

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 1 2 年 1 2 月 2 0 日

宇宙開発委員会技術評価部会

- 目 次 -

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） 〔技術評価部会〕	1
（参考1）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	8
（参考2）宇宙開発委員会技術評価部会構成員	9
（参考3）H - Aロケットの打上げ前段階における技術評価に係る 技術評価部会開催状況	10
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） 〔H - Aロケット評価専門家会合〕	11
1．専門家会合の構成員	11
2．開催状況	11
3．技術評価項目	12
4．主な技術的評価及び助言	12
（1）ロケットシステム全般	12
（2）誘導制御系	13
（3）機体構造系	14
（4）エンジン推進系	15
（5）その他	16
5．ロケットシステムの信頼性について	16
（1）現状認識	16
（2）諸外国の状況	16
（3）今後の方向性と助言	17
6．所見	17

(参考1) H - A ロケット評価専門家会合構成員	19
(参考2) H - A ロケット評価専門家会合開催状況	20
表1 - 1 ロケットシステム全般評価表	22
表1 - 2 誘導制御系評価表	26
表1 - 3 機体構造系評価表	31
表1 - 4 エンジン推進系評価表	36

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
技術評価部会

宇宙開発委員会技術評価部会は、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、平成12年5月31日、宇宙開発委員会から調査審議の付託を受けた。

以来、本部会では、H - Aロケット（図 - 1）の技術評価のため、専門家会合を設置するとともに、19回にわたる会合において、エンジン推進系、機体構造系及び誘導制御系の3つの分野に対して、専門家による評価を実施してきた。専門家会合がとりまとめた報告書を添付する。

技術評価部会は、専門家会合からの報告を受けて、平成12年9月27日に、本部会としての中間報告をとりまとめた。（中間報告の要旨については別紙参照）これを踏まえて、宇宙開発事業団においては、LE - 7Aエンジン（図 - 2）の液体水素ターボポンプにおけるインデューサの設計変更などに関する検討に速やかに着手されたとの報告を受けており、今後とも適切な対応がとられることを期待している。

中間報告以降の専門家会合において行われた検討結果に基づき、本部会としての評価を次のとおりとりまとめた。

- 1 . ロケットシステムの信頼性向上のためには、設計段階から、従来のノンパラメトリックな方法に併せて、FMEA（Failure Modes and Effects Analyses）に基づくパラメトリックな手法を用いていくことが有効である。この方法の採用により、今後のロケットシステムの開発において不可欠となる信頼性の向上と、そのためのコストの低減という相反する2つの目的を両立させることが可能になると期待できる。
- 2 . 宇宙開発事業団においては、試験時に得られたデータを基にして、故障分析に必要となるデータベースの構築、定量的な解析方法（シミュレーションプログラムを含む）の開発等に、積極的に取り組んでいくことを助言する。
- 3 . さらに、故障解析に必要となるデータベースの構築のためには、実機の回収によるデータの確認が有効であることから、ロケットの打上げ時に生じた故障や不具合の事例の取得・蓄積のため、SRB - A（図 - 3）やLE - 7Aエンジンの回収について、その方法を含めて、検討しておくことを助言する。

- 4 . 研究開発は、その開発プログラムの初期段階に想定した結果が必ずしも得られるものではないことから、試験結果に基づいた試行錯誤が行われることを前提にして、その計画が柔軟に実施されることが必要である。
- 5 . システムを構築する場合、それに用いられる個々の技術の難易度を比較評価し、バランスの取れたシステムを採用することが重要である。特に、新規技術や難しい技術開発要素が含まれる場合には、本格的な研究開発を開始する前に予備的な研究開発を実施し、その技術の実用化の可能性を的確に把握しておくことが必要である。

中間報告においても述べられたことであるが、開発プログラムのリスクを低減して効果的に開発を行うためには、開発計画の策定段階及び途中段階において、大学、試験研究機関、産業界等の専門家の意見を十分反映して開発計画の評価を行い、それに応じて柔軟な見直しができるような体制を構築することが望ましいと考える。宇宙開発事業団においては、既にそのような取り組みが開始されているところであるが、プロジェクトとは独立した内部評価の機能の充実を切に要望しておきたい。

最後に、約6か月という限られた期間の中で、H - A ロケット信頼性向上のための評価において、精力的に参加して頂いた関係者のご協力に対して、感謝の意を表す。

別紙

H - A ロケットの打上げ前段階における中間評価の要旨

本部会としての評価は次のとおりである。

- 1 . 誘導制御系及び機体構造系については、打上げにとって重大な支障になると懸念される事項は見当たらなかった。
- 2 . H - ロケット 8 号機の原因究明を踏まえて、LE - 7 A エンジンに関しては、エンジン特性のバラツキによる影響を適切に評価するため、広い範囲の条件下での試験が宇宙開発事業団により実施された。試験の結果、LE - 7 A エンジンの液体水素ターボポンプには、H - ロケット 8 号機の原因と類似の異常な流体现象が確認されたことから、インデューサの設計変更及早急に着手することを助言する。また、液体酸素ターボポンプについても、旋回キャビテーションに起因する現象が見られることから、設計変更及早急に着手することを助言する。これにより、LE - 7 A エンジンの性能は十分に改善され、信頼性の高いエンジンの実現につながるものとする。
- 3 . H - A ロケットの開発においては多くの新技術が採用されている。これらの技術のうち、SRB - A の分離特性、誘導制御機能、LE - 5 B エンジン (図 - 4) の作動特性等については、地上試験では最終的な評価・確認ができない。技術的な観点からは、システムの開発リスクを低減する目的で、速やかに技術実証に特化した飛行試験を行うことが望ましいと考える。
- 4 . 技術実証の飛行に限定すれば、現行の液体水素ターボポンプのインデューサを用いることが考えられる。この場合、LE - 7 A エンジンやその推進剤供給系の運転条件を見直すなどの周到な措置を講じた上で、飛行試験に臨むことを助言する。

インデューサに関する技術的な課題が開発の最終段階まで見出されなかった事態の再発を防ぐには、今後のH - A ロケットの開発において、技術の継承、発展、蓄積に、今まで以上に万全を期すとともに、開発段階に応じた着実な技術評価が行われることが必要である。

さらに、宇宙開発事業団、開発メーカーのみならず大学や関連研究機関の専門家との連携を強化することにより、着実な研究開発が実施されることを期待する。

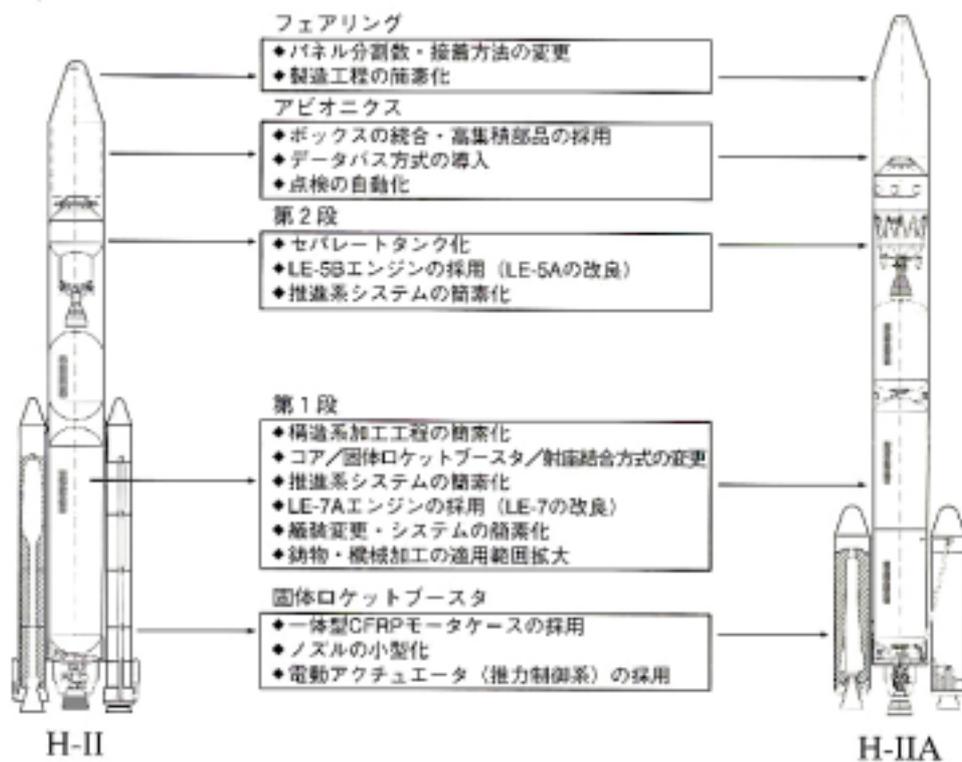
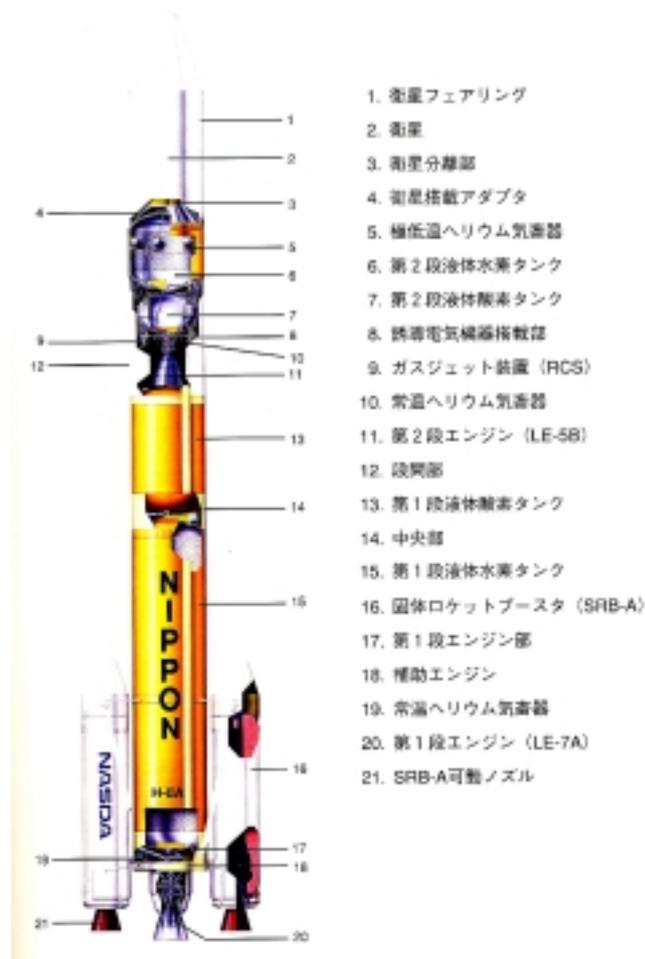


図 - 1 H - A ロケット

推進薬	液体酸素／液体水素
推力	112.0 tonf (定格, 真空中)
比推力	440.0 sec (真空中)
混合比	5.9
エンジンサイクル	2段燃焼サイクル
ターボポンプ回転数	液体水素側：41,900 rpm, 液体酸素側：18,300 rpm
燃焼室圧力	123 kgf/cm ² A
スロットリング	定格推力の72 ± 5 %

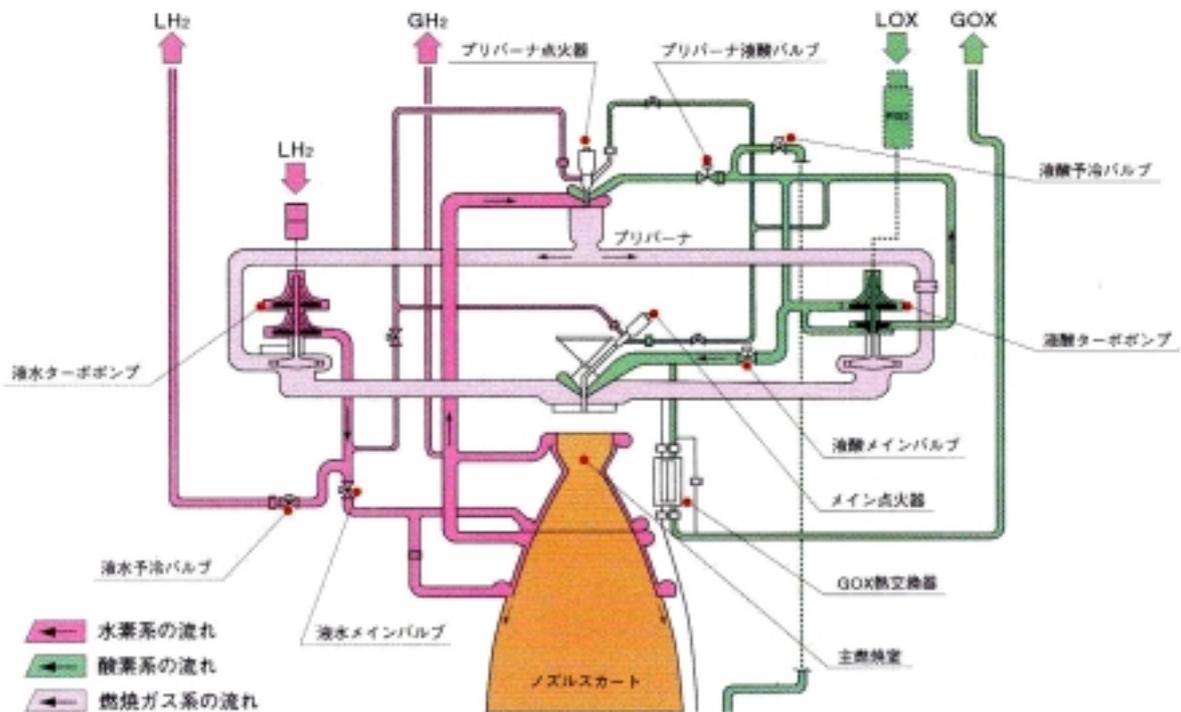
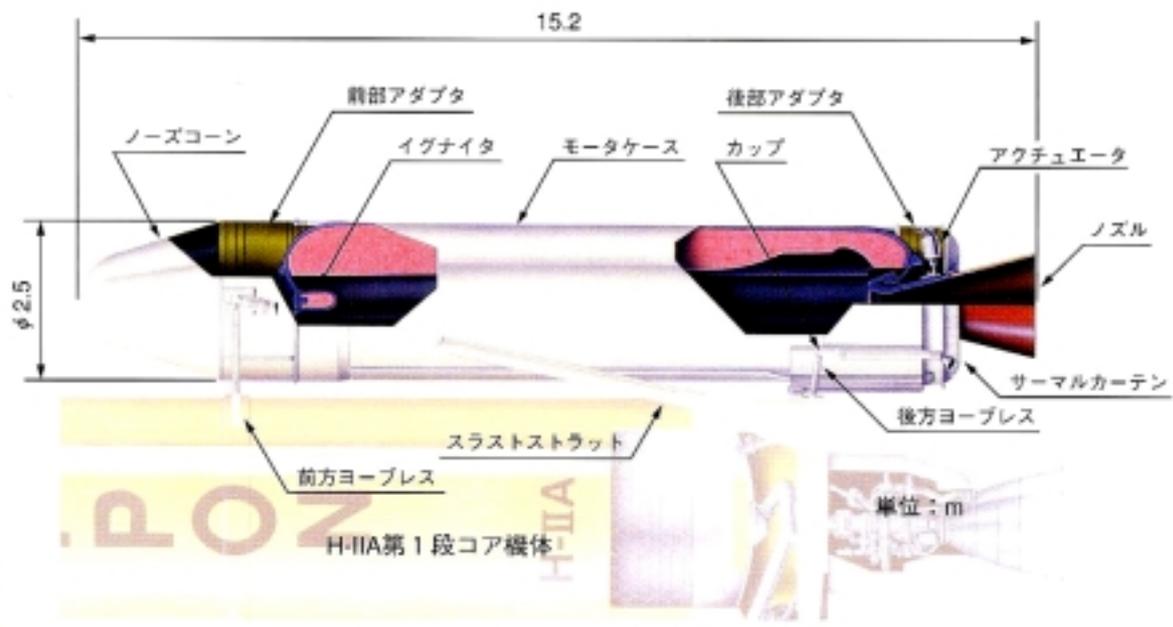


図 - 2 LE - 7 Aエンジン



SRB-A外観図

図 - 3 SRB - A

推進薬	液体酸素／液体水素
推力	14.0 tonf (定格, 真空中)
比推力	447.0 秒 (真空中)
混合比	5.0
エンジンサイクル	チャンバ・エキスパンダ・ブリードサイクル
ターボポンプ回転数	液体水素側：50,200 rpm, 液体酸素側：17,900 rpm
燃焼室圧力	37 kgf/cm ² A
スロットリング	定格推力の約 60 %

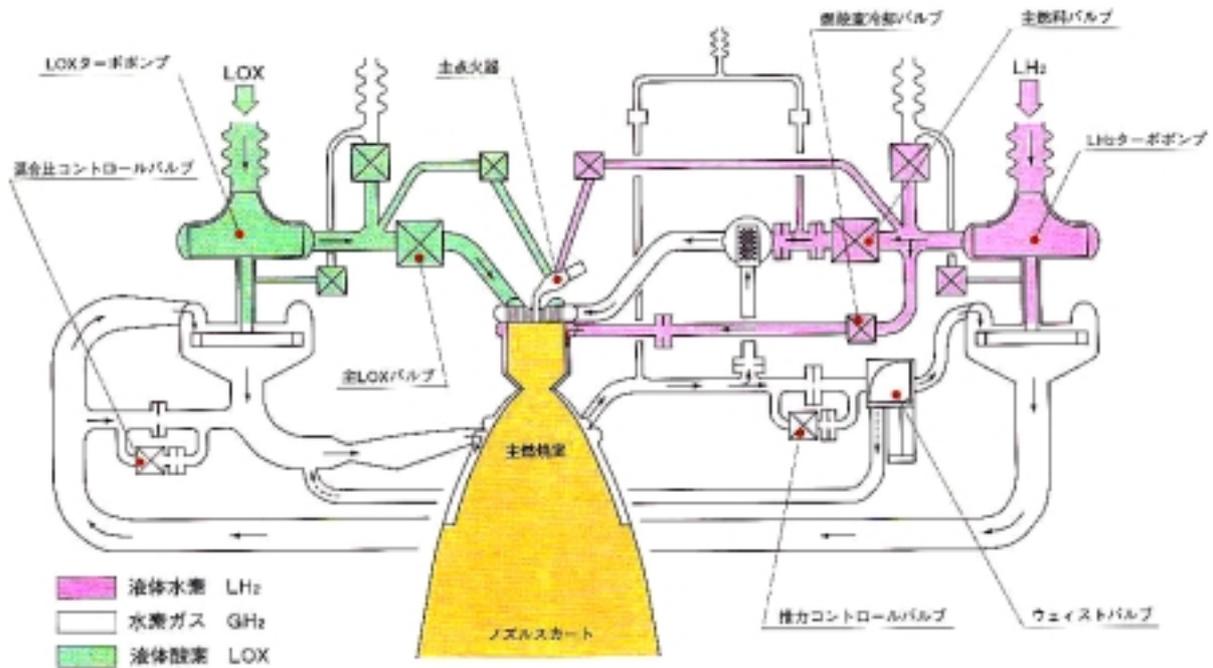


図 - 4 LE - 5 Bエンジン

(参考1)

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

平成12年5月31日
宇宙開発委員会決定

1 調査審議事項

宇宙開発事業団が開発を行っているH - Aロケットに関し、その打上げの成功に向けて万全を期することを目的として、技術的事項に関する全般的な助言を与えるための調査審議を行うものとする。

2 調査審議の進め方

できるだけ速やかに技術評価部会において調査審議を行うこととし、調査審議結果をH - Aロケットの開発に確実に反映させるために、必要に応じて中間報告を行うものとする。

宇宙開発委員会技術評価部会構成員

(部会長)

井口 雅一 宇宙開発委員(非常勤)

(部会長代理)

原島 文雄 東京都立科学技術大学学長

上杉 邦憲 文部省宇宙科学研究所教授

小野田淳次郎 文部省宇宙科学研究所教授

冠 昭夫 科学技術庁航空宇宙技術研究所

角田宇宙推進技術研究センターロケット推進研究部長

木村 好次 香川大学副学長

久保田弘敏 東京大学大学院工学系研究科教授

小林 康徳 文部省宇宙科学研究所教授

塩野 登 (財)日本電子部品信頼性センター調査研究部長

下河 利行 科学技術庁航空宇宙技術研究所

構造研究部疲労強度研究室長

鈴木 洋夫 科学技術庁金属材料技術研究所プロセス制御研究部長

鈴木 良昭 郵政省通信総合研究所宇宙通信部長

棚次 亘弘 文部省宇宙科学研究所教授

中島 厚 科学技術庁航空宇宙技術研究所革新宇宙プロジェクト推進センター

有人宇宙技術研究グループリーダー

古田 勝久 東京電機大学理工学部教授

松岡 三郎 科学技術庁金属材料技術研究所

Frontier構造材料研究センター評価ステーション第2エグゼクティブ

松崎 雄嗣 名古屋大学大学院工学研究科教授

三浦 秀一 宇宙開発事業団理事

横山 正基 日本放送協会技術局テレビ中央送信室長

の専門委員は説明者として参加

(参考3)

H - A ロケットの打上げ前段階における技術評価に係る
技術評価部会開催状況

平成12年 6月 9日	平成12年・第10回技術評価部会
平成12年 7月28日	平成12年・第12回技術評価部会
平成12年 9月27日	平成12年・第13回技術評価部会
平成12年11月30日	平成12年・第14回技術評価部会

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 11 月 24 日

H - A ロケット評価専門家会合

宇宙開発委員会技術評価部会での決定を踏まえて、H - A ロケット評価専門家会合（主査：棚次 亘弘 文部省宇宙科学研究所教授）（以下、専門家会合と記述する。）では、宇宙開発事業団が開発を行っている H - A ロケットに関する技術的事項に関する調査審議を行ってきた。

まず、専門家会合では、技術評価を行うための評価項目を抽出するために、宇宙開発事業団との討議、メーカーの現地視察等を行った。

この評価項目の多くについては、H - A ロケットの開発の成果を踏まえて概ね妥当な開発が行われていると考えるが、宇宙開発事業団において、対応がとられることが望ましいと考える事項に関し、専門家会合の助言を報告書としてとりまとめた。

なお、専門家会合は、H - A ロケットの打上げの成功に向けて万全を期すために、第三者的立場から技術的な助言を行ったものである。これらの評価にあたっては、専門家としてのこれまでの経験に基づいて客観的な評価を行うことを試みたが、専門家が予測しがたい要素を含む研究開発を対象としていることと、時間的・人的な制約から詳細な技術検討を行うことは不可能であることから、必ずしも絶対的なものではないと考えている。

従って、専門家会合の助言をどのような形で実現していくかについては、その助言の採用に関する可否を含めて、宇宙開発事業団において早急に検討が開始されることを期待している。

1．専門家会合の構成員

参考 1 のとおり。

2．開催状況

参考 2 のとおり。

3．技術評価項目

専門家会合としては、ロケットシステムに関するすべての技術について、網羅的に評価することはできないことから、専門家の経験に基づいて、効率的な評価を実施するため、主として次の観点に着目し、評価を行った。

なお、これらの評価は、宇宙開発事業団から資料が提示され、これらに基づき議論を行った時点での結果をまとめたものであり、宇宙開発事業団において既に対応がとられているもの、若しくは検討中のものもある。

- (1) H - ロケットから大きな設計変更等が行われた部分
- (2) H - ロケット8号機の打上げ失敗の原因究明において対策をとることが求められている事項
- (3) H - Aロケットの開発試験において不具合が発生し、是正のための措置が執られた事項
- (4) 専門家の視点からみて、欠落していると思われる試験や解析

4．主な技術的評価及び助言

専門家会合においては、ロケットシステム全般、誘導制御系、機体構造系及びエンジン推進系の4つの分野に分類し、評価を行った。その概要は、次のとおりである。

(1) ロケットシステム全般

ロケットシステム全般に関する評価表を表1 - 1に示す。

打上げに重大な支障を及ぼすと懸念される項目は見出されていないが、継続して確認を行うことが望ましい項目は次のとおりである。

打上げ直前の地上作業

カウントダウン作業については、多くの新規作業（特に、姿勢プログラムの射場における変更）が予定されているため、人為的ミスが発生しないように繰り返し練習が行われることを助言する。

品質管理

M - ロケット4号機打上げ失敗の原因であるグラファイト（炭素製耐熱性断熱材料）の欠陥が見逃されたことを教訓として、品質管理に係る同種の事故を未然に防ぐための手段を研究していくことを助言する。

また、LE-7Aエンジンの認定試験において、重要部品であるターボポンプ軸受の保持器の検査基準が不明確であったことによる不具合が発生している。このため、重要部品の納入品の検査・試験方法についての水平展開を図ることを助言する。

コスト削減と信頼性

コスト削減によって、信頼性が犠牲にされたところがないか再確認を行っていくことを助言する。

(2) 誘導制御系

誘導制御系の評価表を表1-2に示す。

誘導制御系においては、専門家の経験に照らして追加検討の可否のみを助言することとした。

打上げに重大な支障を及ぼすと懸念される項目は見出されていないが、継続して試験あるいは確認を行うことが望ましい項目は次のとおりである。

検証試験の評価

内在する欠陥を洗い出すためには、「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、許される中で、最大限の性能試験及び検証が継続されることを助言する。特に、マージンの低下した場合について、「見えない要因」を発掘するための検討を行うことを助言する。

飛行異常に対する対処

海外に冗長系の不具合事例があり、故障診断及び自己診断機能において、故障が発生する様態が不確かであることに関し、徹底して検討を行うことを助言する。

長期的には、異常事象に対する原因究明のみならず、診断機能が適切であるかどうかを考慮し、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行うことを助言する。

力学モデル

ピッチ（上下方向回転）及びヨー（左右方向回転）運動に関しては、空力弾性効果（空気力と機体の変形との相互作用）とモード形状の不確定性について、検討や確認を行うことを助言する。

また、ロール（機軸周り回転）運動に関しては、機体とSRB-Aとの接続部に発生する振動に不確かさがあるため、振動モードの不確定性を考

慮し、さらに詳細な検討を行うことを助言する。

不具合事故関連

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が、ロール方向の力学モデルが一部完備していない箇所があるため、早急に検討を行うことを助言する。

(3) 機体構造系

機体構造系の評価表を表 1 - 3 に示す。

機体構造系においては、H - A ロケットで変更あるいは新規に開発された次に示す箇所に着目して評価を行った。

- ・ 第 1 段機体： 機体下部構造及びタンクドーム（注 1）
- ・ S R B - A： モータケース材料及び S R B - A の支持・分離機構
- ・ 第 2 段機体： 液体水素タンク及び液体酸素タンク
- ・ 段間部： 材料を複合材に変更
- ・ 機構： S R B - A 及び第 2 段のアクチュエータ（注 2）を油圧式から電動式に変更

打上げに重大な支障を及ぼすと懸念される項目は見出されていないが、継続して試験あるいは確認を行うことが望ましい項目は次のとおりである。

（注 1）タンクの上下部にある半球状の構成部品

（注 2）推力方向を変えるための駆動装置

S R B - A の支持・分離機構

S R B - A の結合部に発生する応力については、地上試験で完全な飛行状態を模擬することはできないことから、できる限り要素試験を実施し、そこで得られた要素特性値を用い、機体構造に関する動解析シミュレーションにより設計の妥当性を確認することを助言する。

また、S R B - A の分離部は、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）を多く含む構成であり、長期的な観点からこうした箇所を減らしていくための検討を行うことを助言する。

電動アクチュエータ

S R B - A に採用されている電動アクチュエータは世界的にも例がない

大出力のものであることから、リスク管理を徹底していくことを助言する。

(4) エンジン推進系

エンジン推進系の評価表を表 1 - 4 に示す。

なお、LE - 7 A エンジンでは、過大な横推力の対策としてノズルの膨張部の一部を取り外して短ノズルとされているが、こうした問題を根本的に解決し、本来の性能を発揮する長ノズルが開発されることが望ましいと考える。しかしながら、現時点においては評価を行うために必要な資料が作成されていないため、長ノズルについては評価の対象外とした。

エンジン推進系において、設計変更等の対策を要する主な項目は次のとおりである。

LE - 7 A エンジン・液体水素 / 液体酸素ターボポンプの軸振動

H - ロケット 8 号機打上げ失敗の原因究明を踏まえて、LE - 7 A エンジンに関しては、宇宙開発事業団により、エンジンのバラツキによる影響を適切に評価するため、広い範囲の条件下での試験が実施された。

こうした試験の結果、液体水素ターボポンプのインデューサ（注 1）においては、H - ロケット 8 号機打上げ失敗の原因と類似の異常な流体现象が確認されたことから、インデューサの設計変更及早急に着手することを助言する。

また、液体酸素ターボポンプにおいて、旋回キャビテーション（注 2）に起因する振動が見られることから、インデューサの設計変更に着手することを助言する。

（注 1）ターボポンプの入口において、低圧の液体を吸い込みやすいように設計された回転羽根

（注 2）インデューサの吸い込みにより圧力の下がった液体の一部がガス化して生じた気泡がインデューサの回転数近傍で旋回する現象

SRB - A ノズル

SRB - A ノズルについては、地上燃焼試験において予測を上回る局所浸食が見られる。浸食の深さの実測値から得られる確率分布を基にして、浸食が外壁に達する確率を評価するとともに、機器の保護のために外周に取り付ける予定である CFRP（炭素繊維強化プラスチック）パネルの接着剤強度の再吟味を行うことを助言する。

また、中長期的には、アルミ含有量の少ない推進薬組成の検討や、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る浸食の詳細データの取得を行うことを助言する。

(5) その他

H - A ロケットの開発においては、多くの新技術が採用されている。これらの新技術のうち、例えば、SRB - A の分離特性、誘導制御機能、LE - 5 B エンジンの作動特性等については、地上試験では最終的な評価・確認ができないと考えられる。

このため、高度な巨大システムの開発リスクを低減するという観点からは、すみやかに技術実証に特化した飛行試験によってこれらの新技術の妥当性を確認することが有意義であると考えられる。

なお、LE - 7 A エンジンを定格通りに運転するためにはインデューサの設計変更が必要となるが、技術実証の飛行に限定すれば、現行の液体水素ターボポンプのインデューサを用いることが考えられる。この場合、LE - 7 A エンジンやその推進剤供給系の運転条件を見直すなどの周到的な施策を講じた上で、飛行試験に臨むことを助言する。

5 . ロケットシステムの信頼性について

(1) 現状認識

これまで、宇宙開発事業団においては、ロケットシステムの信頼度の中心をなすエンジンシステムの実証信頼度の計算法は、ノンパラメトリックな手法（母集団の故障時間等の分布が不明な場合に、試験回数と成功数から、二項分布により信頼度の下限値を推定する方法）によって行われてきた。

しかし、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度の改善などに対して定量的な評価ができないという問題がある。また、この方式を用いる場合は、目標信頼度が与えられると、技術難易度に関係なく、自動的に必要なエンジン試験の回数が逆算できることとなる。エンジン試験による実証は重要であるものの、エンジン性能の限界を実証するためには大きな危険と多額の経費が伴うこととなる。

(2) 諸外国の状況

近年、欧米においては、エンジンの信頼性の評価では、故障モードとその影響分析（FMEA: Failure Modes and Effects Analyses）を実施し、こ

れに基づくパラメトリックな手法（定量的な信頼性の評価）で限界を定量的に評価し、マージンの確認を行う手法が開発されつつある。

この方式においては、ノンパラメトリックな手法の場合に問題となる限界を実証するためのコストが大幅に軽減できるという利点がある。このため、今後のロケットシステムの開発において不可欠となる信頼性の向上と、そのためのコストの低減という相反する2つの目的を両立することが可能となる。

(3) 今後の方向性と助言

こうした状況を踏まえると、宇宙開発事業団においても、新規及び設計変更を伴うロケットシステムの開発においては、設計段階において、FMEAに基づくパラメトリックな手法を行い、ノンパラメトリックな従来の手法と併せて用いることが必要であると考えられる。例えば、パラメトリックな手法を用いることにより、システムの各モジュール毎の信頼性を評価し、最も信頼性の低いところに適切な対策を効率的に施すことが可能となる。

なお、パラメトリックな手法を有効に機能させるために、宇宙開発事業団が、これまでのロケットの打上げで築き上げた経験をもとに、故障分析に必要なデータベースの構築、具体的な定量分析の方法の開発等に、中長期的な観点から、積極的に取り組んでいくことを助言する。

さらに、故障分析に必要なデータベースを構築するためには、実機の回収によるデータの確認が極めて有効である。このため、宇宙開発事業団において、実際のロケットの打上げ時に生じた故障や不具合の事例の取得・蓄積のため、SRB-AやLE-7Aエンジンの回収について、その方法も含めて検討しておくことを助言する。

6. 所見

研究開発は、その開発プログラムの初期段階に想定した結果が必ずしも得られるものではないことから、試験結果に基づいた試行錯誤が行われることを前提にして、その計画が柔軟に実施されることが必要である。研究開発過程において、専門家会合が設計変更を行うことを助言した液体水素及び液体酸素のターボポンプのインデューサに関する現象と同様な事例が今後生じた場合は、十分な評価に基づいたフィードバックを行うことが望ましい。

また、システムを構築する場合、それに用いられる個々の技術の難易度を相対的に適切に評価し、バランスの取れたシステムを採用することが重要である。

特に、新規技術や難しい技術開発要素が含まれる場合には、本格的な研究開発を開始する前に予備的な研究開発を実施し、その技術の実用化についての確に把握しておくことが必要である。例えば、液体水素ターボポンプに関しては、3次の危険回転数を超える高速回転のポンプが採用されているが、これは世界的に前例のない難しい技術である。今後こうした難しい技術を採用する場合には、十分な予備研究を行うことが望ましい。

従って、開発プログラムのリスクを低減して効率的に開発を行うために、開発計画の策定段階及び途中段階において、大学、試験研究機関、産業界等の専門家の意見を十分に反映して開発計画の評価を行い、それに応じて柔軟な見直しができるような体制を構築することが望ましいと考える。このため、宇宙開発事業団において、プロジェクトとは独立した内部評価の機能が充実されることを期待している。

最後に、こうした試行錯誤が不可避である以上、研究開発においては改良設計などを実施するスピードが重要となる。我が国においても、設計者と製造者との理解を深めることや、設計の見直しに必要となる基礎的なデータの充実を図ることにより、研究開発段階でのトラブルに対して十分な対応能力が備えられることを期待している。

(参考 1)

H - A ロケット評価専門家会合構成員

- 主査 棚次 亘弘 宇宙科学研究所教授
- 副主査 冠 昭夫 航空宇宙技術研究所角田宇宙推進技術研究センター
ロケット推進研究部長
- 上條 謙二郎 東北大学流体科学研究所教授
(平成12年9月27日まで)
- 野坂 正隆 航空宇宙技術研究所角田宇宙推進技術研究センター
企画調整室長
- 広木 強 崇城大学工学部教授
- 平社 博之 日本文理大学工学部教授
- 副主査 八坂 哲雄 九州大学工学部教授
- 富田 信之 武蔵工業大学工学部教授
- 宮澤 政文 静岡大学工学部教授
- 副主査 川口 淳一郎 宇宙科学研究所教授
- 茂原 正道 東京工科大学講師
- 森 英彦 住友重機械工業(株) 精密事業部ステージシステム課
- 中島 厚 航空宇宙技術研究所
革新宇宙プロジェクト推進センター
有人宇宙技術研究グループリーダー
- 秋葉 鎌二郎 宇宙開発委員会参与

H - Aロケット評価専門家会合開催状況

(全体会合)

- 第1回：平成12年6月9日(金)
 - ・専門家会合における技術評価の進め方について
 - ・H - Aロケットの開発計画について
- 第2回：平成12年6月28日(水)
 - ・H - Aロケットの総点検について
 - ・LE - 7Aエンジンの開発計画について
- 第3回：平成12年9月14日(木)
 - ・中間報告(案)について
- 第4回：平成12年11月24日(金)
 - ・ロケットシステムの信頼性の評価方式について
 - ・報告書(案)について

(エンジン推進系分科会)

- 第1回：平成12年7月6日(木)～7日(金)
 - (三菱重工業(株) 名古屋誘導推進システム製作所)
 - ・現地視察
 - ・LE - 7Aエンジンの開発状況及び不具合対策
 - ・LE - 5Bエンジンの開発状況及び不具合対策
- 第2回：平成12年7月12日(水)
 - (石川島播磨重工業(株) 瑞穂事業所)
 - ・現地視察
 - ・液体水素ターボポンプ及び液体酸素ターボポンプの開発状況及び不具合対策
- 第3回：平成12年7月26日(水)
 - (株)IHIエアロスペース 富岡事業所)
 - ・現地視察
 - ・SRB - Aの開発状況及び不具合対策
- 第4回：平成12年8月8日(火)
 - (石川島播磨重工業(株) 瑞穂事業所)
 - ・液体水素ターボポンプ及び液体酸素ターボポンプの軸振動問題
- 第5回：平成12年8月31日(木)
 - ・エンジン推進システムに関する論点整理

第6回：平成12年9月12日（火）

- ・エンジン推進システムに関する中間報告の方向性について（その1）

第7回：平成12年9月19日（火）

- ・エンジン推進システムに関する中間報告の方向性について（その2）

第8回：平成12年11月6日（月）

- ・エンジンシステムの信頼性の評価方式について
- ・SRB - Aノズルについて
- ・エンジン推進システムに関する評価のとりまとめ

（誘導制御系分科会）

第1回：平成12年7月5日（水）

- ・H - Aロケットの誘導制御システムの開発状況及び不具合対策

第2回：平成12年7月7日（金）

- ・誘導制御システムに関する技術評価項目

第3回：平成12年8月7日（月）

- ・誘導制御システムに関する論点整理

（三菱重工業㈱ 名古屋航空宇宙システム製作所飛島工場）

第4回：平成12年8月29日（火）

- ・誘導制御システムに関する評価のとりまとめ

（機体構造系分科会）

第1回：平成12年7月20日（木）～22日（土）

（宇宙開発事業団 種子島宇宙センター）

- ・現地視察（GTV及びLE - 7Aエンジン）
- ・H - Aロケットの機体構造システムの開発状況及び不具合対策
- ・機体構造システムに関する技術評価項目

第2回：平成12年7月31日（月）

- ・機体構造システムに関する論点整理

第3回：平成12年8月24日（木）

- ・機体構造システムに関する評価のとりまとめ

表 1 - 1 ロケットシステム全般評価表 (1 / 4)

<p>1 . 評価項目 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 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。 (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 (2) 姿勢プログラム変更の手順と信頼性確認の方法 (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 (4) 高層風 (2 0 k m 以上) の影響についての確認</p>
<p>3 . N A S D A 見解 (1) 作業項目一覧表を提示した。 (2) 風の観測は打上延期も考慮して打上げ 8 時間前、4 時間前、及び 1 時間 5 0 分前とし、以後 1 時間毎に実施する計画としている。姿勢計算に要する時間は最長で 2 0 分である。地上試験において手順及びタイムスケジュールの確認を実施しており、約 3 0 分前に再設定した姿勢プログラムを打上げ管制室に届け、誘導制御計算機に読み込ませている。 時間変動については、2 時間毎に放球して計測した風データを蓄積した上で統計処理を行い、迎え角変動を評価した。機体構成によっては 4 時間の時間変動では構造強度上、打上げ確率が大幅に低下することが判明した。よって観測から打上げまでの時間を約 2 時間と設定し、姿勢プログラム再設定を実施することとした。 (3) 各データ取得は竹崎総合指令棟内にある気象室にて行う。打上げ前及び飛行中において機体が空中放電 (雷) を受けないこと、飛行中の降雨は毎時 8 m m 以下であること、地上風は機体が射点設備に接触しない制限風速以内であることを確認している。 (4) ミッション計画時には打上げ時期に応じた高度 3 0 k m までの高層風を使用している。また、打上げの前に気球による観測を実施する。(到達高度約 2 2 ~ 2 8 k m 程度付近まで) 得られた風データを基に大気中飛行時の迎角を極力小さくするための姿勢プログラム再設定作業と、構造強度・制御性等の確認を行い、打上げに臨む。それ以上の高度での風速は弱いため、動圧最大付近と比較して構造・制御の観点で、厳しくなることはないと考え。この作業については地上試験において要員を配置して練習を行い、手順や所要時間に問題のないことを確認している。今後も発射整備作業の中で訓練を行うことを計画している。データ授受においては、図表を主体とした確認を行っている。</p>
<p>4 . 論点整理 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 2 0 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。この他、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>5 . 評価及び助言 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。 (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、N A S D A 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。 (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、N A S D A の計画に沿って継続して訓練を行うことを助言する。 (3) 気象に対する判断基準は、N A S D A 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>

表 1 - 1 ロケットシステム全般評価表 (2 / 4)

<p>1 . 評価項目 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) L E - 7 A 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。 L E - 7 A 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 . N A S D A 見解</p> <p>(1) 軸受けの保持器は、原料であるガラス布シートの「しわ」によりフッ酸処理の状況が変わるため、強度のバラツキが大きくなることが判っている。フッ酸処理は製造工程管理を行っているが、製造単位毎の破壊試験の導入を計画している。また、「しわ」の外観検査基準を明確にし、複数回の工程で確認するよう検査工程を追加した。 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では、メーカーの製造部門からメーカーの設計部門に対して、関連する製造記録等の情報が軽微なものとして取り扱われ、合議されていなかったことが明らかとなっており、製造に関する品質管理上起こってはならないことと考えている。N A S D A の開発部門、品質保証部門等により試験機 1 号機の製造記録と製造工程の変更記録を細部にわたる点検を行うとともに、品質管理システムそのものに関する信頼性・品質保証監査を特別実施することとした。開発メーカーに対しては、下請けメーカーに対する指導を含めた徹底した品質管理を促しているところである。</p> <p>(2) M - ロケット 4 号機の打上げ失敗については、検査の難しいグラファイトのき裂等が原因と報告された。また、H - ロケット 5 号機の打上げ失敗も検査の難しい特殊工程のろう付け部が原因であったことから、検査の難しい部位や製品のバラツキが発生しやすい部位に特に留意し、設計余裕の確認や検査方法の改善に重点を置いて点検を実施した。なお、メーカー間の仕様設定とシステム要求の整合性については、同様な事例を経験しているので、教訓集により注意を喚起し、確認を行ってきている。</p>
<p>4 . 論点整理</p> <p>(1) L E - 7 A 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>5 . 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>

表 1 - 1 ロケットシステム全般評価表 (3 / 4)

<p>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</p>
<p>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。</p>
<p>3 . NASDA見解 H - Aロケットの誘導制御系は、H - ロケットにおける技術蓄積、その他の技術の進歩を取り込んだ形で開発を行った。機器の統合・小型化、データベースの採用等によるシステムの簡素化を図り、2段機器への冗長系の採用、点検の自動化、異常故障自己診断機能の充実等により、信頼性を確保した上で、コスト低減がなされている。 使用する電子部品の信頼性要求は、最長2時間のミッション時間に見合った適正な要求として選定基準を設けコスト低減をはかった。システム構成は、部品集積化、機器統合化を行って部品点数の削減を図っている。一方では、放射線障害対策の強化として2段機器の一部で冗長設計を取り入れたが、これは過度の故障診断機能や回復機能を目指すものではない。</p>
<p>4 . 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。</p>
<p>5 . 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。</p>

表 1 - 1 ロケットシステム全般評価表 (4 / 4)

<p>1 . 評価項目 信頼性の評価方式に関する評価</p>
<p>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。</p>
<p>3 . NASDA 見解 (1) N ロケットの開発当時から複数の方式を併用して信頼性評価を実施しているが、いずれの方式にも長所と短所があり、総合的な評価方式が必要である。信頼性の評価方式のひとつに信頼水準を設定して推定した信頼度 (下限値の推定) がある。この方法は、同一設計品を数多く試験する際に有効な評価方法であるが、開発の途上で発生するトラブルに対応して設計変更が頻繁に行われるロケットの開発に適用するには工夫が必要である。例えば、失敗原因が設計変更を行うことで除去できた場合には、失敗試験はなかったものと見なして信頼度の評価を行うことで、最終設計品の信頼性の達成状況を把握することができると考える。 (2) H - A ロケットの開発試験は、開発仕様書に規定した要求事項 (性能、荷重、寿命、インタフェース条件など) を確認するために計画的に実施しており、結果として信頼度計算を行っている。また、信頼度は目安のひとつとして計算しており、NASDA の開発した機体間での比較評価に資するものと考えている。</p>
<p>4 . 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 - 7 A エンジン、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。</p>
<p>5 . 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まなう構成部品開発では、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。</p>

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 . NASDA見解 打上げ直前まで、搭載ソフトウェアのさらなる機能の確認試験を実施し、飛行シミュレーションによる異常飛行環境下(標準偏差の9倍)でのロバスト性の確認、さらにNASDA内で独立に制御系解析及び誘導解析を並行して行い、その確認・検証を継続する計画である。 「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さらに実施する方向で検討する。 誘導制御系の開発においては、メーカーとの間で技術文書の相互開示、設計審査等への相互参加により、深く検証を進めてきたところであり、誘導制御系に関する試験でも、定量的に特性の評価を行ってきた。</p>
<p>4 . 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>5 . 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>

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 . NASDA 見解 (1) 誘導制御系で対処不可能な主要な異常事象は、1 段主エンジン異常、SRB - A 異常、2 段主エンジン異常、及び構造系の破壊である。 1 段補助エンジンの異常、2 段ガスジェットの異常、誘導制御機器の異常、電力・電装系の異常、火工品系の異常、及び制御系の発振については、一般的には誘導制御系では対処不能であるが、程度によっては対処可能な場合がある。 (2) データバスに関しては、1 段系と 2 段系は別になっているので、1 段系が切り離されても 2 段系に与える影響はない。本動作は誘導制御系システム試験、工場整備作業において確認済みである。 冗長機能・自己診断機能は、技術レベルと規模、ミッションを勘案して範囲・方法等を考えている。不測事態への対応の不備や実時間対処にともなう障害は極力回避するよう開発している。</p>
<p>4 . 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>5 . 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>

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 S R B - A 分離運動解析</p>
<p>3 . N A S D A 見解</p> <p>(1) 安定性解析では、十分な幅の誤差源とその不確実性が考慮されている。安定性解析は、空気力により弾性変形した状態を釣り合い状態とした微少擾乱の運動方程式により実施されている。空力弾性効果は荷重解析では考慮されているが、安定解析では考慮されていない。 曲げ振動特性のバラツキは、ベンディング周波数およびモーダルマスの変動で代表されている。モード傾斜の不確実性についてはモーダルマスの変動範囲として考慮されている。2 次以上のモードにおいてはゲイン安定化を図られているので、モード傾斜の不確実性は考慮する必要はない。 デジタル・フィルタ切替時には内部変数はリセットする仕様である。フィルタ切替時には過渡応答が発生すると考えられるので、動圧の高い領域ではフィルタの切替を行わないように設定しているとともに安定性解析を実施している。</p> <p>(2) S R B - A の推力方向制御装置とノズル慣性力との間で振動系を形成する時の振動は 1 3 H z となることを試験により確認している。バラツキ・ガタを考慮すると振動は 6 . 8 H z から 1 2 H z くらいになる可能性があるが、この変動範囲についてロール安定性解析を行い、問題ないことを確認している。ロール安定性解析は感度が最も高い 1 つのモードのみで実施している。 現状では、S R B - A (左側のみ) の前部及び後部に加速度センサを取り付けており、3 軸の加速度計測が可能であり、モード実測は難しくとも、第 1 段機体に対する S R B - A の捻れ振動データは取得可能であると考えられる。</p> <p>(3) 様々な形状の機体の打上げ可能確率を高めるため、L A M U (横加速度計測装置) を採用するとともに、打上げ 2 時間前の計測風データを姿勢プログラムへ反映させている。風データの処理に基づく姿勢プログラムの変更については名古屋の三菱重工業 (株) で解析を行い、結果を射場に電送する方法をとる。</p> <p>(4) 2 段機器搭載部単体の振動試験 (モーダルサーベイ) において、最低次固有振動数が 2 4 H z となり当初解析値の 3 6 H z を下回ったが、解析モデルの修正を行った結果、解析値と試験結果がよく一致するようになった。慣性センサー搭載位置に与える機体曲げ振動の影響については、応答解析において、搭載位置での最大角速度を求め、全機制御に影響を与えないことを確認している。局所構造振動については、当該周波数で一巡利得が - 4 0 d B 以下となっていることを確認しており、問題ない。 第 2 段の推力立ち上がりに伴う、慣性センサー支持構造の局所構造振動について、推力立ち上がりが緩やかであるため影響はない。H - ロケット 8 号機で同構造は飛行実績があり、根本的な問題はないと判断できる。 2 段の剛体運動周波数 (0 . 2 H z) で万一、舵角が最大の 3 度まで振れるような振動が発生したとしても、非線形領域に達することはなく、大振幅下でも位相遅れは発生しない。</p> <p>(5) 超高層風が制御性に与える影響は小さく、問題ない。S R B - A 分離時への影響も、余裕の範囲で問題ない。</p>

4．論点整理

- (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

5．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。

- (1) ピッチ、ヨーの微少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べきである。慣性センサーの搭載は、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分離時で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。

表 1 - 2 誘導制御系評価表 (4 / 4)

<p>1 . 評価項目 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 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 . N A S D A 見解</p> <p>(1) 計装関連</p> <p>Delta-178 ('86) 飛行時の電線の損傷。 Athena- 1 ('95) 電線の焼損。誘導制御系の環境仕様が不適切。 CZ-3B ('96) 電線接合部の熱による強度低下。 Pegasus XL ('96) 火工品の衝撃で、分離に用いる回路のトランジスタが不具合。 Totan-4A ('98) 電線の絶縁不良。 計装・艤装の点検を強化するべく、作業分解書(作業手引書)を用意し、目視点検を実施し、射場作業では、艤装状態をさらに再確認する機会を設けている。</p> <p>(2) 力学モデル関連</p> <p>Pegasus XL('94) 空力モデルが不相当。 M-3S #8 ('95) 柔結合解析が不十分。 Conestoga1620('95)空力弾性信号の慣性センサーへの混入。局所構造振動か。 Delta- ('98) 固体ロケットモータのロール軸まわり構造振動。 誘導制御系評価表(3 / 4)で問題のないことを確認しているが、一部の数学モデルについては、将来の検討課題と考えている。</p> <p>(3) ソフトウェア関連</p> <p>Arian-5 ('96) 飛行と無関係なソフトウェアのオーバーフローが、操舵に誤認識された。 Zenit- 2 ('98) 誘導計算機の同期はずれ。 Titan-4B ('99) ロール速度のフィルタ定数の書き込み時の誤り。 ブレンストーミング的な議論を実施して「故障発現の様態」に関する検討を行うこととする。変更するデータは図表等にして確認しており、工場から射場に電送する定数データにはチェックサムを添付して確実性を期している。</p>
<p>4 . 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。 (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。 (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。 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>5 . 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。 引き続き、N A S D A 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。 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>

表 1 - 3 機体構造系評価表 (1 / 5)

<p>1 . 評価項目 S R B - 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 S R B - 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 S R B - A の回転を抑制する。 S R B - A 点火と同時に上下支持点間で 5 0 mm の伸びが生じ、これはトラスの取り付けヒンジの回転、振れ止めガイドの摺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 . N A S D A 見解 支持機構つきの S R B - A 燃焼試験について検討しているが、縦置き、斜め置き等の試験形態では、結合部が破損した場合、固体ロケットモーターが自由飛行することが考えられるため、横置きで試験することが安全確保上必須である。横置きの試験を実施する場合、飛行時と重力・慣性力の違いがあるため、結合部位の荷重レベルが過大となり、試験実施のために力の補正装置を設置することが望ましく、試験の実機模擬の程度が低下する。 試験で実機の作動域を全て保証できる訳ではないため、解析 (感度解析含む) 個別部品の試験での変数の追い込みで確認する計画であり、支持機構つきの S R B - A 燃焼試験は必須ではないと考える。現在、個別部品の試験等を計画中である。</p>
<p>4 . 論点整理 根本的には S R B - 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、S R B - 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>5 . 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>

表 1 - 3 機体構造系評価表 (2 / 5)

<p>1 . 評価項目 S R B - A 分離システムの設計に関する評価</p>
<p>2 . 着目点 S R B - 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 S R B - 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。</p>
<p>3 . N A S D A 見解 ロケットの段間分離、ブースタ分離等において使用される分離機構は、特別なものを除けば切断部自体はシングル・ポイント・フェイリアであることが多く、必ず確保しているのは分離用火工品の起爆入力までの冗長性である。 H - ロケットにおいても 1 / 2 段分離機構も構造を切断している V 型成形爆破線自体はシングル・ポイント・フェイリアであり、1 段 / S R B の結合部 (前方側 1 点、後方側 3 点) も各々の分離機構部自体はシングル・ポイント・フェイリアである。分離モータまでを含めた分離システム全体で考えた場合、H - ロケットと H - A ロケットでシングル・ポイント・フェイリア部の数に大差はない。 当初、全ての切断を V 型成形爆破線で行うこととしていたが、サイドプレスについては H - ロケットで実績のある分離ナット方式に変更した。推力ストラットでは V 型成形爆破線の横曲げ部を排除して切断余裕の少なくなる要因を無くすよう設計変更する。プレス切断形態に対応して実施した予備試験により、横曲げ部排除の効果を確認した。</p>
<p>4 . 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 1 0 0 % 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 S R B - 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 S R B 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。</p>
<p>5 . 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。</p>

表 1 - 3 機体構造系評価表 (3 / 5)

<p>1 . 評価項目 S R B - 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 S R B - 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。 地上分離試験では分離運動中の支持部材に約 1 0 H z、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 . N A S D A 見解 1 0 H z 程度の振動はストラットの曲げ 1 次固有振動数に相当する。すなわち、サイドプレスが解除された時点でストラットの端部のみに S R B - A の慣性力が負荷されることになるため、ストラットの曲げ振動が励起されるものと考えられる。プレス切断のタイミングは左右同時性が確保される (最大バラツキは 1 3 m s e c であり、問題としないことを確認済み) ので、機体に不均等なモーメント力が振動起因で発生することは考えられない。 振動数は、分離試験時の計測でも解析値 9 . 1 H z に近いものであり、現象も十分把握されているので、振動数、レベルの変動は大きくない。誘導制御系の振動数は 1 0 H z より低く、制御系統との連成は考えられない。 制御の観点では、この時点で考慮すべき現象として、ストラット解除の時間差で生じる不均等なモーメント力は瞬間力であり、剛体運動を励起させないため問題とならない。荷重の観点では、S R B - A 作動中の引張り荷重が支配的であり、構造強度上問題とならない。</p>
<p>4 . 論点整理 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、特性値のバラツ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>5 . 評価及び助言 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>

表 1 - 3 機体構造系評価表 (4 / 5)

<p>1 . 評価項目 S R B - A 及び第 2 段の電動アクチュエータのシステム検討</p>
<p>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 S R B - 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。</p>
<p>3 . N A S D A 見解 S R B - A 用アクチュエータは最終的な選定期限まで油圧システムとの並行検討を続けた。 新規開発アイテムとなる電動モータ、絶縁ゲートバイポーラ型トランジスタ、電解コンデンサ、熱電池及び電源分配器等を重要部品と位置付けて確認試験を行い、電動システムに重大な課題が内在していないことを確認した。 また、重量、運用性、技術課題、コストの点について油圧システムとの比較検討を実施した。検討の結果、重量（油圧の約 7 0 % ）、運用性（ヘリウムガス、作動油の取扱いが不要）及びコスト面（他システムでの量産効果が期待）で優位となり、技術課題では有意な差が見られなかった電動アクチュエータの開発を継続することを決定した。 2 段エンジンについては、コスト、重量の低減、整備性の向上が可能であること、また、能力的にほぼ同等な航空機用アクチュエータがすでに実用化されており、開発の技術的リスクは小さいと考えられることから、電動アクチュエータを採用した。</p>
<p>4 . 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って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。</p>
<p>5 . 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。</p>

表 1 - 3 機体構造系評価表 (5 / 5)

<p>1 . 評価項目 S R B - A 及び第 2 段の電動アクチュエータの電力供給能力</p>
<p>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。</p>
<p>3 . N A S D A 見解 電池の出力要求としては、駆動用電圧でアクチュエータの最大消費電流を出力できるよう規定している。電池容量を規定するに当たっては、ロケットの誘導上必要となりうる最大の操舵、ロケット姿勢制御に必要な操舵、及びノイズによる操舵を考慮した操舵のパターンを設定しており、余裕が確保されている。 操舵パターンに対応した電流パターンの中では、途中で最大電流のパルスを要求し、電圧が低下しない事（容量が十分残っていること）を確認できるようにしている。 電池については、電流パターンに従って電流を消費して規定の電圧以下に低下しないことを試験で確認済みである。 アクチュエータについては、電池を用いて操舵パターンを駆動可能であり、規定の電圧以下に低下しないことを試験で確認済みである。 2 段の電動アクチュエータの駆動用電源はエンジン用電池から取っている。</p>
<p>4 . 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 3 0 % 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。</p>
<p>5 . 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。</p>

表 1 - 4 エンジン推進系評価表 (1 / 8)

<p>1 . 評価項目 LE - 7 A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 . NASDA見解 破断したボルトは、実機型FTPの旧設計のボルトであった。原因としては振動の大きさと首丈の隅Rが小さかったことがあげられる。 H - Aロケット試験1号機はFTPの運用制限により打上げが可能と考えるが、運用性向上と性能向上のため、すみやかに設計変更のための研究・試作を開始する。</p>
<p>4 . 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い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>5 . 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を発生することから、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>

表 1 - 4 エンジン推進系評価表 (2 / 8)

<p>1 . 評価項目 LE - 7 A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 . NASDA見解 OTPの回転同期の旋回キャビテーションによる振動は比較的大きいが、設計上問題となる大きさではなく、それによる不具合はインデューサ自身及びエンジン全体において発生していない。このことから、このままで運用可と考える。 しかし、このような回転同期の旋回キャビテーションは好ましいものではないため、データ解析を十分に行うとともに、中長期的に改善をっていくこととする。 また、運用に関しては、酸素中の金属の高速での接触は危険であり、十分な振動等のデータの監視、評価を今後も行っていくこととする。</p>
<p>4 . 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く評価すると、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>5 . 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>

表 1 - 4 エンジン推進系評価表 (3 / 8)

<p>1 . 評価項目 L E - 7 A 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、F T P (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く板) 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 F T P 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 . N A S D A 見解</p> <p>(1) 軸受の保持器は、原料であるガラス布シートの「しわ」によりフッ酸処理の状況が変わるため、強度のバラツキが大きくなることが判っている。フッ酸処理は製造工程管理を行っているが、製造単位毎の破壊試験の導入を計画している。また、「しわ」の外観検査基準を明確にし、複数回の工程で確認するよう検査工程を追加した。保持器強度を高める方策については、継続的課題として共同研究等により検討して行きたい。</p> <p>(2) 漏洩の原因は、ガイドプレートとケーシングとの接触によるリフトオフシール部の O リングの締め付け不足やシール面の傾き、水分の氷結による閉作動の障害、閉用バネ力が低めだった等の複数要因が推定されている。対策としては、ガイドプレートとケーシングが接触しないよう隙間が均等になるように調整する、水分防止のためのガス置換を強化する、閉用バネ力を強めに調節する等を行った。さらに、エンジン試験後に F T P の入口圧を加圧状態で保持し、圧力と温度について実機条件を模擬してリフトオフシールから漏洩のないことを確認した。</p> <p>(3) 異物については、工場出荷時の確認方法を見直し、可能な限り目視点検を加え、成績書に残すこととした。</p>
<p>4 . 論点整理</p> <p>(1) 入口圧が低い時の F T P 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>

5．評価及び助言

- (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。
- (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。
- (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。

表 1 - 4 エンジン推進系評価表 (4 / 8)

<p>1 . 評価項目 L E - 7 A エンジンノズルスカーտ形状の評価</p>
<p>2 . 着目点 (1) L E - 7 A エンジンのノズルスカーտの拡大率が L E - 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。 (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。 (3) 大きな横推力の発生原因となる流体现象が完全に究明されていない。</p>
<p>3 . NASDA 見解 (1) L E - 7 エンジンでは T P ノズル (Trancated Perfect Nozzle) を採用しており、L E - 7 A エンジンでは C T P ノズル (Compressed Trancated Perfect Nozzle) と初期膨張角を大きくし、全長を縮めた形状である。S R B - A の輻射熱をできるだけ避けかつノズル効率を上げるために採用したが、定常での効率は良いものの起動・停止時に過大な横推力が発生している。 (2) 短ノズルとすることで、起動・停止時の過大な横推力の発生は回避できるが、主弁の開タイミングによっては、過大な横推力が発生した。これは主弁の開タイミングを調整することによりある程度回避できることが判明した。 (3) H - A ロケット増強型対応の L E - 7 A エンジンでは、過大な横推力を避けるために電動アクチュエータに停止機構を装着する案を採ることになっている。さらに、L E - 7 エンジンと同様のノズルについて、C F D 解析及び模型試験を含む試作研究に取りかかる。</p>
<p>4 . 論点整理 (1) 試験結果から、ノズル内の流れが R S S (Restricted Shock Separation) 構造と呼ばれる再付着流れが発生するとき、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 T P 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。 (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。 (3) 最適ノズル形状の選定に際しては、詳細な C F D 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>5 . 評価及び助言 (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。 (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。 (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>

表 1 - 4 エンジン推進系評価表 (5 / 8)

<p>1 . 評価項目 LE - 7 Aエンジンの信頼性向上のための検討</p>
<p>2 . 着目点</p> <ul style="list-style-type: none"> (1) F T P (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、加圧ラインと放出ラインを共用したことによる N P S H (有効吸込み揚程) の低下から、F T P 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。 (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 C F D 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。 (3) ターボポンプの信頼性の確保には、低い N P S H 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 F T P の実液による単体試験は 1 0 ~ 2 0 秒しか行えない。
<p>3 . N A S D A 見解</p> <ul style="list-style-type: none"> (1) 当面は、F T P に必要な N P S H 以上で運用するとともに、インデューサ設計変更のための試作研究に取り組むこととした。また、F T P への負担を軽減させるため、H - A ロケット増強型の開発で、加圧ラインの設計変更、圧力損失の低減、噴射器の改良等を検討する。また、S R B - A の噴射ガスの影響を受けない範囲でノズルを長くして、比推力 4 4 3 秒を達成することを目指す。 (2) インデューサと入口配管を組み合わせた水流し試験による圧力変動の詳細な調査と C F D 解析を行った。今後可能な限り、数値解析を設計過程や不具合対応に適用していきたい。 (3) 液体水素試験設備の整備、維持、試験時の液体水素の消費には莫大なコストがかかる。水流し試験で確認できない事項の評価を行い、設備を拡充すべきか否か判断していきたい。
<p>4 . 論点整理</p> <ul style="list-style-type: none"> (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 - 7 A エンジンでは 2 段燃焼サイクルを採用して F T P 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。 (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。 (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正常現象を評価することが望ましい。
<p>5 . 評価及び助言</p> <ul style="list-style-type: none"> (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。 (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。 (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正常現象を幅広く厳しい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。

表 1 - 4 エンジン推進系評価表 (6 / 8)

<p>1 . 評価項目 LE - 5 B エンジンに関する評価</p>
<p>2 . 着目点</p> <p>(1) エキ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 . NASDA 見解</p> <p>(1) LE - 5 B 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 - 5 B エンジン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バーエキスパンダーサイクルに変更したために、LE - 5 A エンジンに比べて環境の影響を受けにくくなっている。再着火はアイドルモードによる立ち上げを採用し、エンジン作動履歴の影響のない着火条件を実現することとしている。再々着火については、ミッションが終わった後の軌道上実験として計画しており、試験機 1 号機では着火せずに予冷のデータを取得する計画である。</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」が同期したためにき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し、き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。これらの対策を施した供試体で要求寿命を越えた運転 (28 回 3 , 647 秒) と分解点検を行った結果、き裂は認められなかった。現在、耐久性の追確認を行っている。また、OTP のインデューサライナーも、厳しい試験による耐久性に係る評価を行った結果、異常は認められず、実運用に耐え得ると確認できた。</p> <p>(3) OTP のインデューサの強度解析を行った結果、過大な振動成分を仮定しても十分な余裕を確認できている。また、実作動時間の 2 倍以上の時間の試験を行ったが、軸振動、軸受温度等のデータに劣化傾向は認められない。FTP 周りの加速度および軸振動に同期成分が見られるが、支持構造を中継した強制加振と考えられる。振動レベルは十分低く、負荷荷重も許容範囲である。エンジン本体加速度では検知されていないが、仮に分布があったとしても、エンジン振動試験データから、この周波数域に共振点はないと判っている。</p>

4．論点整理

- (1) LE-5Bエンジンでは、エキ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。
- (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、キャピテーションに対する耐久性向上を図ることが望ましい。
- (3) OTPの旋回キャピ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。

5．評価及び助言

- (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。
- (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ピ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。
- (3) OTPの旋回キャピ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。

表 1 - 4 エンジン推進系評価表 (7 / 8)

<p>1 . 評価項目 LE - 7 Aエンジン / LE - 5 Bエンジン重要部品のマージンの評価</p>
<p>2 . 着目点</p> <p>(1)ペイロード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 - 5 B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。</p> <p>(2) LE - 7 A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ビテーション限界が考慮されていない。</p>
<p>3 . NASDA見解</p> <p>(1) H - Aロケットの飛行計画は、全てエンジンの標準値で計画されている。エンジンの作動限界については、認定試験の試験条件マップにおいて、回転数、圧力、混合比等の上限を考慮している。LE - 5 BエンジンのFTPの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蓋) 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55,000回転/分と設定しているが、常温における回転試験において、約69,000回転/分 (低温換算) でも破壊しないことを確認している。初号機については、飛行時の作動点変化の有無が未知であるため、最悪ケースにおいて認定試験範囲を逸脱する可能性を考慮して余裕のある作動点に設定し、飛行データの蓄積を図る。</p> <p>上記FTPのように、重要部品については破壊圧力試験及び回転試験を実施することとしている。また、破壊圧力試験などで評価できないものについては、材料試験を実施し、精度の高い評価を行うこととしている。これにより、マージンを定量的に評価できると考えている。</p> <p>(2) LE - 7 Aエンジンについては、H - ロケット8号機打上げ失敗の原因究明結果を反映し、エンジン構成部品のバラツキを考慮して、可能な限り飛行時に遭遇する推進剤入口条件を模擬した試験を行ってきた。その結果、FTPの現在のインデューサに関してはキャビテーション係数で0.028以上を運用範囲とした。</p> <p>OTP (液体酸素ターボポンプ) に関しては、インターフェース条件であるNPSH (有効吸込み揚程) で3.7mまでの運転は問題なくできており、FTPのような運用範囲の規定をする必要がないと考えている。エンジンの作動限界は、タンクの供給NPSHとエンジンの作動条件から求まるキャビテーション係数により決定されるので、タンクの供給NPSHの最終検討結果に基づき再解析することとしている。</p>
<p>4 . 論点整理</p> <p>(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。</p> <p>(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ビ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>

5 . 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ビ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 - 5 B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。

表 1 - 4 エンジン推進系評価表 (8 / 8)

<p>1 . 評価項目 S R B - 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 C F R P (炭素繊維強化プラスチック) が排出し、C / C (カarbon / カarbon) ノズル・スロート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 . N A S D A 見解 (1) 有限要素法による構造解析や接合部の傾斜角等をパラメータにした強度試験と以下の設計変更を実施した。 スロートインサートを上流に押す力を打ち消すために、接合面に傾斜角を設けた。 ノズル開口部からのスロートインサートへの力の作用やガスの通路の閉塞を防止するため、スロートインサート後端とノズル開口部部材との隙間寸法を増加させた。 (2) ノズル開口部の C F R P の板厚を 4 mm 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 C F R P で補強する。中長期的には、流れ場解析技術の高度化、上流部の整流方法の検討、ノズル開口部の C F R P 材料・製造方法等の研究を進める。</p>
<p>4 . 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 C F R P 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 C F R P 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。 アルミナ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>5 . 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 C F R P 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>