

H - A ロケット標準型試験機 プロジェクトの評価報告書

平成14年5月13日

宇宙開発委員会

計画・評価部会 H - A ロケット試験機評価小委員会

総合評価

H - A 試験機プロジェクトにおいては、静止トランスファー軌道への飛行実証を行い、衛星、ペイロードを所定の軌道に投入し、その機能・性能を実証するためのデータを取得して、その目標を完遂した。取得したデータの解析結果は所期の機能・性能を満しており、ロケットシステムの設計の妥当性を示した。

H - A は H - の性能諸元をほぼ引き継いでいるものの、部品点数や溶接・加工々程数の低減など、設計は大幅に変更され、新規設計と言っても過言ではない。更に射場作業の自動化による日数短縮なども加え、H - A 試験機プロジェクトは H - A プログラムの目指す信頼性確立、コスト低減などに明るい見通しを与え、プログラムの冒頭を飾った。以上の成果は、H - A 試験機として優秀な飛行実績であり、本評価小委員会は H - A 試験機プロジェクトの所期の目標が十分に達成されたと判定した。また、同プロジェクトの実施結果により H - A の基幹ロケットたる機能・性能が立証され、今後の我が国の宇宙開発に明るい展望がもたらされた。

これらの成果は、宇宙開発事業団、メーカー及び関係機関の担当者の努力の賜物であり、賛辞を送るとともに更なるプログラムの発展に期待する。

- 目 次 -

1 .	はじめに	1
2 .	評価の目的	1
3 .	評価実施要領	1
4 .	評価結果	2
(1)	意義の確認	2
(2)	目標及び優先度の設定と実施結果	2
(3)	開発方針	4
(4)	基本設計要求の妥当性、システムの選定と実施結果	4
(5)	リスク管理	5
(6)	実施体制	7
(7)	資源配分	7
(8)	プロジェクト実施フェーズでの評価 (中間評価)	8
(9)	その他の成果	8
(1 0)	総合評価	9
表、図	(リスト、表 1 ~ 4、図 1 ~ 9)	1 1
付録 1	評価票	1 9
付録 2	評価票の集計および意見	2 9
参考 1	宇宙開発に関するプロジェクトの評価指針	
参考 2	H - A ロケット試験機評価小委員会の設置について	
参考 3	H - A ロケット試験機評価小委員会 開催経緯	
参考 4	H - A ロケット試験機評価実施要領	
参考 5	H - ロケット 8 号機打上げ失敗に対する今後の対策	
参考 6	技術評価部会 H - A ロケット評価専門家会合の助言の開発への反映	
参考 7	H - A 開発、飛行を通じて発生した事故、不具合への対応	

1. はじめに

H-A ロケットは、H- ロケットの後継機種として、平成8年度よりその開発が着手された。本評価の対象はH-A ロケット標準型(以下「H-A」という)試験機プロジェクトである。試験機1、2号機(以下「試験機」という)は、今後のH-A 後続機を含むH-A プログラムのさきがけとなることから、試験機の飛行実施結果を中心にプログラムに与えられた意義、目標にも留意して進められた。

評価の方針は宇宙開発委員会評価指針特別部会報告書「宇宙開発に関するプロジェクトの評価指針」(参考1、以下「評価指針」という)で与えられているが、H-A プログラム、及びその試験機プロジェクトが発足した時点では、「評価指針」が無かったことから、当時出された資料などを「評価指針」の示す事前評価の結果に相当するものとして参照し確認した。また、H- 8号機の打上げ失敗に伴って行われた技術評価部会、及びH-A ロケット評価専門家会合での評価を「評価指針」に示される中間評価と捉えることとした。こうした経緯を踏まえて、「評価指針」の示す「評価実施要領」を評価に先立って定めた。

2. 評価の目的

H-A ロケットは、試験機としての打ち上げが終了し、技術データの取得を終えたところである。

したがって、現時点でH-A ロケットの基本的な技術が試験機プロジェクトにより確立されたかどうかの事後評価を行い、計画・評価部会の審査に資する。(参考2、3)

3. 評価実施要領

「評価指針」(以下「 」は引用箇所)では、
「本指針は宇宙開発プロジェクト全般を対象としているが、ロケット、人工衛星、宇宙ステーションなど、各々異なる特質を持っていること、またそのミッションには長期的視野に立って人類の新しい知見を得る活動を含むものもあることから、今後の適用にあたっては本指針を踏まえて事前に評価実施要領を定める。」

としている。これに従い、実施要領作成の方針を
対象をH-A 試験機とする、
H-A プログラムの長期的な観点も考慮する、

事前に定められたプロジェクトの目標を確認し、飛行後の結果(アウトプット)と比較して評価する、
事前に定められたプログラムの意義に関わる効果(アウトカム)を評価することは試験機実施後では時期尚早ではあるが、これをプログラムの中間評価として確認する、
として定めた(参考4)。その詳細は必要に応じて評価の実施結果の評価項目ごとに冒頭で引用した。

また、評価小委員会メンバーには評価票(付録1)により、評価項目ごとに意見、判定を求めた。判定は項目により3~4段階表示として集計し、全意見を巻末に添付した(付録2)。

4. 評価結果

評価小委員会が出された意見、及び同メンバーから提出された評価票に記載された意見、判定のまとめを、「評価指針」「評価実施要領」(以下「」は引用箇所)の項目に沿って以下に示す。

(1) 意義の確認

H-A開発着手前(平成8年4月)に出された「宇宙開発に関する基本計画」では、

「宇宙ステーションへの補給・人工衛星の打ち上げ等の輸送需要に柔軟に対応でき、大幅な輸送コストの低減が可能なH-Aロケットについて、平成13年度に初号機を打ち上げることを目標に開発を行う。」

としている。これを受けて、宇宙開発事業団からは、より具体的に、

「(1)2000年以降の人工衛星打ち上げ、国際宇宙ステーションへの補給などの多様な輸送需要に効果的に対応するため、H-ロケット輸送能力の向上を図る。(2)より効果的な我が国の宇宙開発及び国際協力を推進するため、H-ロケットと同等以上の信頼性を確保しつつ、打ち上げコストの大幅な低減化を行う。」

が出された。

(2) 目標及び優先度の設定と実施結果

試験機1号機の目的として、

「標準型H-Aロケットの最も基本的な形態により、静止トランスファー軌道への飛行を行い、その機能・性能を実証するためのデータを取得すること」

及び、試験機 2 号機の目的として、

「固体補助ロケット (SSB) 4 本付きの標準型 H - A ロケットにより、静止トランスファー軌道への飛行実証を行い、その機能・性能を実証するためのデータを取得すること」

「民生品・コンポーネント実証衛星 (MDS-1) 及び高速再突入実験機 (DASH) を所定の軌道に投入すること」

などを確認し、対応する飛行後の結果の評価を H - の結果も比較しながら実施した (図 1、2)。

1) 打上げ能力

LE-7A エンジン (以下「LE-7A」という) 短ノズル型を前提とした要求値、試験機 1 号機 3.7 トン、2 号機 4.6 トンを満足する結果を得た。燃料余裕についての確率的な吟味も欲しい。

判定：概ね達成している。

2) 軌道投入精度

遠地点高度誤差、及び軌道傾斜角誤差ともに 1 値以内に収まる好成績を示した。また、表 1 では、両誤差に対する 3 値について、H - との比較を示しているが、試験機の実績は H - のそれより優れていることが確認できる。

判定：十分に達成している。

3) 主要諸元

LE-7A のデータに推力低下、SRB-A エンジン (以下「SRB-A」という) のデータに燃焼圧力積低下が見られたが、規定値の 1% 程度以下と軽微であり、かつ更なる低下につながるものではないと判定した。LE-5B エンジン (以下「LE-5B」という) の振動燃焼については、現象を十分に把握した上で改善を期待する (図 3)。

判定：概ね達成している。

4) 衛星環境条件

衛星搭載環境条件の規定値は、諸外国の主要ロケットの値と比較して、同程度であり、飛行試験の結果は規定値を十分に満足している。低周波振

動環境条件は規定値を満たしてはいるが、衛星へのサービス・利用の観点から、LE-5B の燃焼圧変動の改善を要望する。

判定：十分に達成している。

以上の結果を表 2 にまとめた。

(3) 開発方針

NASDA から説明のあった以下の開発方針を確認した。

H - と同一の機体構成

H - と同一の機体構成を採用(固体ブースター付き 2 段式液体水素ロケット)

システムの簡素化、自動化

システムの簡素化と、整備作業の自動化、効率化に配慮したロケット・射点システムを開発することにより、H - と同等以上の信頼性を確保しつつ、打上げコストの大幅な低減を行う。

H - 開発成果の利活用

H - の開発及び打上げによって得た成果、並びに H - 高度化プロジェクトの開発によって得た成果を的確に反映し、効率的な開発を行う。

輸入に対する考え方

プロジェクト全体の自主性・自在性を損なわない範囲内でコスト・運用性で総合的にメリットがあると考えられる場合、海外製品、部品、及び技術の導入について積極的に検討する。

(4) 基本設計要求の妥当性、システムの選定とその実施結果

H - から H - A への変更として行われた、「主要項目技術変更点及び射場作業整備作業の短縮化について、実施前の狙いと実施結果について、変更の狙い、コスト低減への効果、信頼性への効果」の観点からその妥当性について評価した。

1) 誘導制御

電子部品の選択と冗長構成のトレードオフ、自動診断機能の強化によりコスト低減、信頼性向上の成果があげられた。今後はトレードオフの手法も確立して、将来への手本として残したい。

判定：妥当

2) 第2段

分離型タンク、LE-5Bの燃焼室のみの再生冷却などの設計工夫によるコスト低減の努力を多としたい(図4、5、6)。分離型タンク採用では、重量とコストのトレードオフを実施し、システムとりまとめに成功しており、その手法の継承が望まれる。第2段エンジンの再々着火成功はアウトカムとして評価できる。LE-5B燃焼圧変動については、噴射エレメント数、噴射器水素温度などに注目して、継続して解明、改善を心がけること。

判定：妥当

3) 第1段

LE-7Aに対し採られた部品点数、溶接・加工個所の大幅削減、SRB-Aの構造変更などは飛行結果により、破綻なく正常に機能し、コスト低減への大きな寄与となっていることを確認した(図7、8)。信頼性についても、今後の打上げ結果を通じ更なる向上を期待する。LE-7Aの推力バイアスについては、SRBの加速度の影響なども考慮して原因調査を継続すること。また、長ノズル化に当たっては、境界層非対称剥離を考慮して対応すること。

判定：概ね妥当

4) 射場整備作業の短縮化

作業日数の半減は単にロケット側のコスト低減のみならず、利用者へのサービス向上として歓迎し、高く評価したい。極低温点検については、若干の故障が発見された実績に鑑み、今後も継続されることが望まれる。

判定：妥当

以上の結果は表3にまとめた。

(5) リスク管理

「H-Aシステムとしてのリスク評価が実施され、開発に付随するリスクの同定、リスク低減方法の検討が十分に行われているかどうかを評価する。H- から H- A への設計変更に伴って行われた FMEA などの信頼性評価解析の結果と実施結果を比較し評価する。信頼性は通常ハードウェア

アについて評価が行われるが、ソフトウェアについても同様に評価されねばならない。更に、組立、射場整備、追跡管制などの作業では「人」が関与することから、人・物インターフェイスでの信頼性管理（フェールセーフ、フルプルーフ）がどのように行われたかについて評価する。」

1) ハードウェア

地上燃焼試験に用いた LE-7A、LE-5B、SRB-A の各エンジン台数を倍増し、設計余裕の確認が行われた（図 9）。部品点数、工程数削減と共にリスク低減に大きく寄与したと考えられる。H- からの変更点が多かったので全体としての FMEA が行われた。今後も、FMEA に基づく検討や設計審査の効果的活用を期待する。また、協力メーカー製品、少量生産品の信頼性確保も望まれる。

判定：概ね妥当

2) ソフトウェア

自己診断機能を含め異常模擬ケースを従来のケース数より倍増して、独立検証法により実施したことを確認した。また、end-to-end に近い試験も早期に実施された。自己診断機能については判断機能に至る冗長性の確保について点検すること。

判定：概ね妥当

3) 射場整備作業

手順書の点検、地上設備・装置のフルプルーフ処置、作業要員の訓練が強化されている。自動点検により整備作業日数が半減した。これに過信することなく、一点故障個所の信頼性点検、点検マニュアルの徹底、射場での円滑なコミュニケーション、専門検査官の監視を継続実施すること。

判定：妥当

4) プログラムレベル

エンジンの地上燃焼試験、開発供試体数の増加が決断され、設計余裕の確認を行うことが出来た。また、設計部門と製造部門が一体となって開発が行われ、信頼性向上に貢献した。こうしたプログラム体制を維持して

ゆくうえで、膨大なデータを迅速に処理し、評価結果のトレンドも見極めて活用するシステムの構築が望まれる。

判定：妥当

以上の結果をまとめ表 4 に示す。

(6) 実施体制

「プロジェクトの目的、規模、難易度などを考慮し、プロジェクトチームの役割、関係機関や企業の役割分担等が明文化され、実施体制が明確になっていることを評価する必要がある。」

H - A プロジェクトマネージャーを頂点として、NASDA/企業及び企業間の作業分担インターフェイスの調整が設計、製造サイクルにおいて確立されていることを確認した。また、NASDA 文書による開発担当者への開発方針の周知も行われた。今後は、打上げが定常化する際には、協力メーカー及び関係機関が不具合情報などを共有・共用できるように、連携体制、役割分担をシステム化、標準化してゆくことが望まれる。基盤技術については、外部機関の専門家の助言が取り入れられた。

判定：概ね妥当

(7) 資源配分

「プロジェクトの技術開発目標の優先度を踏まえて、宇宙開発事業団の資源配分やシステムの技術的な条件設定などが適切に行われているかを評価する。」

H - A 開発費は

計画設定時 9 6 0 億円 (機体 : 6 5 0 億円、設備 : 3 1 0 億円)

実績 約 1 1 5 0 億円 (平成 1 3 年度末現在)

であった。H - 8 号機以降の追加分も含め、改良・試験強化に用いられた当初からの約 2 0 % 増は妥当であると判断した。今後、確保すべき人員規模については要検討。

判定：概ね妥当

(8) プロジェクト実施フェーズでの評価 (中間評価)

1) H - ロケット 8 号機打ち上げ失敗の原因究明及び今後の対策について (平成 1 2 年 5 月)

「標記報告の「III 今後の対策等」にある要望事項が、試験機 2 機の開発にどのように反映されたか、その妥当性について評価する。」

2 号機では改良型インデューサーを用いて性能を立証した。地上試験の充実、及び飛行試験でのテレメトリ項目、画像データを充実させ、試験機の目標が達成された (参考 5)。また、一層の信頼性を図るため、宇宙 3 機関連携プロジェクトとして研究開発が進められている。

判定 : 妥当

2) H - A ロケットの打ち上げ前段階における技術評価について (報告)
(平成 1 2 年 1 2 月 2 0 日)

「標記報告の助言の全てについて (表 1 - 1 ~ 表 1 - 4) について、試験機 2 機の開発にどのように反映されたか、飛行実施結果はどのようなであったか、をまとめて評価する。」

ロケットシステム全般、誘導制御系、エンジン推進系については、長期的な対応を除き全提言が適切に反映されている。試験機の飛行結果は全般に正常であり、技術的な妥当性が示され、長期的な対応については対策もとられている。特に、試験機 2 号機では改良型インデューサーが搭載され、良好な結果が得られたことは高く評価できる。SRB-A 分離機構の飛行計測値は予測どおりの挙動を確認できたが、長期的にはよりロバストなシステムを検討してゆくことが重要。

判定 : 妥当

詳細な結果は参考 6 にまとめた。

(9) その他の成果

事後評価として、上記以外の成果を以下にまとめる。

1) アウトカムの評価 (コスト目標値)

「アウトカムの評価として、後続機へのコスト目標値を評価する。その

値と開発前の設定値との間に差が生じた場合は、その要因を説明する。」

開発前コスト目標（定常運用時） 85億円

試験機実績値 96億円

試験機固有の試験、業務を含むことを考慮すれば、目標に近い値を得たと
して妥当と判断する。

判定：妥当

2) 開発、飛行を通じて発生した故障の処置

次項に示される項目以外は処置済みと判定(参考7)。不具合処置におけ
る余裕の定量化が望まれる。

判定：概ね妥当

3) H-Aプログラムとしての継続実施すべき事項

H-Aプログラムの目標として終了していない項目について、その取り
組み状況について評価した。

試験機打上げ結果からの主要反映事項として、

フェアリング分離時の微粉、

LE-7A エンジンの推力低下、OTP 性能、及び長ノズル化、

LE-5B エンジンの燃焼圧変動、

SRB-A の燃焼圧力積低下、

清浄度管理、

などの改善へ向けた取り組みが適切になされている。特に、長ノズル化、
燃焼圧変動については、燃焼・流体现象を十分に把握したうえでの改善が
望まれる。

その他、現在良好に機能しているマネジメント体制を維持するため、
情報システムの構築、後継者への情報伝達が望まれる。また、今後のプロ
グラム実施を通じて反映事項を解決して信頼性を確立することが期待され
る。

判定：概ね妥当

(10) 総合評価

H-A 試験機プロジェクトにおいては、静止トランスファー軌道への飛

行実証を行い、衛星、ペイロードを所定の軌道に投入し、その機能・性能を実証するためのデータを取得して、その目標を完遂した。取得したデータの解析結果は所期の機能・性能を満しており、ロケットシステムの設計の妥当性を示した。

H-A はH- の性能諸元をほぼ引き継いでいるものの、部品点数や溶接・加工々程数の低減など、設計は大幅に変更され、新規設計と言っても過言ではない。更に射場作業の自動化による日数短縮なども加え、H-A 試験機プロジェクトは H-A プログラムの目指す信頼性確立、コスト低減などに明るい見通しを与え、プログラムの冒頭を飾った。以上の成果は、H-A 試験機として優秀な飛行実績であり、本評価小委員会は H-A 試験機プロジェクトの所期の目標が十分に達成されたと判定した。また、同プロジェクトの実施結果により H-A の基幹ロケットたる機能・性能が立証され、今後の我が国の宇宙開発に明るい展望がもたらされた。

これらの成果は、宇宙開発事業団、メーカー及び関係機関の担当者の努力の賜物であり、賛辞を送るとともに更なるプログラムの発展に期待する。

評価を終えて

今回の H-A 標準型試験機プロジェクトの事後評価では、H-A プログラムの最初の 2 機が対象であったため、プログラムの意義、目標であるコスト低減、信頼性確保・向上の視点から多くの意見が出された。コスト低減と信頼性確保・向上は相反する要求であるが、評価委員の大方の意見は、まず信頼性、次いでコストという認識であった。特に、一委員が「コストに品質コストを含めて考慮すれば、信頼性とコストは相反するものではなく、両立するものである」として出された意見は当を得たものであった。信頼度が高まれば維持コストが抑えられるだけでなく、ロケット打上げ市場での打ち上げに関わる保険料率が下がり、実質的コスト低減ももたらされる。今後のプログラムの方向性に与えられた貴重な意見であった。

事後評価を通じて、評価者自身が得た反省事項もあった。プロジェクトの期間が通常 5 年以上に及ぶことから、この間にプロジェクトを取り巻く環境に変化があった場合の評価である。「評価指針」にある通り、大きな環境変化があった場合は中間評価を行うとしているが、変化が時を経て累積し、プログラムの意義、目標に影響を及ぼした場合、評価者はこれをどう考慮するのかという問題である。事後評価としては、プログラムの意義、目標が予見できなかったか、中間評価を行うべきであったかどうかをも評価するのかなど今後の課題が残された。

表及び図のリスト

- 表 1 H - 及び H - A での軌道(GTO)投入精度の比較
- 表 2 目標及び優先度の設定と実施結果
- 表 3 基本設計要求の妥当性、システムの選定と実施結果
- 表 4 リスク管理のまとめ

- 図 1 H - A ロケット試験機 1 号機と 2 号機
- 図 2 試験機による各サブシステムの飛行実証実験
- 図 3 LE-5B の燃焼圧変動 (飛行結果)
- 図 4 H - と H - A のコストの比較
- 図 5 第 2 段機体の設計変更
- 図 6 LE-5A から LE-5B への主要変更点
- 図 7 LE-7 から LE-7A への設計変更点
- 図 8 第 1 段及び SRB-A の設計変更
- 図 9 LE-7A 認定試験

表1 H- A及びH- での軌道(GTO)投入精度の比較

	H - IA	H - II
遠地点高度誤差 (3 値)	± 180km	± 250 km
軌道傾斜角誤差 (3 値)	± 0.02度	± 0.08度

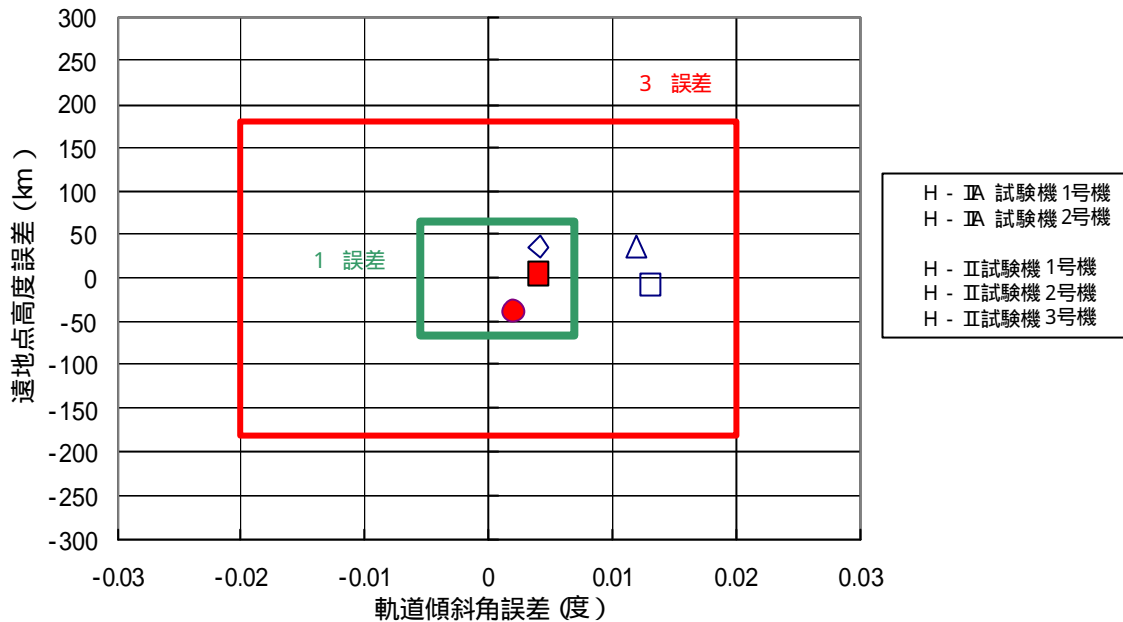


表2 目標及び優先度の設定と実施結果

	H- 実測値 (実績値)	H- A構想値 (標準型試験機の形態)	H- A実測値 (実績値) (標準型試験機の形態)
(1) 打上げ能力 (静止トランスファ軌道)	4.0 t	3.7 t(H2A202) 4.6 t(H2A2024)	3.7~ 3.8 t 4.6~ 4.7 t
(2) 軌道投入精度 (静止トランスファ軌道)	- 10~ 40km	± 180km (3)	- 35~ 15km
(3) 主要諸元 / 性能 仕様 (注) 性能は真空中の値を示す。 H- A試験機の推力の実測値がやや低いが、これは領収試験時にLE-7A、LE-5Bともにやや低めに作動点(推力)を設定していることも影響している。	LE-7 : 推力 = 1080 kN 比推力= 445.6 s LE-5A 推力 = 122 kN 比推力= 452 s	LE-7A 推力=1073 ± 30kN 比推力= 429 ± 4.7s LE-5B 推力= 137 ± 3.7kN 比推力= 447 ± 4.8s	LE-7A : 推力 = 1047 ~ 1066 kN 比推力= 約430 s LE-5B 推力 = 134 ~ 135 kN 比推力= 約448 s
(4) 衛星環境条件	- (本資料参照)	H- の規定値とほぼ同等	フライト結果は、規定値 (構想値) を満足している。
(5) 射場整備作業日数	70日	20日 (定常運用時)	43日 (試験機固有の試験日数を含む)
(6) 実機コスト	190億円	85億円以下 (定常運用時)	96億円 (試験機固有の試験、業務を含む)

注 : H2A202 : 試験機 1号機の形態 (固体補助ロケット非装着)

H2A2024 : 試験機 2号機の形態 (固体補助ロケット4本装着)

表3 基本設計要求の妥当性、システムの選定と実施結果

H- からH- Aへの変更部位	主な変更内容	コスト低減への効果	信頼性への効果
(1) 主要構成技術変更点 ア. 誘導制御	<ul style="list-style-type: none"> ・Built In Test機能による自動点検機能の追加 ・データベースの採用 ・2段機器に冗長系を採用 	H- に比べて、それぞれのサブシステムが、おおよそ30～50%にコストを低減	<ul style="list-style-type: none"> ・自動点検の採用により、異常故障を見逃さないシステムとした。 ・冗長系の採用による信頼性向上
イ. 第2段機体系 推進系 エンジン (LE- 5B)	<ul style="list-style-type: none"> ・分離型タンクの採用 ・エンジンサイクルの変更 (燃焼室ブリードサイクルの採用) 		<ul style="list-style-type: none"> ・燃焼試験時の不具合回数の低減 ・部品点数の低減による信頼性の向上
ウ. 第1段機体系 推進系 エンジン (LE- 7A) SRB-A, SSB	<ul style="list-style-type: none"> ・1体成形楕円ドームの採用 ・酸素タンク加圧方式の簡素化 ・LE- 7A艙装変更 ・溶接部の低減 ・1体型モータケースの採用 		<ul style="list-style-type: none"> ・燃焼試験時の不具合回数の低減 ・部品点数の低減による信頼性の向上
(2) 射場整備作業の短縮化	<ul style="list-style-type: none"> ・SRB-A型モータケース採用 ・アンピリカルライン数の低減 ・Built In Test機能による自動点検 	整備作業日数が70日 (H-)から、43日 (H-A試験機1号機)に低減	自動点検の採用により、異常故障を見逃さないシステムとした。

表4 リスク管理のまとめ

項目	内容
(1) H- からH- Aへの設計変更およびその開発に関するリスク管理 ア. ハードウェア	<ul style="list-style-type: none"> ・リスク管理計画書に基づくリスクの識別、分析、対処を実施。 ・FMEAの実施 ・開発試験中の不具合の発生を抑えるために、部品点数の低減、製造工程の改善等を実施した。
イ. ソフトウェア	<ul style="list-style-type: none"> ・リスク管理計画書に基づくリスクの識別、分析、対処を実施。 ・FMEAの実施 ・ソフトウェアをアセンブラからC言語に変更し、プログラムの視認性を向上 (不具合要因の低減)
(2) 射場整備	<ul style="list-style-type: none"> ・マンマシンインタフェースの改善のために、作業手順書の充実、フルブール機能の追加等を実施した。 ・射場作業を確実に遂行するために、向上での作業シミュレーションの実施や体制の強化を実施した。
(3) プログラムレベル	<p>信頼性向上のために以下の開発強化を実施した。</p> <ul style="list-style-type: none"> ・LE- 7A, LE- 5Bエンジンの追加と耐久性に関するデータの取得。また、試験範囲を拡大し、設計余裕を確認した。 ・SRB-Aの燃焼試験数を増加し、データを蓄積 ・アピオニクスについて、実機と同一仕様の機器、ソフトによる誘導制御系組合せ試験を実施し、機能を確認

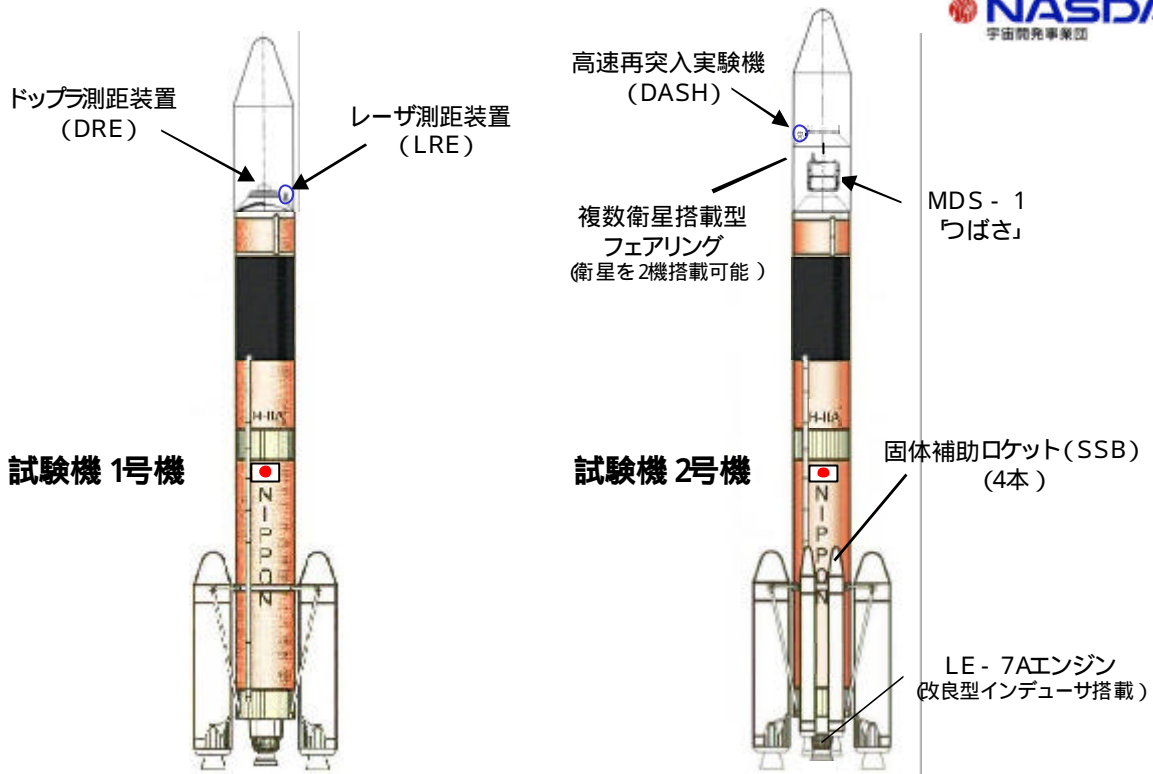


図1 H-Aロケット試験機1号機と2号機

達成段階	イベント	取得予定の機能・性能データ							SSB性能
		エンジン・推進性能	SRB-A性能	構造性能・分離性能	ペイロード 積載性能	誘導制御性能	その他	その他	
1	カウントダウン作業		熱電池起動				プログラムレー 再設定		第1ペア + 10s 燃焼特性 + 68s 第2ペア + 76s 燃焼特性 分離 : + 114s 分離 : + 134s
	LE-7A着火	LE-7A起動							
	SRB-A点火 リフトオフ		点火時の結合部挙動	機体支持装置解除 アンビリカル離脱 上昇時の設備との干渉 リフトオフ音響環境					
	タンク減圧開始	タンク減圧による挙動	燃焼特性 ジンプリング性能 電動アクチュエータ 性能	音響環境 【騒音速時】	機体曲げ荷重 ブルーム加熱 空力加熱	LE-7A ジンプリング 角制御特性	SRB-A ジンプリング 角制御特性		
	タンク減圧終了								
	SSB#1ペア燃焼終了								
	SSB#2ペア着火								
	SRB-A燃焼終了 SRB-A分離	エンジン性能 タンク圧力・温度 ターボポンプ性能	燃焼停止特性	SRB-A分離特性			1段補助 エンジンの 作動特性	飛行経路 電流リンク特性	
2	上部フェアリング分離			フェアリング分離特性 分離時の擾乱					
	LE-7A燃焼終了	推進薬枯渇特性							
	1/2段分離			1/2段分離特性					
3	LE-5B初回着火	予冷特性 タンク過渡加圧特性 エンジン性能 燃焼圧変動				LE-5B ジンプリング 角制御特性			
	LE-5B初回燃焼終了								
4	LE-5B再着火	予冷特性 タンク過渡加圧特性 エンジン性能 燃焼圧変動 停止インパルス				LE-5B ジンプリング 角制御特性	ガス ジェット作動 特性		
	LE-5B燃焼終了								
	衛星分離			衛星分離					
5	下部フェアリング分離			フェアリング分離特性					
6	衛星分離			衛星分離		スピン制御特性			

(注)上記の他、試験機の打上げ機会を利用して、第2段再々着火予備実験及びGPSデータ取得実験を実施し良好にデータを取得した。

- 試験機1号機及び試験機2号機の打上げで機能・性能データが取得された項目
- 試験機2号機の打上げで機能・性能データが取得された項目

図2 試験機による各サブシステムの飛行実証状況

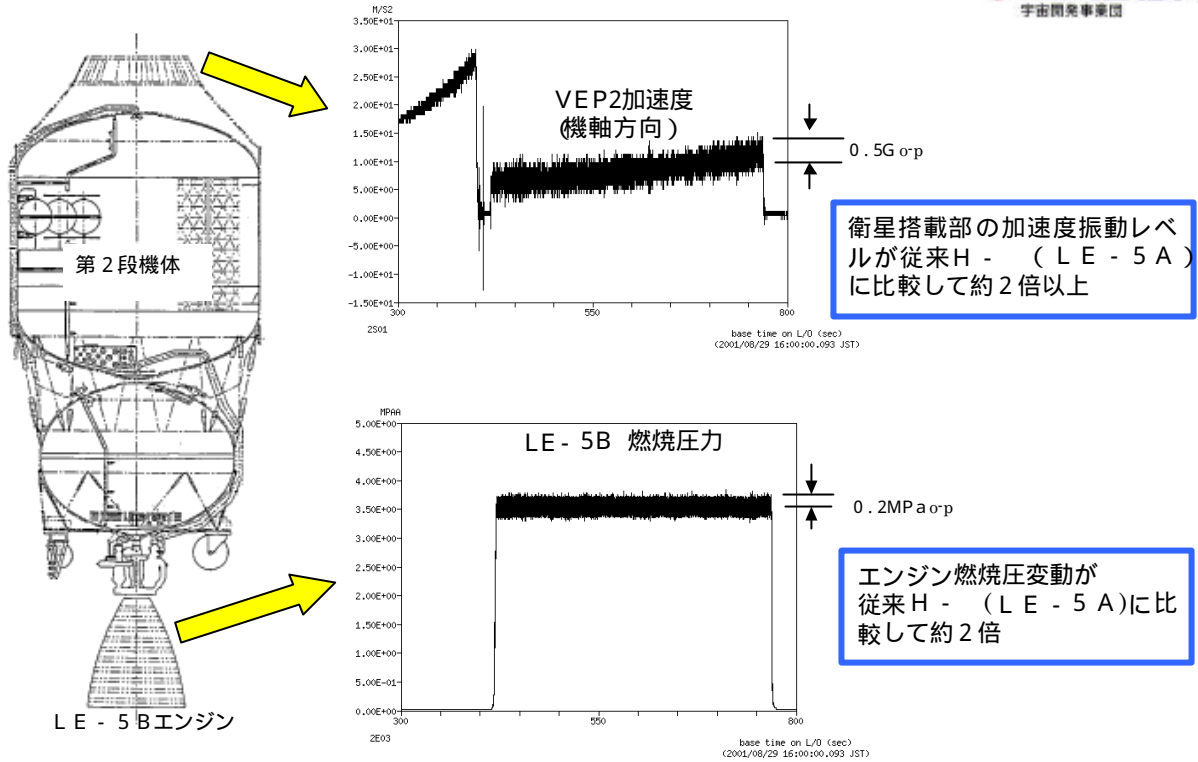


図3 LE-5Bの燃焼圧力変動(飛行結果)

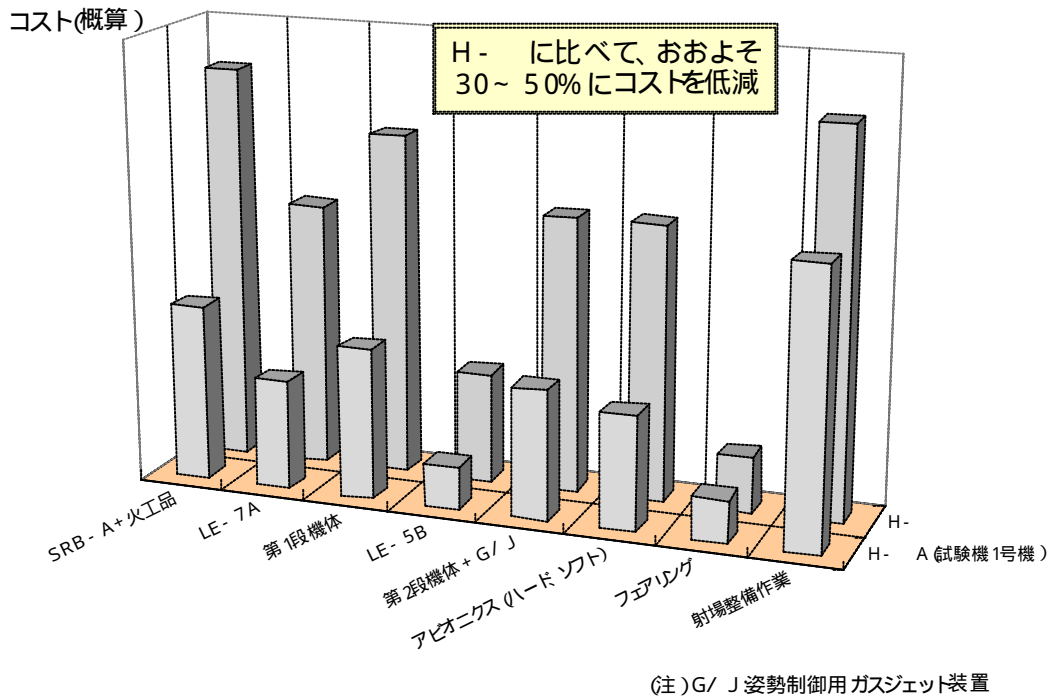


図4 H- とH-Aのコストの比較

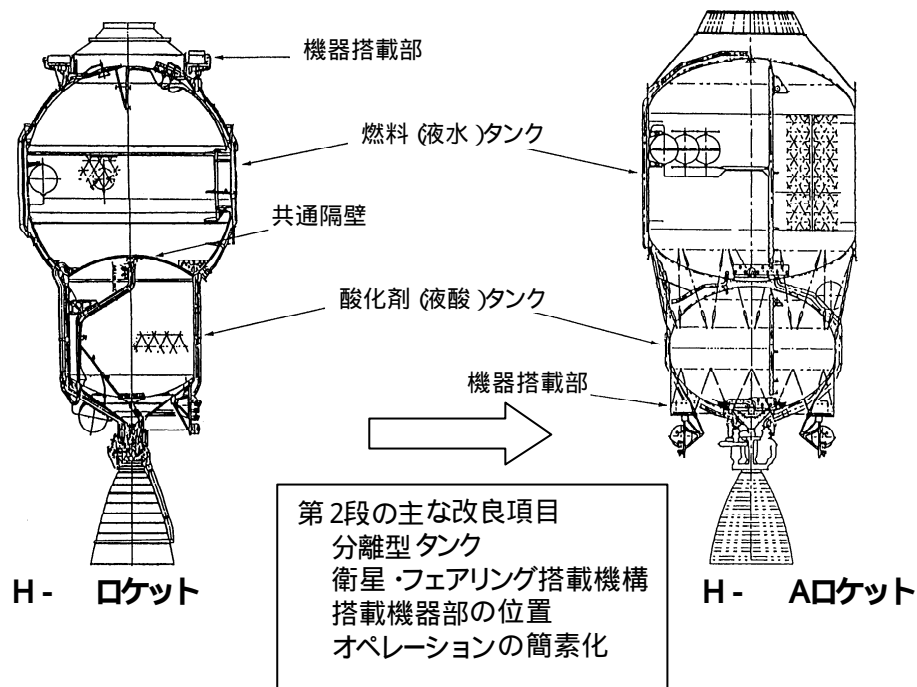


図5 第2段機体の設計変更

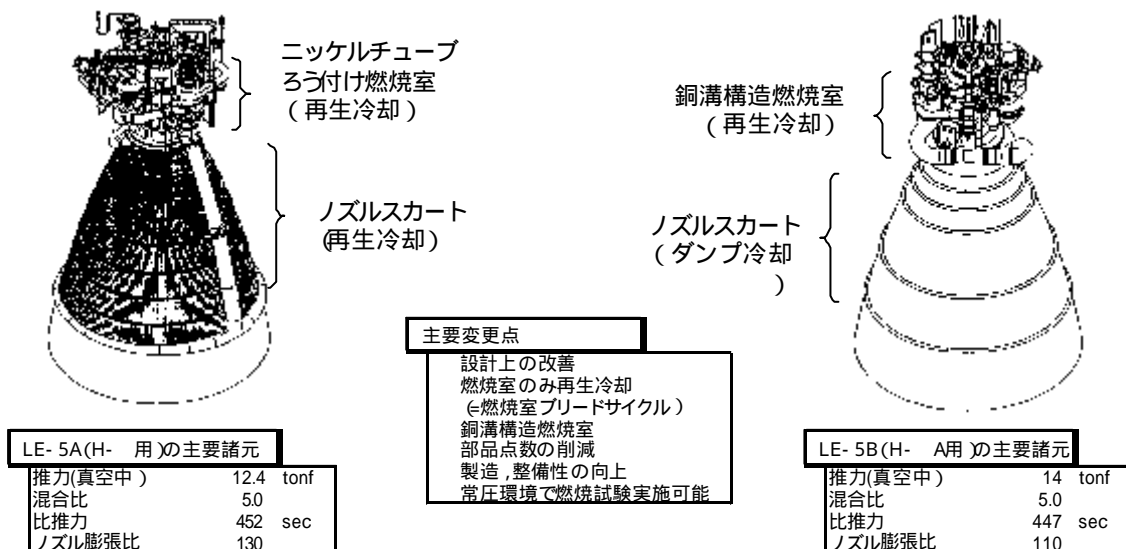


図6 LE-5AからLE-5Bへの主要変更点

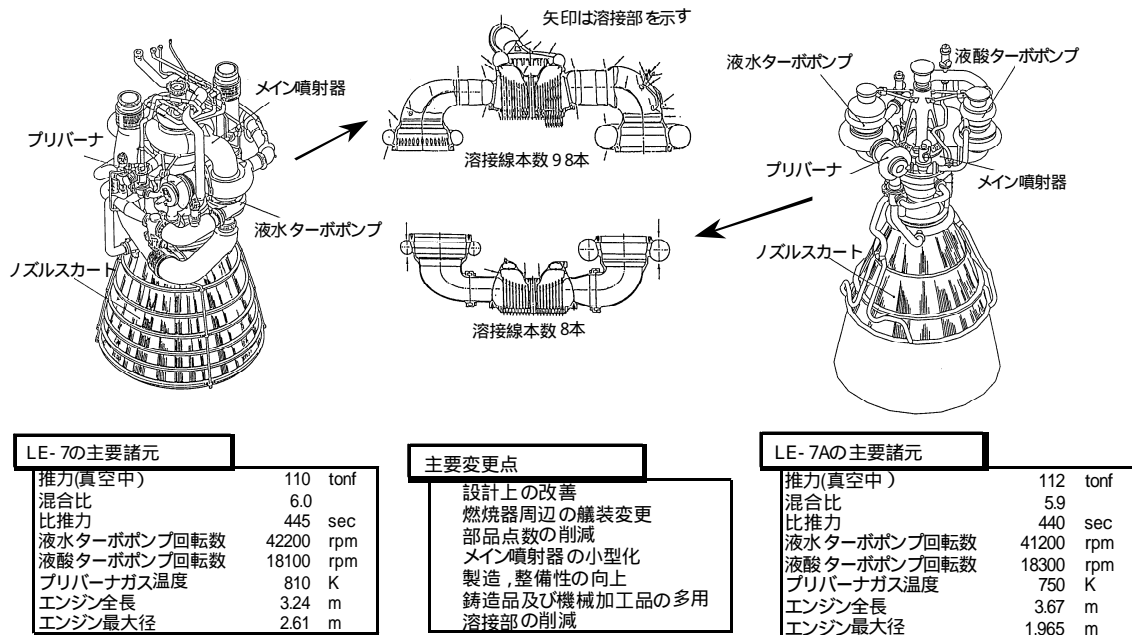


図7 LE-7からLE-7Aへの設計変更点

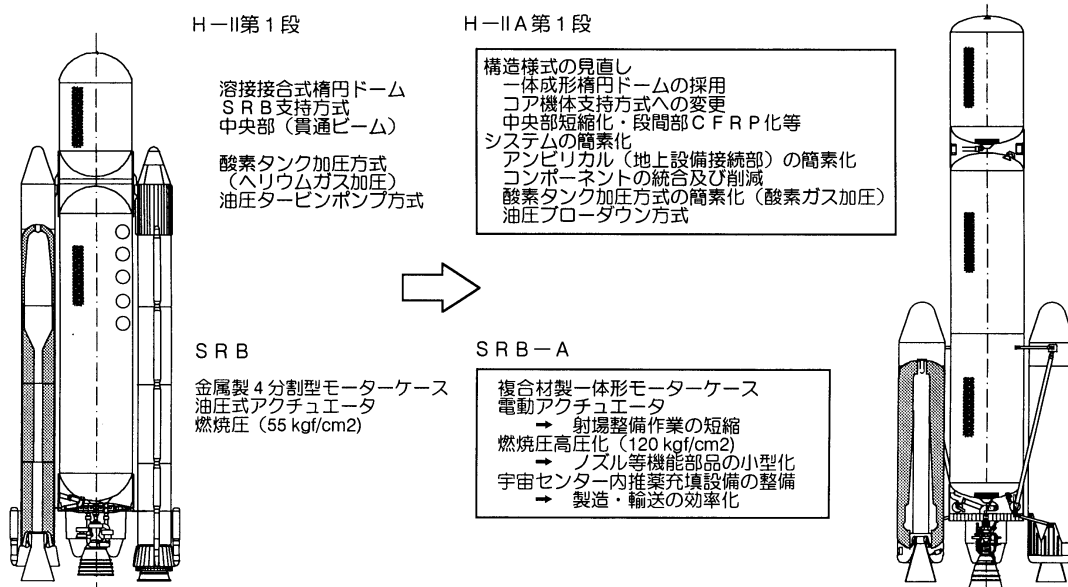
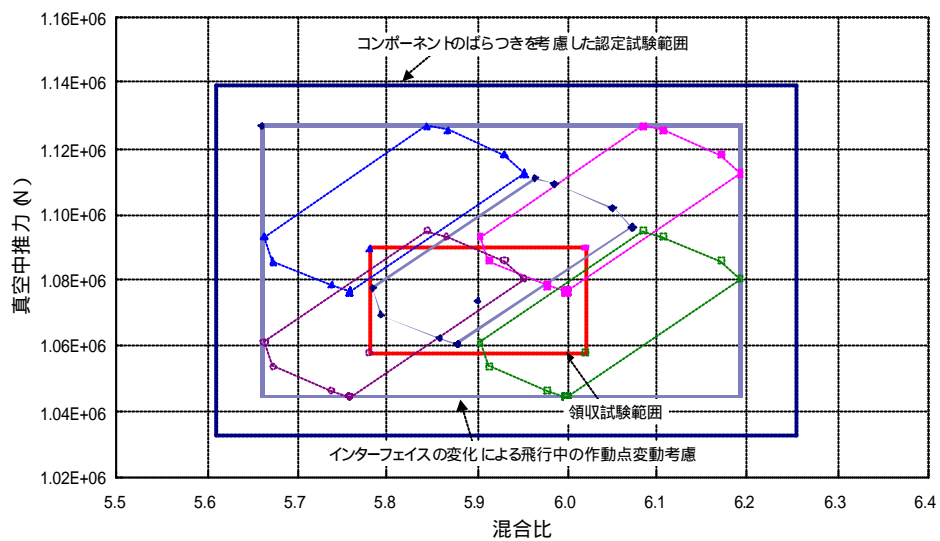


図8 第1段及びSRB-Aの設計変更



コンポーネント設計の上限までの厳しい条件の設定
 インターフェイス試験の充実 (低NPSH(Net Positive Suction Head)試験、高インターフェイス
 圧力試験)
 耐久性要求の確認のために認定試験完了後のエンジンを切断検査し、構造の健全性を評価
 (外部から点検できない箇所及び溶接部等特殊工程箇所の確認)

図 9 LE - 7A認定試験

評 価 票

H - Aロケット試験機評価小委員会 評価票

構成員名：_____

1 目標及び優先度の設定

下記の項目について H- 実測値、 H- A構想値、 H- A実測値を比較し、結果の妥当性について判定下さい。

(1) 打上げ能力

十分に達成している

概ね達成している

ある程度達成しているが改善の必要がある

達成が不十分であり大幅な改善が必要である

(上記の評価根拠等コメントを記入下さい)

(2) 軌道投入精度

十分に達成している

概ね達成している

ある程度達成しているが改善の必要がある

達成が不十分であり大幅な改善が必要である

(上記の評価根拠等コメントを記入下さい)

(3) 主要諸元 / 性能 仕様 (機体、第 1 段、第 2 段、SRB、SSB)

十分に達成している

概ね達成している

ある程度達成しているが改善の必要がある

達成が不十分であり大幅な改善が必要である

(上記の評価根拠等コメントを記入下さい)

(4) 衛星環境条件 (振動、音響等の環境条件)

十分に達成している

概ね達成している

ある程度達成しているが改善の必要がある

達成が不十分であり大幅な改善が必要である

(上記の評価根拠等コメントを記入下さい)

2 開発方針

プロジェクトの目標や優先度が、開発の基本的な方針 (信頼性の確保、コスト低減、ファミリー化) に合理的に反映されているかどうか、その妥当性について評価して下さい。

(1) ファミリー化のための拡張性

妥当 概ね妥当 疑問がある

(上記の評価根拠等コメントを記入下さい)

(2) 製造工程、部品点数の低減

妥当 概ね妥当 疑問がある

(上記の評価根拠等コメントを記入下さい)

(3) 整備作業の自動化、効率化

妥当 概ね妥当 疑問がある

(上記の評価根拠等コメントを記入下さい)

(4) 外国製品の利用

妥当 概ね妥当 疑問がある

(上記の評価根拠等コメントを記入下さい)

3 基本設計要求の妥当性およびシステムの選定

H-II からH-IIA への変更の際、主要構成技術変更点及び射場整備作業の短縮化について、実施前の狙いと実施結果について、変更の狙い、コスト低減への効果、信頼性への効果の観点からその妥当性について評価して下さい。

(1)主要構成技術変更点

ア 誘導制御

妥当 概ね妥当 疑問がある

(上記の評価根拠等コメントを記入下さい)

イ 第2段 (構造系、推進系、エンジン (LE- 5B))

妥当 概ね妥当 疑問がある

(上記の評価根拠等コメントを記入下さい)

ウ 第1段 (構造系、推進系、エンジン (LE- 7A)、SRB - A、SSB)

妥当 概ね妥当 疑問がある

(上記の評価根拠等コメントを記入下さい)

(2)射場整備作業の短縮化

妥当 概ね妥当 疑問がある

(上記の評価根拠等コメントを記入下さい)

4 リスク管理

H-IIA 開発に関して、リスク評価が実施され、リスク低減方法の検討が十分に行われているかについて、その妥当性を評価して下さい。

(1)H-II から H-IIA への設計変更およびその開発に関するリスク管理

ア ハードウェア (製造、検査)

妥当 概ね妥当 疑問がある

(上記の評価根拠等コメントを記入下さい)

イ ソフトウェア (アビオニクス、検証)

妥当 概ね妥当 疑問がある

(上記の評価根拠等コメントを記入下さい)

(2)射場整備 (期間短縮、マンマシンインターフェース、フェールセーフ等)

妥当 概ね妥当 疑問がある

(上記の評価根拠等コメントを記入下さい)

(3)プログラムレベル

H - A プログラムレベルで実施された信頼性向上の方法として、エンジンの追加試験、開発供試体数の増加等が考えられる。これら事項の妥当性について評価して下さい。

妥当 概ね妥当 疑問がある

(上記の評価根拠等コメントを記入下さい)

5 実施体制

宇宙開発プロジェクトの目的、規模、難易度等を考慮し、プロジェクトチームの役割、関係機関や企業の役割分担等、実施体制の明確さにつき、その妥当性について評価して下さい。

妥当 概ね妥当 疑問がある

(上記の評価根拠等コメントを記入下さい)

6 資源配分

プロジェクトの技術開発目標の優先度を踏まえて、宇宙開発事業団の資源配分やシステムの技術的な条件設定などが適切に行われているか、その妥当性について評価して下さい。

妥当 概ね妥当 疑問がある

(上記の評価根拠等コメントを記入下さい)

7 プロジェクト実施フェーズでの評価（中間評価）

(1)H - ロケット8号機打上げ失敗の原因究明及び今後の対策について」(平成12年5月)の「II 今後の対策等」にある要望事項が、試験機2機の開発にどのように反映されたかその妥当性について評価して下さい。

妥当 概ね妥当 疑問がある

(上記の評価根拠等コメントを記入下さい)

(2)H - Aロケットの打上げ前段階における技術評価について(報告)(平成12年12月20日)の助言の全て(表1-1~表1-4)について、その後の対応状況及び飛行実施結果はどのようであったか、その妥当性について評価して下さい。

妥当 概ね妥当 疑問がある

(上記の評価根拠等コメントを記入下さい)

8 プロジェクト実施フェーズでの評価（事後評価）

(1)アウトカムの評価

アウトカムの評価として、後続機へのコスト目標値の妥当性を評価して下さい。
その際、コスト目標値と開発前の設定値との間に差が生じている場合は、その要因を考慮して下さい。

妥当 概ね妥当 疑問がある

(上記の評価根拠等コメントを記入下さい)

(2)開発、飛行を通じて発生した事故、不具合の処置状況の妥当性について評価して下さい。

妥当 概ね妥当 疑問がある

(上記の評価根拠等コメントを記入下さい)

(3)H-IIA プログラムの目標として終了していない項目について、その取り組み状況の妥当性について評価して下さい。

妥当 概ね妥当 疑問がある

(上記の評価根拠等コメントを記入下さい)

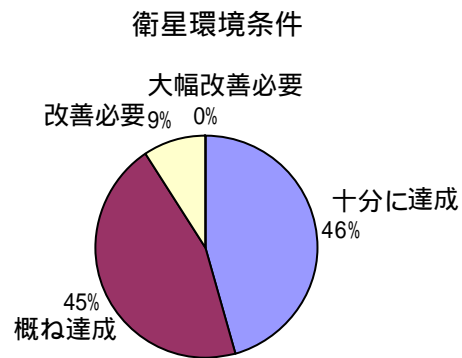
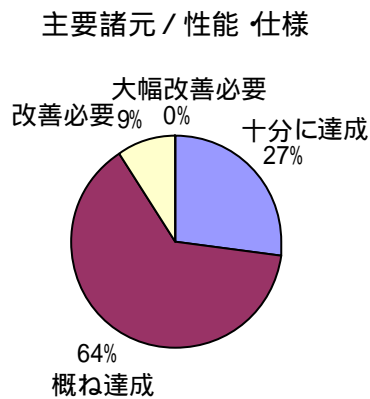
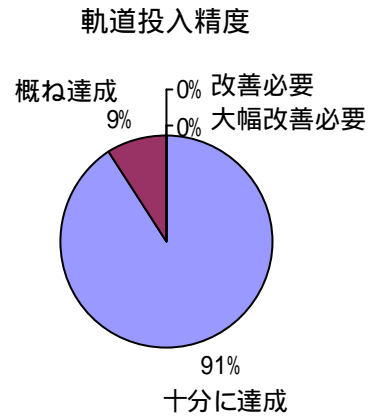
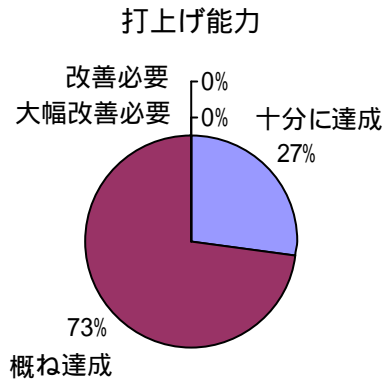
9 総合評価

その他、全般的な点についてコメントを記入下さい。

評価票の集計および意見

1.目標および優先度の設定

	十分に達成	概ね達成	ある程度達成 改善必要	達成不十分 大幅改善必要
(1) 打上げ能力	3	8	0	0
(2) 軌道投入精度	10	1	0	0
(3) 主要諸元 / 性能・仕様	3	7	1	0
(4) 衛星環境条件	5	5	1	0



評価根拠のコメント (コメントに含まれる質問事項については担当者から回答を得ている)

- (1) 打上げ精度
- 【十分に達成】
- ・数値的にO.K.
 - ・資料の範囲で解釈する限り、十分に達成していると判断する。
試験機1号機での第1段推進系LOX残量、および試験機1,2号機での燃焼時間の延長が、枯渇マージンに関して何に相当するかを吟味し、要求値を下回る確率が述べられるべきである。
- 【概ね達成】
- ・静止トランスファ軌道投入で、H-実績値4.0t H-A構想値3.7t 4.6t に対し H-A実測値3.7~3.8t 4.6~4.7t 報告されている。試験機1,2号機はLE-7A短ノズル型を採用しているが、現在、LE-7Aエンジン長ノズル型の採用による打上げ能力向上策が進められている。また、ファミリー化によるより大型衛星への対応が図られている。

- ・H - Aプロジェクトの計画当初に設定された打上げ能力は、完全には達成されていない。これはLE-7Aエンジンの起動・停止時の過渡的な横推力を避けるために短ノズルを用いたことによる性能の低下に依存しており、改善の余地がある。ただし、短ノズルを用いて再設定された打上げ能力は、試験機1,2号機で達成されている。
- ・静止トランスファ軌道へのペイロード投入量は試験機1号機で3.7～3.8 t、同2号機で4.6～4.7 tであり、H - 実測値(4 t)およびH - A構想値(1号機3.7 t、2号機4.6 t)と比較し、概ね達成されている。
- ・試験機に対する要求能力は達成しているが、当初のH - A構想能力(GTO 4 t)は変更されている。
- ・H - A試験機の打上げシーケンスにおけるイベント予測値をフライト結果と比較すると、その整合性は高いと判断できる。
また、これは、予測値が地上の試験結果に基づき定められていることから、地上での試験結果が実機での打上げ試験により確認・検証されていることを意味する。
なお、一部に見られる予測と実績の差については、今後の打上げ能力向上方針との整合性の視点から調査・解析が必要か否かの検討を行って、有意性について明確にされることを期待したい。
- ・静止衛星2トン級ではあるが、具体的数値はLE-7A(SRB-A)の性能から不十分。

(2) 軌道投入精度

【十分に達成】

- ・遠地点高度誤差、軌道傾斜角誤差とも1 値に入っている。これはH- 試験機2号機、3号機よりさらに優れている。
- ・H - A試験機1,2号機のGTO投入精度は1 以内で目標を達成しており、H- 試験機の結果より軌道投入精度は向上している。
- ・H - Aの1,2号機とも目標軌道に対する投入精度は高度、傾斜角ともに目標値を満足しており、また試験機の実績ではH- と比較して優れている。
- ・1 内に収まっている点は十分に評価できる。
- ・資料の範囲で解釈する限り、十分に達成していると判断する。
他のピークルが保証する投入精度仕様との比較、衛星側からの要求条件で整理確認されるべきである。

【概ね達成】

- ・n=2でサンプル数は少ないが、概ね達成していると判断できる。
遠地点高度誤差と軌道傾斜角誤差の 3 値を考慮していることから標準偏差に理解しているが)について、H- とH - Aで異なっていることから、意味と根拠を明確にされることを期待したい。

(3) 主要諸元 / 性能・仕様

【十分に達成】

- ・数値的にO.K.

【概ね達成】

- ・LE-5Bエンジンの燃焼圧変動が、LE-5Aエンジンに比較して約2倍になり、衛星搭載部の加速度振動レベルが約2倍以上になっているが、これは衛星搭載環境条件の規定値を満足するものであり、概ね目標を達成していると評価できる。また、再着火・再々着火技術の目標達成は意義がある。
LE-7Aエンジンの起動・停止時の過渡的な横推力を避けるため短ノズルを用いたことによる性能の低下が問題点である。完全再生冷却式の長ノズル化によって、改善する計画であるが、コスト高騰や信頼性の低下に繋がる可能性がある。
SRB-Aは、燃焼圧力積の低下や、スロートエロージョンの問題は見られるものの概ね目標は達成している。

- ・機体、第2段、SRBについて、実績値は当初の構想を満足している。
第1段については、当初の構想値に対し、下部ノズルスカーフ無しタイプの仕様が追加された。比推力は構想値に対して約11秒減となっているが、長ノズル型の採用により約13秒改善する計画を進めている。
ターボポンプについては、液水ターボポンプ回転数が当初計画より若干増加している。
- ・2機の試験機は正常に飛翔し、主要能力を実証した。しかし、細かに見れば、SRB-Aノズル局所エロージョン、LE-5Bの圧力変動などへの対処が残っている。SRB-A燃焼圧力積の低下は些細である。
- ・試験機1号機、2号機はそれぞれ諸元を変えているが、目標達成は概ね妥当である。
- ・概ね達成していると判断する。
LH2加圧制御の結果や、SRB-A分離部ブレースの圧縮ひずみに関する確認が推奨される。また、性能計算に用いる推力値の合理的な設定も確認が必要である。
LE-5B燃焼時の振動については、当該モードを励起してしまう他のメカニズムがないことの確認が必要である。

【ある程度達成、改善の必要あり】

- ・試験機による各サブシステムの飛行実証状況から判断すると、特記事項はエンジン推進性能等に関する4件である。件数と内容について、従来の経験から判断すると、心配ないレベルなのかすなわち潜在化している問題がないエビデンスについても明確にしておく必要がある。
また、大きな問題をより早く発見するために有効なレポートシステムとのあり方を考慮すると、特記事項の意義・意味を明確にする必要がある。少なくとも、単なるdeviationかさらに調査・解析が必要なincidentかを判断するシステムを整え、必要に応じて専門家による判断に基づき対応方法を明らかにしてクロージングする必要がある。
より早い段階での発見という評価の視点からは、単体レベルでの試験評価により検出できなかったということについては、開発初期における今後の評価体制について見直しも必要でないかと考えられる。

(4) 衛星環境条件

【十分に達成】

- ・衛星搭載環境条件の規定値は、諸外国の主要なロケットのものと比較して同程度であり、飛行試験の結果は規定値を十分に満足している。
- ・数値的にO.K.
- ・十分に達成していると判断する。
衛星環境条件を規定している点(場所)の確認ができないが、この点に問題がなければ、この判断を変える必要はない。

【概ね達成】

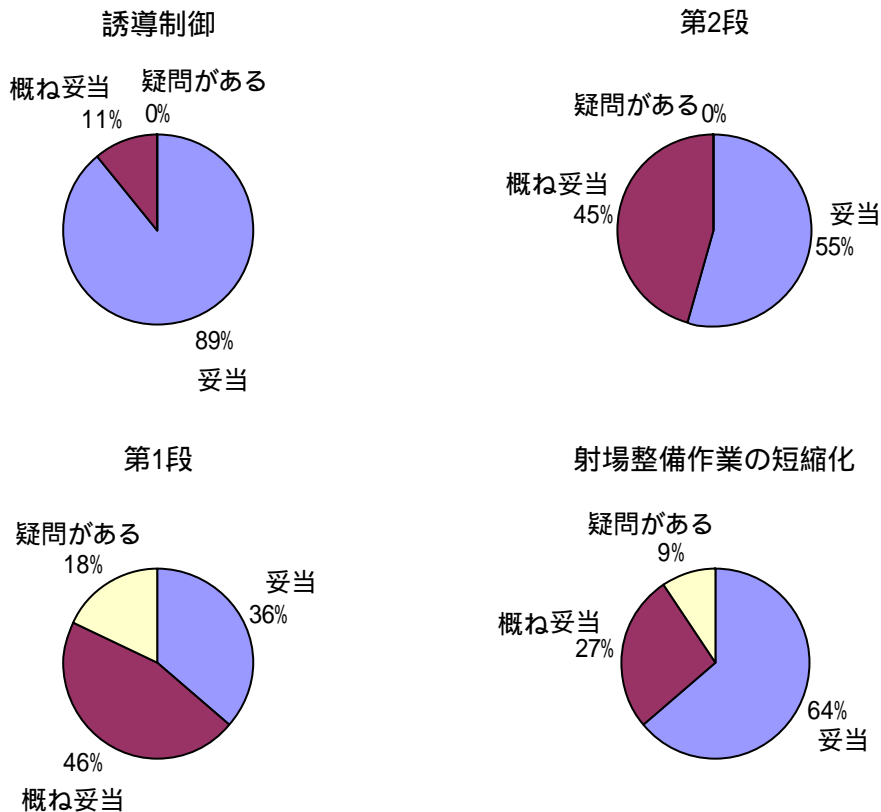
- ・他のロケットより厳しい規定値が設定されていて、規定値を満たしていることがフライト結果により確認されている。
- ・世界のロケットと比べても、低周波振動、音響環境は遜色ないと思われる。
- ・低周波振動、音響振動のレベルはともに規定値を満足しているものの、低周波振動レベルがH-の実績レベルを超えている。エンジンの全作動時間にわたりLE-5Bの燃焼圧振動に起因する機械的振動が生じているため、信頼性向上の観点から改善を図っている。
- ・LE-5Bの振動燃焼対策は技術的には困難ではないが、いつ完成するか。

【ある程度達成、改善の必要あり】

- ・オーバーオールで与える条件は優れているが、LE-5B振動に起因する荷重環境がどのようになるか明確でない。

2. 基本設計要求の妥当性およびシステムの選定

		妥当	概ね妥当	疑問がある
(1) 主要構成技術変更点	ア 誘導制御	8	1	0
	イ 第2段	6	5	0
	ウ 第1段	4	5	2
(2) 射場整備作業の短縮化		7	3	1



評価根拠のコメント (コメントに含まれる質問事項については担当者から回答を得ている)

<p>(1) 主要構成技術変更点</p> <p>ア 誘導制御</p> <p>【妥当】</p> <ul style="list-style-type: none"> 変更の狙い: 簡素化、運用性と信頼性の向上がはかられたと判断する。 コスト低減への効果: 整備性や自動診断機能により、大きく貢献していると判断する。 信頼性への効果: 自動診断機能の導入は、人的ミスを排除することで、信頼性向上に寄与している。 故障判定機能で、誤信号を取得してしまうことによる信頼性低下を防ぐ手段については、センサから判断機能まで完全冗長性が確保できているか確認されたい。 ハードウェアとソフトウェアの適合性はよいと思われる。 地道な改良で評価できる。 <p>【概ね妥当】</p> <ul style="list-style-type: none"> ノミナルケースからのdeviation についての状況を想定した試験を取り入れ、H- より幅広い評価を行っていることは評価できる。 さらに、リスク想定に基づきシナリオ作成のシステム化とリスクコミュニケーションのさらなる充実についても期待したい。
--

イ 第2段

【妥当】

- ・ 変更の狙い :再生冷却部を限定し、分離型タンクを採用する変更成功したと判断する。
コスト低減への効果 :部品点数削減と整備性向上による効果が得られたと判断する。
信頼性への効果 :簡素化がはかられたことにより、信頼性は向上したものと判断する。
- ・ LE-5Bエンジンの設計変更の効果は、緊急停止頻度減少にあらわれている (飛躍的に向上したわけではないが)、
試験機2号機の第2段エンジン再々着火成功は評価できる。
- ・ H- Aでは、分離型構造の推進剤タンクを採用し、製作・検査コストの削減を図ったことは妥当である。
LE-5Bに再々着火およびスロットリング能力を付与しことは、H- Aの運用範囲を拡大し、多様な要求に応えられることは妥当である。
LE-5Bのノズルスカート再生冷却部を短縮し、地上燃焼試験を容易にし、コスト削減を図ったことは妥当であるが、これによってインジェクター水素温度がかなり低下し、燃焼圧変動の一因になっているのではないか。
- ・ 様々な作動点でのじゅうたん爆撃的なテストは評価できる。
そのデータをうまく整理して後で効率的に利用できるようにしておくこと

【概ね妥当】

- ・ 機体系について分離型タンクの採用による低コスト化や運用性の向上を、推進系についてアンビカルやシステムの簡素化により低コスト化や整備性の向上を図った。
LE-5Bについては、エンジンサイクルの変更やシステムの簡素化等により低コスト化と運用性向上を図った。
低コスト化の目標は達成されているが、LE-5Bの燃焼中に燃焼圧振動が生じている。これに起因する振動レベルは許容範囲内であるが、H- Aの信頼性を確かなものにするため改善計画が進められている。噴射エレメント数削減等の変更のための技術的裏づけが不足していたと判断される。
- ・ LE-5Bエンジン開発試験では認定試験を超える領域での試験を実施し、エンジン作動等を確認していることは高く評価できる。さらに、領域設定に設計の情報をどのように活用したかを明らかにされると基礎データにより充実に結実するのではないかと考えられる。
分離型タンクの採用で加工性は向上している。一方、重量については増加になっている。これは、部分最適から全体最適 (あるいは、複数の目標を同時に達成するゴールプログラミング)を志向した結果であると思われる。さらに相反する問題を解決したプロセスを残しておくことにより、複数の目標を同時に達成する方法論を一般解として開発・継承できることにもなる。
- ・ LE-5Bの改善をコストインパクトを小さく行うことが課題。
- ・ 振動原因の分析が十分か。

ウ 第1段

【妥当】

- ・ 変更の狙い :溶接部と部品点数の削減に成功したと判断する。
コスト低減への効果 :簡素化で低減効果が得られたと判断する。
信頼性への効果 :同様に、簡素化による信頼性向上効果が得られたと判断できる。
SRB 加速度による影響で、NPSH が影響を受けているとの解釈が再確認されるべきである。長ノズルの場合の起動時の横推力の原因は、非対称はく離と思われるが、有効な対応策を策定する必要がある。SSBは、輸入品を採用し、コスト削減を図ったことは妥当である。
- ・ 広い範囲でのデータ取得は評価できる。
そのデータをうまく整理して後で効率的に利用できるようにしておくこと

【概ね妥当】

- ・構造 推進系の各部に簡素化が図られ、コスト削減と信頼性の向上を図ったことは妥当である。輸入品の採用は、適切に行われ、これによってコスト削減を図ったことは妥当である。LE-7Aエンジンサイクルの選定について、H- Aロケットの開発成果を引き継ぎ、開発時間と予算を節約することをH- Aロケット開発の基本方針に設定したことは理解できるが、H- Aロケットの開発目標や基本方針を勘案し、将来の発展を考えると、本来高性能を追求する二段燃焼サイクルのLE-7 エンジンを踏襲したことが、最善の策であったか疑問が残る。低コスト、高信頼性、ロバスト性を追求するのであれば、これを実現することが容易なエンジン形式を選択する道もあったのではないか。
LE-7Aでは、システムの簡素化と部品点数の削減が行い、溶接箇所を1/10に減らしてコスト削減と信頼性の向上を図ったことは妥当である。
LE-7Aでは、ノズルスカーター端部を輻射冷却とし、コスト削減と信頼性の向上を狙ったことは妥当であったが、ノズル形状の選定については十分な解析と確認試験がなされるべきであった。
SRB-Aでは、モーターをCFRPケースの一体型構造とし、製造の簡素化によって、コスト削減と信頼性の向上を図ったことは妥当である。電動TVCの採用については、コスト削減には寄与したと評価できるが、今後信頼性が定着するのを見守りたい。分離結合機構については、複雑になり、信頼性の向上が図れたか疑問が残る。
SSBは、輸入品を採用し、コスト削減を図ったことは妥当である。
- ・推進系改善の効果は十分に認められるが、その評価はなお打ち上げ機会の増加を待つて行うべきである。
LE-7Aエンジンの設計簡素化(部品点数の削減、艤装簡素化)製造整備性向上は妥当。緊急停止回数減少、外燃回数減少は信頼性向上の効果を示していると思われる。
SRB-Aの分離機構は作業性の向上をもたらし、コスト低減効果もあるが、信頼性効果を評価するにはなお打上機会の増加を待たねばならない。
- ・短ノズルとして性能を再設定したことは反省材料。
SRB-A分離結合装置をもっと安心できる設計にできなかったかが反省点。
- ・改良点は出尽くしたのか。推力低下の真因探求は。
- ・第1段といっても構成部が多く一概に言えない。妥当なところと疑問があるところがある。

【疑問がある】

- ・LE-7Aについては、艤装変更・システムの簡素化や溶接部の大幅削減により低コスト化、整備性向上、高信頼性化を図った。結果的として低コスト化目標を達成しているが、信頼性についてはH-8号の失敗原因究明や打上げ前段階評価において信頼性向上のための提言・助言がなされ、それに沿ってコンポーネントの改良等が図られている。
設計変更の効果として緊急停止回数等減少が示されているが、LE-7AはLE-7の技術蓄積をベースにしていることから、設計変更のみの効果とするには説明が必要と考える。
- ・溶接部の変更など加工性への設計配慮は高く評価できる。しかし、LE-7Aエンジンの推力低下の原因と対策については、さらなる広く深い分析を期待したい。この問題は、フライト時試験機1号機で発生し、2号機でも再発している。地上試験でも、エンジン単体と機体とエンジンを組み合わせた燃焼試験ではパイアスが存在している。
起動停止時の過大な推進力への対応としてエンジン(LE-7A)のノズルの短尺化を行ったが、エンジン性能低下が発生している。このため、長尺化で対応し、過大な推進力対応にはノズルスカーター形状の見直しで今後は対応していくとしている。解決方針の振れを見ると、対策検討時に幅広く技術的方策を検討し、さらにこれらのデメリットを含めた広く深い分析・テクニカルDRの活用が必要ではないだろうか。
SRB-Aの燃焼圧力積の低下ではFTA実施して原因究明しているのは、仮説検証型のよいアプローチであり幅広い活用を期待したい。

(2) 射場整備作業の短縮化

【妥当】

- ・ 変更の狙い : 一体型SRB-A, アンピリカル削減、自動点検機能の採用などにより 大幅な短縮化に成功したことは、評価できる。
コスト低減への効果 : 日程の短縮が、自動的にコスト削減につながっている。
信頼性への効果 : 短縮化と信頼性確保は相反するが、合理的な短縮化が実施されており、信頼性は損なわれていないと判断する。
- ・ 整備作業日数は目標値 (20日) に達しなかったが、H- と比べて大幅な短縮が図られた。ハードウェアの簡素化、点検の自動化、情報化等により整備作業の短縮、低コスト化、信頼性向上を図った。低コスト化については、H- と比べおよそ 2 / 3 にコスト低減が図られている。
情報化の成果を信頼性向上に生かすには、構築した情報システムの膨大なデータを適切に評価するシステムが必要となる。
- ・ Built-in-Test機能による自動点検は、信頼性向上、コスト低減の面から評価できる。
- ・ 短縮化そのものは達成している。ただし、それに伴う人数を定常運用でどこまで削減できるかが課題である。
- ・ 点検マニュアルの整備と徹底が必要。

【概ね妥当】

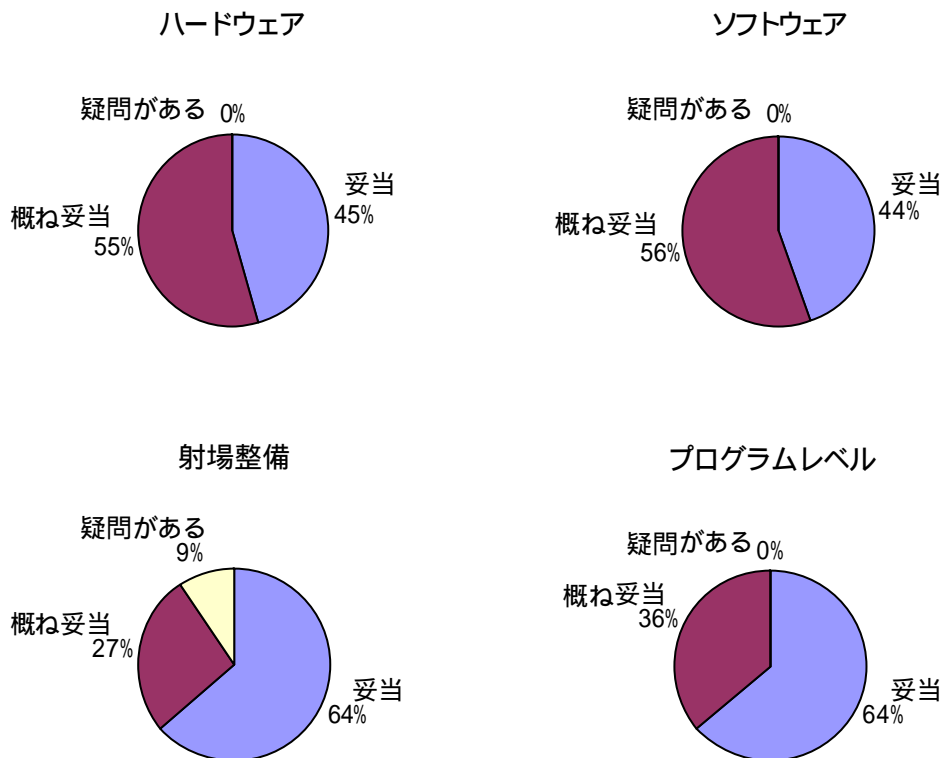
- ・ チーム作業の進め方についてSHELLモデルの考え方を取り入れて進めていることは評価できる。あわせて、TBM等ミーティングの活用のあり方についても、現場でのコミュニケーション重視という基本的事項であり、極めて重要でrich communicationなメディアであることを認識して継続していただきたい。
点検の自動化やクリティカルパスの考え方を取り入れた日程計画の採用、ITを活用した情報収集と伝達を工夫により、時間短縮とそれによるコスト低減を可能にしていることは評価できる。
さらに、これらの効果が実際のコスト低減にどのようにむすびついているかその効果を明らかにすることも期待したい。
- ・ 70日から43日への低減は評価できるが、その分無理がきて結局延期になったりすることはないか自己評価をして欲しい。

【疑問がある】

- ・ 射場整備作業日数は、単に日数だけの議論ではなく、投入されたマンパワーを考慮し、その全作業量で議論する必要がある。全作業量はコストと等価であり、また、信頼性の確保とも関連する。当初の目標設定では20日となっていたが、試験機 1号機の実績は43日であり投入されたマンパワーも多大であったことから、当初の目標を達成することは問題であるように思われることから、信頼性とコストを維持出来る適正な日数を再設定すべきである。

3. リスク管理

		妥当	概ね妥当	疑問がある
(1) 設計変更及びその開発	ア ハードウェア	5	6	0
	イ ソフトウェア	4	5	0
(2) 射場整備		7	3	1
(3) プログラムレベル		7	4	0



評価根拠のコメント (コメントに含まれる質問事項については担当者から回答を得ている)

(1) 設計変更及びその開発

ア ハードウェア

【概ね妥当】

- ・推進エンジンについてシステムやコンポーネントの簡素化が図られたケースでは、冗長箇所や技術的裏づけが伴った箇所については効果があった。技術的裏づけが不十分な場合、簡素化が性能の低下や不具合発生に繋がる例があった。結果論になるが、考えられるリスク要因の分析・抽出に関する当初のリスク管理については十分であったとは言えない。コンティンジェンシープランについては、開発資源を考慮した効率の良い対策をとる必要がある。FTPインデューサについて言えば、バックアップがその役目を確実に果たすよう継続して改良を進め、数ではなくより信頼性の優れたものを用意できるよう努める必要がある。
- ・製造における品質管理として清浄度の管理などに目を向けていることは評価できる。さらに、搬送工程も副次工程として重要である。工程の保証度ランクの考え方を導入したマネジメントも考慮の余地があるのではないだろうか。
H- A開発、飛行を通じて発生した事故、不具合の収束状況については、問題ないと思われるが、潜在化している問題を顕在化するマネジメントも重要である。これには、パラメータ(中間物理量)とそのdeviationの考え方・見える化に基づくFMEAとよいディスカッションとコミュニケーションを生み出すDRの効果的な活用が期待される。
- ・部品点数の削減と製造工程の改善が行われており、リスク管理は妥当である。短期的に解決は難しいが、ベローズの亀裂にみられるような、2次メーカ製品、少量生産品に関する信頼性の確立へ努力を継続すべきである。

- ・部品点数の低減、構造様式の簡略化、システムの簡素化によって、製造・整備性の改善が図られたことは、リスク管理上概ね妥当である。
- ・リスク管理書によるリスク識別、分析、対処の実施およびFMEAの実施は妥当と思われる。
- ・試験機以降、運用段階での製造・検査は企業の仕事。

イ ソフトウェア

【概ね妥当】

- ・言語の変更と、故障自動判定機能の追加に成功し、リスク低減の管理がなされたと判断する。
プログラムレート再設定を、場合によっては避けられるようなリスク管理の検討が望ましい。また、故障判定機能については、センサから判断機能まで完全冗長性が確保できているか点検されることが望ましい。
- ・C言語を採用することにより、ソフトウェアの視認性を改良したことは評価できる。さらに、B M (ベンチマーキング)を行って、ソフトウェア開発における視認性の改良についての取り組みが期待される。
故障判定機能の追加なども評価できる。
C言語以外のソフトウェア開発過程における見える化の工夫についても明らかにしていただき、今後ますます重要になると考えられるソフトウェア開発管理に活用できるようにしていただくこと有り難い。
- ・ソフトウェアのFault Tolerance (ロジックやコーディング時に誤りを作りこまない)をどのようにしているか知りたい。
ソフトウェアは冗長化できない(別のメーカーに作らせる以外は)ので、今後十分な検討が必要。
- ・リスク管理書によるリスク識別、分析、対処の実施およびFMEAの実施は妥当と思われる。

(2) 射場整備

【妥当】

- ・射場でのマンマシンインターフェースを改善したこと、予め作業シミュレーションを実施したことは、信頼性の向上に貢献し、リスク低減になったことは妥当である。
- ・マンマシンインタフェース改善努力は評価できる。
射場整備期間はH- の70日から43日に短縮可能となったことは評価できる。
- ・手順書の充実化、フルプルーフ機能の追加などにより、短縮化をはかりつつ信頼性を維持するリスク管理がなされていると評価する。

【概ね妥当】

- ・フルプルーフ機能の追加、作業手順書の充実、工場での作業シミュレーション及び実施体制の強化等によりリスク低減策がとられている。
またリスクに対するコンティンジェンシープラン計画も作成されている。
- ・打ち上げ前検査での手順前後等のミスがあり、マニュアルの整備・徹底がなお必要。

【疑問がある】

- ・H- に比較すると射場整備作業日数は短縮されているが、構想値と比較すると実績値は2倍以上の43日を要している。試験機固有の試験日数(極低温点検等の実施)を含むとのことであるが、これでも10日ほどの差異がある。差異の分析を行っておく必要があるのではないだろうか。
- ・マニュアル化と職人芸の中間段階であるから今後どのような最適体制・方法にしていくのか。

(3) プログラムレベル

【妥当】

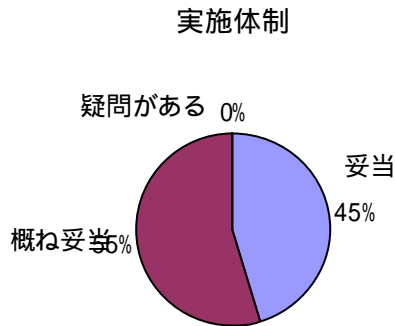
- ・不具合対策において、その有効性を保証し信頼性の確保を図るために十分な試験回数で実証すること、製品のバラツキを考慮した供試体数を増加することは妥当といえる。今後求められるのは、正しく設計された要素について、その信頼性余裕を見極めるための試験を行い技術データを蓄積することと考える。
- ・LE-7A、LE-5B エンジン、SRB-A供試体数を追加し、各種の試験回数を増加したことは信頼性の向上に貢献し、リスク低減になったことは妥当である。
- ・認定試験範囲や試験回数の設定が、効率的であったかは別の議論であるが、エンジンの追加や試験回数の追加と、試験範囲を拡大して設計余裕を確認できたことが、信頼性を向上させたと判断する。

【概ね妥当】

- ・溶接箇所の削減、部品点数の削減、製造への配慮をしたタンクの分離型構造への変更など評価できる。一方で重量増加のデメリットも見られる変更もある。できれば、重量増加無しに改良できればさらによいと考えられる。この方向での解決を進めていく技術課題については、少なくとも明確にさせていただくことを期待したい。
- ・妥当である。しかし、追加試験数、開発供試体数の増加は、十分に考慮されたコンティンジェンシー計画に準拠しているかどうか不明。
- ・エンジンの追加試験は効率的に数多くのデータを取り、その中から解析して意味のある情報、トレンドなどを引き出し、それを今後有効利用できるインフラを作ることが大事。データが大量に蓄積されるだけではだめ。
- ・信頼性解析、評価手法を再検討する。

4.実施体制

	妥当	概ね妥当	疑問がある
役割分担等、実施体制の明確さ	5	6	0



評価根拠のコメント (コメントに含まれる質問事項については担当者から回答を得ている)

4 実施体制

【妥当】

- ・開発・運用段階を通じて、企業との役割分担は明確であり、技術・信頼性・安全面での開発管理体制は適切に機能したと判断する。
H- 8号機以降の、開発体制の強化も有効に機能したものと評価する。

- ・NASDAの開発体制およびNASDAとメーカーの役割分担は妥当であるが、関係機関や企業の頂点に立って、NASDAがH- Aプロジェクトを管理する際に、特にメーカー間のインターフェースの技術情報管理の状態が配付資料からは読み取れなかった。

【概ね妥当】

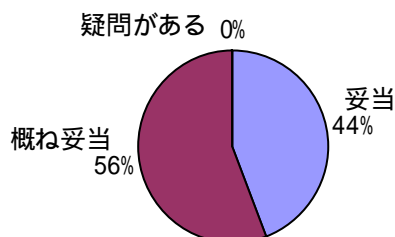
- ・H- Aプロジェクトチームは、日本の宇宙開発プログラムにおける輸送系の重要性を認識して、打上成功に努力した。
プログラムマネージャー(輸送本部長)とH- Aプロジェクトマネージャーとの間の役割分担および合意は十分であると思われる。技術研究本部の協力、支援も妥当。
民間との役割分担は概ねうまくいっているが、責任分担まで明文化されているかどうか不明。
- ・理事長の下で、プロジェクトマネージャーに指揮命令系統を集中したプロジェクト体制を整えた。
H- 8号機失敗等を受け、開発成功に万全を期すために、H- A評価チーム(及び特別評価委員会)を設置し評価体制等を強化するとともに、関連機関との連携体制を強化している。
しかし、試験機1、2号機の開発途中も不具合等が明らかになっていることから、不具合の可能性のある兆候の評価や下請けを含むメーカー及び関係機関との情報共有について、一層の改善余地があると考ええる。
- ・NASDAとしては万全の体制を取ったことが伺える。しかし、実際に製造を担当する企業が殆ど表に出てこない体制は見直す必要がある。評価などにあたって現場の生の声を聞き、最終のまとめたものだけでなく評価委員のフィーリングをも含めて現場に持ちかえってもらうことは意義があると考ええる。
- ・プロジェクトマネージャーに指揮命令系統を集中、H- A開発方針を開発担当者へ周知した進め方は評価できる。
さらに、企業の活動に対するNASDAのコミットメントのあり方を明確にしてシステム化・標準化していく必要がある。これには、開発時に発生した問題について、発生から解決に至る事例ボーリングが有効であると思われる。
- ・責任の所在を明確にしておくことが必要。
H- Aについてはメーカーをプライム制にし、責任を負わせることはできないか。

・H- 開発よりもall Japan体制が弱まったが、ロケット開発はまだ難しいことが多い。前から言われていることであるが、定常時の体制、役割分担をどうするか。

5. 資源配分

	妥当	概ね妥当	疑問がある
資源配分、技術的な条件設定	4	5	0

資源配分



評価根拠のコメント（コメントに含まれる質問事項については担当者から回答を得ている）

5 資源配分

【妥当】

- ・目標経費をやや上回ったものの、経費は適正であると判断する。
H- からの変更は多数におよんだが、投入経費は突出することなく適切に運用されたものと評価する。
- ・H- A開発費をH- 開発費の半分以下に計画したことは妥当。
計画値より実績で200億円ほど増加したことは、信頼性向上およびLE-7A開発強化によるものでいたし方ないと思われる。
H- Aプロジェクトチームへの人員投入が十分であるかどうかは不明。
- ・1150億 > 960億はオーバーランではないとの判断でよいか。

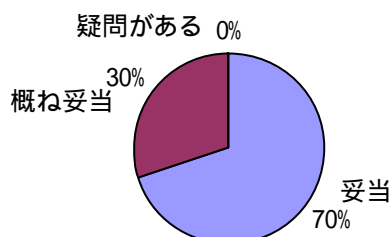
【概ね妥当】

- ・当初計画に対して開発費約20%の増であるが、この内には、エンジンコンポーネント等の改良のため以外に、課題のあるエンジンを余裕を持って運転するための多数回の幅広い条件での試験も含まれている。正しい設計に基づくエンジンやコンポーネント等に関して技術データを蓄積することが重要といえる。
- ・開発コストは計画に対して増加しているが、その増加比率は先端技術の開発であることを考慮すれば許容範囲であるといえる。
開発時の試験においては、設計に役立つ情報を提供する評価が重要であり、このような考え方を重視した資源配分もあり得るのではないかと。組立レベルから単体での評価に移行すれば、単体レベルでの余裕が把握でき、評価結果の活用の幅が広がる。したがって、(FTPの実液による単体試験は10? 20秒しか行えないなどの例があるので)このような考え方を取り入れた試験設備の形成についても考慮の対象としておく必要があるのではないだろうか。
- ・仕方のないことではあるが、近中未来への嘱望・意欲が減衰した（一方、全体を見直し、再生するチャンスであるが）。

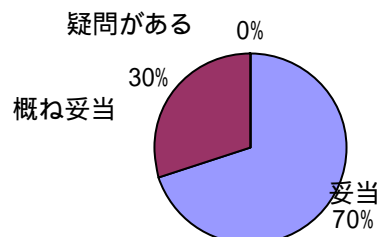
6. 中間評価

	妥当	概ね妥当	疑問がある
(1) H- ロケット8号機打上げ失敗の原因究明及び今後の対策	7	3	0
(2) H- Aロケットの打上げ前段階における技術評価	7	3	0

失敗原因の探求及び対応



打上げ前段階の技術評価



評価根拠のコメント (コメントに含まれる質問事項については担当者から回答を得ている)

6 中間評価

(1) H- ロケット8号機打上げ失敗の原因究明及び今後の対策

【妥当】

- 液体水素ポンプインデューサーに関する不具合について、その現象が解明されたこと、製作に関する設計基準や品質管理・検査の基準の見直されたこと、開発試験および領収試験による信頼性の確認が充実したことは妥当である。
また、飛行状態をより適切に把握し、以後の信頼性の向上に反映させる処置も概ね妥当である。今後は、開発終了後も引き続き、より信頼性や性能向上を目指した改良とその認定試験を実施し、実用機に反映する体制を維持すべきである。
- 上記事項の全てに対し対応が図られている。液水ターボポンプのインデューサーについては、試験機1号機では幅広い条件の試験により余裕ある運転条件を明らかにし、それと平行して短期間に改良設計を行い同2号機で実用化した。テレメトリデータの充実やH- Aロケット開発を確実にを行うための要望について全て対応が図られた。また、将来のロケット開発に向けての課題についても、H- Aプロジェクトの一層の信頼性向上に資するものについては、宇宙3機関連携プロジェクトにより研究開発が進められている。
- 要望事項は
 - (1) LE-7Aエンジンの試験によるキャビテーション等の確認、
 - (2) 加工痕等に関する設計基準の確認、
 - (3) 品質管理基準の向上、
 - (4) テレメトリデータ取得の充実
 であり、さらに確実な打上を行うために、
 - (1) H- Aロケットの総点検、
 - (2) 開発試験および領収試験の充実、
 - (3) エンジンへの異物混入防止対策の向上、
 - (4) 情報技術の積極的導入・活用、
 が要望された。これらについて、外部の専門家等の協力を得て妥当に対処していると評価できる。
- 提言された、各項目について、適切に対処がなされていると判断する。
長期的な対応が必要な項目については、継続して努力を求めたい。
今試験2号機では、固体ブースタによるテレメトリ回線のレベル低下があったと聞いている。
適切な解析と実験による対応が必要である。
- 十分に対応が見られ評価できる。

【概ね妥当】

- ・システムの簡素化を図っている、またH- ロケット8号機打上げ失敗に対する提言への技術的対応はしっかり行われていると評価できる。
さらに、水平展開した活用を展開したい。具体的には、燃焼試験等と領収試験における供試品への考え方とその実際、図面指示のあり方、評価項目と評価条件設定の仕組みの見直しの可否にまで踏み込んだ対応が、潜在化している問題を未然防止するという創造的活動には重要であると考えられる。

(2) H- Aロケットの打上げ前段階における技術評価

【妥当】

・(1) ロケットシステム全般

地上作業は順調に行われたことを評価する。

コスト削減と信頼性の維持については、打ち上げ準備作業のマンパワー削減が課題であるが、この際、信頼性にインパクトがないように要員と作業の要不要を大胆、詳細に検討して実行に移すことが重要である。

定量的な信頼性の評価法をできる部分から導入することを求めたい。

(2) 誘導制御系

長期的な対応が必要な項目を除き、対応状況は適切で妥当あったと判断できる。

(3) 機体構造系

SRB-A分離結合機構の挙動については、1,2号機の機体計測により予測通りの挙動を確認できた、分離時の機体擾乱は問題なく推移したことを評価する。今後テレメトリデータの取得を行うことは評価できる。

飛翔結果によりSRB-A分離結合機構の設計の妥当性が示されたことを評価できるが、長期的にはよりロバストなシステムを採用するよう検討を行うことが重要である。

(4) エンジン推進系

エンジン推進系については、中期的観点からの助言を除く全項目について対応がとられている。

LE-7A液水ターボポンプの軸振動については、試験機2号機で改良型インデューサが搭載され良好な結果を得ていることは評価できる。

LE-7A液酸ターボポンプの巡回キャビテーションや軸振動対策、LE-7Aノズル横推力軽減や推力向上のための長ノズル及び試験機1,2号機の飛行で新たな課題となったLE-5B燃焼圧振動対策については、現在改良計画が進められている。これらの改良結果の妥当性確認後、適切な号機から実機への適用が計画されていることは妥当である。

改良結果を早期に実機に反映するためには不具合の兆候に対し十分な原因究明を行い、安易な評価により不具合のヒントが埋もれてしまうことがないように、当初の方針通り常に情報の共有を図っていただきたい。継続的に性能及び信頼性向上のための改良等を進める計画を評価する。

- ・推進系については、中期的観点からの助言を除く全項目について対応がとられている。液水ターボポンプのインデューサについては2号機で対策がとられ良好な結果が得られた。液酸ターボポンプインデューサ、LE-7AノズルスカートおよびLE-5B燃焼圧振動については、改良が進められている。

開発スケジュールでは、これらの改良を反映できる号機は、既に完成して打上げげが決定している号機以降になる。改良の結果を早期に実機に反映するためには、不具合の兆候に対し十分な原因究明を行い、改良のヒントを早期に得ることが必要である。

- ・多数の助言についての対応はほぼ妥当に行われている。

バルブ・コンタミ問題等、品質管理体制にいくつか問題もあったが、妥当に対処したと思われる。

- ・長期的な対応が必要な項目を除き、対応状況は適切で妥当あったと判断できる。

プログラムレート再設定、2次メーカー製品/少量生産品に関する信頼性の確保SRB-A分離部ひずみなどについては、再吟味されることが望ましい。

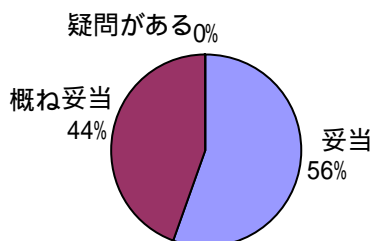
【既ね妥当】

- ・コストと信頼性への両立への取り組みも評価できる。この妥当性は、限界に対し適切な余裕を確保する信頼性設計にある。
信頼性の評価方式について、FMEAの導入が行われていることは評価できる。これを、有効に活用するにはインタフェースを明示した機能ブロック図、作動状態におけるストレスの明示などが重要であり、これが中間物理量を明確にした試験評価に結びつくことになる。
電動アクチュエータ等新規点に関して専門家から助言がされている。この助言への対応では、新規点についてのマネジメントの進め方も重要であり、航空機等の実績をどのように考慮して採用に至ったのかプロセスを管理する視点からの説明とその実践も重要ではないだろうか。

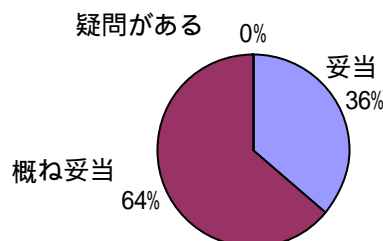
7. 事後評価

	妥当	概ね妥当	疑問がある
(1) アウトカムの評価	5	4	0
(2) 事故・不具合の処置状況	4	7	0
(3) H- Aプログラムでの未終了項目の取り組み状況	3	6	1

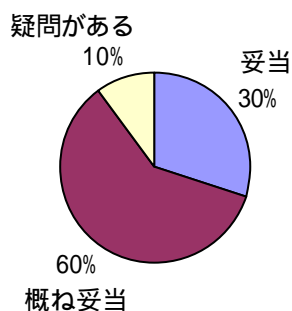
アウトカムの評価



不具合の対処状況



未終了項目の取り組み状況



評価根拠のコメント (コメントに含まれる質問事項については担当者から回答を得ている)

7 事後評価

(1) アウトカムの評価

【妥当】

- ・打ち上げ費用の設定は十分に低減化されているものと判断する。むしろ経費制約による信頼性低下に陥らないよう、必要があれば経費を投じて、信頼性向上を進めるべきである。
- ・H- 実績 190億円、H- A構想値 85億円以下、H- A実測値 96億円 (試験機固有の増分を含む) から判断して妥当と言える。(今後見込まれている開発費用を大幅に越えない範囲で開発が完了するという条件で)
- ・後続機のコスト目標値が試験機と同等であると推定されるが、さらに国際競争力を持って商業化に向かえるようなコスト目標値を明確にするのが望ましい。

【概ね妥当】

- ・初期の信頼性を確立する観点から、試験機 1, 2号機ではその製作や検査、試験、射場整備作業には、十分なマンパワーと日数が投入されている。今後、信頼性を維持して、マンパワーと日数を何処まで削減して、当初の目標を達成できるか多少疑問であるが、目標に近いことは評価できる。

- ・コストと価格の相違を認識することが重要である。
コスト目標は、各種のコストテーブルの情報が必要となる。この基礎データの有無が調達コストに大きく影響し、製造に関するノウハウが適切なコスト目標設定には重要である。コスト目標の適切な設定は製造に関するノウハウがかなり必要であり、難しい課題である。
一方、価格は市場で決まる。したがって、直接コントロールすることはできない。価格とコストの差が利益となる考え方が、競争市場で利益を得るには重要となる。

・LH2ターボポンプ改良 / 設備改善で概ね妥当。

(2) 事故・不具合の処置状況

【妥当】

- ・報告されている項目に対する対処はいずれも適正に対応されていると判断する。
しかし、飛行結果には潜在的な不具合要因がみえている場合もあるため、細大漏らさず検討を行うよう求めたい。

【概ね妥当】

- ・結果的には不具合に対して対応がなされているが、不具合の可能性を示す兆候に対してではなく、不具合が確定的となった後に具体的に対策がスタートする例が多い。その結果が対応の遅れに繋がるため、マンパワーを考慮し、関連機関の協力を得て原因の究明等を行うとともに、兆候に関して適切な評価を行って早期対応が図られるようにする必要がある。
- ・事故、不具合の解析および処置は概ね実施され、地上試験および試験機 1, 2号機による飛行によって概ねその処置の妥当性が確認されているが、一部の不具合に対する処置は 3号機以降で実施される予定である。
ただし、処置の妥当性の判断は、地上試験や飛行による不具合の再発がないことによるものが多く、不具合に至る余裕の定量化が、信頼性の定量化とともに課題として残る。
また、不具合箇所に対する局所的な処置に終始することなく時にはサブシステムや全システムからの見直しも信頼性改善の観点から必要である。
- ・発生した事故、不具合については多くの場合処置済みになっていることは評価できる。
FMEA、FTA、DRなどの手法が処置についてどのように有効であったか、フォローアップも含めた処置の評価が期待される。
さらに、評価の進捗状況と比較して不具合の発生状況をみて、収束の様子を判断していくプロジェクトマネジメントの必要がある。

(3) H- Aプログラムでの未終了項目の取り組み状況

【妥当】

- ・信頼性の更なる向上に関して、技術評価部会専門家会合により中期的な観点からの助言がなされているが、これについて宇宙 3機間連携による研究開発プロジェクトを中心に対応が進められている。
打上げ能力については、推進エンジンの能力向上策及びファミリー化オプションにより対応がなされる。
大幅な打上げコストの低減化については、今後の実績により確認することになるが、その実現には高い信頼性が保証されることが条件となる。
- ・長ノズル化や、推力の飛行結果と地上試験との間の差の検討など、優先すべき課題を明確にし、検討を進めることを優先すべきである。
能力向上型機の開発は急ぐことなく信頼性を維持しながら進められるべきである。

【概ね妥当】

- ・ 1. 打上能力については、LE-7Aエンジンの長ノズル化が予定されており、妥当な対応策である。
- ・ 2. 射場整備作業日数は、当初の目標設定では20日となっていたが、試験機1号機の実績で43日であり、目標の達成は疑問である。日数×マンパワー＝コストの関係にあり投入されたマンパワーを考慮し、更にコストを見積もる必要がある。単に日数だけの議論ではない。当初の目標の設定に問題があったように思われることから、信頼性を維持出来る適正な日数を再設定すべきである。
- ・ 3. 実機コストについては、当初の目標は85億円であり、試験機1号機の実績で96億円であるが、試験機で処置された信頼性維持のための追加の経費が実用段階で何処まで軽減できるかによる。
- ・ 後続機が実用化されるために、さらに信頼性とロバスト性を向上することが重要。
- ・ 以下を重点的に取り組むことを望む。
 - ・ 商用移行にあたってのコスト分岐点 / プライス政策
 - ・ 衛星への環境条件の詳細提示
 - ・ ビジーバック衛星定常搭載へのロケット機体設計及び体制
- ・ LE-7Aの改良の目処は (真に改良か)。

【疑問がある】

- ・ エンジン (LE-7A) のノズルの短尺化によるエンジン性能低下を長尺化で向上させることは、起動停止時の過大な推進力への対応であったが、これをノズルスカーフ形状の見直しで今後は対応している。したがって対策検討時に幅広くデメリットを含めて深く検討することが必要ではないだろうか。解決方針と不足技術 (開発すべき技術) の関係を整理して、どの技術方式で解決するのか方式選定をしっかりと行う必要が感じられる。
- ・ SRB-Aの燃焼圧力積の低下ではFTAを実施して原因究明し、次号機からの対策適用を進めている。故障解析におけるFTAの活用は、消去法で要因からさらに原因究明を進めていくために必須であり、さらなる今後の活用を期待したい。

8. 総合評価

A委員

H- A 開発は、H- 8号機の失敗を経ながらも、試験 1、2号機の打ち上げに成功し、大幅なコストダウンと、信頼性維持に成功したと判断する。

しかし、この相反する要素を共存できたかどうかの真価が問われるのは、これからであり関係者の継続的な努力を期待するものである。

B委員

リスク管理の考え方、開発方針の明示と開発責任のプロジェクトマネージャーへの一元化などプロジェクト管理については、従来の経験を踏まえて的確に対応していると評価できる。

一方、大型のプロジェクトにおいては期間が長期にわたることから、プロジェクトの環境変化が生じることが当然ながら予想される。したがって、各種のロードマップを明確にして年々ローリングしていくことが事業化を想定した重要になってくる。

開発において仕様や設計変更が生じることを前提として、変更が生じても評価結果の情報が活用できるように、また変更への対応をどのようにするのか新規点・変更点管理の仕組みをシステム化することが必要ではないだろうか。変更を許容し、かつ変更に柔軟に対応できる開発の仕組みと運用のあり方についても整理・整頓していただき今後のプロジェクト管理に活用できるようにしていただくと有り難い。

故障モード等の考え方による「故障発現様態」の発見についてはブレインストーミングを活用するなど工夫していることは評価できる。さらに、「作動時の状態を「見える化」する資料・帳票を活用したコミュニケーションのさらなる改善を期待したい。

また、信頼性とコストは相反するとの考え方が資料の随所に見られるが、余裕という考え方を取り入れれば、信頼性設計は限界に対して適切に余裕を確保する技術である。さらに、コストに品質コストを含めた考慮すれば、信頼性とコストは相反するのではなく両立するものであると考えることがマネジメント及び意思決定では重要である。

C委員

試験機 1号機、2号機ともに飛行実証及び衛星軌道投入を行い目的を達成した。H- 8号機打ち上げ失敗の原因究明等を受けて打ち上げ計画は当初計画から一部変更されているが、高信頼性をベースにプロジェクトを進めるために、試験機 1、2号機で新たに明らかとなった課題を含め重要課題についての早期の対応を図るとともに、今後も継続的に性能及び信頼性向上を図るための改良等を進めることは評価できる。更なる信頼性向上を実現する観点から下記をコメントする。

(1) 試験データの管理

「単体試験」と機体と組み合わせた燃焼試験(含む飛行)」の推力バイアスの存在が報告されたが、コンポーネントレベルでも同一のコンポーネントが異なる試験設備・コンフィグレーション、または異なるスタッフで試験される場合がある。更なる信頼性向上の観点から、計測点、計測方法の評価及び精度管理等についての一元的管理をさらに徹底することをお願いしたい。

(2) 開発スケジュール

H- ロケットの研究開発計画妥当性の評価において、開発期間が比較的短く、実力と計画が不一致という指摘がなされた(資料、平成10年6月)。H- AロケットはH- ロケットの技術、信頼性をベースに開発が進められたが、改良点が多岐にわたった割には開発スケジュールはタイトであったといえる。今後進められる信頼性向上のための改良等の成果を適切に実機に反映できるスケジュールでプロジェクトを進めていただきたい。

D委員

1. H- からH- Aへの大きな目標の一つは、コスト低減であったが、それが何を目的としたものか明確に示されていなかった。ビジネスを目指したものか、あるいは国の予算を節約するためのものか。 2. コスト低減と信頼性向上と性能の維持の関係をどのように処理するのが、開発基本方針で具体化されていなかった。コスト低減が前面に出過ぎていた感がある。 3. H- ロケットの開発成果を引き継いで、開発時間と予算を節約することをH- Aロケット開発の基本方針に設定したことは理解できるが、H- Aロケットの開発目標や基本方針を勘案すると、本来高性能を追求する二段燃焼サイクルのLE-7 エンジンで踏襲したことが、最善の策であったか疑問が残る。低コスト、高信頼性、ロバスト性を追求するのであれば、これを実現することが容易なエンジン形式を選択する道もあったのではないかと。 4. 宇宙輸送系に限らず、国の基本的なインフラを構築する場合には、国の基本的な戦略が必要である。「21世紀に向けての多様な需要に応えられる輸送手段」を構築することを目指すのが戦略であったとするならば、インフラの構築には漠然とした戦略であり、もう少し絞った輸送系の戦略が示されていれば、開発の方向性が明確になっていたのではないかと。

E委員

2機の試験機がパーフェクトな飛行を行い、静止トランスファー軌道への飛行と機能性能のデータ取得を行った。その結果として後続機に対するいくつかの宿題を明らかにしたことも含め、試験機プロジェクトは成功した。ここで出てきた宿題、課題はH- Aプロジェクト全体を成功に導くためのものであり、試験機プロジェクト自体はその使命を全うしたと評価できる。

しかしながら H- Aプロジェクト全体への評価を現時点で可能な範囲で行うとすれば、いくつかの反省点が見えてくる。

【プロジェクトの位置付け】 H- Aは平成8年以来、国際宇宙ステーションへの補給、人工衛星の打ち上げなどの輸送需要に柔軟に対応でき、大幅な宇宙輸送コストの低減が可能」として、各年の宇宙開発計画に打ち上げ計画が述べられている。打ち上げ年度についてはほぼ毎年改定され、また、今回の評価対象である試験機も追加された。この間、宇宙ステーションの状況や宇宙輸送への需要は大きく変貌しているが、H- Aの意義付けは変わっていない。打ち上げ計画の変更変更によって意義への影響がどのようになるか解析する必要がある。

【資源配分】 評価の項目として重要である。しかし、プロジェクトを実行する上でのNASDA資源配分について検討するよりも(これに関するデータも殆どありません)、更に大きく資源をみる必要があると感じる。すなわち、H- の事故再発防止に向けた提案で指摘されたように、計画着手前の研究や経験の蓄積が十分であるか。あるいは開発に予想されるコストに対してアウトカムはどれだけか。更には、着手前の研究ならびに開発段階での投資の量がアウトカムに対してどれだけの跳ね返りをもたらすか。これらはユニークソリューションを持たない課題であろうが、国の資産を使う上ではこのような意識の上に立って資源配分を決める必要がある。

F委員

試験機1号機、2号機については、H- からの改善は概ね妥当に行われている。今後さらにロバスト性を向上させ、着実な打上げできるように努力すべきである。(試験機1号機、2号機までは緊張しているので成功率は高いが、慣れてくる3号機以降が問題である。そこでの成功が重要である。)

宇宙開発に関するプロジェクトの評価指針
(報告)

平成 13 年 7 月 18 日

宇宙開発委員会 評価指針特別部会

はじめに

平成12年の末に宇宙開発委員会が策定した「我が国の宇宙開発の中長期戦略」において、「宇宙開発活動のマネージメント」が取り上げられ、多くの資源投入を要する宇宙開発活動の評価の必要性が説かれた。その狙いは、開発着手前の企画立案活動を精査して、適切に資源を配分し、着手後のリスクを最小限に抑えるとともに、開発終了後にはその成果を得失両面から評価して、以降の開発活動につなげることにある。

他方、中央省庁再編前の科学技術会議は平成9年に「国の研究開発全般に共通する評価の実施方法の在り方についての大綱的指針」を策定したが、これは表題にもある通り一般的評価指針であることから、宇宙開発委員会は評価指針特別部会を設け、宇宙開発に特化した評価を宇宙開発委員会が行う際の指針をまとめることとなった。

宇宙プロジェクトの開発は単独で5年を越えるものが多く、その成果が連綿として継続・発展をもたらすためには、大規模な開発の流れ（プログラム）に適正に位置付けられ、最大の効果を発揮せねばならない。こうした体系化された企画立案が従来の宇宙開発では十分でなかったことが上記の「中長期戦略」に指摘されており、今後は十分に内容を質して、国民も納得できるプロジェクトであることを確認する必要がある。

こうした意図を含んでまとめた本指針は宇宙開発プロジェクト全般を対象としているが、ロケット、人工衛星、宇宙ステーションなど、各々異なる特質を持っていること、またそのミッションには長期的視野に立って人類の新しい知見を得る活動を含むものもあることから、今後の適用に当たっては本指針を踏まえて事前に評価実施要領を定めることとしている。また、本指針は金科玉条というより、広く活用されてこそその目的を果たすのであるから、必要に応じて見直しも行い、開発実施機関にも受容される評価指針としていきたい。

- 目 次 -

1 .本評価指針の位置付け	1
2 .評価指針の対象	1
3 .評価の基本的考え方	2
4 .評価システムの階層	2
5 .評価実施のための原則	3
(1) 評価システム	3
(2) プロジェクトの企画立案フェーズの評価（事前評価）	4
(3) プロジェクト実施フェーズでの評価（中間評価）	7
(4) プロジェクトの実施フェーズ終了時での評価（事後評価） ..	8
6 .留意事項	9
(1) 宇宙開発プロジェクトに対する要求条件の明確化	9
(2) 評価作業の過重な負担への注意	10
(3) 評価活動に対する予算措置	10
(4) 評価の公表とデータベース化	10
(5) 宇宙開発事業団における内部評価	10
(6) 知的所有権の保護等に対する配慮	10
(7) 本指針の見直し	10
(参考1) 宇宙開発に関するプロジェクトの評価指針の検討について	13
(参考2) 宇宙開発委員会評価指針特別部会 開催経緯	15
(参考3) 関係者ヒアリング等への協力者	17

宇宙開発委員会は、平成12年12月にまとめた「我が国の宇宙開発の中長期戦略」を受け、宇宙開発プロジェクトのマネジメントを適切に実施するための評価システムについて検討を行うべく、評価指針特別部会を設置した。

本部会においては、これまでの部会における議論を踏まえて、宇宙開発プロジェクトに関する評価の基本的な考え方を指針としてとりまとめた。本指針を踏まえた評価の実施により、宇宙開発が効率的かつ効果的に実施されることを期待している。

1. 本評価指針の位置付け

宇宙開発委員会は、宇宙開発事業団の実施する大規模な宇宙開発プロジェクトに関して、文部科学大臣がその進行管理（フェーズアップの可否を含んだプロジェクトの方向性に関する政策決定）を判断する際に助言を行うための評価システムを確立する。

本評価指針は、主務大臣が定める「宇宙開発に関する基本計画」に基づいて宇宙開発事業団が実施する大規模な宇宙開発プロジェクトに関し、平成9年に策定された「国の研究開発全般に共通する評価の実施方法の在り方についての大綱的指針」を踏まえ、宇宙開発委員会が評価を実施する場合の共通的な考え方を指針として定めたものである。

従って、個々のプロジェクトの評価にあたっては、本評価指針を踏まえて、事前に評価実施要領を定めることが必要である。

2. 評価指針の対象

我が国の宇宙開発においては、宇宙開発推進戦略（イニシアティブ）が、「我が国の宇宙開発の中長期戦略」において記述されている。これを踏まえて、「宇宙開発に関する基本計画」の中で、当面行うべき宇宙開発活動がプログラムとして提示されている。（「今後の中核的業務」がこれに該当する。）

さらに、プログラムは、具体的な達成目標と達成時期を定めた複数のプロジェクトから構成されている。

本指針は、宇宙開発委員会が宇宙開発プロジェクトのうち多額の財政支出を伴い大規模なもので評価が必要であると判断するものを評価対象（宇宙開発事業団が単独で実施するものだけでなく、他機関との協力により実施するものも対象）としている。

具体的には、衛星開発及びロケット開発に係わる計画については、予想される総開発費（打上げ費用を含む）が概ね200億円を超えるもの、また地上における新規の大型の研究開発計画については、3年間の予想研究開発費が概ね50億円を超えるものを対象とする。

なお、複数の宇宙プロジェクトが極めて緊密な連携のもとに実施される場合には、評価の有効性や効率性の観点から、単独のプロジェクトではなく、プログラムの中で連携をもった複数のプロジェクトを一体としたものを評価対象とする。

3. 評価の基本的考え方

我が国の宇宙開発においては、宇宙開発プロジェクトのリスクを見極めるとともに、資源を有効に利用し、最大限の成果を導くための効率的かつ効果的な評価システムの確立が喫緊の課題となっている。

研究開発の評価とは、意思決定者に対して、開始、選択、方向及び終了に関する決定を行うための基礎となる情報を提供することであり、監査とは異なるものである。

宇宙開発プロジェクトの着手にあたっては、科学技術的（創造性、発展性、実用性など）、社会的（国家戦略としての必要性、緊急性、国民への影響など）及び経済的（雇用の創出、国際競争力、技術開発による経済的波及効果など）観点から、プロジェクトのプログラムへの貢献を正しく把握し、その実施のためのコストとそのリスク及び効果に関する評価を行う。また、プロジェクトの中において、明確な目標や優先度を設定することにより、研究開発項目の重点化を図ることが必要である。

また、宇宙開発委員会の実施する評価により、宇宙開発プロジェクトの実施にあたって許容しうると判断したリスク、開発のためのコスト及び開発の効果に関する情報を提供し、国民に対して開かれた透明性の高い宇宙開発を実施する必要がある。

4. 評価システムの階層

評価システムにおいては階層構造が存在するが、宇宙開発委員会の実施する評価と、宇宙開発事業団の実施する評価との関係を整理すると、図-1になる。

宇宙開発プロジェクトの評価システムは階層構造をなし、プログラムとの関連を含んでプロジェクトの方向性に関し宇宙開発委員会が実施する評価と、プロジェクトの円滑な実施に関し宇宙開発事業団の実施する評価から成る。

さらに、宇宙開発事業団の評価は、そのレベルにより、プロジェクトから独立した独立評価、プロジェクトの進捗に応じて実施されるマイルストーン審査、技術専門家による特定の技術課題の評価等に階層化されている。

従って、宇宙開発委員会が実施する評価は、プロジェクトの方向性に関する政策決定レベルのものであることを十分に認識し、宇宙開発事業団が経営体として責任を持つべき事項には立ち入らない。

5．評価実施のための原則

(1) 評価システム（図 - 2 参照）

宇宙開発プロジェクトは、フェーズ A（要求定義）、フェーズ B（予備設計）、フェーズ C（設計）、フェーズ D（開発）及びフェーズ E（運用）の 5 つのフェーズから構成され、開発管理が実施されている。

宇宙開発委員会においては、フェーズ A とフェーズ B の 2 つを企画立案フェーズとして定義し、フェーズ C からフェーズ E を実施フェーズとして定義する。

このうち、宇宙開発委員会において実施する評価は、基本的に企画立案フェーズにおけるフェーズアップのための評価と、プロジェクトの実施フェーズ終了時における成果に関する評価である。（これらをそれぞれ事前評価及び事後評価と呼ぶ。）

フェーズアップのための評価は、そのプロジェクトの開発の進め方により、それを実施すべき時期が異なることから、2 回以上に分けて実施されることも考えられるが、実施フェーズに移行するまでには、本指針で示された評価が完了されていなければならない。

また、実施フェーズの期間中に行われる評価については、環境条件が大きく変化した場合に限り実施する。（これを中間評価と呼ぶ。）

事前評価の場合はその結果により当該プロジェクトの着手についての判断がなされる。また、中間評価の場合はプロジェクトの継続、変更及び中

止が判断される。

我が国において、相当額の経費を使った段階でのプロジェクトの大幅な変更や中止が行われることは稀であった。しかし、今後は厳しい財政状況をも踏まえ、真に有効な資源配分が確保されるよう、当該プロジェクトをそのまま継続することによる今後のコストと、成果の見通しにより厳格な判断することが必要である。言い換えれば、評価時点においては、それまでに研究開発に使われたコストが多大であったとしても、評価の判断に影響を及ぼすべきではない。

さらに、中間評価が実施される場合については、プロジェクトの着手に関する判断のみならず、何故中間評価が必要となったのかということ进行分析し、必要があれば、事前評価システムの見直しに反映させることが必要である。

(2) プロジェクトの企画立案フェーズの評価（事前評価）

この段階では、宇宙開発プロジェクトの評価の主たる目的は、

プロジェクトの意義や目標が、プログラムの推進に即して妥当であり、研究開発コストに見合うものであるかどうかの妥当性を判断し、助言すること

プロジェクトの実現のための基盤技術の成熟度、基本設計要求の妥当性、システムの選定、リスク管理及び実施体制が適切に行われているかどうかを判断し、助言すること

の二つであり、これを適切に実施するためには、次の観点に留意する必要がある。

評価主体

実施着手前段階での評価は、評価の客観性や信頼性を確保するために、第三者評価として実施されることが必要である。第三者評価の評価主体は宇宙開発委員会であり、評価者の選定を含む評価規範は宇宙開発委員会により決定される。

評価項目

事前評価においては、次の項目に関する評価が行われることが必要であり、*印の項目は、企画立案フェーズの早い時期に評価を行うことが望ましい。

a . 意義の確認（＊）

宇宙開発の意義は、「我が国の宇宙開発の中長期戦略」（イニシアティブ）に記述されているが、これをより詳細化・具体化する形でプロジェクトの意義が提示されていることを確認することが必要である。特に、評価者の観点から、当該プロジェクトが実施されなかった場合の損失を評価することが必要である。

b . 目標及び優先度の設定（＊）

プロジェクトの進行管理が具体的に（何を、何時までに、数値目標を付してどの程度まで）示され、また、これらの目標の設定が合理的であることを評価する。

さらに、プロジェクトの目標が複数存在する場合は、それらの目標の優先度が合理的な設定になっていることの評価が必要である。

なお、プロジェクト終了段階での評価は、これらの事前評価の段階で設定された具体的な目標に基づいて実施されることとなる。

c . 要求条件への適合性（＊）

次に、こうして設定されたプロジェクトの目標や優先度が、主務大臣が定めた「宇宙開発に関する基本計画」に提示されたプログラムの要求条件を満たしているかどうかを評価する必要がある。

d . 開発方針（＊）

プロジェクトの目標や優先度が、開発の基本的な方針に合理的に反映されているかどうかを評価する必要がある。

e . 基本設計要求の妥当性及びシステムの選定

開発方針を実現するためのシステムの選定（衛星やロケットなどを
実現する技術的な方式）にあたっては、

基盤技術の成熟度を踏まえること

コストも含めて複数のオプションを比較検討すること

システムレベル及びサブシステムレベルで、どの技術は新規に自主
開発を行い、どの技術は既存の成熟したもの（外国から調達するもの
に関しては、信頼性確保の方法も含めて）に依存するか、という

開発・設計方針が合理的であること

を評価する必要がある。システムの選定が、こうした観点からの十分

な比較検討により行われたものであるかどうかを評価する。この場合、国内で実現可能な技術のみでなく、海外で開発中の技術も検討の対象に含めるとともに、システムの選定の根拠となる情報をできる限り公表し、客観性・透明性を高めることが望ましい。

なお、選定されたオプションの基本的な設計方針は、基本設計要求として抽出される。これらは、開発段階において、基本設計の詳細が検討される際の重要な基礎情報となるものである。

f. リスク管理

宇宙開発プロジェクトは、一般的に高いリスクを伴うことから、これらのリスク解析の結果を公表し、そのリスクを十分に説明した上で、プロジェクトの開発への着手について判断しなければならない。このため、リスク解析などの結果を踏まえて、許容するリスク、成功基準及びこれに要するコストに関して、可能な限り定量的な評価を行うことが必要である。

宇宙開発プロジェクトに関して、システムとしてのリスク評価が実施され、開発に付随するリスクの同定、リスク低減方法の検討が十分に行われているかどうかを評価する。

なお、システム信頼性・安全性に関するリスク解析においては、宇宙開発事業団から、その時点で最も適切な手法（例えば、現在ではFMEA(Failure Modes and Effects Analyses: 故障モードとその影響分析)、FTA(Fault Tree Analyses: 故障の木解析)、PRA(Probabilistic Risk Analyses: 確率論的リスク解析)など)を積極的に用いた分析結果や、リスク要因に対処する基本的考え方が提示されることが必要である。

また、リスクを低減するための方法として、全てのリスクをプロジェクトが負うのではなく、プログラムレベルにおいても、他のプロジェクトに研究開発課題を分散し、柔軟に吸収し得る余裕（資源、スケジュールなど）を確保することも考慮して、評価する必要がある。

g. 実施体制

宇宙開発プロジェクトの目的、規模、難易度等を考慮し、プロジェクトチームの役割、関係機関や企業の役割分担等が明文化され、実施体制

が明確になっていることを評価する必要がある。

h. 資源配分

プロジェクトの技術開発目標の優先度を踏まえて、宇宙開発事業団の資源配分（経費、人的リソース、設備など）やシステムの技術的な条件（重量、使用電力、運用時間）設定などが適切に行われているか評価する必要がある。

(3) プロジェクト実施フェーズでの評価（中間評価）

この段階では、宇宙開発プロジェクトの評価の主たる目的は、
環境条件が企画立案フェーズから大きく変わった場合、プロジェクトの目標の妥当性などを判断し、助言すること
研究開発が予定どおり進んでいるかについて、設定したマイルストーンをもとに確認し、助言すること
の二つであり、これを適切に実現するためには、次の観点に留意する必要がある。

評価主体

実施フェーズにおける評価は、環境条件が大きく変わった場合に、評価の客観性や信頼性を確保するために、第三者評価として宇宙開発委員会が実施する。

環境条件の変化

環境条件の変化として取り上げるべき条件としては、

- a. 宇宙開発プロジェクトの意義に基づく要求条件が企画立案フェーズの状況から変化して、実施着手前評価での前提条件が妥当でないことが明らかとなった場合
- b. 当初想定したスケジュールを、リスク管理や利用可能な資源の観点から大幅に変更せざるを得ない場合

が想定される。

こうした場合には、実施着手前段階に設定した目標を実現する意味がない可能性がある。

中間評価の結果

プロジェクトの中間評価を行った結果、計画に大きな変更を生じる事

態に至った場合には、他のプロジェクトに影響することがあり、プロジェクトレベルにとどまらず、プログラムレベルの変更として評価する必要がある。

(4) プロジェクトの実施フェーズ終了時での評価（事後評価）

この段階では、宇宙開発プロジェクトの評価の主たる目的は、実施されたプロジェクトの成果をその効率性も考慮して判断すること
と
プロジェクトの成果の今後の研究開発計画への影響や、波及効果について判断すること

の二つであり、これを適切に実現するためには、次の観点に留意するとともに、事後評価の結果を将来計画にフィードバックすることが必要である。

評価主体

研究開発終了フェーズでの評価は、評価の客観性や信頼性を確保するために、第三者評価が実施されることが必要である。第三者評価の評価主体は宇宙開発委員会であり、評価者の選定を含む評価規範は宇宙開発委員会により決定される。

評価対象

プロジェクトによっては、個々のプロジェクトとして評価するよりも、プログラムと関連づけて複数のプロジェクトを評価対象とすることが適当である。

このため、プロジェクトの体系的な位置付けを考慮して、どのような単位（単独のプロジェクトか、プログラムと関連づけた複数のプロジェクトか）を評価の対象とするのかを十分吟味の上、事後評価を実施することが必要である。

評価項目

a. 成果

研究開発の成果は、アウトプット（結果）とアウトカム（効果）の2つに分類することができる。

アウトプットとは、具体的にどのような結果が得られたか、プロジェクトの目標がどの程度まで達成されたのか、という指標である。これに対して、アウトカムとは、具体的な結果のもたらす効果であり、プロジ

ェクトで設定された目標の枠を越えてプログラムの意義に対してどの程度有効なものであったか、という指標である。

事後評価においては、これらの2つの指標を明確に区分し、それぞれに関して、適切な時期にコストを含んで投入されたリソースとの関係を明らかにする必要がある。

b . 成否の原因に対する分析

プロジェクトの成果の如何に関わらず、その成否の要因についての分析を実施する必要がある。

c . 波及効果

研究開発の経済的な波及効果については、産業連関分析などを積極的に利用して、把握することが望ましい。

科学技術的・社会的な波及効果については、プロジェクトの今後の研究開発計画に対する影響などを基に、把握することが必要である。

d . 効率性

プロジェクトの効率性とプロジェクト実施体制の2つの観点から評価を行うことが必要である。

プロジェクトの効率性については、計画された資源やスケジュールからのずれをもとに、効率性を定義し、できる限り定量的に把握する。

また、プロジェクト実施体制については、これが機能し、プロジェクトに対してどのように貢献を果たしたのかを把握する。

6 . 留意事項

(1) 宇宙開発プロジェクトに対する要求条件の明確化

宇宙開発プロジェクトの事前評価を効率的かつ効果的に実施するためには、主務大臣が定める「宇宙開発に関する基本計画」において、科学技術的、社会的、経済的観点を踏まえ、宇宙開発プロジェクトに対する要求条件がプログラムとして明確に提示されていることが必要である。

(2) 評価作業の過重な負担への注意

「国の研究開発全般に共通する評価の実施方法の在り方についての大綱的指針」に示されているとおり、評価者においては、評価に伴う作業負担が過重なものとなり、研究開発活動に支障が生じることがないように十分な注意を払う必要がある。

(3) 評価活動に対する予算措置

厳しい財政状況も踏まえ、本指針に示された評価を適切に実施するため、宇宙開発委員会における評価活動そのもののみならず、宇宙開発事業団における資料の準備などに、必要な人員確保、予算措置が講じられるよう努力すべきである。

(4) 評価の公表とデータベース化

宇宙開発委員会における評価結果は、評価者の氏名も含めすべて公開されるとともに、データベース化され、将来の評価に有効活用されることが必要である。

(5) 宇宙開発事業団における内部評価

本評価指針を踏まえて、宇宙開発事業団の内部評価においても、本指針で示された評価システムの考え方が十分に反映されることが必要である。

(6) 知的所有権の保護等に対する配慮

評価項目によっては、知的所有権の保護等に対して十分な配慮を行う必要があり、議論の過程そのものは非公開とせざるを得ない場合がある。このような場合であっても、評価結果を公開し、宇宙開発委員会として、公開性・透明性を確保することが必要である。

(7) 本指針の見直し

今後、本指針に基づいて宇宙開発委員会における評価が実施されるが、宇宙開発委員会においては、この指針に基づく評価の効果や有効性についての検討を継続し、必要に応じて見直しを行うことが必要である。

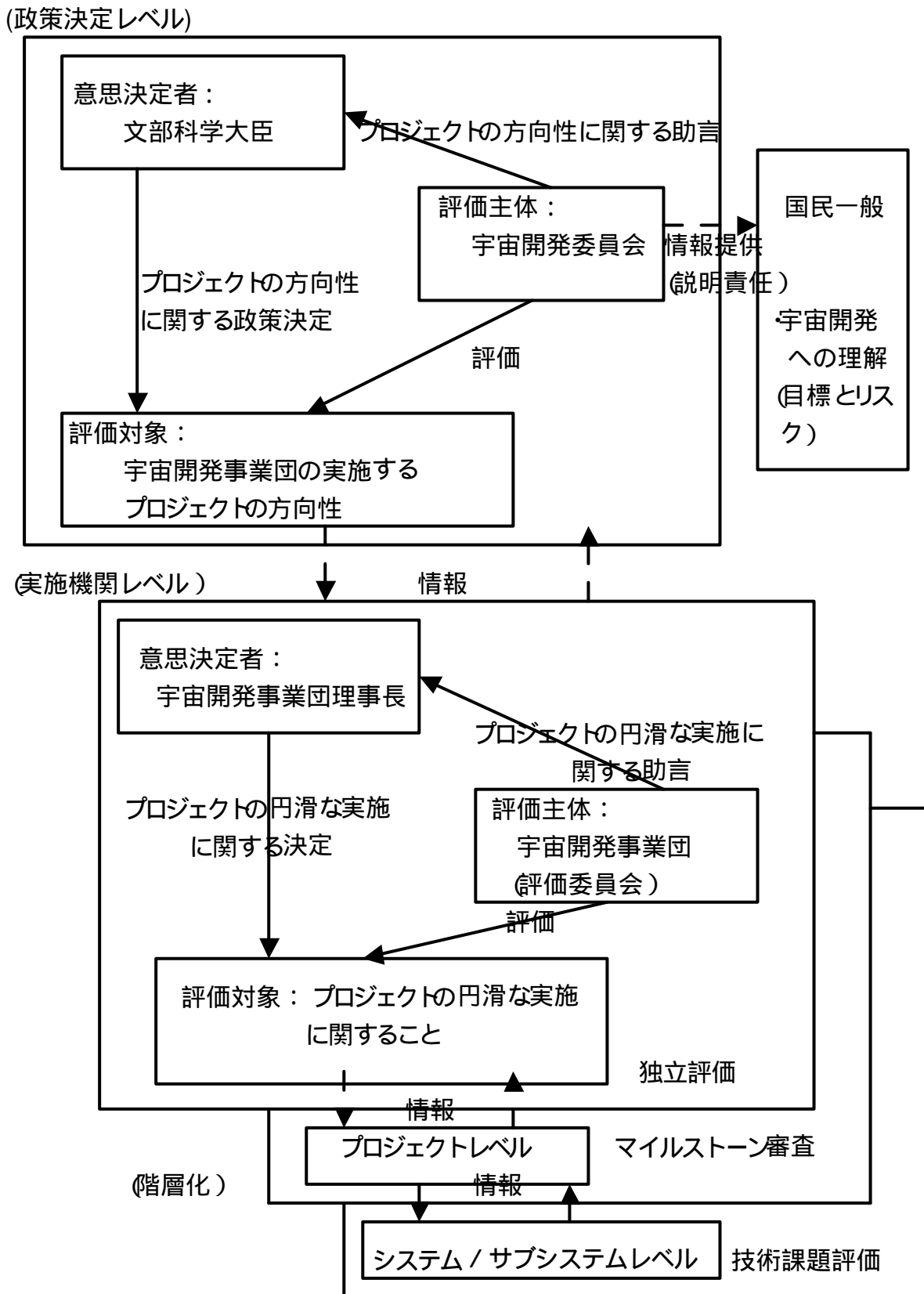


図 - 1 宇宙開発プロジェクト評価の階層化

PPP (フェーズド・プロジェクト・プランニング)

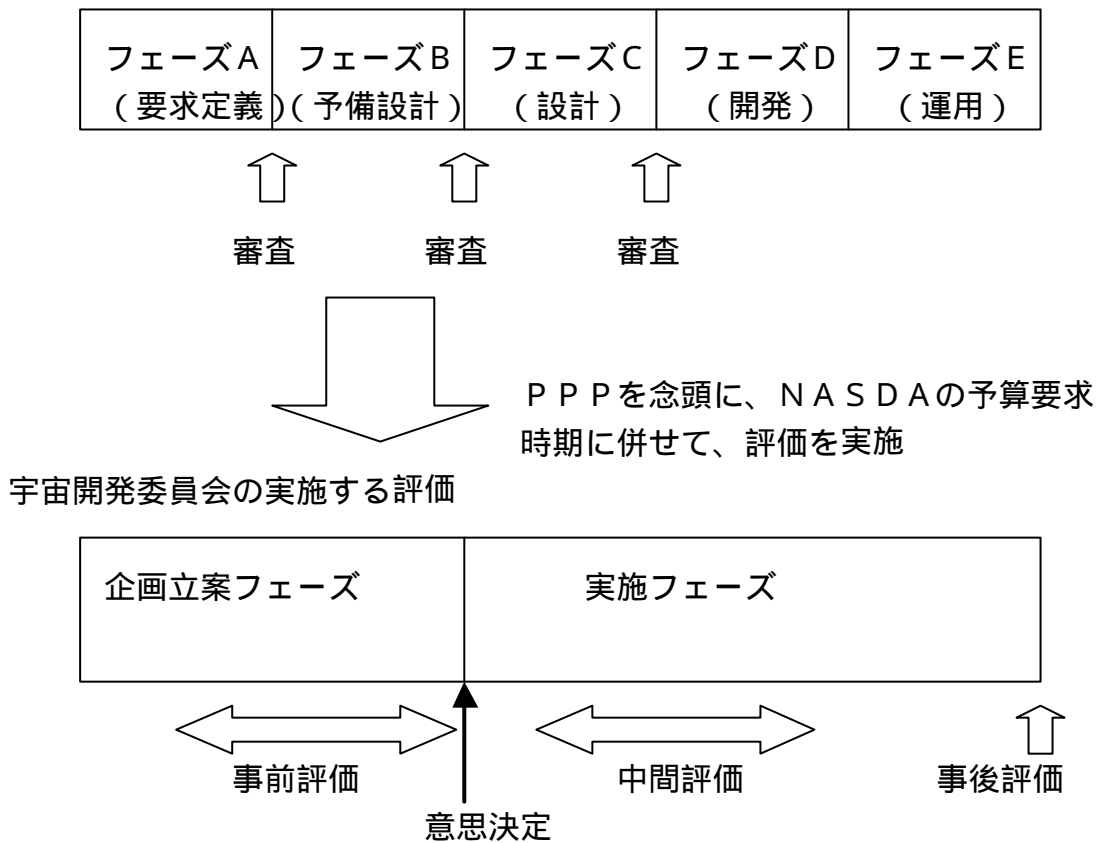


図 - 2 宇宙開発委員会における宇宙開発プロジェクトの評価システム

(参考 1)

宇宙開発に関するプロジェクトの評価指針の検討について

平成 13 年 2 月 14 日

宇宙開発委員会決定

1. 趣旨

宇宙開発に関するプロジェクトの評価については、「国の研究開発全般に共通する評価の実施方法のあり方についての大綱的指針」(平成 9 年 8 月、内閣総理大臣決定。以下、「大綱的指針」という。)を踏まえて、各機関において実施され、その結果は、これまでの宇宙開発委員会の審議にも活用されてきたところである。

他方、昨年 12 月に策定された「我が国の宇宙開発の中長期戦略」では、近年の相次ぐ事故・トラブルを踏まえ、実際に宇宙空間で機能させるシステムの全体を製作するプロジェクトについては、その着手前段階と中間段階を重視した評価基準を策定する必要があることを指摘している。

このため、「大綱的指針」を踏まえつつ、今後の宇宙開発に関するプロジェクトの適切かつ具体的な評価指針について調査審議を行う「評価指針特別部会」を設置する。

2. 調査審議事項

- (1) 宇宙開発プロジェクトの評価システムについて
- (2) 宇宙開発プロジェクトの共通的な評価指針について

3. 構成員

別紙のとおり。

4. スケジュール

上記 2. について、平成 13 年夏期を目途に部会としてのとりまとめを行い、宇宙開発委員会に報告を行うものとする。

宇宙開発委員会 評価指針特別部会 構成員

(委員)

部会長 栗木 恭一 宇宙開発委員会 委員
長柄 喜一郎 宇宙開発委員会 委員
五代 富文 宇宙開発委員会 委員

(特別委員)

市川 惇信 東京工業大学 名誉教授
上杉 邦憲 文部科学省 宇宙科学研究所 教授
佐々木 誠 文部科学省 航空宇宙技術研究所 研究総務官
(平成13年3月まで)
永安 正彦 独立行政法人 航空宇宙技術研究所 理事
(平成13年4月から)
棚次 亘弘 文部科学省 宇宙科学研究所 教授
樋口 清司 宇宙開発事業団 企画部長
藤垣 裕子 東京大学大学院 総合文化研究科 助教授
宮村 鐵夫 中央大学 理工学部 教授
山之内昭夫 大東文化大学 経営学部 教授

(参考 2)

宇宙開発委員会 評価指針特別部会 開催経緯

第 1 回：平成 1 3 年 2 月 2 0 日 (火)

- ・宇宙開発に関するプロジェクトの評価指針の策定について
- ・我が国の宇宙開発が目指す方向性について
- ・研究開発の評価について

第 2 回：平成 1 3 年 3 月 1 3 日 (火)

- ・宇宙開発プロジェクトの進め方について
- ・民間の研究開発及びプロジェクト管理から見た評価システム
- ・科学技術社会論の観点から見た評価システム

(国際セミナー): 平成 1 3 年 3 月 2 2 日 (木)

- ・独国フラウンホーファー協会システム・技術革新研究所 (ISI) 副所長
Dr. Hariolf Grupp

(国際セミナー): 平成 1 3 年 3 月 2 3 日 (金)

- ・英国マンチェスター大学工学・科学・技術政策研究所 (PREST) 所長
Professor Luke Georghiou

第 3 回：平成 1 3 年 4 月 1 2 日 (木)

- ・信頼性工学の観点から見た評価システム
- ・NASA における宇宙開発プロジェクト評価システム

(ワーキング会合): 平成 1 3 年 4 月 1 7 日 (火)

- ・宇宙開発に関するプロジェクトの評価指針の論点整理

第 4 回：平成 1 3 年 4 月 2 3 日 (月)

- ・科学技術基本計画について
- ・宇宙開発に関するプロジェクトの評価指針の論点整理

(宇宙開発施設視察)

- ・三菱電機 (鎌倉) : 平成 1 3 年 5 月 7 日 (月)
- ・三菱重工 (名古屋) : 平成 1 3 年 5 月 1 1 日 (金)

第5回：平成13年5月25日（金）

- ・宇宙開発に関するプロジェクトの評価指針（案）について
- ・宇宙開発プロジェクトにおける評価システムの事例研究
事例1： ロケットプロジェクト
事例2： 衛星プロジェクト

（パブリックコメントの実施）

：平成13年6月14日（木）～7月5日（木）

（関係者ヒアリングの実施）

：平成13年6月18日（月）～7月5日（木）

第6回：平成13年7月16日（月）

- ・パブリックコメントの結果について
- ・関係者ヒアリングの結果及び宇宙開発におけるプロジェクト評価の指針（案）への反映について

(参考 3)

関係者ヒアリング等への協力者

ギルバート・R・カーカム	在日米国大使館 N A S A 日本代表
小野田淳次郎	宇宙科学研究所教授 (M - ロケット開発主任)
黒崎 忠明	宇宙開発事業団衛星総合システム本部 (A D E O S - プロジェクトマネージャー)
虎野 吉彦	宇宙開発事業団宇宙輸送システム本部 (小型ロケットプロジェクトチームマネージャー)
堀川 康	宇宙開発事業団宇宙環境利用システム本部副本部長 (前 J E M プロジェクトマネージャー)
本間 正修	宇宙開発事業団衛星総合システム本部 (E T S - プロジェクトマネージャー)
村上 路一	住友電気工業株式会社 技師長

平成 14 年 4 月 15 日
事 務 局

H - A ロケット試験機評価小委員会の設置について

1. 評価の目的

H - A ロケットは、試験機としての打ち上げが終了し、技術データの取得を終えたところである。

したがって、現時点で H - A ロケットの基本的な技術が試験機プロジェクトにより確立されたかどうかの事後評価を行い、計画・評価部会の審査に資する。

2. 評価内容及び進め方

宇宙開発委員会評価指針特別部会報告書「宇宙開発に関するプロジェクトの評価指針」(以下「評価指針」という。)に基づき、事後評価を実施する。ただし、事後評価のうち長期的な観点での分析も考慮し、現時点で可能な以下の事項について評価する。

- ・ 成果 (アウトプットを中心に評価)
- ・ 成否の原因に対する分析
- ・ プロジェクトの効率性と実施体制の良否

3. 会議の公開

宇宙開発委員会の運営等について (平成 13 年 1 月 10 日宇宙開発委員会決定) に『(会議の公開) 第 13 条 本委員会及び部会の議事、会議資料及び議事録は、公開する。ただし、特段の事情がある場合においては、事前に理由を公表した上で非公開とすることができる。』とあるように、小委員会は、特段の事情がある場合には、非公開とすることができる。

4. 評価の時期

平成 14 年 4 月に小委員会を開催し、5 月上旬を目途にとりまとめを行うこととする。

5. 評価の実施体制

計画・評価部会の下に、H - A ロケット試験機評価小委員会を設ける。構成員は別紙のとおり。

別紙

H - Aロケット試験機評価小委員会構成員

(委員)

主査	栗木 恭一	宇宙開発委員会
	川崎 雅弘	宇宙開発委員会
	五代 富文	宇宙開発委員会

(特別委員)

冠 昭夫	航空宇宙技術研究所角田宇宙推進技術研究所長
棚次 亘弘	宇宙科学研究所教授
宮村 鐵夫	中央大学理工学部教授
八坂 哲雄	九州大学大学院工学研究院教授
山之内昭夫	技術経営教育センター代表 大東文化大学経営学部講師

(専門委員)

川口淳一郎	宇宙科学研究所教授
久保田弘敏	東京大学大学院工学研究科教授
中須賀真一	東京大学大学院工学研究科助教授

H - Aロケット試験機評価小委員会 開催経緯

第1回

日時：平成14年4月15日(月) 10:30～16:30

場所：文部科学省 別館(9階) 特別会議室

議題： H - Aロケット試験機評価小委員会の設置について
H - Aロケット試験機評価実施要領について
H - Aロケット試験機1号機、2号機のプロジェクト計画と
達成度分析について

第2回

日時：平成14年5月13日(月) 14:00～16:00

場所：文部科学省 別館(11階) 大会議室

議題： H - Aロケット試験機評価実施結果について

H - A ロケット試験機評価実施要領

平成 14 年 4 月 15 日

宇宙開発委員会 H - A ロケット試験機評価小委員会

平成14年4月15日

H - A ロケット
試験機評価小委員会

H - A ロケット試験機評価要領の策定にあたって

H - Aの開発着手前に、詳細な事前評価が行われた様子がないことから、当時出された文書をもとに、復習としての事前評価も実施する。更に、H - 8号機の打上げ失敗に伴って行われた技術評価部会及び、専門家会合の評価を中間評価ととらえる。従って、標記の評価作業には「宇宙開発に関するプロジェクトの評価指針」(以下の引用箇所はゴシック)の全項目を実施要領の必須項目として適用する。そのなかで、H - A試験機プロジェクト固有の実施要領を以下にまとめた。

平成13年7月18日
評価指針特別部会

はじめに

平成12年の末に宇宙開発委員会が策定した「我が国の宇宙開発の中長期戦略」において、「宇宙開発活動のマネージメント」が取り上げられ、多くの資源投入を要する宇宙開発活動の評価の必要性が説かれた。その狙いは、開発着手前の企画立案活動を精査して、適切に資源を配分し、着手後のリスクを最小限に抑えるとともに、開発終了後にはその成果を得失両面から評価して、以降の開発活動につなげることにある。

他方、中央省庁再編前の科学技術会議は平成9年に「国の研究開発全般に共通する評価の実施方法の在り方についての大綱的指針」を策定したが、これは表題にもある通り一般的評価指針であることから、宇宙開発委員会は評価指針特別部会を設け、宇宙開発に特化した評価を宇宙開発委員会が行う際の指針をまとめることとなった。

宇宙プロジェクトの開発は単独で5年を越えるものが多く、その成果が連綿として継続・発展をもたらすためには、大規模な開発の流れ（プログラム）に適正に位置付けられ、最大の効果を発揮せねばならない。こうした体系化された企画立案が従来の宇宙開発では十分でなかったことが上記の「中長期戦略」に指摘されており、今後は十分に内容を質して、国民も納得できるプロジェクトであることを確認する必要がある。

こうした意図を含んでまとめた本指針は宇宙開発プロジェクト全般を対象としているが、ロケット、人工衛星、宇宙ステーションなど、各々異なる特質を持っていること、またそのミッションには長期的視野に立って人類の新しい知見を得る活動を含むものもあることから、今後の適用に当たっては本指針を踏まえて事前に評価実施要領を定めることとしている。また、本指針は金科玉条というより、広く活用されてこそその目的を果たすのであるから、必要に応じて見直しも行い、開発実施機関にも受容される評価指針としていきたい。

- 目 次 -

1 . 本評価指針の位置付け	1
2 . 評価指針の対象	1
3 . 評価の基本的考え方	2
4 . 評価システムの階層	3
5 . 評価実施のための原則	3
(1) 評価システム	3
(2) プロジェクトの企画立案フェーズの評価（事前評価）	4
(3) プロジェクト実施フェーズでの評価（中間評価）	1 1
(4) プロジェクトの実施フェーズ終了時での評価（事後評価） ..	1 2
図 - 1 宇宙開発プロジェクト評価の階層化	1 5
図 - 2 宇宙開発委員会における宇宙開発プロジェクトの評価 システム	1 6
(参考) 評価用参考資料リスト	1 7

宇宙開発委員会は、平成12年12月にまとめた「我が国の宇宙開発の中長期戦略」を受け、宇宙開発プロジェクトのマネジメントを適切に実施するための評価システムについて検討を行うべく、評価指針特別部会を設置した。

本部会においては、これまでの部会における議論を踏まえて、宇宙開発プロジェクトに関する評価の基本的な考え方を指針としてとりまとめた。本指針を踏まえた評価の実施により、宇宙開発が効率的かつ効果的に実施されることを期待している。

1. 本評価指針の位置付け

宇宙開発委員会は、宇宙開発事業団の実施する大規模な宇宙開発プロジェクトに関して、文部科学大臣がその進行管理（フェーズアップの可否を含んだプロジェクトの方向性に関する政策決定）を判断する際に助言を行うための評価システムを確立する。

本評価指針は、主務大臣が定める「宇宙開発に関する基本計画」に基づいて宇宙開発事業団が実施する大規模な宇宙開発プロジェクトに関し、平成9年に策定された「国の研究開発全般に共通する評価の実施方法の在り方についての大綱的指針」を踏まえ、宇宙開発委員会が評価を実施する場合の共通的な考え方を指針として定めたものである。

従って、個々のプロジェクトの評価にあたっては、本評価指針を踏まえて、事前に評価実施要領を定めることが必要である。

2. 評価指針の対象

我が国の宇宙開発においては、宇宙開発推進戦略（イニシアティブ）が、「我が国の宇宙開発の中長期戦略」において記述されている。これを踏まえて、「宇宙開発に関する基本計画」の中で、当面行うべき宇宙開発活動がプログラムとして提示されている。（「今後の中核的業務」がこれに該当する。）

さらに、プログラムは、具体的な達成目標と達成時期を定めた複数のプロジェクトから構成されている。

本指針は、宇宙開発委員会が宇宙開発プロジェクトのうち多額の財政支出を伴い大規模なもので評価が必要であると判断するものを評価対象（宇宙開発事業団が単独で実施するものだけでなく、他機関との協力により実施するものも対象）としている。

具体的には、衛星開発及びロケット開発に係わる計画については、予想される総開発費（打上げ費用を含む）が概ね200億円を超えるもの、また地上における新規の大型の研究開発計画については、3年間の予想研究開発費が概ね50億円を超えるものを対象とする。

なお、複数の宇宙プロジェクトが極めて緊密な連携のもとに実施される場合には、評価の有効性や効率性の観点から、単独のプロジェクトではなく、プログラムの中で連携をもった複数のプロジェクトを一体としたものを評価対象とする。

H - AプログラムはH - Bプログラムに連携して行われたので（同一プログラムと見なしてもよい）、H - A開発着手前に行われた宇宙開発委員会の審議結果（資料 〇）及び、これを受けた時点での NASDA の開発進捗状況（資料 〇）も参照する。

3 . 評価の基本的考え方

我が国の宇宙開発においては、宇宙開発プロジェクトのリスクを見極めるとともに、資源を有効に利用し、最大限の成果を導くための効率的かつ効果的な評価システムの確立が喫緊の課題となっている。

研究開発の評価とは、意思決定者に対して、開始、選択、方向及び終了に関する決定を行うための基礎となる情報を提供することであり、監査とは異なるものである。

宇宙開発プロジェクトの着手にあたっては、科学技術的（創造性、発展性、実用性など）、社会的（国家戦略としての必要性、緊急性、国民への影響など）及び経済的（雇用の創出、国際競争力、技術開発による経済的波及効果など）観点から、プロジェクトのプログラムへの貢献を正しく把握し、その実施のためのコストとそのリスク及び効果に関する評価を行う。また、プロジェクトの中において、明確な目標や優先度を設定することにより、研究開発項目の重点化を図ることが必要である。

また、宇宙開発委員会の実施する評価により、宇宙開発プロジェクトの実施にあたって許容しうると判断したリスク、開発のためのコスト及び開発の効果に関する情報を提供し、国民に対して開かれた透明性の高い宇宙開発を実施する必要がある。

4 . 評価システムの階層

評価システムにおいては階層構造が存在するが、宇宙開発委員会の実施する評価と、宇宙開発事業団の実施する評価との関係を整理すると、図 - 1 になる。宇宙開発プロジェクトの評価システムは階層構造をなし、プログラムとの関連を含んでプロジェクトの方向性に関し宇宙開発委員会が実施する評価と、プロジェクトの円滑な実施に関し宇宙開発事業団の実施する評価から成る。

さらに、宇宙開発事業団の評価は、そのレベルにより、プロジェクトから独立した独立評価、プロジェクトの進捗に応じて実施されるマイルストーン審査、技術専門家による特定の技術課題の評価等に階層化されている。

従って、宇宙開発委員会が実施する評価は、プロジェクトの方向性に関する政策決定レベルのものであることを十分に認識し、宇宙開発事業団が経営体として責任を持つべき事項には立ち入らない。

5 . 評価実施のための原則

(1) 評価システム (図 - 2 参照)

宇宙開発プロジェクトは、フェーズ A (要求定義) フェーズ B (予備設計) フェーズ C (設計) フェーズ D (開発) 及びフェーズ E (運用) の 5 つのフェーズから構成され、開発管理が実施されている。

宇宙開発委員会においては、フェーズ A とフェーズ B の 2 つを企画立案フェーズとして定義し、フェーズ C からフェーズ E を実施フェーズとして定義する。

このうち、宇宙開発委員会において実施する評価は、基本的に企画立案フェーズにおけるフェーズアップのための評価と、プロジェクトの実施フェーズ終了時における成果に関する評価である。(これらをそれぞれ事前評価及び事後評価と呼ぶ。)

フェーズアップのための評価は、そのプロジェクトの開発の進め方により、それを実施すべき時期が異なることから、2 回以上に分けて実施されることも考えられるが、実施フェーズに移行するまでには、本指針で示された評価が完了されていなければならない。

また、実施フェーズの期間中に行われる評価については、環境条件が大きく変化した場合に限り実施する。(これを中間評価と呼ぶ。)

事前評価の場合はその結果により当該プロジェクトの着手についての判断がなされる。また、中間評価の場合はプロジェクトの継続、変更及び中止が判断される。

我が国において、相当額の経費を使った段階でのプロジェクトの大幅な変更や中止が行われることは稀であった。しかし、今後は厳しい財政状況をも踏まえ、真に有効な資源配分が確保されるよう、当該プロジェクトをそのまま継続することによる今後のコストと、成果の見通しにより厳格な判断することが必要である。言い換えれば、評価時点においては、それまでに研究開発に使われたコストが多大であったとしても、評価の判断に影響を及ぼすべきではない。

さらに、中間評価が実施される場合については、プロジェクトの着手に関する判断のみならず、何故中間評価が必要となったのかということ进行分析し、必要があれば、事前評価システムの見直しに反映させることが必要である。

(2) プロジェクトの企画立案フェーズの評価 (事前評価)

この段階では、宇宙開発プロジェクトの評価の主たる目的は、

プロジェクトの意義や目標が、プログラムの推進に即して妥当であり、研究開発コストに見合うものであるかどうかの妥当性を判断し、助言すること

プロジェクトの実現のための基盤技術の成熟度、基本設計要求の妥当性、システムの選定、リスク管理及び実施体制が適切に行われているかどうかを判断し、助言すること

の二つであり、これを適切に実施するためには、次の観点に留意する必要がある。

評価主体

実施着手前段階での評価は、評価の客観性や信頼性を確保するために、第三者評価として実施されることが必要である。第三者評価の評価主体は宇宙開発委員会であり、評価者の選定を含む評価規範は宇宙開発委員会により決定される。

評価項目

事前評価においては、次の項目に関する評価が行われることが必要であり、*印の項目は、企画立案フェーズの早い時期に評価を行うことが望ましい。

a. 意義の確認（*）

宇宙開発の意義は、「我が国の宇宙開発の中長期戦略」（イニシアティブ）に記述されているが、これをより詳細化・具体化する形でプロジェクトの意義が提示されていることを確認することが必要である。特に、評価者の観点から、当該プロジェクトが実施されなかった場合の損失を評価することが必要である。

資料 及び では宇宙輸送系の意義として明示されてはいないが、目的、目標などの項目を拾うと（以下、下線部が引用箇所）

宇宙開発活動の基本は、必要なときに必要な物資や機器を宇宙空間の所定の位置に展開する能力を確保する。（中略）現在まで開発してきた使い切りロケットについては、さらなる信頼性向上、コスト低減努力を行い、国際競争力の強化を目指す。（資料 ）

宇宙ステーションへの補給・人工衛星の打ち上げ等の輸送需要に柔軟に対応でき、大幅な輸送コストの低減が可能なH-Aロケットについて、平成13年度に初号機を打ち上げることを目標に開発を行う。（資料 ）

と書かれている。

更にこれを具体的に示すプログラムレベルの目標として、資料 では、

- （1）2000年以降の人工衛星打ち上げ、国際宇宙ステーションへの補給などの多様な輸送需要に効果的に対応するため、H-ロケット輸送能力の向上を図る。
- （2）より効果的な我が国の宇宙開発及び国際協力を推進するため、H-ロケットと同等以上の信頼性を確保しつつ、打上げコストの大幅な低減化を行う。（資料 ）

と示され、資料 では、

- （1）人工衛星の打ち上げ・宇宙ステーションへの補給などの多様な輸送需要に、柔軟に対応できる輸送手段として、静止軌道に2トンから3トン程度までの打ち上げ能力を持つロケットを開発して、ファミリー化を図る。
- （2）H-Aロケットの打ち上げ費用は、信頼性を確保しつつ静止2トン級で85億円以下、静止3トン級で115億円以下まで低減する。（資料 ）

とされている。

プログラムレベルの評価、即ちアウトカムの評価は、試験機プロジェクト終了時点では困難であるが、後続機の目標設定も含めて妥当性を評価する。着目点は、

信頼性の確保、
コスト低減、
ファミリー化、

などの目標に対し、優先度が設定されていないことである。特に、信頼性の確保とコスト低減は相容れない背反事項であるだけに、試験機開発でどのように行われたかを後段の e . 基本設計要求の妥当性およびシステムの選定において確認・評価する必要がある。試験機の製作コストによりコスト低減などプログラム目標、即ちアウトカム(効果)を現段階で最終評価することは妥当でない。従って、コスト低減を意図した設計が試験機として機能したかどうかを、b . 目標及び優先度の設定(＊)において試験機プロジェクトのアウトプット(結果)ととして評価し、後続機のコスト目標設定を後段の a . 成果においてアウトカム(効果)のプログラム中間評価として実施する。

資料 にもある通り、「宇宙開発計画」における H - A 初号機の目標年次は平成 13 ~ 11 年度と二度に亘って前倒しになり、更に H - 8 号機の打ち上げ失敗に伴い、

H - A ロケット試験機を 1 機から 2 機に増加させ、試験機 1 号機の打ち上げを当初計画から 1 年間延期することとする、

としている。こうした事情から H - A 開発マスタースケジュール(設計、審査、製作、試験)について当初の計画と最終履歴を年表にまとめる。

b . 目標及び優先度の設定(＊)

プロジェクトの進行管理が具体的に(何を、何時までに、数値目標を付してどの程度まで)示され、また、これらの目標の設定が合理的であることを評価する。

試験機 1 号機の目的は(資料)

標準型 H - A ロケットの最も基本的な形態により、静止トランスファー軌道への飛行を行い、その機能・性能を実証するためのデータを取得すること。

であり、試験機 2 号機の目的は(資料)

- 固体補助ロケット(SSB) 4 本付きの標準型 H - A ロケットにより、静止トランスファー軌道への飛行実証を行い、その機能・性能を実証するためのデ

ータを取得すること。

- 民生部品・コンポーネント実証衛星(MDS - 1)及び高速再突入実験機(DASH)
を所定の軌道に投入すること。

である。

資料、などに示された事前の解析値と飛行により得られたデータをもとに、

- 1) 打ち上げ能力、
- 2) 主要諸元、
- 3) 打上げ環境条件、
- 4) 誘導制御、

について、

- H - 実測値、
 - H - A 構想値、事前解析値、
 - H - A 実測値、
- 判定、

を比較し、判定と共に一覧表にまとめる。基準としては、

- 可(満足、ほぼ満足)
- 未了(不十分、継続調査)
- 否(問題あり、原因調査、要解決)

などにより判定を示す。前節で説明した如く、H - Aプログラムの目的であるコスト低減、信頼性確保を目指したH - Aの設計が適正に機能したかどうかを、H - A試験機プロジェクトのアウトプット(結果)として評価する。

さらに、プロジェクトの目標が複数存在する場合は、それらの目標の優先度が合理的な設定になっていることの評価が必要である。

なお、プロジェクト終了段階での評価は、これらの事前評価の段階で設定された具体的な目標に基づいて実施されることとなる。

c. 要求条件への適合性(*)

次に、こうして設定されたプロジェクトの目標や優先度が、主務大臣が定めた「宇宙開発に関する基本計画」に提示されたプログラムの要求条件を満たしているかどうかを評価する必要がある。

d. 開発方針(*)

プロジェクトの目標や優先度が、開発の基本的な方針に合理的に反映

されているかどうかを評価する必要がある。

開発方針はH - Aプログラム全体に関わるので、ここではプログラムの目標、優先度（第2項参照）の反映について評価する（された筈である、資料見当たらず。これらは推定であり、実施担当者に確認する。）。以下に例を挙げると、

- 1) ファミリー化のための拡張性、
 - 2) 製造工程、部品点数の低減、
 - 3) 誘導制御系の分散化、
 - 4) 自己故障診断機能の付与、
 - 5) 外国製品の利用、
- などである。

e . 基本設計要求の妥当性及びシステムの選定

開発方針を実現するためのシステムの選定（衛星やロケットなどを
実現する技術的な方式）にあたっては、

基盤技術の成熟度を踏まえること

コストも含めて複数のオプションを比較検討すること

システムレベル及びサブシステムレベルで、どの技術は新規に自主
開発を行い、どの技術は既存の成熟したもの（外国から調達するも
のに関しては、信頼性確保の方法も含めて）に依存するか、という
開発・設計方針が合理的であること

を評価する必要がある。システムの選定が、こうした観点からの十分
な比較検討により行われたものであるかどうかを評価する。この場合、
国内で実現可能な技術のみでなく、海外で開発中の技術も検討の対象に
含めるとともに、システムの選定の根拠となる情報をできる限り公表し、
客観性・透明性を高めることが望ましい。

H - プログラムからH - Aプログラムへの連携にあたっては、基本設計と
して、

- (1) H - からH - Aに継承された設計：そのまま継承されても、他の設計
変更の影響を受けるので、成否の評価が必要、
- (2) H - の成果を反省からH - Aで変更した設計、
- (3) H - の成果で問題は無かったが、H - Aで変更した設計：コスト低減、
信頼性向上の見地から新規採用した設計、

などが行われた。それらは資料、などに示されている。

(1) 主要構成技術変更点

(2) 射場整備作業の短縮化、

である。これらの実施前の狙いと実施結果について、項目ごとに

H - からH - Aへの変更点、

変更の狙い、

コスト低減への効果、

信頼性への効果、

判定、

を比較し、一覧表にまとめる。

なお、選定されたオプションの基本的な設計方針は、基本設計要求として抽出される。これらは、開発段階において、基本設計の詳細が検討される際の重要な基礎情報となるものである。

f. リスク管理

宇宙開発プロジェクトは、一般的に高いリスクを伴うことから、これらのリスク解析の結果を公表し、そのリスクを十分に説明した上で、プロジェクトの開発への着手について判断しなければならない。このため、リスク解析などの結果を踏まえて、許容するリスク、成功基準及びこれに要するコストに関して、可能な限り定量的な評価を行うことが必要である。

宇宙開発プロジェクトに関して、システムとしてのリスク評価が実施され、開発に付随するリスクの同定、リスク低減方法の検討が十分に行われているかどうかを評価する。

なお、システム信頼性・安全性に関するリスク解析においては、宇宙開発事業団から、その時点で最も適切な手法（例えば、現在ではFMEA(Failure Modes and Effects Analyses: 故障モードとその影響分析)、FTA(Fault Tree Analyses: 故障の木解析)、PRA(Probabilistic Risk Analyses: 確率論的リスク解析)など)を積極的に用いた分析結果や、リスク要因に対処する基本的考え方が提示されることが必要である。

既に前項の「H - からH - Aへの変更」において、「信頼性への効果(正負

を含め)」を問い掛けているが、設計変更を行うにあたって行われた FMEA などの信頼性解析の結果と実施結果を比較し評価する。比較の結果得られる最新の信頼性評価は試験機に続く打ち上げに対する重要な信頼性指標となる。

信頼性は通常 H/W について評価が行われるが、S/W についても同様に評価されねばならない。ロバスト性などの検証について方法、結果の妥当性を評価する。更に、組立、射場整備、追跡管制などの作業では「人」が関与することから、人・物インターフェイスでの信頼性管理（フェールセーフ、フルプルーフ）がどのように行われたかについて評価する。

また、リスクを低減するための方法として、全てのリスクをプロジェクトが負うのではなく、プログラムレベルにおいても、他のプロジェクトに研究開発課題を分散し、柔軟に吸収し得る余裕（資源、スケジュールなど）を確保することも考慮して、評価する必要がある。

g . 実施体制

宇宙開発プロジェクトの目的、規模、難易度等を考慮し、プロジェクトチームの役割、関係機関や企業の役割分担等が明文化され、実施体制が明確になっていることを評価する必要がある。

資料 には、「打ち上げ及び追跡管制隊」が顔写真入りで示されているが、プロジェクト着手時には、これに該当するプロジェクトチームの体制表が整っていると考えられる。同表に基づき、役割分担を確認し、その効果を評価する。

h . 資源配分

プロジェクトの技術開発目標の優先度を踏まえて、宇宙開発事業団の資源配分（経費、人的リソース、設備など）やシステムの技術的な条件（重量、使用電力、運用時間）設定などが適切に行われているか評価する必要がある。

資料 では、

開発経費 約 9 0 0 億円（1号機を除く）

となっているが、マスタースケジュール変更もあり、実施結果を示す。

この項目については、事後評価の項目

d . 効率性

の評価として、可能な範囲で経費執行の内訳を示し、実施の妥当性を評価する。

(3) プロジェクト実施フェーズでの評価（中間評価）

この段階では、宇宙開発プロジェクトの評価の主たる目的は、環境条件が企画立案フェーズから大きく変わった場合、プロジェクトの目標の妥当性などを判断し、助言すること
研究開発が予定どおり進んでいるかについて、設定したマイルストーンをもとに確認し、助言すること
の二つであり、これを適切に実現するためには、次の観点に留意する必要がある。

評価主体

実施フェーズにおける評価は、環境条件が大きく変わった場合に、評価の客観性や信頼性を確保するために、第三者評価として宇宙開発委員会が実施する。

環境条件の変化

環境条件の変化として取り上げるべき条件としては、

- a . 宇宙開発プロジェクトの意義に基づく要求条件が企画立案フェーズの状況から変化して、実施着手前評価での前提条件が妥当でないことが明らかとなった場合
- b . 当初想定したスケジュールを、リスク管理や利用可能な資源の観点から大幅に変更せざるを得ない場合

が想定される。

こうした場合には、実施着手前段階に設定した目標を実現する意味がない可能性がある。

中間評価の結果

プロジェクトの中間評価を行った結果、計画に大きな変更を生じる事態に至った場合には、他のプロジェクトに影響することがあり、プロジェクトレベルにとどまらず、プログラムレベルの変更として評価する必要がある。

H - 8号機の打ち上げ失敗をうけて、その原因究明とH - Aに対する今後

の対策（資料 ）が出された。また、H - A開発状況について技術評価が行われ、詳細な助言が出された（資料 、 ）。ここでは、資料 の「III 今後の対策等」にある要望事項と、資料 、 の助言の全て（表1 - 1～表1 - 4）を中間評価の結果ととらえ、試験機2機の開発にどのように反映されたか、飛行実施結果はどのようであったか、をまとめて評価する。

（4）プロジェクトの実施フェーズ終了時での評価（事後評価）

この段階では、宇宙開発プロジェクトの評価の主たる目的は、
実施されたプロジェクトの成果をその効率性も考慮して判断すること
と
プロジェクトの成果の今後の研究開発計画への影響や、波及効果について判断すること
の二つであり、これを適切に実現するためには、次の観点に留意するとともに、事後評価の結果を将来計画にフィードバックすることが必要である。

評価主体

研究開発終了フェーズでの評価は、評価の客観性や信頼性を確保するために、第三者評価が実施されることが必要である。第三者評価の評価主体は宇宙開発委員会であり、評価者の選定を含む評価規範は宇宙開発委員会により決定される。

評価対象

プロジェクトによっては、個々のプロジェクトとして評価するよりも、プログラムと関連づけて複数のプロジェクトを評価対象とすることが適当である。

このため、プロジェクトの体系的な位置付けを考慮して、どのような単位（単独のプロジェクトか、プログラムと関連づけた複数のプロジェクトか）を評価の対象とするのかを十分吟味の上、事後評価を実施することが必要である。

評価項目

a . 成果

研究開発の成果は、アウトプット（結果）とアウトカム（効果）の2つに分類することができる。

アウトプットとは、具体的にどのような結果が得られたか、プロジェクトの目標がどの程度まで達成されたのか、という指標である。これに対して、アウトカムとは、具体的な結果をもたらす効果であり、プロジェクトで設定された目標の枠を越えてプログラムの意義に対してどの程度有効なものであったか、という指標である。

事後評価においては、これらの2つの指標を明確に区分し、それぞれに関して、適切な時期にコストを含んで投入されたリソースとの関係を明らかにする必要がある。

b . 成否の原因に対する分析

プロジェクトの成果の如何に関わらず、その成否の要因についての分析を実施する必要がある。

c . 波及効果

研究開発の経済的な波及効果については、産業連関分析などを積極的に利用して、把握することが望ましい。

科学技術的・社会的な波及効果については、プロジェクトの今後の研究開発計画に対する影響などを基に、把握することが必要である。

d . 効率性

プロジェクトの効率性とプロジェクト実施体制の2つの観点から評価を行うことが必要である。

プロジェクトの効率性については、計画された資源やスケジュールからのずれをもとに、効率性を定義し、できる限り定量的に把握する。

また、プロジェクト実施体制については、これが機能し、プロジェクトに対してどのように貢献を果たしたのかを把握する。

既に事前評価項目に併行して、実施結果との比較を8項までに記したので、これらを実行する。その他、以下の項目を加える。

- (1) アウトカムの評価として、後続機へのコスト目標値を評価する。その値と開発前の設定値との間に差が生じた場合は、その要因を説明する。
- (2) 開発、飛行を通じて発生した事故、不具合については、
発生時期、
事故内容、

処置状況、
判定、
を示す。

(3) H - Aプログラムの目標として終了していない項目については、
項目、
内容、
現状、
達成予定、

をしめす。

(4) 総合評価

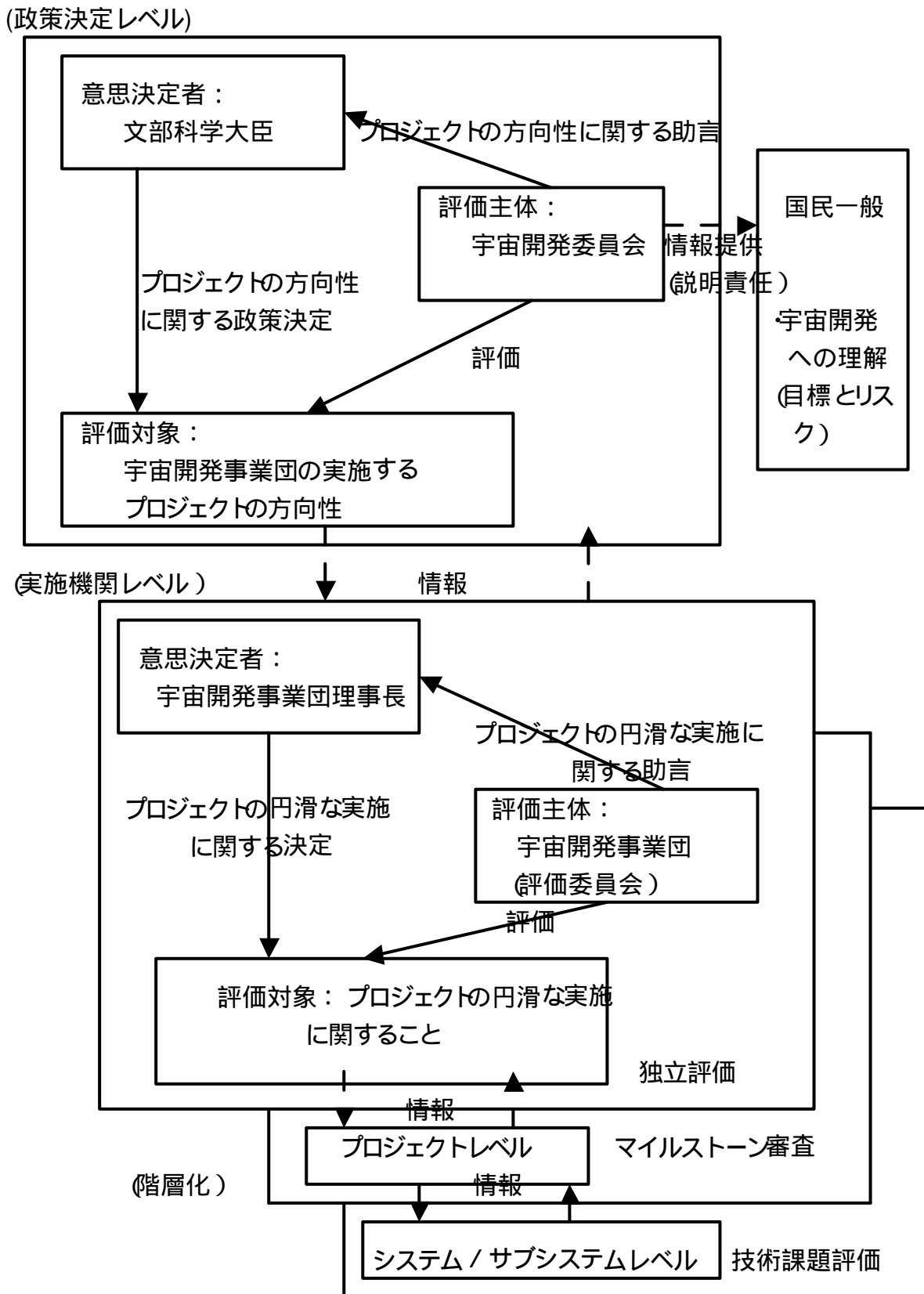


図 - 1 宇宙開発プロジェクト評価の階層化

PPP (フェーズド・プロジェクト・プランニング)

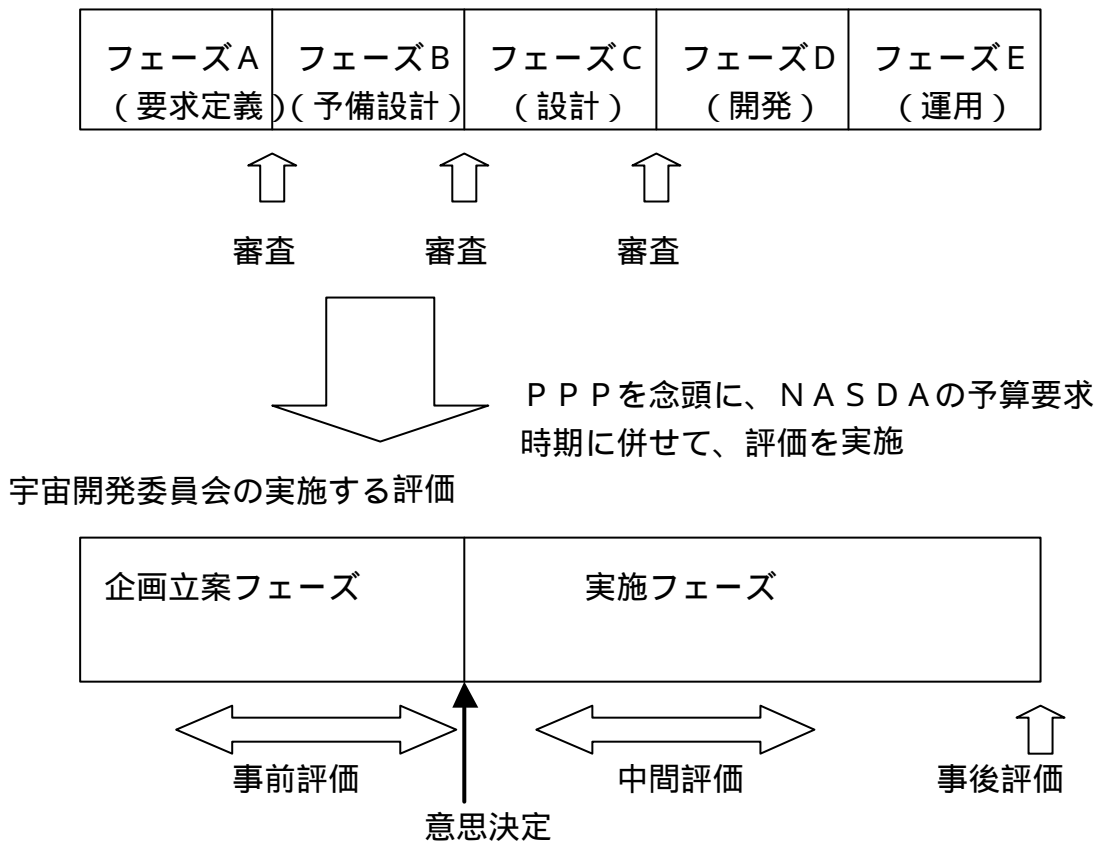


図 - 2 宇宙開発委員会における宇宙開発プロジェクトの評価システム

(参考)

評価用参考資料リスト

「宇宙開発計画」 H - A 関連抜粋	(H8~12)
H - A ロケットの開発進捗状況：輸送 1-5	(H9.12.11)
輸送系に関する宇宙開発活動の進捗状況及び成果評価報告書	(H10.6)
「我が国の宇宙開発の中長期戦略」	(H12.12.14)
H - A ロケットの検討状況について：委 10-4	(H8.4.17)
平成 13 年度夏期 ロケット打上げ及び追跡管制計画書(H - A ロケット試験機 1 号機)	(H13.7)
平成 13 年度冬期 ロケット打上げ及び追跡管制計画書(H - A ロケット試験機 2 号機)	(H13.11)
H - A システム解説書	(H13.12)
H - 発展型ロケットについて：計画 5-2	(H7.6.30)
H - ロケット 8 号機打上げ失敗の原因究明及び今後の対策について	(H12.5.18)
H - A ロケットの打上げ前段階における技術評価について(報告)	(H12.12.20)
H - A ロケット試験機 1 号機等のレビューについて(報告)：委 38-1-5	(H13.10.22)

H - ロケット 8 号機打上げ失敗に対する 今後の対策

H- 8号機打上げ失敗に対する提言と処置状況 (1 / 3)

No	項目	提言	対応結果
1	2異常振動低減化のための対策 (1)試験によるキャビテーション等の確認	LE-7Aエンジン燃焼試験による実作動状態を含む広い範囲での変動圧力データの取得 インデューサの水流し試験による変動圧力及び歪み応力データの取得 等のデータの評価を行い、基本的に巡回キャビテーション等による問題のないことを確認する必要がある。	種子島及び田代試験場において、入口圧力を変化させた燃焼試験を実施し、キャビテーションに伴う変動圧力データを評価し、問題のないことを確認した。 NAL角田においてインデューサの水流し試験を実施し、キャビテーションによる変動圧力と歪み応力データを取得し、問題のないことを確認した。 これらの結果を受けて、試験機1号機ではNPSHの管理を行い、2号機以降は改良型インデューサを適用した。
2		LE-7Aエンジンでは、液体水素ターボポンプの入口整流ベーンは装着されていないが、ポンプ入口上流にはジンパリング用のベローズ配管が配置されており、インデューサ出口にはガイドベーン等がある。これらによる流体振動に関しても、インデューサ水流し試験やLE-7Aエンジン燃焼試験によって、共振問題のないことを確認する必要がある。	ロケットに艀装した状態における液体水素ターボポンプの入口ラインを模擬したインデューサ水流し試験、さらに実際にフィードラインとエンジンを組み合わせた燃焼試験でジンパリングを行い、インデューサ部位の振動加速度・変動圧力等の計測データの通常の燃焼試験との比較を含む評価により共振問題の無いことを確認した。
3	(2)加工痕等に関する設計基準の見直し	疲労亀裂の生成に関しては、大きな応力が発生する場所に存在した、深さ15 μ mの加工痕(設計基準の範囲内のもの)が影響したと推定されたことから、インデューサのみならず他の重要な部品に関して、新たな検査方法の導入も含めて、その加工精度や加工痕を改善する方向で設計基準を見直す必要がある。	インデューサ等の重要な部品については、加工精度を向上し加工痕などに対する設計基準の見直しを実施した。
4	(3)品質管理基準の向上	インデューサ性能のばらつきが今回の事故に影響したと考えられることから、重要な部品に関しては、性能のばらつきを少なくするように、品質管理基準の向上を図る必要がある。	重要な部品については、設計基準の見直しを実施した。例えば、軸振動に対しては、エンジン領収試験にて入口圧を減圧させる試験を追加し、品質上問題のないことを確認して打上げることとした。

H- 8号機打上げ失敗に対する提言と処置状況 (2 / 3)

No	項目	提言	対応結果
5	3.テレメトリデータの充実	液体水素ターボポンプのインデューサのみならず、H-Aロケット全体のテレメトリデータについて、その計測項目、サンプリング頻度を充実させ、テレビカメラによる画像情報の取得を含め、飛行状態を適切に把握することが必要である。	テレメトリ項目について再点検を実施し、圧力等のデータの変動が早い箇所についてはサンプリング頻度を向上させた。また、ロケットにCCDカメラを搭載し、SRB-A、SSB、1/2段、衛星分離等に関する画像データを取得した。
6		H-Aロケットでは、試験機打上げ終了後も、ロケットの信頼性を向上させる観点から、基礎的なデータを、引き続いて取得していくことが必要である。	H-Aロケットには基本テレメトリと技術テレメトリがあり、H-Aでの技術テレメトリの取得は試験機までであった。H-Aでは試験機打ち上げ後も引き続き技術テレメトリデータを取得・蓄積していくよう予算要求を実施し、現時点では、年1機程度のデータ取得が認められている。
7	4.H-Aロケットの開発に向けての対策を望む事項	H-Aに関する総点検を行い、H-AからH-Aへの変更点に限らず、H-A全体の要求、設計、製造、開発等に関する再点検、再評価を実施し、それらの結果を速やかに反映させることが必要である。	宇宙開発事業団と開発各社が、それぞれ見落としのないよう網羅的に、技術仕様書、設計・工作・品質保証事項、開発試験の取得結果等について点検を実施した。点検した結果、エンジンの信頼性向上試験等の必要な開発試験を追加実施した。
8	(1)H-Aロケットの総点検の実施と評価	特殊工程に頼らざるを得ない箇所については、自動溶接の導入、表裏ビードの形状の適正化や溶接部のずれの低減等によって、溶接品質の向上を図るとともに、例えば、マイクロフォーカスX線検査の導入等により、ろう付け等の接合部を定量的に判定する必要がある。	総点検作業の一環として特殊工程を重要事項と指定し、特殊工程部位についての設計余裕の点検を行い、かつ、ばらつきの低減や検査の方法を主に、外部の専門家(日本溶接協会)のレビューを受けた。

H- 8号機打上げ失敗に対する提言と処置状況 (3 / 3)

No	項目	提言	対応結果
9	(2)開発試験及び 領収試験の充実	H- Aの開発段階において、LE- 7Aエンジン燃焼試験、LE- 5Bエンジン燃焼試験、固体ロケットブースタの燃焼試験等、これまで以上の充実を図っていく必要がある。	LE- 7A、LE- 5Bともに開発供試体の数を増やし、信頼性の向上等を目的としてより広範囲の作動点の燃焼試験を実施した。また、SRB- Aについても供試体の数を増やし、追加の燃焼試験を実施した。
10		開発段階のみならず、エンジン領収試験においても、エンジン性能及び機能の健全性を確認するために、できる限り実際の飛行と同じ条件でデータを取得する必要がある。	LE- 7Aエンジンについては、推進薬の入口圧力を低下させる技術試験を追加し、健全性の確認を行うこととした。LE- 5Bエンジンについては、高空燃焼試験設備を使用した領収試験を行うこととし、飛行と同じ状態でデータを取得することとした。その他に、1段エンジン部の分離衝撃試験、フェアリング分離部の低温試験、誘導制御系システム試験等を実施した。
11	(3)異物混入の防止対策の向上	地上試験や射場の作業中に異物混入となる可能性のある場合は、今後とも一層の注意を払うとともに、作業者の身体に付着した異物が混入しないように、作業者の教育や、工具部品等の管理方法について再検討する必要がある。	コンタミ・異物点検チームを編成し契約相手方やその下請協力企業に対してコンタミ防止三原則の浸透を図るよう点検シートを用いて意識の向上を図ってきた。また、射場整備作業において異物が混入しないように、推進系やエンジンに関する作業を実施する際には専用の衣服に着替える等の処置を実施した。
12	(4)情報技術の積極的な導入・活用	データ管理システムや射場システムの高度化・・・(略)・・・を早期に構築するとともに、開発段階で得られたデータの共有化や、シミュレーション機能の充実を図り、その目的を達成することが必要である。	データ管理システム及び射場システムの情報化を行い、ロケットの点検データやフライトデータを短時間で入手、利用できるようにした。

技術評価部会

H - A ロケット評価専門家会合の助言の 開発への反映

表1-1 ロケットシステム全般評価表(1/4)

<p>1. 評価項目</p> <p>打上げ直前の地上作業の手順や信頼性に係る有効性の確認</p>
<p>2. 着目点</p> <p>H- Aロケットにおいては、打上げ直前の地上作業等における地上設備、ソフトウェアはほとんど新規であるため、その手順や信頼性の維持方法を確認する。</p> <p>(1) カウントダウン作業中の誘導制御系に関する作業項目の列挙とその内容一覧</p> <p>(2) 姿勢プログラム変更の手順と信頼性確認の方法</p> <p>(3) 気象(雷雲、落雷、地上風など)に対する信頼性確保の作業項目と、その内容</p> <p>(4) 高層風(20km以上)の影響についての確認</p>
<p>3. 論点整理</p> <p>H- Aロケットで初めて導入される地上作業について、その手順や信頼性の維持方法を確認した。特に姿勢プログラム変更作業は、打上げ20分前に終了する作業であるため、失敗に結びつく可能性があるかどうかの議論を行った。その他、気象観測、高層風の影響等に関する検討内容を確認した。</p>
<p>4. H- Aロケット評価専門家会合における評価及び助言</p> <p>地上作業の手順や信頼性に係る有効性は、ほぼ適切に確認されていると判断する。</p> <p>(1) カウントダウン作業については、多くの新規作業が予定されているため、人為的ミスが発生しないようNASDAで設定された計画に従い、繰り返し手順練習を行うことを助言する。</p> <p>(2) 姿勢プログラムの変更作業は、作業手順を十分に習熟して行う必要があり、NASDAの計画に沿って継続して訓練を行うことを助言する。</p> <p>(3) 気象に対する判断基準は、NASDAで設定されている内容で妥当である。但し、雷雲等の距離については計測の不確実性が考えられるので気象監視において十分な注意を払うことを助言する。</p>
<p>5. NASDAの具体的改善点(試験機1号機打上げ時点)</p> <p>(1) プログラムレート再設定について1号機の極低温点検等で打上げを模擬してのべ3日間訓練し、作業の習熟に努めた。また、打上げ2日前、1日前にも訓練を追加し、打上げ当日に向けて万全を期した。</p> <p>(2) 計測システムの特性を再確認し、不確実性を考慮した運用を実施した。</p>
<p>6. 飛翔試験で得られたデータ及び結果(試験機1号機打上げ終了時点)</p> <p>(1) 上記を実施した結果、打上げ当日の作業はスムーズであり、運用は良好であった。</p> <p>(2) 運用上特に問題なかった。</p>
<p>7. 評価(試験機1号機打上げ終了時点)</p> <p>1. 飛翔第1号機が正常に飛行したことは、致命的な問題がなかったことを示しており、作業手順が適切に実施されたことを推測させるもので、評価できる。</p> <p>2. 手順の習熟度については、NASDA見解によれば、問題なく行われたものと推定される。</p> <p>3. 気象データの不確実性や、それに対する実際の対応については、致命的な問題は顕在化しなかった。次号機以降も継続して十分な注意を払うことが必要である。</p> <p>4. 作業の重要性と実施時間の制約を考えると、飛翔試験を通じて継続して確認されることが望まれる。</p>
<p>8. NASDAの具体的改善点(試験機2号機以降)</p> <p>(1) プログラムレート再設定について、試験機2号機の極低温点検等で打上げを模擬して訓練を実施し、打上げ当日に向けて万全を期した。また、打上げ作業の運用上、問題は生じなかった。</p> <p>(2) 後続号機についても、打上げ前の極低温点検等において、打上げを模擬した訓練を実施していく。</p>
<p>9. 飛翔試験で得られたデータ及び結果(試験機2号機打上げ終了時点)</p> <p>8頁に記載。</p>
<p>10. 評価(試験機2号機打上げ終了時点)</p> <p>1. 地上作業は順調に行われたことを評価する。</p> <p>2. プログラムレート再設定に関して、場合によっては、再設定を避けられるようなリスク管理の検討が望ましい。</p>

表1-1 ロケットシステム全般評価表 (2/ 4)

<p>1. 評価項目</p> <p>重要部品に対する受け入れ検査についての評価</p>
<p>2. 着目点</p> <p>(1) LE-7Aエンジンの認定試験において、ターボポンプの軸受の保持器が、素材製作時に形成された「しわ」による強度不足で破損する不具合が生じた。検査基準が不明確であったため、材料品質の劣化が検出できていなかった。</p> <p>LE-7Aエンジンの領収試験後の点検で発見された液体酸素ターボポンプ及び酸素タンク加圧用配管の不具合においては、製造上の変更等の情報が十分に把握されていなかった。</p> <p>(2) M- ロケット4号機における不具合の原因は、仕様と整合しない下請けメーカー製品の受け入れ体制に問題があった。</p>
<p>3. 論点整理</p> <p>(1) LE-7Aエンジンの軸受保持器の破損は、重大な事故につながる可能性があることから、受け入れ検査における強度確認など、品質管理を十分行うことが望ましい。H- Aロケットの全ての重要部品について、この教訓を生かして水平展開することが望ましい。</p> <p>(2) M- ロケット4号機の打上げ失敗の原因は、グラファイト製のスロートインサートのき裂等が見逃されたことである。この事実は、これまでの一連の信頼性確認の過程では拾いきれない部分の存在を示しており、信頼性確保に新たな方法・機構を導入することが望ましい。</p>
<p>4. H- Aロケット評価専門家会合における評価及び助言</p> <p>(1) 納入物品の検査・試験、単品での試験方法の確立、他の重要部品への警告の発信と水平展開を行うことを助言する。</p> <p>(2) M- ロケットと類似の打上げ失敗を未然に防げる確認手段がどのようなものか、事例を研究することを助言する。</p>
<p>5. NASDAの具体的改善点 (試験機 1号機打上げ時点)</p> <p>(1) H- A開発業務の改善として製造工場に製造・検査技術の専門家を配置し、受入検査も含めて品質保証活動を強化した。</p> <p>(2) 非破壊検査技術アセスメント活動を通じて具体的な改善点を洗い出している。(継続実施)</p>
<p>6. 飛行試験で得られたデータ及び結果 (試験機 1号機打上げ終了時点)</p> <p>バルブ・コンタミ問題等下請けメーカーからの受け入れ体制に要改善点あり。重要品質問題を抽出し、NASDAとメーカーで更に改善を図る。</p>
<p>7. 評価 (試験機 1号機打上げ終了時点)</p> <p>今回 1号機では特に大きな問題もなく、NASDA とメーカーの改善努力が報われたものと評価する。問題は、試験機段階を終了した後の運用段階に入ってからルーチンで、如何に今までと同等の品質保証を維持するか、ということである。検査基準、下請けメーカー管理を含め、品質管理体制のあり方を、コストも含めて、今後十分に検討すべきである。</p>
<p>8. NASDAの具体的改善点 (試験機 2号機以降)</p> <p>(1) コンタミ問題については、コンタミ異物点検チームを編成し契約相手方やその下請協力企業に対してコンタミ防止三原則の浸透を図るよう点検シートを用いて意識の向上を図っている。</p> <p>(2) バルブについては、バルブの不具合(品質問題)に関する背後要因分析を実施している。要因分析の結果をもとに、必要な点検、改善作業を実施していく。</p> <p>(3) 特殊工程(鋳造、溶接、ろう付け、非破壊検査等)に関するアセスメント委員会により、ロケット製造過程の源流から下流までの一連の工程アセスメントができた。抽出された短期的課題についてはロケットの製作に反映し、中長期的課題については対応を検討中である。</p>
<p>9. 飛行試験で得られたデータ及び結果 (試験機 2号機打上げ終了時点)</p> <p>特になし。</p>

10. 評価 (試験機 2号機 打上げ 終了時点)

1. 部品不具合、コンタミ等飛翔前に検出できたことは当然であるが準備段階の手順は確立していると評価できる。更に提案通り上流でチェックできる体制強化が望まれる。
2. 2次メーカー製品、少量生産品に関する信頼性の確保は未完成であり、継続して検討を要する。

表1-1 ロケットシステム全般評価表 (3/ 4)

1. 評価項目 コスト削減と信頼性維持の両立に関する評価
2. 着目点 コスト削減は、試験 評価作業の削減につながりかねないため、どのような方法で信頼性を維持したかを確認することが望ましい。
3. 論点整理 コスト削減はシステム、機能の削減ではなく 最近の技術の進歩を取り入れた結果であり さらに故障診断 回復技術を採用して信頼性の向上を図ったから十分ということであるが、限られた予算の中で、必ずしも必要なすべての試験が行われていないとの説明もあったように、信頼性とコストは基本的には相反するものである。
4. H- Aロケット評価専門家会合における評価及び助言 コスト削減と信頼性確保に関する検討が行われていることは理解できる。 今後のロケット開発に資するため、コスト削減と信頼性との関係のあり方について検討することを助言する。 故障診断・回復技術は、故障箇所が明確に同定され、それに対する診断と対応が明確に定義される故障に対しては有効であるが、それ以外の予測を越えた故障、複数の機器にまたがる故障に対しては、システムを複雑にするだけかえって危険性が増える。徹底した「故障発現様態」の発見に努力することを助言する。
5. NASDAの具体的改善点 (試験機 1号機打上げ時点) (1)品質 信頼性向上プログラムの中で品質と信頼性を向上させる方策を具体的に検討している。現在、「ウェアリング内音響環境解析手法の開発」、「LE-7A信頼性向上」及び「固体ロケットモータノズルの信頼性向上」を実施中。 (2)「故障発現様態」の発見についてはブレインストーミングを実施し、搭載機器の異常 故障発生時の網羅的な動作確認及び機体性能特性や飛行環境の変動ケースの過負荷試験によるマージン確認を目的としたフルソフトウェア シミュレーション 試験を実施した。また、製造技術上の問題から発生する故障発現を低減することを目的として特殊工程に対して工程FMEAを実施し、重要品質特性 重要加工パラメータを洗い出した。
6. 飛行試験で得られたデータ及び結果 (試験機 1号機打上げ終了時点) 特になし
7. 評価 (試験機 1号機打上げ終了時点) 当分の間「コスト削減」より「信頼性向上」に重点が置かれるものと思われるが、打上げが順調に進むと「コスト削減」とのバランスが問題になるものと思われる。この問題は、H-IIA ロケットの目的によっても左右されるが、今後も常に慎重に検討を行うことを助言する。
8. NASDAの具体的改善点 (試験機 2号機以降) (1)5項に示す信頼性向上プログラムを検討し、計画を策定中である。
9. 飛行試験で得られたデータ及び結果 (試験機 2号機打上げ終了時点) 特になし
10. 評価 (試験機 2号機打上げ終了時点) 1. 信頼性向上、あるいは性能向上に対する措置、たとえば、インジェクターのエレメント数増大などはコストインパクトは比較的小さいと考えられるので妥当である。 2. 打ち上げ準備作業のマンパワー削減が課題であるが、この際、信頼性にインパクトがないように要員と作業の要不要を大胆、詳細に検討して実行に移すことが重要である。

表1-1 ロケットシステム全般評価表(4/4)

1. 評価項目 信頼性の評価方式に関する評価
2. 着目点 (1) 信頼性の評価方法、及び設計変更を伴うバージョンアップ時の信頼性の評価方法は、妥当なものが採用されているか。 (2) 開発に必要な試験回数の設定は妥当か。
3. 論点整理 (1) 信頼性評価の定量化は、燃焼試験に基づいたノンパラメトリックな実証信頼度に依存している。この評価方式では、高い信頼度が要求されると膨大な回数の試験が必要になる。このため LE-7Aエンジンは、LE-7エンジンの基本技術を継承している理由で、LE-7エンジン開発時の成功試験回数を合算して信頼度を算出している。設計変更部分については、個々にパラメトリックな手法で定量的に信頼性を評価し、ノンパラメトリックな手法で実証された信頼度に加減する必要がある。 (2) ノンパラメトリックな手法では、開発試験時の不具合対策による信頼性の改善に対して定量的に評価できない。更に、新たな構成部品を開発する場合に、目標信頼度が与えられると、技術の難易度に関係なく自動的に必要な試験回数が逆算できることになる。試験による性能・機能限界の実証は重要であるが、限界の実証には大きな危険と経費が伴うことから、重要部品について、パラメトリックな解析手法で限界を定量的に評価し、マージンの確認を行うことが信頼性の確実な把握に有効である。
4. H- Aロケット評価専門家会合における評価及び助言 (1) 信頼水準を設定し、試験回数と成功数からの二項分布等により信頼性の下限値を推定するノンパラメトリックな手法を用いた信頼性評価とともに、故障モードとその影響分析(FMEA: Failure Modes and Effects Analyses)を行い、これに基づいたパラメトリックな手法による定量的な信頼性評価法を確立することを助言する。 (2) 新規および設計変更をともな構成部品開発では、設計段階においてパラメトリックな手法に基づいた定量的な信頼性評価を行い、ノンパラメトリックな手法と併せて目標信頼度を達成するに必要なかつ十分な試験回数を見積もることを助言する。
5. NASDAの具体的改善点(試験機1号機打上げ時点) 従来から実施しているノンパラメトリックな手法の他に、パラメトリックな手法による定量的な信頼性評価法の研究を中長期的な観点から実施する。
6. 飛翔試験で得られたデータ及び結果(試験機1号機打上げ終了時点) 特になし。
7. 評価(試験機1号機打上げ終了時点) できる部分からパラメトリックな手法による定量的な信頼性評価法の導入を試みることを助言する。
8. NASDAの具体的改善点(試験機2号機以降) (1) 5項に示す事項を継続して検討する。
9. 飛翔試験で得られたデータ及び結果(試験機2号機打上げ終了時点) 特になし。
10. 評価(試験機2号機打上げ終了時点) 1. パラメトリックな手法による定量的な信頼性の評価法の研究を開始したことは評価できる。 2. できる部分から導入することを求めたい。

表 1 - 2 誘導制御系評価表 (1 / 4)

<p>1. 評価項目 誘導制御系の信頼性を確認するための検証試験に関する評価</p>
<p>2. 着目点 信頼性を評価確認するための有効な方法は「試験」であり、検証試験として考察漏れがないかどうか検討・評価することが望ましい。</p>
<p>3. 論点整理 実運用システムは、数々の運用経験を経て、設計、製造の欠陥が洗い出された結果、成熟していく。H-Aロケットは開発途上品であり、まだ実飛行試験、運用などの検証機会が与えられていないシステムである。こうしたシステムでは、ハードウェアの偶発故障以前に、まだ設計、製造に欠陥が潜在する可能性が残る。 近年、システム性能のソフトウェアへの依存がより大きくなっており、地上の少し大きなシステムでは、欠陥の多くは、ハードウェアよりもソフトウェアに起因するとされる。ソフトウェアは中身が見えないという検証上の最大の欠点を持っている。また、ソフトウェアの中身がブラックボックス化するにつれて、システムの検証が中身を抜きにしてインターフェースの確認に偏重してくる危険性がある。</p>
<p>4. H-Aロケット評価専門家会合における評価及び助言 一連の検証試験は概ね適正に行われていると判断する。 内在する欠陥を洗い出すには、「見えない部分を見えるようにして確認する」ことが最善の策であり、それには条件を変えた数多くの試験、および過負荷をかけた試験を実施するのが適切である。事前の試験・検証は十分というレベルが無い以上、許される中で最大限の性能試験および検証が継続されることを助言する。 特に、環境、条件を変えた試験が有効であり、試験の条件などは多面的な切り口で落ちがないかを再確認することを助言する。また、検証の過程で見いだされたマージンの低下したケースについて、周辺の関連する「見えない要因」を発掘するブレンストーミング的な検討を行うことを助言する。</p>
<p>5. NASDAの具体的改善点 (試験機 1号機打上げ時点) (1) 「見えない要因」を発掘する目的でブレンストーミングを実施した。特に問題点として挙げられた事項はなかったが、確認漏れの要因が無いよう網羅的に下記(2)項の試験を実施した。 (2) フルソフトウェア・シミュレーション試験を実施し、搭載機器の異常・故障発生時の網羅的な動作確認、機体性能特性や飛行環境の変動ケースの過負荷試験によるマージン確認を行った。</p>
<p>6. 飛行試験で得られたデータ及び結果 (試験機 1号機打上げ終了時点) (1) ソフトウェアが異常動作をするような想定外の事象は発生しなかった。 (2) 第1段性能が低かったが、誘導制御系はそれに対応して正常に機能し、所定の軌道投入精度を達成した。</p>
<p>7. 評価 (試験機 1号機打上げ終了時点) 1. 飛行試験第1号機において、正常に機能が発揮されたことは、致命的な要因がなかったことを示しており評価できる。とくに推進性能の分散を補った点は、飛行前の検討範囲が適切であったことを示している。 2. ソフトウェアの問題は、いくつかの特別な条件が複合した場合に見られる傾向があり、継続して問題のないことを確認する作業を継続することが望まれる。 3. 長期的には、多数回の飛行と、それらのポストフライ解析の繰り返し、積み重ねが問題点の排除へつなげると考えられ、飛行データの十分な検討が求められる。</p>
<p>8. NASDAの具体的改善点 (試験機 2号機以降) (1) 試験機 2号機においても、フルソフトウェア・シミュレーションを実施し、搭載機器の異常・故障発生時の網羅的な動作確認、機体性能特性や飛行環境の変動ケースの過負荷試験によるマージン確認を行った。 (2) 後続号機についても、フルソフトウェア・シミュレーションを実施するとともに、飛行後評価解析の結果を適切に反映する。</p>
<p>9. 飛行試験で得られたデータ及び結果 (試験機 2号機打上げ終了時点) (1) 8頁に記載。 (2) 第1段性能が低かったが、誘導制御系はそれに対応して正常に機能し、所定の軌道投入精度を達成した。</p>

10. 評価 (試験機 2号機打上げ終了時点)

検証試験として考察漏れがないかどうかを評価・点検した結果、一連の検証試験は、長期的な対応が必要な項目を除き、概ね適正に行われていると判断する。試験第1, 2号機では、推進性能に事前計画値からの分散を生じたが、本誘導制御機能は正しく機能し、所定の軌道へ投入することに成功しており、これを支持している。

継続して「見えない要因」を発掘するブレンストーミング的な議論を実施することを助言する。

表 1 - 2 誘導制御系評価表 (2 / 4)

<p>1. 評価項目 不測の飛行異常に対する誘導制御系の対処に関する評価</p>
<p>2. 着目点 不測の障害に対する誘導制御系の対処方法を確認する。 (1) 打上げから衛星分離までの時系列において、誘導制御系が対処可能、不可能な異常事象の抽出及び分類 (2) 1段分離時における新規機能の信頼性の確認</p>
<p>3. 論点整理 打上げから衛星分離までの時系列において、誘導制御系が対処可能、不可能な事象を明確にし、必要に応じて誘導制御系の機能拡充を図ることが望ましい。エンジン異常等、主に誘導制御系で対処不可能な事象を確認した。 搭載用コンピュータは、H- Aロケットで新規開発であるため、その信頼性を十分に確認することが望ましい。2段目に搭載されている誘導制御計算機を主系として機能しているため、1段分離時における異常動作がないことを明確にした。</p>
<p>4. H- Aロケット評価専門家会合における評価及び助言 過去の実績に沿った自己診断機能が維持されており、その検討、方策は適当であると判断できる。 海外に冗長系の不具合事例もあり、故障診断、自己診断機能における、「故障の発現する様態の不確定性」に関して、徹底したブレンストーミング的な検討を行うことを助言する。 将来的には、異常事象に対する原因究明のみならず、診断機能の適切性を考慮し、誘導制御系の監視機能が実時間で対処可能かどうかの検討をしていくことを助言する。</p>
<p>5. NASDAの具体的改善点 (試験機 1号機打上げ時点) 評価表 1 - 2 (1 / 4) 5項に同じ。</p>
<p>6. 飛行試験で得られたデータ及び結果 (試験機 1号機打上げ終了時点) 自己診断機能で検出された異常・故障はなかった。</p>
<p>7. 評価 (試験機 1号機打上げ終了時点) 1. 飛行第 1号機においては、異常は検出されず、本機能は動作しなかったものと解釈される。 2. このような故障診断、自己診断機能は、特殊な条件下で動作するもので、「発現の様態」は多様で、かつ正常時には機能しないため、機能の健全性を飛行によって確認することは、かなり難しい。残された試験飛行の機会に、飛行前解析の範囲を再確認し、継続してブレンストーミング的な検討を行うことを助言する。 3. 将来的な機能の付加に関しては、検討の継続を促したい。</p>
<p>8. NASDAの具体的改善点 (試験機 2号機以降) (1) 評価表 1 - 2 (1 / 4) 8項に同じ。</p>
<p>9. 飛行試験で得られたデータ及び結果 (試験機 2号機打上げ終了時点) (1) 評価表 1 - 2 (1 / 4) 9項に同じ。</p>
<p>10. 評価 (試験機 2号機打上げ終了時点) 試験第 1、2号機においては、異常は検出されず、本機能は動作しなかったものと解釈される。しかし、所定の軌道投入精度を達成したことは、搭載の故障診断、自己診断機能が適切に機能したことを証明している。「発現の様態」は多様であり、機能の健全性を実飛行によって確認することは、かなり難しく、継続してブレンストーミング的な検討を行うことを助言する。</p>

表 1 - 2 誘導制御系評価表 (3/ 4)

<p>1. 評価項目 力学モデルと制御系の設計、振動解析、構造物のモデル化の妥当性評価</p>
<p>2. 着目点 力学モデルの不備、あるいは反映方法の不備が原因となった打上げ失敗例が少なくない。このため、飛行計画作成に用いられている機体の動力学モデル及び変数に関する妥当性の確認を行った。</p> <p>(1) ピッチ (上下方向回転) / ヨー (左右方向回転) 安定性解析における動力学モデル及び変数の妥当性確認 (2) ロール (機軸周り回転) 安定性解析における動力学モデルおよび変数の妥当性確認 (3) 発射時の風に対するロケットの制御可能性 (4) 慣性センサー搭載構造と第 2 段制御時の局所構造振動に対する検討 (5) 高層風と SRB - A 分離運動解析</p>
<p>3. 論点整理</p> <p>(1) すべての変数の変動範囲を考慮した解析がなされているか。機体の曲げ運動に連成する空気力の効果が解析モデルに取り込まれているか。慣性センサー搭載位置における機体曲げ振動の影響が十分に考慮されているか。推進剤の揺動の影響を適切に考慮しているか。デジタル・フィルタのリセットの処置は適切に行われているか。 (2) ロール運動の動力学モデルに関する解析や試験が適切に行われているか。SRB - A の推力方向制御に関する力学モデルの妥当性。実飛行におけるロール運動計測の可能性。 (3) H- A ロケットの様々な形状に対して、十分な発射可能確率が得られるか。 (4) 慣性センサー搭載構造の振動の取り扱いの妥当性、第 2 段制御立ち上がり時の慣性センサー搭載構造の影響 (5) 高層風が姿勢制御と SRB - A 分離運動へ与える影響</p>
<p>4. H- A ロケット評価専門家会合における評価及び助言 力学モデルと安定性の解析、検討は概ね適切に行われている。</p> <p>(1) ピッチ、ヨーの微小擾乱の運動方程式の扱いについて、空力弾性を考慮した数学的な形式を整えるよう改良することを推奨する。慣性センサー搭載位置のモード傾斜の不確定性の影響が排除されていることを再確認することを助言する。 (2) SRB - A と第 1 段機体間の振動モードについては再確認するべきである。慣性センサの搭載は、初号機の飛行後解析で重要である。打上げ失敗の抑止へ貢献するものではないが、専門家会合としては、その搭載を勧める。少なくとも当該周波数での上下 2 点での位相差情報が確認できる計測方法を確保することを助言する。 ロールまわりでの SRB - A 振動の解析はやや不十分であり、特に、隙間と未考慮の振動モードに起因する不確定性について、SRB - A 分離時の初期条件の再吟味を行うことを助言する。 (3) 2 号機以降の形状の異なる機体の打上げに当たっては、打上げ計画立案の段階で、発射時の風に対するロケットの制御可能性および構造強度に関する十分な検討を行うことを助言する。 (4) 第 2 段の推力立ち上がりに関わる局部構造振動の影響については検討を行って確認済みと判断する。 (5) 高層風の姿勢制御と SRB - A 分離運動へ与える影響については問題ないと判断する。</p>
<p>5. NASDA の具体的改善点 (試験機 1 号機打上げ時点)</p> <p>(1) 空力弾性効果を考慮して安定性解析を実施し、影響のないレベルであることを確認した。また、慣性センサー搭載位置のモード形状の不確定性についても影響のないレベルであることを確認した。 (2) SRB - A L 側及び R 側の前部アダプタと後部アダプタに加速度計を搭載し、3 軸 (機軸 / ピッチ / ヨー) 方向の加速度データを取得することとした。ロール軸回りの力学モデルにおいて未考慮の振動モードの影響について検討した。ピッチピン / ガイト部のガタを考慮した非線形モデルを作成し、時間領域でシミュレーションを行い、制御性上影響を与えるレベルではないことを確認した。 (3) 今後も実測風をもとに検討を行う</p>
<p>6. 飛翔試験で得られたデータ及び結果 (試験機 1 号機打上げ終了時点)</p> <p>(1) RG - PKG, LAMU, MU 出力結果は機体運動と整合性が取れている。また、共振現象は確認できていないことから姿勢制御系安定性について良好であった。</p>

<p>(2) SRB - Aに搭載した加速度計の出力を確認した結果、姿勢制御系に影響を与えるような異常な振動は発生していないことを確認した。この結果、ロール軸回りの姿勢制御系について良好であった。</p> <p>(3) N/A</p>
<p>7. 評価 (試験機 1号機打上げ終了時点)</p> <p>1. 飛翔第 1号機が正常に行われたことから 致命的な問題はなかったと解釈することができ、飛翔前検討が適切であったと推測することができる。速報データに大きな問題はない模様で、NASDA 報告によれば、慣性センサには、縦・横とも共振や異常振動は見られないとのことであり、飛翔前の検討は適切であったと推測される。</p> <p>2. なお、力学ならびに制御系検討としては、ポストフライト解析が十分に行われることが重要である。特に、構造モード、SRB-A との連成振動モードの確認や、第 2段推力立ち上がり時の過渡応答、SRB-A 分離併進運動解析に関しては、この評価シートで助言された項目でもあり、よく検討 確認され、次号機以降の継続的な評価が必要である。飛翔時の風についても、横加速度、姿勢偏差、ノズル舵角データから再現が可能であり、おなじく検討 確認のうえ、次号機以降もプログラムレート再設定時の予測値と比較評価することが望まれる。</p>
<p>8. NASDAの具体的改善点 (試験機 2号機以降)</p> <p>(1) 試験機 2号機についても試験機 1号機と同様に飛行後評価を行い、(RG- PKG, LAMU, IMU)の出力結果と機体運動の間に整合性が取れていることを確認した。また、SRB - Aについても異常な振動は発生しておらず、ロール軸回りの姿勢制御系も良好であった。</p> <p>(2) 後続号機についても、飛行後評価により、制御系 (機体運動)に問題のないことを確認する。</p>
<p>9. 飛翔試験で得られたデータ及び結果 (試験機 2号機打上げ終了時点)</p> <p>8頁に記載。</p>
<p>10. 評価 (試験機 2号機打上げ終了時点)</p> <p>試験第 1, 2 号機の飛翔は正常で、飛行後評価の結果は事前解析の力学モデルと整合しており、モデル化は妥当であったと判断できる。SRB-A まわりで助言された点は、試験第 1 号機の飛翔結果に対して採られた方策の適切性が第 2 号機飛翔にて確認されるなど、問題ないと判断する。</p> <p>継続して、飛行後評価を実施し、制御系 (機体運動)に問題のないことを確認していくことを助言する。</p>

表 1 - 2 誘導制御系評価表 (4 / 4)

<p>1. 評価項目</p> <p>過去の誘導制御系に起因する打上げ失敗の事例に対する対策の妥当性評価</p>
<p>2. 着目点</p> <p>ロケットの種類や打上げ機関にかかわらず、打上げ失敗に至る事故には共通点が多く、確認を行うことが必要である。</p>
<p>3. 論点整理</p> <p>(1) 艤装・計装上の不具合事例の対策は処置されているか。</p> <p>(2) 力学モデルの不備による不具合事例の対策は処置されているか。</p> <p>(3) ソフトウェア関連の不具合の対策は処置されているか。</p> <p>特に、故障や診断ソフトウェアの機能について、故障発現の様態に関する検証・確認ができていないか。また、射場での直前での変数の書き込みについては、単純な人的エラーの他に、電子的に交換される情報の書き込みの確認作業について十分な検討が行われているか。</p>
<p>4. H- Aロケット評価専門家会合における評価及び助言</p> <p>過去の誘導制御系に起因する打上げ失敗の事例に対する対策については、概ね完了していると判断する。</p> <p>引き続き、NASDAで計画されている艤装・計装の点検が継続されることを助言する。</p> <p>力学モデルに関連した不具合については、デルタ をはじめ解析が不十分であることに起因するものが数多く報告されている。ロール方向の力学モデルは一部完備でない箇所があり、早急に検討を行うことを助言する。</p>
<p>5. NASDAの具体的改善点 (試験機 1号機打上げ時点)</p> <p>艤装・計装についてウォークアラウンド点検を実施した。</p> <p>ロール方向の力学モデルについては評価表 (3 / 4) の 6 (2) に同じ。</p>
<p>6. 飛行試験で得られたデータ及び結果 (試験機 1号機打上げ終了時点)</p> <p>ロール方向の力学モデルについては評価表 (3 / 4) の 7 (2) に同じ。</p>
<p>7. 評価 (試験機 1号機打上げ終了時点)</p> <p>1. 飛行第 1号機では、過去の不具合事例と同種の不具合の発生はなく、致命的な問題は生じなかったものと推測される。</p> <p>2. ソフトウェア関連についても、飛行は正常であり、問題は発見されておらず、大きな問題はなかったと推定される。</p> <p>3. 次号機以降の試験飛行、およびそのポストフライト解析を通じて継続した確認が求められる。</p>
<p>8. NASDAの具体的改善点 (試験機 2号機以降)</p> <p>(1) 評価表 1 - 2 (3 / 4) 8項に同じ。</p>
<p>9. 飛行試験で得られたデータ及び結果 (試験機 2号機打上げ終了時点)</p> <p>(1) 評価表 1 - 2 (3 / 4) 9項に同じ。</p>
<p>10. 評価 (試験機 2号機打上げ終了時点)</p> <p>試験第 1、2号機の結果によると、過去の事例と同種の不具合の発生はなく、助言された艤装・計装、力学モデルの点検が適切に実施されたものと判断できる。</p> <p>過去の不具合事例では、何機かの飛行後にあらためて問題点が顕在化・発見される場合があり、継続して飛行後評価による多様な角度からの点検を助言したい。</p>

表 1 - 3 機体構造系評価表 (1 / 5)

<p>1. 評価項目 SRB - A結合分離部の動的挙動を把握するための、分離システムを装着した状態での燃焼試験の必要性</p>
<p>2. 着目点 左右のSRB - Aは上下各2本のサイドブレース 上部支持点から下部支持点に至る2本のスラスト伝達部材で支持される。また、振れ止めガイドがSRB - Aの回転を抑制する。 SRB - A点火と同時に上下支持点間で5mmの伸びが生じ、これはトラスの取り付けヒンジの回転、振れ止めガイドの撓動によって吸収される。これらの動作は大推力下で瞬間的に発生し、解析的予測に困難が予想される。</p>
<p>3. 論点整理 根本的にはSRB - A支持機構を装着した状態での燃焼試験を行うことが問題の所在を明確にする手段である。試験形状としては、縦置き、横置きが考えられるが、どちらの場合も重力と慣性力が実際の飛行時と異なる。正確に模擬するために地上試験装置に力の補正装置を設けることが望ましいとの見解であるが、必ずしも飛行時と同等の状況は必要ではない。機構を限界近くの荷重状態に置き、そのときの測定と解析を付き合わせる事で不確定要因の多くを取り除くことができる。 一方、SRB - Aの支持機構に不具合が発生した場合には発射直後に大きな惨事を引き起こす可能性があり、万全を期することが望ましい。シャトル チャレンジャー事故の後に、固体ロケットブースターを立てた状態で燃焼試験を行った例もある。</p>
<p>4. H- Aロケット評価専門家会合における評価及び助言 個別要素試験を追加することは最低限のこととして望ましい。各要素の変動幅を含む特性値を用いて機体の動的応答を構造解析シミュレーションでおこない、設計の妥当性を確認することを助言する。 さらに、長期的な観点から、実機において十分な飛行データの取得を行い、設計の改良等に反映して行くことが望ましい。</p>
<p>5. NASDAの具体的改善点 (試験機1号機打上げ時点) 個別要素試験として、実機形態のピッチピン/ ガイド部を使用した撓動挙動確認試験を実施し、フライト時に想定される撓動モードに対して摩擦係数 発生歪 部材挙動が問題ないことを確認した。また、SRB-A および各結合部材の剛性値/ノミナルおよびバラツキについて、試験結果に基づいて妥当性を再検証し、解析に使用する剛性モデルの精度を向上した。 一方解析においては、結合部荷重に寄与する要素に対して静解析による感度評価を実施し、各要素の変動幅に対する結合部荷重の変動幅を確認した。 以上を踏まえて、最終確認として下記の2点により結合部挙動及び荷重を確認した。 ・上記を反映した動解析を、コア/ SRB-A 担当各メーカーのクロスチェックとして実施。 1/4 スケールモデルを用いた、結合部のSRB-A 着火過渡応答荷重評価試験の実施。</p>
<p>6. 飛翔試験で得られたデータ及び結果 (試験機1号機打上げ終了時点) SRB-A 着火時に結合部材に生じる過渡応答荷重を評価するために、各部材の発生歪の外部計測を実施した。その結果、計測された荷重はリフトオフ時荷重解析結果に包絡されており、振動周波数もほぼ一致していることから解析手法/ 荷重条件の妥当性が実証された。また、歪データからは異常と見られる現象は見られず、挙動としてもロッキングや衝突的な挙動はなく想定どおりであったと考えられる。</p>
<p>7. 評価 (試験機1号機打上げ終了時点) SRB-A 点火時に行った地上機器による部材ひずみ計測の結果より、全ての機構部品は正常に機能したことが示されている。すなわち、ひずみ計測値はSRB-Aの圧力上昇とスラストビルドアップにそった値を示しており、振れ止めガイド、回転ヒンジは点火直後の急激な取り付け点変位を十分吸収するように機能したと判断できる。 言うまでもなく、本機構が正常に機能することは、単に個々のミッション達成に必要なことを越えて、H-IIAプロジェクト存続のために不可欠である。SRB-A 点火時の機構挙動は、部分試験を積み重ねた評価を行ってきたが、結合分離部を装着した地上燃焼試験ができなかったため、総合確認ができなかった。今回の飛翔において初めて全体挙動が測定できたものである。同様の計測を今後も継続実施することを強く進言する。また、どれかひとつの機構部品が正常に機能しなかったことを想定し、解析によりその結果生じる事態を明示することが望ましい。</p>

8. NASDAの具体的改善点 (試験機 2号機以降)

(1) 試験機 2号機においても、テレメータにて取得した分離機構の歪みデータにより、機構が正常に機能したことを確認した。なお、試験機 1号機で追加した外部計測については、1号機での取得データにより解析手法/荷重条件の妥当性が実証できたこと、分離機構の主要歪みをテレメータにて取得しており、挙動異常等については評価可能であることから、2号機からは採用していない。

(2) 後続号機についても、同様にテレメータデータを取得、蓄積し、着火挙動の評価を実施する。

9. 飛行試験で得られたデータ及び結果 (試験機 2号機打上げ終了時点)

8頁に記載。

10. 評価 (試験機 2号機打上げ終了時点)

1. 1, 2号機の機体計測により予測通りの挙動を確認できたことは評価できる。
2. ノミナルなフライトで問題はないことが判ったが、「想定外」の事象が常に大きな事故の原因であることに鑑み、想定事象内であってもその結果である機体挙動がどの程度各フライトで変動するかを計測し、潜在的なリスク要因をつかむことが望まれる。
3. 今後もテレメトリデータの取得を行う方針であることは評価できる。

表 1 - 3 機体構造系評価表 (2/ 5)

1. 評価項目
SRB - A分離システムの設計に関する評価
2. 着目点
SRB - Aの分離は左右の各6本の支持部材をすべて時系列にしたがって切断することにより完了する。すべての切断点はシングル・ポイント・フェイリア(1箇所でも作動しないと打上げ失敗となる部分)である。 コア機体にできるだけ影響が少ない状態で新しい設計のSRB - Aを装着することから考え出された新しくかつ、従来にない複雑な動作を伴う機構である。
3. 論点整理
シングル・ポイント・フェイリアを減らすことは設計の基本である。火工品の動作に100%依存する設計は避け得ないにしても、危険な部分の数を減らすことが重要である。 第1段機体をできるだけそのままの設計として新しいSRB - Aを装着することを前提とせざるを得ないことから分離機構の設計が難しくなったものであり、分離機構はそれ自体の理想の形とは言いがたい。サイドプレスの切断をV型成形爆破線からH- ロケットのSRB分離で実績のある分離ナットに変更することはより望ましい形であるが、シングル・ポイント・フェイリアであることに変わりはない。
4. H- Aロケット評価専門家会合における評価及び助言
長期的にシングル・ポイント・フェイリアを減らす設計を目指すことを助言する。 また、異なるメーカー間に渡る部分であり、最終段階における設計変更に対しては特に情報の共有化を抜かりなく行い、齟齬のないようにしてほしい。
5. NASDAの具体的改善点(試験機1号機打上げ時点)
インタフェース確認会を実施し、最終設計仕様に対する情報の共有化、インタフェース文書類、ハードウェアに齟齬がないことの確認を行い、インタフェースの徹底を図った。 また、シングル・ポイント・フェイリアを減らすことを目指し、今後広く検討を行う
6. 飛翔試験で得られたデータ及び結果(試験機1号機打上げ終了時点)
SRB - A分離イベントは、テレメータデータ、画像データにより、全て正常に行われたことを確認した。
7. 評価(試験機1号機打上げ終了時点)
分離システムは正常に機能した。結合部材ひずみデータから飛翔時の挙動が明らかにできたことは特に高く評価できる。このようなデータを基にシステムの信頼性を高める工夫、ならびに信頼度の信頼できる値を求めることを希望する。そのためには後続機においても同様のデータを蓄積することを進言する。 また、分離機構それ自体理想の形とは言いがたいので、長期的にはよりロバストなシステムを採用する検討を続けることを希望する。
8. NASDAの具体的改善点(試験機2号機以降)
(1)試験機2号機においても、テレメータデータ、画像データにより、SRB - Aの分離が全て正常に行われたことを確認した。 (2)後続号機についても、同様にデータを取得、蓄積し、評価を実施する。
9. 飛翔試験で得られたデータ及び結果(試験機2号機打上げ終了時点)
8頁に記載。
10. 評価(試験機2号機打上げ終了時点)
1. 飛翔結果により妥当性が示されたことを評価する。 2. 長期的にはよりロバストなシステムを採用するよう検討を行うことが重要である。

表 1 - 3 機体構造系評価表 (3/ 5)

<p>1. 評価項目</p> <p>SRB - A分離時に発生する機体の擾乱の影響に関する解析</p>
<p>2. 着目点</p> <p>SRB - Aの分離はコア機体に擾乱をもたらす。分離運動は複雑な時系列を経て行われるもので、この間の部材内力と機体への反力の大きさは幅を持った推定を行うことが望ましい。また、擾乱の影響は機体構造、誘導制御の設計の中で適切に考慮されなければならない。</p> <p>地上分離試験では分離運動中の支持部材に約10Hz、大きさ1トンの振動荷重が観察されている。分離時の擾乱に関し、余裕を持った大きさ、周波数特性を見出し、これを機体制御と構造設計に反映することが望ましい。</p>
<p>3. 論点整理</p> <p>地上試験による擾乱値は機体にとって離陸時のモーメント力等に比べて小さいために問題は発生せず、また振動成分は周波数特性からみて制御系に問題ないとの開発側見解となっている。ただし、擾乱は標準値あるいは1回の測定値に依存するのは危険であり、特性値のパラッキについての検討を考慮した設計が行われていることが望ましい。</p>
<p>4. H- Aロケット評価専門家会合における評価及び助言</p> <p>分離時擾乱の情報が制御ならびに構造強度の設計陣に適切に入力され、設計に反映されていることを再確認すること。擾乱の大きさは一度の試験で確定することは困難であり、変動要因を考慮して変動幅の推定を行い、余裕を持った擾乱の値に対して機体全体の応答を押さえておくことを助言する。</p>
<p>5. NASDAの具体的改善点 (試験機 1号機打上げ時点)</p> <p>インタフェースに齟齬のないことを再確認した。また、分離時の擾乱に対して支配的となる要因を洗い出しマージンを確保した評価を行ってきたが、さらに高層風、切断時のインパクト、コア機体の弾性体効果といったパラメータに対する影響を追加評価し、分離への影響が微少であることを確認した。</p>
<p>6. 飛翔試験で得られたデータ及び結果 (試験機 1号機打上げ終了時点)</p> <p>分離運動時のコア機体角加速度は、分離制約条件を満たすものであった。また、姿勢制御系に過渡応答が現れることもなく分離運動による想定外の擾乱発生がなかったことを確認した。</p> <p>ロール角速度: プレス分離後、やや増加がみられるが、最大でも0.9deg/s (制約条件± 3deg/s)であり、問題となるレベルではない。</p> <p>ピッチ角速度: プレス分離からストラット分離までの間、振動が発生しているが、増幅する傾向はなく、振幅レベルも0.05deg/s前後 (制約条件0.25 ± 0.25deg/s)であり、問題となるレベルでない。</p> <p>ヨー角速度: 分離運動開始後も特段の変化なし。</p>
<p>7. 評価 (試験機 1号機打上げ終了時点)</p> <p>本件に関しては特段の問題はなかった。今回の飛翔はそもそも擾乱が少ない大変理想的な飛翔であった。今後、打ち上げを重ねるうちに今回以上の機体擾乱が印加される可能性はないとはいえないので、引き続き飛翔データへ注意を払うことを希望する。打上環境は毎回異なり、それ自体大きな変動幅を持っているので、今後ともフライトデータの蓄積により、マージンを確認すべきである。</p>
<p>8. NASDAの具体的改善点 (試験機 2号機以降)</p> <p>(1) 試験機 2号機においても、分離運動時のコア機体角速度が分離制約条件を満たしていたことを確認した。</p> <p>(2) 後続号機についても、同様にデータを取得、蓄積し、評価を実施する。</p>
<p>9. 飛翔試験で得られたデータ及び結果 (試験機 2号機打上げ終了時点)</p> <p>8頁に記載。</p>
<p>10. 評価 (試験機 2号機打上げ終了時点)</p> <p>1. 問題なく推移したことを評価する。</p> <p>2. 今後のより大型あるいはより多数のブースターを用いるためのためにデータを取得蓄積することを望む。</p>

表 1 - 3 機体構造系評価表 (4/ 5)

1. 評価項目
SRB - A及び第 2段の電動アクチュエータのシステム検討
2. 着目点
H- AロケットではH- ロケットまでの油圧アクチュエータ方式から変えて、電動アクチュエータ方式をSRB - A及び2段エンジンに採用した。電動アクチュエータ方式は日本の宇宙開発では始めて採用する方式であるので、十分な検討が為された上での決断であるかどうかの確認とその後の開発状況が順調であるかの確認を行うことが望ましい。
3. 論点整理
比較検討の際、技術的課題の面では同等としながら 設計審査完了後に熱設計の問題が発見された。技術課題は同等との判断が必ずしも適切ではなかったと言える。十分に使い込まれて、設計の際の不確定要因がほとんどないというよい油圧アクチュエータに比べると、世界に類のない大出力の電動アクチュエータにはまだ不確定要因が残っていることは否定できない。 また、電動アクチュエータを採用したことのリスクは必ずしも小さいとは言えない。
4. H- Aロケット評価専門家会合における評価及び助言
アクチュエータのリスク要因を識別し、リスク管理することを助言する。
5. NASDAの具体的改善点 (試験機 1号機打上げ時点)
リスク要因分析のためにFMEAの再評価を実施し、電動アクチュエータのリスク管理に必要となる重要品質特性、重要加工パラメータ及びトレント評価項目を識別した。またそれらが適切に管理されていることを確認した。
6. 飛翔試験で得られたデータ及び結果 (試験機 1号機打上げ終了時点)
打上げまでの整備作業で取得した上記データについて、その都度良好であることの確認を続けた。
7. 評価 (試験機 1号機打上げ終了時点)
リフトオフ直前の遥動確認、ならびに飛翔中の挙動は正常であった。今回は機体への擾乱が少なく SRB-A ノズルの振れ角は極めて小さく推移した。今後の飛翔では必ずしも同様の条件におかれるとは限らない。システム自身の信頼性に関しては、今後も地上試験データ、フライトデータの点検を怠らず、異常の兆候に対しては敏感に反応すること、ならびに試験回数(時間)を重ねて、信頼性データの蓄積に努めることが重要である。
8. NASDAの具体的改善点 (試験機 2号機以降)
(1)試験機 2号機においても、電動アクチュエータのリスク管理に必要となる重要部品特性、重要加工パラメータ及びトレント評価項目を識別し、これらの管理を適切に実施した。 (2)後続号機についても、これらの点検及びデータ取得を実施し、トレンドデータの蓄積を行う
9. 飛翔試験で得られたデータ及び結果 (試験機 2号機打上げ終了時点)
8頁に記載。
10. 評価 (試験機 2号機打上げ終了時点)
1. 2 回の飛翔が共に正常であったことを評価する。 2. ただし、他に類を見ない大出力の電動部品であり、今後もリスク管理を維持し、トレンドデータの蓄積と監視が重要である。

表 1 - 3 機体構造系評価表 (5 / 5)

1. 評価項目 SRB - A及び第 2段の電動アクチュエータの電力供給能力
2. 着目点 電動アクチュエータは油圧アクチュエータと比較すると、取り付け点や要素の変形などによる拘束力が予測を超えた場合に無理をしても動かす力の余裕が少ないことが懸念される。電源の電力供給能力に十分な余裕があるか。
3. 論点整理 電池の電力については、地上燃焼試験中の作動試験も実施しており、模擬負荷として実際の 30%増の負荷をかけたことから負荷が予測の範囲内であれば問題ない。また、電力の余裕も定格負荷に対しては十分にとられており問題ない。問題があるとすればアクチュエータ取付点の打上げ時あるいは飛行中の予測外の変形によるネジ部の「こじれ」による必要電力の増大があったときに対処できるかである。これに対しては、アクチュエータがこじれないよう取付点の設計に配慮をするか、取付点の変位を予測し、その変位に対して電力の余裕は十分にあることを確認しておくことが望ましい。
4. H- Aロケット評価専門家会合における評価及び助言 1号機のみならず、その後の号機についても、飛行データを詳細に点検し、電動アクチュエータの応答が予測通りであったか、不確定要因による予想外の現象がなかったかを調べ、何らかの兆候が見られるときには速やかに対策を講ずることを助言する。
5. NASDAの具体的改善点 (試験機 1号機打上げ時点) 各号機の飛行後評価の中で検討する。
6. 飛翔試験で得られたデータ及び結果 (試験機 1号機打上げ終了時点) SRB-A 電動アクチュエータ 2段電動アクチュエータとも正常に動作したことを確認した。また、工場整備からのトレント評価結果も良好であった。SRB-A 駆動用電池については、正常に起動し出力電圧も安定しており、電動アクチュエータへの電力供給能力も問題なし。
7. 評価 (試験機 1号機打上げ終了時点) SRB-A においては問題なかった。今回は機体への擾乱が少なかったため、ノズルを大きく振る必要はなく電力の能力のほんの一部しか用いらなかった。電動アクチュエータの電池電圧特性はきわめて良好であったと評価できる。しかしながら、電池の特性はときに予測の範囲を超えることがあり、今後も、試験を重ね、また、試験データの点検を怠らず、打ち上げのトレントをフォローして、信頼性データの蓄積に努めることが重要である。
8. NASDAの具体的改善点 (試験機 2号機以降) (1)試験機 2号機においても、電動アクチュエータが正常に動作し、また工場整備作業からのトレント評価結果も良好であった。 (2)後続号機についても、同様にデータを取得、蓄積し、評価を実施する。
9. 飛翔試験で得られたデータ及び結果 (試験機 2号機打上げ終了時点) 8頁に記載。
10. 評価 (試験機 2号機打上げ終了時点) 評価表 1 - 3 (4 / 5) 10頁に同じ。

表1-4 エンジン推進系評価表(1/8)

<p>1. 評価項目 LE-7Aエンジン 液体水素ターボポンプの軸振動の評価</p>
<p>2. 着目点 FTP(液体水素ターボポンプ)では、設計流量から絞った作動点において、ポンプ入口圧力を減じてNPSH(有効吸込み揚程)を低下させたとき、インデューサ出口圧力が急激に低下する吸込み不良と過大な軸振動が発生した。エンジン燃焼試験においても、減圧制御(タンク加圧圧力の減圧)によってNPSHが低下したときに、FTPに過大な軸振動が発生し、軸受部のボルトが破断した。</p>
<p>3. 論点整理 FTPのインデューサについては、流量係数、圧力係数等の基本仕様と設計に通常設計より厳し値を採用しているため、インデューサに発生する逆流渦を伴うキャビテーションを十分に制御できず、また羽根に働く負荷が大きいため、キャビテーションが不安定になり易い。 流量係数を0.065に設定しているため、インデューサに逆流渦が発生してキャビテーションの制御が困難になるため、比較的高いキャビテーション係数(0.0265)において過大な振動が発生している。NASAにおけるインデューサの設計指針では、流量係数0.07を最小値の目安としている。これを下回る設計では、羽根形状、内部流れなどを詳細に確認することが望ましい。 圧力係数を0.2に設定しているため、羽根1枚にかかる流体負荷が大きくなり、インデューサの内部流れを安定にすることができない。圧力係数を0.15以上に設定する場合には、インデューサの羽根数を出口で増やす方法や2段の羽根列で圧力を上げる高揚程型の構造が推奨されている。 ここで着目した現象は、入口圧低下に伴って増大する軸振動であることから、FTPのインデューサに発生する逆流渦を伴う過大なキャビテーションに起因するものであると考えることができる。</p>
<p>4. H- Aロケット評価専門家会合における評価及び助言 FTPインデューサについては、比較的高いキャビテーション係数でインデューサ出口圧力の急激な低下と過大な軸振動が発生することから、入口圧が低い時のキャビテーションを安定に制御できるように、設計を見直すことを助言する。 また、強度の強い材料のボルトが破断したことは問題であると評価する。</p>
<p>5. NASDAの具体的改善点(試験機1号機打上げ時点) 試験機2号機以降のFTPインデューサの設計を見直した。最終的に5つのタイプのインデューサを試作し優れたものを選定した。新インデューサの認定試験(FTP単体試験、エンジン燃焼試験、ステージ燃焼試験前半)は完了している。今後も引き続き信頼性向上試験を行いデータの取得を継続する予定である。</p> <p>主な設計変更</p> <ul style="list-style-type: none"> ・流量係数を大きくするためにインデューサ入口外径を小さくした。 (流量係数:0.067 → 0.08) ・羽根の後退角度を55.6° → 90°に変更。 ・入口羽根角度 6.49° → 7.14° <p>認定試験結果概要</p> <ul style="list-style-type: none"> ・現行型インデューサで生じていた低NPSHでの流体的不安定(インデューサ揚程の急激な低下や軸振動の急増)は発生していない。 ・吸い込み性能はNPSH153m以下を満たすことが確認でき、フライトワーストNPSH(235m)に対して約80mの余裕を確保出来た。 ・現行型インデューサで生じていた1.2の回転非同期振動は新インデューサでは発生していない。 ・エンジン燃焼試験にて9回2040秒の運転を行い、その後の分解点検で異常の無いことが出来たことから、新インデューサの耐久性に問題は無い。(要求10回1900秒) ・機体推進系インタフェース配管との組み合わせ状態でも低NPSHの運転に問題の無いことを確認した。また低NPSHにおけるジンパリングでも悪影響も無かった。

<p>6. 飛行試験で得られたデータ及び結果 (試験機 1号機打上げ終了時点)</p> <p>試験機 1号機の飛行中、液体水素の温度及びタンク圧力は予測通りであり、その条件下でFTP インデューサ揚程は安定しており異常無かった。また、現行型インデューサの FTPは、タンク圧力を上げることによりキャビテーション係数 0.028 以上を確実に確保すれば、問題ないことが確認できた。</p>
<p>7. 評価 (試験機 1号機打上げ終了時点)</p> <p>試験機 1号機の飛行において、LE-7A エンジンの作動点をFTPインデューサがより余裕をもって運転できるよう配慮したことで危惧されたような問題を回避できたものとする。2号機においては、改良された新インデューサが用いられることから、当初に計画した LE-7A エンジンの定格設計点で運転できるものとするが、最終PQRの結果を踏まえて慎重に対応されるよう助言する。</p>
<p>8. NASDAの具体的改善点 (試験機 2号機以降)</p> <p>(1) 試験機 2号機においては、FTPに改良型インデューサを適用し、領収試験時における技術試験 (ポンプ入口圧力を低下させる試験) 及び飛行において問題なく動作することを確認した。</p>
<p>9. 飛行試験で得られたデータ及び結果 (試験機 2号機打上げ終了時点)</p> <p>8頁に記載。</p>
<p>10. 評価 (試験機 2号機打上げ終了時点)</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. 試験機 1号機では、エンジンの作動点をFTPインデューサがより余裕を持って運転できるよう配慮したことで、危惧されたような問題を回避できたものとする。 2. 試験機 2号機では改良型インデューサを搭載したことにより、計画どおり余裕を持った運転が可能となったこと、及びこの改良を短期間に実施出来たことは評価できる。 3. 今後とも適切に設計されたインデューサを使用したターボポンプに関するデータの蓄積を図り、信頼性余裕の評価や更なる性能向上のための技術データの蓄積を図っていただきたい。

表1-4 エンジン推進系評価表(2/8)

<p>1. 評価項目 LE-7Aエンジン 液体酸素ターボポンプの軸振動の評価</p>
<p>2. 着目点 OTP(液体酸素ターボポンプ)のインデューサでは、回転同期の旋回キャビテーションが比較的高いキャビテーション係数で発生した。また、この軸振動がエンジン全体の振動に影響していることが確認された。</p>
<p>3. 論点整理 OTPのインデューサの設計においては、FTPのインデューサと同じように、流量係数がLE-7の0.079に比べて0.066と小さいこと、流量係数が小さい時の設計法が十分でないことの二点に問題がある。この結果として、比較的高いキャビテーション係数でも、かなり強い逆流渦と回転同期の旋回キャビテーションが発生しているものと推察する。また、この現象により回転同期の大きな軸振動が発生しており、かなり大きな振動がエンジン全体に伝播している。 このような低い流量係数の範囲で設計された高速で低いNPSHのインデューサは、世界にほとんど例がなく、またFTPのインデューサと同じようにキャビテーションを確実に制御できる設計になっていない。またインデューサの羽根を厚くしているため、キャビテーションの制御はFTPのインデューサ以上に難しくなっていると思われる。OTPのインデューサの設計では、設計変更が行われたためLE-7のOTPの開発や実績で培われた技術が反映されていない点がある。 OTPの場合、FTPに比べて回転数が比較的低いという理由で振動現象を軽微評価すると、エンジンの重大な事故につながる危険性がある。OTPに関しては、インデューサの設計不良による爆発事故例が多いため、軸振動の評価を十分に行うことが望ましい。</p>
<p>4. H- Aロケット評価専門家会合における評価及び助言 OTPのインデューサについては、回転同期の旋回キャビテーションが比較的高いキャビテーション係数で発生し、同時に大きな軸振動が発生していることから、インデューサの設計を見直すことを助言する。 OTPのインデューサについても、FTPと同様に試験データに基づく詳細な評価を進めることを助言する。</p>
<p>5. NASDAの具体的改善点(試験機1号機打上げ時点) 信頼性向上の観点からOTPインデューサについても流量係数を見直す等の設計変更に着手した。設計確認会を行い、新インデューサ候補の形状を決めた段階である。候補としたインデューサを適用した水流試験とOTP実機での単体試験を平成13年度中に実施する計画である。 設計変更の目的 ・吸い込み性能はフライトワーストNPSH(33.7m)に対して10mの余裕を確保する。 ・旋回キャビテーションを更に抑制する。 設計変更内容 ・吸い込み性能の良かったLE-7OTPのインデューサ形状を参考とする ・羽根前縁のくさび角度を小さくしキャビテーション形状との干渉を避ける。 ・回転非同期振動の抑制を目的にインデューサライナ形状を変更する。</p>
<p>6. 飛行試験で得られたデータ及び結果(試験機1号機打上げ終了時点) 試験機1号機の飛行中、OTPのポンプ騒音に異常は無かった。OTPの吸い込み性能要求値33.7mにたいし、フライト結果はSRB燃焼終了時の最小NPSHで43.5mであり、フライト予測値は十分余裕があることが確認できた。ただし、OTPの吸い込み性能は要求値に対して余裕がないことが判明しているため、フライト用OTPは今後も単体試験で吸い込み特性を確認することとしている。</p>
<p>7. 評価(試験機1号機打上げ終了時点) より信頼性を高めるため、できるだけ早期にOTPインデューサの改良試験を終え、実機に適用されるよう助言する。</p>
<p>8. NASDAの具体的改善点(試験機2号機以降) (1)試験機2号機においても、単体試験における吸い込み特性試験で問題が無いことを確認し、また、フライトにおいても吸い込み性能に問題なかった。 (2)OTPインデューサの改良に関する設計及び単体試験を実施し、今後、最も性能が良いものを選定する。今</p>

後、エンジンと組み合わせた燃焼試験等による確認を行い、適切な号機から実機に適用する。
9. 飛翔試験で得られたデータ及び結果 (試験機 2号機打上げ終了時点) 8頁に記載。
10. 評価 (試験機 2号機打上げ終了時点) 1. 試験機 1、2号機では異常は認められなかったものの OTP の吸込み性能に余裕が少ないこと、インデューサに発生するキャビテーションによる軸振動が大きいことが判明している。対策として吸込み性能向上と旋回キャビテーションの抑制のための改良インデューサを使用したターボポンプ試験等が進められていることは適切であり成果を期待する。 2. 3. 論点整理で示したように、液体酸素ターボポンプの振動評価に関しては、水素系とは別の難しさがあるため、慎重に対応されたい。

表1-4 エンジン推進系評価表(3/8)

<p>1. 評価項目 LE-7Aエンジン・ターボポンプの不具合対策の妥当性評価</p>
<p>2. 着目点</p> <p>(1)減圧制御を行った認定エンジン試験において、FTP(液体水素ターボポンプ)のタービン側軸受の保持器が、素材製作時に形成された「しわ」による強度不足で破損する不具合が生じるとともに、フッ酸処理により保持器材料の強度が大幅に低下することが判明した。また、1次危険回転数付近の高い振動の原因として、軸受保持器ポケット面と玉の干渉が議論され改善案が提案された。</p> <p>(2)エンジン燃焼試験後に、リフトオフシール(ターボポンプ停止時に推進剤を密封する部品)付近からの液体水素の漏洩があった。また、ガイドプレート(リフトオフシールからの漏れを導板)及びタービン動翼の止め板のき裂、破損が発生した。</p> <p>(3)認定エンジンのFTP分解の際、リフトオフシール装着部から比較的大きな切削粉が発見された。また、この切削粉のため軸受予冷弁において漏洩が発生した。</p>
<p>3. 論点整理</p> <p>(1)入口圧が低い時のFTPのインデューサは、不安定なキャビテーションによって大きな半径方向の流体荷重を発生させ、軸受の保持器に大きな引張り応力を発生させる。保持器が破損した直接の要因は、「しわ」による強度低下であるが、これを完全に取り除くことは困難であることから、表面処理にともなう強度低下のバラツキ、また玉と保持器の接触干渉による応力の増加に対して、保持器強度を高める検討を行うことが望ましい。</p> <p>(2)不具合の対策が講じられ、その後は同様な不具合は起きていない。一般的に、信頼性設計の見地から見ると、十分な回数の試験で実証して始めて対策の有効性が保証されると考えられる。連続成功試験の回数のみで信頼性を保証するのが困難であれば、技術的判断により妥当と判断された代替行為を検討することが望ましい。また、製品のバラツキ等を考慮すると、認定試験後のエンジン切断検査を充実させることが望ましい。</p> <p>(3)異物がエンジンの認定試験段階で発見され、重要な弁において漏洩を発生させたことに対して、清浄度管理方法の再検討を行うことが望ましい。</p>
<p>4. H-Aロケット評価専門家会合における評価及び助言</p> <p>(1)保持器は、「しわ」の状態により強度にバラツキがみられることから、保持器強度を高める検討を行うことを助言する。</p> <p>(2)不具合の対策については、信頼性設計の立場から、十分な回数の試験で実証するか、技術的判断により妥当と判断された代替行為を検討することを助言する。また、製品のバラツキを考慮して、2台以上のエンジンで切断検査を行うことを助言する。</p> <p>(3)各機器の清浄度管理方法の再検討を行うことを助言する。</p>
<p>5. NASDAの具体的改善点(試験機1号機打上げ時点)</p> <p>(1)信頼性向上の観点から、保持器強度を高める方策について共同研究等により検討している。設計変更した保持器を採用した軸受単体の試験は終了し良好なデータが得られている。設計変更した軸受は保持器の周方向ポケット隙間を大きくし軸方向隙間は小さくした上で、保持器幅を大きくしたものである。現在、FTP実機単体への適用時期についての検討中である。</p> <p>(2)不具合の対策について、十分な回数の試験で実証できない事例が発生した場合には、妥当な代替行為により実証することを検討する。さらに、エンジン試験で実績を蓄積し、その結果を再度評価する。</p> <p>リフトオフシールのケースではエンジン領収試験の際にフライトアポー試験(ポンプ側を加圧してリフトオフシールの漏洩を確認する試験)を実施しており、不具合対策実施後の実績を蓄積している。</p> <p>また、製品のバラツキ等を考慮し認定試験後に2台のエンジンの切断検査の他に追加で以下の供試体の切断検査を実施した。</p> <ul style="list-style-type: none"> ・メイン噴射器 ・メイン点火器 ・プリバーナ点火器

<p>・ベローズ配管 (7系統)</p> <p>(3)機能部品に対するラストフィルター やラストフィルター下流配管等の清浄度管理上特に重要なものについて、製造分担の再検討を行う。また、コンタミの影響度評価とコンタミ発生ポテンシャルの評価及び洗浄/清浄度要求と検査方法の妥当性評価を行う計画である。</p> <p>機器の清浄度維持は重要課題であり、今後とも清浄度管理方法の改善を継続的に検討する。</p>
<p>6. 飛行試験で得られたデータ及び結果 (試験機 1号機打上げ終了時点)</p> <p>試験機 1号機の飛行中、LE-7A エンジンの動作は良好であった。</p>
<p>7. 評価 (試験機 1号機打上げ終了時点)</p> <p>1. 保持器強度を改善する計画が進められ、FTP実機単体への適用が検討されていることは評価できる。保持器は回転機械にとって重要な部品であり、実機に適用する場合には慎重に行われることを助言する。</p> <p>2. 試験後の切断検査によって、今後の信頼性の評価に資するデータを蓄積されるよう助言する。</p> <p>3. 清浄度管理は永遠の課題と思われるが、システムティックな管理手法の構築を助言する。</p>
<p>8. NASDAの具体的改善点 (試験機 2号機以降)</p> <p>(1) 試験機 2号機においても、飛行中の LE - 7Aの動作は良好であった。</p> <p>(2) 開発試験の後に複数個のベアリング保持器の破壊試験を実施し、データの蓄積を行うとともに、問題のないことを確認した。</p> <p>(3) 清浄度管理については、表 1- 1 (2 / 4) の 8頁に同じ。</p>
<p>9. 飛行試験で得られたデータ及び結果 (試験機 2号機打上げ終了時点)</p> <p>8頁に記載。</p>
<p>10. 評価 (試験機 2号機打上げ終了時点)</p> <p>試験機 1、2号機でのエンジン作動は良好であったが、引き続き信頼性向上を図るため、保持器強度改善やデータ蓄積、清浄度管理の改善を図っていただきたい。</p>

表1-4 エンジン推進系評価表(4/8)

<p>1. 評価項目 LE-7Aエンジンノズルスカー 形状の評価</p>
<p>2. 着目点</p> <p>(1) LE-7Aエンジンのノズルスカーの拡大率がLE-7エンジンに比べて大きいため、長ノズルを用いたエンジン試験において、起動停止の過渡時にノズル内の燃焼ガス流れが不均一に剥離して過大な横推力が発生し、ノズル推力を支持するアクチュエータが破損した。</p> <p>(2) 短ノズルのエンジン試験においても、過大な横推力が発生している。</p> <p>(3) 大きな横推力の発生原因となる流体現象が完全に究明されていない。</p>
<p>3. 論点整理</p> <p>(1) 試験結果から、ノズル内の流れがRSS (Restricted Shock Separation) 構造と呼ばれる再付着流れを発生するとき、長ノズルの過大な横推力と類似した横推力が観察されており、これが大きな横推力の発生原因と推察する。この流れが発生しにくいTPノズル形状に変更することが、有効な横推力対策になると思われる。</p> <p>(2) 短ノズルにおける過大な横推力は主弁の開タイミングを調整することによりある程度は回避できるが、原因が完全には究明されていない。</p> <p>(3) 最適ノズル形状の選定に際しては、詳細なCFD解析やサブスケールノズル模型による燃焼試験等を行うことが望ましい。</p>
<p>4. H- Aロケット評価専門家会合における評価及び助言</p> <p>(1) ノズル内の再付着流れが過大な横推力の発生原因であると評価する。</p> <p>(2) 短ノズルにおいて起動時に発生している横推力については、原因究明を進めて対策を行うことを助言する。</p> <p>(3) 過大な横推力をアクチュエータで支える対策は、根本的な解決にはならないため、横推力の発生原因を究明するとともに、横推力を抑制できる最適ノズルの開発を進めることを助言する。</p>
<p>5. NASDAの具体的改善点 (試験機1号機打上げ時点)</p> <p>(2) 短ノズルでの起動時においては、横推力が大きくなるタイミングが2つある。</p> <ul style="list-style-type: none"> ● メイン燃焼室圧力と外気圧の比 (以降、燃焼圧力比) が20付近のメイン燃焼室着火時点 ● エンジンがフルパワーに立ち上がる途中の圧力比30~40時点 <p>両者の横推力を比較すると、短ノズルでは燃焼室着火時点の方がより過大な横推力を発生する場合が多く、さらにこの場合メイン燃焼室着火時点での圧力のピーク値 (以下、Pピーク値という) が高い方が過大な横推力が発生する傾向が強いことが明確となった (添付図参照)。対策として、Pピーク値を低く抑えるために水素及び酸素のメインバルブの開作動時間差を短くすることが有効であることを燃焼試験において確認したため</p> <ul style="list-style-type: none"> ✓ フライト2号機以降のエンジンについては水素メインバルブの作動開始時間を0.2秒遅らせる シーケンス変更を実施 ✓ 1号機においては、シーケンス変更の有効性を燃焼試験で確認する前段階で領収試験を実施する計画であったため、同様の効果を有するバルブの作動タイミング調整で横推力対策を実施 <p>なお、この過大な横推力の発生原因の推定に関しては(3)項に述べる。</p> <p>(3) LE-7Aエンジン長ノズルでの過大な横推力の発生原因の調査と新型ノズル形状の検討は、モデル試験及びCFD解析により実施した。解析及び検討の結果、ノズルの初期膨張角がLE-7より大きなLE-7Aノズル形状ではインターナルショックの影響が強いため、圧力比20~50ではFSS-RSS間の遷移が生じこの遷移過程で過大な横推力が発生することを確認した。また、最も大きな横推力の生じる圧力比80~90付近では上部下部ノズルの接合部 (フィルムクーリング部付近) が剥離状態に影響し、ノズル内部壁面圧力の周上不均一を生じさせている可能性の高いことを推定している。これらの検討から、新型ノズルは初期膨張角をLE-7ノズル程度に小さくした形状設計とすることでRSSの発生を防止し、さらに上、下段の分離構造から全段を再生冷却チューブ一体構造とすることで、横推力をLE-7程度に低減する計画としている。</p> <p>(新型ノズル形状の選定に際して実施したモデル試験及びCFDの検討の結果詳細は、KBA-01050「LE-7A完全再生冷却ノズルの形状決定について」)</p>

<p>6. 飛行試験で得られたデータ及び結果 (試験機 1号機打上げ終了時点)</p> <p>フライト1号機エンジン起動時に問題はなかった。</p>
<p>7. 評価 (試験機 1号機打上げ終了時点)</p> <p>短ノズルの横推力発生の原因究明が進み、これを回避する運転方法が見いだされ、その効果があることが試験によって確認されたことは評価できるが、LE-7A エンジンで計画された長ノズルにおける過大な横推力の発生問題を解決し、できるだけ早く実機に適用して、当初に計画したエンジン性能に改善することを助言する。</p>
<p>8. NASDAの具体的改善点 (試験機 2号機以降)</p> <p>(1) 試験機 2号機においても、フライト時のエンジン起動時に問題はなかった。</p> <p>(2) 長ノズル横推力の抑制については、モデル試験及びCFDの検討により、横推力低減の形状選定を行った。</p> <p>(3) LE-7Aの長ノズル(全段再生冷却チューブ一体構造)の設計検討を実施し、今後開発試験により確認していく。開発試験の結果、妥当性が確認されたい、適切な号機から実機に適用する。</p>
<p>9. 飛行試験で得られたデータ及び結果 (試験機 2号機打上げ終了時点)</p> <p>8頁に記載。</p>
<p>10. 評価 (試験機 2号機打上げ終了時点)</p> <p>1. 試験機 1、2号機ともにエンジン起動時に過大な横推力の問題はなかったが、当初に計画したエンジン性能を得るため、ノズル横推力軽減や推力性能向上を図った長ノズルの開発が短期的に実施されていることは評価できる。</p> <p>2. ノズルに係るデータの蓄積を図り、信頼性向上に資する技術データの蓄積を図っていただきたい。</p>

表1-4 エンジン推進系評価表 (5/8)

<p>1. 評価項目 LE-7Aエンジンの信頼性向上のための検討</p>
<p>2. 着目点</p> <p>(1) FTP (液体水素ターボポンプ) 下流の配管や燃焼器冷却通路等での圧力損失の増大や、加圧ラインと放流ラインを共用したことによるNPSH (有効吸込み揚程) の低下から、FTPへの負担が増大し、インデューサの吸込み性能が低下している。</p> <p>(2) H- ロケット8号機打上げ失敗の原因究明でエンジン不具合シミュレーションの必要性が指摘されている。現状では開発メーカー毎、コンポーネント毎のCFD解析等を行っており、コンポーネント間の相互干渉等が考慮されにくい状況にある。</p> <p>(3) ターボポンプの信頼性の確保には、低いNPSHやインレットディストーション (不均一な入口流れ) を模擬した試験が不可欠であるが、現状ではFTPの実液による単体試験は10~20秒しか行えない。</p>
<p>3. 論点整理</p> <p>(1) ターボポンプへの負担を軽減するために、各部の圧力損失の低減、燃焼効率の改善及びタンク圧力の増加等により信頼性を改善することが望ましい。LE-7Aエンジンは2段燃焼サイクルを採用してFTPの出口圧が非常に高いにもかかわらず、ガス発生器サイクルのエンジンに比べて、比推力で4秒(0.8%)優れているに過ぎない。</p> <p>(2) 短秒時で発生するエンジンの異常に対して、エンジン内部の極低温及び高温流体の過渡的な作動状態を精度良く再現できる数値解析ツールが必要であるが、現状では数値解析ツールの整備とエンジン開発担当者間のエンジンデータの共有が十分に図られていない。</p> <p>(3) インレットディストーションは性能劣化と振動の原因となる。よって、エンジン試験、ターボポンプ単体試験は、実機とできるだけ同じ形状の入口配管で行うことが望ましい。また、液体水素は極低温、低粘性、低密度等の特異性があるため、インデューサの性能に影響する熱力学的効果や羽根の振動等の非定常現象を評価することが望ましい。</p>
<p>4. H- Aロケット評価専門家会合における評価及び助言</p> <p>(1) ターボポンプ系の負担を軽減し、エンジン各部の信頼性が均衡のとれた配分となるようシステムを検討することを助言する。</p> <p>(2) 情報管理システムの下で詳細な技術データの入手と提供を行い、関連研究機関及び開発メーカーと連携して高度なエンジンシミュレーションを推進することを助言する。</p> <p>(3) インレットディストーションの重要性を認識し、インターフェース条件の設定、エンジン試験時の入口配管形状について検討することを助言する。また、極低温下での熱力学的効果やインデューサ羽根の振動等の非定常現象を幅広く徹底的に作動条件で確認するため、計測技術の開発等を行うことと、長秒時の実液を用いた試験を実施することを助言する。</p>
<p>5. NASDAの具体的改善点 (試験機1号機打上げ時点)</p> <p>(1) LE-7A に対し各コンポーネントへの信頼性配分を見直し、それを実施する事は新エンジンを設計することと同等であり実施は困難である。今後開発するエンジンについては、パラメトリックな評価を実施しエンジン各部の信頼性が均衡のとれた配分となるようシステム検討する。このための準備段階としてLE-7A エンジンのメイン燃焼器を例に定量的信頼性技術の研究に着手している。</p> <p>(2) 関連研究機関 (NAL, ISAS) と合同でエンジン中核研究開発プロジェクトに取り組んでいる。研究内容はエンジンシミュレータヘルスマonitoring、ノズル、ターボポンプ、試験設備等に係るものである。今後も関連機関、開発メーカーとの連携を推進する。</p> <p>(3) 改良設計インデューサの開発試験で実機インタフェース配管を用いた水流し試験を行った。また同様にFTP単体試験でも実機インタフェース配管を使用し実際に近い状態でのデータ取りを実施する。</p> <p>極低温下でのインデューサ羽根の振動等の非定常現象を確認するため、計測技術の研究を行っている。インデューサ水流し試験での基礎的なデータ取得とセンサの極低温耐性試験まで完了している。極低温での翼振動データ取得を目標に今後も研究を継続する予定である。</p> <p>今後開発するエンジンについては、長秒時の実液を用いた試験実施方法を検討する。</p>

<p>6. 飛翔試験で得られたデータ及び結果 (試験機 1号機打上げ終了時点)</p> <p>飛行中を通じて機体/エンジンの推進系インタフェースが計画通り機能することが確認された。各ポンプの供給 NPSH もほぼノミナル値で確保された。</p>
<p>7. 評価 (試験機 1号機打上げ終了時点)</p> <p>試験機 2号機の打上が成功した後も継続して、適時に認定試験を実施し、性能および信頼性向上のための改良を行うことを助言する。ロケットエンジン開発における従来の常識では、開発を終えた後の変更は容認されるものではないが、このエンジンには未だ改良すべき点が多いことからことから、より高い性能と信頼性を達成するため、敢えてこのような助言を行う</p>
<p>8. NASDAの具体的改善点 (試験機 2号機以降)</p> <p>(1) 試験機 2号機においても、LE - 7Aエンジンの動作は良好であり、問題はなかった。</p> <p>(2) 今後、LE - 7Aエンジンの信頼性向上として、長ノズル化及びOTP改良を行っていく計画である。当該開発時において、その他のコンポーネントの信頼性向上の改良等を可能な限り行うことを検討中である。</p> <p>(例：OTP軸封シール、インジェクタエレメント POWの弁の軸用ベアリング)</p>
<p>9. 飛翔試験で得られたデータ及び結果 (試験機 2号機打上げ終了時点)</p> <p>8頁に記載。</p>
<p>10. 評価 (試験機 2号機打上げ終了時点)</p> <p>1. このエンジンについては、まだ個々のコンポーネントに対して改良すべき点があるように見受けられる。不具合の兆候に対して十分な原因究明を行い、安易な評価により不具合のヒントが埋もれてしまうことがないように、当初の方針通り、常に情報の共有を図っていただきたい。</p> <p>2. 継続的に性能及び信頼性向上のための改良等を進めるといふ計画を評価する。</p>

表1-4 エンジン推進系評価表(6/8)

<p>1. 評価項目 LE-5Bエンジンに関する評価</p>
<p>2. 着目点</p> <p>(1) エクスパンダーブリードサイクルエンジンは作動の履歴と環境の影響を受けやすい。また、エンジンの再着火、再々着火に関する完全な模擬試験を地上で行うことが困難である。</p> <p>(2) FTP(液体水素ターボポンプ)のタービンディスクのき裂による不具合が繰り返し発生している。対策が取られてきたが、恒久的対策となるか疑問が残る。また、要求寿命を越えた長時間にわたる試験であるが、OTP(液体酸素ターボポンプ)のインデューサライナー(インデューサの外側にある筒状の部品)にキャビテーションによる損傷が発生した。</p> <p>(3) OTPにおいて、入口圧を減じた試験で旋回キャビテーションに起因すると考えられる軸振動が観察されている。</p>
<p>3. 論点整理</p> <p>(1) LE-5Bエンジンでは、エクスパンダーブリードサイクルにおける再着火、再々着火の問題点を抽出し、地上での模擬試験時と飛行時の作動状態の相違点を明らかにして、確実な作動方法を検討することが望ましい。再着火に関してはLE-5Aエンジンで実績があり、推進剤温度、慣性飛行中のハードウェア温度、真空環境下での予冷等の解析及び飛行結果の検証により作動方法の検討がなされている。LE-5Bエンジンについては、LE-5Aエンジンとの違いが再着火、再々着火特性に及ぼす影響を検討することが望ましい。</p> <p>(2) 実機型タンク燃焼試験以降、FTPのタービンディスクのき裂による不具合が繰り返し発生している。き裂の原因として熱衝撃、低サイクル疲労、タービン静翼との共振などが挙げられており、不具合への対応がなされてきたが、信頼性向上の観点から、タービンディスク部の溶接の影響も含め、恒久対策となる方法を検討することが望ましい。また、将来的にOTPのインデューサライナーを換えるなど、キャビテーションに対する耐久性向上を図ることが望ましい。</p> <p>(3) OTPの旋回キャビテーションによる振動レベルは小さいが、インデューサの設計に係ることも考えられる。</p>
<p>4. H- Aロケット評価専門家会合における評価及び助言</p> <p>(1) LE-5Bエンジンについては、LE-5Aエンジンのエンジンシステムとの違いが再着火、再々着火特性に及ぼす影響を明らかにするため、予測結果と実飛行データの十分な比較検討を行うことを助言する。</p> <p>(2) FTPの1段タービンディスクのき裂対策のうち、確認アイテムとして残されているショットピーニングの妥当性の検討を行うことを助言する。また、OTPのインデューサライナーのキャビテーションに対する耐久性向上の検討を行うよう助言する。</p> <p>(3) OTPの旋回キャビテーションによる軸振動に関しては今後とも注意を払うとともに、データの蓄積を図り信頼性向上に係る評価を行うよう助言する。</p>
<p>5. NASDAの具体的改善点(試験機1号機打上げ時点)</p> <p>(1) LE-5Bエンジンのほとんどの燃焼試験は、慣性飛行も模擬した着火/再着火の試験を高空燃焼試験設備で実施している。LE-5Bエンジンは、燃焼室の熱容量が増えたことと燃焼室だけから熱を吸収するチャンパーエクスパンダーサイクルに変更したために、LE-5Aに較べて環境の影響受けにくくなったと考えられる。これら予測結果と実飛行データの比較検討を行った。具体的には、6.1項参照。</p> <p>(2) FTPにおいて、「タービン駆動ガスの噴射サイクル」と「タービンディスクの固有振動数」が同期したために亀裂が発生したと判断し、共振を避けるためにタービンガス噴射口の分割数を見直すとともに、亀裂発生部位に曲率半径拡大(応力緩和)とショットピーニング表面処理を施し、疲労強度を向上させた。これら対策を施した供試体で寿命要求を越えた運転(28回3,647秒)を行った後、分解点検を行ったが亀裂の発生は認められなかった。</p> <p>OTPについては、実用上負荷の大きい領域で試験を行い、耐久性に関わる評価を行ったが異常は認められず、実運用に耐えることを確認できた。なお、信頼性向上の一環として、ライナー材料を変更することも見込み、NAL/NASDA共同研究試験を計画している。</p> <p>(3) OTPのインデューサの強度解析を行った結果、過大な振動レベルを仮定しても十分な強度余裕を確保できている。また、実作動時間の2倍を越える耐久性確認運転を行ったが、軸振動、軸受温度等のデー</p>

夕に劣化傾向は認められなかった。FTP周りの加速度および軸振動に同期成分が観察されるが、振動レベルは十分小さく、負荷荷重も許容範囲である。

6. 飛行試験で得られたデータ及び結果 (試験機1号機打上げ終了時点)

- (1) 予測結果 (A試験結果)と実飛行データの比較を行った結果、以下のとおり良好な一致が確認できた。
定常性能については、燃焼圧力を比較した結果、初回着火、再着火とも、0.14%以下の誤差にとどまり run-to-run ばらつきで0.5 以内であることを確認した。なお、LE-5Aでは、実飛行再着火時に限り推力が3-4%増大する再着火時フライトシフトが見られたが、今回飛行でこの傾向は認められなかった。燃焼器噴射面氷結による噴射抵抗の増大が原因と考えられており、比較的熱負荷の高い「アイドル立ち上げ再着火」等の効果と考えられる。
起動パターンは、影響を受ける入口圧力を補正して比較した結果、有意な差異は認められなかった。停止パターンについては、軌道精度に大きく影響するテイルオフインパルスを評価した結果、計画値に対して誤差1.5%以下(0.8以下)と、地上予測値が十分な精度を持っていることを確認できた。計画軌道とのよい一致がこれらを裏付けている。
また、再々着火模擬を意図して、長秒時慣性飛行中、1000秒毎に25秒間のエンジン間欠予冷を行った結果、離昇約6500秒の着火予定時刻には、ポンプ入口温度、軸受温度等、全ての起動条件を満たし、基本的に現シーケンスで、実行可能と確認できた。
- (2) FTP/OTPとも、回転状態、振動状態により影響を受ける軸受温度等、実飛行データは安定しており、異常は認められなかった。

7. 評価 (試験機1号機打上げ終了時点)

1. LE-5Bエンジンの着火、再着火について、地上模擬試験結果と実飛行試験結果の比較検討が行われ、有意な成果が得られたことを評価する。LE-5Aで不可解であった再着火時フライトシフトも認められなかったことでより信頼感が高められた。再々着火についても今後同様な成果が得られることを期待する。
2. FTP/OTPについては、正常に作動したことを評価するが、OTPの旋回キャビテーション問題については、更なる信頼性改善の観点からこの低減を図ることを助言する。

8. NASDAの具体的改善点 (試験機2号機以降)

- (1) 試験機2号機においても、LE-5Bの着火、再着火、及び再々着火は問題なく正常に作動した。
- (2) LE-5BのOTP旋回キャビテーションの対策については、インデューサライナの損傷を抑えるために、その材質を変更することの確認試験を実施し、損傷が抑えられること、及びポンプ性能に影響が無いことを確認した。インデューサライナの設計変更等による旋回キャビテーションの低減、及びこれらの実機への適用について検討を実施している。

9. 飛行試験で得られたデータ及び結果 (試験機2号機打上げ終了時点)

8頁に記載。

10. 評価 (試験機2号機打上げ終了時点)

1. 着火、再着火については試験機1号機において、それに加えて再々着火については試験機2号機で有意な基礎データが得られたことを評価する。
2. ターボポンプも問題なく作動したが、OTP旋回キャビテーション低減対策を進めていることは評価できる。
3. このエンジンに関しては、試験機1号機の技術的レビューにおいて、燃焼圧振動についての早期改善を要望した。当面のミッションへの影響はないとしたものの、対策のための設計変更を進めていることは適切である。実機への早期の反映を望む。

表1-4 エンジン推進系評価表(7/8)

<p>1. 評価項目 LE-7Aエンジン/LE-5Bエンジン重要部品のマージンの評価</p>
<p>2. 着目点 (1)パイロット増加の要求に応えるためにエンジン出力を高めることは、エンジンの信頼性の低下につながる。LE-5Bエンジンで最も応力の厳しい部位は、FTP(液体水素ターボポンプ)のインペラ(液体の圧力を上げるための回転羽根)付け根部であるが、高速回転に対する機械的強度のマージンに対する詳細な評価は十分に行われているか。 (2)LE-7Aエンジンの限界作動点と認定試験範囲には、作動限界を支配する回転数等の重要要因の限界を考慮しているが、インデューサのキャピテーション限界が考慮されていない。</p>
<p>3. 論点整理 (1)個体による性能のバラツキによる影響を適切に評価するためには、広い範囲の条件下で各種試験を実施し、必要な設計余裕を確保することが重要である。エンジンが高い信頼性を維持できる作動範囲を検討するためには、個々の重要部品が機能を喪失するまでのマージンを定量的に評価することが重要である。このためには、実際のエンジン作動状態より厳しい条件での試験によって確認するとともに、重要部品の作動限界を支配する因子を明らかにして作動限界を認定試験マップ上に示し、信頼性の高いエンジンの作動範囲を明確にすることが望ましい。 (2)作動限界を支配する圧力、温度、回転数は明らかであるが、これらの因子がどのような現象の限界を支配するのか、重要部品について明らかにすることが望ましい。インデューサについては、回転数、圧力、温度などに影響されるキャピテーション限界を考慮した運転を行うことが望ましい。</p>
<p>4. H- Aロケット評価専門家会合における評価及び助言 エンジンの重要部品の作動限界を支配する因子を明らかにするとともに、重要部品のマージンとインデューサのキャピテーション限界を定量的に評価し、エンジンシステムとして高い信頼性を維持できる作動範囲を明確にすることを助言する。また、LE-5BのFTPの作動限界を規定するインペラ接合部の評価に係る技術データの蓄積を図ることを助言する。</p>
<p>5. NASDAの具体的改善点(試験機1号機打上げ時点) (1)LE-5BエンジンのFTPインペラ付け根部については、シュラウド(インペラの前面に接合されている)の接合部の品質によって発生応力が変化するが、「接合なし」を仮定した解析によっても強度余裕はある。ただし、「接合なし」は現実的でなく、接合率7割と仮定しても十分な強度余裕があることを確認している。また、FTPの最高回転数は55,000rpmと設定しているが、常温における回転試験において、約69,000rpm(低温換算)でも破壊しないことを実証している。なお、初号機においては、実飛行時のエンジン作動点変化の有無が未確認であるため、最悪ケースに於いて認定試験範囲を逸脱するリスクを回避するために、余裕のある作動点を設定し、飛行データの蓄積を図ることとした。また、長中期的に材料データの蓄積を図ることとし、物質材料研究機構と共同でデータを取得中。 (2)FTPタービン部のバースト試験は終了した。また高圧配管破壊圧力試験、材料試験により重要部品について現在設定している作動範囲限界の妥当性を評価した。 重要部品の作動限界を支配する因子については、ある程度分析ができていると考えているが、今後は定量的信頼性解析技術の研究を通じて得る技術を基に、限界点をより明確に把握することでエンジンの信頼性を高める努力を継続する。 FTP新インデューサでは1.2の回転非同期振動成分が無くなっておりインデューサ翼に対する変動応力が改善された。吸込み性能限界はフライトワースト値に対し余裕を確保できた。またOTPについてモインデューサの改良に着手した。</p>
<p>6. 飛行試験で得られたデータ及び結果(試験機1号機打上げ終了時点) (1)飛行において、LE-5Bエンジンは予測どおりに動作し、再着火においても「フライトシフト」は発生しなかった。また、FTPデータは安定しており、異常は認められなかった。以上に基づき、現在の実績で、今後の運用を十分保証できると考えているが、より確実な工程維持を図るため、定期的に認定試験相当の検証を継続することを提案している。</p>

<p>(2)試験機 1号機は設計改良前のFTP インデューサを使用したため、NPSH 余裕を確保する対策を行った。飛行中の NPSH は、ほぼ計画通り確保され吸い込み限界に対するマージンは十分であった。</p>
<p>7.評価 (試験機 1号機打上げ終了時点)</p> <p>実証試験による信頼性評価に重点をおいて評価が行われたことは評価できるが、今後 FMEA に基づいたパラメトリックな評価手法も取り入れて、定量的な信頼性の評価を行うことを助言する。</p>
<p>8. NASDAの具体的改善点 (試験機 2号機以降)</p> <p>(1)表 1- 1 (4 / 4)8項に同じ。</p>
<p>9. 飛行試験で得られたデータ及び結果 (試験機 2号機打上げ終了時点)</p> <p>(1)表 1- 1 (4 / 4)9項に同じ。</p>
<p>10.評価 (試験機 2号機打上げ終了時点)</p> <p>NASDAの具体的改善点 (試験機 1、2号機)の全般にわたる、飛行中の作動は良好、あるいは問題はなかった」という判断の基となるデータが取得されていると思うが、それらをパラメトリックな手法による信頼性の定量的評価の研究に役立つデータベースとして蓄積していただきたい。</p>

表1-4 エンジン推進系評価表(8/8)

<p>1. 評価項目 SRB - Aノズルに関する評価</p>
<p>2. 着目点 (1)地上燃焼試験において、ノズルを構成するCFRP(炭素繊維強化プラスチック)が排出し、C/C(カーボン/カーボン)ノズル・スロー部が脱落する不具合があった。 (2)地上燃焼試験において、ノズル開口部に予測を上回る局所浸食が確認された。</p>
<p>3. 論点整理 (1)現状の設計では接合面の後半部に傾斜角があり、この部分のCFRPの熱分解ガス圧が高まると脱落側に力が加わる。この部分を平行円柱にすれば、熱分解ガス圧が高まっても脱落方向の力とならず、むしろ摩擦力を増し抜けにくくなる。後端部は超音速部流れの静圧となるよう十分な隙間を確保する必要がある。また、かなりのガス透過性をもつ3次元C/C部の内部ガス流を数値解析等により正確に評価することが望ましい。 (2)浸食深さの実測値から得られる確率密度分布に適切な分布曲線を当てはめて、浸食が外壁に達する確率を計算するとともに、ノズル外周をCFRPで補強するにあたって、接着剤強度の再吟味を行うことが望ましい。アルミと炭素繊維との化学反応が過大な局所浸食をもたらしている可能性があることから、中長期的な対策としては、アルミ含有量を減らすような推進薬組成に変えることも考慮する必要がある。温度・応力分布や浸食状態を正確に評価するためには、表面形状の変形を光学測定するなどの計測技術の高度化を図り、飛行時の計測にも応用することが肝要である。</p>
<p>4. H-Aロケット評価専門家会合における評価及び助言 (1)スロートインサート脱落の対策として、燃焼中のスロートインサート周りの状態を解明し、確実な脱落防止策を施すことを助言する。 (2)浸食深さの実測値から得られる確率密度分布を基にして、浸食が外壁に達する確率を評価して対策をとるとともに、外周にとりつけるCFRPパネルの接着剤強度の再吟味を行うことを助言する。 さらに、中長期的には、アルミ含有量の少ない推進薬組成への変更、地上燃焼試験における計測技術の高度化や飛行後の回収により、浸食の詳細データを取得して評価することを助言する。</p>
<p>5. NASDAの具体的改善点(試験機1号機打上げ時点) (1) 地上燃焼試験により、スロートインサート脱落対策の妥当性を確認した。中長期的課題として、スロートインサートのより確実な脱落防止対策については、平成13年度から3年計画で開始された三機関による信頼性向上共同研究プロジェクト「ノズルの定量的設計技術の研究」の一環として検討する。 (2) ノズル開口部のCFRP板厚を4mm増加させるとともに、局所浸食がノズル外周に達した場合でも周辺機器を保護できるように、ノズル外周をCFRPで補強した。浸食が外壁に達する確率を計算し、アルミニウム製ノズルホルダ外壁に浸食が達する確率は2%未満(H-A機あたり)、補強CFRPパネル外壁に達する確率は0.3%未満(同)であることを確認した。補強CFRPパネルの設計・製造については、熱・剛性・強度の詳細解析及び試験片による接着強度確認、製造後の超音波検査を行い、問題のないことを確認した。中長期的課題として、流れ場解析技術の高度化、上流部整流方法の検討、ノズル開口部のCFRP材料・製造方法、推進薬組成の検討、計測技術の高度化等について、平成13年度から3年計画で開始された三機関による信頼性向上共同研究プロジェクト「ノズルの定量的設計技術の研究」の一環として検討する。</p>
<p>6. 飛行試験で得られたデータ及び結果(試験機1号機打上げ終了時点) (1)スロートインサート背面の歪みデータを左右各2点ずつ取得した。発生歪みはSRB-燃焼圧力に比例したプロファイルとなっており、値も地上燃焼試験と同等であった。また、燃焼中にステップ状の変動もなくスロートインサートは良好に保持されていたと評価している。 (2)ノズル開口部のホルダ外壁の温度データを左右併せて10点取得した。温度データはすべて打ち上げ前から変化なく(温度上昇なし)、ノズルの断熱性能は良好であったと評価している。</p>
<p>7. 評価(試験機1号機打上げ終了時点) スロートインサート脱落の対策は妥当なものであったと評価されるが、定量的評価手法を用いてさらに信頼性を</p>

向上することを助言する。
<p>8. NASDAの具体的改善点 (試験機 2号機以降)</p> <p>(1) 試験機 2号機においても、そのフライトデータから、スロットインサートは良好に保持されており、またノズルの断熱性能は良好であったと評価している。</p> <p>(2) 後続号機についても、ノズルの歪み、温度に関するフライトデータを取得し、評価する計画である。</p> <p>(3) 5頁に示す事項を継続して検討する。</p>
<p>9. 飛翔試験で得られたデータ及び結果 (試験機 2号機打上げ終了時点)</p> <p>8頁に記載。</p>
<p>10. 評価 (試験機 2号機打上げ終了時点)</p> <p>今後とも、信頼性向上共同研究プロジェクトの研究成果を取り入れた評価を進めるとともに、データの蓄積を図りたい。</p>

H - A 開発、飛行を通じて発生した
事故、不具合への対応

H - Aロケット開発中における主要不具合 (1 / 7)

No	発生時期	事故内容	処置状況
1	平成 9年 4月	LE - 7Aエンジン漏洩点検において外部漏洩が検出され、調査の結果、液体水素ターボポンプの小配管にクラックが発見された。	破面検査の結果、配管の金属疲労がクラック発生の原因であることが判明した。当該配管の固有振動数に問題があり、エンジン振動との共振を起こしたために過大な応力が発生して破損に至った。対策として、当該配管形状を変更し、固有振動数を上げ、共振を起こさないようにするとともに、配管の支持を追加した。
2	平成 9年 4月	LE - 7A燃焼試験 (約 350秒) の燃焼試験中に、25個中 3個の水素漏洩検知器が作動した。	水素漏洩検知器のうち 2個が断線モードであった。これについては計測気体を導く方式 (吸引方式) に変更した。また、圧力計測導管 (設備) の 1個が破断しており、水素漏洩検知器の 1個がこの破断した導管から漏洩した水素ガスを検知したと推定。対策として、当該導管に防振固定処置を追加した。
3	平成 9年 4月	LE - 7A燃焼試験において、燃焼開始後約 347秒で水素ターボポンプ付近で外部燃焼が確認されたため、手動停止した。	液体水素ターボポンプの小配管のダンパー部と配管部の 2箇所が破断しており、両方とも疲労破面であるが、破面観察の結果ダンパー部が最初に破断した。その原因として、破断箇所はダンパーと配管を接合している隅肉溶接部であり、高サイクル疲労によって破断したものと推定した。対策として、当該配管の肉厚を増やし応力を低下させ、かつ、隅Rを設計変更し応力集中を軽減する形状に変更する。また、小配管を供試体に取り付後、固有振動数が共振の危険の少ない 3000 ~ 4000Hz の範囲にあることを確認した。
4	平成 9年 5月	LE - 7A燃焼試験中に液体水素ターボポンプの軸の変位 (半径方向) を示す計測データが設定値を超えたため、燃焼開始後 277秒で自動緊急停止した。	センサー信号中継用に試験設備に設置されている伝送ボックス内の電子部品基盤が故障し、異常なデータを検出した。当該基盤を修理して次の試験を実施した。
5	平成 9年 5月	北海道苫小牧市にて実施した固体推進薬衝突実験において、実験地点から約 7km離れた養鶏場において、爆発音の影響と見られる被害が発生した。	オーストラリアウーメラ地区内爆発実験場を当該固体推進薬衝突実験のための代替実験場所として選定した。

H - Aロケット開発中における主要不具合 (2 / 7)

No	発生時期	事故内容	処置状況
6	平成 9年 5月	LE - 7A燃焼試験 (350秒) 後の供試体点検において、主噴射器エレメントのLOXポスト先端部が4本損傷していた。	流体及び外部からの加振による振動により疲労破壊に至った。対策として、LOX先端テーパ部の隅Rを大きくし、曲げ応力の集中を緩和し、かつオリフィス形状を変更して高温ガスを滑らかに流し、隅R部の熱応力を緩和した。
7	平成 9年 11月	LE - 7A燃焼試験後の供試体点検において、メイン噴射器内面の一部に溶損、及び水素再生冷却通路に達する長さ1~2cm程度の亀裂4本が確認された。	トータルの燃焼試験時間が長秒時に及んでいたため、メイン噴射器内面に局所的な冷却不足が発生し、その部分から温度が上昇し耐熱性の低い銅合金部から溶損した。溶損部の冷却を改善するためにメイン燃焼室壁面を冷却する冷却用孔の径と位置を変更した。
8	平成 9年 12月	LE - 5B認定エンジンの燃焼試験において、エンジン点火器付近が溶損した。	原因について以下の2つの可能性が残り、それぞれ対策を施した。 ・主酸素弁系統のパーシ用逆止弁 (地上設備) の弁座からリークが発生し、点火器中の水素ガスに酸素ガスが混入し燃焼が生じた。対策として、エンジン燃焼中はパーシ系統の逆止弁上流の圧力が排気されるような切替弁を採用した。 ・点火器本体の計測配管・点検ポートの継手部からのリーク (振動等による緩み) が原因で、燃焼室から燃焼ガスが逆流した。対策として、燃焼試験時においても継ぎ手部に緩み止め (ロックワイヤ) を実施することとした。
9	平成 9年 12月	LE - 7A燃焼試験後の供試体点検において、メイン噴射器内面の一部に溶損 (水素再生冷却通路に達するものが十数カ所) が発見された。	本燃焼試験における冷却流量を当初の設計に合わせるために前回の試験シリーズの約2/3に低減していた。これにより溶損部 (Inco 718と銅合金の接合部) の冷却不足が生じ溶損に至った。対策として、メイン噴射器を新品に交換し、冷却流量を前回の試験シリーズの状態に戻して試験を継続した。

H - Aロケット開発中における主要不具合 (3 / 7)

No	発生時期	事故内容	処置状況
10	平成 10年 3月	LE - 5B燃焼試験において、エンジン始動シーケンス中に燃焼室冷却バルブが開かず、燃焼開始後約 5.2秒で自動停止となった。	燃焼室冷却バルブを動かすためのヘリウムガス供給を制御するニューマチックパッケージの中にある電磁弁が、製造時の寸法のばらつきに起因して、繰り返し使用に対し弁の摩擦力が増加し動作が不安定になっていた。対策として、当該ニューマチックパッケージを交換した。
11	平成 10年 4月	LE - 5B燃焼試験において、再着火後約 15秒でエンジン上部の主液体水素バルブ近傍に赤色反応が見られたため、手動にて試験を停止した。	液体水素ターボポンプに装着していたベアリング外輪の温度を計測するポートのシール部分を締め付けているナットが試験中に緩み、微小漏洩した液体水素が燃焼した。対策として、当該箇所のようなシールがへたる可能性がある部位は確実な再締め付けを実施することとした。
12	平成 11年 3月	LE - 7A認定型エンジンの燃焼試験 (約 350秒) 後の点検において、プリバーナ噴射器内の噴射エレメントのスリット部に欠損が発見された。	スリット部の欠損は、高周波領域での共振による疲労破壊と推定し、耐久性を確認している実機型設計のプリバーナ噴射器に戻して燃焼試験を継続した。
13	平成 11年 4月	LE - 7A認定型エンジンの燃焼試験 (約 350秒) 後の点検において、プリバーナ噴射器内の噴射エレメントのスリット部に欠損 (10本に損傷、うち3本に欠損) が発見された。(再発)	燃焼中のプリバーナ噴射器で起きる噴射エレメントの2次の固有振動数域 (5kHz) 付近の燃焼振動により噴射エレメントが共振して欠損に至った。この燃焼振動の発生の原因は、プリバーナ燃焼室のフィルム冷却用の孔 (100個) の径を変更したことによるものであった。対策として、作動実績のある実機型エンジンの設計を適用するとともに、冷却用の孔の径を長秒時の作動実績がある孔径・形状とした。
14	平成 11年 6月	地上試験機 / 射場システム試験 (GTV - 1) の第 1段ステージ燃焼試験において、エンジンへの液体水素の入口圧力が、着火後約 16秒で設定値より低くなったため緊急停止した。また、エンジンのジンバリングにも作動異常が確認された。	緊急停止の原因は、緊急停止装置のパッチボードの誤配線であり、このようなミスが再発しないように手順書の充実等を実施した。 ・ジンバリング作動異常は、始動過渡時のノズル噴流剥離に伴う横方向の力が大きく作用したために、アクチュエータの取付金具が破損したことが原因であった。ノズル高膨張部分を取り外すこと、取付金具の強度を増すこと等の対策を実施した。

H - Aロケット開発中における主要不具合 (4 / 7)

No	発生時期	事故内容	処置状況
15	平成 11年 7月	LE - 7A認定型エンジン燃焼試験 (約 350秒)において、タービン入口温度が上昇し、試験開始後 6.1秒で自動停止した。	タービン入口温度が上昇した原因は、上部ノズルスカート再生冷却管に孔が開いたためであると推定。孔が発生した原因は、ノズルスカートに対して繰り返し熱負荷が加わったことによるものと判明した。対策としてノズルのフィルム冷却量を増加した。
16	平成 12年 6月	SRB - A地上燃焼試験後に、ノズルを構成する部材であるCFRPの破片が飛散していた。	燃焼終了とほぼ同時期にスロートインサートがノズル上流側に移動したことにより、ラジエーションシールドの一部を破損し、これが破片となってノズルから排出された。対策として、スロートインサートの移動を抑えるために、スロートインサートとラジエーションシールドの機軸方向の接合面について傾斜角 (テーパ)を設け、かつ、ノズルを移動させる力となるガスの閉塞を防止するために隙間寸法を増加した。
17	平成 12年 7月	GTV - 1の第 1段ステーション燃焼試験 (第 3回)において、燃焼停止後にエンジン付近に炎らしきものが確認された。	液体水素ターボポンプのリフトオフシールに混入した水分の氷結の影響で、燃焼停止時の当該シールの動作が緩慢となった。対策として、水分除去を徹底するためにパージを強化し、かつリフトオフシールのばね力を実績の範囲内で強めに調整することとした。
18	平成 12年 7月	LE - 7A認定型エンジンの燃焼試験後の点検において、液体水素ターボポンプの部品 (ガイドプレート及びタービン動翼ストッパ)に損傷が発見された	エンジン作動中にリフトオフシールAssyが傾き、金属Oリングから水素漏洩が発生し、ガイドプレートに液体水素がかかることによりガイドプレートに高い引っ張り力が発生し疲労破壊に至った。対策として、リフトオフシールが傾く要因となるガイドプレートとタービンノズルの接触を避けるために、当該隙間の調整を実施した。 リフトオフシールからの漏洩により動翼ストッパーに液体水素がかかり、熱応力によって動翼ストッパに残留応力が残り、疲労強度が低下したと推定。No.17に示すようにリフトオフシールに漏洩対策を実施した。
19	平成 12年 7月	LE - 5B信頼性向上試験終了後のエンジン分解点検において液体水素ターボポンプのタービンディスク部の表面にクラックが発見された。	タービンノズルのガス流れを励振源としたディスク振動が原因であり、ショットピーニングによる表面強化、応力集中を低減する形状変更等を実施した。

H - Aロケット開発中における主要不具合 (6 / 7)

No	発生時期	事故内容	処置状況
20	平成 12年 8月	LE - 7A長秒時燃焼試験 (約 350秒) 実施後の分解点検において、液体水素ターボポンプのベアリング付近のボルトが損傷していることが判明した。	液体水素ターボポンプの入口圧力の低圧側限界試験を実施した結果、ポンプ入口側が振れる固有振動 (軸の2次振動モード)が発生し、ベアリングマウント装着用ボルトに繰返し応力が発生し当該ボルトの頭部付近が疲労破壊した。対策として、試験機 1号機に対しては入口圧力の制限を設け、2号機以降は低圧下での振動低減のためにインデューサの改良を実施した。
21	平成 12年 8月	GTV - 1の第 1段ステージ燃焼試験 (第 4回) のカウントダウンシーケンスにおいて1段酸素注排液バルブ (OFDV)を閉じた後に、1段酸素充填ラインを窒素パージし温度上昇を確認することでOFDVの閉確認を行うが、温度が上昇しなかったため、シーケンスが自動停止した。	液体酸素の充填開始時及び停止時に発生する差圧によってOFDVのシャフト及びシール部に变形をもたらす漏洩が発生した。対策として、射点設備を改修し差圧が発生しないように、もしくは最小となるようにした。
22	平成 12年 9月	SRB - A地上燃焼試験に備えてノズル駆動用電池の点検を行ったところ、電池の内部短絡が発生した。	電池点火器と起電部上端の干渉により、導火材が急激に燃焼し、絶縁を劣化させた。対策として、X線検査に本干渉の有無を確認する項目を追加した。
23	平成 12年 10月	LE - 5B信頼性向上燃焼試験準備中に、試験設備 (排気系) に異常が発見し、試験が遅れた。	蒸気調圧補弁の自動 / 手動を切り換える回転式スイッチの接触不良が原因であり、当該スイッチを良品と交換した。
24	平成 12年 10月	試験機 1号機用 LE - 7A領収燃焼試験の 3回目の試験後の点検にて、液体酸素ターボポンプのインデューサライナのメッキ部の剥がれ、及び液体酸素タンク加圧配管のベローズ部からの漏洩が発見された。	液体酸素ターボポンプのケーシング Aのインデューサライナ差込部の Nメッキの密着性が十分でなかった。対策としてケーシング Aのメッキを全て取り除き、差込部を約 30[μ m]厚くしたインデューサライナを組み付けた。 配管内を流れる酸素ガスによりベローズが振動し、その繰返し力によってベローズの谷部 (曲げが急な部分) が疲労破壊した。対策として振動によるベローズの变形を小さくするため現在の 1層構造から3層構造に変更し、かつベローズの形状の規定を細部に渡り規定した。

H - Aロケット開発中における主要不具合 (6 / 7)

No	発生時期	事故内容	処置状況
25	平成12年11月	製造中のLE-7Aエンジンのノズルスカーットの冷却管が浸食していた。	冷却管をろう付けする工程において「フッ素系潤滑剤」が存在し、管の表面性状に影響を与えた(数10[μm]程度の小さな凹みを生じた)。対策として、当該「フッ素系潤滑剤」を使用しないこと、ろう付け中のバインダ残留量を削減すること等を実施した。
26	平成12年12月	LE-5B信頼性向上燃焼試験後の分解点検において、液体水素ターボポンプのタービンディスクのプレート間、及びディスク前面突起部に亀裂が発見された。	エンジンの要求寿命を越えた試験を実施したため、液体水素ターボポンプのメカニカルシールの特性が変化し、ポンプ側からタービン側への低温の液体水素の流入が増加した。これにより、熱応力による高サイクルの疲労が生じ、タービンディスク各部に亀裂が発生した。メカニカルシールについては要求寿命内での耐久性は別途確認されており、対策は不要と判断した。
27	平成12年1月	LE-7Aエンジン技術データ取得試験において以下の設備トラブルが発生し、試験の延期が続いた。 計測系コンピュータのデータ異常 冷却水系メインバルブの作動不良 計測系コンピュータのデータ異常(再発)	・コンピュータのフロッピーディスク装置システムの異常、及びコンピュータ本体の4つの主ボードの異常と判断し、フロッピーディスク装置を試験時に切り離すと共に主ボードを4つとも新品と交換した。 ・冷却水メインバルブの制御リレーのプラスチックケースの劣化により、当該リレーのコイル抵抗が落ちていたためであり、当該リレーを新品と交換した。
28	平成13年8月	試験機1号機の極低温試験後に第2段液体酸素タンク圧力調圧弁に作動不良が発見された。	左記弁内のフィルタから発生した粒子が原因であり、粒子のない健全性が確認されたバルブと交換した。また、フィルタの製造工程を見直した。
29	平成13年8月	試験機1号機の結果、リフトオフ後約45秒付近においてSRB-A後方ヨープレスの圧縮歪みが約800[μm]と当初予測を上回った。	空力による後方ヨープレス単体の曲げが大きかったためであり、強度余裕を増すために分離位置をコア機体側に216mm寄せて、荷重を低減させた(2号機から適用)
30	平成13年8月	試験機1号機の結果、第1段液体水素タンク加圧ガスが、小流量状態において、流量制御電磁弁圧力に振幅1.4MPa程度の脈動が見られた。	液体水素タンク加圧チェック弁のポペットの固有振動数と上下流配管の気柱振動の励振が原因であり、加圧ガス配管の形状(長さ等を変更し共振しないようにした(2号機から適用))

H - Aロケット開発中における主要不具合 (7 / 7)

No	発生時期	事故内容	処置状況
31	平成 13年 8月	試験機 1号機の結果、第 1段エンジンの燃焼圧力が飛行途中から正常値を示さなかった。	圧力計測用ポートの燃焼ガスによる氷結と推定し、計測穴径の拡大、氷結の可能性のない代替計測点の追加を実施する(4号機から適用予定)
32	平成 13年 8月	試験機 1号機の結果、フェアリング内音響のオーバーオール値が規定を越えた。	オーバーオール値が規定を越えたのは極短秒時であり、衛星への影響は小さく、引き続きデータの取得を実施する。
33	平成 13年 8月	試験機 1号機の結果、フェアリング分離時に、CCDカメラに微粉が撮影された。	ハニカムコア内の空気中の水分の凝結と発泡接着剤の放出と推定し、ハニカムコアの損傷を和らげる機構を2号機にて採用したが、微粉発生が再現した。現在、原因及び対策を検討中。
34	平成 13年 8月	試験機 1号機の結果、第 2段エンジンの再着火前に実施する液体水素タンク過渡加圧時に、タンク底部にあるディプリーション(燃料枯渇)センサーがドライ(枯渇)表示する事象が発生した。	加圧ガスの貫入が原因であり、加圧ディフューザの形状変更、液面の静定シーケンス(セトリングシーケンス)の変更等を実施した(2号機から適用)
35	平成 13年 8月	試験機 1号機の結果、LE - 5B燃焼時の機体振動加速度(機軸方向)が比較的大きめだった。	LE - 5Bの燃焼圧変動がLE - 5Aより大きく、これが第 2段機体の固有モードに共振した。振動加速度レベルは正弦波振動条件以下であり、疲労の点からも問題が無い見込みであり、個々の衛星毎に問題ないことを確認していく。また、恒久対策を検討中。
36	平成 13年 8月	試験機 1号機の結果、3000秒を越える時間帯にて第 2段電気機器の温度が規定を下回った。	電気機器の発熱量及び放熱量の推定誤差が原因であり、試験機 1号機の結果をもとに 2号機の熱設計に反映した。