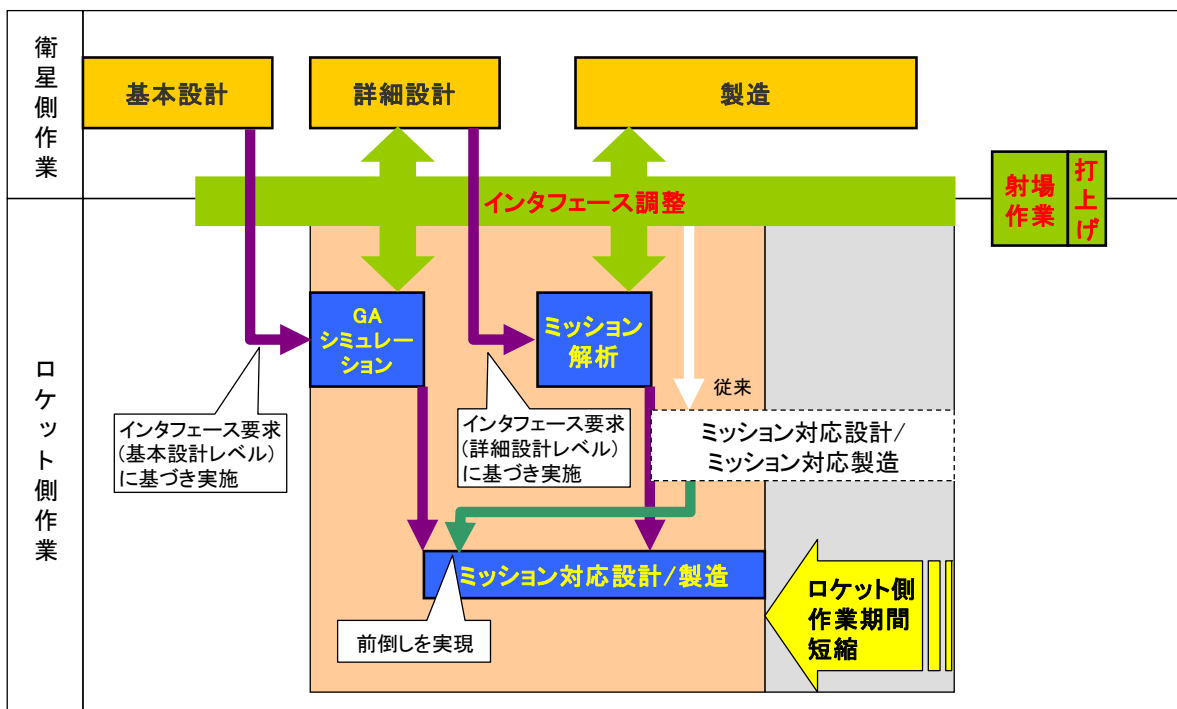


図 3.2.4.2-1 前倒し作業の実現

(3) 技術仕様の設定

ミッション解析情報設定技術の技術仕様を設定した。

ミッション解析情報設定技術は、未定インタフェース項目データをパラメータとし、遺伝的アルゴリズム(GA: Genetic Algorithm)を用いてシミュレーション計算を繰り返し行い、最適解および感度(パラメータ誤差に対する許容範囲)を求める。この情報を基に衛星側とインタフェース調整を行い、感度が衛星側の設計誤差の範囲に入る部分からミッション対応設計を開始することで、ロケット側作業の前倒しを行う。

以下では、GA を利用して最適解および感度を求めるパラメータサーベイ技法と、具体的な適用例を示す。

1) パラメータサーベイ技法

パラメータサーベイ技法は、任意の入力パラメータに対してミッション解析を行い、解析結果の評価が高いパラメータ同士を交叉し親パラメータを生成し、再計算を繰り返すことで、最も良いパラメータを見つけ出す遺伝的アルゴリズムを利用したシミュレーション技法である(図 3.2.4.2-2 参照)。

本技法では、1つの最適解(衛星/ロケットの設計解)を求めるのではなく、複数の解(良解群：ミッションの実現可能な仕様解)を遺伝的アルゴリズムの進化の過程でリスト化し、廃棄することなく保持するタブーリストを用いた GA を採用している。

本技術は、最適仕様解を見つけるためのものではなく、衛星仕様が未定または誤差が大きい状態において、いくつかのロケット側仕様解を求め、それぞれに対する衛星仕様の許容度を提示、衛星側は最もクリティカルなインタフェース仕様に対する許容度が大きいロケット仕様を選択する。これにより、ロケット側はミッション対応設計の前倒しを行うとともに衛星仕様変動による後戻り作業を回避することが可能となる(図 3.2.4.2-3 参照)。

世代交代を繰り返し、条件のよいパラメータセットを抽出

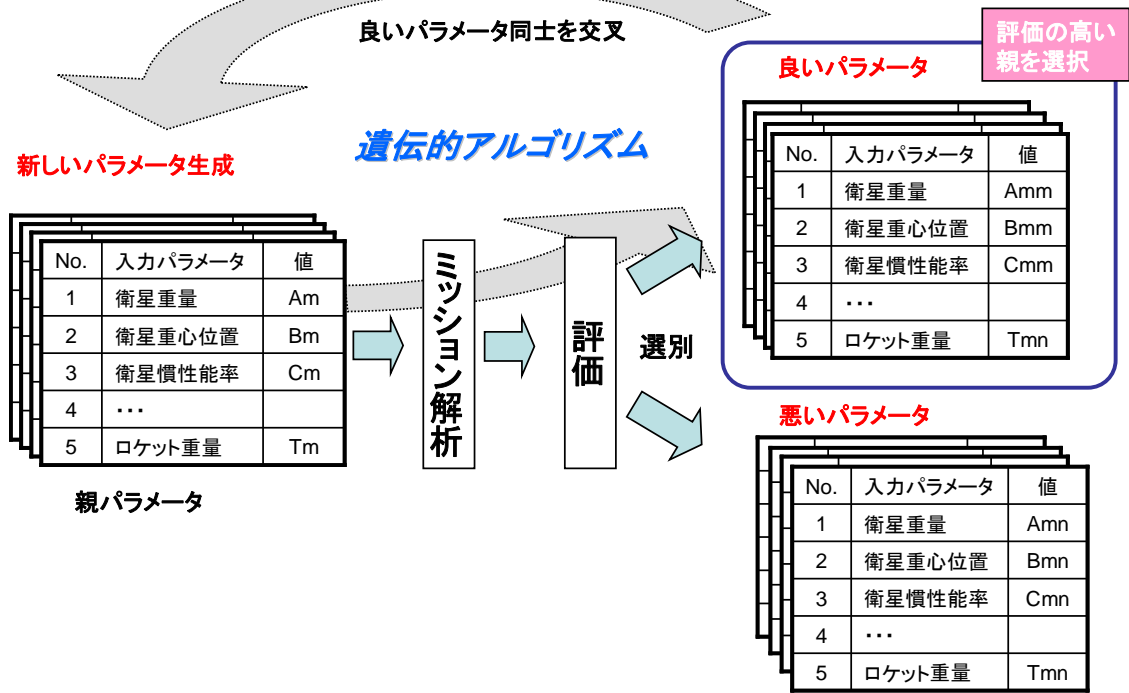


図 3.2.4.2-2 遺伝的アルゴリズムの概要

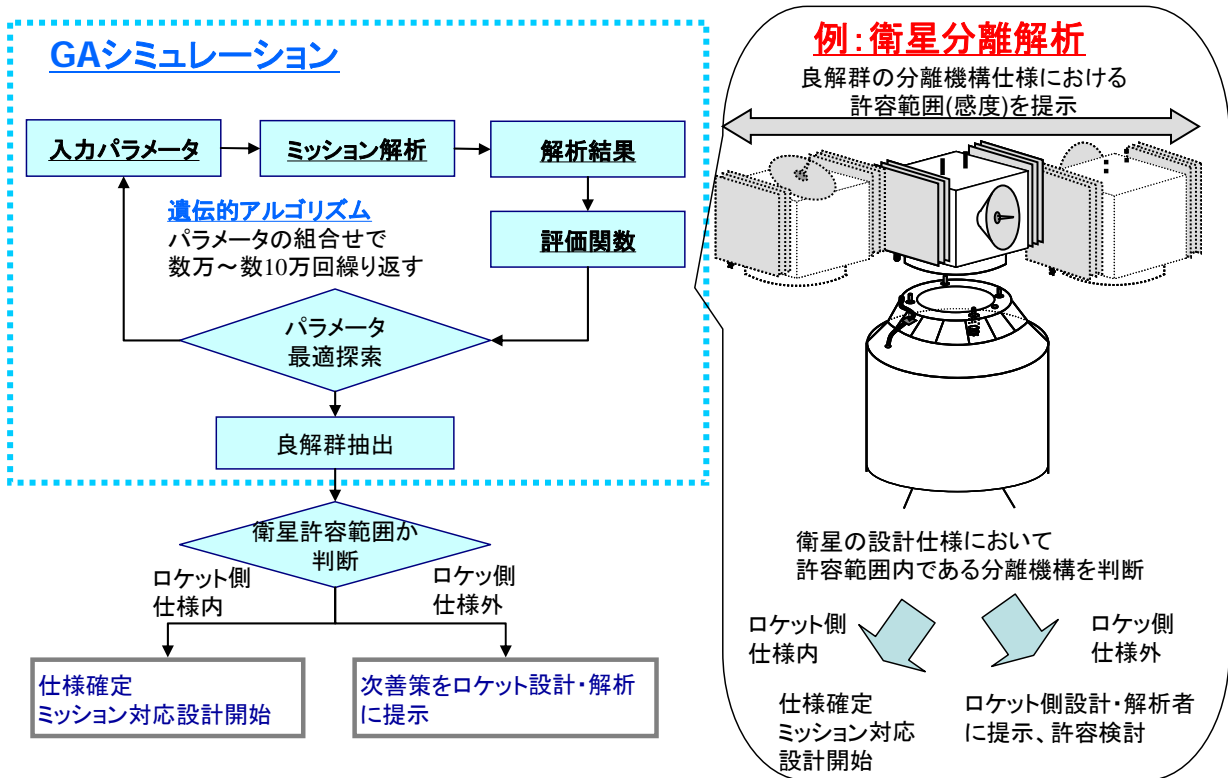


図 3.2.4.2-3 パラメータサーベイ技法の概要

(4) 付随するソフトウェアツールの構築

1) ツール概要

技術仕様に基づき GA シミュレーションツールを構築した。機能構成を図 3.2.4.2-4、フロー概要を図 3.2.4.2-5 に示す。

GA シミュレーションツールは、GUI 機能および GA 機能は共通モジュールとし、ミッション解析実行機能は個別解析ごとにカスタマイズする形式とし、異なるミッション解析モジュールおよび独自の評価関数を組み込む(図 3.2.4.2-5 フローの*部分)。

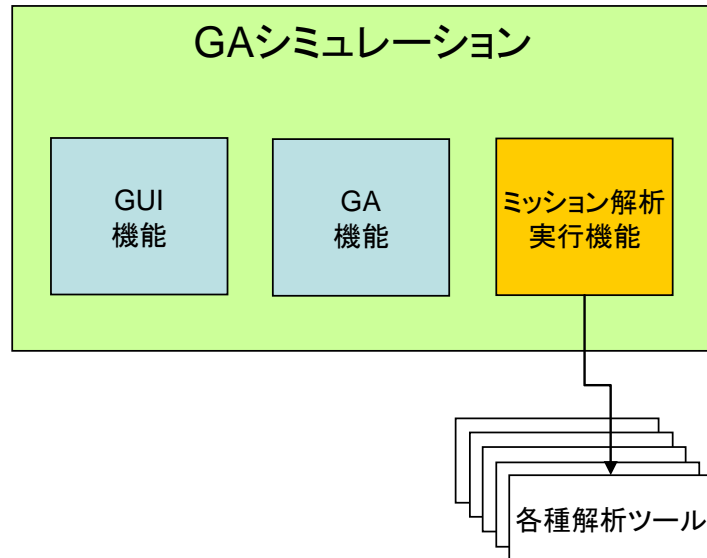


図 3.2.4.2-4 GA シミュレーション機能構成

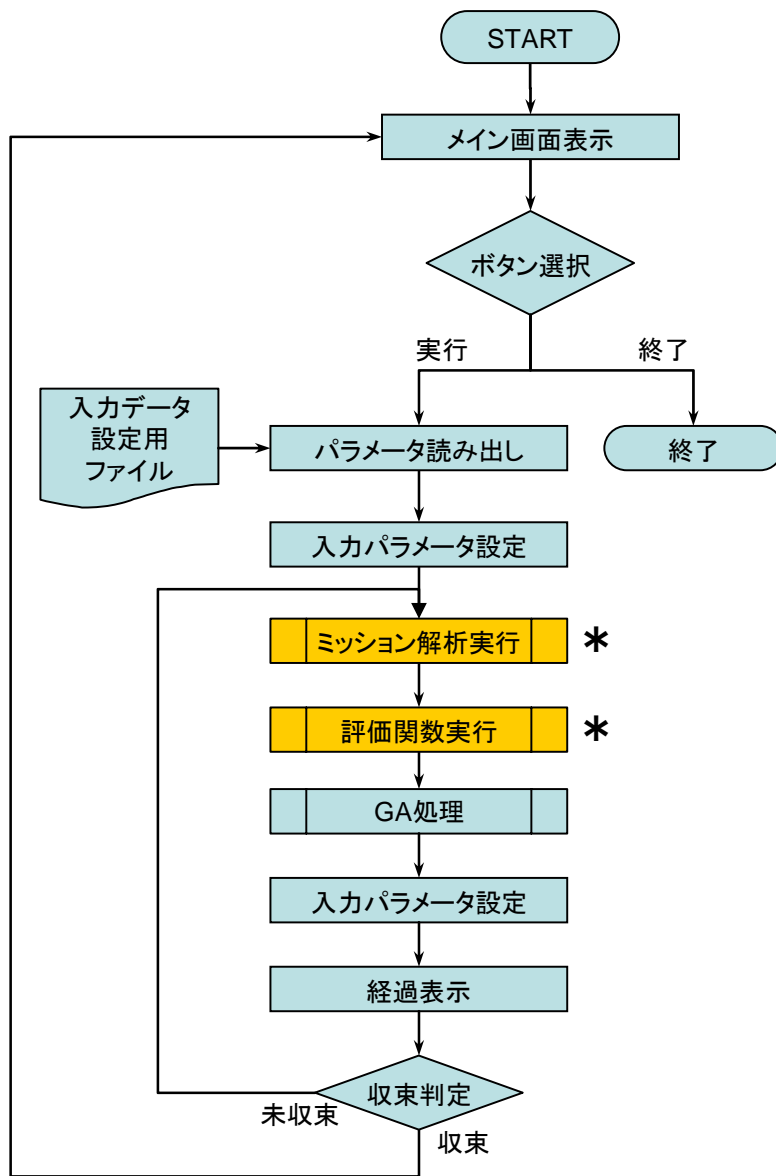


図 3.2.4.2-5 GA シミュレーションツールフロー概要

3.2.4.3 打ち上げ当日ミッション解析・評価技術の開発

(1) 現状における問題

ロケットは、打ち上げの実施当日以前にあらかじめ飛行経路を計算している。更に、打ち上げ当日にはロケットが飛行する大気状態、特に上空の風(高層風)の風向風速を観測気球によって観測し、打ち上げ当日の高層風の風向風速を入力データとして飛行経路を最適化するように再計算し、高層風のロケット構造や制御性への影響を最小化するような最適な飛行パラメータを再設定する。風の影響を打ち上げ当日に最小化するという前提によって、ロケットはあらかじめ設計段階で、風によるロケット機体への構造や制御性に対する影響を小さく見積もることが出来るために軽量につくることが可能となり、打ち上げ能力を大きくとることができる。

打ち上げ実績の豊富なロケットでは、打ち上げ当日の風観測データから実際の打ち上げ時刻までの風変動の影響や観測データと実際の風速との誤差を蓄積データから見積もることができ、設計余裕の設定が精度よく行うことができる。一方、新規に開発されるロケットについては、打ち上げ実績が無く、飛行データの蓄積が無いために、風の時間変動の影響や観測データと実際の風速との誤差を蓄積データから見積もれず、設計余裕の設定が適切にできない、または、設計余裕が大きくなることから、結果的にロケット打ち上げの確実性を確保するのが難しくなる、という課題がある。

蓄積データの無い新規開発のロケット打ち上げの確実性を確保するためには、打ち上げ当日に最適化された飛行経路および飛行パラメータ、および打ち上げ当日の上空で計測された従来の風観測データに加えて、高解像度な風観測データ(高解像度および低解像度の観測気球を図 3.2.4.3-2 に示す)を用いて、ロケットの制御性や構造状況の予測、あるいは風の時間変動に対し、機体荷重が実際に事前に想定している設計の許容範囲内に収まっていることをシミュレーションによって確認し、ロケットの打ち上げの可否を判断することによって可能となる。上記方法を適用した場合、従来よりも解析項目、評価項目が増え、作業量の増大、作業の複雑化が生じることになる。

上記のように新規ロケットに対する打ち上げ当日の解析作業においては、与えられた時間内で解析作業者が、従来の解析・評価作業にも増して、大量のデータの入出力を処理しながら複数回解析を実施し、解析データを評価し打ち上げの可否を判断する必要がある。

打ち上げ当日の限られた時間内で人が行なわなければならない作業や判断項目が多く、更に、これらが繰り返し実施されることにより、人的過誤を招く可能性が大きくなるという問題がある。

(2) 技術開発のねらい

1) 開発概要

打ち上げ当日の風観測データの受信以降、風データ変換、入力データの処理、解析やシミュレーションの実行、評価のための出力データの処理、更新した飛行パラメータの再設定等の打ち上げ当日の解析・評価作業は人が操作を行っている。

設計段階で考慮すべき風の変動の影響を最小とし、ロケットを軽量化するためには、この一連の打ち上げ当日に行う作業時間を短くし、風観測からロケット打ち上げまで

の時間をできる限り短くすることが求められる。

他方、この打ち上げ当日に複数回繰り返される一連の作業では多数の入出力データを管理し、複雑に関係している解析作業を間違いなく実行し、得られた出力データを評価し、打ち上げ可否を判断する必要がある。

本技術開発では、打ち上げ直前の高解像度の風データを用いてロケットの飛行経路解析や構造荷重等を、IT 技術によって複数解析の並列処理で算出し評価することで、高層風に対するミッション解析を効率的に短時間で実施する。また、各種解析結果の中から打ち上げ判断に必要な不可欠な情報を選択、判断支援情報とともに提供し、確実な打ち上げ判断を支援するシステムを開発する。各種解析作業における入出力設定、データフォーマット変換、複数解析の自動実施により、ヒューマンエラーの排除、省力化を実現する技術を開発する。

尚、以降本技術によって開発されるシステムを「打ち上げ当日ミッション解析・評価システム」と呼称する。

2) 意義

「打ち上げ当日ミッション解析・評価システム」は、打ち上げ当日のミッション解析・評価の作業を省力化し、国内では現状実施していない高解像度の風データを使用した確認解析実施を可能とすることにより、打ち上げ実績から得られる蓄積データが無い場合でも、ロケットでも打ち上げを確実にを行うことを可能とし、今後新規ロケット開発を行おうとする場合には有用な技術となる。ロケット開発への参入障壁を低くし、商用ロケット市場の拡大に貢献する技術である。(図 3.2.4.3-1 に高解像度の風データを用いることの新規開発ロケットへの意義を図示する)

「打ち上げ当日ミッション解析・評価システム」は様々な OS (Windows, UNIX 等) でも動作するよう意図されておりプラットフォーム間での移植性が高く、解析ソフトウェアツールへのインタフェース部分を変更することにより、異なった解析ソフトウェアツール(例えば、異なった飛行経路解析ソフトウェアツールや構造解析ソフトウェアツール)を用いたシステムへの適用が可能な汎用性が高いシステムである。

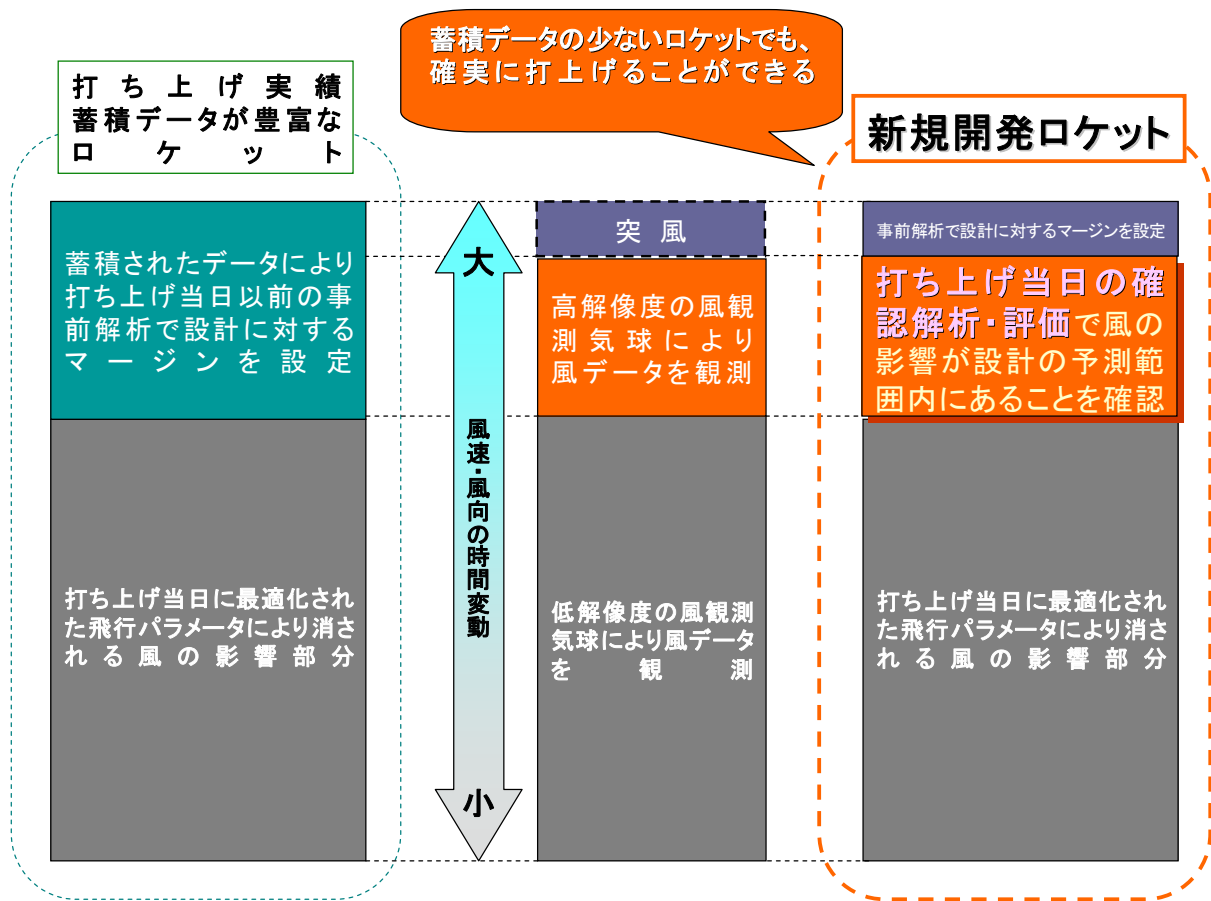


図 3.2.4.3-1 高解像度の風データによるミッション解析の意義



高解像度観測気球¹



低解像度観測気球²

図 3.2.4.3-2 高解像度/低解像度 観測気球

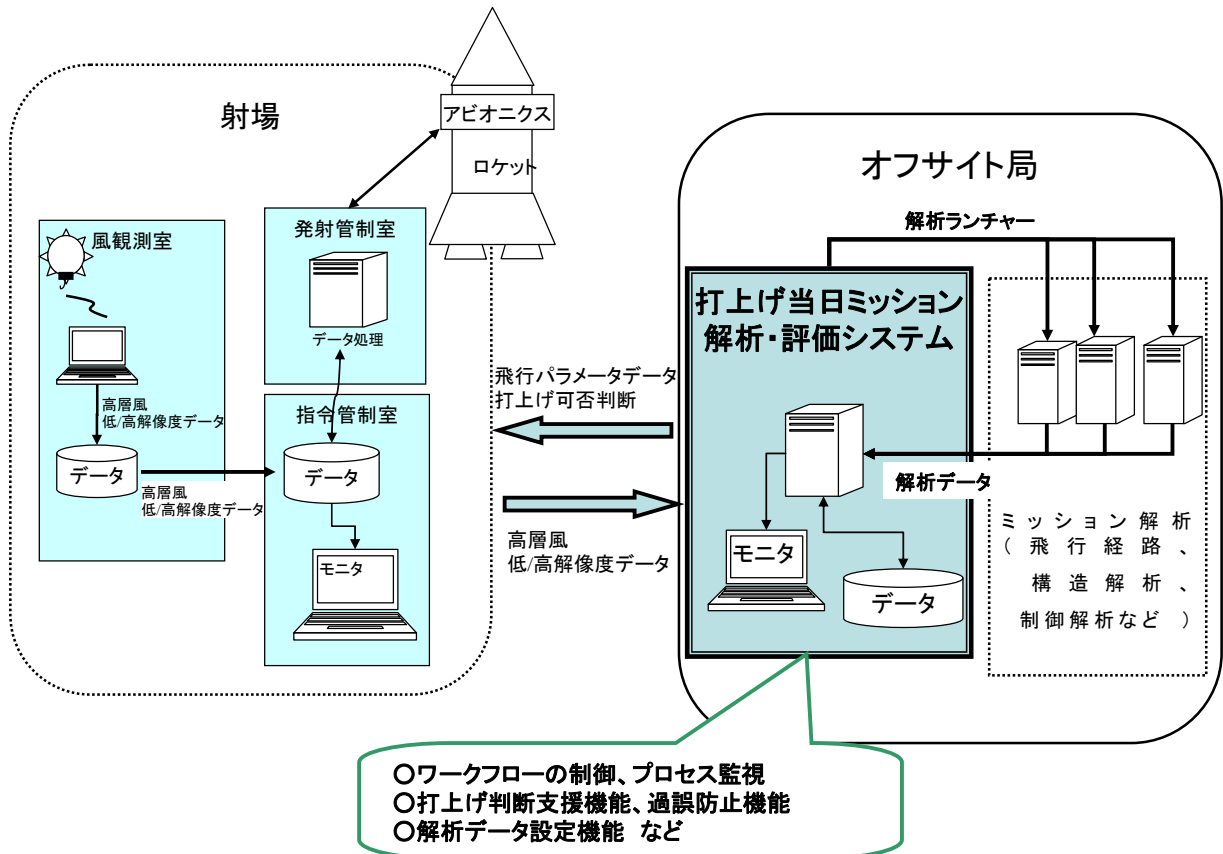
¹ NASA 文献:TROPOSPHERIC WIND MONITORING DURING DAY-OF-LAUNCH OPERATIONS FOR NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION' S SPACE SHUTTLE PROGRAM (<http://ams.confex.com/ams/pdfpapers/81128.pdf>)

² 気象庁ホームページ <http://www.jma.go.jp/jma/kishou/known/upper/kaisetsu.html>

(3) 技術仕様の設定

1) 「打ち上げ当日ミッション解析・評価システム」の概要

「打ち上げ当日ミッション解析・評価システム」では、打ち上げ当日の観測風データの受信から飛行パラメータ・打ち上げの可否の判断結果の送信までの作業をサポートする。図 3.2.4.3-3 に「打ち上げ当日ミッション解析・評価システム」が要求される機能の範囲を図示する。



(注) □内は、打上げ当日ミッション解析・評価システムの対象外

図 3.2.4.3-3 打ち上げ当日ミッション解析評価システムの範囲

打ち上げ当日には、ロケット射場設備側のシステムを用いて風観測、風データを取得をしたのち、ネットワーク経由にて高層風データをオフサイト局（ロケット発射上からは遠隔地にある打上げ支援のための局）内にある「打ち上げ当日ミッション解析・評価システム」が受信する。

「打ち上げ当日ミッション解析・評価システム」は、風データの処理、必要な解析ソフトウェアツールの入力パラメータの設定等を行った後、コマンドを発することによりオフサイト局のネットワーク内に在るミッション解析ソフトウェアツール（既存の解析ソフトウェアツール等）を起動し、ミッション解析を実施する。「打ち上げ当日ミッション解析・評価システム」は、この際、ワークフローの制御、プロセスの監視を行う。また、解析の自動実行を行い、誤った実行手順による解析が生じないような過誤防止機能を備える。各解析の終了後、「打ち上げ当日ミッション解析・評価シ

システム」は出力データを処理し、データの可視化や、設計段階で設定した数値範囲からの逸脱したデータを自動的に検知する打ち上げ判断支援機能を有する。

更新された飛行パラメータや、打ち上げ可否判断結果は、ネットワーク経由でロケット射場へと送信される。更新された飛行パラメータは射場のシステムによってロケットへと搭載される。

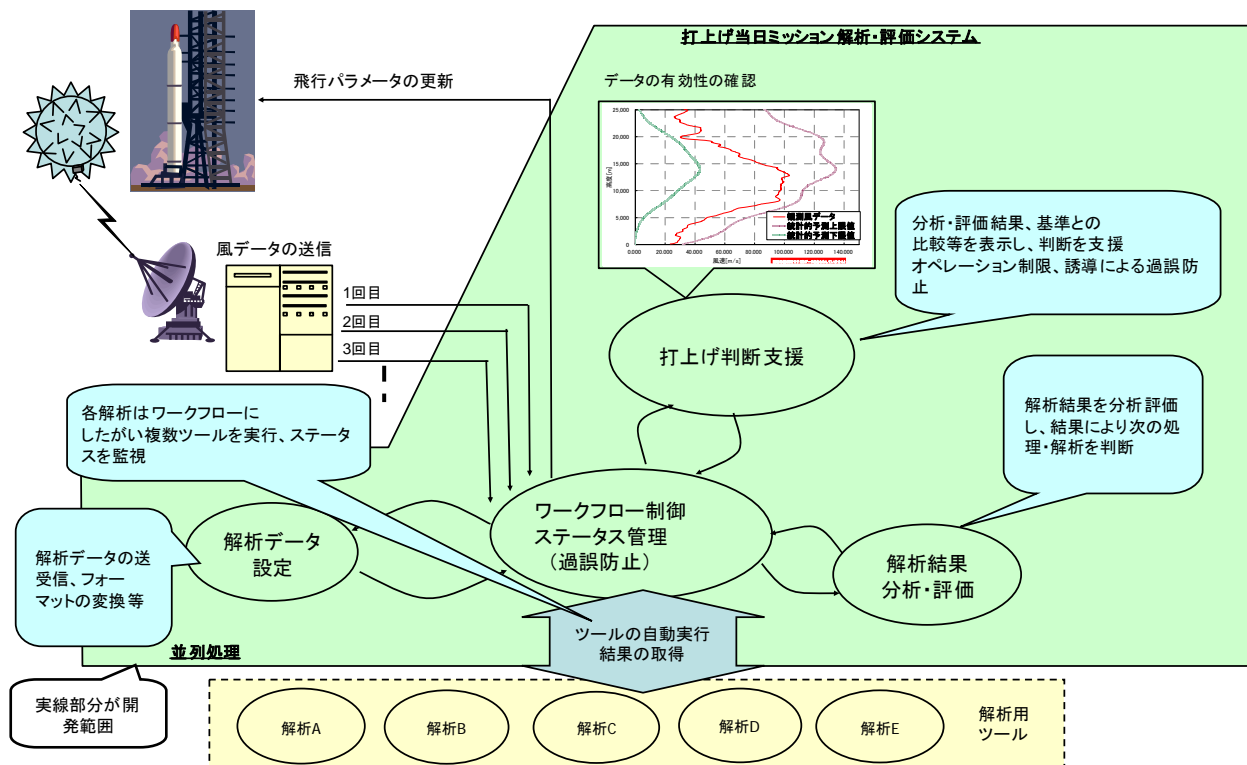


図 3.2.4.3-4 「打ち上げ当日ミッション解析・評価システム」機能の概要

2)項以下からは、「打ち上げ当日ミッション解析・評価システム」が持つ機能の詳細を説明する。

2) 「打ち上げ当日ミッション解析・評価システム」機能の詳細

(a) ワークフロー制御機能/プロセス監視機能

本機能は、複数解析ソフトウェアツール、複数入出力データを用いて実行される打ち上げ当日ミッション解析・評価の中の各ワークフローにおいて、手順にしたがい効率的に過誤なく実行する機能である。飛行経路や構造/制御、飛行安全等、各種解析は GUI(Graphical User Interface)上のボタンを押すことのみで実行可能とし、「打ち上げ当日ミッション解析・評価システム」は、定義されたワークフローにしたがい複数の解析ソフトウェアツールがシーケンシャルに自動実行する。

あるワークフローの出力データが他のワークフローの入力データである場合、前者が終了するまで、後者は起動されず待機状態となる。更に、「打ち上げ当日ミッション解析・評価システム」側で後者のワークフローの入力として、正しい入力データ(前者の出力データ)を自動的に判定し、絶えず整合性をもってワークフローが実行され、過誤を生じさせない。各ワークフローの進捗とともに、ワークフローの

進捗画面表示が自動更新され、作業者が容易にワークフローを把握することが出来る。

打ち上げ当日は、限られた短い期間での解析実行が求められるため、「打ち上げ当日ミッション解析・評価システム」側において、実行中の解析ソフトウェアツールの解析実行時間をタイマーによって監視し、あらかじめ設定されているタイムアウト時には警告を作業者に通知する。作業者が何らかの解析実行時の異常を認めた場合、GUI上からの指示することにより、解析ソフトウェアツールを強制的に終了させることが出来る。

尚、「打ち上げ当日ミッション解析・評価システム」起動時からシステム側において、実行したイベントのログ（記録）を自動的に作成するため、各ワークフローでの入出力ファイル名、判定結果、実行状態の記録を残すことが出来る。残されたログにより、実行した解析の内容が解析後に把握可能である。

(b) 解析データ設定機能

(a)項において解析ソフトウェアツールを自動実行するためには、風データや解析ソフトウェアツールからの出力データを、実行しようとしている解析ソフトウェアツールのインタフェースの要求するデータフォーマットに従い、データ変換をする必要がある。「打ち上げ当日ミッション解析・評価システム」は、各ワークフローを実行するにあたって、解析ソフトウェアツールに合わせて、観測された風データのフォーマット変換をし、データ間の時系列に不整合を生じさせ無いよう自動的に他のワークフローからの出力データを選択し、実行しようとしている解析ソフトウェアツールへの入力ファイルを設定する。

(c) 解析結果分析評価機能

各ワークフローで解析ソフトウェアツールからは膨大な数値データが出力される。「打ち上げ当日ミッション解析・評価システム」は、数値データを分析・評価し、打ち上げ可否判断に必要な情報を抽出する。この情報は、(d)項において、作業者に対して提示される。

(d) 打ち上げ判断支援機能

(c)項において抽出された打ち上げ可否判断に必要な情報は、「打ち上げ当日ミッション解析・評価システム」によって可視化され、作業者に対して提示し、打ち上げ判断の支援を行う。

ロケットの射場より受信した風データ中に欠落や異常値が無いことを確認するために、「打ち上げ当日ミッション解析・評価システム」は風データを可視化する。この際、統計データと共に描画することで、打ち上げ当日の上空の風況に著しい異常がないのかも確認することが出来る。風の可視化画像のイメージを図3.2.4.3-5に図示する。

構造・制御解析に係わるワークフローでは、解析結果が構造・制御性に関して、設計段階で設定した許容範囲に入っているかが評価され、評価結果がひと目でわか

る形で提示される。解析結果が許容範囲を逸脱した場合には、作業者に対して警告を発する。作業者が逸脱原因を探るために、GUI上より作業者の簡易な操作により、より詳細に飛行高度毎の評価結果や、機体上の荷重の分布等も「打ち上げ当日ミッション解析・評価システム」は可視化して表示することも可能である。

飛行経路に関しては、飛行経路が設計段階で設定した範囲に入っているか、またロケットからの投棄物の落下点が入っているかを判断する必要があるが、「打ち上げ当日ミッション解析・評価システム」は出力された飛行経路や落下点を可視化し、判断の支援を行う。

打ち上げ評価結果の主要部分は一箇のサマリファイルとしてまとめられ、ロケット射場側に送信することにより、射場側における打ち上げ最終可否判断の支援を行う。

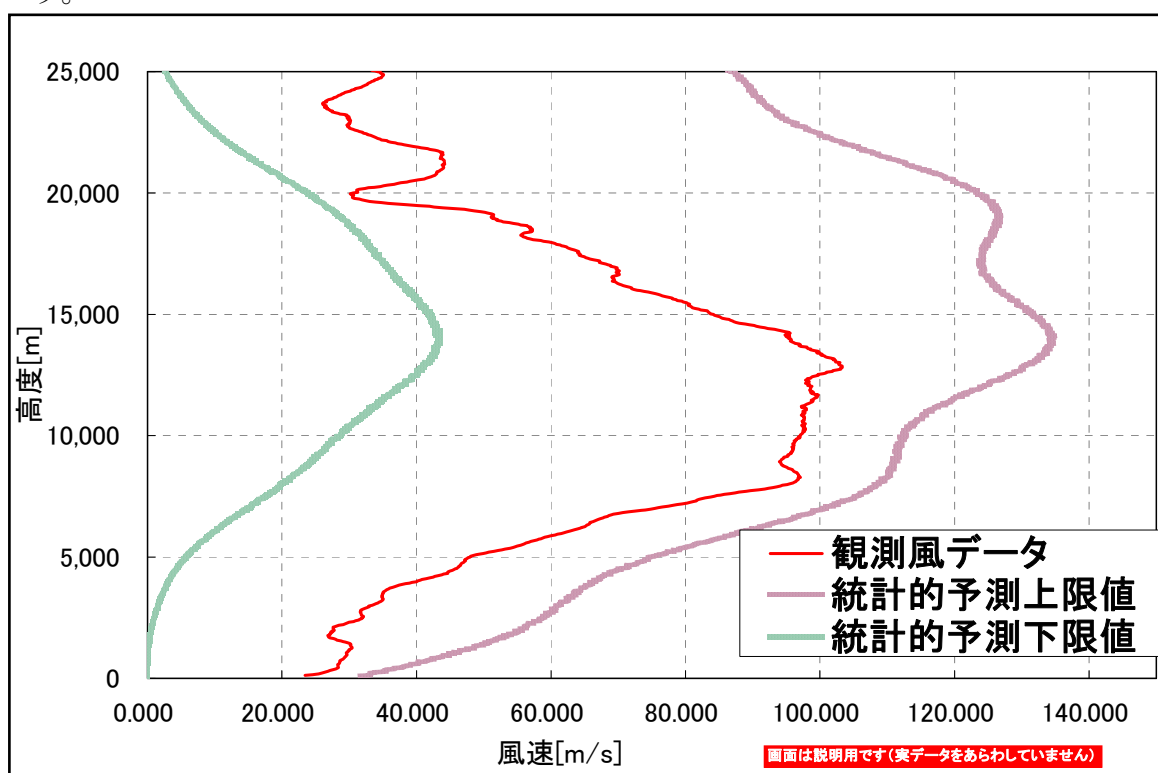


図 3.2.4.3-5 風データの可視化画像のイメージ

(4) 打ち上げ当日ミッション解析・評価システムの構築

(3)の技術仕様に基づき、打ち上げ当日ミッション解析・評価のワークフロー実行を目的とした打ち上げ当日ミッション解析・評価システムを構築した。ワークフロー実行画面のイメージを図 3.2.4.3-6 に、打ち上げ可否の判断支援ために自動表示される解析結果の画面出力イメージ(代表的なもの)を図 3.2.4.3-7~図 3.2.4.3-8 に示す。

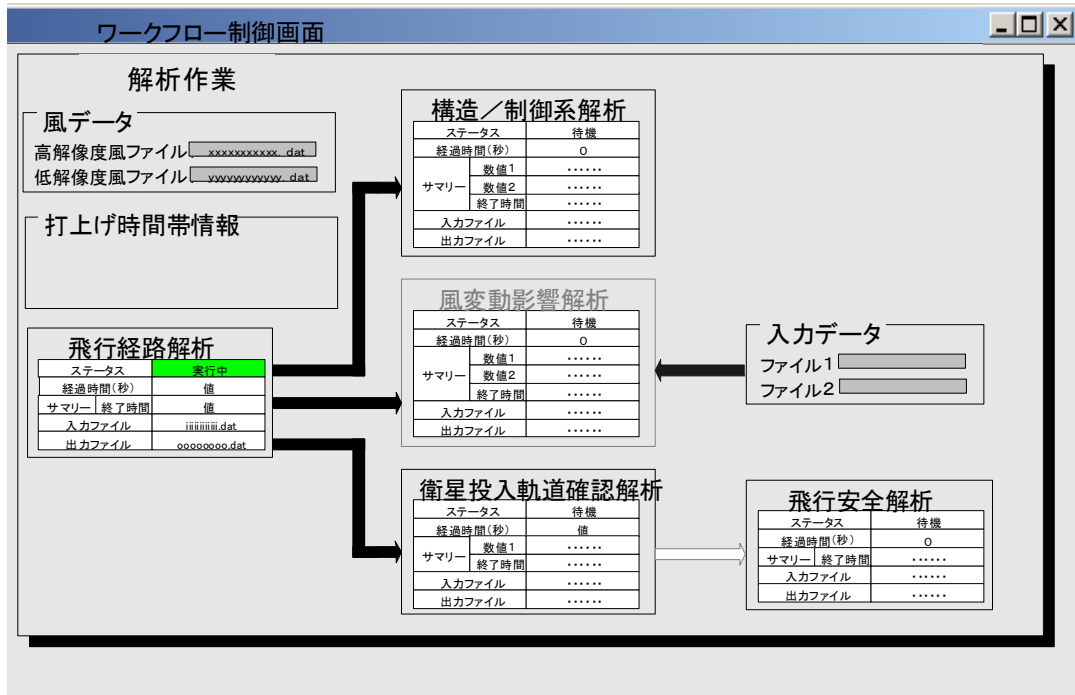


図 3.2.4.3-6 ワークフロー実行画面 (イメージ)

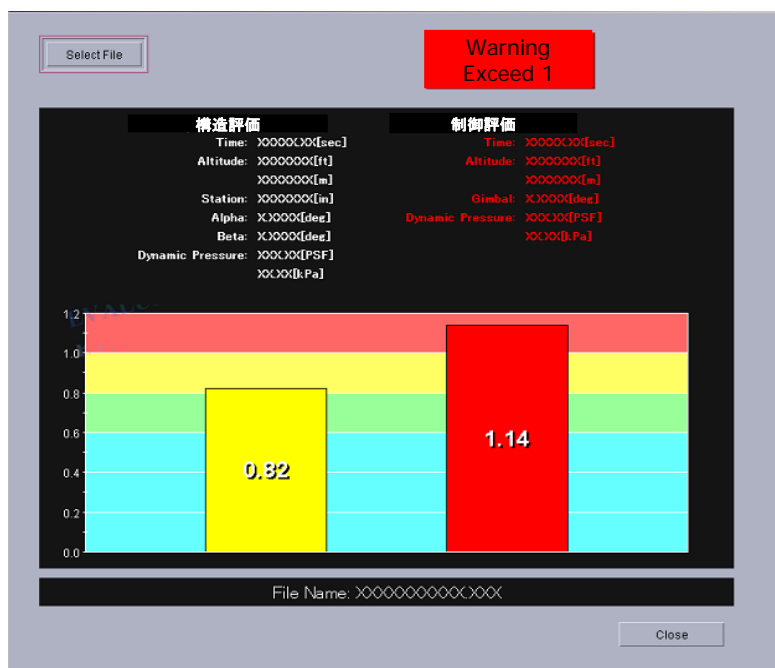


図 3.2.4.3-7 機体構造評価・制御評価 可視化画面 (イメージ)

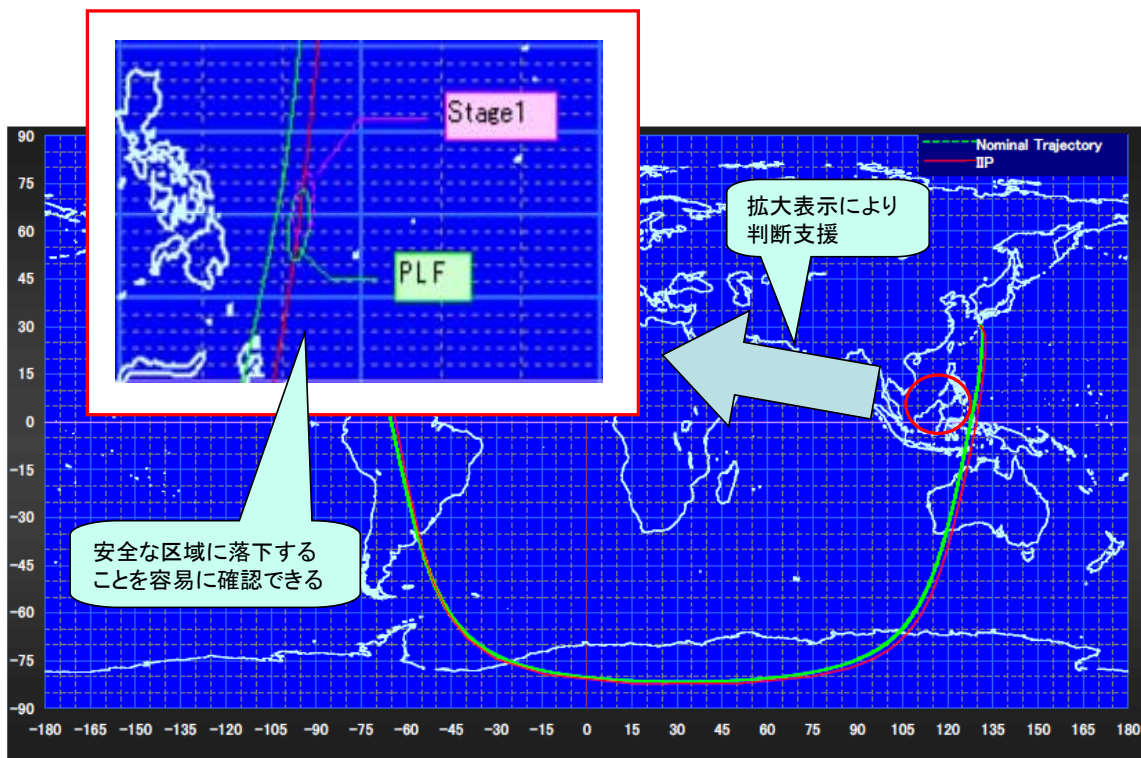


図 3.2.4.3-8 飛行経路・投棄物落下域 可視化画面 (イメージ)

3.2.4.4 飛翔中データ取得・機体評価技術の開発

(1) 現状における問題

ロケットの飛行後には、ロケットの健全性を示すため飛翔中データをもとに機体状態の正常性、衛星に提供する飛行環境の解析・評価を行い、結果を次号機に反映している。このような作業は、継続的な打上げ運用事業を行う上で不可欠である。

しかしロケットの場合、航空機や自動車のように大量かつ長時間にわたり運用(使用)されるわけではないため、十分な運用情報を基に解析・評価を実施し、設計にフィードバックすることで信頼性を向上するといったことが難しいという問題が存在する。

また、わが国から打上げる場合、打上げ可能期間が限定³されるため、前号機までの飛翔データから発見した問題を次号機に対応・反映するためには、迅速に解析・評価することが求められる。

一方、飛翔中のデータは、ロケットから地上局に対する遠隔地間無線通信により取得するため、データサンプリングレート、測定精度を高くするのが困難であるとともにデータ欠落やノイズの影響を受けやすい状態にある。

したがって、ロケットの飛翔中データを基に解析・評価を行う場合、異常とノイズを識別する困難さや、データ欠落部分に対する評価をどのように行うかといった問題が存在する。

さらに、このような状況において有効な解析・評価を行うためには、過去のデータや試験データを参考にした分析を実施する必要があるが、フライトごとの固有事象に対し解析を手探りに行うため、作業量が増大するとともに作業能力に依存した解析となるといった問題点も挙げられる。

(2) 技術開発のねらい

1) 開発概要

データ量、精度、品質に限界のある飛翔中データを有効に活用し、異常、ノイズの識別、潜在的な不具合を検知するインテリジェントなデータ分析と、分析・評価の際に必要なグラフ化、ノイズ処理、比較、異常検知、報告書作成等の処理を自動化・省力化することで、ミッションの正常達成の確認と解析結果のタイムリーな次号機への反映を実現し打上げの信頼性の向上を目指す、飛行後解析・評価システムを開発する。

2) 意義

飛翔中データによる機体状態、飛行環境の評価は、ロケットの健全性の確認および顧客要求を満たし衛星をミッション軌道まで輸送したことを確認する上で必要不可欠である。

データ量が限られ、しかもノイズやデータ欠落等が含まれた品質の低いデータから異常、ノイズを識別し、潜在的な不具合を検知することで、運用実績結果を最大限に活

³ 平成23年4月より通常の上上げを行うことができる期間(通常期)、および特別な事情により上上げを行うことができる期間(特別期)は廃止し、上上げ対象期間を190日間から通年とすることで種子島周辺漁業対策協議会および宇宙航空研究開発機構が合意。

用し、自動処理を含む迅速な解析・評価処理により、短い打上げ間隔においても確実に次号機に解析結果を反映することで、ロケットの信頼性が向上するとともに省力化、コストの削減によりロケット打上げ市場による競争力強化が見込まれる。

また、機体状態の評価技術は、航空機、プラント等においても取り組んでいる複数の連続時系列センシングデータの中から異常(兆候)を見つけ出し、早期対応による安全確保、運用率の向上を目指す技術につながるものであり、さまざまな分野への転用を見込むことができる。

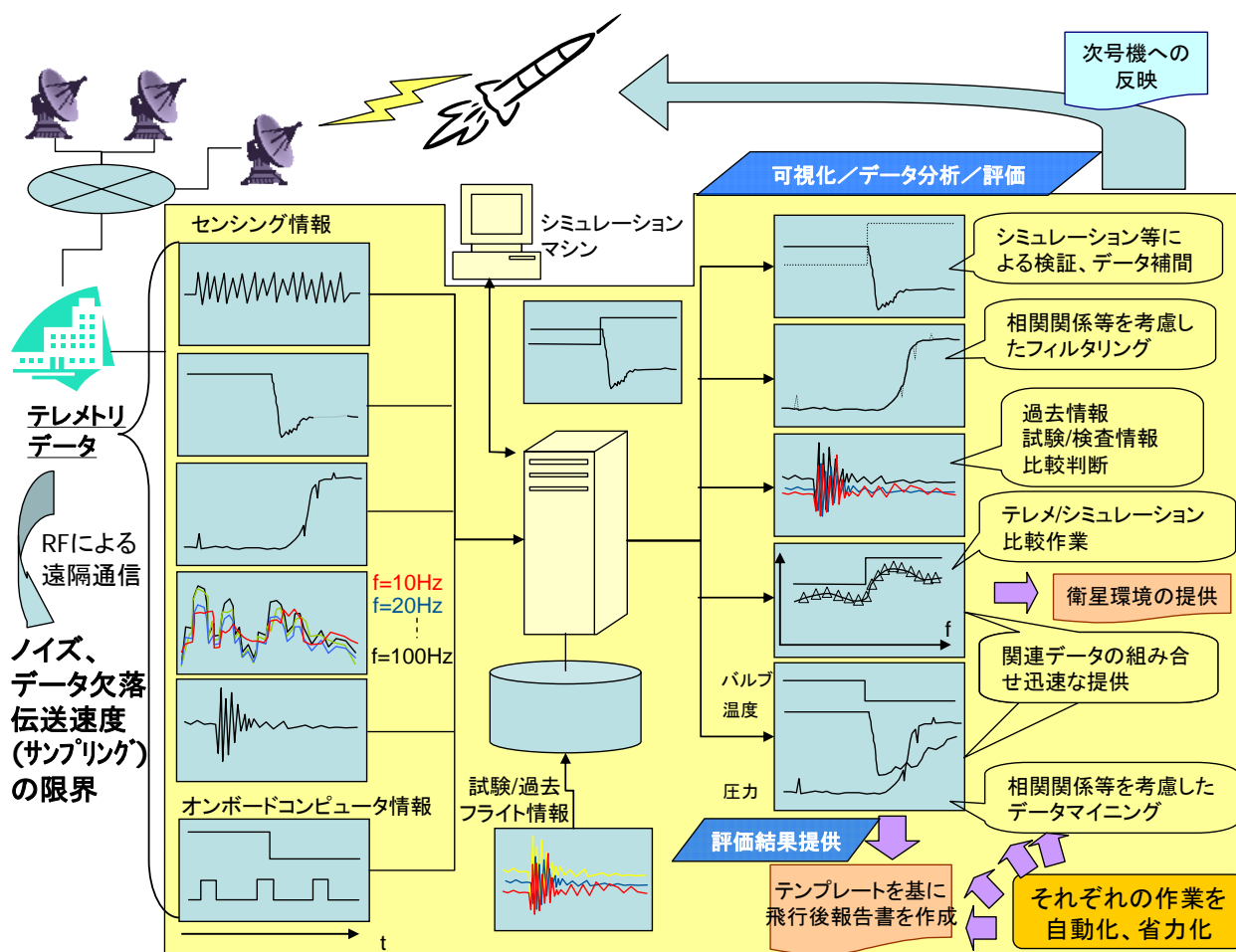


図 3.2.4.4-1 飛行中データ取得・機体評価技術の概要

(3) 技術仕様の設定

飛行中データ取得・機体評価技術では、テレメトリデータ、分析結果の可視化、飛行後分析、報告書の自動生成等により作業を効率化する飛行後解析・評価システムと、テレメトリデータにおいて、現象の変動やノイズ等により埋没している潜在的な不具合を検知するインテリジェントな分析手法を開発する。

以下にて、飛行後解析・評価システムおよびインテリジェント分析手法の技術仕様を示す。

(a) 飛行後解析・評価システム

図 3.2.4.4-2 に飛行後解析・評価システムの開発範囲を示す。

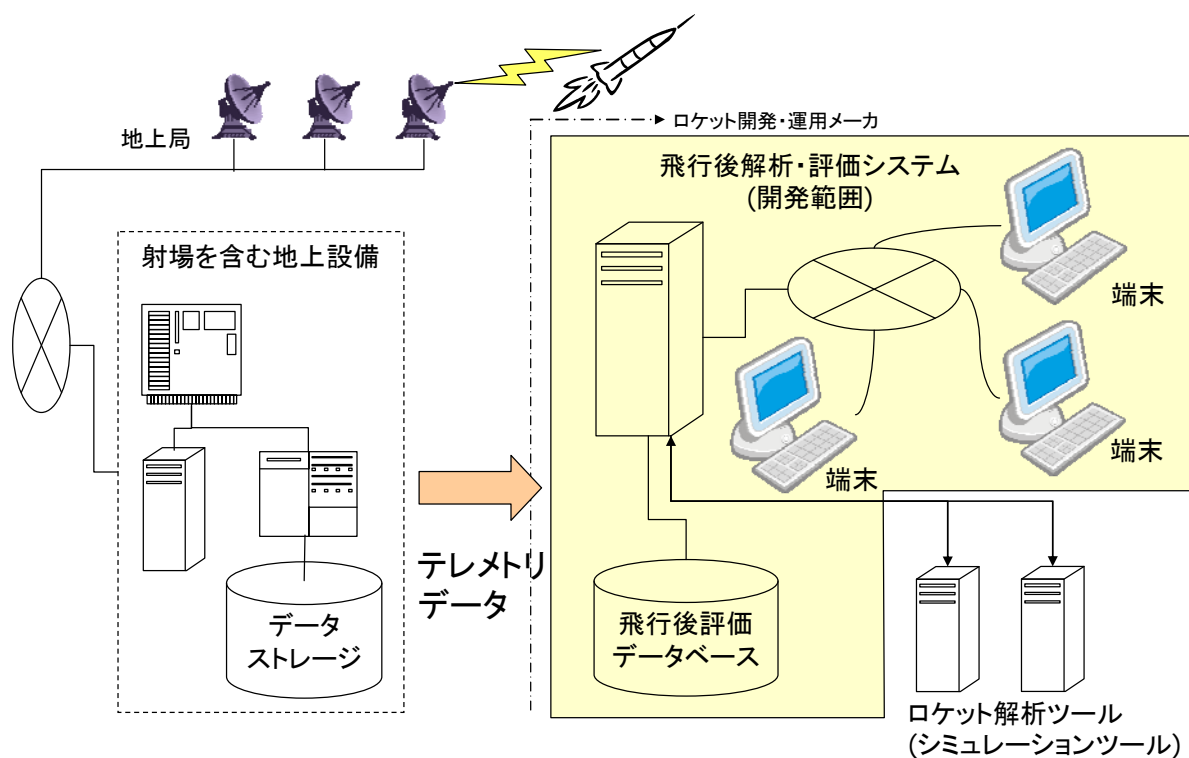


図 3.2.4.4-2 飛行後解析・評価システムの開発範囲

飛行後解析・評価システムは、テレメトリデータを取得後、飛行後解析・評価作業を行う上で必要となる、データ表示機能、数値計算、統計処理、比較等の各種データ分析機能、評価用分析処理を登録し一斉／個別実行する飛行後評価機能、テンプレートを基に報告書を作成・提供する評価結果提供機能を有する。

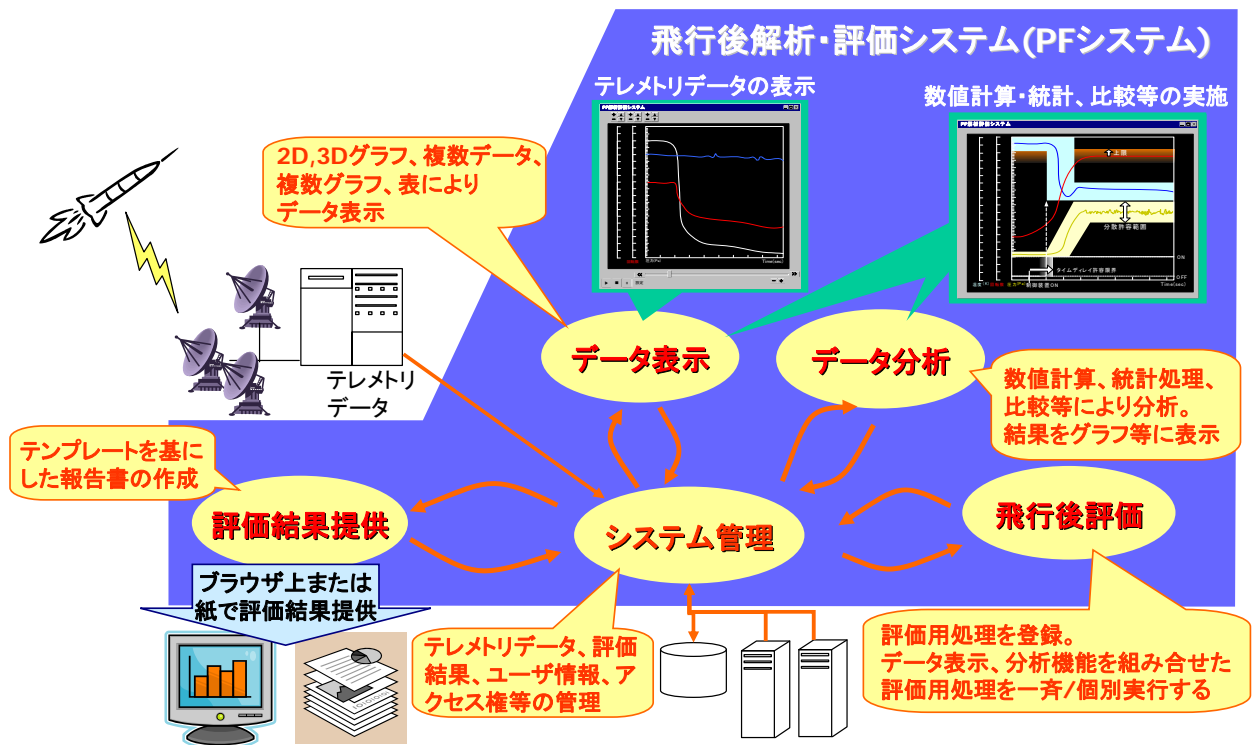


図 3.2.4.4-3 飛行後解析評価システムの機能概要

以下では、飛行後解析・評価システムの機能詳細を示す。

1) データ表示

飛行後評価作業を支援するため、テレメトリデータ、試験データ、分析結果等の各種データを表、グラフにより可視化する。

具体的には2次元、3次元グラフ、同一グラフによる複数データ表示、複数グラフ表示、マウス操作によるグラフの拡大／縮小、2点間の差分値の取得、データの自動再生、グラフのJPEG、PNG形式での電子化等を可能とする。

2) データ分析

飛行後評価作業を行うために必要となる数値計算、統計処理、スクリプト処理等の各種分析を行う。

具体的には、データ切り出し、データ比較、イベント取得、データ欠落検知、特異点検知等がマウス操作により容易に実行可能とする。

また、各分析で設定したパラメータ値を保存することで同じ設定での分析が容易に再実行できる。

3) 飛行後評価

飛行後評価作業を効率化・省力化するため、標準テンプレートを用意し、各号機の評価作業は標準テンプレートをインポートし実行する。

飛行後評価は、単データを基にした評価と複数のデータを利用し複数の分析を組み合わせ実施するシステム／コンポーネント評価から構成される。

号機ごとの評価は、標準テンプレートから必要な評価項目をインポートして実施するが、新たな評価を追加することも可能である。

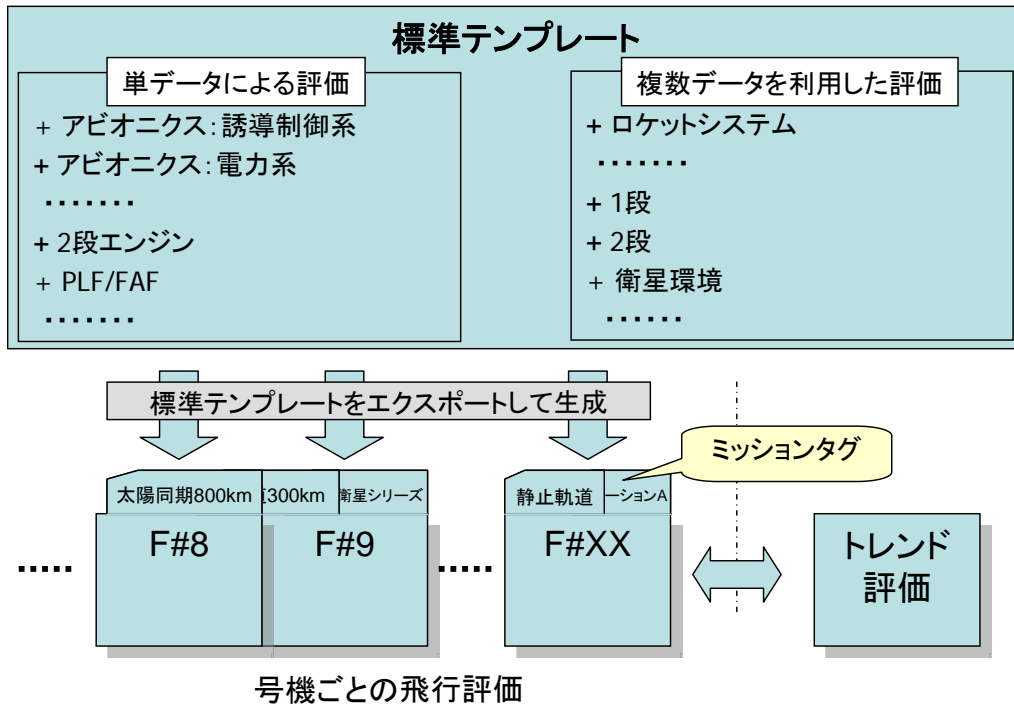


図 3.2.4.4-4 標準テンプレートと個別号機における飛行後評価

各評価項目は、2)のデータ分析機能を利用して設定(登録)した分析処理、分析結果を表示するための数値、表、グラフ欄、および分析結果を基にして評価文章を記入するコメント欄から構成される(図 3.2.4.4-5 参照)。

その他、各号機にはミッションタグを設定することができ、トレンド分析では全号機のデータを基にした評価とともに同じミッションタグを持った号機のデータを基にした分析が可能となっている。

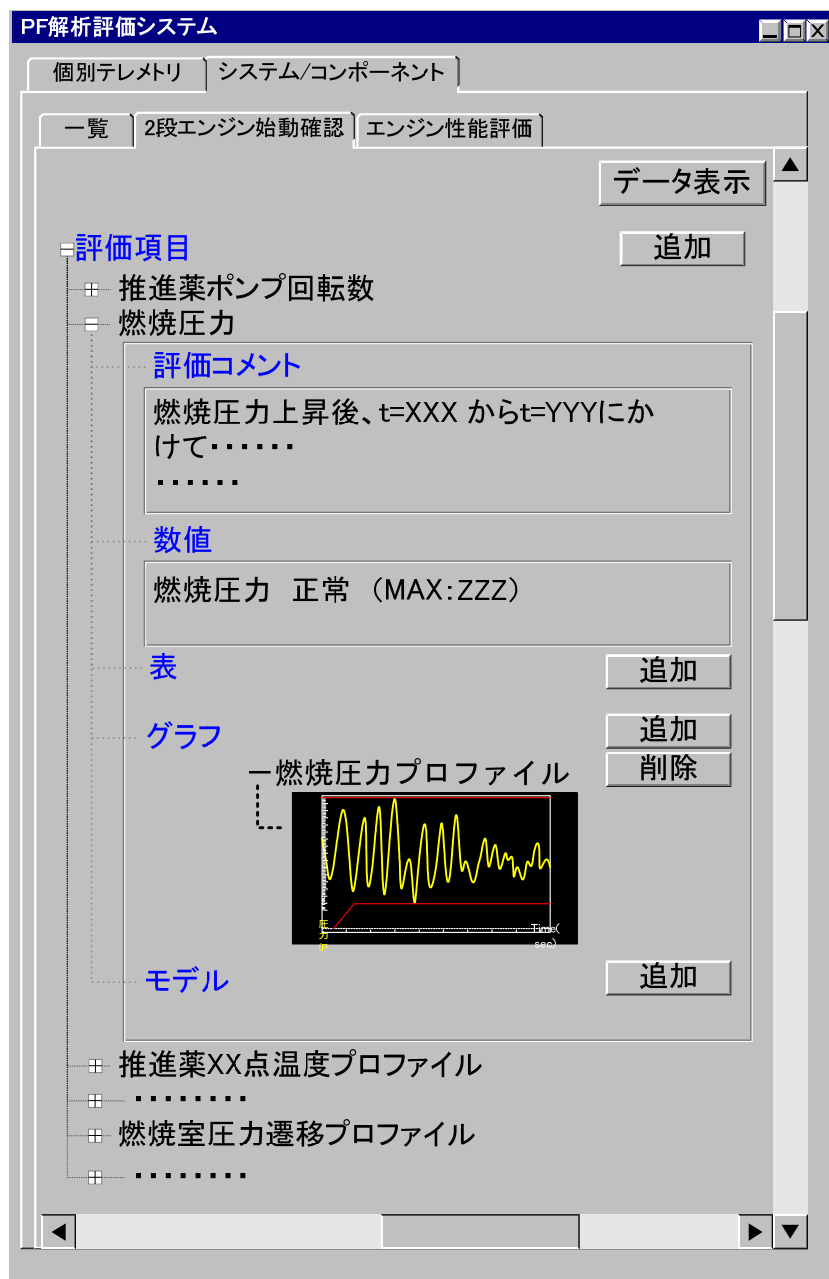


図 3.2.4.4-5 飛行後評価画面イメージ

4) 評価結果提供

飛行後報告書作業を効率化・省力化するため標準テンプレートを用意し、各号機では標準テンプレートから必要な書類をインポートし飛行後報告書を作成する(図 3.2.4.4-6 参照)。

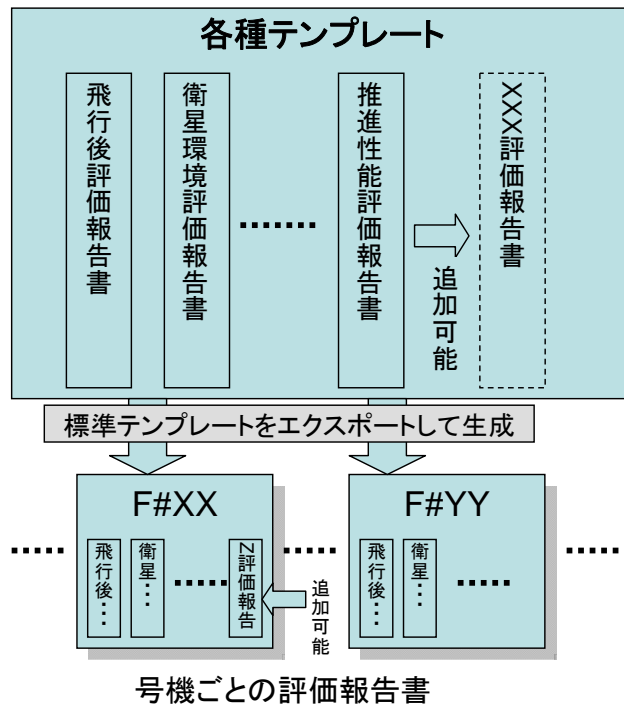


図 3.2.4.4-6 標準テンプレートからの報告書の作成

飛行後報告書は Web 上で閲覧できるとともに Word、PDF 形式の電子ファイルとしてダウンロード可能とする。

5) システム管理

本システムは利用ユーザを管理し、ユーザごとにデータ、飛行後評価、報告書へのアクセス制限を設ける。

本システムが管理するデータを図 3.2.4.4-7 に示す。

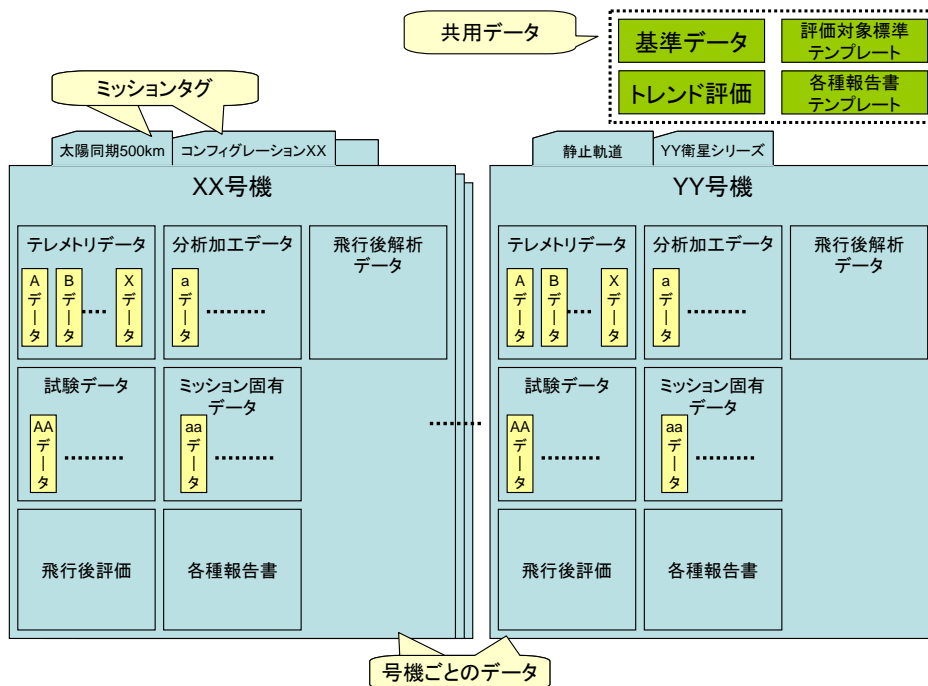


図 3.2.4.4-7 データ構成

(b)インテリジェント分析手法

ロケットにおける飛行中データは遠隔無線通信により取得しているため、データ量、精度、品質に限界があり、ロケットの健全性を確認する方法ためにはデータに対する前処理を含め様々な解析・評価が行われている。

これまでは異常として図 3.2.4.4-8 に示すように絶対値異常や動作異常、トレンド異常、性能異常等が一般に認識され、検知するためのデータ分析がなされているが、今回、現象の変動やノイズ等により埋没している潜在的な不具合を検知し、原因を特定するインテリジェントな分析手法に取り組んだ。

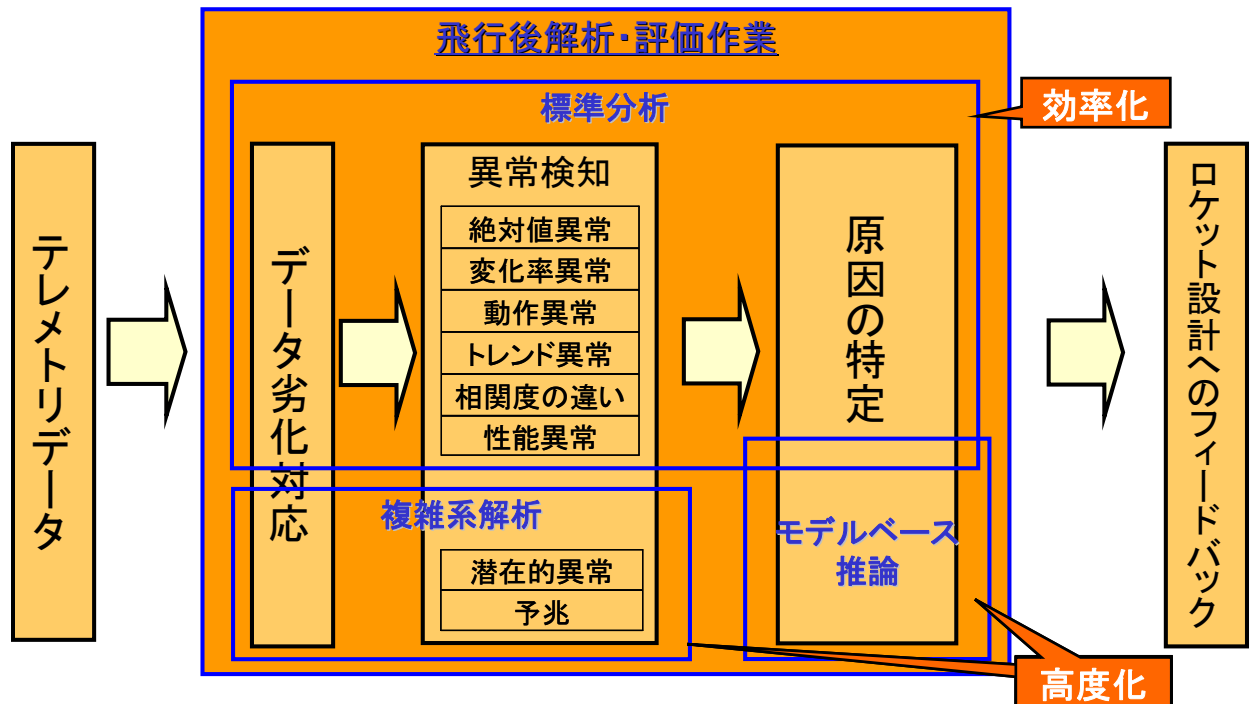


図 3.2.4.4-8 飛行後解析・評価作業

まず、異常を検知するための手法として複雑系解析を行う。

テレメトリデータは、ロケットの各種計測対象ごとに取り付けられたセンサによって計測された1次元の時系列データである。このデータは各々のセンサについてみれば1次元の時系列データであるが、計測している機器が影響を受けている現象は、より高次の位相空間内での非線形な現象が含まれている場合がある。

複雑系解析では、一旦1次元の時系列データとして記録されたデータを位相空間の特徴を壊さないように再構成し、特徴量を計算、可視化する(図 3.2.4.4-9 参照)。

実際にロケットにおける飛行後解析・評価へ適用する方法としては、地上試験、過去の実フライトにおける正常時の時系列データに対し複雑性解析を行い再構築した特徴量をデータベース上に蓄積する。各フライトにおける飛行後解析・評価作業では、データベースに保管された正常時特徴量とフライトデータから再構築された特徴量を比較し、位相空間内の特徴量に差異がないかどうかを確認する。

正常データに対する解析結果とフライトデータに対する解析結果の間に差異があれば、潜在的異常または予兆として検知する(図 3.2.4.4-10 参照)。

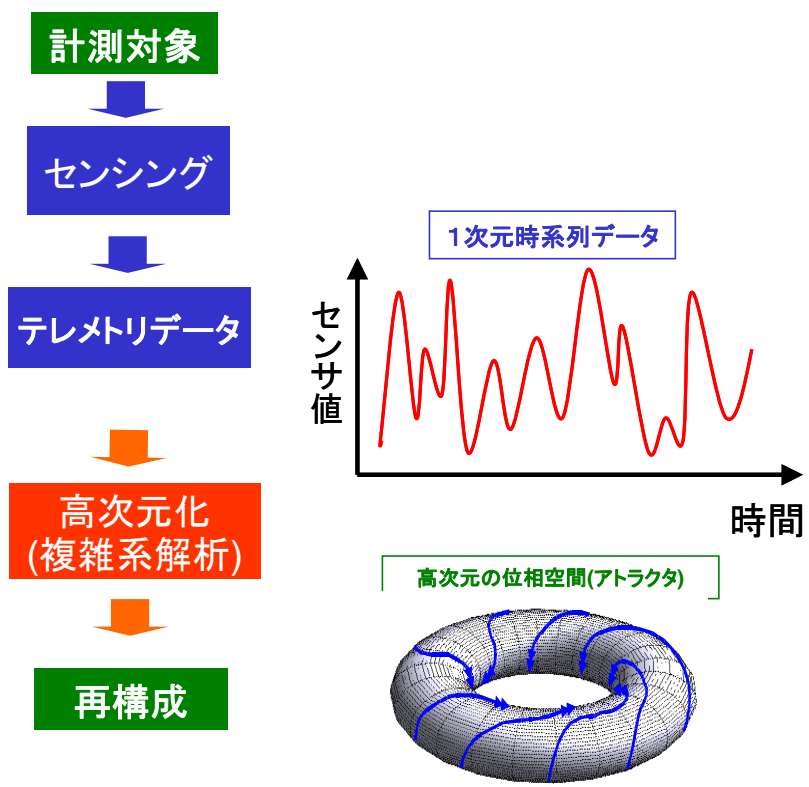


図 3.2.4.4-9 高次元化による非線形現象の抽出

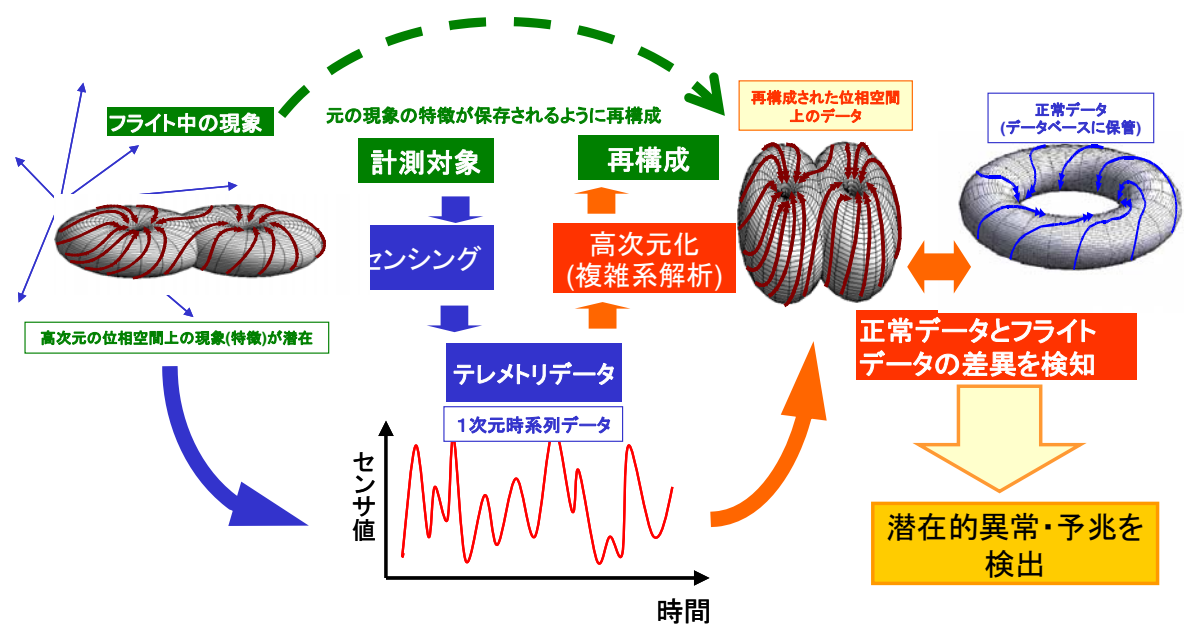


図 3.2.4.4-10 複雑性解析による潜在的異常・予兆検出の概念

異常を検知した後、異常源を特定する手法としてベイジアンネットワークを利用したモデルベース推論を行う。

ベイジアンネットワークを利用したモデルベース推論は、因果関係を条件付確率により記述する。

条件付確率は過去のデータにより学習し、ベイジアンネットワークモデルを構築する。

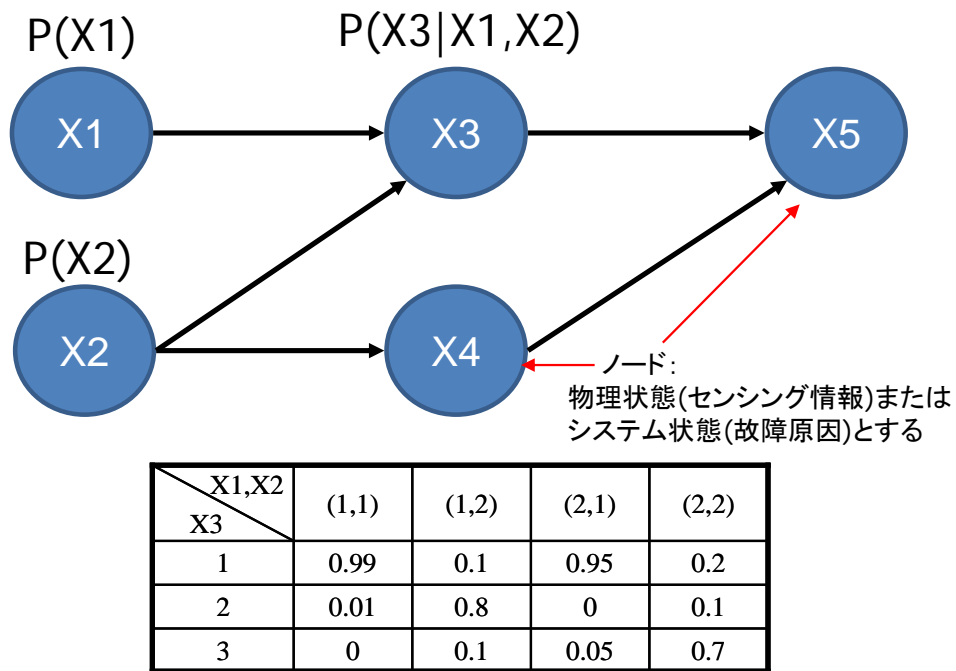


図 3.2.4.4-11 ベイジアンネットワークと条件付確率

(4) 飛行後解析・評価システムの構築

技術仕様に基づき、飛行後解析・評価システムを構築した。システムの構成を図 3.2.4.4-12 に示す。

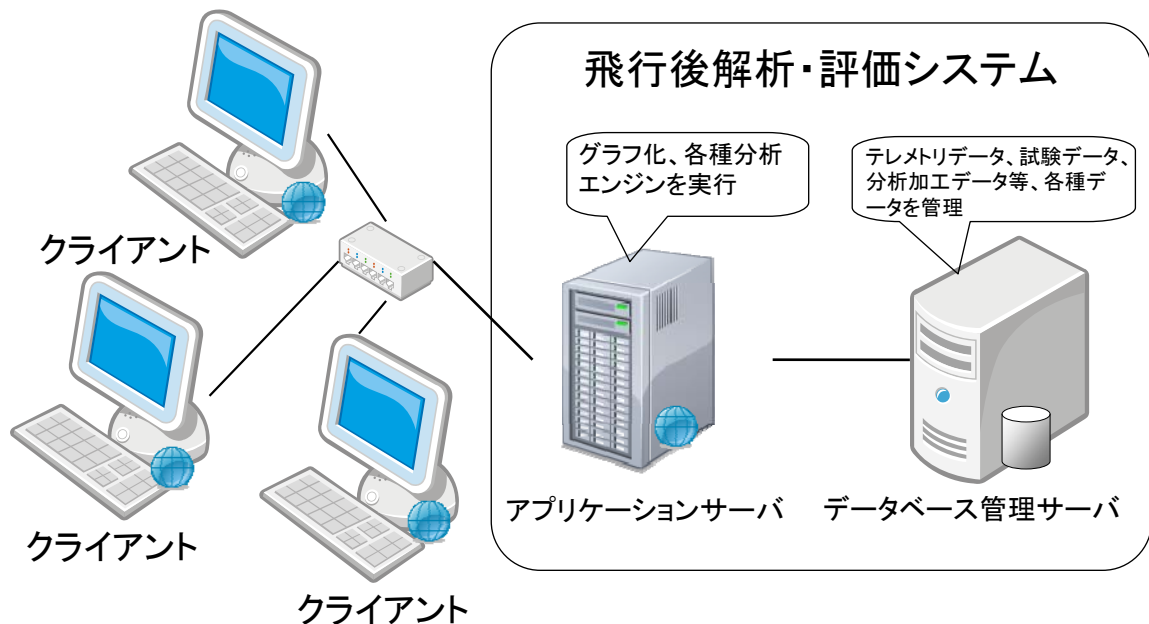


図 3.2.4.4-12 飛行後解析・評価システム システム構成

本システムは、サーバ/クライアントシステムとなっており、あらかじめアクセス権が与えられたユーザが、一般的な Web ブラウザを利用してインターネットを介しサーバにログインする。

図 3.2.4.4-13 にログイン後のメイン画面を示す。

メニューにて機能(データ登録、分析・表示、飛行後評価、報告書作成、号機追加、
テンプレート作成・編集等)を選択する。

ガイドにて対象(各種データ、分析項目、評価項目、報告書項目)を選択する。

ビューにて具体的な内容(表、グラフ、分析内容、評価内容、報告書内容等)を表示
する。

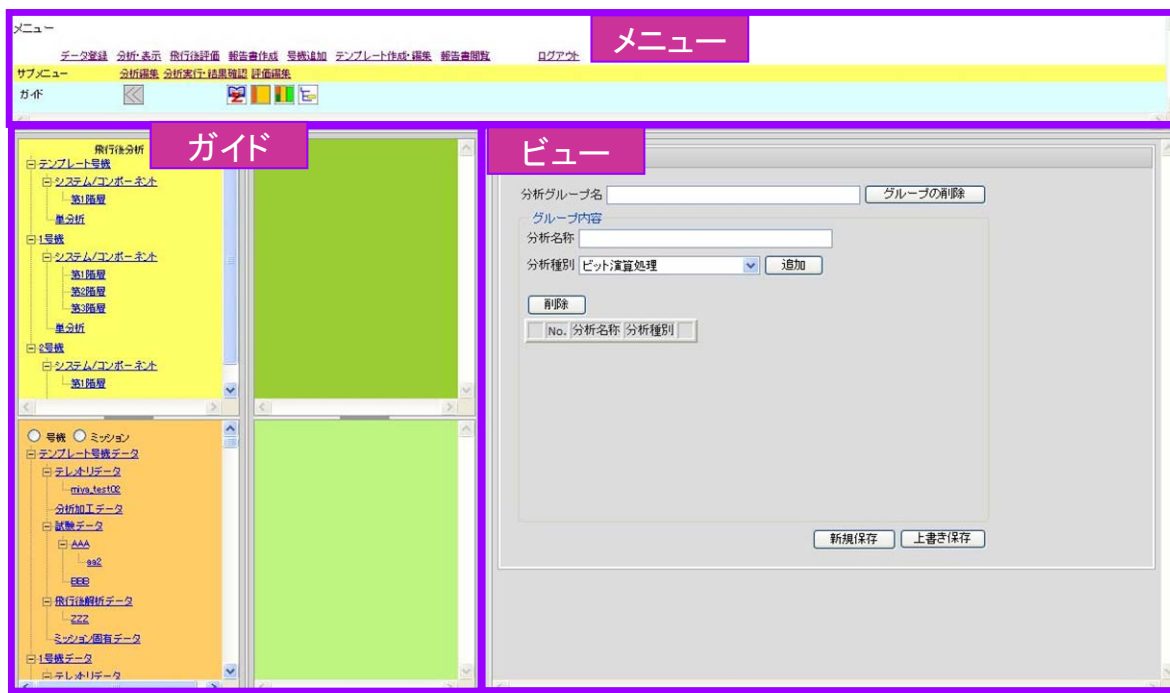


図 3.2.4.4-13 メイン画面

図 3.2.4.4-14 に機能ブロック、図 3.2.4.4-15 に業務フローを示す。

本システムは、テンプレートの作成等の号機に依存しない共通処理と号機ごとに行
う個別号機処理からなる。

共通処理にて飛行後解析で利用するデータの読み取り形式、分析の入出力から計算
式の定義、報告書に記載する内容をテンプレートとして登録する。

新たな打上げが実施され飛行後解析を行う場合は、テレメトリデータをサーバの所
定の位置に保存した後、号機追加画面(図 3.2.4.4-16)のボタン操作にて「データの登
録」「分析・評価テンプレートのインポート」「報告書テンプレートのインポート」を行
う。

その後の飛行後解析・評価作業についても、ボタン操作のみで分析が実施され、評
価、報告書も自動生成される仕組みとなっている。

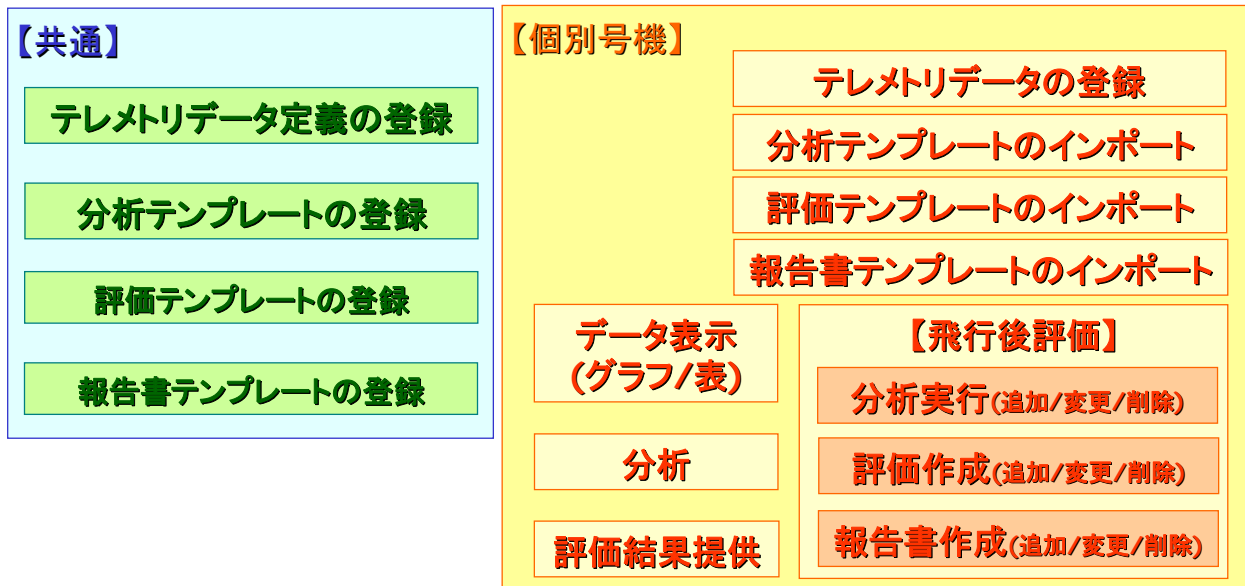


図 3.2.4.4-14 機能ブロック

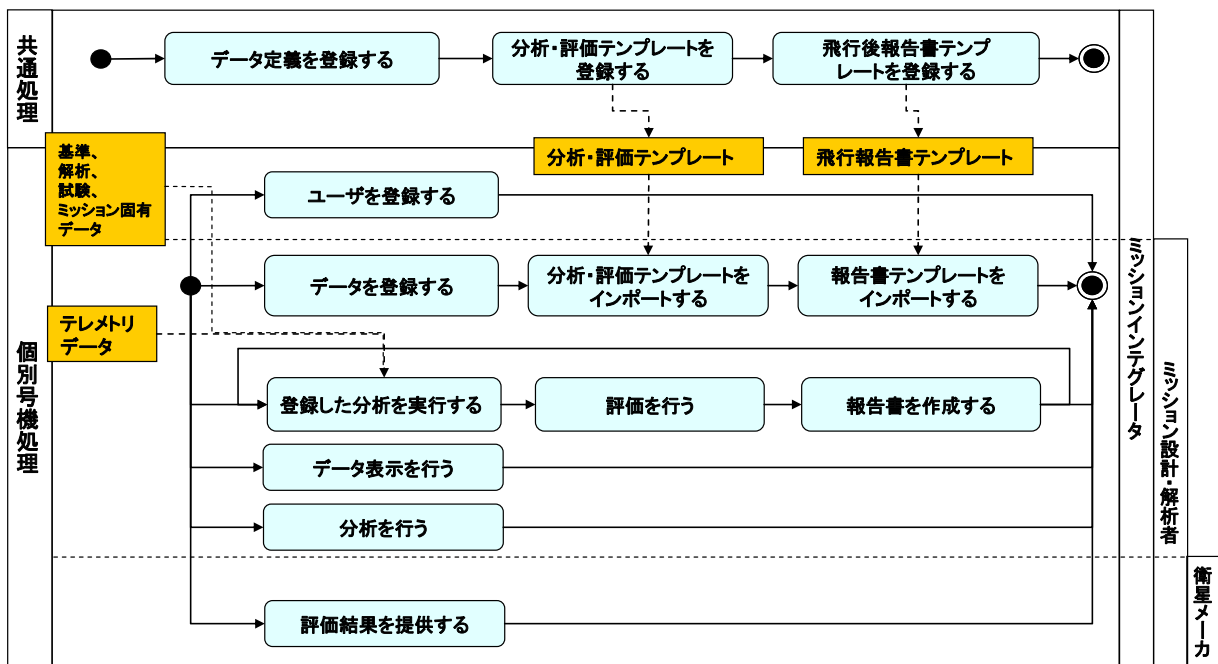


図 3.2.4.4-15 業務フロー

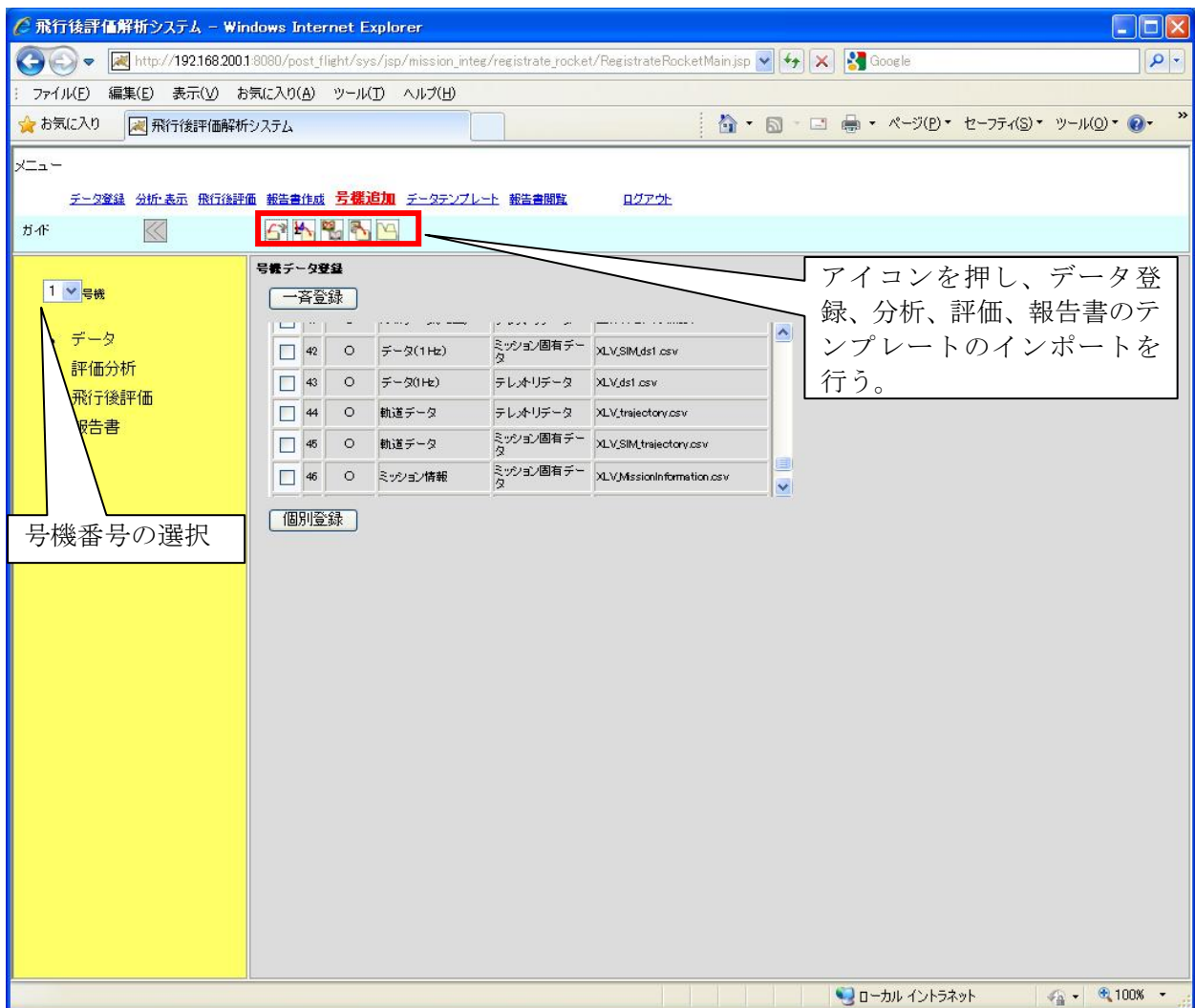


図 3.2.4.4-16 号機追加画面

以下では、業務フローにしたがい各機能の内容を説明する。
号機ごとの飛行後解析・評価作業では、2)個別号機処理のみを行う。

1) 共通

(a) データ定義の登録

登録するテレメトリデータ、試験データ、解析データに対し、その読み取り形式 (CSV形式、ブロック形式、バイナリ等)を登録する。

個別号機では登録した読み取り形式にしたがいデータを読み込む。

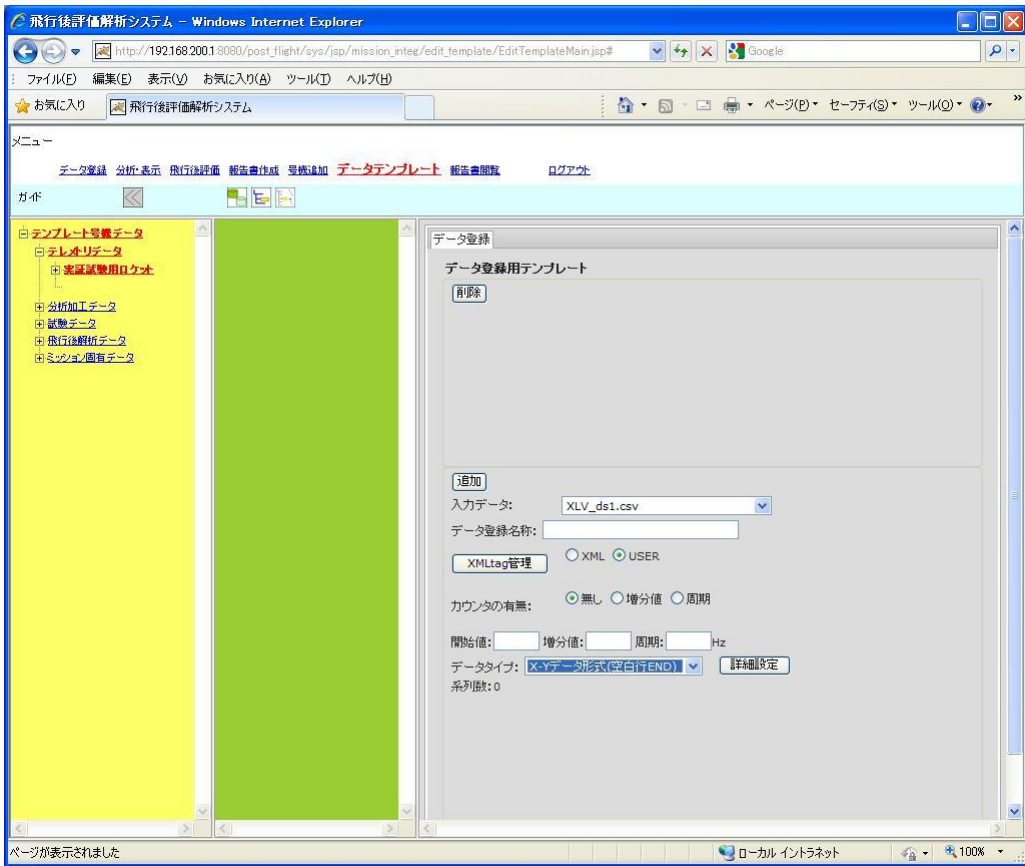


図 3.2.4.4-17 データ登録 1

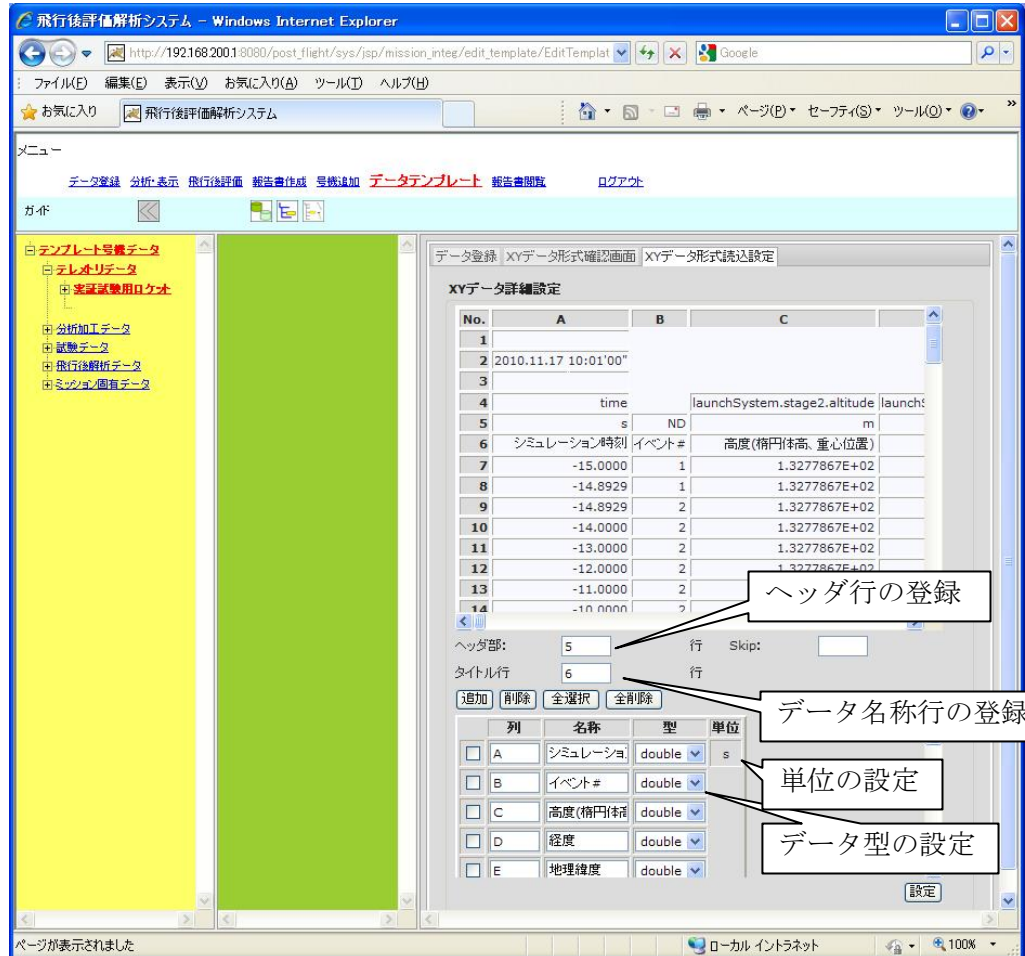


図 3.2.4.4-18 データ登録 2

(b) 分析テンプレートの登録

単分析、システム/コンポーネント分析の内容を登録する。

分析の入力や設定値は、テンプレート号機のテレメトリデータ、試験データ、解析データおよび分析結果を基に設定し、個別号機に分析テンプレートをインポートすると、各号機で登録したデータに基づき分析が行われる。

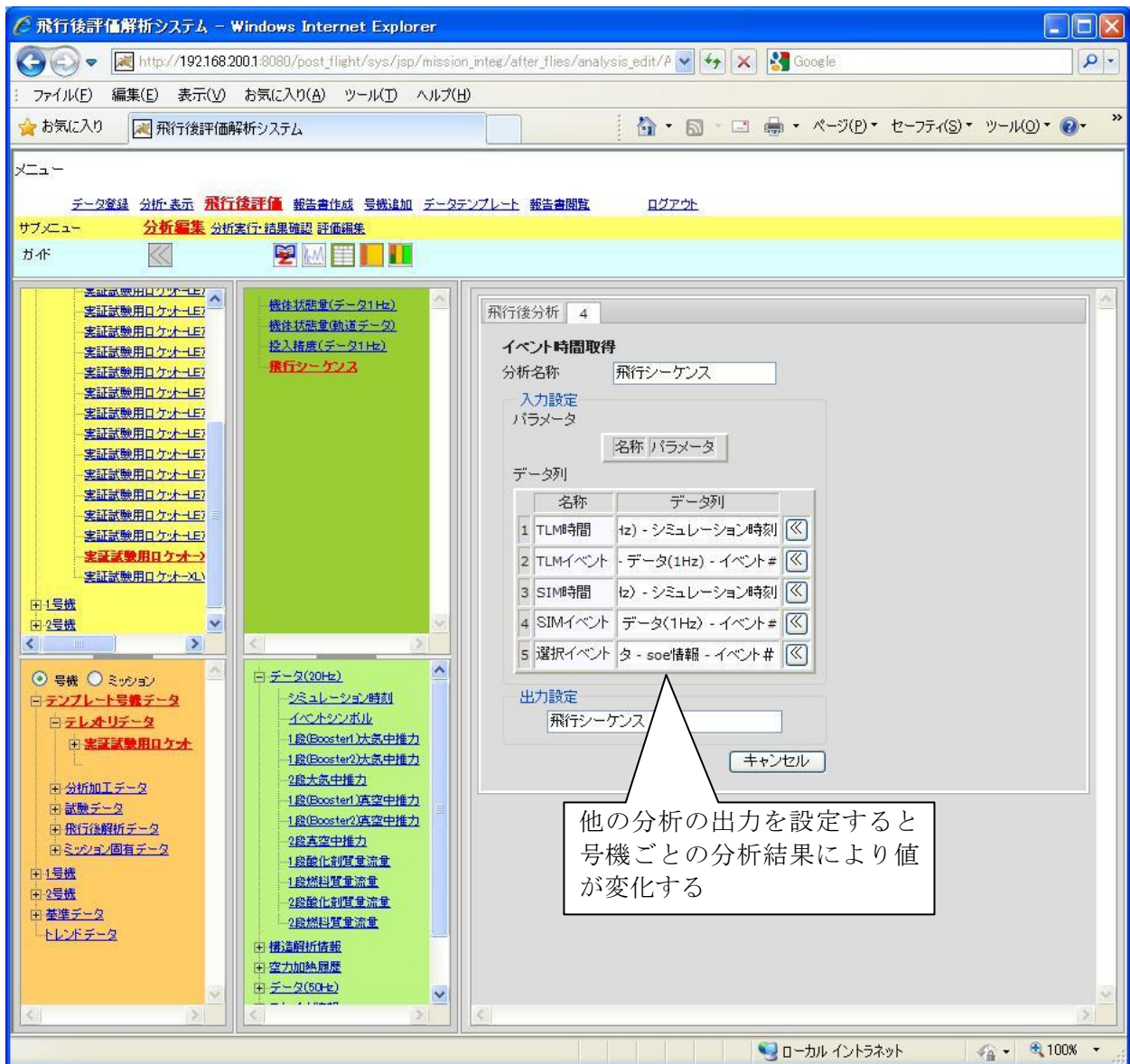


図 3.2.4.4-19 分析テンプレートの登録

(c) 評価テンプレートの登録

評価に必要なコメント文、表、グラフを登録する。

テンプレート号機のテレメトリデータ、試験データ、解析データおよび分析結果を基にして表、グラフおよびコメント文を作成し、個別号機に評価テンプレートをインポートすると、各号機のデータが表示される。

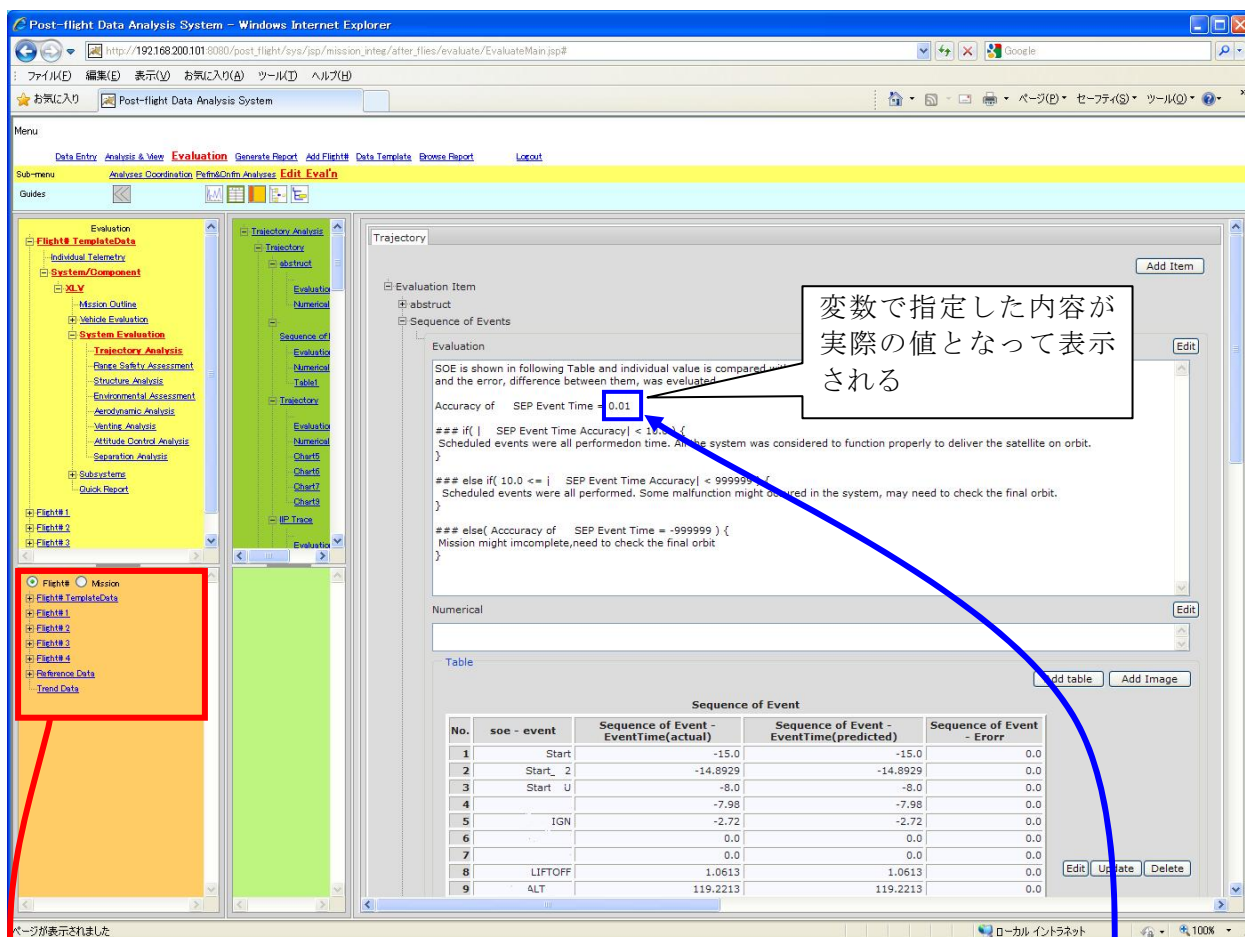


図 3.2.4.4-20 評価テンプレートの登録

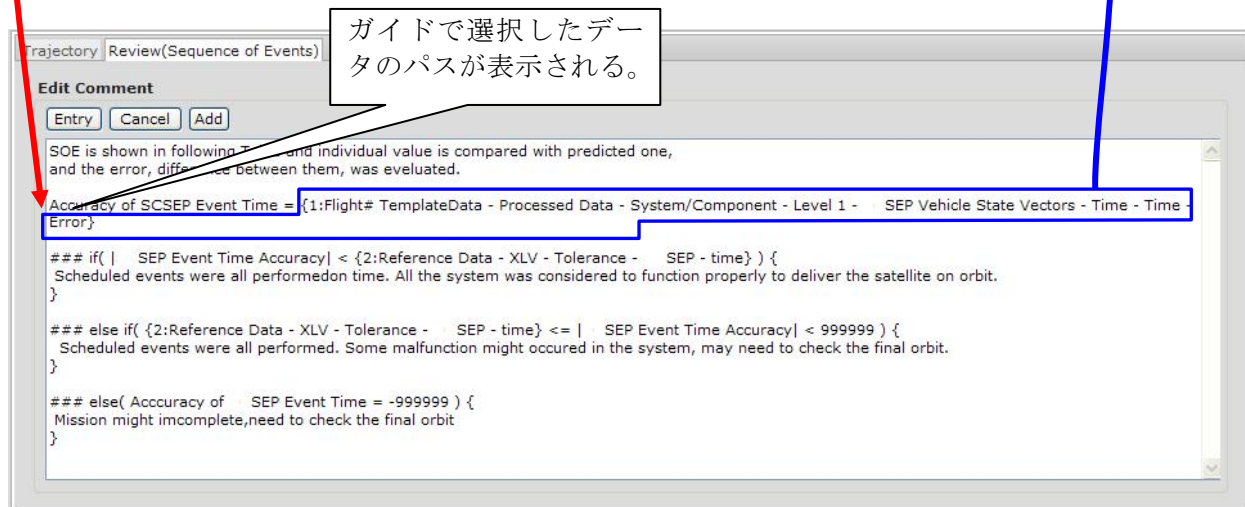


図 3.2.4.4-21 コメントの編集

(d) 報告書テンプレートの登録

報告書テンプレートは報告内容に基づき複数登録可能である。

各報告書テンプレートの内容は、コメント文、表、グラフより構成される。

内容の作成は、ビュー画面を2分割し、左側に飛行後評価、右側に報告書の内容を並べて表示し、必要なコメント文、表、グラフを選択し、追加ボタンを押すことで報告書に反映させることができる。

追加ボタンで登録した報告書の内容は評価の内容とデータがリンクしており、評価の内容を変更すると報告書の内容に反映される。

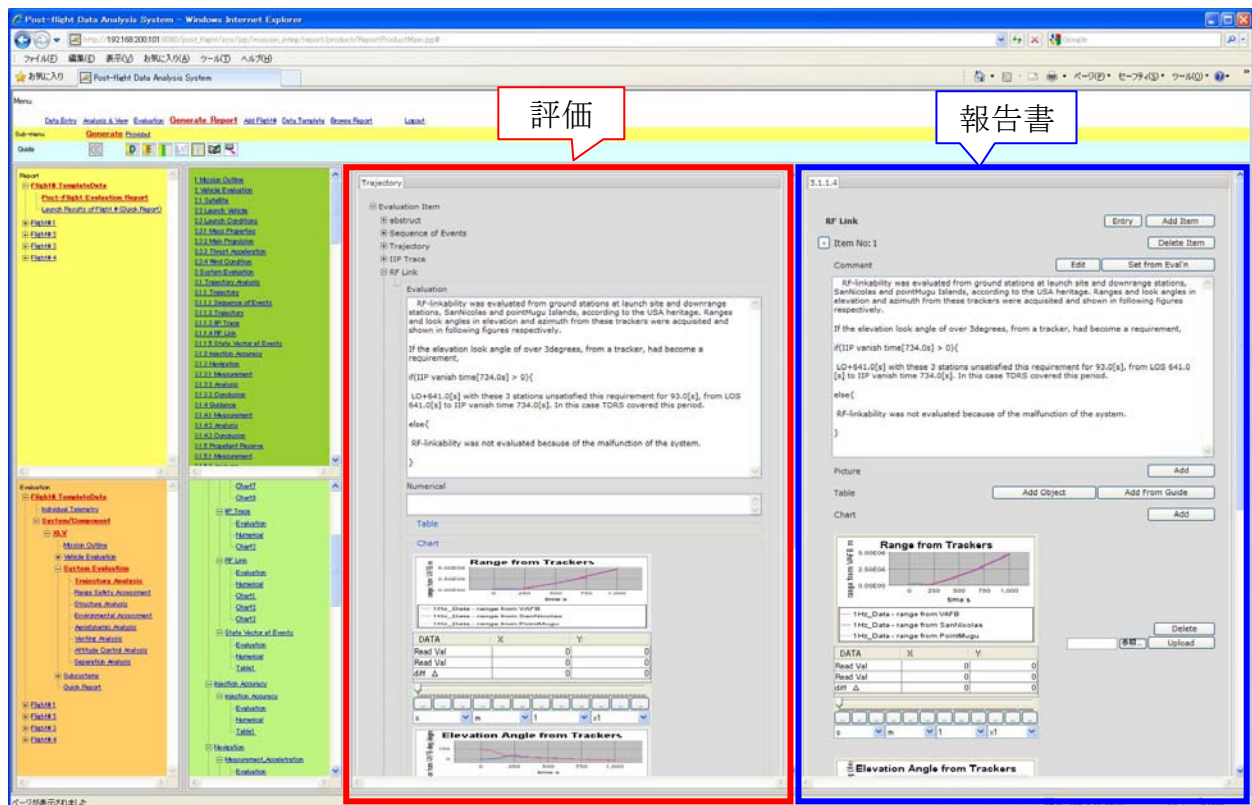


図 3.2.4.4-22 報告書テンプレートの登録

2) 個別号機

(a) ユーザの登録

飛行後解析・評価作業に関わる新規ユーザを登録する。ユーザ登録にあたりユーザグループを設定する。

所属するユーザグループにより使用できる機能、アクセスできるデータが異なる。

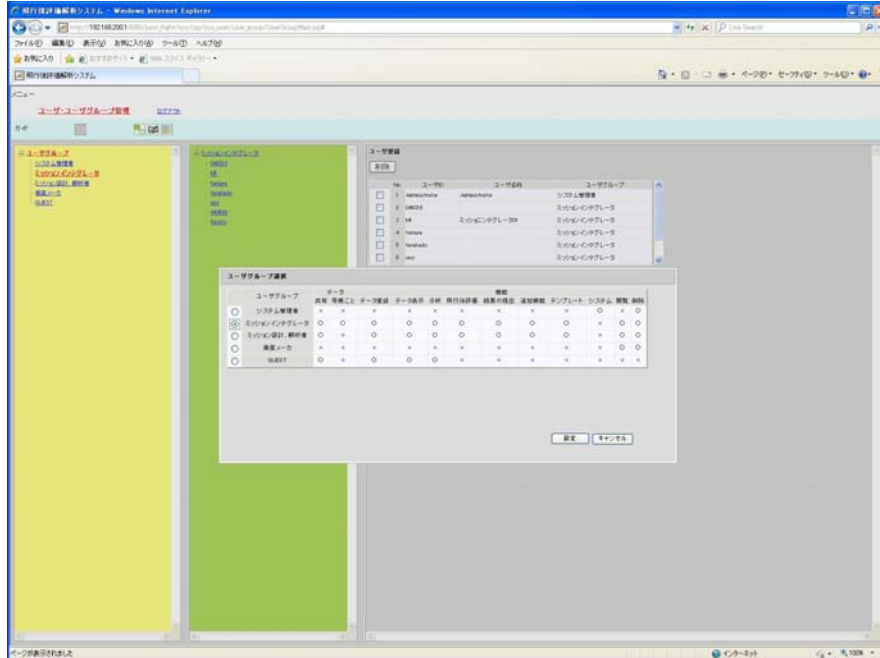


図 3.2.4.4-23 ユーザ登録およびユーザグループの設定

(b) データの登録

個別号機のテレメトリデータ、試験データ、解析データをサーバの指定したフォルダに保管した後、データをシステムに登録する。

データ登録は、ボタンを押すことで 1)(a)にて登録した内容にしたがい、一斉に実施する。

(c) 分析テンプレートのインポート

分析のインポートボタンを押すことで、1)(b)で登録した分析を一斉に登録する。

(d) 評価テンプレートのインポート

評価のインポートボタンを押すことで、1)(c)で登録した評価を一斉に登録する。

(e) 報告書テンプレートのインポート

1)(d)で登録した報告書の一覧の中からインポートする報告書を選択し、インポートボタンを押すことで、選択した報告書を登録する。

(f) 登録した分析の実行

ボタンを押すことで(c)でインポートした分析を実行する。

分析の実行は一斉実行、および選択実行が可能である。

図 3.2.4.4-25 の分析結果表示画面では、分析状況(未実施/実施(正常/異常))、過去情報(過去に異常有/無/同じミッションで異常有)をアイコンにて表示するとともに、フィルタリング機能にて異常を起こした分析のみを表示することも可能である。

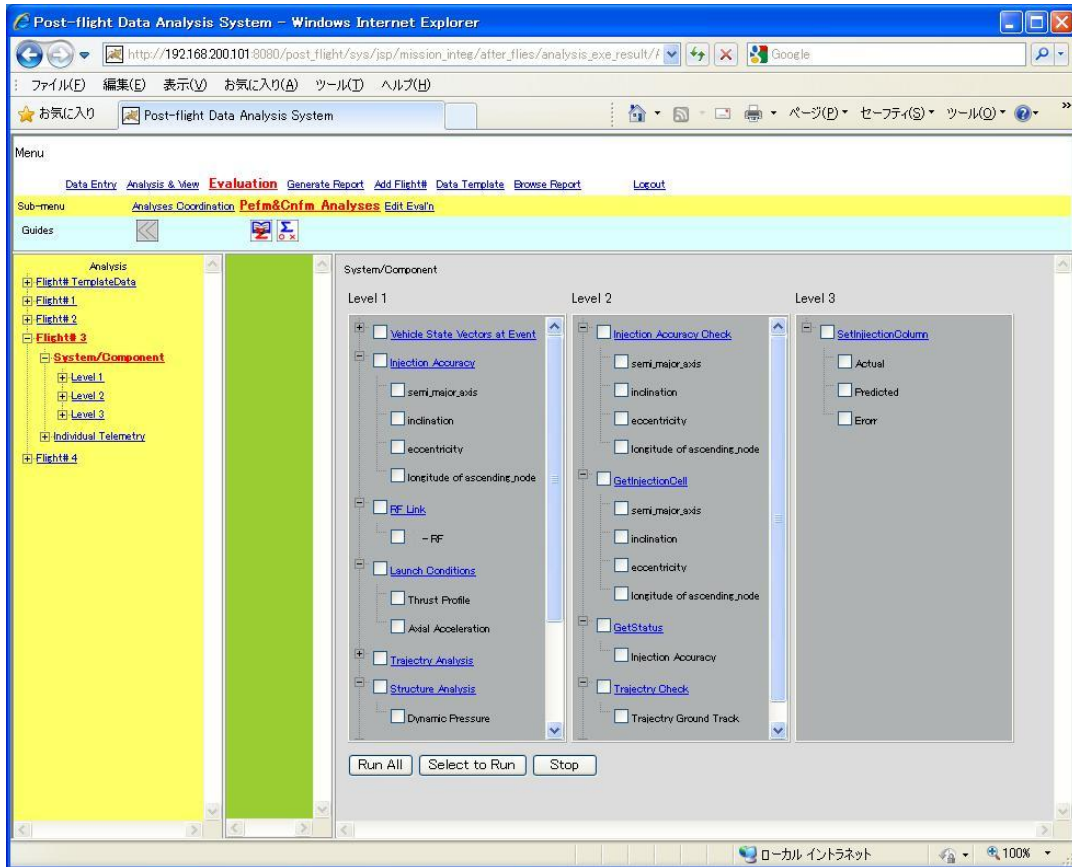


図 3.2.4.4-24 分析の実行

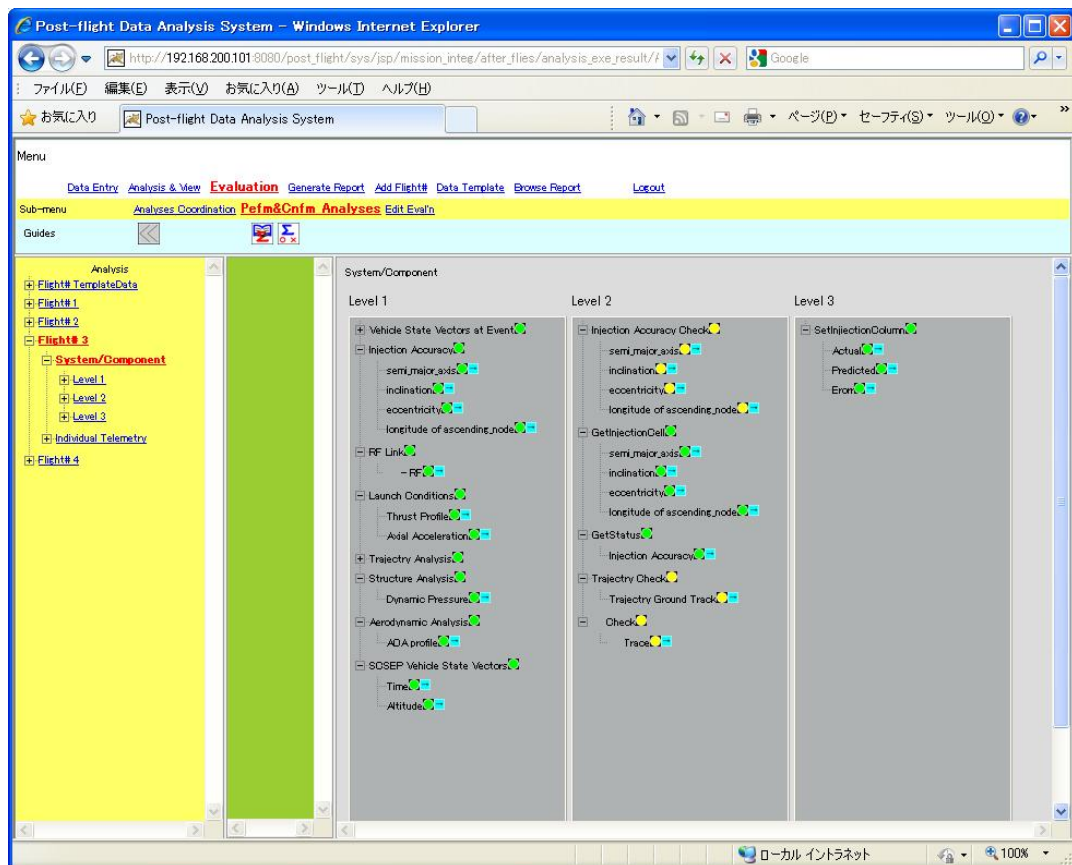


図 3.2.4.4-25 分析結果の表示

(g) 評価

評価内容を確認する。

表、グラフはピクチャーではなく実データを基に表示しており、データの詳細の確認が可能となっている(図 3.2.4.4-27、図 3.2.4.4-28 参照)。

分析結果にしたがい、必要に応じてコメント、グラフ等を追加・編集を行う。

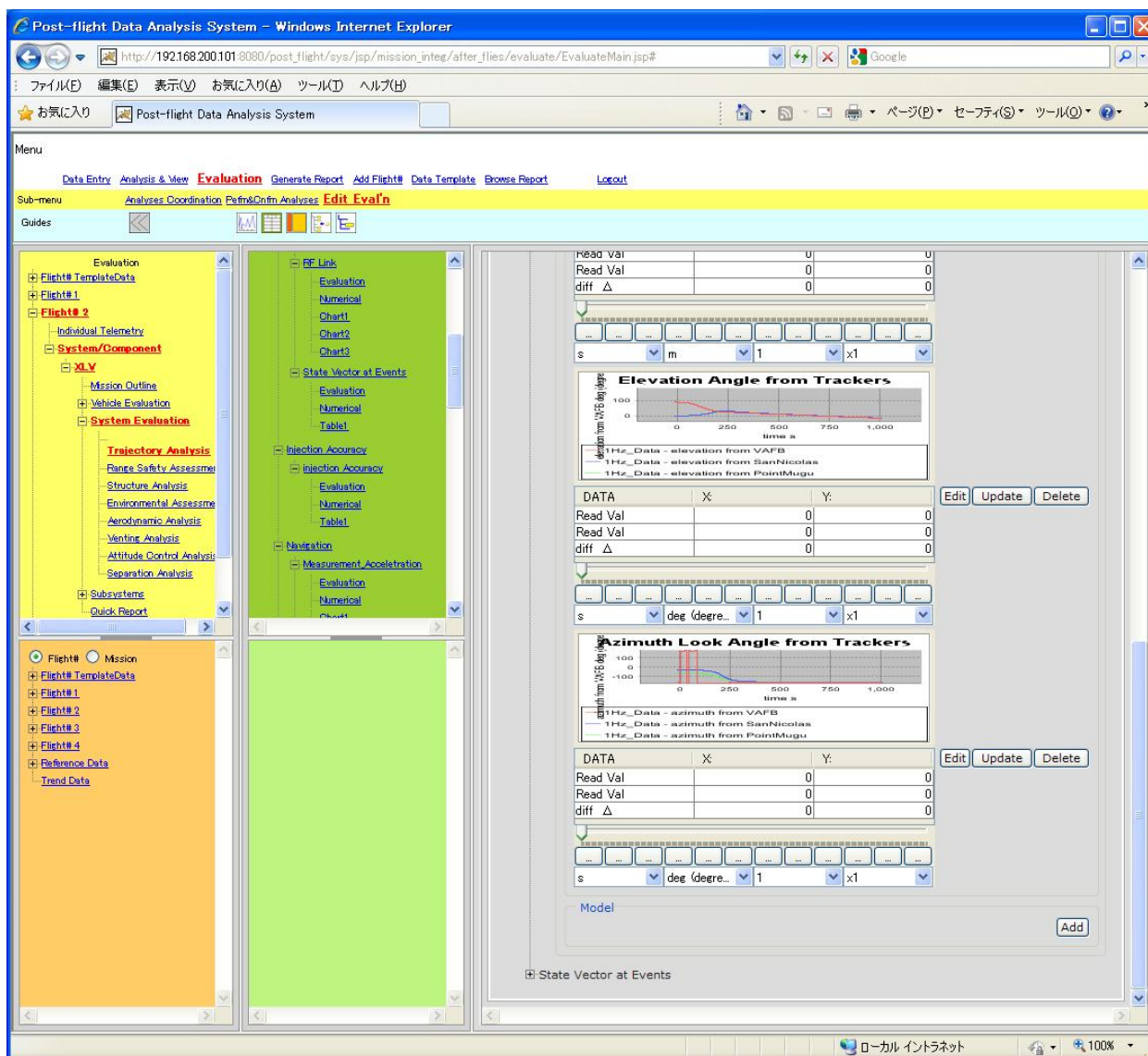


図 3.2.4.4-26 評価内容の表示

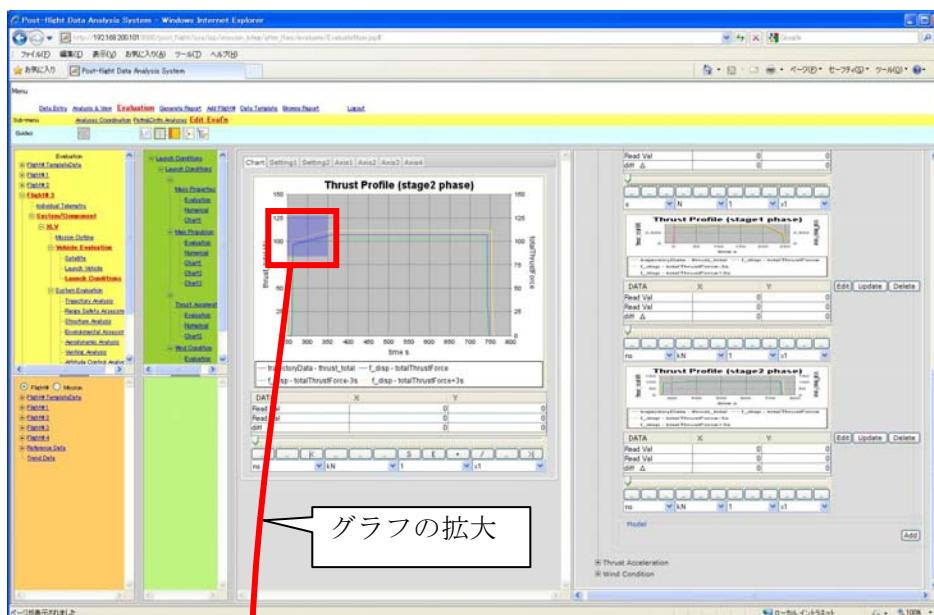


図 3.2.4.4-27 評価におけるグラフの表示

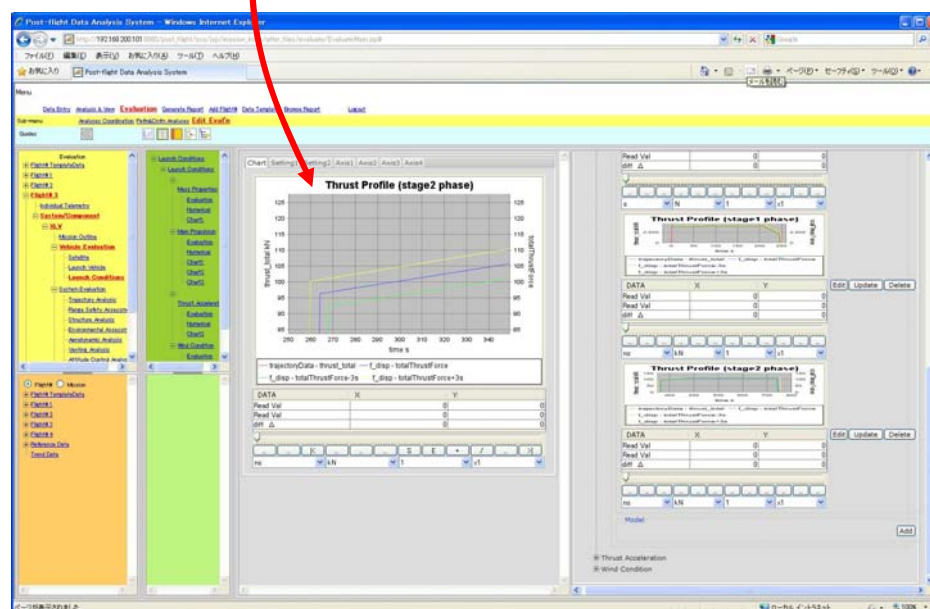


図 3.2.4.4-28 グラフの拡大

(h) 報告書

報告書の内容を確認し、表、グラフを印刷用のピクチャーに変換、登録作業を行う。

(i) データ表示

テンプレートをインポートして作成した評価、報告書における表、グラフ以外にも、ガイドより任意のデータを選択し、表、グラフを表示することができる。

(j) 分析の実行

テンプレートをインポートした分析処理以外にも、ガイドより任意のデータを選択し、分析を行うことができる。

(k) 評価結果の提供

報告書は Word 形式または PDF 形式の電子ファイルに変換し提供する。

(5) インテリジェント分析

(a) 複雑系解析

フライトデータ分析について、カオス解析の手法を適用することで、従来の方法では識別し得なかったシステムの潜在的異常や故障予兆を検知できる手法を確認した。カオス現象とは、決定論（因果関係）に従って推移するものの、非線形性をも併せ持つために、結果的には不規則で複雑な挙動を示す現象である。その解析手法とは、時系列データを多次元データに埋め込んで現象を再構築した上で、カオスの特性（決定論性が現れているか、確率論的または周期的な事象ではないか）を確認する目的でいくつかのデータ処理方法を取り入れ、カオスパラメータと呼ばれる指標や特徴的な画像の組合せとして指し示す方法が一般的なものである。この解析方法は近年の計算機能力の飛躍的な向上により可能となってきた。

標準的なカオス解析の手順は、図 3.2.4.4-29 に提示したようにいくつかの解析手法の集合体である。飛行中データ取得・機体評価システムからは分析機能のひとつとして呼び出されるが、条件設定画面を図 3.2.4.4-30 に提示した。

- ①データ入力：飛行中データ取得・機体評価システムにより、必要な時間区間で切り取られたテレメトリデータが、カオス分析機能に引き渡される。
- ②埋め込み処理：入力データが 1 次元データの場合は、既定の遅れ時間を用いた多次元データに埋め込む。埋め込み次元はデータ毎に適切な値に設定される。
- ③RP, IDRP, IDNP および R 値の計算：RP（リカレンスプロット）は、時系列データの周期性や定常性といった大域的な情報構造を視覚的に把握するために描画されるものである。この目的で個々のデータ間の距離が計算される。IDRP（同方向性リカレンスプロット）は、データの変化率について、RP と同様に大域的な情報構造を視覚的に把握するために描画される。この目的で個々のデータ間の変化率の違いが計算される。IDNP（同方向的近傍プロット）は、個々のデータ間について上記ふたつの値の積を描画する。つまり、位相空間上の近傍にあって同じ方向に変化するものを点描することで決定論性の視覚的な把握に役立つ。R 値は、ある点の近傍点のうちで同方向性の点の割合を平均化した数値で、決定論性を把握するためのパラメータである。
- ④相関次元計算：自己相似性を示すフラクタル次元のひとつである相関次元を計算する。
- ⑤リアプノフ係数計算：ある点の近傍点との距離（誤差）が経時的に拡大する割合を指数表記したもの。これが負であれば誤差は収束するが、正の場合は拡大・発散するため、不安定性を示す指標である。この収束・発散の独立な次元の数をリアプノフ次元と言い、リアプノフ係数はこの次元数だけ求められてリアプノフスペクトルと呼ばれる。系の安定性はこのうちの最大のもの（最大リアプノフ係数）に支配される。
- ⑥サロゲート解析：元の時系列データの順番を変えたデータ（サロゲートデータ）を作成してカオスパラメータを再計算し、元のデータの値と有意な差があるかを確認する。有意な差がある場合、元のデータは決定論的でありカオスと判断する理由のひとつになる。非線形性の評価にも使用される。サロゲートデータの作成方法としては RS（ランダムシャッフル）法および FT（フーリエ変換）法がある。前者では一次量（平均値等）が、後者では二次量（パワースペクトル等）が元のデータに対して保存される。
- ⑦描画：アトラクタは非線形力学システムが、過渡状態を経たあとに定常的に観測され

る位相空間上の軌道であり、時間を経て全空間の点はアトラクタ上のいずれかの点に収束する。カオス現象以外にも周期的な現象もアトラクタを有する。アトラクタは、多次元データの各列を x , y , z 座標および色軸に割り当てることで描画される。RP, IDRP は、各点を番号順に x , y 両軸に並べ、 x , y 軸の両点間の距離または変化率の大きさに従って格子点に色付けしたもの。IDNP は、RP 上の距離と IDRP 上の変化率がそれぞれ規定値以上の場合に、対応する格子点に色付けしたものである。

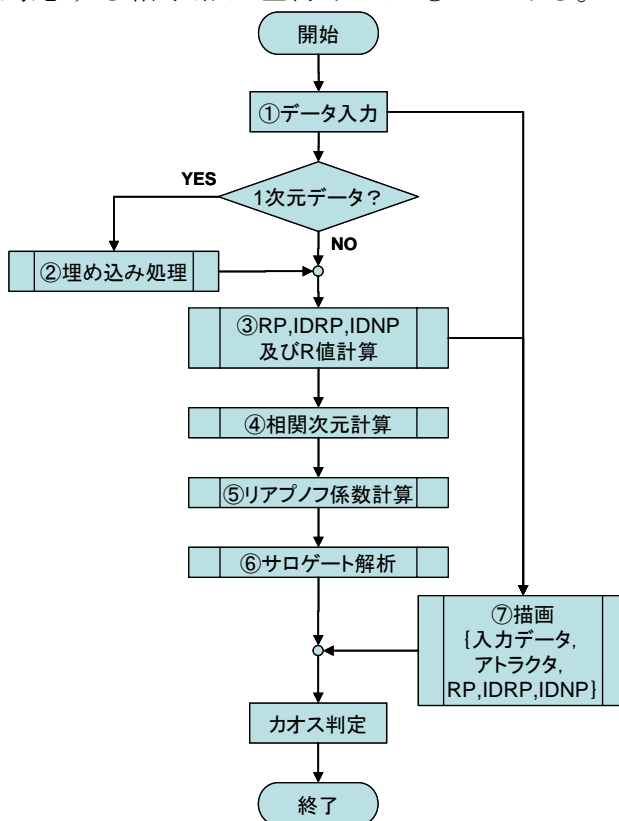


図 3.2.4.4-29 カオス解析ツールのタスクフロー



①: データ入力設定、②: 埋め込み次元設定、③: RP, IDRP, IDNP 描画およびR値計算設定、④: 相関次元計算設定、⑤: リアプノフ係数計算設定、⑥: サロゲート解析設定、⑦: 描画指定、⑧: 蓄積データ・設定条件の呼出し、⑨: 解析終了

図 3.2.4.4-30 カオス解析条件の設定画面

(b)モデルベース推論

モデルベース推論では、異常を検知した場合、システムの系統を構成するサブシステム、コンポーネント個々の状態とその因果関係から異常源の特定を行う。

ベイジアンネットワークは、因果関係のあるイベントの確率変数をノードとした非循環有効性グラフ構造と、各ノードに割り当てられる条件付確率で表した確率推論モデルである。

ベイジアンネットワークを利用したモデルベース推論では、多くの事象(例えばシステムの多数のセンサ群)間の因果関係をモデル化し、ある事象が発生した場合、未知であるシステム状態(故障原因)を確率推論する。

今回、ベイジアンネットワークを利用したモデルベース推論では、(ア)ベイジアンネットワークモデルの構築、(イ)モデルベース推論、の2段階で構成する。

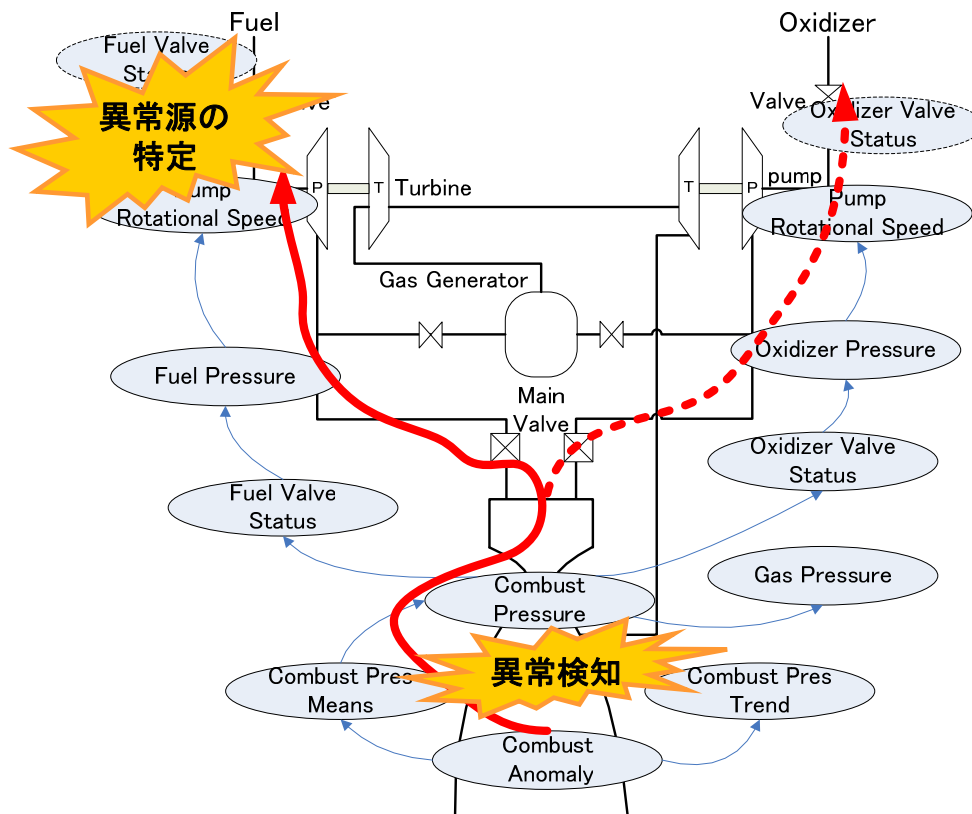


図 3.2.4.4-29 モデルベース推論

(ア)ベイジアンネットワークの構築

ベイジアンネットワークは与えられたデータから各ノード間の因果関係を構造学習することによって構築する。

個々のノードは、センシング情報が表す物理状態、および正常または異常時の故障原因を表すシステム状態とする。

センシング情報は離散値として扱う。センサ数を n 、離散化レベルを m とした場合、

各センサが取り得る組合せ総数が m^n と指数関数的に増大し、モデル構築、推論に膨大な時間を要することとなる。

したがって、ベイジアンネットワーク構築におけるセンサ数、離散化レベルは実用形態を考え調整する必要がある。

(イ)モデルベース推論

ベイジアンネットワークを基にしたモデルベース推論では、既知なデータを該当するノードに対し与えることで、未知のノードの取り得る各値に対する発生確率を求める。つまり、観測されたセンシング情報を該当するノードに与えることで、システムの状態を推論する。

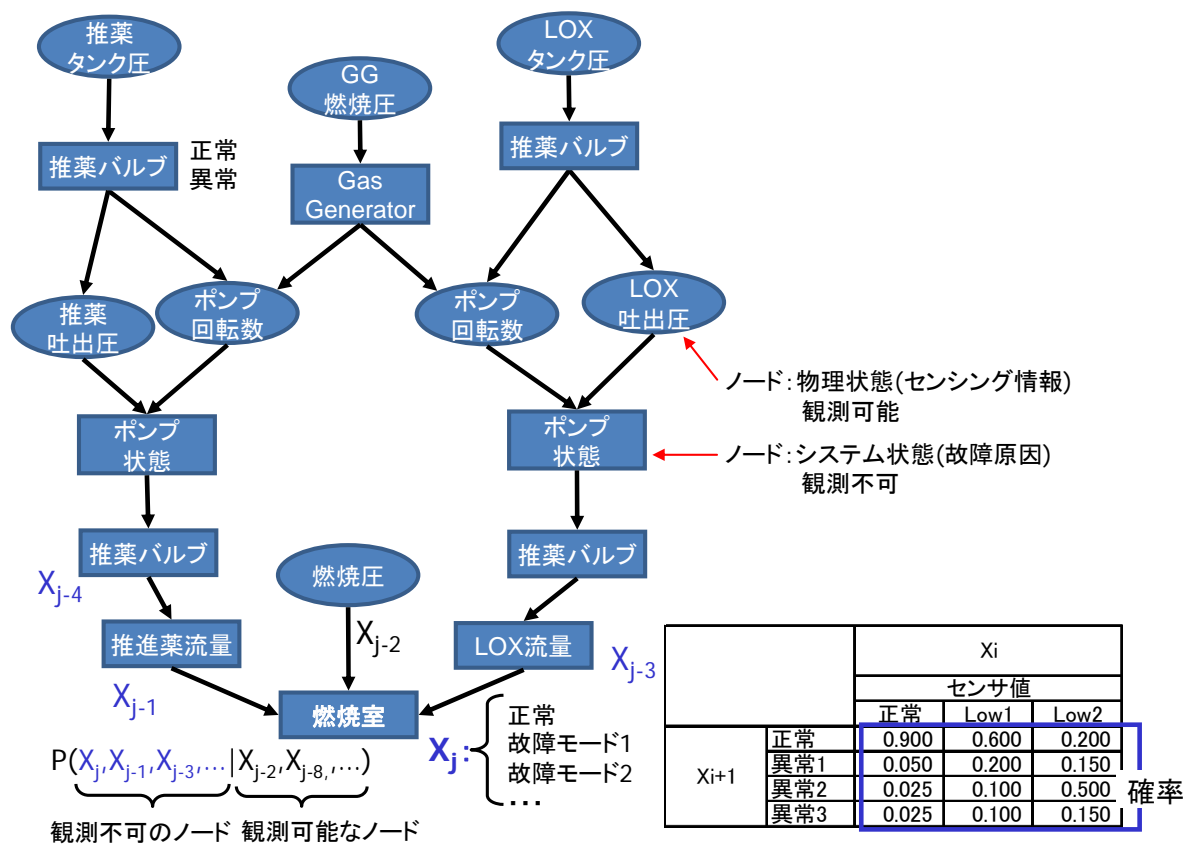


図 3.2.4.4-30 ベイジアンネットワークによるモデルベース推論

3.2.4.5 実証試験

2.1.1 3)でまとめたミッション対応設計高度化技術(MI)の目標を以下に示す(図3.2.4.5-1 参照)。

- ・ ミッション対応設計情報一元管理技術およびミッション解析情報設定技術により衛星受注から打上げまでのミッションインテグレーション作業期間を **40%削減する**。
- ・ 打上げ当日ミッション解析・評価技術により**確実な打上げを実現する**。
- ・ 飛行中データ取得・機体評価技術により飛行後解析・評価作業を高度化・省力化し、作業量の **20%を削減する**。

実証試験では本目標を達成していることを確認した。

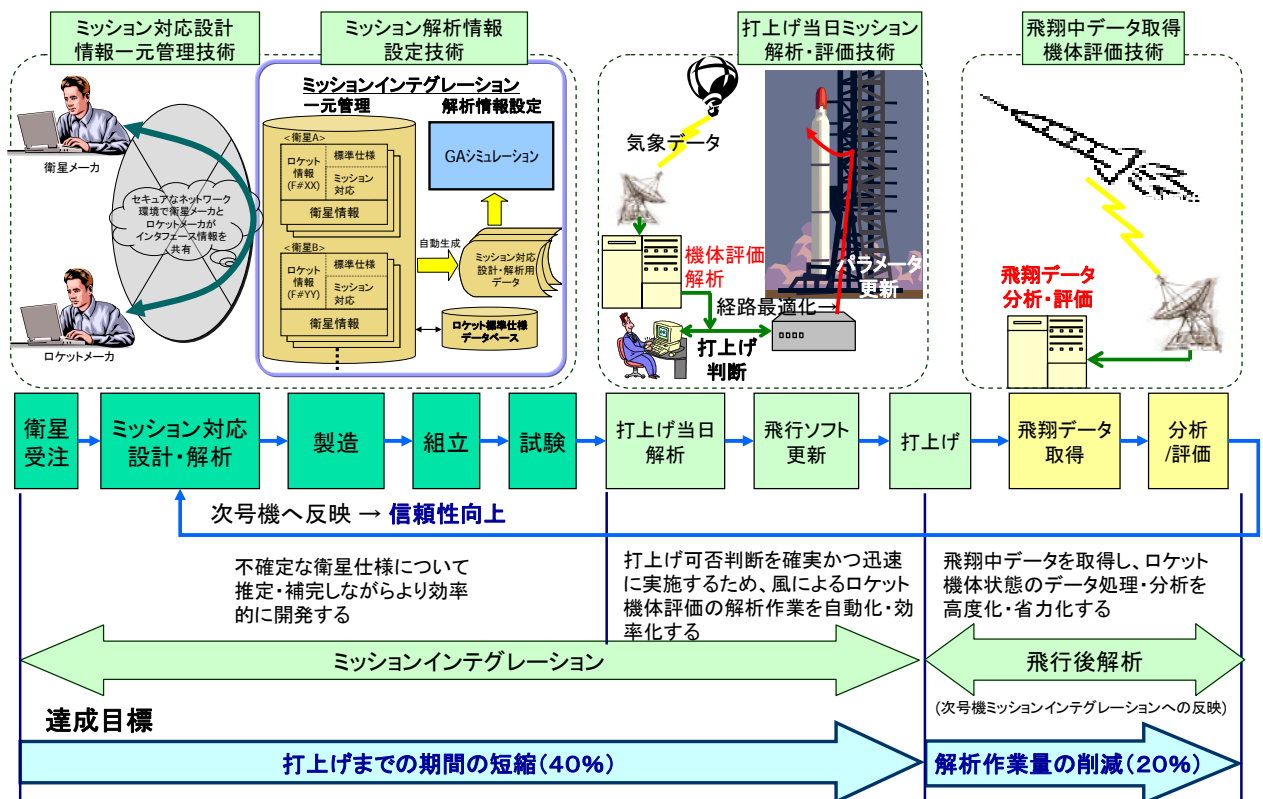


図 3.2.4.5-1 ミッション対応設計高度化技術と目標設定

3.2.4.5.1. ミッション対応設計情報一元管理技術

(1) 実施内容

3.2.4.1 (4)で示したミッションインテグレーションシステムは、衛星/ロケット間のインタフェース情報を一元管理し、Web を介した情報伝達、過誤の防止、文書や各解析用データの自動生成等を実現することでミッションインテグレーション作業の省力化・効率化を図る。

図 3.2.4.5-2 に一般的なミッションインテグレーション作業フローを示す。

図中央部分がミッションインテグレーションシステムを適用する範囲の作業を示している。

実証試験では、実証試験用に仕様を設定したモデル衛星を対象としてミッションインテグレーション作業を実施する。実施にあたっては、作業ごとにミッションインテグレーションシステムを利用した場合と従来方法における作業時間を計測し、作業が省力化、効率化することを確認した。ただし、システムを導入することにより新たに加わった作業については、システムを利用した場合の作業時間のみを計測する。

表 3.2.4.5-1 にミッションインテグレーションシステムを利用した場合の作業内容と評価方法を示す。

ミッションインテグレーション作業全体としての効率化度合いは、作業によりミッションインテグレーション中の利用頻度が異なるため、利用頻度に応じた重み付けを行い、全体としての効率化度合いを算出する。

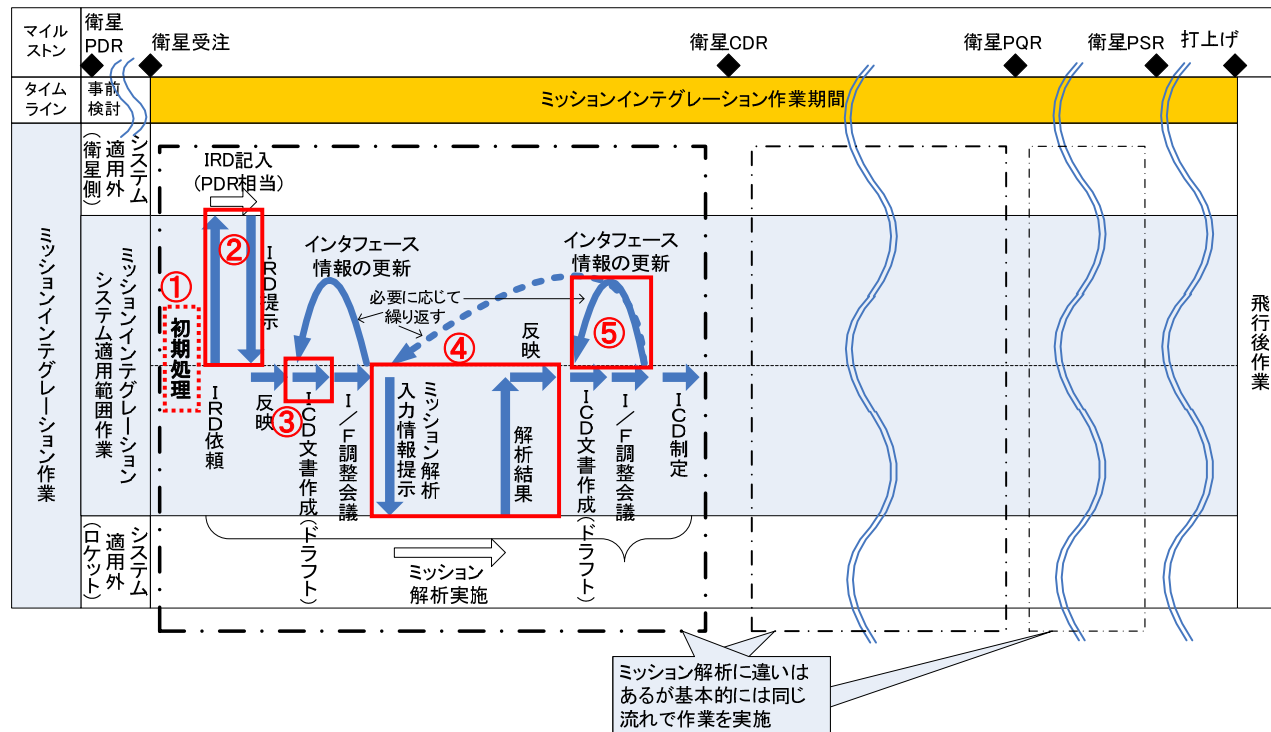


図 3.2.4.5-2 ミッションインテグレーション作業フロー

表 3.2.4.5-1 ミッションインテグレーション作業の内容と評価方法

実証項目	内容	評価方法
①初期処理	個別衛星を初期登録する際に、標準衛星/ロケット ICD をインポートし、衛星/ロケットインタフェース項目を設定する。	衛星/ロケットインタフェース項目を設定する作業の効率化度合いを評価する。 本作業は、衛星受注後の1回のみと想定する。 本作業はシステムを利用した場合のみの作業であり、システムを使用する場合のみの作業時間を計測する。
②衛星インタフェース要求情報処理	個別衛星のインタフェース情報設定画面より、個別衛星情報入力シートを出力する。 衛星の設計段階にしたがい、衛星側インタフェース要求内容をシートに記入する。 衛星側のインタフェース要求が記入されたシートをシステムにインポートする。	衛星側インタフェース要求を ICD へ反映する作業の効率化度合いを評価する。 本作業は、衛星側の PDR、CDR、PQR 後の3回を想定する。 本システムを利用した場合と、使用しない場合の作業時間を計測する。
③衛星/ロケットインタフェース管理文書の作成処理	個別衛星のインタフェース情報設定画面より、衛星/ロケットインタフェース管理文書を出力する。	衛星/ロケットインタフェース管理文書を作成する作業の効率化度合いを評価する。 本作業は、インタフェース調整会議を1ヶ月に1回開催し、そのタイミングで管理文書を作成(更新)することを想定する。 本システムを利用した場合と、使用しない場合の作業時間を計測する。

実証項目	内容	評価方法
④ロケットミッション解析情報処理	<p>個別衛星のインタフェース情報設定画面より、ロケットミッション解析情報シートを出力する。</p> <p>ロケットミッション解析情報シートに解析結果を入力する。</p> <p>解析結果が入力されたシートをシステムにインポートする。</p>	<p>ミッション解析の入力ファイルの作成、および解析結果をICDへ反映する作業の効率化度合いを評価する。</p> <p>本作業は、衛星側のPDR、CDRの2回を想定する。(解析によりPQR後に実施することも想定する)</p> <p>典型的な解析に対して、本システムを利用した場合と、使用しない場合の作業時間を計測し、その情報を元に、ミッション解析全体の作業量を算出する。</p>
⑤衛星/ロケットインタフェース情報の更新処理	<p>個別衛星のインタフェース情報設定画面より、個別衛星に対するインタフェース情報を入力、更新する。</p> <p>各インタフェース項目に対し、文書、図、表を登録する。</p>	<p>衛星/ロケットインタフェース項目を入力、更新する作業の効率化度合いを評価する。</p> <p>本作業は、いくつかのインタフェース項目に対して文書、図、表の一般的な量を想定し、入力、更新作業を行う。</p> <p>インタフェース項目に対し、本システムを利用した場合と、使用しない場合の作業時間を計測し、その情報を元に、インタフェース情報全体に対して入力、更新した場合の作業量を算出する。</p>

(2) 実施手順

実証試験では事前準備として以下のデータを用意した。

(ア) 実証試験用標準衛星/ロケットインタフェース情報

実証試験用標準衛星/ロケットインタフェース情報は、ISO15863 標準衛星/ロケットインタフェース管理文書をベースとし、衛星インタフェース要求文書およびミッション設計・解析用データを含むものとする。

ミッションインテグレーションシステムでは、標準衛星/ロケットインタフェース情報として本内容を入力する。

個別衛星用衛星/ロケットインタフェース管理文書は、本情報をインポートして作成する。

(イ) 実証試験用ロケットユーザースマニュアル

実証試験用ロケットユーザースマニュアルは、ロケット標準、オプション仕様、およびロケットの解析結果等を含むものとする。

ミッションインテグレーションシステムのロケット標準仕様データとして本内容を入力する。

(ウ) 実証試験用衛星/ロケットインタフェース管理文書

実証試験用衛星/ロケットインタフェース管理文書は、実証試験用に想定した衛星を対象とした衛星/ロケットインタフェース管理文書である。

ミッションインテグレーションシステムでは、個別の衛星/ロケットインタフェース情報として管理し、初期処理にて標準衛星/ロケットインタフェース情報をインポートしたものをベースとする。

その後、ミッションインテグレーション作業において本内容を順次入力し、最終的に本内容を規定した文書とする。

(エ) 実証試験用衛星インタフェース要求文書

実証試験用衛星インタフェース要求文書は、衛星/ロケットインタフェース調整段階において、衛星のインタフェース要求を入力する文書である。

インタフェース項目ごとにデータ提示時期(PDR、CDR、PQR)および精度を設定する。

ミッションインテグレーションシステムでは、衛星/ロケットインタフェース情報からエクスポートして作成する。

(オ) ミッション対応設計・解析用データ

ミッション対応設計・解析用データは、ミッション対応設計・解析で必要となる(入力)データおよび結果を記載するためのデータシートである。

ミッションインテグレーションシステムでは、衛星/ロケットインタフェース情報から入力データをエクスポートし、結果をインポートする。

(ア)～(オ)のデータをもとに、(1)で示したミッションインテグレーションの各作業を実施した。図 3.2.4.5-3 に各作業と投入データの関係、図 3.2.4.5-4 にミッションインテグレーションシステムの機能と処理フローを示す。

実証試験は、各処理に対し手順書を作成し、その内容にしたがって実施した。参考に

衛星インタフェース要求処理についての手順書を示す。

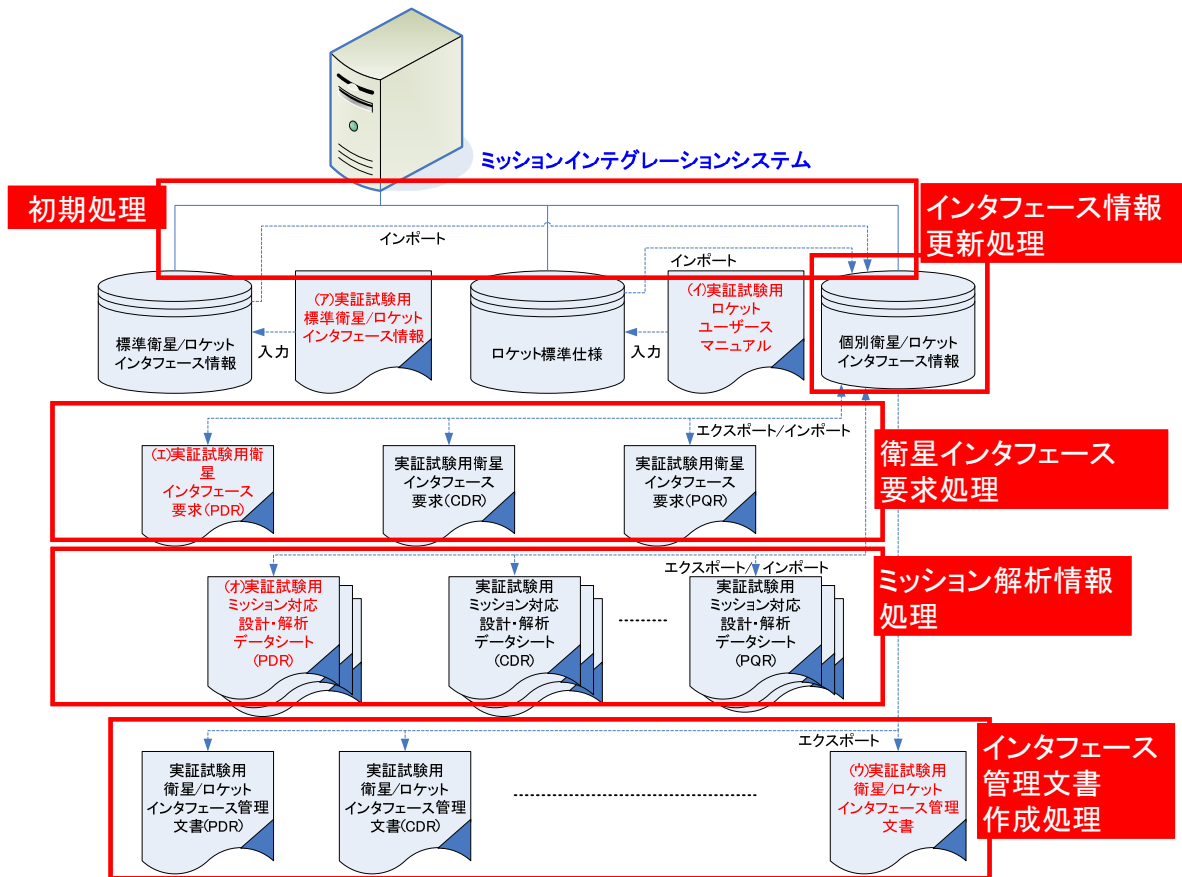


図 3.2.4.5-3 ミッションインテグレーション作業と投入データ

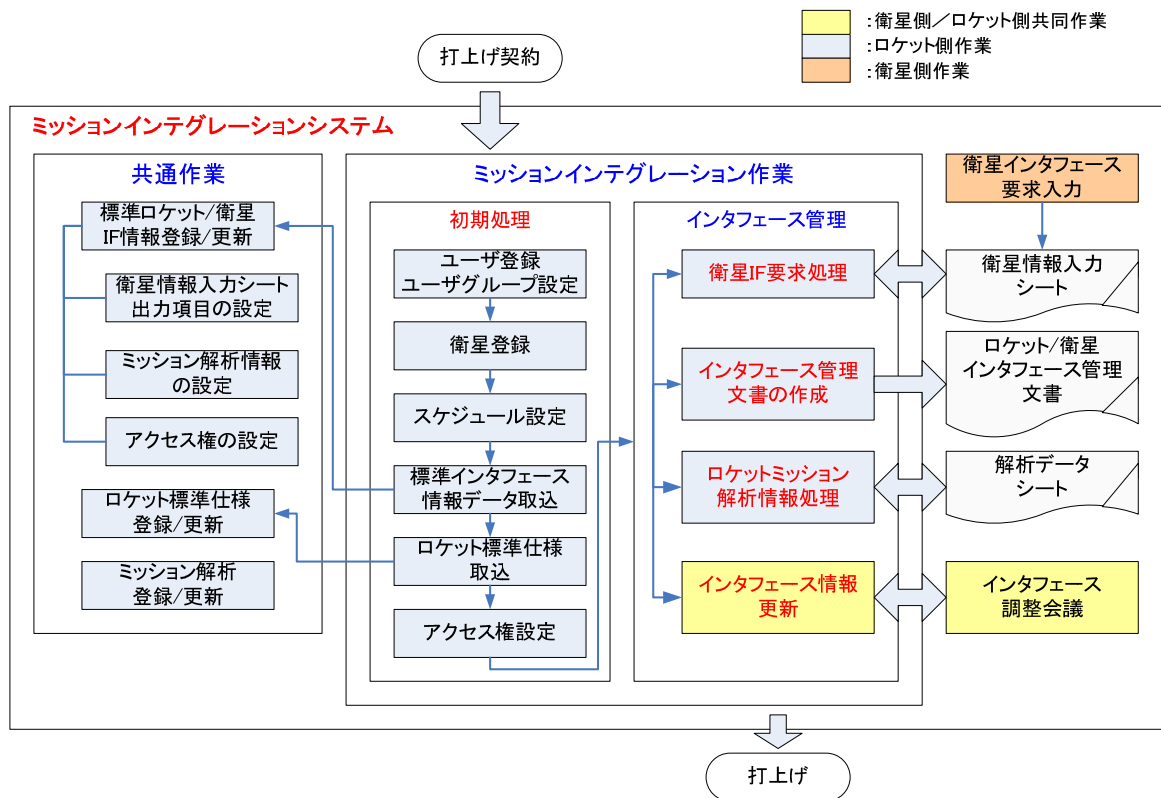


図 3.2.4.5-4 ミッションインテグレーションシステム 機能および処理フロー

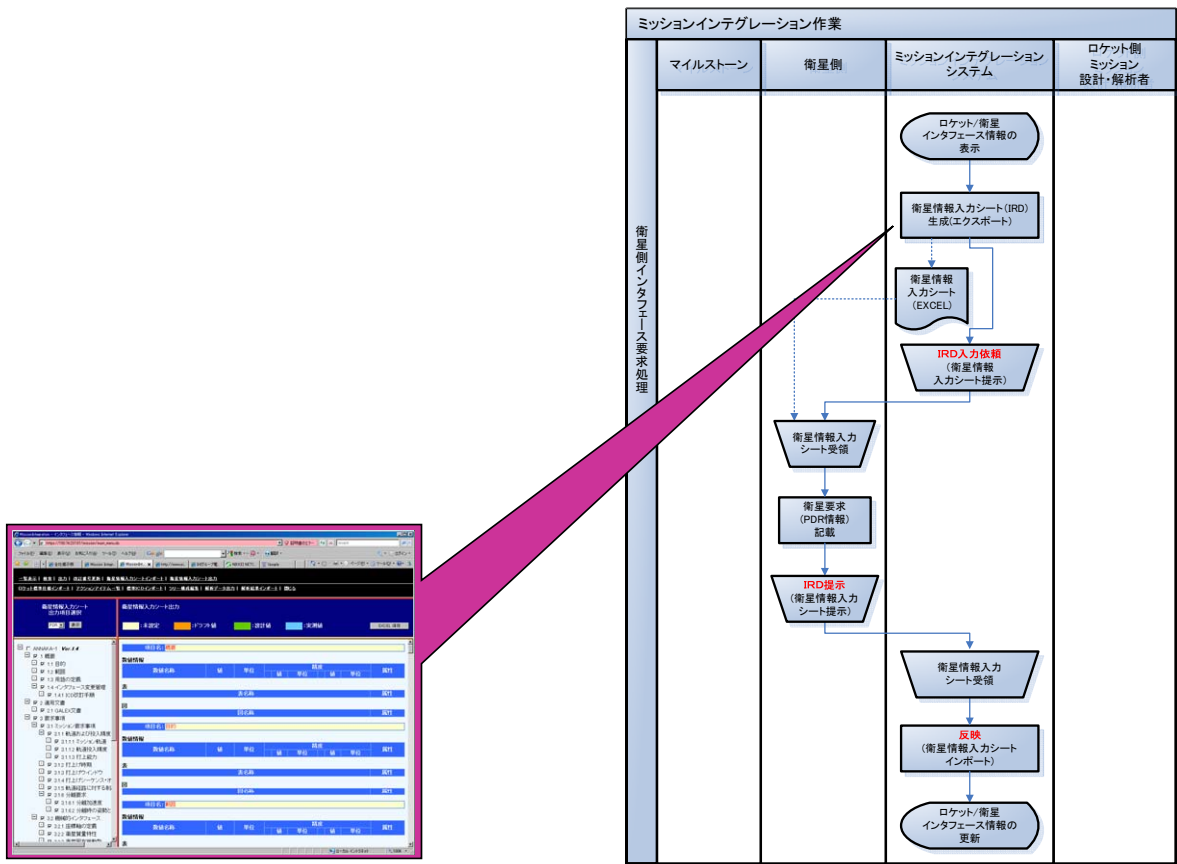


図 3.2.4.5-5 衛星インタフェース要求処理手順

表 3.2.4.5-2 衛星インタフェース要求処理における時間計測方法

実証項目	作業番号	作業項目	時間計測範囲	
			システム利用	従来作業
衛星側 インタフェース 要求処理	1	衛星/ロケット インタフェース 情報の表示	システムログインから衛星情報入力シートをエクスポートし、ログアウトするまでの時間を計測する。	EXCELで衛星情報入力シート(衛星インタフェース要求文書)を作成する時間を計測する。
	2	衛星情報入力シートの生成		
	3	※IRD入力依頼	システム適用範囲外で計測しない。	同左
	4	※衛星情報入力シート受領		
	5	※衛星要求記載		
	6	※IRD提示		
	7	※衛星情報入力シート受領		
	8	反映 (衛星情報入力シート インポート)	システムログインから衛星側が提示した図表の反映作業を終了し、ログアウトするまでの時間を計測する。	衛星情報入力シートに記載された内容をICDに反映する時間を計測する。
	9	ロケット/衛星インタフェース 情報更新	作業開始前に、衛星側より提示された衛星情報入力シート(記載済みのもの)および図表が記録された記録媒体(CD-R等)をパソコンにてアクセス可能な状態になっているものとする。	

(3) 実施結果

実証試験の実施結果を表 3.2.4.5-3 に示す。

実証試験は3人の作業員がそれぞれ作業全体を行い、その平均値をもとに効率化度合いを評価した。

実証試験の結果より、本システムを利用した場合、従来作業に対し **92%の時間削減**となり、その有効性を確認することができた。

なお、共通作業は、各衛星打上げミッションインテグレーション作業共通に利用する、標準衛星/ロケットインタフェース情報、ロケット仕様等を新規登録、更新するための作業である。したがって、個別衛星ごとのミッションインテグレーション作業には関わらない作業であるため、作業時間比較からは除いている。

表 3.2.4.5-3 実証試験結果

実証試験						従来作業			
項目番号	実証項目	作業番号	所要時間			作業番号	所要時間		
			作業者 A	作業者 B	作業者 C		作業者 A	作業者 B	作業者 C
1	初期処理	1	0:04	0:05	0:04				
		2	0:01	0:02	0:02				
		3	0:01	0:01	0:01				
		4	0:02	0:03	0:03				
		5	0:03	0:03	0:04				
		6	0:02	0:02	0:02				
2	衛星側インタフェース要求処理	1	0:01	0:01	0:01				
		2	0:08	0:18	0:11	2	3:15	3:41	2:10
		8	0:05	0:08	0:06	8, 9	7:35	9:06	10:37
3	衛星/ロケットインタフェース管理文書の生成	1	0:01	0:01	0:01				
		2							
		3	0:07	0:23	0:21	1, 2, 3, 4, 5	7:35	9:06	7:50
		4							
		5							
4	ミッション解析情報処理	1	0:01	0:01	0:01				
		2	0:08	0:08	0:08	2	0:24	0:40	0:32
		7	0:04	0:08	0:28	7,8	0:32	0:24	0:40
		8	0:01	0:02	0:01				
5	衛星/ロケットインタフェース情報の更新処理	1	0:01	0:01	0:01				
		2	0:13	0:21	0:10	1, 2	0:19	0:25	0:22
		3	0:06	0:10	0:07				
		4	0:02	0:02	0:01	3, 4	0:08	0:10	0:11
合計所要時間			1:12	2:02	1:55		19:48	23:32	22:22
合計所要時間平均			1:43				21:54		

(時間:分)

(注記)衛星/ロケットインタフェース管理文書約100ページ、衛星インタフェース要求文書25ページとした場合の結果

(4) フィードバック項目の抽出/反映

第2回中間評価における指摘を受け、システムを適用する中で得られる知見をフィードバックするために、実証試験を前倒しに実施した。

前倒しに行った実証試験結果、評価試験、およびSJAC委員会における各委員の評価結果を受け、表 3.2.4.5-4 に示すフィードバック項目を抽出し、ミッションインテグレーションシステムの機能拡張を行った。一例を図 3.2.4.5-6、図 3.2.4.5-7 に示す。

拡張した機能については、フィードバック後の評価を行い、その有効性を確認した。

表 3.2.4.5-4 フィードバック抽出項目とその対応

項目	内容	対応	備考
ロケット仕様	ユーザグループが衛星メーカーの場合、標準ロケット仕様データは閲覧できないが内容によっては閲覧できることが望ましい。	○	標準ロケット仕様データにアクセス権を設定し、衛星メーカーに開示できる部分は閲覧可能とした。
インタフェース情報の閲覧	インタフェース情報をロケット担当者、衛星担当者が閲覧したことを確認できることが望ましい。	○	インタフェース情報に変更があった場合は、システム側から担当者にメールを送信するようにしている。
公差データの設定	公差データの上限下限の設定が上限+、下限-の設定のみとなっているが、任意の符号での設定が望ましい。	○	上限下限が「+」「+」または「-」「-」と設定できるようにした。
図表表示	インポートした図表をブラウザ上で表示するサイズを設定できることが望ましい。	○	ブラウザのサイズに合わせて図表を表示することとした。
個別衛星情報	一度登録した衛星を削除できることが望ましい。	○	登録した衛星を削除できるようにした。
インタフェース情報	TBDの項目、暫定的な内容の有無をメニュー画面等で容易に分かることが望ましい。	○	TBDは各章、節、項で設定するようになっているが、調整中の内容は、Revision情報として保存でき、全章をリスト表示することで確認することができる。



図 3.2.4.5-6 公差データの設定

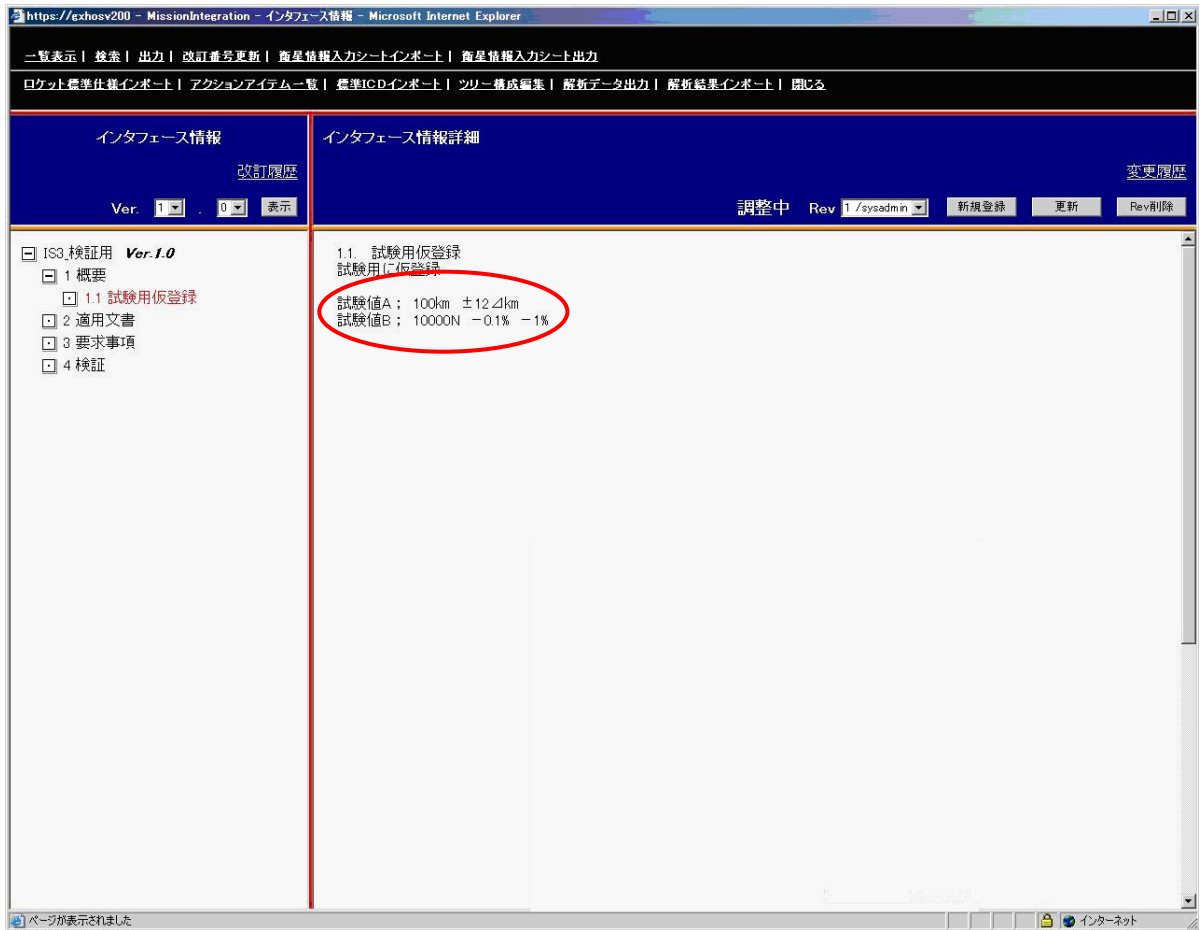


図 3.2.4.5-7 数値情報表示画面

3.2.4.5.2. ミッション解析情報設定技術

(1) 実施内容

実証試験により期間短縮効果を確認する際、前提とするミッションインテグレーション期間を図 3.2.4.5-8 に示す。

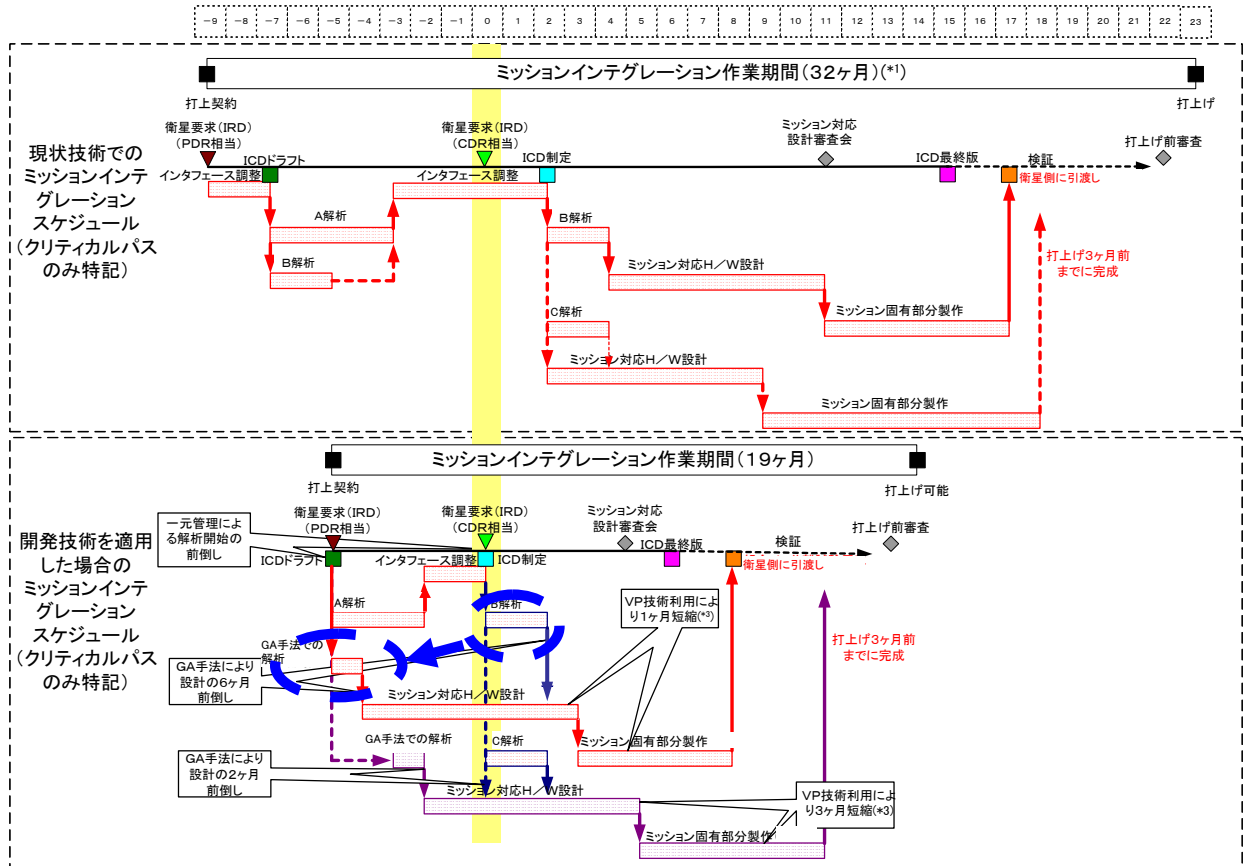


図 3.2.4.5-8 実証試験で前提とするミッションインテグレーション期間

ミッション解析情報設定技術は、作業を前倒し実施可能とすることで期間の短縮を図る技術である。期間短縮の確認方法の概念を図 3.2.4.5-9 に示す。

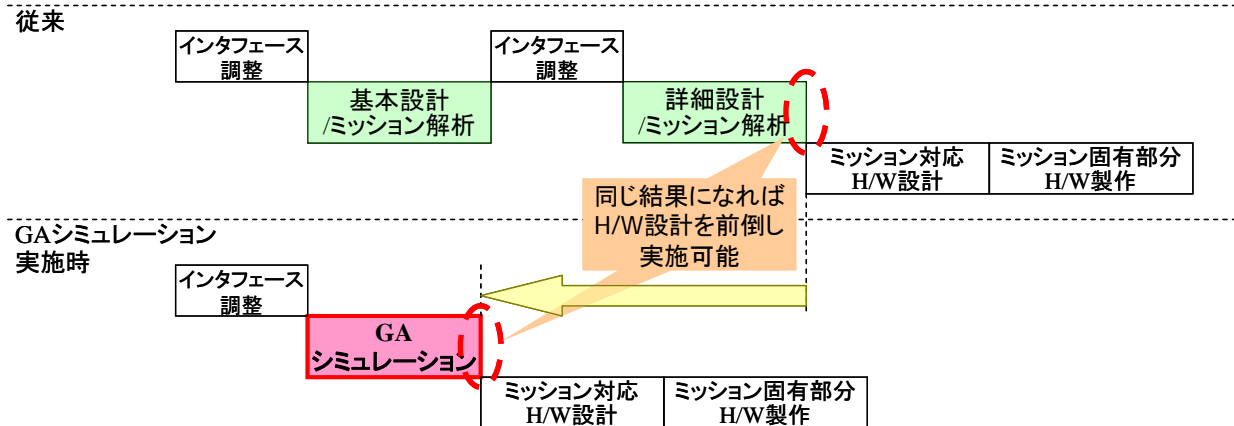


図 3.2.4.5-9 期間短縮確認方法概念

基本設計段階では衛星インタフェースが確定していないが、詳細設計で衛星インタフェースが確定する。従来は、確定した衛星とのインタフェース条件を用いて、ミッション解析を実施し、ミッション対応のハードウェア設計条件を設定していた。ミッション解析情報設定技術は、GAシミュレーションで得られた衛星インタフェースの「許容領域」を衛星側に提示することで、衛星側に設計の自由度を与える代わりに、基本設計から詳細設計での衛星のインタフェースの変更幅を本「許容領域」の範囲に抑えてもらうことにより、詳細設計段階でのミッション解析相当の解析結果を前倒しで取得する技術／インタフェース調整手法である。

したがって、実証試験では、GA解析で得られた「許容領域」を用いて詳細設計段階でのミッション解析を実施し、インタフェース／性能要求を満足するか確認することで、「許容領域」の妥当性を評価し、GAシミュレーション／ミッション解析情報設定技術の有効性を確認する。

なお、図 3.2.4.5-8 に示したミッションインテグレーション期間のクリティカルパスとなる解析に対して GAシミュレーションの妥当性を評価する。具体的には、GAシミュレーションにより衛星インタフェースの「許容領域」を算出し、その「許容領域」の範囲内であれば、衛星側が要求するインタフェース条件を満足可能なことを示す。

(2) 実施手順

実証試験フローを図 3.2.4.5-10 に示す。

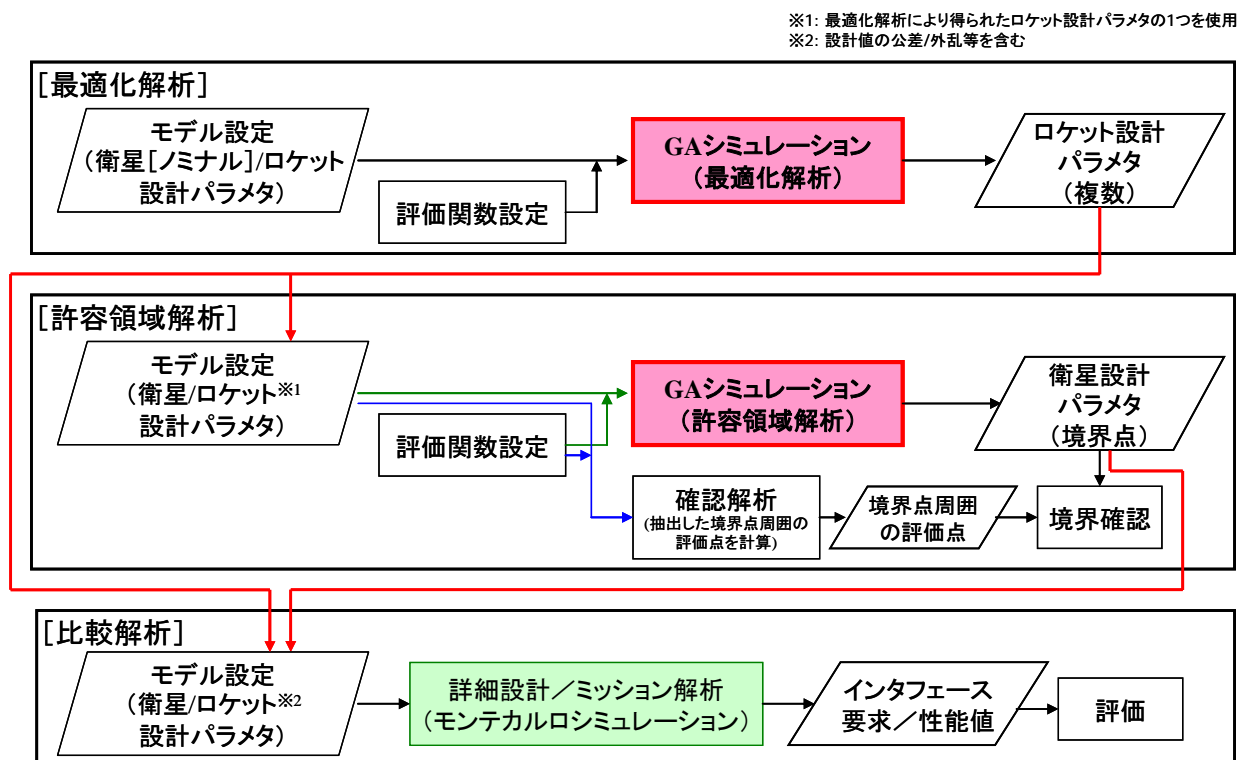


図 3.2.4.5-10 実証試験フロー

(ア) 最適化解析

第1ステップとしてノミナル衛星仕様とロケットの設計パラメータを用いて GAシミ

シミュレーションにより最適化解析を実施し、複数のロケット設計パラメタセットを算出する。

評価関数として、インタフェース要求値の許容領域境界で0、衛星分離特性が最も好ましい点（最良点）で評価点が最大となるような評価関数を使用する。特に最良点付近で評価点に差がでる関数とした（図 3.2.4.5-11 参照）。

評価点の高い複数のロケット設計パラメタセットを抽出し、その中の1つのパラメタセットを「許容領域解析用」として選定する。

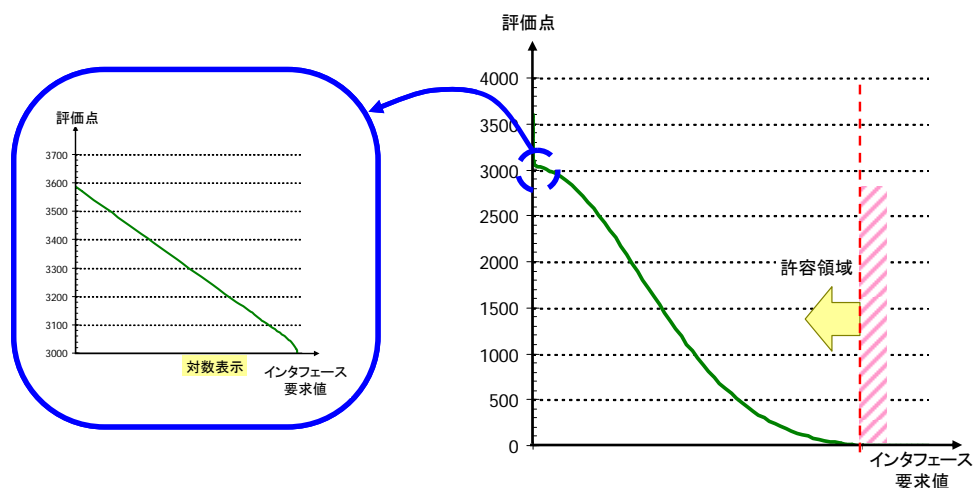


図 3.2.4.5-11 最適化解析用評価関数

(イ) 許容領域解析

第2ステップとして、第1ステップで算出したロケットパラメタセットを用いて、GAシミュレーションにより許容領域解析を実施し、許容領域を算出する。

評価関数として、衛星インタフェース特性の許容領域境界で評価点が最大値となる評価関数を使用する（図 3.2.4.5-12）。

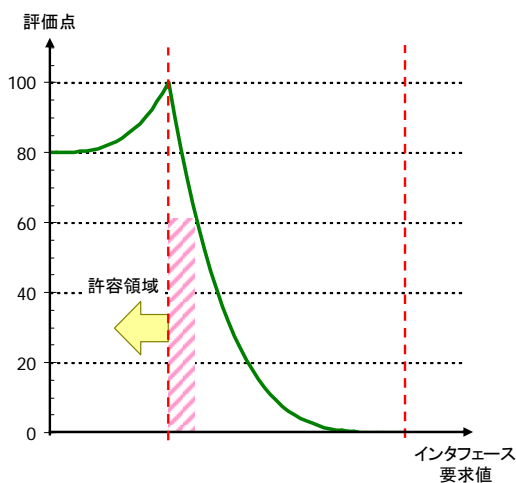


図 3.2.4.5-12 許容領域解析用評価関数

GAシミュレーションにより抽出した「許容領域」が、真に衛星インタフェース特

性の許容領域を抽出しているか確認するため、抽出した許容領域の周囲の点についても通常のミッション解析を実施し、衛星インタフェース特性／評価点を確認する。

(ウ) 比較解析

第3ステップとして、第2ステップで算出した「許容領域」を用いて、詳細設計のミッション解析を実施し、「許容領域」内であれば衛星インタフェース特性を満足するかの確認を実施する。

通常、詳細設計段階のミッション解析は、モンテカルロシミュレーションを実施し、統計処理により衛星インタフェース特性が要求を満足するかを判断する。今回は、衛星インタフェースに関する3つの性能値を要求値として考慮し、モンテカルロシミュレーションの結果、衛星インタフェース特性要求を 3σ 以上の確率で満足する場合、要求が満足された、と判断する。

(3) 実証試験結果

(ア) 最適化解析結果

最適解析の結果、複数のロケット設計パラメータを抽出した。

この中から、許容領域解析で使用するロケット設計パラメータを1セット選定した。

(イ) 許容領域解析結果

GAシミュレーションにより抽出された衛星特性の許容領域を図 3.2.4.5-13 に、また、確認解析として実施した境界領域周囲の点の評価点の結果を図 3.2.4.5-14 に示す。

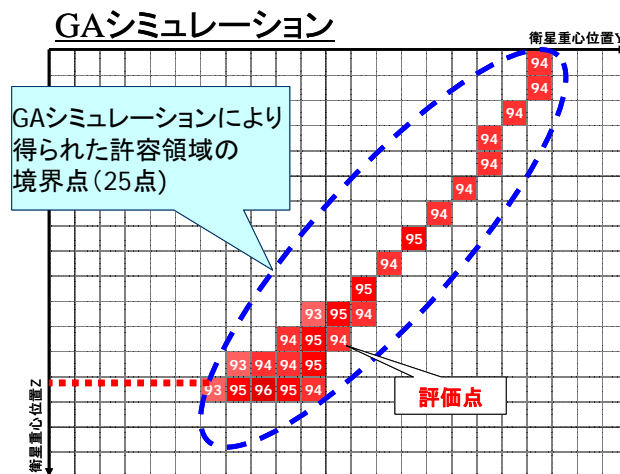


図 3.2.4.5-13 GAシミュレーションにより抽出した境界領域

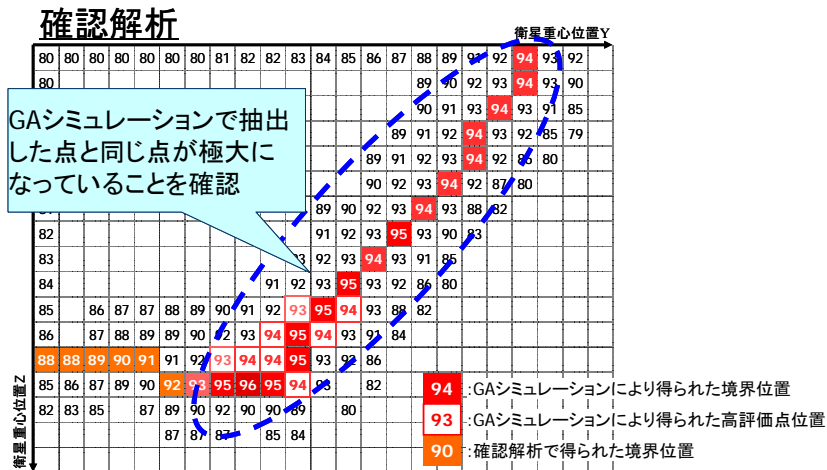


図 3.2.4.5-14 確認解析結果

確認解析の結果、一部評価点が高い領域、すなわち衛星のインタフェース特性許容限界領域が広がっているエリア（高原状の部分）では境界の点列に重複があるが、GAシミュレーションで抽出した点と同じ点が評価関数の極大（点列）を形成していることを確認した。

(ウ) 比較解析結果

詳細設計段階では衛星設計パラメータが、許容領域解析の結果得られた「許容領域」内で変わること許容するため、詳細設計後の衛星設計パラメータとして許容領域の境界で衛星設計パラメータ範囲を3ケース設定した（許容領域の内側に入るほど、インタフェース特性は要求に対してマージン[余裕]を持つようになるため、有効性確認のため、境界側を選定）。設定した衛星設計パラメータの範囲を図 3.2.4.5-15 に示す。

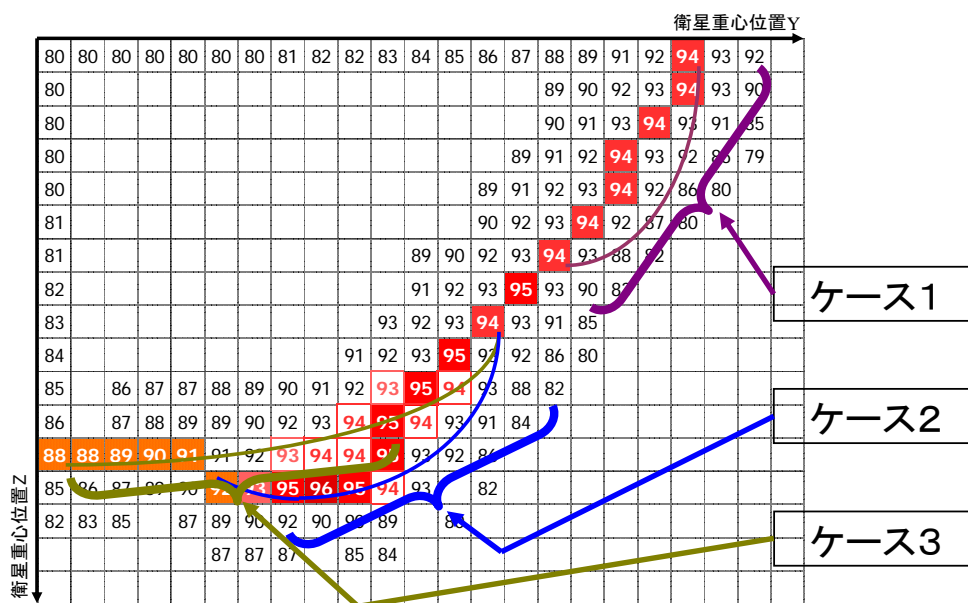


図 3.2.4.5-15 詳細設計段階での衛星設計パラメータ範囲(実証試験設定値)

各ケースでのモンテカルロシミュレーション結果（衛星分離特性）を図 3.2.4.5-16 に示す。なお、インタフェース特性の各要求値は、比較・確認を容易にするため、それぞれの許容最大値で規格化して示した。ミッション解析結果の分布で 3σ 相当値が許容最大値よりも小さければ、選定したロケット設計パラメータで設計・製造を進めても、インタフェース特性要求を満足することになる。すなわち、許容最大値で 3σ 以上の値であれば良い。

各許容最大値での、分散値（ σ 値）を表 3.2.4.5-5 にまとめる。

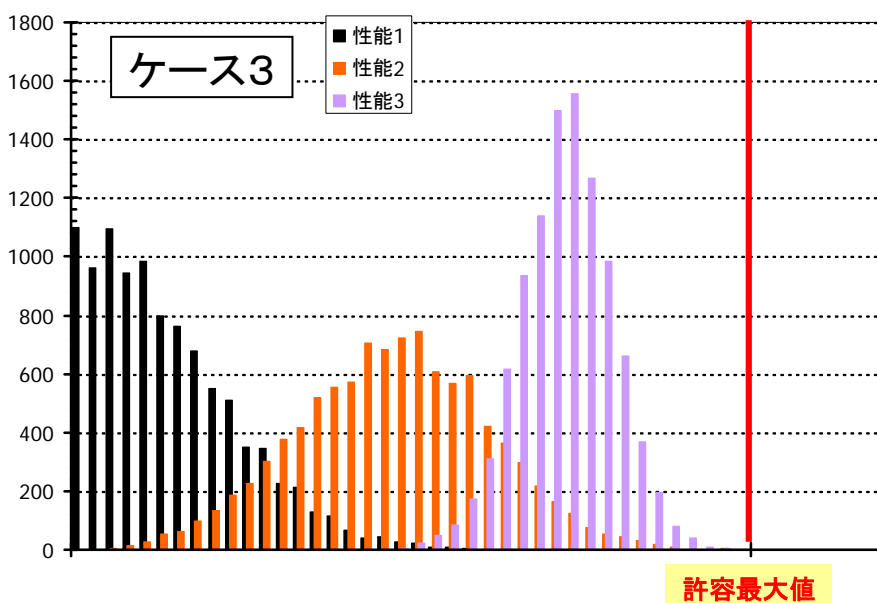
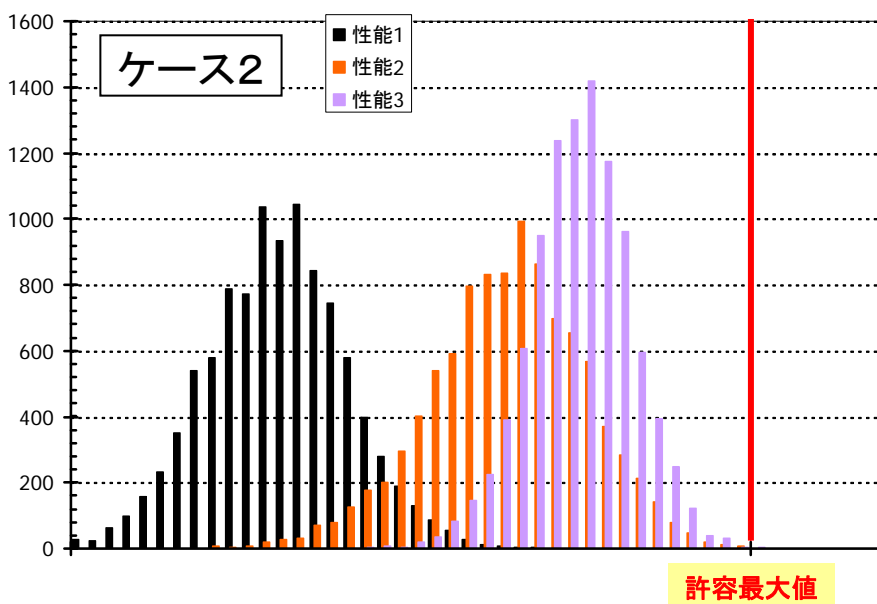
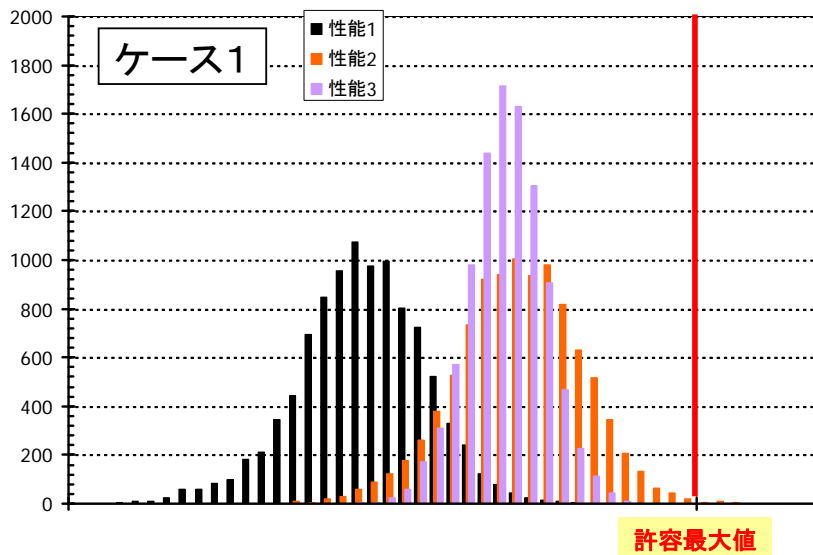


図 3.2.4.5-16 モンテカルロシミュレーション結果 (衛星特性解析結果分布)

表 3.2.4.5-5 許容最大値での分散量

	性能 1	性能 2	性能 3	合否
ケース 1	—	3.1 σ 相当	—	○
ケース 2	—	3.6 σ 相当	3.5 σ 相当	○
ケース 3	—	—	—	○

注：許容最大値内に含まれるシミュレーション結果の分散範囲を示す。

—；シミュレーション結果で許容最大値を逸脱したケースが 0 を示す

モンテカルロシミュレーションによる比較解析の結果、各ケースとも GA シミュレーションで設定した許容領域境界内に衛星設計パラメータがあれば、インタフェース特性要求を満足できることを確認した。

すなわち、GA シミュレーション（最適化計算）で得られたロケット側の最適設計パラメータと、GA シミュレーションから抽出された「境界領域」を用いることで、従来の詳細設計／ミッション解析と同じ結果を得ることができることを確認した。

したがって、図 3.2.4.5-8 で示したクリティカルパスのミッション解析に関する前倒し作業（H/W 設計を 6 ヶ月前倒し実施）が可能となる。すなわち、前提としたミッションインテグレーションスケジュールからその短縮計画の実現性に関して、ミッション情報設定技術に関する短縮効果の実現性が確認された。

3.2.4.5.3. 打ち上げ当日ミッション解析・評価技術

(1)実施内容

新規に開発されるロケットについて「確実な打ち上げ」を実現するためには、打ち上げ時のロケット飛行特性（機体特性）を精度よく予測できることが要求される。この要求を達成するためには、3.2.4.3でも記述したが、高解像度な風データを使用した打ち上げ当日ミッション解析評価作業を実施することが必要となる。その一方で、この解析評価作業には、従来よりも解析項目、評価項目が増え、多大な時間を必要とすることとなり、所定時間内で実施可能かが懸念される。

上記背景から、本試験では、開発した打ち上げ当日ミッション解析・評価システムにより、高解像度風データを使用した打ち上げ当日ミッション解析評価作業を実施し、

- ・打ち上げ時のロケット機体特性を精度よく予測できること
- ・所定の時間内で実施できること

を実証することとする。

具体的には、以下について確認する。

打ち上げ当日ミッション解析・評価システムの導入により、

- ・高解像度風データを用いてミッション解析評価作業を実施し、打ち上げ時の機体構造状況、制御状況の予測精度が、従来の風データのみを使用して実施した場合と比較して大きく向上すること。
- ・高解像度風データを使用したミッション解析評価作業時間が、打ち上げ当日タイムライン上の配分時間内となること。また、同時に、高解像度風データを使用したミッション解析評価作業時間が、打ち上げ当日ミッション解析・評価システムの導入により従来実施されていた手動操作※1での作業時間と比較して短縮されること。

※1) 従来から行われていた方法で、解析フローの中で、オペレータが各解析に対し、その都度必要なツールを手動で立ち上げ、入力ファイル等を作成した後、実行、実行後、出力されたデータを手動で処理して進めること。

(2)実施手順

以下の要領により実証試験を実施した。図 3.2.4.5-17 に実施内容と評価項目の関係を示す。

(a) 飛行データ取得

打ち上げ時点の飛行データ（機体動作状況）を取得するため、飛行時の実機挙動を模擬するロケットシミュレータによりリアルタイムシミュレーションを実施する。

(b) 高解像度風データを用いたミッション解析評価（開発システム使用）

打ち上げ前の観測風データ（従来の風データに加え、高解像度風データ）を用いて解析評価作業を実施する。解析評価作業には、打ち上げ当日ミッション解析・評価システムを使用する。

(c) 高解像度風データを用いたミッション解析評価（手動操作）

(b) と同じ作業を手動操作で実施する。

(d) 従来のミッション解析評価

打ち上げ前の観測風データ（従来の風データのみ）を用いて解析評価作業を実施する。

(e) 解析評価実行時間の評価

◇ 打ち上げ当日ミッション解析・評価システムでの解析評価実行時間

(b) 項の測定結果から実行時間母集団の 3σ 上限値を推定した結果が、打ち上げ当日のタイムライン上で配分された時間内であることを確認する。

◇ 手動操作と開発システム使用時の解析評価実行時間の比較

(b) 項の測定結果の平均値と (c) 項の測定結果の平均値を比較し、解析評価作業時間の短縮率を確認する。

(f) 機体制御状況、構造状況予測精度の評価

(a)、(b)、(d) で得られたデータの評価を以下の手順で実施する。(図 3.2.4.5-18 参照) 尚、予測精度は、制御状況、構造状況共に、飛行中の最大値で評価するものとする。

① 打ち上げ当日ミッション解析・評価システムによる高解像度風データを使用した打ち上げ前予測結果 ((b) 項の結果) と打ち上げ結果 ((a) 項の結果) とを比較し、予測誤差(δA ; 打ち上げ結果と打ち上げ前予測結果の差)を算出する。

② 従来の風データのみを使用した方法での打ち上げ前予測結果 ((d) 項の結果) と打ち上げ結果 ((a) 項の結果) を比較し、予測誤差(δB ; 打ち上げ結果と打ち上げ前予測結果の差)を算出する。

- ③ 片側検定により δA と δB の母集団間には統計的（平均、分散）に有意差があることを確認する。

- ④ $(\delta A \text{ の平均}) < (\delta B \text{ の平均})$ 且つ、 $(\delta A \text{ の分散}) < (\delta B \text{ の分散})$ であることを確認し、予測精度が向上したことを示す。

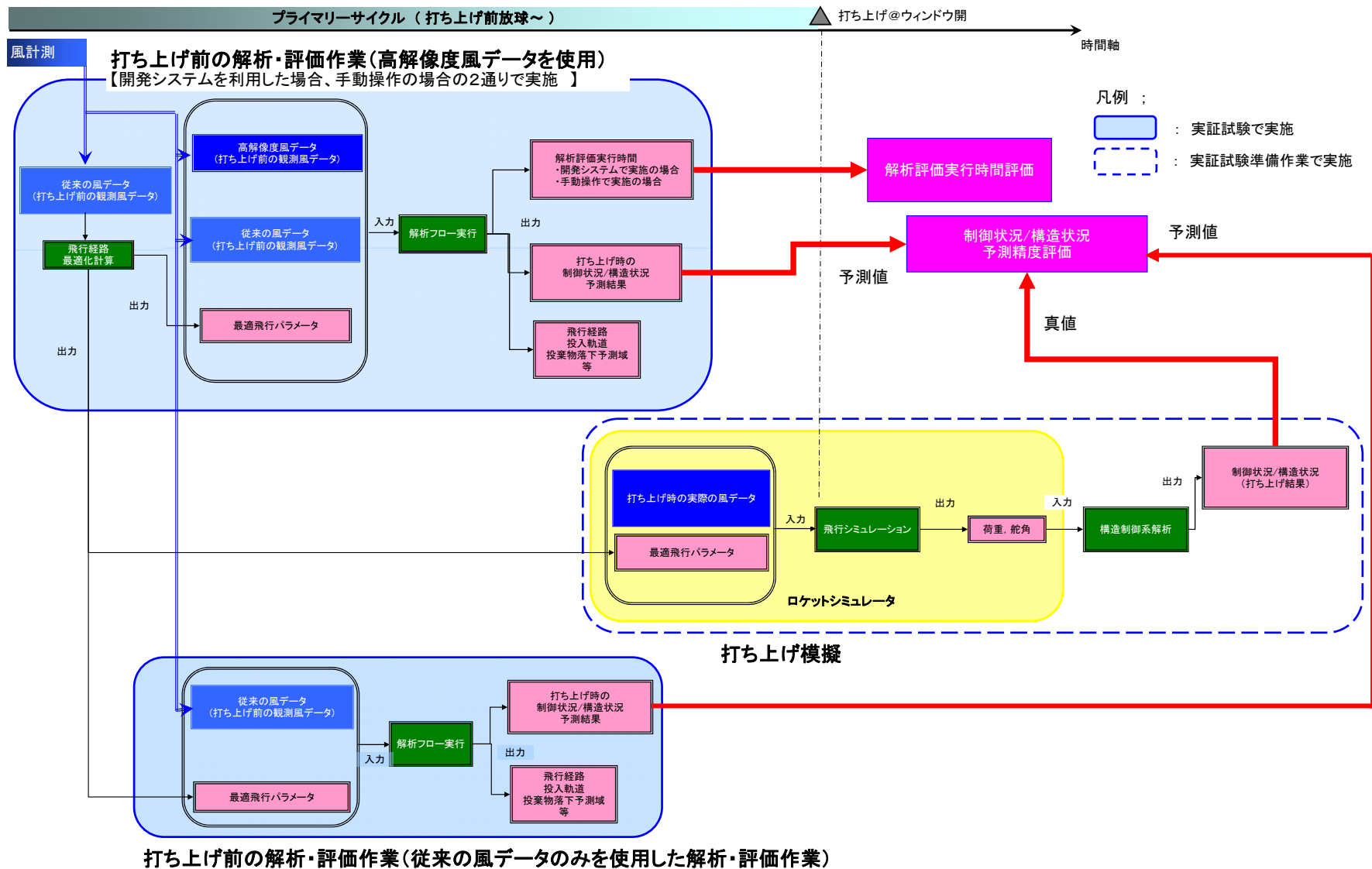
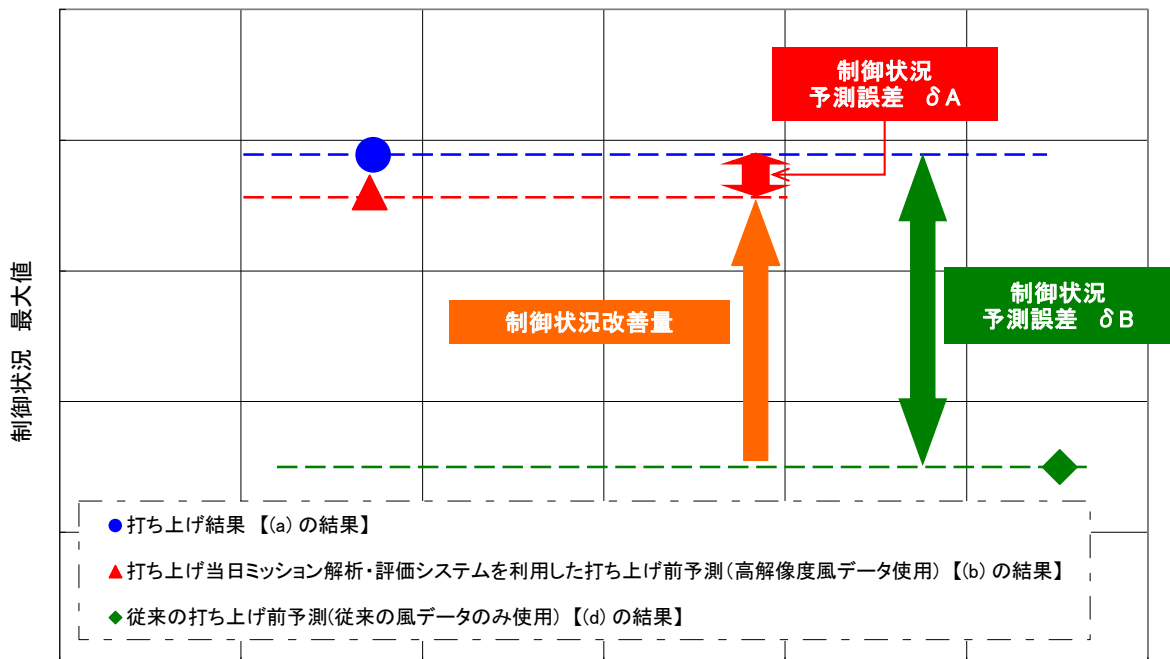


図 3.2.4.5-17 実施内容と評価項目

[機体制御状況]



[機体構造状況]

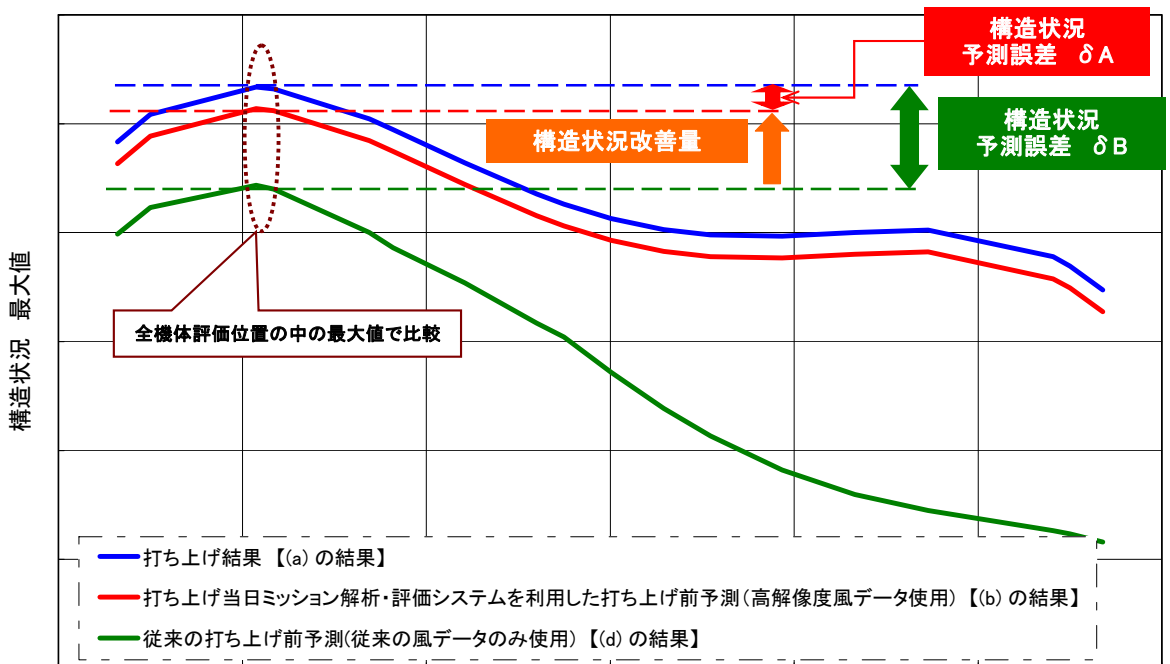


図 3.2.4.5-18 機体制御状況、構造状況 評価 (イメージ)

(3)実施結果

(a) 解析評価実行時間

◇ 打ち上げ当日ミッション解析・評価システムでの解析評価実行時間

(b) 項の測定結果、 3σ 上限値を推定した結果を表 3.2.4.5-6 に示す。本結果から 3σ 上限値は、80※ (<100) となり、打ち上げ当日のタイムライン上で配分された時間内であることを確認した。

※ 要求配分時間を 100 とした場合の相対値

◇ 手動操作と開発システム使用時の解析評価実行時間の比較

(b) 項の測定結果と (c) 項の測定結果の比較を表 3.2.4.5-7 に示す。手動操作での実行時間平均は、259※ (>100) であり、打ち上げ当日ミッション解析・評価システムを使用することで、手動操作に比べ **75%相当の作業時間短縮**を確認した。

※ 要求配分時間を 100 とした場合の相対値

(b) 機体制御状況、構造状況予測精度

制御状況のデータ集計結果を表 3.2.4.5-8 に、構造状況のデータ集計結果を表 3.2.4.5-9 に示す。

制御状況については、以下の状況である。

・平均の比較

δA の平均は、 δB の平均の 15%程度であり、平均値の比較では、**約 85%の予測誤差改善**となった。また、信頼水準 95%の区間推定(片側)を行い、 δA と δB の平均値の差の下限值が δB の平均の約 65%であることを確認した。

・分散の比較

δA の分散は、 δB の分散の 5%程度であり、分散幅が改善された。(データばらつきがより小さくなった)

また、構造状況については、以下の状況である。

・平均の比較

δA の平均は、 δB の平均の 15%程度であり、平均値の比較では、**約 85%の予測誤差改善**となった。また、信頼水準 95%の区間推定(片側)を行い、 δA と δB の平均値の差の下限值が δB の平均の約 70%であることを確認した。

・分散の比較

δA の分散は、 δB の分散の 30%程度であり、分散幅が改善された。(データばらつきがより小さくなった)

以上より、高解像度風データを用いてミッション解析評価作業を実施することにより、打ち上げ時の機体構造状況、制御状況の予測精度が向上することを確認した。

表 3.2.4.5-6 打ち上げ当日ミッション解析・評価システムでの解析評価実行時間

	平均	σ	3 σ 上限値
解析実行時間 [相対値※]	65	5	80

※要求配分時間を 100 とした場合の相対値

表 3.2.4.5-7 解析評価実行時間比較

	平均
手動操作 解析実行時間 [相対値※]	259
打ち上げ当日解析・評価システム 解析実行時間 [相対値※]	65

※要求配分時間を 100 とした場合の相対値

表 3.2.4.5-8 制御状況のデータ集計結果

統計量	構造状況 真値との差 [-]	
	δA	δB
平均	0.006	0.039
分散	0.000025	0.000089
【参考】 平均値の差の区間推定 [95%信頼区間(片側)下限値]	0.027	

表 3.2.4.5-9 構造状況のデータ集計結果

統計量	制御状況 真値との差 [-]	
	δA	δB
平均	0.020	0.130
分散	0.000140	0.002400
【参考】 平均値の差の区間推定 [95%信頼区間(片側)下限値]	0.083	

3.2.4.5.4. 飛行中データ取得・機体評価技術

飛行中データ取得評価技術の研究開発では、テレメトリデータを基にロケット機体状態、性能を解析・評価する作業を高度化、効率化し、作業時間を 20%削減することを目標とする。

この目標を飛行後解析評価システム、および分析機能の一つであるインテリジェント分析により実現する。

飛行後解析評価システムでは、飛行後解析・評価作業の効率化を図る。

インテリジェント分析では、飛行後解析・評価作業の高度化を図る。

実証試験では、以下について検証し、目標の達成を実証する。

- ・ 飛行後解析・評価システムによる効率化の定量的評価
- ・ インテリジェント分析による解析作業の高度化の定性的評価

(1) 飛行後解析・評価システム

(ア) 実施内容

飛行後解析・評価システムは、各種データの読込形式、分析、評価、報告書のテンプレートを用意し、各号機における飛行後解析・評価作業では、テンプレートをインポートし、分析、評価の大部分を自動的に行うことで、飛行後解析・評価作業の効率化を図る。

実証試験では、飛行後解析・評価システムを用いることで、飛行後解析・評価作業が効率化されることを検証する。

数値的には、作業時間が 20%以上削減されることを実証する。

具体的には液体ロケットターボポンプにおける飛行後解析評価作業を実証対象とし、従来手法と比較して開発した飛行後解析・評価システムを利用した作業の効率化度合いを計測する。

表 3.2.4.5-10 に飛行後解析・評価システムを利用した場合の作業内容と評価方法を示す。

表 3.2.4.5-10 飛行後解析・評価作業の内容と評価方法

実証項目	内容	評価方法
初期処理	個別号機の飛行後解析評価を行うにあたり必要となるテレメトリデータ、各種設定ファイルの準備、およびシステムを利用するためのデータ登録、テンプレートのインポート作業を行う。	飛行後解析・評価作業を行う前に必要となる準備作業の効率化度合いを評価する。 本作業は、1回のみを想定する。 本作業はシステムを利用した場合のみの作業であり、システム利用時の作業時間のみを計測する。
分析処理	飛行後評価メニューの分析実行・結果確認サブメニューを選択し、分析の実行およびその結果を確認する。 分析結果により分析内容や設定を変更し、追加分析や再分析を行う。	分析作業の効率化度合いを評価する。 分析作業は必要に応じて設定を変えて再分析や、新たな分析を行う場合があるが、実証試験ではテンプレートで設定した分析のみを行い、本システムを利用した場合と、利用しない場合の作業時間を計測する。
評価処理	飛行後評価メニューの評価・編集サブメニューを選択し、飛行後評価を行う。	報告書に必要な表、グラフ等を作成する作業の効率化度合いを評価する。 本作業は、液体ロケットの飛行後報告書における評価項目に対して表、グラフの作成作業を行う。 実証試験では、一部の評価項目に対し、本システムを利用した場合と利用しない場合の作業時間を計測し、その情報をもとに評価項目全体の作業時間を算出する。
報告書の作成処理	報告書作成メニューの作成サブメニューを選択し、報告書を作成する。 作成した報告書は、閲覧サブメニューを選択、Word または PDF 化し、閲覧する。	分析、評価結果をもとに報告書を作成する作業の効率化度合いを評価する。 本作業は液体ロケットの飛行後報告書の作成作業を行う。 実証試験では、報告書の一部に対し、本システムを利用した場合と利用しない場合の作業時間を計測し、その情報をもとに報告書全体の作業時間を算出する。

(イ) 実施手順

実証試験では、従来における作業時間と飛行後解析・評価システムを利用した場合の作業時間を比較し、作業時間の短縮を確認する。

飛行後解析・評価システムを利用した場合の飛行後解析・評価作業の流れを図 3.2.4.5-20 に示す。飛行後解析・評価システムは、すべての号機で利用するための各種テンプレートを作成する共通処理と、個別号機の飛行後解析・評価を行うための個別号機距離に大別される。

実証試験では、各処理に対し手順書を作成し、その内容にしたがって実施した。参考に分析処理についての手順書を示す。

各処理に対しては、従来方法とシステムを利用した場合の作業時間を計測するが、システムを導入することにより新たに加わった作業については、システムを利用した場合の作業時間のみを計測する。

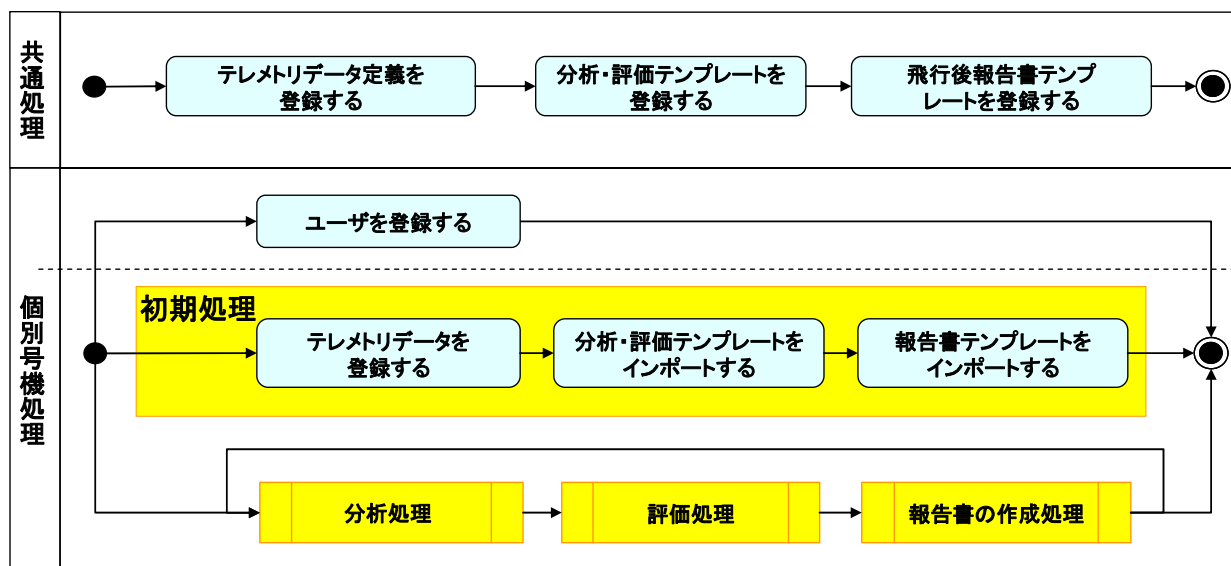


図 3.2.4.5-19 飛行後解析・評価システム処理フロー

実証項目	分析処理
作業番号	作業項目
1	分析テンプレートのインポート
2	分析項目の選択
3	分析の実施
4	分析結果の確認
手順番号	手順
1-1	ログイン画面から「ミッションインテグレータ」権限を有するユーザがログイン名、パスワードを入力
1-2	メニューから号機追加を選択する。
1-3	プルダウンからxxx号機を選択する。 アイコン領域から評価分析テンプレートインポートアイコンをクリックして、評価分析インポートView内の『インポート』ボタンを押して、テンプレート号機の評価分析のインポートを実行する。 ガイドに“評価分析”が追加される。
2-1	メニューから飛行後評価、サブメニューから分析実行・結果確認を選択する。 アイコン領域から分析編集・実行のアイコンをクリックする。
-	【個別テレメトリ】内の分析
2-2	分析の選択 【個別テレメトリ】のフォルダを選択する。 Viewに個別テレメトリの分析実行画面が表示される。
3	分析の実行 『一斉実行』ボタンを押すと確認メッセージが表示されるので『OK』ボタンを押して、分析を実施 分析実行中は画面右上にProcessing...と赤く表示されるので、分析が終了するまで待つ。 分析が終了すると確認メッセージが表示されるので『OK』ボタンを押す。
4	分析結果の確認 アイコン領域から分析結果確認のアイコンをクリックする。 【個別テレメトリ】のフォルダを選択して、分析結果を表示する。 それぞれ実施した分析が正常であることを確認する。(フィルタ表示で確認できる。)
-	【システム/コンポーネント】内の分析
2-2	分析の選択 【システム/コンポーネント】のフォルダを選択する。 Viewにシステム/コンポーネントの分析実行画面が表示される。
3	分析の実行 『一斉実行』ボタンを押すと確認メッセージが表示されるので『OK』ボタンを押して、分析を実施 分析実行中は画面右上にProcessing...と表示されるので、分析が終了するまで待つ。 分析が終了すると確認メッセージが表示されるので『OK』ボタンを押す。

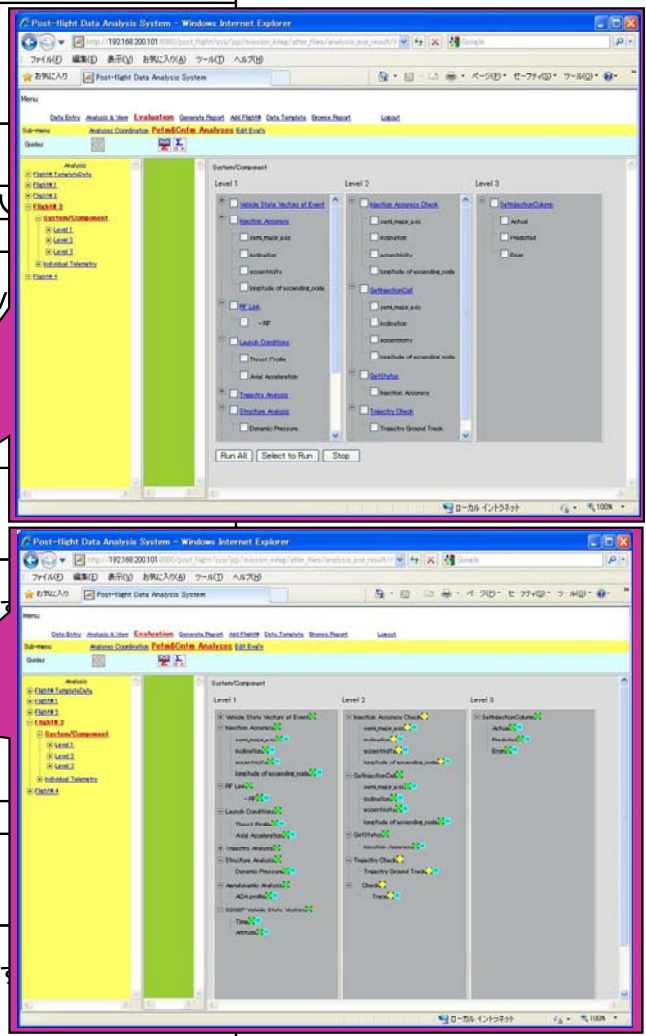


図 3.2.4.5-20 分析処理手順実施結果

(ウ) 実証結果

実証試験の実施結果を表 3.2.4.5-11 に示す。

実証試験は3人の作業員がそれぞれ作業全体を行い、その平均値をもとに効率化度合いを評価した。

作業員により作業時間のばらつきがあり、時間削減率は25～35%と多少開きがあるが、いずれにおいても目標である20%削減を満たしていることが確認できた。

全体平均では**29%の時間削減**となり、その有効性を確認することができた。

表 3.2.4.5-11 実証試験結果

実証試験						従来作業								
処理 番号	実証項目	作業 番号	所要時間			作業 番号	所要時間							
			作業者 A	作業者 B	作業者 C		作業者 A	作業者 B	作業者 C					
1	初期処理	データ準備	1	/			1,2,3	/						
		サーバー保管	2											
		データ登録	3								0:01:14	0:01:20	0:00:22	
2	分析処理	分析インポート	1	0:00:45	0:00:45	0:00:45	1,2,3	1:00:42	1:20:30	0:44:20				
		個別テレメトリ 分析実施	2,3	0:07:50	0:07:50	0:07:10								
		システム/コンポーネント 分析実施	2,3	0:03:50	0:03:50	0:03:22								
			4	0:00:30	0:00:30	0:00:30								
3	評価処理	評価インポート	1	0:00:43	0:00:43	0:00:43	1,2	2:31:00	3:05:25	3:08:00				
		コメント入力	1,2	2:15:03	2:35:20	1:04:27		-	-	-				
4	報告書作成/ 提供処理	報告書インポート	1	0:00:30	0:00:30	0:00:30	/	/	/	/				
		コメント入力	1-1	0:41:07	0:44:48	0:35:00					1-1	1:39:39	2:05:00	1:28:45
		表作成	1-2	0:38:47	0:39:37	0:28:14					1-2	2:26:00	2:57:12	1:15:12
		グラフ作成	1-3	2:44:32	2:45:28	3:13:20					1-3	1:32:20	1:27:40	0:56:00
		図	1-4	-	-	-					1-4	-	-	-
	報告書の提供	2	0:07:00	0:07:00	0:04:45									
合計所要時間				6:42:01	7:07:51	5:39:18		9:09:41	10:55:47	7:32:17				
合計所要時間平均				6:29:43				9:12:35						
削減比率(平均)		29%		(時間:分:秒)										
削減比率(個人)		27%								35%	25%			

(2) インテリジェント分析

インテリジェント分析として取り組んだ異常を検出するための複雑性解析と、異常を検出した後、異常源を特定するモデルベース推論の有効性を実証試験について確認する。

(a) 複雑性解析

フライトデータを想定したデータについてカオス解析の手法で分析を実施し、潜在的な異常や故障の予兆を識別できることを確認する。

(ア) 実施内容

液体ロケットターボポンプの試験データを対象とし、潜在的な異常の確認を実施した。計 5 回のデータを用いて実証試験を実施した。異常の有無は別に確認されている。

(イ) 実施手順

1) 推定基準の設定

データセット 1 を用いてカオス解析を実施し、算出されたカオスパラメータの範囲を異常の有無（それぞれ状態 A および B）に対応させる。それが有効なパラメータであることを確認して推定基準とする。また、描画結果を比較して特徴的な差異があるかを確認する。

2) 設定した推定基準による他データの識別

前項(a)で使用した以外のデータ（データセット 2～5）についてカオス解析を実施し、推定基準に従って異常の有無を推定し、それが実際の現象と一致するかを確認する。キャビテーション有無の推定結果が実際の現象と一致した割合を計算し、高率であればカオス解析手法による推定方法は有効であると見做すことができる。また描画において、前項(a)で確認した異常の有無に対応した差異が認められるかを確認する。

(ウ) 実施結果

1) 推定基準の設定

データセット 1 の圧力センサデータ（計 6 点；1s 間のデータを単位として解析に使用）について推定基準を設定するため、異常無時間帯（3～10s）および異常有時間帯（15～30s）のそれぞれについて、1s 毎にカオスパラメータを計算した。なお、採用したカオスパラメータは、最大リアプノフ係数、リアプノフ次元、R 値およびサロゲート判定、の四つである。ここで「サロゲート判定」は、RS 法および FT 法で作成したサロゲートデータのそれぞれについて最大リアプノフ係数、リアプノフ次元、R 値を算出した上で元のデータのパラメータと比較して有意差が認められた場合を「T」、認められなかった場合を「F」とし、「T」の個数割合（全 6）にて評価した。なお、以下では視認性のため、「異常無し」を水色で、「異常有り」をピンク色で、両方の性状を示すものを黄色で色分けする。

データセット1		異常無										遷移			
時間(s)		3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	
カオス・パラメータ	最大リアプノフ係数	0.385	0.315	0.345	0.273	0.253	0.277	0.284	0.269	0.513	0.523	0.436	0.474		
	リアプノフ次元	4.005	3.436	3.535	3.331	3.454	3.674	3.759	3.389	4.192	4.617	4.196	4.428		
	R値	0.139	0.072	0.128	0.124	0.099	0.064	0.076	0.134	0.114	0.180	0.275	0.210		
	サロゲート判定	0.167	0.000	0.000	0.333	0.333	0.167	0.167	0.000	0.167	0.500	0.333	0.333		
異常有															
15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30
0.584	0.558	0.543	0.556	0.559	0.529	0.522	0.543	0.505	0.518	0.485	0.540	0.527	0.577	0.527	
4.750	4.866	4.757	4.844	4.636	4.602	4.530	4.385	4.377	4.360	4.278	4.320	4.458	4.516	4.479	
0.142	0.149	0.194	0.201	0.177	0.183	0.154	0.151	0.311	0.226	0.327	0.265	0.307	0.362	0.302	
0.500	0.500	0.500	0.500	0.333	0.333	0.333	0.333	0.333	0.333	0.333	0.333	0.333	0.333	0.333	

図 3.2.4.5-21 異常発生の有無とカオスパラメータ（データセット1）

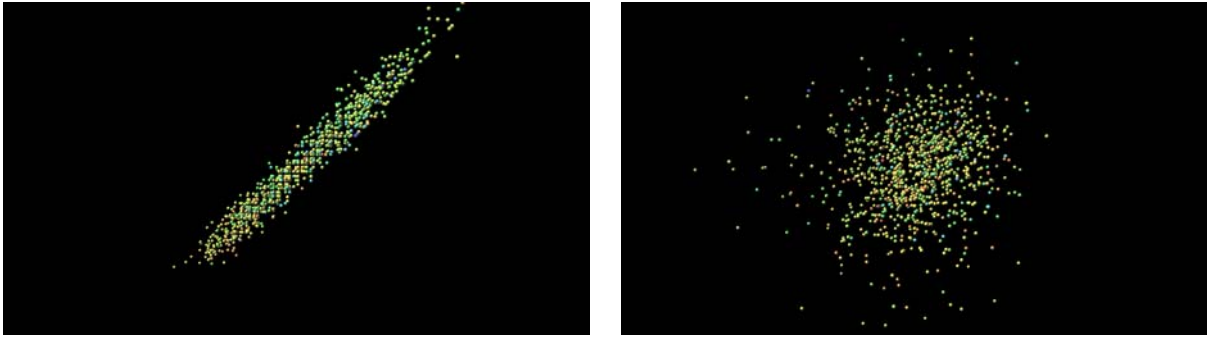
図 3.2.4.5-21 の結果、異常発生の有無に対応するカオスパラメータの範囲は表 3.2.4.5-12 のように計算された。

表 3.2.4.5-12 異常発生の有無に対応するカオスパラメータの範囲

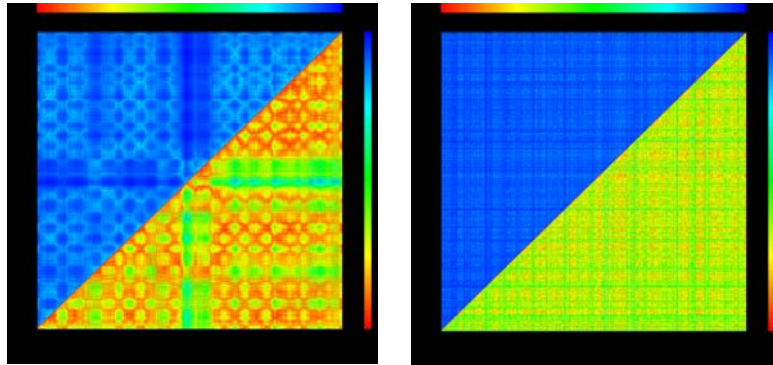
状態	最大リアプノフ係数	リアプノフ次元	R値	サロゲート判定
A	0.32±0.07	3.7±0.4	0.10±0.04	≤(1/3)
B	0.53±0.06	4.5±0.4	0.26±0.12	≥(1/3)

表 3.2.4.5-12 に示したように、状態 A と状態 B のカオスパラメータの範囲は、サロゲート判定の端点「(1/3)」を除いて重複を持たず区分条件としては有効であるので、このまま推定条件として設定した。数値上は状態 B（異常有）の方がよりカオス的であると言えるが、カオス現象の基準（例えば R 値が 1 に近い）にまでは達していない。なお、異常の有無（状態 A および B）について、カオス特性図の例を図 3.2.4.5-22 に提示した。これにより、系の状態の違いをカオス解析パラメータの違いのほか、描画の違いとして体系的に把握できる。

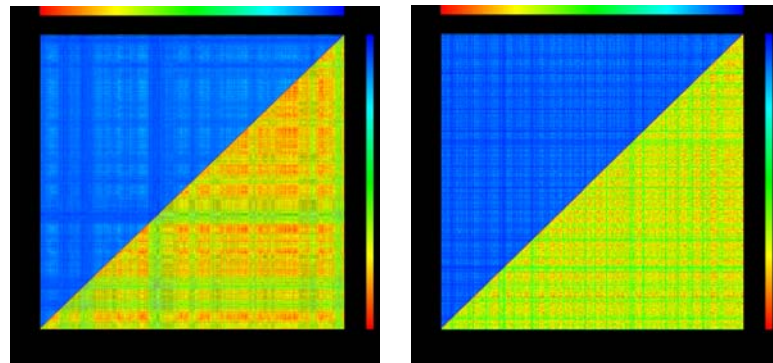
- a)アトラクタ：状態 A および B の代表的なアトラクタ図を同図(a)に比較提示した。アトラクタの描き方としては、アトラクタの各点を線で繋ぐ方法があるが、ここではそのまま表示する方法を選んだ。データ列の 1,2,3,4 列が座標軸 x(水平右が正)、y(垂直上が正)、z(紙面こちら側が正)および色軸(赤→青が正)で表示した。状態 A のアトラクタの並び方には規則性が見られる。
- b)RP（リカレンスプロット）：状態 A および B の代表的な RP を図 3.2.4.5-22 図(b)に比較提示した。状態 A で特徴的なのは周期的な模様が全面に現れていることである。これは時系列データに周期変動が含まれていることを表している（周期性が強い場合はカオス的ではない）。
- c)IDRP（同方向性リカレンスプロット）：状態 A および B の代表的な IDRP を同図(c)に比較提示した。前項の RP ほどの差はない。
- d)IDNP（同方向的近傍プロット）：状態 A および B の代表的な IDNP を同図(d)に比較提示した。状態 A の方が広範に色濃く出ているのは、カオスの特徴ではなく周期性データの特徴が現れているものと考えられる。



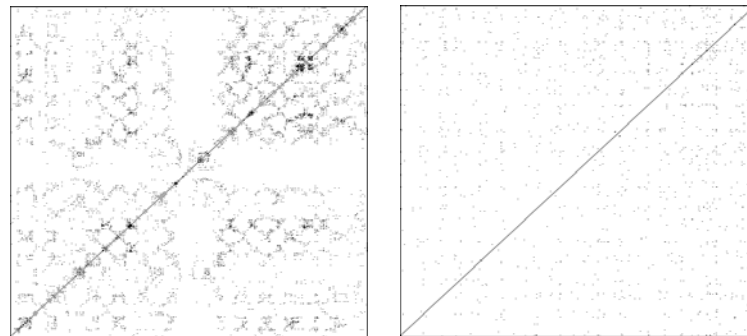
(a)アトラクタ (状態 A および状態 B)



(b)RP (状態 A および状態 B)



(c)IDRP (状態 A および状態 B)



(d)IDNP (状態 A および状態 B)

図 3.2.4.5-22 カオス特性図の比較

2)実証試験

前項 1)で設定した推定基準（表 3.2.4.5-12）に従って、他のデータセット（2～5）について異常の有無を推定し、それが実際と一致するかを確認した。結果を図 3.2.4.5-23 図 3.2.4.5-23 に提示する。

a)データセット 2（異常時間：15～30s、遷移時間：11～15s、不明：29s～）：結果を同図(a)に提示した。実際には異常中であつた 17～18s で、異常無と推定した以外は、実際と一致している。

b)データセット 3（異常時間：15～29s、遷移時間：11～15s）：結果を同図(b)に提示した。異常無期間の 6～7s の推定が不明となった他は実際と一致している。

c)データセット 4（異常時間：15～30s、遷移時間：11～15s）：結果を同図(c)に提示した。実施と一致している。

d)データセット 5（異常時間：15～26s、遷移時間：11～15s）：結果を同図(d)に提示した。異常無期間の 8～10s の推定が不明となった他は実際と一致している。

以上、a)～d)をまとめて、

- ・異常時に、異常有と推定できた割合は：

55 ケース中、54 ケースであり、正答率 98%、

- ・異常ではない時に、異常無と推定できた割合は：

32 ケース中、29 ケースであり、正答率 91%、

- ・異常の有無を正しく推定できた割合は、以上を合計して：

87 ケース中、83 ケースであり、正答率 95%となった。

データセット2		異常無										遷移				
時間(s)		3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15		
カオス・パラメータ	最大リアブノフ係数	0.395	0.414	0.385	0.193	0.341	0.250	0.284	0.308	0.461	0.610	0.478	0.460			
	リアブノフ次元	3.905	3.867	3.802	2.881	4.089	3.559	3.732	3.604	4.017	4.767	4.229	4.383			
	R値	0.079	0.084	0.068	0.073	0.126	0.065	0.085	0.089	0.108	0.201	0.176	0.151			
	サロゲート判定	0.333	0.167	0.333	0.167	0.167	0.167	0.000	0.000	0.000	0.500	0.167	0.333			
カオスパラメータによる判定		無	無	無	無	無	無	無	無	無	有	有	有			
異常有															不明	
15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	
0.544	0.492	0.341	0.528	0.526	0.526	0.495	0.463	0.516	0.531	0.536	0.506	0.491	0.484	0.497		
4.714	4.583	4.089	4.666	4.760	4.527	4.407	4.372	4.474	4.423	4.525	4.515	4.439	4.377	4.508		
0.189	0.209	0.163	0.158	0.173	0.203	0.187	0.216	0.206	0.239	0.152	0.168	0.235	0.097	0.092		
0.500	0.333	0.333	0.333	0.500	0.333	0.333	0.333	0.333	0.333	0.333	0.333	0.333	0.333	0.333		
有	有	無	有	有	有	有	有	有	有	有	有	有	有	有		

(a)データセット 2

データセット3		異常無										遷移			
時間(s)		3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	
カオス・パラメータ	最大リアブノフ係数	0.434	0.325	0.331	0.391	0.285	0.337	0.389	0.298	0.452	0.511	0.407	0.551		
	リアブノフ次元	3.971	3.536	3.478	4.113	3.684	3.974	4.138	3.498	4.032	4.558	4.114	4.496		
	R値	0.091	0.078	0.094	0.227	0.138	0.078	0.091	0.059	0.119	0.172	0.478	0.085		
	サロゲート判定	0.333	0.167	0.167	0.167	0.167	0.167	0.167	0.167	0.167	0.500	0.333	0.333		
カオスパラメータによる判定		無	無	無	不明	無	無	無	無	無	有	不明	有		
異常有														不明	
15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30
0.582	0.596	0.551	0.578	0.576	0.566	0.503	0.504	0.555	0.545	0.543	0.532	0.557	0.520	0.447	
4.577	4.622	4.555	4.505	4.625	4.743	4.668	4.752	4.761	4.938	4.736	4.685	4.620	4.397	3.280	
0.125	0.126	0.222	0.178	0.154	0.160	0.098	0.136	0.120	0.111	0.171	0.184	0.173	0.651	0.963	
0.500	0.500	0.333	0.333	0.500	0.500	0.500	0.500	0.500	0.500	0.500	0.500	0.500	0.333	0.000	
有	有	有	有	有	有	有	有	有	有	有	有	有	有	有	無

(b)データセット 3

データセット4		異常無										遷移			
時間(s)		3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	
カオス・パラメータ	最大リアブノフ係数	0.377	0.345	0.315	0.291	0.263	0.340	0.369	0.312	0.453	0.557	0.480	0.490		
	リアブノフ次元	3.923	3.883	3.484	3.561	3.743	3.945	4.037	3.407	3.874	4.655	4.206	4.460		
	R値	0.079	0.128	0.092	0.093	0.173	0.062	0.115	0.105	0.107	0.113	0.235	0.121		
	サロゲート判定	0.333	0.000	0.333	0.000	0.167	0.167	0.167	0.000	0.000	0.500	0.333	0.333		
カオスパラメータによる判定		無	無	無	無	無	無	無	無	無	有	有	有		
異常有															
15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30
0.575	0.509	0.568	0.534	0.525	0.567	0.578	0.552	0.556	0.553	0.584	0.535	0.528	0.502	0.485	
4.645	4.637	4.592	4.721	4.511	4.558	4.603	4.571	4.539	4.618	4.749	4.620	4.607	4.562	4.564	
0.121	0.153	0.096	0.152	0.100	0.131	0.162	0.164	0.173	0.117	0.134	0.264	0.231	0.205	0.197	
0.500	0.500	0.333	0.500	0.333	0.333	0.667	0.333	0.333	0.500	0.500	0.500	0.500	0.500	0.333	
有	有	有	有	有	有	有	有	有	有	有	有	有	有	有	有

(c)データセット 4

データセット5		異常無										遷移			
時間(s)		3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	
カオス・パラメータ	最大リアブノフ係数	0.362	0.363	0.310	0.363	0.272	0.459	0.477	0.433	0.424	0.585	0.480	0.508		
	リアブノフ次元	3.726	3.530	3.449	3.935	3.612	4.309	4.315	4.061	4.009	4.790	4.084	4.434		
	R値	0.058	0.053	0.083	0.099	0.069	0.055	0.064	0.058	0.127	0.165	0.250	0.155		
	サロゲート判定	0.167	0.000	0.000	0.167	0.333	0.167	0.167	0.167	0.000	0.500	0.333	0.333		
カオスパラメータによる判定		無	無	無	無	無	不明	不明	無	無	有	有	有		
異常有											不明				
15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30
0.600	0.582	0.557	0.553	0.505	0.541	0.521	0.507	0.506	0.572	0.590	0.329	0.052	0.078	0.099	
4.739	4.574	4.629	4.622	4.609	4.684	4.548	4.676	4.660	4.657	4.610	3.250	1.444	1.887	1.804	
0.121	0.143	0.114	0.169	0.161	0.144	0.163	0.217	0.139	0.190	0.191	0.804	0.157	0.011	0.010	
0.500	0.333	0.500	0.500	0.500	0.500	0.500	0.500	0.500	0.500	0.500	0.000	0.500	0.500	0.500	
有	有	有	有	有	有	有	有	有	有	有	無	有	有	有	

(d)データセット 5

図 3.2.4.5-23 試験データの異常推定結果と実際

3)結論

カオス解析手法を採用した複雑系解析の手法について、以下の結論が得られた。

- ・外見的には識別が困難な複雑系の状態変遷をカオス解析による判定で識別できることを、ロケットターボポンプの異常によって確認した。
- ・ロケット等の大規模システムの情報処理についてカオス解析を適用することで、システムの異常や故障の予兆を識別できる可能性が見出された。

(b) モデルベース推論

(ア) 実施内容

モデルベース推論では、センシング情報(流量、圧力、回転数、振動等の観察事象)とその時のシステムの状態(正常または異常源(故障原因))を基に推論用モデル(ベイジアンネットワーク)を構築する。

構築した推論用モデルを基に、新たなセンシングデータに対し、システムの状態(正常または異常発生時にはその異常原因)を推論する。

実証試験では以下の内容を検証し、その有効性を確認した。

- ・ ベイジアンネットワークによる推論の正確性を検証
- ・ 異常の早期発見(予兆検知)の可否を検証
- ・ 現運用中の監視システム⁴の異常検知に対する優位性を検証
- ・ ベイジアンネットワークによる推論の有効性の検証

(イ) 実施手順

実証試験用のデータとして既存の流体系システムの監視システムが管理している運用データを利用した。

データとしては、流量、圧力、回転数、振動、温度、制御モード等、約 250 点のセンシング情報があるが、そのうち、主要データ 26 点を選択した。

推論用モデルは、表 3.2.4.5-13 に示すシステム状態時のセンシング情報を基に構築した。

ベイジアンネットワーク構築に際しては、センサ間の関連付け情報を付加することで推論精度を高める。

表 3.2.4.5-13 ベイジアンネットワーク構築用データの状態

	観測結果 (センシング情報)	システム状態 (異常時故障原因)
正常	運転モード3	正常(運転モード3)
	運転モード5	正常(運転モード5)
	運転モード7	正常(運転モード7)
	運転モード10	正常(運転モード10)
	運転モード15	正常(運転モード15)
異常	弁位置異常	制御弁異常
	ストール	空気量調整異常
	燃焼停止	燃焼遮断弁異常
	燃焼停止	圧縮機出力異常
	温度高	ベローズ材異常

⁴ 複数のセンシング情報を基に異常状態をシステムが検知するが、異常源の特定はロギングデータを基に別途エンジニアが行っている。

有効性を検証には、表 3.2.4.5-14～表 3.2.4.5-16 に示すデータを利用した。

表 3.2.4.5-14 は、モデル構築と同じ正常状態、異常(故障原因)を示したときのデータで、これによりベイジアンネットワークによる推論の正確性を検証した。

表 3.2.4.5-15 は、従来システムにて異常を検知した時点より前のデータで、これにより従来システムと比較し異常の早期発見(予兆検知)の可否を検証した。

表 3.2.4.5-16 は、従来システムにおいて異常を誤検知した事象(No.1)、センシング情報がベイジアンネットワーク構築に使用したデータより少ない事象(No.2)、およびベイジアンネットワーク構築時に含まれていなかった異常原因(No.3)が発生した事象で、これらにより現運用中のモニタリングシステムの検知方法に対する優位性とモデルベース推論の有効性の範囲を検証した。

表 3.2.4.5-14 実証試験用データ 1

No	観測結果 (センシング情報)		システム状態 (異常時故障原因)
1	正常	運転モード3	正常(運転モード3)
2		運転モード5	正常(運転モード5)
3		運転モード7	正常(運転モード7)
4		運転モード10	正常(運転モード10)
5		運転モード15	正常(運転モード15)
6	異常	弁位置異常	制御弁異常
7		ストール	空気量調整異常
8		燃焼停止	燃焼遮断弁異常
9		燃焼停止	圧縮機出力異常
10		温度高	ベローズ材異常

表 3.2.4.5-15 実証試験用データ 2

No	最終的に発生した 異常の原因	データ取得時間	従来システムにおける 観測結果
1	制御弁異常	3時間～10分前	正常(運転モード10)
2		10～3時間前	正常(運転モード15)
3	ベローズ材異常	9～1時間前	正常(運転モード10)
4		11～10時間前	正常(運転モード7)
5		19～11時間前	正常(運転モード5)

表 3.2.4.5-16 実証試験用データ 3

No	システム状態 (異常原因)		従来システムにおける 観測結果	備考
1	正常	運転モード3	ストール (運転モード3)	従来システムでは誤検知
2	異常	燃料流量不足	失火	計測データが24点 (他は26点)
3	異常	圧力配管損傷	ストール (運転モード10)	未学習事象

(ウ) 実施結果

検証結果を表 3.2.4.5-17～表 3.2.4.5-19⁵に示す。

表 3.2.4.5-17 の結果により、ベイジアンネットワークにより故障原因を正しく推論することが確認した。

表 3.2.4.5-18 により、従来システムにおいては異常検知前(正常として稼動状態)においても、ある程度、異常状態を検知できることを確認した。

表 3.2.4.5-19 No.1 の結果により、従来システムにおいて誤検知していた事象に対して正確に状態を推論し、その優位性を確認した。

表 3.2.4.5-19 No.2 の結果により、センシングデータが欠けていた場合にも正確に推論できることを確認した。

表 3.2.4.5-19 No.3 の結果により、ベイジアンネットワーク構築において入力していない未知の事象に対しては正しく推論できないことを確認した。

これはモデルベース推論における限界として一般に認識されているとおりの結果である。

以上をまとめると、ベイジアンネットワークを利用してシステム状態を推論する場合、現状においては未知の異常または異常疑に対する原因の特定については、エンジニアの判断が必要となるが、過去に発生した事象に対しては、正確に異常原因を推論するとともに、異常を早期に発見(予兆検知)できることを実証し、その有効性を確認することができた。

表 3.2.4.5-17 実証試験結果 1

No	システム状態(異常原因)	従来システムにおける観測結果	ベイジアンネットワークによる推論	正解率
1	正常	運転モード3	正常(運転モード3)	100%
2		運転モード5	正常(運転モード5)	100%
3		運転モード7	正常(運転モード7)	100%
4		運転モード10	正常(運転モード10)	100%
5		運転モード15	正常(運転モード15)	100%
6	異常	制御弁異常	弁位置異常	100%
7		空気量調整異常	ストール	100%
8		燃焼遮断弁異常	燃焼停止	100%
9		圧縮機出力異常	燃焼停止	99%
10		ベローズ材異常	温度高	99%

⁵ 本試験では、複数のデータをベイジアンネットワークに与え、その時のシステム状態の推論値を確認した。表中の正解率はベイジアンネットワークが正しいシステム状態に対する推論確率ではなく、一番高い確率で予測(推論)したシステム状態が実際のシステム状態と一致していたケースを正解とし、全試験結果から正解となったケースの割合を求めたものである。

表 3.2.4.5-18 実証試験結果 2

No	最終的に発生した異常の原因	データ取得時間	従来システムにおける観測結果	ベイジアンネットワークによる推論	正解率
1	制御弁異常	3時間～10分前	正常(運転モード10)	制御弁異常	100%
2		10～3時間前	正常(運転モード15)	正常(運転モード15)	(100%)
3	ベローズ材異常	9～1時間前	正常(運転モード10)	ベローズ材異常	61%
4		11～10時間前	正常(運転モード7)	正常(運転モード7)	(100%)
5		19～11時間前	正常(運転モード5)	正常(運転モード5)	(100%)

表 3.2.4.5-19 実証試験結果 3

No	システム状態 (異常原因)		従来システムにおける観測結果	ベイジアンネットワークによる推論	正解率
1	正常	運転モード3	ストール (運転モード3)	運転モード3	100%
2	異常	燃料流量不足	失火	燃料流量不足	100%
3	異常	圧力配管損傷	ストール (運転モード10)	運転モード10	0%

3.2.4.6 目標達成度評価

(1) 中間目標達成度

各技術開発の進捗は予定どおりであり、中間目標を達成した。

目標達成度を表 3.2.4.6-1 にまとめる。

表 3.2.4.6-1 目標達成度と今後の作業

技術開発内容	中間目標	到達度	中間評価以降の作業
ミッション対応設計情報一元管理技術	技術開発の終了	中間目標達成 (設計、製作、単体試験終了)	実証試験
ミッション解析情報設定技術	技術開発の終了	中間目標達成 (設計、製作、単体試験終了)	実証試験
打上げ当日ミッション解析評価技術	開発仕様の設定	中間目標達成 (設計終了、一部製作)	製作、単体試験 実証試験
飛翔中データ取得・機体評価技術	開発仕様の設定	中間目標達成 (全体構想、要求仕様設定)	設計、製作、単体試験 実証試験

(2) 最終目標達成度

ロケットの実用機運用段階で、衛星打上げの受注から打上げ、飛行後報告書の提出までのミッションインテグレーション/飛行後解析作業を対象として、作業を効率化/作業期間短縮を可能とする各種技術/システムの研究開発を行い、以下のとおり、初期の目標を達成した。

(ア) ミッション対応設計情報一元管理技術

衛星/ロケットインタフェース情報をセキュアな環境で一元管理/共有可能な「ミッションインテグレーションシステム」を開発し、インタフェース調整作業の・省力化・効率化を実現した(従来と比較して約 92%の時間削減)。

(イ) ミッション解析情報設定技術

設計初期段階でロケット仕様を効率的に設定し、設計作業の前倒しを可能とする「GA シミュレーションツール」を開発し有効性を確認した。

「ミッション対応設計情報一元管理技術」と「ミッション解析情報設定技術」をあわせ、前提としたミッションインテグレーションスケジュールのクリティカルパスを前倒し可能な見通しが得られ、本研究開発の目標(ミッションインテグレーション作業期間の 40%削減)を達成できたことを確認した。

(ウ) 打上げ当日ミッション解析・評価技術

打上げ当日の高解像度風データを用いた解析を取り込んだ「打上げ当日ミッション解析・評価システム」を開発し、打ち上げ時のロケット機体特性の予測精度が大幅に向上することを確認、これにより打ち上げ時のロケット健全性評価をより正

確に行うことができ、確実な打上げが可能となることが実証された。また、同時に打ち上げ当日のタイムライン上の割り当てられた時間内で解析評価作業が実施可能であることを確認した。

(エ) 飛翔中データ取得・機体評価技術

ロケットの打上げ結果を次号機に反映するため、飛翔状況の分析・評価作業を効率的・高度に実施する「飛行後解析・評価システム」を開発し、従来と比較して 29% 時間削減できる見通しが得られ、本研究開発の目標(飛行後解析の 20%削減)を達成できたことを確認した。

また、異常疑の検知や故障原因の推論など、解析作業を高度化する手法の有効性を確認した。

3.2.4.7 ミッション対応設計高度化技術に必要な調査・分析及び評価

3.2.4.1 項「ミッション対応設計一元管理技術の開発」および 3.2.4.2 項「ミッション解析情報設定技術の開発」に於いて必要なデータベースの構築に資する為に、衛星のロケットとのインタフェース仕様の調査・分析を行った。3.2.4.3 項「打上げ当日ミッション解析・評価技術の開発」及び 3.2.4.4 項「飛行中データ取得・機体評価技術の開発」に於ける仕様設定に資する為に、打上げ当日ミッション解析・評価技術および飛行中データ取得・機体評価技術の国内外の現有技術の調査・分析を行った。また、中小型ロケットを想定した詳細な実証試験とは別に、更に補完する目的で、過去に打上げられたロケットと衛星の組み合わせの事例にミッション対応設計高度化技術を適用しその有用性を確認するための評価試験の準備をし、評価試験を実施した。

(1) ミッション対応設計高度化技術に必要な衛星インタフェース仕様の事例調査および技術開発に反映するための分析

1) 目的

国内主要衛星メーカーの蓄積したインタフェース仕様事例及びユーザ（衛星メーカー）ニーズを調査・分析し、3.2.4.1 項「ミッション対応設計情報一元管理技術の開発」及び 3.2.4.2 項「ミッション解析情報設定技術の開発」の仕様設定ならびにデータベース構築に資することを目的とする。

2) 実施内容

(a) 調査

国内主要衛星メーカーである三菱電機株式会社、NEC 東芝スペースシステム株式会社および衛星の打上げ実績を有する財団法人無人宇宙実験システム研究開発機構に対して、過去に打上げた衛星について、ロケットとのインタフェース仕様の事例調査を実施した。具体的には、次のことを行った。

① 衛星開発に於ける重要インタフェース項目の識別等調査

各調査先に対し、衛星開発において一般的に設定される衛星側インタフェース項目／ロケット側へのインタフェース要求項目と、それらの情報の重要度ならびに情報必要時期等について調査を行なった。

② 個別衛星・シリーズ衛星のインタフェース仕様に関する調査

各調査先に対し、各調査先が係わった個別衛星の衛星側インタフェース仕様について調査を行った。通信放送用 5 衛星、地球観測用 3 衛星、気象観測用 2 衛星、科学観測用 3 衛星、宇宙実験用 3 衛星についてデータが得られた。シリーズ化された衛星については、衛星側主要インタフェース仕様の変遷有無と変遷理由ならびにインタフェース項目データ間の相関関係の調査を行った。

(b) 分析

これらの調査結果をインタフェース項目評価の集計表に纏め、項目別に重要度と提示時期の組み合わせからリスク度（大、中、小）の判断を行ない、ロケット側設計・解析に利用できるように分析した（表 3.2.4.7-1 インタフェース項目評価の集計表を参照）。

これにより、次の結果を得た。

(ア) 衛星／ロケット間の各インタフェース項目について、衛星のミッション遂行の上での重要度を識別できるようにした。

- (イ) 衛星/ロケット間の各インタフェース項目の提示時期、精度情報からロケット側の設計/解析に与える影響度を識別できるようにした。
 なお、取得したデータはミッション解析情報設定技術の衛星データベースの一部とした。

表 3. 2. 4. 7-1 インタフェース項目評価の集計表の一部

No.	インタフェース項目 (ISD/DRS 17401 スペースシステム - 衛星打上げ機関に対する衛星側からのインタフェース要求ドキュメントの規定内容に準拠)	データ形式	調査先からの回答(データ)の集計値																				
			データの提示元			データの提示時期			データの提示時期と精度 (D:提示時期, F:精度, M:定額, A/R:必要時)														
			ロケット	衛星	双方	H	M	L	PDR前	PDR+QDR間	QDR+PDR間	PQR前	PQR後										
1	宇宙機のミッション記述	(付録)																					
1 1	ミッション記述	(付録)																					
	-目的			3					3			D1, F2		F1									
	-軌道特性			4				3	1			D3		F3			F1						
	-SCの軌道上概観	図面		3					3			D1, F1		D1, F1			F1						
1 2	SC記述	(付録)																					
	-SCプラットフォーム(バス)			2						2		D1, F1		F2									
	-SCペイロード			2					2			D1, F1		F1+(1)									
2	機械的インタフェース	(付録)																					
2 1	機械的形態(機械的コネクタ)	(付録)																					
	-SC座標系	図面		4					4			D3		D1, F2			F2						
	-宇宙機機械 図面(打上げ時コンフィギュレーション)	図面		4					2	2		D3		D1, F2			F2						
	-インタフェース平面からの最大高さ	m		4					3		1	D3		D1, F2			F2						M2
	-SCの最大直径	m		4					3		1	D2		D1, F2			F1						F1, M2
	-SC/LVインタフェース 直径	m	2	1	1	1	4					D2, F2		F1			F1						M1
2 2	SC基本周波数	(付録)																					
	-基本固有振動数-接触方向	Hz		3	1		3	1				D2		F3			F1						M2
	-基本固有振動数-接触垂直方向	Hz		3	1		3	1				D2		F3			F1						M2
2 3	使用できる容積	(付録)																					
	-衛星包括体	図面	2	1	1		3	1				D3, F1		F2									F1
	-L/E平面より下のSC突起(寸法入り)	図面		4					3	1		D2		F1			F1						F1, M1
	-SCの容積変動	m3		2					2	1				D1, F1			F1						
	-SCの自由空質量	kg		2					2	1				D1, F1			F1						
	-特別なクリアランス要求		1	1						2			A/R/F1		F1+(1)								F1
2 4	宇宙機(またはSCアダプタ)の機械的インタフェース	(付録)																					
	-機械的インタフェース	図面		2	2				4				D4		F3			F1					
	-宇宙機/ロケットインタフェース 直径	mm		1	3				4				D3		D1, F3			F1					
	-SCインタフェースのタッチメント材料			2	2				2	2			D2, F1		F3								
	-ヤング率	N/m2		1	2				2				D1		F2								

(2) ミッション対応設計高度化技術に関連する技術調査・動向分析

1) 目的

国内外の技術動向を調査・分析し、3. 2. 4. 3 項「打上げ当日ミッション解析・評価技術の開発」及び3. 2. 4. 4 項「飛翔中データ取得・機体評価技術の開発」の仕様設定に資することを目的とする。

2) 実施内容

(a) 調査

国内ではJAXA(独立行政法人宇宙航空研究開発機構)、米国ではNASA(米国航空宇宙局)ケネディスペースセンタ、米国NASAグレンリサーチセンタ、ユナイテッド・ロンチ・アライアンス社、ボーイング社、インテグラル・システムズ社、ロッキードマーチン・コヒーレントテクノロジー社、欧州ではESA(欧州宇宙機構)本部、イベリカル・エスピオ社、ダルムスタット工科大学、デルフト工科大学、ロジカCMG社の調査を行った。その他論文、ロケットユーザマニュアル等を調査した。

これらの調査結果の概要を表3. 2. 4. 7-2に纏めた。

表3.2.4.7-2 打上げ当日ミッション解析・評価技術及び飛翔中データ取得・機体評価技術についての国内外の調査結果概要

技術項目	調査結果(国内外の現有技術と将来計画)
打上げ当日ミッション解析・評価技術	<ul style="list-style-type: none"> ■日米とも、打上げ当日の気球による高層風計測データをもとに解析を行い、必要により制御パラメータを再設定し、打上げを行っている。 欧州アリアンでも同様なことを行っていると思われるが、直接的な情報は得られなかった。 ■日米とも過去の高層風データを蓄積しており、打上げ判断に利用している。 ■米国では、高度方向分解能が400～500m程度の低解像度観測気球に加えて、高度方向分解能が100～200m程度の高解像度観測気球によって高層風データを取得し、打上げ判断に利用している。 ■米国では、高解像度観測気球のバックアップ用に、打上げ直前の風を計測することのできるレーダウインドプロファイラ(大型設備)を使用している。将来有人ミッションでは高解像度観測気球に代えて、レーダウインドプロファイラを使用することを考えている。
飛翔中データ取得・機体評価技術	<ul style="list-style-type: none"> ■飛行後解析 速報: 日本は約7日(ワーキングデー)、米国は7から10日、欧州アリアン(レベル0と言うデータの逸脱の確認レベルの報告で)7～14日、 最終報告: 日本は1ヶ月を目処、米国は契約により30～60日(但し、9割は30日)で、欧州アリアンロケットはマニュアル上は45日。 ■欧州では、アリアンロケットの推進系の飛行後解析作業の効率化のため、作業の自動化・標準化が進められ効果を上げている。 ■日米欧ともロケット飛行後解析のためにAI(人工頭脳)を実用化しているところは見出せなかった。米国ではAIを使用したロケットテレメトリ解析を研究しているが研究段階に留まっている。 ■欧米ではモデルベース/データオリエンテッド等の様々な故障診断、ヘルスマニタリングの手法が航空機分野、宇宙分野で研究されており、一部実用化の域に達しているものもある。

(b)分析

この調査結果を分析し、次の動向に関する知見を得た。

- ・ 打上げ当日ミッション解析・評価技術は有用な技術であり、今後開発されるロケットの殆どで採用されるものと推測される。
- ・ 米国に於ける高層風観測では低解像度観測気球に加えて、高解像度観測気球が使用されている。またレーダウインドプロファイラが高解像度観測気球のバックアップとして使用されており、将来有人ミッションでは高解像度観測気球にとってかわる可能性がある。しかしながら、この装置は大きなスペースが必要であり、採用についてはコストを含めて十分な検討が必要である。
- ・ 飛行後解析に於ける報告期間に日米欧とも大きな差は無い。
- ・ 人工知能を使用した飛行後解析は現在研究がなされているが、実用域に達していない。

(3) 評価試験の準備と実施

1) 目的

3.2.4 項「ミッション対応設計高度化技術」で開発した付随するソフトウェアツールを、中小型ロケットを想定した詳細な実証試験とは別に、更に補完する目的で過去に打上げられたロケットと衛星の組み合わせの事例に適用し、その有用性を確認するための評価試験の準備をし、評価試験を実施する。

2) 実施内容

3.2.4.1 項「ミッション対応設計情報一元管理技術の開発」及び3.2.4.2 項「ミッション解析情報設定技術の開発」に付随するソフトウェアツールの評価試験の準備として、平成17年7月10日に打ち上げられたASTRO-E II X線天文観測衛星とM-V型ロケット6号機の組合せに適用して評価試験を行うために必要なデータの収集、試験内容の検討を行った。なお、ASTRO-E IIはASTRO-Eをベースとして開発された衛星であり、ベースとなったASTRO

－E（H12年2月10日打ち上げ、軌道投入失敗）も併せて調査・検討した。
具体的には次のことを行った。

- ・ 入力データとなるロケットと衛星のインターフェースデータの収集
- ・ 期間短縮の評価基準の基となるミッションインテグレーション線表データの収集
- ・ 従来手法と同等の解析結果が得られることを示す評価基準の基となるロケットと衛星のインターフェースデータの収集
- ・ 試験を行う為の試験器材の調査、試験方法概要等の検討
得られたデータを基に評価試験をどのような内容・手順等で行うことができるかについて調査・検討をした。具体的には、次のことを行った。
- ・ 試験全体について
 - 試験全体フローの検討・作成
 - 試験全体の期間短縮効果評価基準の検討・作成
- ・ ミッション対応設計情報一元管理技術について
 - 試験フローの検討・作成
 - 試験手順（案）の検討・作成
 - 期間短縮効果の評価基準の検討・作成
 - 有効性評価基準の検討・作成
 - 試験実施予定設備の調査
 - 評価試験の実施
- ・ ミッション解析情報設定技術について
 - 試験フローの検討・作成
 - 試験手順（案）の検討・作成
 - 期間短縮効果の評価基準の検討・作成
 - 作業負荷量の低減の評価基準の検討・作成
 - 従来手法と同等の解析結果が得られることを示す評価基準の検討・作成
 - 評価試験の実施
- ・ 飛行中データ取得・機体評価技術について
 - 試験フローの検討・作成
 - 試験手順（案）の検討・作成
 - 期間短縮効果の評価基準の検討・作成
 - 作業負荷量の低減の評価基準の検討・作成
 - 従来手法と同等の解析結果が得られることを示す評価基準の検討・作成
 - 評価試験の実施

3) 評価試験結果

1) ミッション対応設計情報一元管理技術

実際に使用されたインターフェースデータについて一元管理システムの操作を行った結果、動作性・利便性・データ取扱いの容易性・信頼性確保性について有効性が評価でき、さらに作業期間が大幅に短縮されることが示された。これにより、このシステムの有用性を確認することができた。

従来、1回当りのインターフェース会議における作業につき、図面の郵送・連絡のやり取り、担当者間での最新仕様値の確認に、5日間を要

していた。これが1日以下に短縮することができ、有効性を確認できた。
 図 3.2.4.7-1 参照。

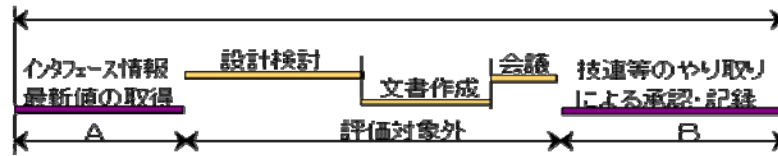


図 3.2.4.7-1 「インタフェースの情報の確認」に要する期間

2) ミッション解析情報設定技術

遺伝的アルゴリズム (GA) 解析手法を使用し、衛星分離解析を行った結果、M-V型ロケット6号機で実際に搭載された分離部の仕様と一致した。

上記のGA解析手法を使用することにより、適正な分離部仕様を早期に設定できることにより、図 3.2.4.7-2 の如くミッションインテグレーション期間の短縮が図られた可能性があり、本技術の有効性を確認できた。

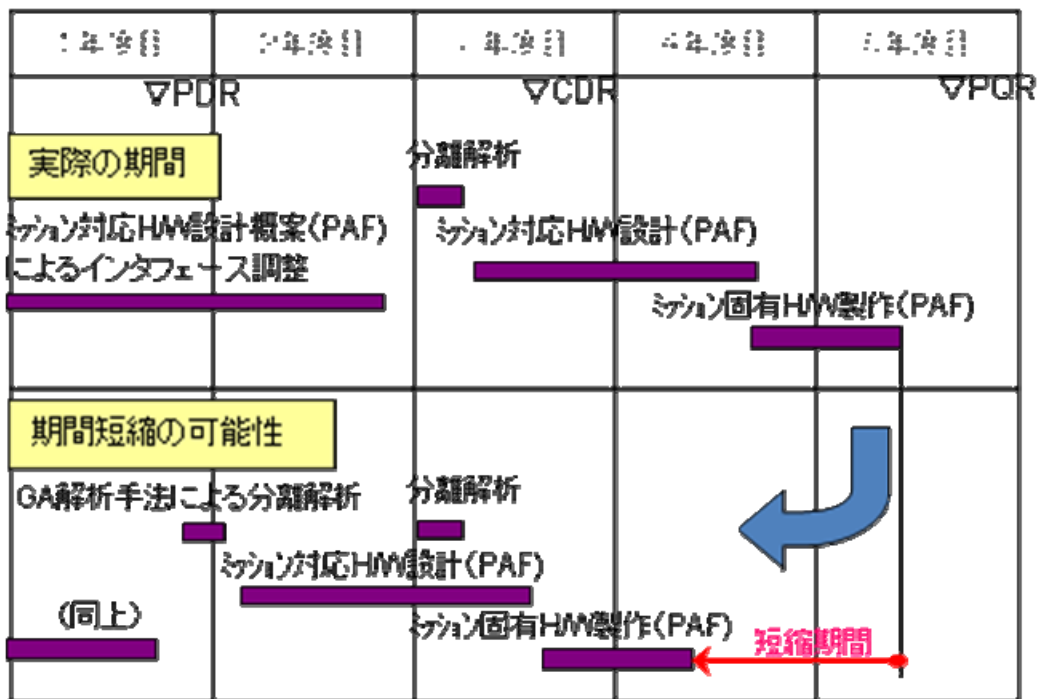


図 3.2.4.7-2 ミッションインテグレーション期間の短縮

3) 飛行中データ取得・機体評価技術

JAXAよりM-V型ロケット6号機のテレメトリ実データを取得し、「振動条件確認と評価」の項目に適用して、評価試験を実施した。振動の計測点を表 3.2.4.7-3 に示す。飛行後解析のフローを以下に示す。

- (1) データ表示
- (2) 一般的な処理 (例: FFT 等)
- (3) 特殊な処理 (例: 迎角履歴等)
- (4) データサーベイ (例: プロファイル確認、異常判定等)
- (5) 報告書作成

この解析フロー内において(1)データ表示及び(2)一般的な処理について本技術を適用した。

表 3. 2. 4. 7-3 振動条件の計測点一覧

計測項目	略称	取付位置
M-14 ノズル部振動計	V1	M-14 ノズル部計器板 (ノズル側) 上面 135°
M-25 ノズル部振動計	V2	M-25TVC S/A 用ブラケット 225°
B2-PL 部振動計	V3	B2-PL 計器板表面 210°
B3-PL 部振動計	V4	B3-PL 計器板上面 270°
NF 部振動計	V5	NF-R B3-PL 用アクセス窓付近 90°
SMSJ 部振動計	V9	SMSJ ショックマウント取付部 0°
M-25TVC 部振動計	V10	M-25TVC APDB 用ブラケット 240°
M-25TVC 部振動計	V11	M-25TVC INS 用ブラケット 60°
SJ 部振動計	VSJ	SJ 環状フレーム上 280°
SA 縦振動(X)	VSAX	(INS-SA より)
SA 横振動(Y)	VSAY	(INS-SA より)
SA 横振動(Z)	VSAZ	(INS-SA より)

- ・評価試験における飛行後解析の作業量削減結果
振動条件確認と評価に 本技術を適用した場合作業量は、48%削減。
(12計測点、55ケース) 結果詳細を図 3. 2. 4. 7-3 に示す。
- ・評価
飛行後解析に有用なツールであり、作業量の削減が期待できる。

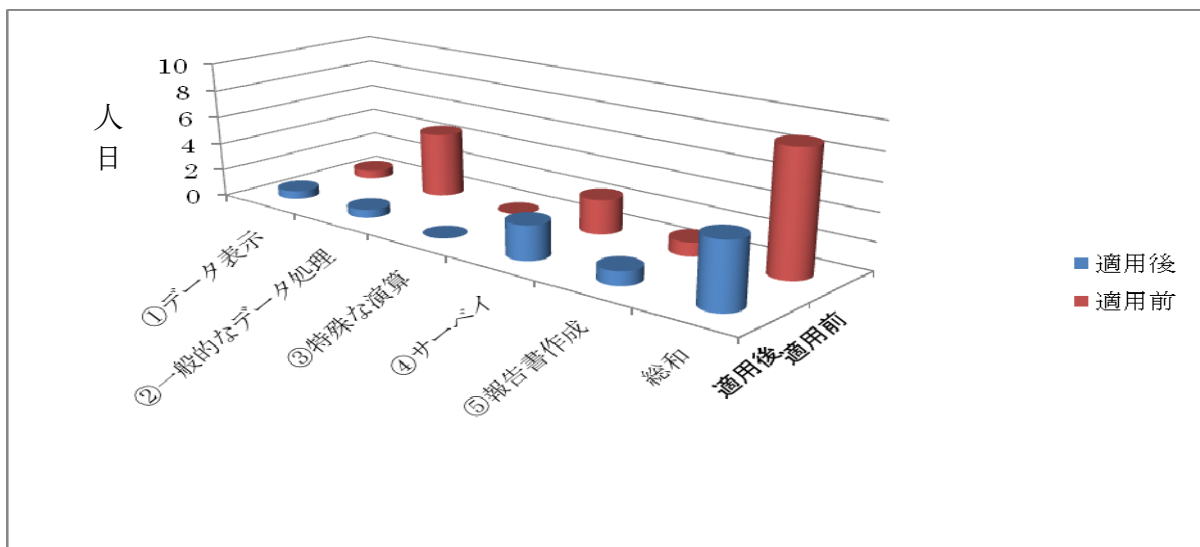


図 3. 2. 4. 7-3 飛行後解析の作業量削減効果

4. 実用化の見通しについて

4.1 成果の実用化可能性

本研究開発事業は、個々の(ハードウェア)要素技術の開発を目指したのではなく、ロケット開発・運用の効率的な実現を可能とする設計基盤(基盤システム)の開発を行うものである。開発成果は広くロケット・宇宙用輸送系の開発・運用に適用可能な汎用的技術であり、「ロケットの開発・運用」への適用が本研究開発事業の出口・実用化イメージとなる。

ロケット・宇宙輸送系システム技術は、総合科学技術会議の第3期科学技術基本計画において国家基幹技術と定義され、戦略重点科学技術として複数のプロジェクトに対して研究開発が推進されている。

また、平成20年5月には宇宙基本法が成立し、平成21年に制定された「宇宙基本計画」(2009年6月2日)及び「宇宙分野における重点施策について」(2010年5月25日)の中で「宇宙輸送システムは、我が国が必要なときに、独自に宇宙空間に必要な人工衛星等の打ち上げを行うために、維持することが不可欠な技術」と位置付けられており、産業の振興や国民生活の向上・安全保障等の観点から、ロケット関連の研究開発とロケットの利活用が今後さらに促進されることが期待される。

このような状況のもと、ロケット設計基盤システムを提供する本研究開発成果が今後のロケット開発・運用の中で適用される機会、すなわち実用化される機会は高いと考えられる。

成果の出口・実用化を確実にするため委託先では、まず1つのロケット開発・運用で本成果の適用実績をつくり(短期的出口目標)、その後、将来ロケット・宇宙システムの開発・運用に展開する(中長期的出口目標)という実用化戦略のもと、委託先((社)日本航空宇宙工業会、(株)ギャラクシーエクスプレス)組織の役割に応じた活動展開を行っている。表4.1-1に短期的・中長期的の出口・実用化イメージと実用化に向けた活動内容を示す。

表4.1-1 成果の出口・実用化イメージ

	短期的	中長期的
出口・実用化先	・GXロケットの開発・運用	・将来のロケット・宇宙システムの開発・運用
実用化の担い手	・(株)ギャラクシーエクスプレス	・国内の航空宇宙関連会社 (社)日本航空宇宙工業会 会員各社
実用化に向けた活動	・GXロケット開発での適用 (部分的に実用を開始)	・研究開発内容・開発した基盤技術 /システムについて、会報等を通じて会員各社に紹介・周知

また、図4.1-1に実用シナリオを示す。成果の実用化を確実にするため、短期的な実用化先であるGXロケット開発・運用の中で必要となる時期にあわせて、本プロジェクトの技術開発スケジュールとマイルストーンを設定してきた。また、2010年代初

期でのGXロケットでの適用実績をもとに、2010年代後半¹に開発が期待されている有人輸送にも対応可能なロケットや再使用ロケットに対して技術の適用拡大・実用化を行うシナリオを設定していた。

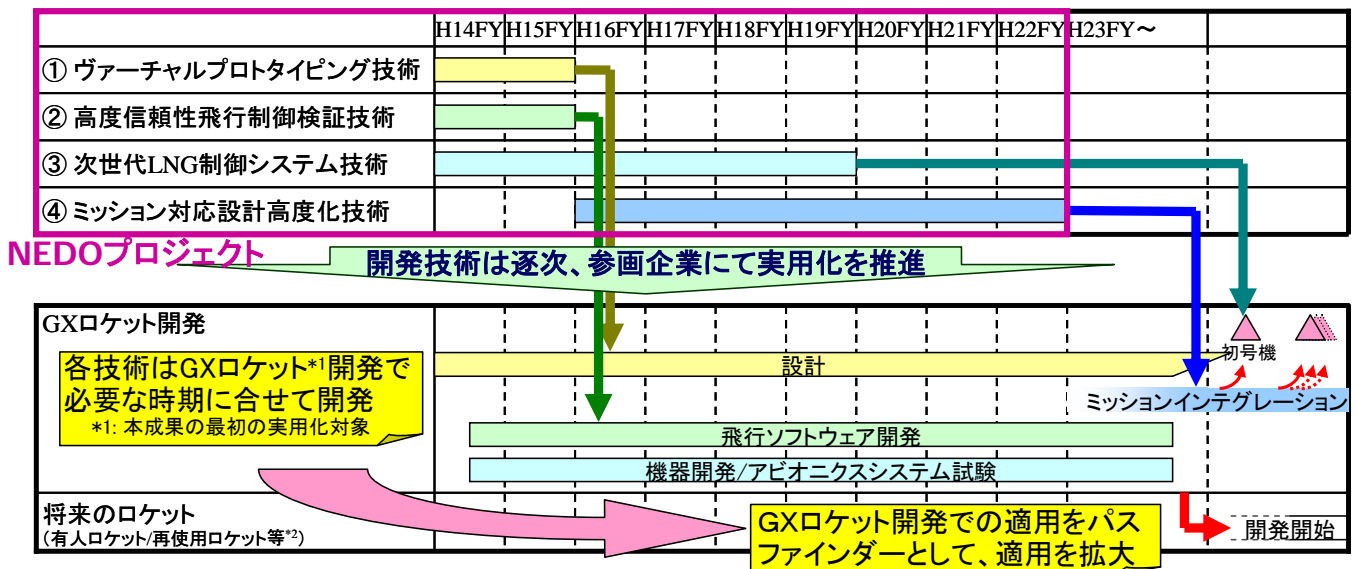


図 4.1-1 実用化シナリオ (～平成 21 年度)

しかし、平成 21 年 12 月に日本政府として GX ロケットは開発に着手せず、取り止めることを決定したため、本プロジェクトは短期的な成果の実用先を失い、実用化シナリオの大幅な変更が必要となった。

平成 21 年度末時点で他機関・他社が開発中のロケットに対して、実開発の中で実績のない技術を開発の途中から適用することは、信頼性と開発リスクの観点で他機関・他社の受入れが困難であった。当面、その他の新しいロケット開発計画がなく、ロケット開発に本成果を適用するのは困難な状況である。本状況を受けて、本技術が基盤技術であることから、開発技術の実用化可能性を拡大するため、ロケットに限らず、大規模システムへの技術の波及効果を期待して、大規模システム開発での適用も実用化対象に含めて、実用化への活動/シナリオを再構築した。

中長期的な実用戦略を、ロケット・宇宙システムと大規模システムに大きく分けた戦略に変更して、実用化/技術の適用の担い手を、ロケット開発・運用専門会社である(株)ギャラクシーエクスプレスから総合機械メーカーである(株)IHI(グループ)に変更した。

これにより、国のプロジェクトであるロケット開発への適用に向けた提案活動を従来計画と同様に推進するとともに、各種大規模システムへの適用検討を展開可能な体制に変更した。また、適用規模は縮小するが、適用機会が増大する可能性があるロケット搭載機器/装置への適用についても検討を進めることとした。

見直した実用化戦略を表 4.1-2 に示す。

見直した戦略では、(株)IHI(グループ)は、将来ロケットを含む、大規模システムへの開発技術の適用可否と有効性検討を実施し、可能な分野では技術の適用/実用を実施する。また、(社)日本航空宇宙工業会による役割は変わらない。

¹ 経済産業省が策定・公表している「技術戦略マップ 2010」システム・新製造⑤宇宙分野、による。

表 4.1-2 開発研究成果の実用化戦略（見直し後）

	ロケット／宇宙システム		大規模システム
実用化／技術の適用先	・将来のロケット・宇宙システムの開発・運用	・将来のロケット・宇宙システムの開発・運用 ・ロケット搭載機器／装置の運用	・各種大規模システムの開発
実用化の担い手	・国内の航空宇宙関連会社 （（社）日本航空宇宙工業会 会員各社）	・（株）IHI（IHI グループ）	・（株）IHI（IHI グループ）
実用化に向けた活動	・研究開発内容・開発した基盤技術／システムについて、会報等を通じて会員各社に紹介・周知	・自社グループが関与するロケット開発での技術の（修正）適用可否評価と客先への技術の適用提案	・自社グループで開発・運用している大規模システムへの技術の適用可否／有効性評価 →自社グループで有効性が確認された場合は、適用実績をもとに社外への展開／システムの販売を図る

4.1.1 GXロケットへの適用

本プロジェクトは、平成21年12月まで、GXロケットを技術の実用化先として研究開発を進めてきた。

GXロケットとは、我が国の宇宙輸送系における『中型ロケット』の位置づけを持ち、（株）ギャラクシーエクスプレス（GALEX）が事業主体となって多くの宇宙航空関連企業体で開発を進めてきたロケットである。

GALEXは、本研究開発事業の中で開発した技術（成果）を、順次、GXロケット開発作業の中で適用し、実用に供する計画であった。各成果のGXロケット開発・運用での実用計画を表4.1-3に示す。

表 4.1-3 GXロケット開発・運用での実用計画

	GXロケット開発・運用での適用先	適用状況
① ヴァーチャルプロトタイプング技術（VP）	・GXロケット開発でのシステム設計作業	適用開始
② 高度信頼性飛行制御検証技術（FS）	・GXロケット開発での飛行ソフトウェア設計作業	適用開始
③ 次世代LNG制御システム技術（LNG）	・GXロケット開発でのアビオニクス設計作業 ・GXロケット開発・運用での射場整備作業	適用開始
④ ミッション対応設計高度化技術（MI）	・GXロケット運用でのミッションインテグレーション作業	適用予定

注：開発：機体開発段階、機体運用段階（試験機の射場での打上げ整備）を含む
運用：実用機運用段階

なお、GXロケット開発は、平成21年12月に日本政府として開発に着手せず、取り止めることを決定したため、現時点（平成23年6月）では、本技術のGXロケットへの適用・実用化は未達となった。

4.1.2 将来ロケットへの適用可能性

本開発成果の「将来のロケット・宇宙輸送系システムの開発・運用（中長期的出口）」への適用を中心に個別技術毎の研究開発成果の実用化可能性を以下に示す。

（1）ヴァーチャルプロトタイピング技術（VP）

将来のロケット・宇宙輸送系システムのシステム設計作業においても、ヴァーチャルプロトタイピングシステム（VP）を、複雑な組立ての干渉確認の精度向上や、ロケット開発では開発後期でしか実施できない機体／衛星間の適合性検証並びに機体／設備間の適合性検証の事前確認等活用が可能である。VPを適用することにより、システム設計期間の短縮が期待できる。具体的な適用作業候補は、以下の通りである。

1) 機体／設備等の静的干渉／動的干渉の検出

- ・多数の部品間の静的干渉やニアミス（クリアランス不足）のチェック
- ・部品の組立てパス／可動範囲における動的干渉やニアミス（クリアランス不足）のチェック

2) 人的要素に関する不確定性の事前評価（視認性、作業評価等）

- ・視認性
- ・アクセス性
- ・作業姿勢
- ・操作性
- ・作業負荷

3) 検出／評価した設計不良を、サブシステム設計部門にフィードバック

- ・形状データのフィードバック
→ 形状提案票の起票、3D-CADデータの逆変換機能)
- ・作業手順（シーケンス）のフィードバック
→ 変更提案票の起票
- ・フィードバック内容の設計反映結果の管理

（2）高度信頼性飛行制御検証技術（FS）

将来のロケット・宇宙輸送系システムのシステム設計作業においても、飛行制御事前検証ソフトウェアとシミュレーション装置（飛行制御用シミュレータ）を組合せた事前検証システムにより、ロケット開発あるいは実用機運用における飛行ソフトウェアの「製作」時のデバッグや「単体検証」並びに「ハード／ソフト組合せ試験」時のバグ検出・処理等に利用（実用化）可能である。また、利用により飛行ソフトウェア開発期間短縮に大きな効力を発揮することが期待できる。

シミュレーション装置に組込む機体運動モデル、搭載機器モデル、環境モデル等を開発対象とするロケットに対応したモデルに組換えることにより、本研究開発成果をそのまま対象とする将来のロケットの飛行ソフトウェアの開発に適用可能となる。したがって、開発成果は直ちに将来のロケット開発で実用化できるレベルにあるといえる。

(3) 次世代LNG制御システム技術 (LNG)

「自己診断・自律対応型機体点検自動化システム技術」およびそれを可能とする「制御系機器 (制御機器を含むアビオニクス機器)」の研究開発を平成14年度から平成19年度まで実施した。この間、ロケット機体を最大限自動化する自己診断・自律対応システム技術の検討を行い、その制御のためのアルゴリズムを確定するとともに、その自動点検システムをハードウェアとして実現するためのアビオニクス機器の設計を進め、特にその開発の中心となる誘導制御計算機 (IGS) については性能確認モデルの製作試験等を通じて機能性能要求の実現性の見通しを得るに至った。

誘導制御計算機は、通常のロケットに要求される小型/軽量要求および耐環境性を満足しつつ、これまでの同種装置にない高速・大容量化を達成した。また、本研究開発にて実施する単体としての機能・性能試験や耐環境性試験、あるいはシステムとしての実証試験 (中小型ロケットの機体運用を題材として実施) により、ロケット開発に必要な検証事項がほぼ網羅的に確認できた。したがって、本誘導制御計算機は、今後の新たなロケット用としての適用が期待できると判断する。

また、本研究開発においては、その他のアビオニクス機器として、誘導制御系、電力系、計測通信系、機体/地上インタフェース系の主要構成機器についても開発を進めており (詳細は、3.2.3項参照)、誘導制御計算機と同様に、それら機器も今後のロケットへ適用することが可能である。

(4) ミッション対応設計高度化技術 (MI)

ミッション対応設計高度化技術で開発した4技術は、ロケットによらず、ミッションインテグレーション作業の効率化・高度化を目指した技術のため、将来のロケット・宇宙輸送系システムのミッションインテグレーション作業や打上げ当日解析、飛行後解析作業においても、同様に利用可能である。

将来のロケット・宇宙輸送系システムで活用する場合は、各技術に関して、以下を留意して活用・実用に供する必要がある。

1) ミッション対応設計情報一元管理技術

- ・「ロケット標準資料データベース」に格納するロケット仕様を適用するロケットにあわせて修正が必要
- ・ミッション解析ツール (解析プログラム) が異なる場合は、使用する解析プログラムに合わせて入出力の変更が必要、等

2) ミッション解析情報設定技術

- ・ロケット機体の制約条件に基づき、評価項目/評価関数の変更が必要
- ・解析内容にあわせてGA解析とシステム解析ツール (解析プログラム) の入出力の変更が必要、等

3) 打上げ当日ミッション解析・評価技術

- ・打上げ当日の風の受信・解析評価結果の送信方法などを射場 (風計測設備) とオフサイト局 (解析・評価実施場所) 間の通信システムに応じて変更が必要
- ・対象とするロケット機体の制約条件にあわせて、解析結果の評価基準の変更が必

要、等

4) 飛行中データ取得・機体評価技術

- ・対象とするロケット機体にあわせてデータ分析のためのモデルの変更が必要
- ・テレメトリデータの受信方法など通信システムに応じて変更が必要、等

以上の留意点に対応して対象とするロケット機体にあわせたモデル等を変更することにより、本研究開発成果をそのまま将来のロケットのミッションインテグレーション活動に適用可能である。

4.1.3 他の宇宙システムへの適用可能性

自己診断・自律対応型機体点検自動化システム技術研究で開発したアビオニクス機器は、宇宙固有の環境に向けた機器であり、振動、温度、放射線等の作動環境が同等の衛星等の宇宙システムに適用可能である。

適用にあたっては、対象となる宇宙システムが扱うバルブ、アクチュエータ、センサ等の制御対象の電氣的信号特性が合致していることが必要である。また、実証用試験装置についても、制御対象の模擬機能は、ソフトウェアによるシミュレーションモデルとして汎用的に設定、変更が可能のため、相当数の宇宙システムに適用できる。

機体点検自動化ソフトウェアは、構築した自己診断・自律対応アルゴリズムは、センサデータ等のデータからシステムや機器の正常／異常を診断するアルゴリズムであり、点検用のパラメータ等を変更すれば、宇宙用機器のみならず、一般的な制御システムに流用可能である。

また、飛行中データ取得・機体評価技術の「インテリジェントデータ分析」は、システムの観測データをもとに、データ分析を効率化する技術であり、モデルベースアプローチの場合は対象とするモデルを変更することによって、データオリエンティッドアプローチの場合はそのまま、ロケットのみならず他の宇宙システムや一般機器（航空エンジンや航空機のアクチュエータ等）の試験で潜在的な異常とノイズの識別等の判断に流用可能である。

4.1.4 開発資産の活用

本プロジェクトでは、技術の確認／実証試験の実施にあたって、各種試験装置を製作した。これらの装置／資産を使用することによって、本プロジェクトで開発した技術を円滑に活用することが可能となる。

製作した資産の一部については、以下のプロジェクトに譲渡した。

(1) 空中発射システム開発への本研究開発で製作した資産の譲渡

本研究開発で製作した一部の装置／機器について、空中発射システムの開発を主管している経済産業省に譲渡した。

4.2 波及効果

ロケット・宇宙輸送系システム産業は、高度技術を集約した大規模システムであり、また、図 4.2-1 に示すように宇宙関連産業構造のヒエラルキーの最上位に位置する産業であるため、他産業と比較してその技術波及効果は大きい。ロケット産業／宇宙機器産業の拡大にともない、衛星通信、衛星放送等の宇宙のインフラを利用してサービスを提供する宇宙利用サービス産業や、カーナビゲーションシステム、衛星放送受信チューナ、GPS機能付き携帯電話などの宇宙利用サービス産業のサービスを利用するために必要な（宇宙関連）民生機器産業、さらにはサービスを購入することにより自らの事業の効率化や差別化により事業を行っているユーザ産業群の拡大や関連する技術開発に波及していくことが期待できる。

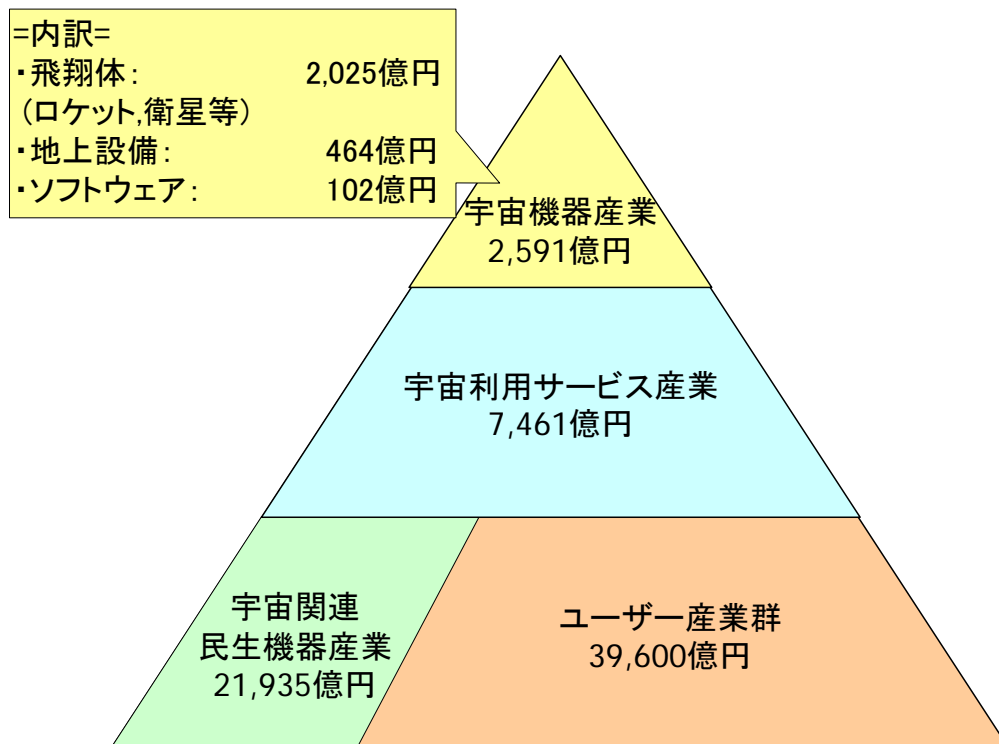


図 4.2-1 宇宙産業規模 (2008 年度)

また、本研究開発事業で開発する4つの技術開発（①ヴァーチャルプロトタイプング技術、②高度信頼性飛行制御検証技術、③次世代LNG制御システム技術、④ミッション対応設計高度化技術）を通して、以下の技術分野の技術項目が獲得可能となる。

- ・システム設計技術（①、④）：CAD/CAM技術、最適設計技術等
- ・試験・評価技術（①、②、③、④）：ソフトウェアデバッグ技術、データ分析技術等
- ・安全・信頼性技術（②、③、④）：故障診断技術、耐機械環境設計技術等
- ・機器制御技術（③）：自動制御技術、極低温制御技術等

これらの技術の各種産業への波及イメージを図 4.2-2 に示す。

例えば、ヴァーチャルプロトタイプングで開発した3D-CADによる組立てシミュレーション技術は、「CAD/CAM技術」や組立て手順を効率的に策定するための「組立・運用計画技術」として、大規模で複雑なシステムの組立て手順の評価・効率化にも活用可能であり、自動車や船舶、航空機産業への技術波及が期待できる。

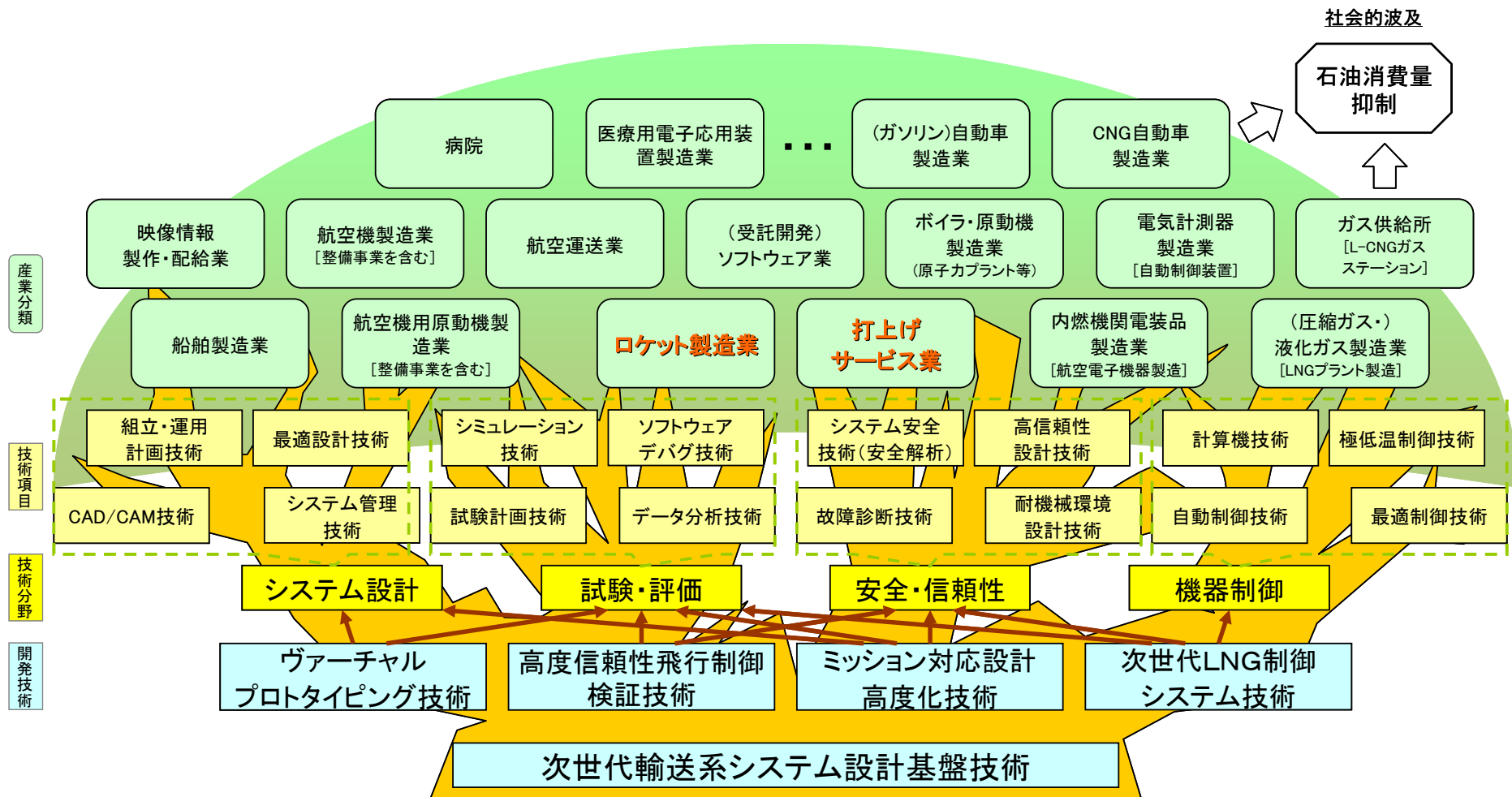


図 4.2-1 次世代輸送系システム設計基盤技術の技術的・社会的波及効果

また、高度信頼性飛行制御検証技術で開発したソフトウェア検証技術は、「ソフトウェアデバッグ技術」として高信頼性が求められるソフトウェアにも活用可能であり、原子力プラントや医療システムに搭載されるソフトウェアを介して医療用電子応用装置製造業を通して病院等への技術波及が期待できる。

さらに、次世代LNG制御システム技術で開発した自己診断・自律対応型（機体）点検自動化システム技術は、「極低温制御技術」や「自動制御技術」としてガス供給所（L-CNGガスステーション）の普及を通してCNG自動車の普及に寄与し、石油消費量削減（ガソリンからLNG/CNGへの変換の促進）に寄与する可能性がある。

以下（１）～（４）に各開発技術により期待される技術的波及効果の内容例を示す。

（１）ヴァーチャルプロトタイピング技術（VP）

本研究開発で構築したヴァーチャルプロトタイピングシステムは、ロケット等の大規模システムをとりまとめる設計・エンジニアリング活動に有効であることをVP開発の中で確認した。

図 4.2-3 に、本システムを適用した場合のエンジニアリング活動フローの例を示す。このフローは一般化されたものであり、ロケット等のインテグレーションに限らず、複雑なサブシステムやコンポーネントの統合を必要とする航空機やプラント等のインテグレーション作業にも有効性を発揮する。

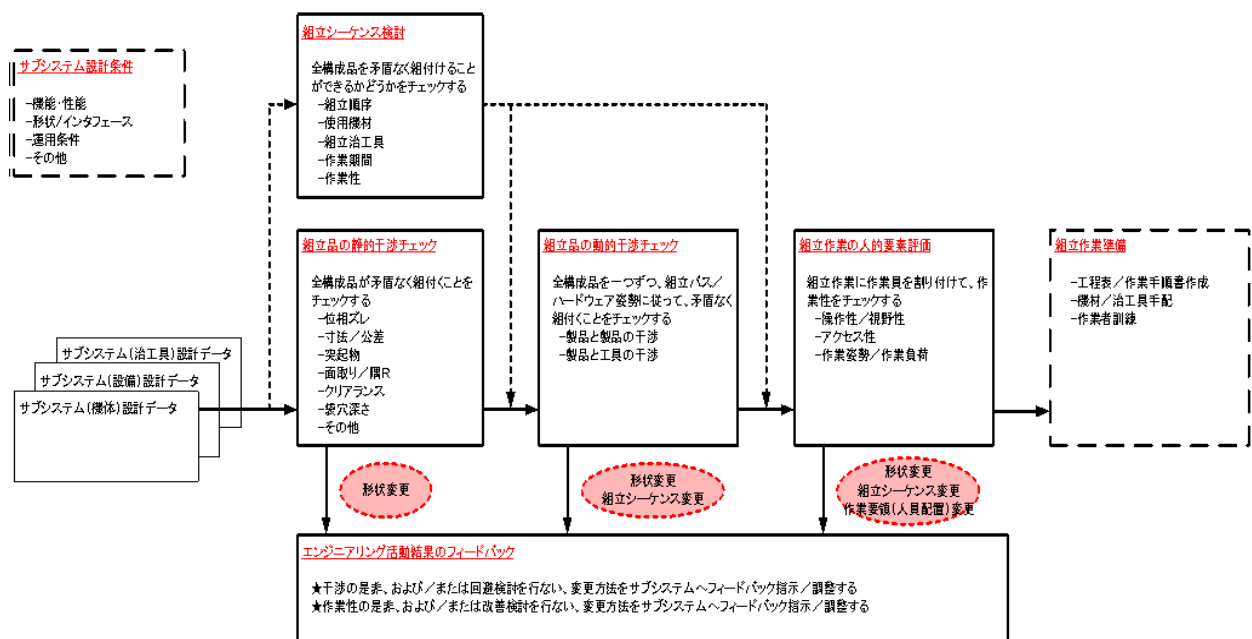


図 4.2-2 インテグレーション活動でのエンジニアリング活用フロー（例）

表 4.2-1 に、ヴァーチャルプロトタイピング技術の具体的な適用先としてエネルギープラント、機械、航空機、造船、自動車の各産業分野を取上げ、適用可能性を調査した結果を示す。表に示す通り、総じてどの産業分野においても設計妥当性の事前検証や組立て等の作業性検証に幅広く適用可能である。また、一部業種においては、フィジビリティスタディでのシミュレーションや設計コンセプトのプレゼンテーションツールとしても有効利用できると考えられる。

表 4.2-1 ヴァーチャルプロトタイピング技術の他の大規模産業への適用可能性の検討・評価結果

	エネルギープラント	機械	航空機	造船	自動車
ヴァーチャルプロトタイピング技術の適用可能範囲	<ul style="list-style-type: none"> ●原子力施設での放射性物質を取り扱う機器の設計妥当性の事前定量評価及び複数候補案のモックアップ製作に要する費用・期間の節約 ●基本設計の前のフィジビリティスタディ段階の仮想空間シミュレーション 	<ul style="list-style-type: none"> ●比較的小型の機械、家電品の組立、溶接等生産ラインの設計検証、評価及び工程変更案・増設案の生産性検証、評価 ●大型機械の組立工程や操作員アクセス性等の検討 ●設計コンセプトのプレゼンテーションツール 	<ul style="list-style-type: none"> ●機体開発での干渉チェック、ウォークスルー、組立性、整備性等の事前検証評価による開発コスト削減 ●エンジンの基本設計に於けるシステム最適化設計、詳細チューニング設計への適用 	<ul style="list-style-type: none"> ●船殻ブロックの組立手順・干渉等の設計検証を目的とした組立シミュレーション及び施工法改善案についての現場作業性検討シミュレーション ●装備品艙装配置設計に於ける取付け作業性及び運用時のアクセス性等の人的要素シミュレーション 	<ul style="list-style-type: none"> ●デジタルモックアップによる外観・内装・配置、干渉、組立作業性等のチェック、試作品削減 ●人間モデルによる操作性、レイアウト、居住性、衝突影響検討 ●生産ラインに於ける組立性、作業性、ライン最適化、車種変更検討
適用上の留意点	<ul style="list-style-type: none"> ●プラント業界では、3D-CADは、汎用ソフトよりもプラント用に特化したソフトの利用が多い(客先指定や業界標準ソフト)。 ●PDM(Product Data Management)や日程管理等も業界独自のものが多い。 	<ul style="list-style-type: none"> ●機械、特に家電業界の3D-CADソフトはPro/Engineerが多く、今回開発VP技術が利用可能。(但し、組立作業の最適化等工程設計への利用目的が主で、干渉チェックは従) ●中小規模の業界では、汎用よりも機械向け3D-CADソフトの利用が多い。 	<ul style="list-style-type: none"> ●機体、エンジンメーカーでは汎用3D-CADソフトであるCATIA、Unigraphicsが多くが使われており、同じ業界内ではデータの互換性問題は殆どない。 ●エンジンでは、組立性よりも性能追及のための各種解析との連携が課題である。 	<ul style="list-style-type: none"> ●造船業界は比較的早い時期から3D-CAD化が進み、データ互換性の問題も少ない。 ●受注産業で各船毎の開発設計となり、開発・製造期間が長いことから、個別プロセスの最適化だけでなく全体プロセスの効率化が課題である。 	<ul style="list-style-type: none"> ●VP技術導入が最も進んだ業種であり、外観、内装、視認性、操作性、居住性、製造ライン最適化等の検討目的で既に多種VPソフトを利用中である。 ●設計とVP適用で利用CADが未統合であり、下流から上流への反映が今後の課題である。
適用する場合の要改修点	<ul style="list-style-type: none"> ●プラント業界で利用されている専用CAD、PDM、工程設計ソフトウェア等に対応するため、CAD変換機能についての対象CADの拡張、指定PDMソフトとのインターフェース機能(データの入出力等)、工程設計機能の追加が必要である。 	<ul style="list-style-type: none"> ●今回の開発技術には、生産工程の工程設計機能は含まれないため、機能追加が必要。(人的要素シミュレーション機能はそのまま利用可能) ●機械系3D-CADソフトに対してはCAD変換機能の拡張対応が必要となる。 	<ul style="list-style-type: none"> ●現状機能のままでもかなりの目的に適用可能であるが、構造、流体等解析との連携を必要とする場合は機能追加が必要である。 	<ul style="list-style-type: none"> ●組立シミュレーション、人的要素シミュレーションともほぼそのまま利用可能であるが、全体プロセス最適化の目標に対しては、シミュレーションデータの簡易作成手法(簡易モーションキャプチャ機能等)が必要である。 	<ul style="list-style-type: none"> ●現状のままでも組立性や人的作業の検討には適用可能であるが、デザイン、乗員快適性等の検討には、専用ソフトとの連携機能の追加が必要となる。

V P技術は基盤技術であるため、波及効果を経済的指標で直接算定することは困難であるが、適用範囲の広さからみて、大きな波及効果があるものと期待出来る。

(2) 高度信頼性飛行制御検証技術 (F S)

「ロケットの飛行制御事前検証技術」にて構築した事前検証ソフトウェアツールは、ソフトウェア使用言語対応として、A d a 言語以外に、C 言語にも対応可能なものとして開発した。したがって、A d a 言語を用いる飛行ソフトウェアだけではなく、広くC言語が使用されている分野、例えば、自動車、I T業務支援関連、医療等の各分野における当該ソフトウェアの開発過程におけるデバッグや検証作業に適用可能である。検討評価結果を表 4. 2-2 に示す。

表 4. 2-2 事前検証ソフトウェアの適用可能性の検討・評価結果

業界／分野	自動車メーカー、航空機、航空機エンジン等	I T業務支援関連	医療等
システム例	<ul style="list-style-type: none"> 燃料供給系制御システム ミッション制御システム 自動運転（車間制御）システム G P S（ナビゲーションシステム） 	<ul style="list-style-type: none"> 日程管理システム 調達／発注システム 勤務状況管理システム 	<ul style="list-style-type: none"> 電子カルテ 医療費等業務システム 画像診断システム 診療予約システム
主要言語への適用方法	主要使用言語： C言語 ・適用済み	主要使用言語： C、J a v a ・C言語は、適用済み ・J a v a言語は、言語解釈モジュールの変更で対応	主要使用言語： C、J a v a ・C言語は、適用済み ・J a v a言語については、言語解釈モジュールの変更で対応
テストデータの設定方法（融通性）	<ul style="list-style-type: none"> ●車速 ●ギヤ位置 ●アクセル開度、等 	<ul style="list-style-type: none"> ●トランザクションデータ、等 	<ul style="list-style-type: none"> ●診療費 ●保険負担 ●投薬情報、等
テストケースの作成方法（自動生成）	<ul style="list-style-type: none"> ●テストケースは、最初に各条件の範囲を設定していれば、自動生成可能 	<ul style="list-style-type: none"> ●テストケースは、最初に各条件の範囲を設定していれば、自動生成可能 	<ul style="list-style-type: none"> ●テストケースは、最初に各条件の範囲を設定していれば、自動生成可能
テスト結果の合否判定方法（自律検証）	<ul style="list-style-type: none"> ●車速、アクセル開度等とミッション位置の関係を真値データとして、合否を自動判定 	<ul style="list-style-type: none"> ●トランザクション入力による金額などを真値データとして合否を自動判定 	<ul style="list-style-type: none"> ●診療内容、投薬情報からの精算金額を真値データとして合否を自動判定
テスト実施方法（自動実行）	<ul style="list-style-type: none"> ●アプリケーション側で連続実行のバッチプログラムを追加することにより全テストケースの自動実行可能 	<ul style="list-style-type: none"> ●イベントまたはプロシージャごとの自動実行 	<ul style="list-style-type: none"> ●イベントまたはプロシージャごとの自動実行

また、事前検証ソフトウェアツールとシミュレーション装置を組合せて構築した「飛行制御事前検証システム」については、飛行制御が対象であることから、ロケット以外にも、固定翼機（航空機）や回転翼機（ヘリコプタ）の飛行制御開発に適用可能である。図 4.2-3 に、例として F B W (Fly-By-Wire) 固定翼機の一般的な飛行制御検証試験の流れを示す。

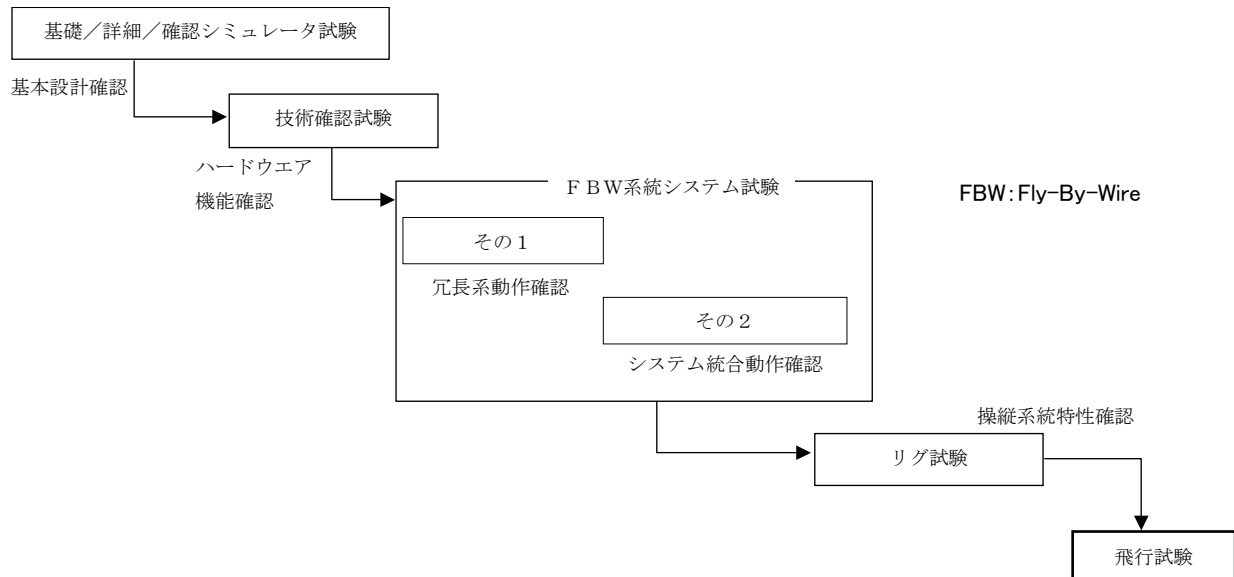


図 4.2-3 F B W 固定翼機の開発における飛行制御検証試験の流れ

通常、固定翼機や回転翼機では、搭載品と組合せた比較的大掛かりで段階的な開発フローがとられている。これに対してロケットの場合は、打上げごとにミッションの要求が異なり飛行制御の内容が変化すること、個々のシステムの使用回数が打上げ時の 1 回限りであること、というロケット特有の事情から、図中の最終段階にあるような飛行試験による確認が実施できない。そのような異なる点はあるものの、固定翼と回転翼のいずれの飛行制御システム開発においても、ソフトウェアの開発・検証はその比較的初期の段階で実施され、本事前検証システムはこの段階に対して適用可能である。例として、図 4.2-3 の場合、以下の各段階に適用できる。

1) 基礎／詳細／確認フライトシミュレータ試験

ここでは、制御則設計書にしたがってシミュレータ計算機用の飛行制御プログラム（設計検証用のプログラム）を作成する。本研究開発で開発した「事前検証ソフトウェアツール」を適用することにより、この「設計検証プログラム」の検証の効率化が図れる。

2) F B W 系統システム試験

「設計検証プログラム」をもとに作成されたプログラム設計書にしたがって「実機搭載プログラム」を製作する。また、この試験では計算機や周辺機器が実機搭載品相当の供試体になり、設計検証プログラムに含まれない実時間処理やハードウェアとのインタフェース処理機能を新規に作成する必要がある。この実機搭載プログラムの作成に「事前検証ソフトウェアツール」を適用することで検証作業の効率化を図るとともに、「シミュレーション装置」を併用することで、より実飛行環境に近い状態でのシステム検証が可能となり、開発後段で発生する可能性のある不具合を未然に防止することができる。

表 4.2-3 に、固定翼機、回転翼機に対する「飛行制御事前検証システム」を適用可能性について、留意点、要改修点を含めてまとめた。

表 4.2-3 飛行制御事前検証システムの適用可能性の検討・評価結果

	固定翼機／回転翼機
飛行制御事前検証システムの適用可能範囲	<ol style="list-style-type: none"> 1. 設計妥当性確認のための「設計検証プログラム」の検証効率向上 2. 実機飛行制御計算機にインストールする「実機搭載プログラム」の検証効率向上
適用上の留意点	<ol style="list-style-type: none"> 1. 「設計検証プログラム」開発に適用する場合、飛行制御システムが満たすべき設計基準を、検証条件とソフトウェア内部変数との関係にブレークダウンした上で、検証手順を吟味することが必要。 2. 「実機搭載プログラム」開発に適用する場合、「実機搭載プログラム」と「設計検証プログラム」との比較対照出力の選定にあたって、可能な限り本質的な差以外の差があらわれないものを選択すること。また、出力がどの程度事前に合致すべきかを事前に吟味しておくことが必要。
適用する場合の要改修点	<ol style="list-style-type: none"> 1. 現状の「シミュレーション装置」に組み込まれている機体運動や搭載機器、環境等のモデルは、例題として設定したロケット向けのものであり、多分野に適用する際には、これらを開発対象に適したモデルに入替える必要がある。 2. 「実機搭載プログラム」の検証試験では、「設計検証プログラム」との間の出力比較の形で検証を進めることが多い。検証手順の保存・再利用機能、検証結果の出力の保存・比較機能等を付加できれば、さらに作業効率向上が向上する。

(3) 次世代LNG制御システム技術 (LNG)

本研究開発で開発した成果はLNGプラント産業／ガス事業者を経由し、各産業への経済的波及、また、天然ガス自動車を経由した社会的波及が期待できる。このうち、本研究開発の成果である機体点検自動化アルゴリズムの民生用小型LNG気化設備（L-CNG型の天然ガスステーション）への適用可能性については、シミュレーションを含む検討を実施し、適用可能性があることを本事業の一環として具体的に確認している。検討の詳細は、3.2.3.8項参照。

(4) ミッション対応設計高度化技術 (MI)

ミッション対応設計高度化技術 (MI) では、4つの技術を開発しているが、その中で、「ミッション対応設計一元管理技術」は外部とのインタフェース調整を円滑に実施するためのデータ管理・開発管理技術であり、インタフェース管理が煩雑な大規模システムに対して有効性を発揮すると考える。

また、「飛翔中データ取得・機体評価技術」で開発するインテリジェントデータ分析は、システムの挙動を示す観測データ（今回は、ロケットを対象として開発を行ったため飛翔中のテレメトリデータ）から潜在的な不具合を検出する技術であるため、例えば飛行機のエンジン開発にあたって、エンジン試験データ試験分析により試験供試体が健全であるかの評価などに対しても技術的な波及が期待できる。

以上に示すように、本研究開発事業が影響を与える産業分野・技術分野は、ロケット・宇宙輸送系システム技術・関連産業にとどまらず、輸送機器産業やエネルギー産業等、広範囲におよぶ。このため、本研究開発事業の推進・遂行は、ロケット技術者と他の産業分野の技術者との交流を活性化し、「システム設計」や「試験・評価」、「安全・信頼性」、「機器制御」等の技術分野を通して、ロケット技術およびその周辺技術の研究開発や人材育成を促進することが期待できる。

例えば、高度信頼性飛行制御検証技術開発を担当した研究員等は、イプシロンロケットのプロジェクトの中で、本プロジェクトで開発した技術基盤をベースにソフトウェア開発を担当しており、人材育成の効果が現れている。

4.3 経済効果

本研究開発事業により開発した基盤技術成果を今後のロケット開発あるいは実用機運用に適用することにより、衛星打上げサービス事業における経済的側面において以下に示すような大きな経済効果が期待できる。

(1) 信頼性向上による不具合発生防止／開発期間短縮による開発費用の削減

1) 直接的な費用削減

一般に、開発試験や実機組立て時に不具合が発生すると、以下のような開発費用増加につながる。

- a. 不具合の原因究明・対策検討、設計変更、他のサブシステムのインパクト検討開発計画見直し作業、関係機関等との調整等の多数の設計、解析及び調整作業が発生し、設計費やプログラム管理費用が増加する。
- b. 設計変更に基づく調達部品の再調達、試験用供試体や治工具の改造・再製作、実機の改造・再製作などが必要となり、材料費（調達費）、加工費、組立費が増加する。
- c. 試験にて不具合が生じた場合は、再試験が必要となり、追加試験費が発生する。
- d. 不具合により開発期間が延びることにより、期間に応じて発生する固定的経費が増加する。

①「ヴァーチャルプロトタイピング技術」および②「高度信頼性飛行制御検証技術」の成果により、従来はロケット開発後期に発生していた不具合を初期段階で未然に防ぐことが可能になった。これにより、上述したような開発費の増加要因を取り除くことが可能になり、開発費削減に大きな効果を発揮する。

なお、不具合発生防止／開発期間短縮による削減効果に加えて、①VPにおいては、シミュレーション（デジタルモックアップ）の活用により、ハードウェアとしてのモックアップの製作を不要にできるため、製作費用の直接的な削減効果も生まれる。

2) 間接的な費用削減

一般に、開発期間は事業にとっての投資期間であり、量産に入ってはじめて、事業としての利益を得る本格的な回収期間となる。したがって、開発期間中は事業運営のための金利負担等の発生を事業収入では回収できない。開発期間が短縮できれば、初期投資費用の削減につながり、事業としての採算性が向上する。

(2) 射場での打上げ整備期間の短縮による実用機打上げ価格の低減

③「次世代LNG制御システム技術」において、射場における機体点検工期の30%の削減を目指している。機体点検工期の削減は、作業工数の削減、すなわち射場での打上げ整備費用の削減に直結し、実用機打上げ価格の低減をもたらす。

(3) 打上げ可能回数の増加による売上げの増加

③（LNG）の成果（機体点検工期の短縮）は、ある一定の打上げ可能期間内での打上げ可能回数の増加につながる。打上げ事業会社にとっては、打上げ回数の確保が事業運営あるいは開発資金の早期回収のための最優先課題である。限られた射場使用期間、あるいは打上げ可能期間内での打上げ可能回数を増加できることは、衛星側の打上げ要求が一定の時期に集中した場合にも対応できる能力を拡大できること

を意味する。すなわち、打上げ回数の増加に直結するため、売上げ（受注）増加の観点から経済的効果が非常に大きい。

（４）競争力向上による売上げの増加

本研究開発事業成果は、以下の点で顧客満足度向上による競争力の向上につながるため、売上げ（受注）の増加に対して、間接的な効果が期待される。

1) 信頼性向上による競争力の向上

商業衛星打上げ市場において、顧客（衛星）が打上げロケットを選定するにあたっては、「打上げ価格の安さ」や「契約から打上げまでの期間の短さ」も重要なファクタであるが、それ以前に「打上げ成功に対する信頼性の高さ」が必須の前提条件になる。また、打上げの失敗による衛星やロケットの喪失は、社会的な資産の喪失という不利益をもたらす。

本研究開発では、機体ハードウェアに対する設計ミス（①VP）や飛行ソフトウェアの設計・製作ミス（②FS）を初期段階で発見することにより設計に対する信頼性を向上し、開発後期での不具合発生を防止することを眼目に置き研究を行った。また、③（LNG）では、射場での機体点検作業における人的な点検ミスを自動化により防止することで信頼性を向上することに眼目を置いている。

これらのうち、特に②の飛行ソフトウェアについては、従来は実機を傷めるために検証できなかつた極限状態や異常状態を考慮した広範な条件での検証も可能になったため、飛行制御に対するソフトウェア信頼性がこれまでより高まる。また④（MI）により、従来、見過ごしやすかつた、微小な潜在的な不具合・データ挙動に対しても、データ分析が高度化・充実することにより、識別可能となり、対策をとることによりロケットの信頼性向上に寄与することが期待できる

また、射場での点検時の異常に人が介在することによる見落としが仮にあった場合、打上げの成功に対するインパクトが予想されるが、③（LNG）の成果は、このような見落としを防止し、打上げに対する信頼性確保に寄与すると期待される。

以上から、本研究開発により信頼性が向上し、市場競争力の向上が期待できる。

2) 実用機打上げ価格の低減による競争力の向上

上述の（１）の１）、２）に記した開発費の低減は、実用機打上げ価格の低減を意味する。したがって、（２）の効果と合わせて、実用機打上げ価格の低減による顧客満足向上、ひいては受注の増加につながる。

3) 開発期間短縮によるタイムリーな市場投入

①（VP）および②（FS）の成果により開発期間、すなわち開発仕様設定から市場投入までの期間が短縮される。この結果、市場動向に対する予測精度が増す、あるいは競合先に比べて進歩した仕様の製品を提供できる、などのメリットが生じ、競争力が向上する。

4) 射場における顧客（衛星側）拘束の低減による競争力の向上

射場での打上げ整備作業には、衛星のロケットへのインテグレーション作業が工程として含まれており、顧客（衛星側）との連携作業が必要である。この段階での作業期間が長いこと、あるいは不具合発生により手戻りが発生することは、顧客の拘束日数の増大につながり、顧客に不利益をもたらす。したがって、研究開発項目

③の成果として、射場における機体点検工期の短縮および不具合の無い運用が可能となれば、顧客満足による競争力の向上（受注の増加）に結びつく。

5. 成果の普及等

本研究開発事業はロケットの開発・運用に関連する技術を対象としており、論文等の社外発表や知的財産権の取得等、成果の公開につながる活動に関しては、留意して行なうことが必要な状況となっている。また、我が国宇宙産業界の国際競争力を強化する観点からも、戦略的にノウハウとして保持しておく事項が含まれる。

したがって、一般的な他の研究開発事業と比較して限定的にならざるを得ない面があるが、以下に記述するとおり可能な範囲で成果の公開に努めている。

(1) 学会発表

研究開発開始以来、平成 23 年 3 月までに 37 件の学会発表／論文発表等を行い、本研究開発の成果を報告した。詳細は表 5-1 に示す。

(2) 定期刊行物、新聞発表等

本研究開発開始以来、平成 23 年 3 月までに団体・企業定期公開刊行物による発表を 8 件行なった（表 5-2 参照）。これらは、社団法人 日本航空宇宙工業会の会報による発表であり、HP で常時閲覧可能（少なくとも発表から 1 年以上）であることから、一般への情報発信として有効である。

また、平成 16 年 10 月に開催された 2004 年国際航空宇宙展（Japan International Aerospace Exhibition 2004、主催：社団法人 日本航空宇宙工業会）において、NED Oブース内で本研究開発事業のパネル展示を行い、成果の受け手に対し本事業活動のPRを行なった。同様に、平成 17 年 8 月に開催された第 15 回設計工学・システム部門講演会（主催：社団法人 日本機械学会）において、本研究開発事業のカタログ展示を行っており、引続きPRに努めている。

(3) 知的財産権等の取得

本研究開発開始以来、平成 23 年 3 月までに特許出願 5 件、プログラム著作権登録 24 件の登録を行った。詳細は表 5-3 に示す。

(4) その他

成果の普及に関しては、上記（1）、（2）の活動の他、社団法人 日本航空宇宙工業会が組織する各委員会（2.2.3.3 項参照）において、本研究開発事業の成果の活用・実用化の想定者やロケットユーザ（衛星メーカーまたは衛星の利用者）、さらには他産業への波及先の想定者を委員に招いており、委員会を通じての成果の普及が図れる状況を形成している。

表 5-1 学会発表リスト(1/5)

No.	発表年月日	論文名	分野	発表先	著者(機関)	口頭	論文
1	平成 15 年 8 月	シームレスなプラント動作制御ソフトウェアの開発	FS	計測自動制御学会(学会誌 Vol.39 No.8)	GALEX		○
2	平成 15 年 9 月 7 日	高信頼性ロケット飛行制御ソフトウェアの検証支援手法の提案	FS	情報処理学会	GALEX IHI		○
3	平成 15 年 9 月	An efficient integrated development environment for Plant control software	FS	電気学会電子・情報・システム部門(学会誌 Vol.123 No.9)	GALEX		○
4	平成 15 年 10 月 29 日	ロケットなどの大規模システムの組立て作業を対象としたヴァーチャルプロトタイプリングシステムの開発	VP	Delmia アジアパシフィックユーザカンファレンス 2003	GALEX IHI	○	
5	平成 15 年 10 月 30 日	ロケットなどの大規模システムの組立て作業を対象としたヴァーチャルプロトタイプリングシステムの開発	VP	EDS PLM Solutions ユーザカンファレンス 2003	GALEX IHI	○	
6	平成 15 年 11 月 28 日	ロケット等大規模システムの組立て作業向けヴァーチャルプロトタイプリングシステムの開発	VP	CTC MDA システムユーザ会 2003	GALEX IHI	○	
7	平成 16 年 1 月	ロケットの開発におけるヴァーチャルプロトタイプリングシステムの機能要件および仕様の確立	VP	石川島播磨技報(第 44 巻第 1 号)	GALEX IHI		○
8	平成 16 年 11 月 5 日	ヴァーチャルプロトタイプリング技術の設計への適用	VP	宇宙科学技術連合講演会	GALEX IHI		○
9	平成 16 年 11 月 5 日	二分木とプログラムスライスを用いた効果的な飛行ソフトウェアの検証	FS	宇宙科学技術連合講演会	GALEX IHI		○
10	平成 16 年 12 月	医療品製造設備における制御ソフトウェアの効率的コンピュータ・バリデーション	FS	情報処理学会(平成 16 年 12 月号 No.04-A029 45 巻 12 号)	GALEX		○

(略号) VP:ヴァーチャルプロトタイプリング技術、 FS:高度信頼性飛行制御検証技術、
SJAC:(社)日本航空宇宙工業会、 GALEX:(株)ギャラクシーエクスプレス、 IHI:(株)IHI

表 5-1 学会発表リスト(2/5)

No.	発表年月日	論文名	分野	発表先	著者(機関)	口頭	論文
11	平成 17 年 6 月	新型ロケットの開発	VP	日本機械学会誌(H17.6月号 ; Vol.108 No.1839)	GALEX		○
12	平成 17 年 8 月 4 日	ロケット用機体点検自動化システム技術の民生用小型LNG設備への適用可能性研究(その1)	LNG	日本エネルギー学会	GALEX IHI	○	○
13	平成 17 年 8 月 4 日	ヴァーチャルプロトタイプング技術のロケット開発におけるシステム設計への適用	VP	日本機械学会(設計工学・システム部門)	GALEX	○	○
14	平成 17 年 9 月 16 日	An Efficient Method for Creating Requirement Specification of Plant Control Software Using Domain Model	MI	9th International Conference on Knowledge-Based & Intelligent Information & Engineering Systems	GALEX	○	○
15	平成 18 年 3 月 9 日	ロケットを用いた衛星打上げビジネスのリスク評価手法	MI	第68回全国大会(学会創立45周年記念大会)	GALEX	○	○
16	平成 17 年 6 月 1 日	鉄鋼材料の選定と調達の手法の見直しによる鉄鋼製品製造の効率化	LNG	ビジネスモデル学会誌(Vol.2)	GALEX		○
17	平成 18 年 1 月	An efficient development method for plant control software using algebraic specification and software components	MI	International Journal of Computer Science and Network (VOL.6 No.1, January 2006)	GALEX		○
18	平成 18 年 3 月 17 日	遺伝的アルゴリズムによるプラント設計問題における複数解の探求	MI	計測自動制御学会(システム情報部門;知能工学部会)第33回知能システムシンポジウム	東工大 GALEX	○	○

(略号) VP : ヴァーチャルプロトタイプング技術、LNG : 次世代 LNG 制御システム技術、MI : ミッション対応設計情報一元管理技術
GALEX : (株)ギャラクシーエクスプレス、 IHI : (株)IHI

表 5-1 学会発表リスト (3/5)

No.	発表年月日	論文名	分野	発表先	著者(機関)	口頭	論文
19	平成 18 年 8 月 1 日	プログラマブル・ロジック・コントローラを用いた医薬品製造設備制御ソフトウェアの効率的なコンピュータ・バリデーションの一手法	MI	計測自動制御学会誌 (H18.6 月号 第 42 巻 8 号)	GALEX		○
20	平成 18 年 10 月 9 日	A Method for Development of Adequate Requirement Specification in the Plant Control Software Domain	MI	10th International Conference on Knowledge-Based Intelligent Information & Engineering Systems	GALEX	○	○
21	平成 18 年 7 月 8 日	Multiple Solutions for Plant Design Analysis through a Genetic Algorithm with Tabu Lists	MI	2006 IEEE International Conference on Systems, Man, and Cybernetics(IEEE SMC 2006)	東工大 GALEX	○	○
22	平成 18 年 7 月 13 日	Computer Validation Oriented Development of Pharmaceutical Automatic Control Software	MI	10th World Scientific and Engineering Academy and Society International Conference on Computers (WSEAS2006)	GALEX	○	○
23	平成 18 年 10 月 20 日	ハザード識別におけるオントロジーの活用	LNG	日本信頼性学会 第19回秋季信頼性シンポジウム	GALEX	○	○
24	平成 18 年 12 月 1 日	オントロジーによるロケットシステムにおけるハザード識別支援の効果	LNG	安全工学会 第39回安全工学研究発表会	GALEX	○	○

(略号) LNG : 次世代 LNG 制御システム技術、MI : ミッション対応設計情報一元管理技術
GALEX : (株)ギャラクシーエクスプレス

表 5-1 学会発表リスト (4/5)

No.	発表年月日	論文名	分野	発表先	著者(機関)	口頭	論文
25	平成 18 年 10 月	An Efficient Computer Validation Oriented Development with Software Components for Pharmaceutical Automatic Software	MI	WSEAS Transaction on Computer Issue 10, Volume 5, October 2006	GALEX	○	○
26	平成 18 年 10 月	A Method for Development of Adequate Requirement Specification in the Plant Control Software Domain	MI	Springerlink	GALEX		○
27	平成 19 年 8 月 1 日	An Efficient Method for Developing Requirement Specification for Plant Control Software Using Software Component-based Prototype	MI	Information Science	GALEX		○
28	平成 19 年 5 月 1 日	システム提案書記載のキーワードを用いた小規模事務処理システム開発工数見積りの一手法	MI	計測自動制御学会産業論文 Web Journal 第 6 巻 第 5 号 pp.31/40	GALEX		○
29	平成 19 年 9 月 13 日	A Proposal of the Adequate and Efficient Designing of UML Documents for the beginners.	MI	11th International Conference on Knowledge-Based and Intelligent Information & Engineering Systems	GALEX	○	○
30	平成 19 年 8 月 2 日	機体点検自動化システム技術の LNG 設備への適用可能性研究	LNG	第 16 回日本エネルギー学会	GALEX IHI	○	○
31	平成 20 年 12 月	A Development Method of UML Documents from Requirement Specifications Using NLP	MI	International Journal of Computer Applications in Technology(IJCAT) Volume 33 - Issue 2/3 - 2008	GALEX(山梨大学)		○

(略号) LNG : 次世代 LNG 制御システム技術、MI : ミッション対応設計情報一元管理技術
 GALEX : (株)ギャラクシーエクスプレス、 IHI : (株)IHI

表 5-1 学会発表リスト (5/5)

No.	発表年月日	論文名	分野	発表先	著者(機関)	口頭	論文
32	平成 21 年 2 月	The high precision man-hours estimated method in a system proposal phase	MI	International Journal of Computer Applications in Technology Vol .34, No.2, 93-100, 2009	GALEX(島根大学)		○
33	平成 20 年 9 月 4 日	A Method for Ensuring Consistency of Software Design Information in Retrospective Computer Validation	MI	12th International Conference on Knowledge-Based and Intelligent Information & Engineering Systems (KES2008)	GALEX(山梨大学)		○
34	平成 20 年 5 月 28 日	A Technique for Retrospective Computer Validation of Drug Manufacturing Software	MI	International Journal in Computer Applications in Technology	GALEX(山梨大学)		○
35	平成 21 年 12 月 1 日	ソフトウェア改造を考慮した医薬品製造ソフトウェアの回顧的コンピュータ化システムバリデーションの一手法	MI	計測自動制御学会 論文誌 第 45 卷 12 号 (2009 年 12 月号)	GALEX(山梨大学)		○
36	平成 22 年 11 月 18 日	飛行後解析システムの開発	MI	宇宙科学技術 連合予稿集	IHI	○	○
37	平成 22 年 11 月 18 日	打上げ当日ミッション解析・評価システムの開発概要	MI	宇宙科学技術 連合予稿集	IHI	○	○

(略号) LNG : 次世代 LNG 制御システム技術、MI : ミッション対応設計情報一元管理技術
 GALEX : (株)ギャラクシーエクスプレス、 IHI : (株)IHI

表 5-2 定期刊行物、新聞発表等

No.	発表年月日	発表タイトル	分野	発表先	著者(機関)
1	平成 16 年 2 月	大規模システム開発の効率化・信頼性向上に寄与する基盤技術の研究成果の紹介(第3回)ヴァーチャルプロトタイプング技術	VP	(社)日本航空宇宙工業会 会報「航空と宇宙」No.602 号	SJAC
2	平成 16 年 12 月	ロケット開発のためのシミュレータと飛行制御ソフトウェア検証支援ツールの開発紹介	FS	(社)日本航空宇宙工業会 会報「航空と宇宙」No.612 号	SJAC
3	平成 17 年 11 月	ミッション対応設計高度化技術の紹介	MI	(社)日本航空宇宙工業会 会報「航空と宇宙」No.623 号	SJAC
4	平成 18 年 9 月	効率的な衛星打上げに向けた IT 技術の利用	MI	(社)日本航空宇宙工業会 会報「航空と宇宙」No.633 号	SJAC
5	平成 20 年 4 月	宇宙用ロケット打上時の高層風観測技術の米国現状調査結果の紹介	MI	(社)日本航空宇宙工業会 会報「航空と宇宙」No.652 号	SJAC
6	平成 20 年 5 月	ロケット打上げ後のテレメータデータ解析評価に関する米国調査結果の紹介	MI	(社)日本航空宇宙工業会 会報「航空と宇宙」No.653 号	SJAC
7	平成 20 年 9 月 1 日	大容量リチウムイオン電池用充放電装置の開発	LNG	IHI 技報第 48 巻 第 3 号	GALEX/IHI
8	平成 21 年 6 月 10 日	「ロケット射場点検作業の自動化」とその技術の「民生用 LNG(液化天然ガス)気化設備」への適用について	LNG	日本航空宇宙工業会 会報 2009/6 月号 第 666 号	SJAC

(略号) VP: ヴァーチャルプロトタイプング技術、FS: 高度信頼性飛行制御検証技術、MI: ミッション対応設計情報一元管理技術、SJAC: (社)日本航空宇宙工業会

表 5-3 特許等プログラム著作権登録(1/2)

No.	登録年月日	種類	タイトル	分野	登録機関	会社
1	平成 16 年 9 月 16 日	特許（出願）	液化ガスタンクの監視方法及び監視装置	LNG	特許庁	GALEX
2	平成 15 年 6 月 26 日	プログラム著作権登録	ヴァーチャルプロトタイプング技術(CADデータ変換機能)	VP	(財)ソフトウェア情報センター	GALEX
3	平成 15 年 6 月 26 日	プログラム著作権登録	ヴァーチャルプロトタイプング技術(シミュレーション機能、データ管理機能)	VP	(財)ソフトウェア情報センター	GALEX
4	平成 16 年 6 月 8 日	プログラム著作権登録	高度信頼性飛行制御検証技術 プログラム検証試験条件自律設定機能	FS	(財)ソフトウェア情報センター	GALEX
5	平成 16 年 6 月 8 日	プログラム著作権登録	高度信頼性飛行制御検証技術 プログラム検証試験結果自律評価機能	FS	(財)ソフトウェア情報センター	GALEX
6	平成 16 年 6 月 8 日	プログラム著作権登録	高度信頼性飛行制御検証技術 プログラム検証試験結果自律評価用画面表示機能	FS	(財)ソフトウェア情報センター	GALEX
7	平成 17 年 6 月 22 日	プログラム著作権登録	機体点検自動化システム技術 地上システム通信機能	LNG	(財)ソフトウェア情報センター	GALEX
8	平成 17 年 6 月 22 日	プログラム著作権登録	機体点検自動化システム技術 操作卓操作機能	LNG	(財)ソフトウェア情報センター	GALEX
9	平成 17 年 6 月 22 日	プログラム著作権登録	機体点検自動化システム技術 ネットワーク通信管理機能	LNG	(財)ソフトウェア情報センター	GALEX
10	平成 17 年 6 月 22 日	プログラム著作権登録	機体点検自動化システム技術 画面処理機能	LNG	(財)ソフトウェア情報センター	GALEX
11	平成 17 年 6 月 22 日	プログラム著作権登録	機体点検自動化システム技術 システム管理機能	LNG	(財)ソフトウェア情報センター	GALEX
12	平成 18 年 6 月 6 日	プログラム著作権登録	ミッション対応設計情報一元管理技術 インタフェース情報管理機能	MI	(財)ソフトウェア情報センター	GALEX
13	平成 18 年 6 月 6 日	プログラム著作権登録	ミッション対応設計情報一元管理技術 アクセス権設定機能	MI	(財)ソフトウェア情報センター	GALEX
14	平成 18 年 10 月 18 日	特許（出願）	ハザード識別支援装置及びプログラム	LNG	特許庁	GALEX
15	平成 19 年 5 月 31 日	プログラム著作権登録	ミッション対応設計情報一元管理技術 個別インタフェース管理	MI	(財)ソフトウェア情報センター	GALEX

(略号) VP:ヴァーチャルプロトタイプング技術、FS:高度信頼性飛行制御検証技術、LNG:次世代LNG制御システム技術、MI:ミッション対応設計情報一元管理技術
GALEX:(株)ギャラクシーエクスプレス

表 5-3 特許等プログラム著作権登録(2/2)

No.	登録年月日	種類	タイトル	分野	登録機関	会社
16	平成 19 年 5 月 31 日	プログラム著作権登録	ミッション対応設計情報一元管理技術 共通データ管理	MI	(財)ソフトウェア情報センター	GALEX
17	平成 19 年 5 月 31 日	プログラム著作権登録	ミッション対応設計情報一元管理技術 システム管理	MI	(財)ソフトウェア情報センター	GALEX
18	平成 19 年 5 月 31 日	プログラム著作権登録	安全データベースクライアントソフトウェア	LNG	(財)ソフトウェア情報センター	GALEX
19	平成 19 年 5 月 31 日	プログラム著作権登録	安全データベースサーバソフトウェア	LNG	(財)ソフトウェア情報センター	GALEX
20	平成 20 年 3 月 3 日	特許(出願)	極低温液化推進薬充填装置及び極低温液化推進薬充填方法	LNG	特許庁	GALEX/IHI
21	平成 20 年 3 月 3 日	特許(出願)	バルブ自動点検装置、バルブ自動点検方法及びバルブ自動点検プログラム	LNG	特許庁	GALEX/IHI
22	平成 20 年 5 月 30 日	プログラム著作権登録	打上げ当日ミッション解析・評価技術 メイン処理機能	MI	(財)ソフトウェア情報センター	GALEX
23	平成 20 年 5 月 30 日	プログラム著作権登録	打上げ当日ミッション解析・評価技術 補助データ画像表示機能	MI	(財)ソフトウェア情報センター	GALEX
24	平成 20 年 5 月 30 日	プログラム著作権登録	打上げ当日ミッション解析・評価技術 データフォーマット変換	MI	(財)ソフトウェア情報センター	GALEX
25	平成 20 年 5 月 30 日	プログラム著作権登録	打上げ当日ミッション解析・評価技術 全体ワークフロー制御機能	MI	(財)ソフトウェア情報センター	GALEX
26	平成 20 年 5 月 30 日	プログラム著作権登録	打上げ当日ミッション解析・評価技術 ファイル比較処理	MI	(財)ソフトウェア情報センター	GALEX
27	平成 21 年 5 月 28 日	プログラム著作権登録	打上げ当日ミッション解析・評価技術 飛行データ評価機能	MI	(財)ソフトウェア情報センター	GALEX
28	平成 21 年 5 月 28 日	プログラム著作権登録	打上げ当日ミッション解析・評価技術 飛行データ画像表示機能	MI	(財)ソフトウェア情報センター	GALEX
29	平成 21 年 9 月 28 日	特許(出願)	カオスによるロケットの異常疑検知方法	MI	特許庁	GALEX/IHI

(略号) LNG：次世代 LNG 制御システム技術、 MI：ミッション対応設計情報一元管理技術
 GALEX：(株)ギャラクシーエクスプレス、 IHI：(株)IHI

添付資料

評価項目・評価基準（案）

1. 事業の位置付け・必要性について

(1) NEDOの事業としての妥当性

- ・ 特定の施策（プログラム）、制度の下で実施する事業の場合、当該施策・制度の選定基準等に適合しているか。
- ・ 民間活動のみでは改善できないものであること、又は公共性が高いことにより、NEDOの関与が必要とされる事業か。

(2) 事業目的の妥当性

- ・ 内外の技術開発動向、国際競争力の状況、エネルギー需給動向、市場動向、政策動向、国際貢献の可能性等から見て、事業の目的は妥当か。

2. 研究開発マネジメントについて

(1) 研究開発目標の妥当性

- ・ 内外の技術動向調査、市場動向調査等に基づき、戦略的な目標が設定されているか。
- ・ 具体的かつ明確な開発目標を可能な限り定量的に設定しているか。
- ・ 目標達成度を測定・判断するための適切な指標が設定されているか。

(2) 研究開発計画の妥当性

- ・ 目標達成のために妥当なスケジュール、予算（各個別研究テーマ毎の配分を含む）となっているか。
- ・ 目標達成に必要な要素技術を取り上げているか。
- ・ 研究開発フローにおける要素技術間の関係、順序は適切か。

(3) 研究開発実施者の事業体制の妥当性

- ・ 適切な研究開発チーム構成での実施体制になっているか。
- ・ 安易な業界横並び体制に陥ることなく、真に技術力と事業化能力を有する企業を実施者として選定しているか。
- ・ 全体を統括するプロジェクトリーダー等が選任され、十分に活躍できる環境が整備されているか。
- ・ 目標達成及び効率的実施のために必要な、実施者間の連携が十分に行われる体制となっているか。

- ・ 実用化シナリオに基づき、成果の受け取り手（活用・実用化の想定者）に対して、成果を普及し関与を求める体制を整えているか。

(4) 情勢変化への対応等

- ・ 進捗状況を常に把握し、計画見直しを適切に実施しているか。
- ・ 社会・経済の情勢の変化及び政策・技術動向に機敏かつ適切に対応しているか。
- ・ 計画見直しの方針は一貫しているか。（中途半端な計画見直しが研究方針の揺らぎとなっていないか）。

3. 研究開発成果について

(1) 目標の達成度

- ・ 成果は目標値をクリアしているか。
- ・ 全体としての目標達成はどの程度か。
- ・ 目標未達成の場合、目標達成までの課題を把握し、課題解決の方針が明確になっているか。

(2) 成果の意義

- ・ 成果は市場の拡大或いは市場の創造につながる事が期待できるか。
- ・ 成果は、世界初あるいは世界最高水準か。
- ・ 成果は汎用性があるか。
- ・ 投入された予算に見合った成果が得られているか。

(3) 特許の取得

- ・ 特許等（特許、著作権等）は事業戦略に沿って適切に出願されているか。

(4) 論文発表・成果の普及

- ・ 論文の発表は、質・量ともに十分か。
- ・ 成果の受け取り手（活用・実用化の想定者）に対して、適切に成果を普及しているか。
- ・ 一般に向けて広く情報発信をしているか。

4. 実用化、事業化の見通しについて

(1) 成果の実用化可能性

- ・実用化イメージ・出口イメージが明確になっているか。
- ・産業技術としての見極め（適用可能性の明確化）ができているか。
- ・実用化に向けて課題が明確になっているか。課題解決の方針が明確になっているか。

(2) 波及効果

- ・成果は関連分野への技術的波及効果及び経済的波及効果を期待できるものか。
- ・プロジェクトの実施自体が当該分野の研究開発や人材育成等を促進するなどの波及効果を生じているか。

「次世代輸送系システム設計基盤技術開発プロジェクト」に係る 評価項目・評価基準

1. 事業の位置付け・必要性について

(1) NEDOの事業としての妥当性

- ・ 航空機・宇宙産業イノベーションプログラムの下で、当該施策・制度の目標達成のために寄与しているか。
- ・ 民間活動のみでは改善できないものであること、又は公共性が高いことにより、NEDOの関与が必要とされる事業か。
- ・ 当該事業を実施することによりもたらされる効果が、投じた予算との比較において十分であるか。

(2) 事業目的の妥当性

- ・ 内外の技術開発動向、国際競争力の状況、エネルギー需給動向、市場動向、政策動向等から見て、事業の目的は妥当か。

2. 研究開発マネジメントについて

(1) 研究開発目標の妥当性

- ・ 内外の技術動向、市場動向等を踏まえて、戦略的な目標が設定されているか。
- ・ 具体的かつ明確な開発目標を可能な限り定量的に設定しているか。
- ・ 目標達成度を測定・判断するための適切な指標が設定されているか。

(2) 研究開発計画の妥当性

- ・ 目標達成のために妥当なスケジュール、予算（各個別研究テーマ毎の配分を含む）となっているか。
- ・ 目標達成に必要な要素技術を取り上げているか。
- ・ 研究開発フローにおける要素技術間の関係、順序は適切か。
- ・ 継続プロジェクトや長期プロジェクトの場合、実用化の観点から開発計画の適宜見直しを図っているか。

(3) 研究開発実施者の事業体制の妥当性

- ・ 適切な研究開発チーム構成での実施体制になっているか。
- ・ 真に技術力と事業化能力を有する企業を実施者として選定しているか。
- ・ 目標達成及び効率的実施のために必要な実施者間の連携が十分に行われる体制となっているか。
- ・ 実用化シナリオに基づき、成果の受け取り手（ユーザー、活用・実用化の想定者等）に対して、関与を求める体制を整えているか。

(4)情勢変化への対応等

- ・ 進捗状況を常に把握し、社会・経済の情勢の変化及び政策・技術動向に機敏かつ適切に対応しているか。
- ・ 計画見直しの方針は一貫しているか（中途半端な計画見直しが研究方針の揺らぎとなっていないか）。計画見直しを適切に実施しているか。

3. 研究開発成果について

(1)中間目標の達成度

- ・ 成果は目標値をクリアしているか。
- ・ 全体としての目標達成はどの程度か。
- ・ 目標未達成の場合、目標達成までの課題を把握し、課題解決の方針が明確になっているか。

(2)成果の意義

- ・ 成果は市場シェアの拡大につながる事が期待できるか。
- ・ 成果は、世界最高水準か。
- ・ 成果は、新たな技術領域を開拓する事が期待できるか。
- ・ 成果は汎用性があるか。
- ・ 投入された予算に見合った成果が得られているか。
- ・ 成果は、他の競合技術と比較して優位性があるか。

(3)知的財産権等の取得及び標準化の取組

- ・ 知的財産権等の取扱（特許や意匠登録出願、著作権、営業機密の管理等）は事業戦略、または実用化計画に沿って適切に行われているか。

(4)成果の普及

- ・ 論文の発表は、研究内容を踏まえ適切に行われているか。
- ・ 成果の受取手（ユーザー、活用・実用化の想定者等）に対して、適切に成果を普及しているか。また、普及の見通しは立っているか。
- ・ 一般に向けて広く情報発信をしているか。

(5)成果の最終目標の達成可能性

- ・ 最終目標を達成できる見込みか。
- ・ 最終目標に向け、課題とその解決の道筋が明確に示され、かつ妥当なものか。

4. 実用化の見通しについて

(1) 成果の実用化可能性

- ・ 実用化イメージ・出口イメージが明確になっているか。
- ・ 実用化イメージ・出口イメージに基づき、開発の各段階でマイルストーンを明確にしているか。それを踏まえ、引き続き研究開発が行われる見通しは立っているか。

(2) 波及効果

- ・ 成果は関連分野への波及効果（技術的・経済的・社会的）を期待できるものか。
- ・ プロジェクトの実施自体が当該分野の研究開発や人材育成等を促進するなどの波及効果を生じているか。

(航空機・宇宙産業イノベーションプログラム)
「次世代輸送系システム設計基盤技術開発プロジェクト」 基本計画

機械システム部

1. 研究開発の目的・目標・内容

(1) 研究開発の目的

大きな技術波及効果を有し、国民の安全にも密接に関わるだけでなく、高度情報化社会の実現、地球環境の保全、資源開発等多様な社会ニーズに応える基盤となる宇宙産業の国際競争力の強化を図るため、我が国における宇宙開発利用の産業化を促進し、自立的な宇宙産業を育成することで、世界の宇宙機器マーケットにおける我が国のシェア拡大を図ることを目標とする航空機・宇宙産業イノベーションプログラムの一環として本プロジェクトを実施する。特に、輸送手段であるロケットに関しては、欧米などの世界各国は、商業化を主目的としてロケットを開発し運用するという一歩先の段階に進み、国際的な商業ロケット打上げ市場が形成されつつある。我が国でもこのようなロケット打上げ市場の国際的な動きに早急に対応し国際競争力を確保していくことが強く求められる状況にある。

総合科学技術会議の分野別推進戦略のフロンティア分野において輸送系の低コスト・高信頼性化技術が項目としてあげられ、研究開発の方向として、速やかな国際競争力獲得と次世代宇宙市場を目指す革新技术の研究開発、そして5年間で研究開発目標としてロケットの欧米並のコストと信頼性の獲得／更なる低コスト・高信頼性化輸送システム実現のための基盤技術の確立が明記されている。また、宇宙基本法（平成20年8月27日施行）でも、国の責務として人工衛星等の自立的な打上能力を有することの重要性（第十五条）と宇宙開発利用における民間の役割の重要性（第十六条）に鑑み、研究開発の推進、産業技術力及び国際競争力の強化のための施策の実施が明記されている。

ロケットの開発フェーズは、「機体開発」、「機体運用」に大別されるが、ロケットの効率的な開発・運用のためには、各フェーズの設計基盤技術がそれぞれ整合を持つことが必要不可欠である。また、ロケット開発後の「実用機運用段階」におけるユーザ（衛星）を含めたインテグレーション作業（ミッションインテグレーション作業）の効率的な運用のためには、各開発フェーズで整備される設計基盤技術の活用に加えて、ミッション対応設計の効率的な実施に向けた基盤技術の整備が必要不可欠である。

「機体開発」については、ロケットのような大規模システムでは、システムの試作が開発の最終段階で初めて実施され設計の妥当性が確認される。その時点で不具合が存在すると手戻り作業が発生し開発に対して致命的な影響を与える問題を抱えている。開発の信頼性向上と効率化のために、ハードウェアやソフトウェアの妥当性を設計段階で事前検証しうる基盤技術の確立が課題となっている。

「機体運用」については、競争力向上のために打上げ時の機体点検に要する期間短縮が重要な要素となっている。従ってこれまで主として人手に頼っていた機体の点検作業を、最大限自動化するための自己診断・自律対応が可能なアビオニクス機器（Aviation-Electronics：航空宇宙電子機器）の開発のための基盤技術の確立が課題となっている。一方、民生用小型LNG気化設備等の制御系設備では、天然ガス利用の更なる普及促進に向け、従来、操作員・監視員の五感に頼って判断してきた故障の検知、診断、処置を最大限自動化し、安全の確保を万全にするため自己診断・自律対応が可能な制御システムが必要であり、かつ従来の大型化を伴う安全性の向上策を講じた制御系に代わり、厳しい取扱い環境にも確実に耐え、制御系と気化設備等が一体化し小型設備とする基盤技術の確立することが課題となっている。これは、厳しい運用条件や環境条件が要求される観点からロケットの機体の点検の自動化を図る自己診断・自律対応シ

システムと同様の課題を有し、ロケットの機体自動点検システムの基盤技術の確立が小規模LNG設備の普及促進に向けた基盤技術の確立に資するものである。

「実用機運用段階」においては、機体点検の自動化によって、機体が射場に入ってから打上げに至るまでの範囲での期間短縮が図れるが、衛星打上げの受注から打上げまでの期間全体については、前号機までの飛翔結果の気付き事項の反映や、号機毎のユーザ（衛星）からのインタフェース仕様に対応した設計・解析や機体製造を衛星とのインタフェース調整を行いつつ進めるミッション対応設計（ミッションインテグレーション）作業を実施する必要がある、この期間短縮も運用全体の期間短縮には欠かせない重要な要素である。ただし、このミッション対応設計作業は衛星という相手がある作業であり、ロケット側のみで完結できないこと、また衛星の開発進捗によって必要なインタフェース仕様が出てくるタイミングが決まってしまうことから、必ずしも効率的とはいえない部分を含んでいる。従って、このミッション対応設計作業の効率化のためには、衛星／ロケット間のインタフェースデータを一元管理し、ミッション対応設計における使用データの過誤等のない信頼性の高いインタフェースデータ管理の実現、及び衛星の開発進捗によらず、ロケット側でリスクを考慮した上で必要なインタフェース仕様を設定し、効率的にミッション対応設計作業を進めることを可能とするための基盤技術の確立が課題となっている。また、ロケット打上げ後（ポストフライト）に行われる飛翔データの分析・評価作業においては、ロケットは数多く打上げられるものではない上に、わが国においては打上げ時期も厳しく制約されていることから、貴重な飛翔データを次号機以降の設計に対してより確実かつタイムリーに反映可能とするための基盤技術の確立も併せて求められている。

本研究開発では、ロケット開発の信頼性を向上させつつ、開発期間や受注から打上げまでの期間を大幅に短縮することを目的として、「機体開発」、「機体運用」及び「実用機運用段階」に関わる「次世代輸送系システム設計基盤技術」の研究開発を実施する。

これらの研究開発により、ロケット開発の基盤技術の整備を図ることによって、我が国のロケットの開発のコスト削減と信頼性の確保の両立を実現し、受注から打上げまでにかかる期間の短縮を図り、我が国の宇宙産業の国際競争力の強化を図ることを目的とする。なお、本研究開発の一部については、天然ガスの普及を図るために開発が期待されている小型のLNG制御機器に必要な要素技術と共通の基盤技術であり、石油代替エネルギーの導入を促進する観点から行うものである。

（2）研究開発の目標

本研究開発の目標としては、ロケット開発におけるシステム統合・設計基盤技術等を確立するとともに、自己診断・自律対応機能を有する小型制御系設備の導入基盤技術を確立することである。

本研究開発ではロケット開発のシステム規模での信頼性を向上し、開発後期での設計の手戻り作業をなくすことにより開発コストの削減及び開発期間の短縮を目指すとともに、実用機運用段階でも衛星とのインタフェースに関する設計の手戻り作業を防止すること等により受注から打上げまでの期間を短縮かつポストフライトの飛翔データ分析の信頼性を向上、また、機体点検整備作業を効率化することにより、工期短縮及び運用コスト削減を実現可能な基盤技術の開発を目指す。研究開発した基盤技術に関しては、中小型ロケットを取り上げて実証を行う。

①「ヴァーチャルプロトタイプング技術」では、開発後期で従来発見されていた不具合を、実機ハードウェア製作前に発見し、開発後期での不具合を削減して信頼性を向上させ、システム設計の設計作業期間を30%削減する。

②「高度信頼性飛行制御検証技術」では、開発後期で従来発見されていた不具合を、ハードウェアとの組合せ前に発見し、開発後期での不具合を削減して信頼性を向上させ、飛行ソフトウェアの設計作業期間を20%削減する。

③「次世代LNG制御システム技術」では、民生用小型LNG気化設備の制御系設備に対応可能な、自己診断・自律対応が可能なロケット用制御システムを開発し、機体点検作業での人的ミスによる不具合を削減し、信頼性を向上させ、機体点検工期を30%削減する。

④「ミッション対応設計高度化技術」では、ミッションインテグレーション作業においては、関連情報を一元管理し、設計初期からインターフェース仕様を設定することにより、前倒しに作業を進め、効率的な設計作業を可能とするとともに、打上げ当日風によるロケット機体への影響の詳細解析を効率的に実施し、新規開発ロケットの打上げに対する確実性を確保しつつ、個別衛星に対するミッションインテグレーション作業期間を40%削減する。また、飛行後作業においては、飛翔結果を次号機以降に反映するためのポストフライト解析・評価作業を高度化・省力化し作業量の20%削減を実現する。

なお、本研究では研究開発項目①～③による作業期間短縮効果を含める。

(3) 研究開発の内容

上記目標を達成するために、以下の研究開発項目について、別紙の研究開発計画に基づき研究開発を実施する。又、①及び②の各技術に関して他の複数の大規模システム等への適用可能性の検討評価を実施すると共に、③の技術に関して民生用小型LNG気化設備等の制御系設備に対応できることを評価・確認する。さらに、①から④の研究開発項目の実施に当たっては、使用する設計データの共有や互換性の調整、整合を図りながら実施する。

[委託事業]

- ①ヴァーチャルプロトタイプ技術の研究開発
- ②高度信頼性飛行制御検証技術の研究開発
- ③次世代LNG制御システム技術の研究開発
- ④ミッション対応設計高度化技術の研究開発

2. 研究開発の実施方式

(1) 研究開発の実施体制

本研究開発は、基本計画に基づき独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構（以下「NEDO」という。）が、企業、民間研究機関、独立行政法人等から公募によって研究開発実施予定者を選定後、委託して実施する。尚、H16年度から本プロジェクトの一部として追加となる研究開発項目④に関しては他の研究開発項目との関連が非常に深く切り離して実施することが難しいため研究開発項目①から③と同じ体制にて実施する。

(2) 研究開発の運営管理

研究開発調査全体の管理・執行に責任を有するNEDOは、経済産業省および研究開発責任者と密接な関係を維持しつつ、プログラムの目的及び目標、並びに本研究開発の目的及び目標に照らして適切な運営管理を実施する。具体的には、必要に応じて設置される技術検討委員会等における外部有識者の意見を運営管理に反映させる他、四半期に一回程度プロジェクトの進捗について報告を受けること等を行う。

3. 研究開発の実施期間

- ① ヴァーチャルプロトタイプング技術の研究開発
H14年度からH15年度までの2年間とする。
- ② 高度信頼性飛行制御検証技術の研究開発
H14年度からH15年度までの2年間とする。
- ③ 次世代LNG制御システム技術の研究開発
H14年度からH19年度までの6年間とする。
- ④ ミッション対応設計高度化技術の研究開発
H16年度からH22年度までの7年間とする。

4. 評価に関する事項

NEDOは、技術的及び政策的観点から、研究開発の意義、目的達成度、成果の技術的意義ならびに将来の産業への波及効果等について、外部有識者による評価を実施する。「次世代輸送系システム設計基盤技術開発プロジェクト」については、H23年度に事後評価を実施する。また、各サブテーマについては、「ヴァーチャルプロトタイプング技術の研究開発」と「高度信頼性飛行制御検証技術の研究開発」に関してはH16年度に事後評価、「ミッション対応設計高度化技術の研究開発」に関してはH20年度に中間評価、H23年度に事後評価を実施する。又、「次世代LNG制御システム技術の研究開発」に関しては、H16年度に中間評価、H20年度に事後評価を実施する。なお、評価の時期については、当該研究開発に関わる技術動向、政策動向や当該研究開発の進捗状況等に応じて、前倒しする等、適宜見直すものとする。

5. その他重要事項

(1) 研究開発成果の取扱い

- ① 共通基盤技術の形成に資する成果の普及
得られた研究開発成果については、NEDO、実施者とも普及につとめるものとする。
- ② 知的基盤整備事業又は標準化等との連携
得られた研究開発の成果については、知的基盤整備または標準化等との連携を図るため、データベースへのデータの提供等を積極的に行う。
- ③ 知的財産権の帰属
委託研究開発の成果に係る知的財産権については、「独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構新エネルギー・産業技術業務方法書」第27条の規定等に基づき、原則として、すべてを委託者に帰属させることとする。

(2) 基本計画の変更

NEDOは、研究開発内容の妥当性を確保するため、社会・経済的状況、内外の研究開発動向、政策動向、第三者の視点からの評価結果、研究開発費の確保状況、当該研究開発の進捗状況等を総合的に勘案し、達成目標、実施期間及び研究開発体制等、基本計画の見直しを弾力的に行うものとする。

(3) 根拠法

本プロジェクトは、独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構法第15条1項第1号のロ及び2号に基づき実施する。

6. 基本計画の改訂履歴

- (1) 平成14年3月策定。
- (2) 平成15年3月改訂。(中間目標値の設定。)

- (3) 平成16年3月改訂。(研究開発課題の追加。)
- (4) 平成17年3月改訂。(本成果の実証を計画している中小型ロケットの開発延長による開発期間の1年延長。)
- (5) 平成18年3月改訂。(本成果の実証を計画している中小型ロケットのさらなる開発延長による開発期間の1年延長。)
- (6) 平成19年3月改訂。(評価時期の見直し。ミッション対応設計高度化技術の研究開発課題の追加。本成果の実証を計画している中小型ロケットのさらなる開発延長による開発期間の3年延長。)
- (7) 平成20年3月改訂。(研究開発目標の設定。)
- (8) 平成20年7月、イノベーションプログラム基本計画制定により改訂。
- (9) 平成21年3月改訂。(宇宙基本法の施行に対応した研究開発の目的の追記。中間評価の指摘事項(技術動向調査の継続実施)の反映。)
- (10) 平成22年3月改訂。(開発システムの有効性確認を十分に実施し評価するため開発期間を1年延長。)
- (11) 平成22年8月改訂。(研究成果を早期普及するため1年前倒しにより事業期間を1年短縮。)

(別紙) 研究開発計画

研究開発項目①「ヴァーチャルプロトタイピング技術の研究開発」

1. 研究開発の必要性

ロケットの開発においては、システムが大規模で、部品点数が極めて多いため、実機相当のモデルを製作することは開発費の増大を招き困難であることから、従来、実機ハードウェアが完成する開発後期までシステム全体の妥当性の評価が出来ず、ハードウェア製作後の改修や、組立手順の変更が避けられず、開発コストの上昇や開発期間の延長を招いてきた。

これらの不具合発生の要因としては、(1)ロケットのような機体が大規模かつ複雑なシステムでは、詳細設計段階で設計者による干渉などの完璧な把握が困難である、(2)ロケットのような組立や点検等の運用が極めて大規模かつ複雑なシステムでは、設計者による作業工程などの完璧な把握が困難である、(3)ロケットの組立運用ではアクセス性や操作性などの設計評価が必要であり、人的要素による設計上の不確定さを含むアクセス性・操作性などの設計者による完璧な把握が困難である、ことがあげられる。国際競争が加速する民間ロケットの開発に当たっては、信頼性確保とコスト削減の両立を実現するだけでなく、顧客の要請に迅速に対応出来るよう、ロケットの受注から打上げにかかる期間の短縮を図ることが必要不可欠となっている。従って、設計初期段階で事前に仮想空間で製造・組立・運用のシミュレーションを行い、その結果を設計に自動的に反映させることにより、ハードウェア製作後の改修を不要にするとともに、最適な組立・運用方法を確立し、受注から打上げにかかる期間を大幅に短縮するための技術の開発が極めて重要となっている。

2. 研究開発の具体的内容

ロケットの設計に際し、事前に仮想空間で製造・組立・運用のシミュレーションを行い、実機の製作・試験や衛星・機体の実機組立に先立って設計の妥当性/適合性を確認しハードウェア製作後の設計変更や改修を不要にするとともにその結果を設計に自動的に反映させるシステムを構築する以下のヴァーチャルプロトタイピング技術を開発する。

- (1) 仮想空間でシミュレーションするために、現在、把握が困難でモデル化に不確定さが残る操作性やアクセス性、負荷などの人的要素の検討を可能とし、かつ機体の製造組立の作業時間推算機能、視野確認機能、操作性/姿勢確認機能、動的/静的緩衝確認機能を持つ仮想空間での製造・組立・運用シミュレーションを可能とする技術を開発し、付随するソフトウェアツールを構築する。
- (2) 仮想空間でシミュレーションした結果を設計図形データ(3D-CAD)に自動的にフィードバックするシステムを開発し、付随するソフトウェアツールを構築する。
- (3) (1)、(2)で開発した技術に関し中小型ロケットを取り上げてロケットシステムの設計を題材として、実証試験を行う。

3. 達成目標

開発後期で従来発見されていた不具合を、実機ハードウェア製作前に発見し、開発後期での不具合を削減して信頼性を向上させ、システム設計の設計作業期間を30%削減する。

研究開発項目②「高度信頼性飛行制御検証技術の研究開発」

1. 研究開発の必要性

ロケットの飛行ソフトウェアは、ハードウェアと組合せて検証することで設計の妥当性が評価されるものである。ところが、実際の開発では、ハードウェアをサブシステム、システムとして組立てることができるのが開発後期であり、ここで初めてシステム全体として妥当性が確認できる。そのために、その時点で不具合が発見されることがある。開発後期で不具合が発見されると、そこからの改修は設計の手戻り作業となり、当初予定した打上げ日程を満足できず、打上げ遅延を引き起こし、開発期間の延長、開発費の増大を招くことになる。さらに、開発後期での実機を使った検証は、実機を傷めないような許容範囲内に限定されるため、想定される極限状態や異常事態を考慮した検証を行うことが出来ず、不具合の発見が出来ない場合があった。これらにより、顧客の信頼を失い、競争力が低下することになる。

これらの不具合発生の変動要因としては、(1)想定されるすべての変動要因と異常事態を考慮した検証ケースを設定して検証していない、(2)実機を用いているため、検証ケースが制約される、ことがあげられる。

従って国際競争力を確保し、ロケット産業化を促進するためには、開発後期におけるソフトウェアと実機ハードウェアを組合せた確認段階で発生している不具合を、設計段階で事前に確認し修正することにより、受注から打上げにかかる期間を短縮することが出来る技術を研究することが極めて重要である。

2. 研究開発の具体的内容

ロケットの打上げにおいて極めて重要な役割を担う飛行制御に関し、実機製作前に想定される飛行状態を模擬・評価することにより設計の信頼性を向上し、従来実機ハードウェアとの組合せ試験による飛行ソフトウェアの改修を回避し、受注から打上げにかかる期間を大幅に短縮するとともに、実機に負担をかけずに極限状態も含めた想定される飛行状態を模擬することにより、高度な信頼性を有する飛行ソフトウェアの検証を可能にする技術を研究開発する。

(1) ロケットの飛行制御事前検証技術

想定される変動要因と異常事態を考慮した飛行ソフトウェアの検証条件が自動設定でき、また検証結果を自動評価できる事前検証システム技術を開発する。

(2) 飛行制御用シミュレータ

実機を傷めずに極限状態でのソフトウェアの検証を可能にする、想定された変動要因と異常事態を模擬できるシミュレーション装置を開発する。

(3) (1)、(2)で開発した技術に関し中小型ロケットを取り上げロケット制御用の飛行制御ソフトウェアを題材として、実証試験を行う。

3. 達成目標

開発後期で従来発見されていた不具合を、ハードウェアとの組合せ前に発見し、開発後期での不具合を削減して信頼性を向上させ、飛行ソフトウェアの設計作業期間を20%削減する。

研究開発項目③「次世代LNG制御システム技術の研究開発」

1. 研究開発の必要性

LNG気化設備等の制御系設備においては、天然ガス利用の更なる普及促進に向け、従来、操作員・監視員の五感に頼って判断してきた故障の検知、診断、処置を最大限自動化し、万全の安全確保を可能にする自己診断・自律対応システムが必要であり、かつ従来の大型化を伴う安全性の向上策を講じた制御系に代わり、厳しい取扱い環境にも確実に耐え、万全の安全が保障されている制御系と気化設備が一体化した民生用小型設備が必要とされていることに注目して基盤技術を開発することが重要である。

一方、ロケット打上げにおいては、運用要員からの指示により、手動で機体点検を実施している部分が多く、ロケット打上げ作業期間、工数が増加し、衛星ユーザの希望通りに短期間でかつ柔軟に打上げられるようにはなっておらず、また運用要員の判断による機体点検であるため、操作上のミスや、点検ミスがあり、不具合の発見ができないことがあった。結果的に、顧客の信頼を失い、競争力が低下することになる。この運用要員の操作ミスや、点検ミスの発生要因としては、(1)機体点検において、運用要員による操作や、点検などに関わる人為的ミスが存在することが挙げられる。

従ってロケット開発における国際競争力を確保し、産業化を促進するためには、ロケットの機体点検を最大限自動化することにより操作や点検の人為的ミスを排除し、かつ厳しい環境で使用できる自己診断・自律対応システムに関する共通基盤技術の研究開発が極めて重要である。

ロケット打上げにおける機体点検システムの競争力確保への課題はLNG利用の普及促進に向けた簡易型LNG制御設備の課題と同じものであり、また、ロケット打上げシステムの置かれる環境条件は、簡易型LNG制御系設備の耐環境性要求を包絡する。すなわち、ロケットの機体自動点検システム（自己診断・自律対応型機体点検自動化システム）の研究開発を行うことにより、小型LNG気化設備等の普及促進に向けた基盤技術の確立や安全確保を図る上での更なる技術的知見を蓄積できることになる。

2. 研究開発の具体的内容

ロケットの開発を取り上げ、ロケットの打上げ前の機体点検を自動化し、効率化及び省力化するために、民生用小型LNG気化設備等の制御系設備に対応可能な「自己診断・自律対応型機体点検自動化システム」及び「制御機器を含むアビオニクス機器の開発」に関する研究開発を行う。

(1) 自己診断・自律対応型機体点検自動化システム

ロケットの機体点検を最大限自動化できる自己診断・自律対応型機体点検自動化システムを開発する。なお、この開発には安全確保に関する技術的知見のデータベースの構築に係る作業を含む。

(2) 制御機器の開発

ロケット機体点検を自動的に実施できる制御機器を含むアビオニクス機器を開発する。

(3) (1)、(2)で開発した技術に関し中小型ロケットを取り上げてロケット用制御システムの開発を題材として、実証試験を行う。

3. 達成目標

(中間目標)

15年度末までに以下の目標を達成する。

(1) 自己診断・自律対応型機体点検自動化システム

自己診断・自律対応型機体点検自動化システムのアルゴリズムの選定及び設計の完了。

(2) 制御機器の開発

ロケット機体点検を自動的に実施できる制御機器を含むアビオニクス機器に要求される機能性能要求の実現性を確認するための機能試験の完了。

(最終目標)

民生用小型LNG気化設備の制御系設備等に対応可能な、自己診断・自律対応が可能なロケット用制御システムを開発し機体点検作業での人的ミスによる不具合を削減し、信頼性を向上させ、機体点検工期を30%削減する。

(別紙) 研究開発計画

研究開発項目④「ミッション対応設計高度化技術の研究開発」

1. 研究開発の必要性

商業ロケットの打上げ運用事業は、国際競争が加速しており、単にコスト削減と信頼性確保の両立を実現するだけでなく、受注前の引合いに対してより質の高い提案を迅速に行うことや、受注から打上げまでの期間（ミッションインテグレーション期間）の短縮を実現することにより、顧客に対しより高い利便性を提供し得る能力が求められている。

しかし、一般にユーザ（衛星）の開発・製作作業はロケット製作等の打ち上げ準備作業と並行して打上げ直前まで実施されるため、引合い時にはロケットに対するインタフェース仕様の大部分が欠落しているかまたは曖昧なものにならざるを得ず、インタフェース仕様が不十分なまま、ロケット側は短期間に可能な限りインタフェース仕様を実現可能なことを、限られた解析結果に基づき確度高く提案しなければならないという困難さを有する。また受注後は、衛星側の設計進捗に応じてロケットとの適合性確認のための解析作業が繰返し必要となるが、インタフェース仕様の変更や追加に応じて解析作業の後戻りや停滞が生じ、打上げまでの期間の短縮を困難なものにしている。

従来、これらの解析作業は、熟練解析技術者が勘や経験に頼って不足する入力データを設定することで実施されているが、我が国においては経験やノウハウの蓄積が少ないため、商業打上げ先進国に比べて非効率にならざるを得なかった。また、それを解決するための技術開発も行われてこなかった。

また、ロケットは自動車のように大量に生産・使用（運用）されるわけではないため、運用結果を設計にフィードバックするための飛翔データが少なく、その貴重なデータを有効に活用することが求められている。その上、わが国から打上げる場合、打上げ可能期間が限定されるため、前号機までの飛翔データ（多系列・時系列データ）から軽微なものを含めて、異常の判別・対策設定を確実性を持ちつつ効率的に実施し、迅速に次号機に対応・反映することは、継続的な打上げ運用事業に必要不可欠であり、積極的に取り組むべき課題である。

この背景には、これまでの我が国のロケット運用が全て国により実施されてきており、市場競争力向上につながる技術開発よりは先端技術開発に重点が置かれていたことが挙げられるが、今後は我が国でも、民間主導による商業ロケット開発が進められていることに見られるように商業化を目指した効率的なロケット運用技術の蓄積が急務的に求められており、その一環として上述のような困難性を克服できるミッションインテグレーション技術を基盤技術として開発することが非常に重要である。

本事業は、受注前の引合いすなわち客先インタフェース仕様があいまいな段階において、衛星側（顧客）へ確度の高い提案をすることに資する。また、受注後においては、不足する客先インタフェース仕様を、リスクを考慮した上で設定することにより、前倒しに作業を進め、打上げまでのミッションインテグレーション期間を短縮することに資する。

これらにより、

- 1) 競争力の向上、
- 2) 受注後のコスト削減、
- 3) 受注から打上げにかかる期間の短縮、

が実現される。

なお、本事業の開発成果は、大型輸送機器やプラント等、商業ロケット打上げ事業同様に初期段階での顧客要求に不完全な部分の多い他の大規模システムに大きく波及す

ることが期待できる。

2. 具体的研究内容

ミッションインテグレーション作業の効率化を図るために、ユーザ(衛星)からのインタフェース仕様とロケット設計仕様とを一元管理するとともに、顧客からの不足するインタフェース仕様を、リスクを考慮した上でミッション解析設計に必要な情報として設定することにより、個別衛星に対応するミッション対応設計作業を支援するとともに、打上げ後(ポストフライト)の飛行結果の分析を確実性を持ちつつ効率的に実施可能とするミッション対応設計高度化技術を開発する。

- (1) 衛星インタフェース仕様及びロケット設計仕様、インタフェース形状データ(図面データ)等のミッション対応設計に関わる情報を一元管理可能とする技術を開発する。なお、ミッション対応設計に関わる情報については衛星側との共有化を考慮する。
- (2) 不足する衛星インタフェース仕様について、過去の類似衛星等の情報をもとにロケット仕様を効果的に設定し、ミッションインテグレーション期間を短縮する技術を開発するとともに、設定結果を使用することに対するリスク低減を可能とするミッション解析情報設定技術について、技術動向調査及び開発を実施する。
- (3) 打上げ当日の風計測結果を入手後、打上げ可否判断を確実かつ迅速に実施するため、風によるロケット機体評価の詳細方法を研究し、必要な解析作業を自動化・効率化する打上げ当日ミッション解析・評価技術を開発する。
- (4) ロケットの打上げ結果を次号機に反映するためのポストフライト解析・評価技術において、飛行中データを取得し、ロケット機体状態のデータ処理・分析を高度化・省力化する飛行中データ取得・機体評価技術について、技術動向調査及び開発を実施する。
- (5) (1)～(4)で開発した技術と、既開発の解析システム等を発展させて連携させ、付随するソフトウェアツール等を製作し、ミッション対応設計高度化技術を構築する。
- (6) 中小型ロケットのミッション対応設計作業を題材として、(1)～(4)で開発した技術と、(5)で構築したシステムに関する機能と期間短縮効果に関する実証試験を行う。

3. 達成目標

本研究開発の達成目標は下記の通り。

(中間目標)

19年度末までに以下の目標を達成する。

- (1) 一元管理技術とミッション解析情報設定技術については、技術としての開発を完了していること。
- (2) 打上げ当日ミッション解析・評価技術と飛行中データ取得・機体評価技術については、目標達成のために適切な開発仕様が設定されていること。

(最終目標)

ミッションインテグレーション作業においては、関連情報を一元管理し、設計初期からインタフェース仕様を設定することにより、前倒しに作業を進め、効率的な設計作業を可能とするとともに、打上げ当日風によるロケット機体への影響の詳細解析を効率的に実施し、新規開発ロケットの打上げに対する確実性を確保しつつ、個別衛星に対するミッションインテグレーション作業期間を40%削減する。また、飛行後解析においては、飛行結果を次号機以降に反映するためのポストフライト解析・評価作業を高度化・

省力化し作業量の20%削減を実現する。

なお、本研究では研究開発項目①～③による作業期間短縮効果を含める。