

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

平成15年度 総合技術研究本部 宇宙領域研究成果報告書
— 輸送系 —

2004年10月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

宇宙航空研究開発機構研究開発資料
JAXA Research and Development Memorandum

平成15年度 総合技術研究本部宇宙領域研究成果報告書
— 輸送系 —

FY15 Annual Report of Research & Development on Space Technology
in the Institute of Space Technology and Aeronautics
— Space Transportation System —

2004年10月
October 2004

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

平成15年度総合技術研究本部宇宙領域研究成果報告書【輸送系】目次

| | | |
|---------------------------------|-----------------|----|
| フライト実証の研究 | 将来宇宙輸送系研究センター | 1 |
| システム解析の研究 | 将来宇宙輸送系研究センター | 5 |
| 再使用推進系の総合研究 | 将来宇宙輸送系研究センター | 9 |
| 高速飛行実証 | 将来宇宙輸送系研究センター | 15 |
| 極超音速ターボジェットエンジンの研究開発 | エンジン試験技術開発センター | 21 |
| 複合エンジンの研究開発 | 宇宙推進技術共同センター27 | 27 |
| H-IIAロケットおよびLNG推進系の開発を支援するCFD解析 | システム評価技術グループ31 | 31 |
| GXロケットLNG推進系複合材タンク開発支援のための評価試験 | システム評価技術グループ37 | 37 |
| H-IIA第2段ターボポンプの予冷熱解析 | システム評価技術グループ43 | 43 |
| 先進ロケットエンジンの研究開発 | ロケットエンジン研究開発センタ | 49 |
| ロケットエンジン信頼性向上の研究開発 | ロケットエンジン研究開発センタ | 53 |
| 総合計画・要素技術の研究 | 将来宇宙輸送系研究センター | 59 |

平成15年度総合技術研究本部宇宙領域研究成果報告書は【輸送系】、【衛星系】、【先行研究等】からなります

フライト実証の研究

Research of Flight Demonstrations

将来宇宙輸送系研究センター (Future Space Transportation Research Center)

フライト実証チーム (Flight Demonstrations Team)

藤井謙司、澤井秀次郎、川戸博史、西脇功造、南吉紀、渡辺重哉、藤井啓介、廣谷智成、中村俊哉、
栗田充、佐藤哲也

Kenji Fujii, Shujiro Sawai, Hiroshi Kawato, Kozo Nishiwaki, Yoshinori Minami, Shigeya Watanabe,
Keisuke Fujii, Tomonari Hirofumi, Toshiya Nakamura, Mitsuru Kurita and Tetsuya Sato

Abstract

This research is continued from "Research on Planning of Flight Demonstrations for Reusable Space Transportation System" in the FY 2002, and is being carried out with the aim of drawing up a flight demonstration project to prove important key technologies necessary for the reusable space transportation system by flight tests in the next medium term. The following research activities were conducted in FY 2003.

(1) Feasibility Confirmation of the Next Candidate Flight Demonstration System

It was studied that what kinds of flight demonstrators are effective in the development of the reusable space transportation system and feasibilities studies of those demonstrators were progressed. And to strengthen the flight demonstrations plan, each plan was compared and discussed.

(2) The element technology necessary for the next flight experiment system

Important key technologies to realize the flight demonstration plan were selected, and their development researches were conducted.

The flight experiment of parafoil guidance technology was carried out under the joint research with Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.

1. はじめに

本研究は平成 14 年度の「再使用輸送系飛行実証の計画研究」より継続して実施しており、次期中期計画中に再使用宇宙輸送系の重点技術を実証できる飛行実証を行うよう、飛行実証構想をまとめることを目標に実施している。なお、パラフォイル誘導技術の飛行試験については、三菱重工業株式会社との共同研究のもと実施した。

2. 研究の概要

平成 15 年度は以下の項目について研究を行った。

(1) 次期候補となる飛行実証システムのフィージビリティ確認

再使用宇宙輸送系の開発にどのような実証機計画が有効かを検討し、フィージビリティスタディを進め、飛行実証構想を固めるために各飛行実証機計画について比較検討した。

(2) 次期飛行実験システムに必要な要素技術

飛行実証機計画を実現するために必要な技術を抽出し、開発研究を行った。

3. 成果の概要

(1) 次期候補となる飛行実証システムのフェージビリティ確認

検討した飛行実証システムの各構想の位置づけは次の通りである。各構想は大きく分けるといわゆる上からのアプローチの再突入技術の実証を目的とした構想と、下からのアプローチの再使用技術の実証を目的とした構想に分かれる。前者は、TSTO（2 段式再使用宇宙輸送系）の上段を想定したシステム実証である翼胴形状再突入実験機と、要素技術の実証を目的とした簡易飛行実験テストベッドであるピギーバック型再突入テストベッドである。後者は、TSTO の下段を想定した再使用ロケットエンジンの実証を目的とした再使用ロケット実験機と、空気吸い込み式エンジン等のデータ取得を目的とした低コスト飛行実験機である。以下に、各々の構想の概要を報告する。

a) 再突入技術システム実証：翼胴形状再突入実験機

この実験機では、軌道周回から再突入、着陸停止までのシステムの実証を行う。打ち上げの技術リスク低減のため、フェアリング収納形態で打ち上げる。設計上は、再使用性よりも実験機小型化を優先し、アブレータを採用した。H-IIA の複数打ち上げ用デュアルタイプフェアリングに

搭載可能であり、小型衛星等との相乗りが可能である。ペイロード 100kg(0.64m³)を想定しており、将来は軌道上でのテストベッドとしての活用が可能である。Fig. 1 に概要を示す。15 年度には概念検討を実施した。また、予備風洞試験を実施し、候補形状の遷音速ならびに超音速域における空力特性データを取得した。

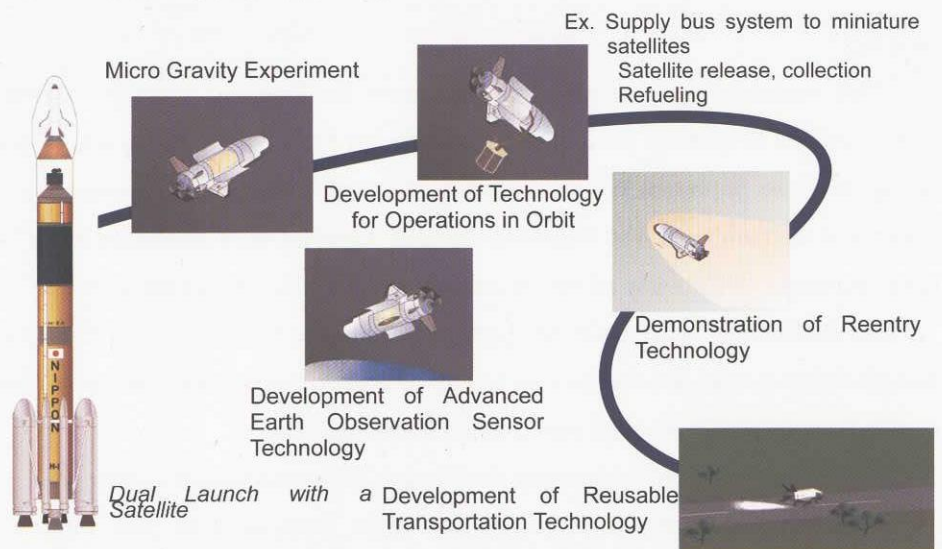


Figure 1 Flight Sequence and Missions of Winged Reentry Vehicle

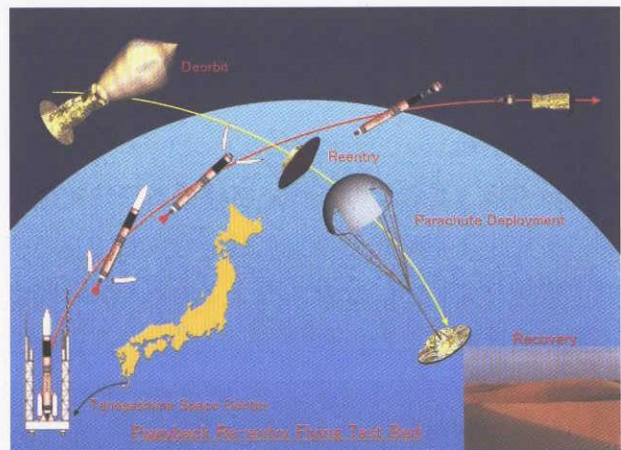


Figure 2 Flight Sequence of Piggyback Atmospheric Reentry Testbed

b) 再突入要素技術実証：ピギーバック型再突入テストベッド

このテストベッドは、地球周回低軌道から再突入し、要素技術の飛行実証を行う。特徴としてはピギーバック形態での打ち上げを採用し、低コスト化と打ち上げ機会の拡大を狙っていることである。飛行の概要を Fig. 2 に示す。15 年度には、14 年度に試作した熱防護 C/C シェルを大型 X 線 CT 装置により

検査し、問題となるような欠陥がないことを確認した。また、同じ試作シェルを用い、C/C 材の高周波電波特性データを取得し、従来の金属とほぼ同等の特性であり金属モデルにより解析可能であることを確認できた。

c) ロケットエンジン：再使用ロケット実験機

この実験機は翼胴形状で小型液体燃料エンジンを複数搭載している。飛行パターンは、打ち上げ地点に水平進入着陸して戻ってくる。ロケットエンジンの再使用のための飛行環境下での実証や技術を蓄積することができる。また、アボートを含む先進誘導制御実験も可能である。将来はテストベッドとして空気吸い込み式エンジン等の各種試験に活用することも考えられる。Fig. 3 に実験機概念図を示す。15 年度には再使用宇宙輸送機の開発に必要な技術項目を洗い出し、現時点での技術レベルを考慮して重要要素技術を選別した。また、実験機の機体サイズ及び飛行能力を設定した。



Figure 3 Rocket Plane Experiment Vehicle

d) 空気吸い込み式エンジン：低コスト飛行実験機

この実験機は、空気吸い込み式エンジンの飛行実験を行うことを目的とした機体であり、気球および固体モータを用いてマッハ 3 以上に加速し、超音速あるいは極超音速でのデータを取得する。加速は供試体エンジンに依存しない。機体の設計においては既存技術を活用し、低コストでの高速飛行実験の実現をめざす。15 年度には低コスト化を極力進めた実験機のシステム仕様を設定した。

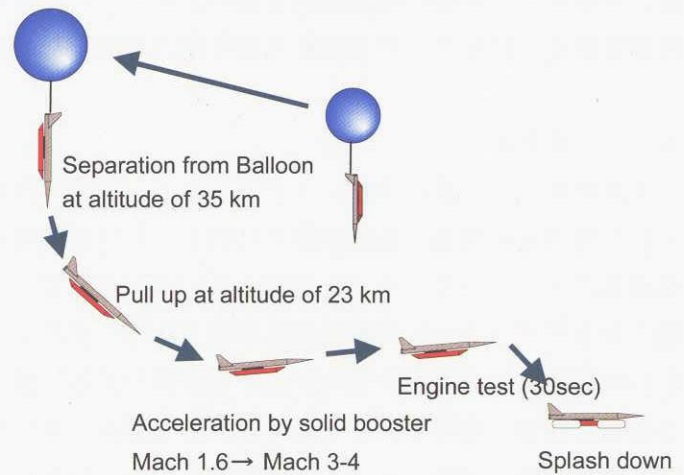


Figure 4 Concise Flight Demonstrator for Air Breathing Engines

(2) 次期飛行実験システムに必要な要素技術

次期飛行実験システムを実現するために必要な要素技術の研究課題として、空力設計技術からリフティングボディ形状設計実験機の形状改善のためのデータ取得、回収技術からパラフォイル誘導技術の飛行試験、誘導技術から ADS なし飛行実現性の検討、計測技術から機上計測技術を抽出し、研究を行った。以下に、各々の研究の概要を報告する。

a) 空力設計技術：リフティングボディ形状設計実験機の形状改善のためのデータ取得

14 年度までに取得してきたデータに加え、形状改善のためのデータ追加取得を目標として研究を行った。14 年度までの風試や CFD において遷音速域で見られた空力特性の非線形性はフィンのトーインによる胴体上面フィン間の剥離の影響であると判断し、15 年度はその効果を CFD で確認した。

b) 回収技術：パラフォイル誘導技術の飛行試験

パラフォイル自律誘導技術の実証を目標として実施した。パラフォイル展開に要する高度の計測を目的とする展開確認試験を再現試験を含め2回、自律誘導の実証を目的とする誘導飛行試験を誘導ゲインや最大制御量を変え3回実施した。

c) 誘導技術：ADSなし飛行実現性の検討

再突入時には厳しい環境にさらされ熱防護の面から不利なエアデータセンサ（対気速度計：ADS）なしで、再突入実験機が風をオンボード推算して着陸できるかの目処を付けることを目標とした研究である。オンボード推算方式の精度とADSの計測精度との比較を行った。ADSなしで推算する方式の推算精度が悪い項目につき、飛行計画上許容可能であるか検討を行った結果、飛行可能範囲を確保できる見通しを得た。

d) 計測技術：機上計測技術

飛行実験システムに必要な計測項目およびそれを実現するシステムの先行研究を実施した。加熱率計測、加速度計を中心に調査検討を進め、有効な計測システムとして、非接触温度計測法及びノーズ部輻射環境推定手法を用いた非接触高精度空力加熱率計測を抽出した。

4. まとめ

次期候補となる飛行実証システムとして、再突入技術と再使用技術について各々システム実証を目的とした飛行実証構想と技術試験を目的とした比較的簡易な飛行実験の構想を選択し、これら4種の実験機構想のフィージビリティを確認した。16年度には、次期中期計画期間において重点技術研究課題を実証できるサブスケール実験機形態を絞り込み、そのシステムやサブシステム等を具体化し、飛行性能等から飛行実証の実現性を明らかにする計画である。重点化されていない技術についても飛行実証の必要な技術を調査・整理し、より低コストかつ簡易に飛行実験が可能なシステムを検討し、可能ならば今中期計画中の飛行実験に向けた計画策定していく計画である。また、その上で必要な要素技術が抽出できればそれについての研究開発も進めていく。

[参考文献]

- > K. Fujii, et al, “Concepts and Studies of Flight Experiment Vehicles for Reusable Space Transportation System”, 12TH AIAA INTERNATIONAL CONFERENCE Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, AIAA-2003-6984, Norfolk, U.S.A., 2003.
- > S. Sawai, et al, “Flight Test Plan for ATREX Engine Development”, 12TH AIAA INTERNATIONAL CONFERENCE Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, AIAA-2003-7027, Norfolk, U.S.A., 2003.
- > H. Kawato, et al, “Aerodynamic Design of a Lifting-body Type Reentry Vehicle”, 12TH AIAA INTERNATIONAL CONFERENCE Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, AIAA-2003-7059, Norfolk, U.S.A., 2003.
- > T. Fukuda, et al, “Research and Flight Demonstration Activities about RLV Autonomous Guidance System using Parafoil”, 24TH ISTS, Miyazaki, Japan, 2004.

システム解析の研究

Research on System Analysis

コンセプトスタディプログラムの開発と設計基準の検討および空力技術に関する研究

Development of Concept Study Program, Investigation on Design Criteria and Research
on Aerodynamic Technologies

将来宇宙輸送系研究センター システム解析チーム

Future Space Transportation Research Center

System Evaluation and Analysis Team

鈴木広一、高崎浩一、南 吉紀、甲斐高志、佐藤哲也、小林弘明、藤田和央、伊藤健、黒滝卓司
Hirokazu SUZUKI, Kouichi TAKASAKI, Yoshinori MINAMI, Takashi KAI, Tetsuya SATO,
Hiroaki KOBAYASHI, Kazuhisa FUJITA, Takeshi ITO, Takuji KUROTAKI

Abstract

In this research, optimal design, evaluation, and aerodynamic problems for future space transportation systems are conducted. An optimal design program is developed in the research of optimal design and evaluation. The design criteria are also investigated and several types of the concept for the future space transportation systems are designed optically and are evaluated. In the last physical year, a developmental plan of prototype of the design program was established and a part of the prototype was developed. The catalysis and the real gas effect are dealt as aerodynamic problems for the future space transportation systems. In the last physical year, precious data were obtained by the high enthalpy wind tunnel.

1. はじめに

本研究は平成 15 年度より開始された。本研究では、将来宇宙往還機的设计・評価ならびに空力的な課題に対する研究を行なう。

将来往還機的设计・評価に関する研究では、宇宙往還機コンセプトの最適設計を通し、その研究開発の指針を得ることを目標とする。これは宇宙往還機コンセプトの最適設計・評価技術の確立と、技術課題の重み付けを行なうことによって達成する。このため宇宙往還機コンセプトの設計プログラムを開発し、合わせて設計基準について検討することで、複数の宇宙往還機コンセプトの最適化と比較検討を行なう。

将来宇宙往還機の空力的な課題に対する研究では、触媒性について得られた成果を機体設計に反映すること、および実在気体効果の空気力への影響を解明し、機体空力設計に寄与することを目標とする。空力加熱率の推算結果は、触媒性により数十%の誤差を生じてしまう。触媒性の解明は、空力加熱に関して残された最大の課題である。本研究では、種々の耐熱材料について高エンタルピ流試験設

備において試験を計画・実施し、データ評価および CFD による触媒性同定を行なう。さらに CFD による触媒性同定精度向上のため、高温衝撃風洞、アーク加熱風洞および誘導プラズマ加熱風洞による評価試験データの蓄積を行なう。实在気体効果については、定量的な評価手法が依然未確立である。そのため高温衝撃風洞による基礎現象の把握、試験法の確立、データの蓄積を進める。

2. 研究の概要

平成 15 年度は以下の項目について研究を行なった。

[コンセプトスタディプログラムの開発と設計基準の検討]

(1) コンセプトスタディプログラムの雛型開発

宇宙往還機コンセプトの最適設計を行なうプログラムを開発するためには、解決すべき問題が山積している他にも、現在知られていない課題も数多く存在すると考えられる。そのため、2 年を目処に雛型のプログラムを開発し、最終的に目指すべきプログラムの姿を把握することを最優先の課題とした。平成 15 年度は、概念設計の範疇を定義し、必要な各要素技術のレベルのバランスを取ることに細心の注意を払い、雛型プログラムの開発方針を策定した。さらに、サブシステムレベルのプログラム開発に着手した。またエンジン性能・質量解析の高精度化に関する研究を行った。

[空力技術に関する研究]

(1) 高エンタルピ風洞によるデータ取得と評価

高エンタルピ風洞によるデータ取得を目的として、HIEST による触媒性試験および实在気体効果試験を実施した。

(2) CFD 触媒性モデルの検証

CFD 触媒性モデルの検証を目的として高温壁での実験を行なった。

3. 成果の概要

[コンセプトスタディプログラムの開発と設計基準の検討]

(1) コンセプトスタディプログラムの雛型開発

コンセプトスタディプログラムの雛型を Figure. 1 の概念図に示すとおり策定した。またハッチング部分の一部および太矢印のインターフェース部分の開発に着手した。エンジン性能・質量解析の高精度化では、以下の 3 点の成果が得られた。

- ・熱交換器付きターボエンジンの解析プログラムを改修し、実験結果との比較を行なうための試計算を行った
- ・可変インテークの構造解析を実施し、構造的に成立する質量のデータベースを作成した (Figure. 2 参照)
- ・可変インテークの粘性流解析結果を風洞試験結果と比較し、データベースの検証を行った

[空力技術に関する研究]

(1) 高エンタルピ風洞によるデータ取得と評価

HIEST による試験結果から、酸素分圧の加熱率への影響を把握した。酸素原子の境界層中での再

結合による触媒性への寄与の低下を予測した。また実在気体効果試験の結果、粘性干渉パラメタ及び総エンタルピの増加に伴い軸力及び圧力係数の増加を確認した。一様流中の酸素原子の衝撃層内での再結合によるものと推測する。

(2) CFD 触媒性モデルの検証

高温領域で Langmuir-Hinshelwood (L-H) 再結合反応であることが世界で初めて示された。また CFD 及びアーク風洞試験等により、解離気体分圧の増加に伴う触媒効率の減少を確認した。

4. まとめ

[コンセプトスタディプログラムの開発と設計基準の検討]

研究は計画通り進捗し、現段階でも極めて貴重な知見が得られている。平成 16 年度は雛型プログラムの開発を完了し、複数の宇宙往還機コンセプトの試設計を行なう。

[空力技術に関する研究]

高エンタルピ条件下で得られたデータとその結果に基づく考察は、極めて貴重な成果である。平成 16 年度は、下記の研究を実施する予定である。

CFD 触媒モデルによる解析、および精度向上

触媒性評価試験データの蓄積およびモデルの検証

- ・高温衝撃風洞：平板供試体によるパラメトリック評価試験
- ・アーク加熱風洞：平板供試体による基礎評価試験
- ・誘導プラズマ加熱風洞：よどみ点試験による予備評価試験

高温衝撃風洞による実在気体効果の空力への影響評価

- ・円錐供試体（頂角大）による力計測および圧力計測試験による実在気体空力評価

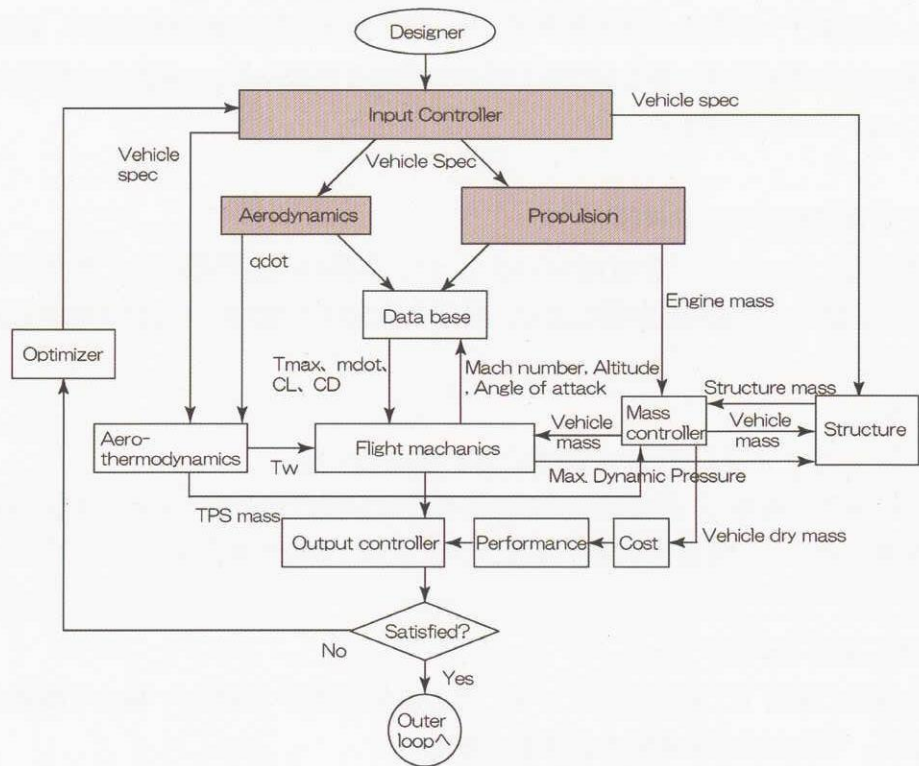


Figure. 1 Concept of Design Program for Reusable Space Vehicle

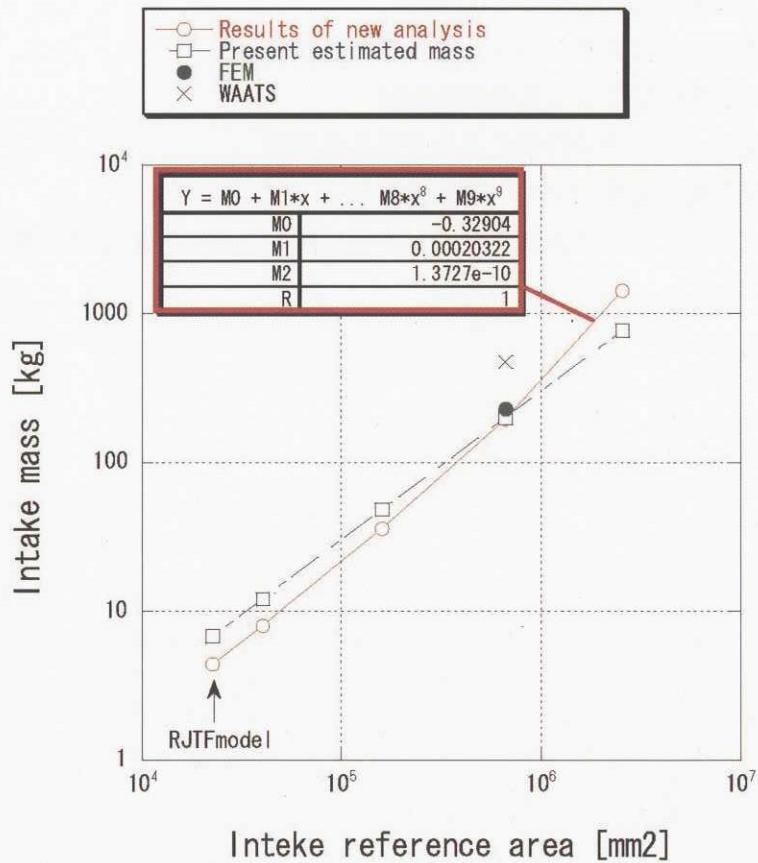


Figure. 2 Database for intake mass

再使用推進系の総合研究

Synthetic Studies on Reusable Propulsion System

(1) 信頼性設計手法の検討

(2) 再使用推進系総合計画

再使用推進系チーム (Reusable Propulsion System Team)

倉谷 尚志, 田口 秀之, 姫野 武洋, 長谷川 卓也, 青木 宏

Naoshi Kuratani, Hideyuki Taguchi, Takehiro Himeno, Takuya Hasegawa, Hiroshi Aoki

Abstract

Synthetic studies on the reusable and future propulsion systems are presented in this paper. Especially, we focused on the high reliability design methodology for the liquid rocket engine at conceptual phase, the flight demonstration project "SubLEO" that is propelled by the existing propulsion system, the propellant management of the liquid propellant behavior in the fuselage tank for the reusable vehicle testing and existing rocket under the accelerated environment and the health monitoring sensor system for the hydrogen leakage from the fuselage tank and so on, that is, from the fundamental topics to the application ones for the propulsion systems in FY2003.

1. はじめに

宇宙空間で自在に活動するために、再使用輸送系/推進系の実現は必須と考えられる。「信頼性向上」「故障診断機能」「システムとしての機能回復設計」などが必要要件となり、これらは、当然ながら現行ELV (Expendable Launch Vehicle: 使い捨て輸送機)にも前倒して適用可能である。これらを総合的に扱うべく、再使用推進系の研究に着手している。2004年度には、現行機、あるいは次期打ち上げ機などへの反映を意識して、「信頼性向上設計手法の検討」に重点を置き、研究を行った。その進捗状況、研究成果、今後の計画について記述する。

2. 信頼性設計手法の研究概要・成果

2. 1. 高信頼化設計手法の概念

従来の設計手法の特徴および問題点を明らかにし、これらを克服して、より信頼性の高い設計を可能にする「高信頼性設計手法」の概念について本節で述べる。

従来の設計手法では、(1)コンポーネント毎に性能要求を満たす個別・逐次設計を行い、(2)安全率を導入してノミナル作動点における設計を行い、(3)エンジン燃焼試験や実フライトでエンジン信頼度を実証していることが特徴といえる。

このように、コンポーネント毎の個別・逐次設計を行い、局所最適化を試みる従来の設計手法では、設計改良や不具合対策の結果が、他のコンポーネントにどの程度の影響を与えるのか予測しにくいと考えられる。つまり、コンポーネント間の影響感度が明らかでないため、あるコンポーネントに対して有効な設計改良や不具合対策であっても、他のコンポーネントあるいはエンジンシステム全体にとっては性能低下を引き起こす可能性が潜在している。

また、想定される最大強度に対して安全率を導入して設計しているため、流体的不安定現象などのように時間変化や現象のばらつき、また設計パラメータの製造公差によるばらつきなどの影響が必ずしも総合的に考慮されていない恐れがある。さらに、エンジン燃焼試験や実フライトを経て、はじめてエンジン信頼度を評価できる、すなわち設計段階では十分な信頼度の推定が行いにくいいため、設計改良や不具合対策が生じたときに、最悪の場合には設計段階までに立ち戻る必要が生じる。

設計改良や不具合対策によって、開発コストが大幅に増加した米国の一例を Fig.2-1 に示す。横軸に開発期間、縦軸に新規エンジン開発コストを示す。図中のパーセント表示は新規エンジン開発完了にまで要したコストの割合を示している。全体の約7割が不具合対策のために、初期設計段階への立ち戻りあるいは設計改良などに費やされている。

以上より、概念設計段階で信頼度を定量化して評価することが、新しい課題となる。これらを考慮した「高信頼化設計手法」の概念を下記に述べる。

(1) エンジン全体性能や他のコンポーネント性能との相関関係を明らかにし、トレードオフスタディによる統合化設計, (2) 重要故障モード解析 FMEA (Failure Modes and Effect Analysis) を中心にした信頼度配分, (3) 物理現象や加工精度などの分布を考慮して確率的に設計点を選択する確率論的設計解析 PDA 手法 (Probabilistic Design Analysis), (4) ばらつきに対する影響感度を考慮したロバスト設計, (5) 概念設計段階で設計信頼度の推定, というコンカレント (同時並行) かつ統合化設計の手法などを組み合わせて, 信頼度を評価しようとするものである。

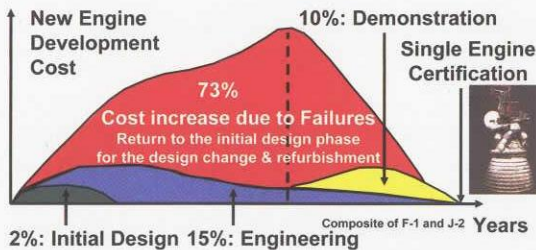


Fig.2-1 New Engine Development Cost Allocation

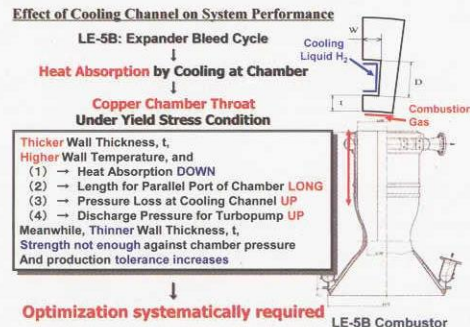


Fig.2-2 Effect of Manufacturing Tolerances to the Engine Performance

2. 2. 高信頼性設計手法の適用結果とその成果

「高信頼化設計手法」をリファレンスモデルエンジンの LE-5B に適用した結果について述べる。H-IIA ロケットの 2 段用である LE-5B は、エキスパンダーブリードサイクルであることから、燃焼器における冷却吸熱条件がエンジン性能に大きく影響する。エンジンサイクルの特徴として、燃焼器を冷却/熱吸収してガス化した水素は、タービン駆動ガスとして用いられる。また水素ガスの一部は、燃焼器マニホールド上流に設けられた混合器において、液体水素と混合され、燃焼器に燃料として噴射される。

ここで、Fig.2-2 に示すシステム性能に与える冷却溝寸法の影響について考察する。燃焼器の冷却性能に影響する冷却溝の厚さを燃焼圧に耐えられるように安全率を高くすなわち冷却溝の厚さを厚くすると、冷却溝内の液体水素の熱吸収量が低下する。必要な熱吸収量を得るために受熱面積の増加すなわち燃焼器長さを長くすると、冷却溝における液体水素の圧力損失の増加を招き、ターボポンプ吐出圧の増加すなわちターボポンプの負荷が大きくなる。一つの設計パラメータの最適化を図ったとしても、他のコンポーネントやシステム性能に与える影響が複雑に絡みあうため、このようなモデルを統合化してシステム全体の影響感度を概念設計段階から把握することが重要である。

2003 年度は、エキスパンダーサイクルの冷却特性の一部をモデル化して、燃焼器冷却溝の製造公差のばらつきが他の機能やコンポーネントに与える影響感度解析を行った。最適化に関する例題を冷却溝については、熱変形によって限界に至る寿命を、ターボポンプはタービン根元強度あるいは危険速度に対する設計余裕を目的関数と設定して、それらの影響度解析を行い、考察を試みた。

2. 2. 1. 燃焼器冷却性能とエンジン性能評価簡易モデル

既に個別に構築されたエンジンシステム解析ツールと燃焼室冷却解析ツールを最適化統合支援ツール (i-SIGHT) によって結合し、統合簡易解析ツールとしての機能確認を実施した。また、例題として燃焼室冷却溝平行部長さ L をパラメータにしたときの燃焼室寿命とエンジン性能最適点について評価した結果を述べる。

機能確認として、冷却溝寸法 (溝厚さ, 幅, 高さ) の製造公差幅を正規分布の 3σ 幅と仮定して与えたばらつきの影響について 10,000 回のモンテカルロシミュレーションを実行し、燃焼室圧力損失係数 DPCC と燃焼室温度上昇係数 DTCC の分布を評価した。現段階での仮想簡易モデルでは、溝幅の感度が高いことが明らかになった。また、オリフィスを変更しない条件下 (Standard 解析) では、領収試験範囲 (AT 範囲) を逸脱する可能性が約 1.8% あることが Fig.2-3 のように示された。また、エンジン作動点をノミナル点にトリミングすなわちオリフィス調整をした場合 (Rated 解析) には、収束条件範囲内の狭い領域でばらついていることが明らかになり、結合された簡易解析ツールの機能確認ができた。

また、エンジンシステム性能と燃焼室冷却性能を、燃焼室寿命 N_f 、エンジン性能 I_{sp} 、エンジン重量 W_{eng} などと燃焼室冷却溝平行部長さ L をパラメータにしたときの燃焼室寿命とエンジン性能最適点について評価した目的関数のモデル図を Fig.2-4 に示す。この結果より、燃焼室長さ、燃焼器冷却性能、燃焼器寿命そして打ち上げ能力増分という複数パラメータの関係をモデル化することができた。このようなモデルをシステム全体に反映して、今後の設計段階で有効に用いることができると考えている。

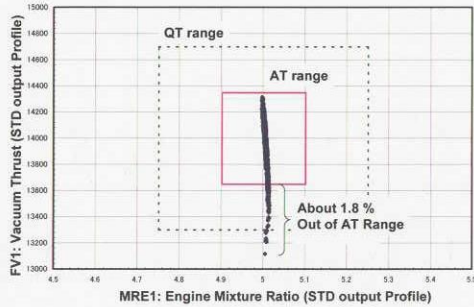


Fig.2-3 AT Range Evaluation due to the Cooling Channels Tolerances

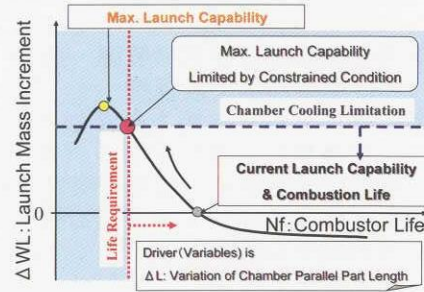


Fig.2-4 Objective Function for Combustion Chamber

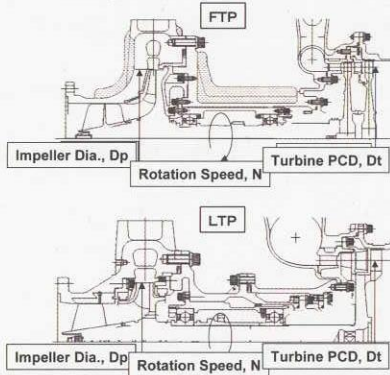


Fig.2-5 Simplified Turbopump Design Tool Model for some components

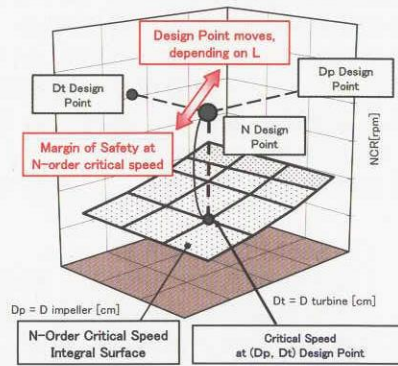


Fig.2-6 Estimation the Margin of Safety against Critical Speed by Integral Surface

2. 2. 2. ターボポンプ機能部品評価簡易モデル

ターボポンプの機能展開図と故障モードの分類結果ならびに過去の開発経緯を考慮して、重要故障モードに分類されるタービンディスク強度と軸振動を解析対象モデルとした。エンジン設計解析モデルとターボポンプ設計解析モデルをリンクさせ、作動点などのインタフェース物理量の分布や変化に対するターボポンプ性能を定量的に評価し、ターボポンプの最適設計手法の1プロセスとして試行したものである。

影響度評価の対象として選択したタービンディスク根元強度は、高温ガスに晒され、応力的にも厳しい部位に相当する。複雑な形状をしているタービンディスクを簡易モデル化して、その強度余裕の評価を行った。重要故障モードを中心にして、このようなモデルをターボポンプの各機能品に拡張することが今後可能である。

また、ターボポンプ軸受の振動について、減衰要素や不釣り合い力のばらつきは比較的大きく、それらの制御は容易ではない。軸振動に対してロバスト化を図るためには、運転回転数と軸系危険速度をできるだけ離すことが有効である。そこで、Fig.2-5 に示す回転系組立に関する設計パラメータとして、インペラ外径： D_p 、タービン PCD： D_t 、定格回転数： N を用いて、 D_p 、 D_t をパラメータとする危険速度の解曲面を Fig.2-6 のようにモデル化し、定格回転数 N との差（危険速度余裕）を評価した結果、定量的に設計余裕を示すことができた。

2. 3. まとめ

統合簡易解析ツールを用いて例題を検討することで、概念設計段階で設計品質を評価するのに有効であることを示し、エンジンシステム全体の最適化に必要な課題の抽出を行っ

た。この統合簡易解析ツールをさらに整備することにより、フロントローディングに重要な概念設計段階での設計品質の高度化を図ることができる。

今後、(1) ターボポンプなど各機能部品の総合設計ツールの構築と充実化を図ること、(2) 非常現象によって引き起こされる頻度の高い故障モードを抽出し、モデル化し、解析精度の向上を図ること、(3) 物理メカニズムが不明な場合にはメカニズム探査の基礎試験を実施すること、(4) これらを総合して故障モード中心に影響感度を明らかにした設計手法の拡張を行う必要がある。

3. 再使用推進系総合研究の概要・成果

3. 1. 再使用推進系実験構想

本研究では、アボート能力を含む再使用運用の特徴的長所を実証するために、様々な飛行パターンで繰り返し運用を図る(再使用運用プリカーサ)とともに、空気吸込みエンジンなど革新技術を検証する飛行機会を提供する(技術実証テストベッド)、あるいは高層大気観測など汎用ミッション対応などをも想定して、再使用実験構想を試案した。その目的上、軌道到達を目標としないところから、「SubLEO」を当面の名称とし、もっとも信頼性の高い現行機材を結集してロケット実験機を構成しようとするものである。

3. 1. 1 実験機運用の目的

想定した実験機運用の目的を、以下に整理する。

- (1-1) 再使用機の実験運用。特にアボータビリティの実証。(再使用運用プリカーサ)
- (1-2) 繰り返し運用による現行打ち上げ機の洗練化。(現行機材の洗練化)
- (1-3) 革新エンジン・軽量構造・断熱材など、実証機会の提供。(技術実証テストベッド)
- (1-4) 無重量実験、高層大気観測、教育プログラムなど。(汎用ミッション対応)

(1-3)の目的から、最大速度マッハ3以上、(1-4)の目的から、到達高度100 km程度、無重量継続時間200秒程度を、一般要求とした。

3. 1. 2 SubLEO 実験構想

3. 1. 1項の実験目的に照らし、構想検討の前提を以下とした。

- (2-1) もっとも信頼性の高い現行機材を結集して再使用運用を実証する。
- (2-2) 下段機体の回収/再使用を想定し、sub-orbital ミッションを目的とする。
- (2-3) 同一設計の機体で、飛行領域(flight-envelope)を段階的に拡大し、また故障モードを模擬するなど、再使用運用、またアボート運用概念を確立する。

主に(2-1)の要件から、まず搭載エンジンとして、LE-5Bを想定した。実験機概念について、動力軟着陸(VTVL)/有翼滑空着陸(VTHL)の2形態を、Fig.3-1-1に示す。後者の乾燥重量は、前者の2倍程度になるが、着陸用に推進薬を用いないため、両者とも、到達高度100 km程度/最大速度>M3/無重量継続時間>200秒を満たせる見込みである。



Fig.3-1-1 Flight Demonstrator Concept for "SubLEO"

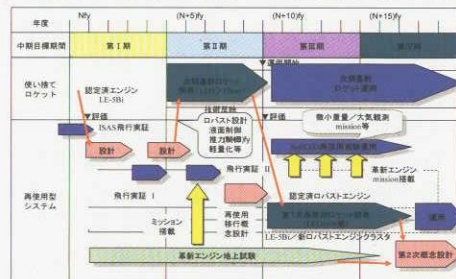


Fig.3-1-2 Roadmap toward RLV (Reusable Propulsion System)

3. 1. 3 再使用化移行のロードマップ

繰り返し運用を継続中のISAS実験機の技術成果を反映・拡張した形で、SubLEO再使用実験を行い、さらにこの実験機をクラスター・冗長化することで、地球低軌道に小型ペイロードを投入できるTSTO (Two Stage To Orbit) 概念に移行することを想定した。SubLEO実験ミッションとして、革新空気吸込みエンジンの技術的成立性を確立できた場合には、新概念への移行も選択肢となる。再使用化移行のロードマップを、Fig.3-1-2に示す。

3. 1. 5 まとめ

もっとも信頼性の高い現用機材を結集して、ロケット実験機を構成し、(1) 再使用運用技術の確立 (2) 現行機材のさらなる洗練化 (3) 革新技術実証テストベッド (4) 小型汎用ミッションなどに対応することを想定して、実験構想を提案した。

再使用概念は、多岐に渡るが、そもそも最初の第一歩から長期的最適概念を議論・実現しようとするのは、無謀でもあり、かつ長い停滞の原因にもなる。まず、現行機材の高信頼化を目的に据え、並行して再使用化共通技術を獲得していくことを考慮した。再使用化の本質は、構成する技術水準の高さもさることながら、システム全体としてLOV (Loss of Vehicle: 機体喪失) を回避する技術の集大成とも解釈できる。技術課題の優先順位を設定し、早期に実証過程に進めることを期待したい。

3. 2 推進薬液面挙動解析

本研究は、宇宙輸送系タンク内部での液体推進剤管理技術の確立を目的として、再使用ロケット実験機が慣性(放物)飛行をする時間帯におけるタンク内液体推進薬の動的挙動を考察すべく、模型タンクを用いた可視化実験と独自に構築した自由表面流数値解析の両方を用いて詳細に調べようを試みたものである。模型スケールで実験結果と数値解が良好に一致することを確認したうえで、実機スケールのタンク内液面挙動を数値的に予測した。以下に模型スケールでの比較例、そのよい一致の様子を示す。

以上のとおり、再使用ロケット実験機 (Fig.3-2-1) の惰性飛行中に推進剤タンクの内部で発生する液体揺動現象をよりの確に把握すべく、模型タンクを用いた地上実験 (Fig.3-2-2) を実施したうえで、CIP-LSM による自由表面流の三次元数値解析を実施した。その結果、タンクの内部に艤装される邪魔板 (Fig.3-2-3 と Fig.3-2-4) と多孔円筒が、液体揺動を抑制し減衰させるのに有効であると評価された。しかし、邪魔板の下方へ進入する気体がタンクから排出される可能性も完全には否定できず、補助スラスタを噴射して液体揺動の発生を防止する対策が促された。

今回、再使用宇宙輸送系の推進剤管理手法を合理的に構築するために、数値流体解析を援用することの有用性を実証できたと評価できる。手法の妥当性を評価する更なる検証など、克服すべき課題は少なくないが、様々な環境に置かれた流れ場の解明に、本手法が役立てられることを期待したい。



Fig.3-2-1 Reusable Rocket Vehicle Testing (RVT), Conducted by JAXA ISAS

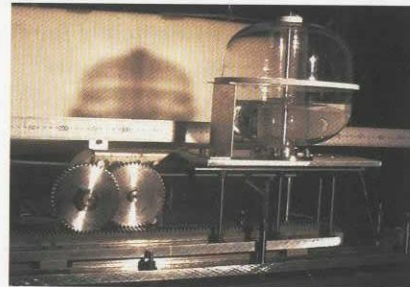


Fig.3-2-2 Model Tank Mounted on the Mechanical Exciter



Fig.3-2-3 Sloshing in the Model Tank without Anti-slosh Devices; Experiment and Computation (t=0.48sec)

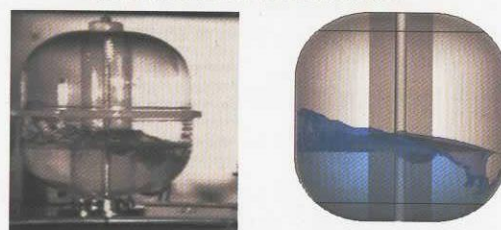


Fig.3-2-4 Sloshing in the Model Tank with Anti-slosh Devices; Experiment and Computation (t=0.48sec)

3. 3 健全性診断手法 (水素漏洩センサ)

3. 3. 1. 研究の背景

宇宙輸送システムにおいて「信頼性向上」を目指す際に、機体の信頼性だけではなく、故障を早期に検知・回避して冗長系に切替えることにより、ミッション達成あるいはアポートによるミッション機器の回収を可能とするシステムとしての信頼性も必要である。そこでシステムを構築する上で、最も重大な故障モードを引き起こす可能性のある水素の漏洩に関して、低温・低圧環境で使用可能な水素センサの研究開発を先行して行っている。

3. 3. 2. 研究の概要

本センサは常温で水素と反応して光学特性が大きく変化する酸化タングステンを光ファイバのコア外周面に固定化したもので、水素雰囲気下に置かれることにより光ファイバ内の伝搬光量変化をモニタしている (Fig3-3-1)。

15年度においてはこれまでの成果をもとに OTDR (Optical Time Domain Reflectometry : 光時間領域反射測定法) 技術を利用した分布型光ファイバ水素センサを作成し、水素検知特性を調べた。さらに、温度・湿度特性および実環境において想定される妨害成分の影響等、実適用性を評価し、性能改善のための Pt/WO₃ 膜の複合化・修飾等による改質に関する基礎検討を行った。また、水素センサをロケットエンジンのターボポンプ単体技術試験に適用し、水素漏洩検知への実適用評価を行った。

3. 3. 3. 成果の概要

OTDR 技術を利用した分布型光ファイバ水素センサを作成・評価したところ水素の存在によるセンサ部の損失変化を捉えることに成功した (Fig3-3-2)。これは光ファイバに沿った一次元方向の水素分布を本方式で検知可能であることを示唆するものであり、燃料系統等における水素漏洩部を簡易かつ低コストで特定しうる分布型センサとして有望であるといえる。

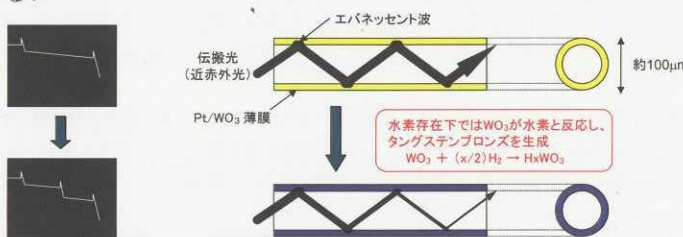


Fig.3-3-1 Measurement Principle for Hydrogen Leakage Sensor by Fiber

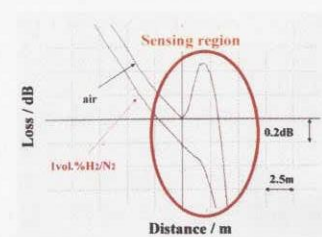


Fig.3-3-2 H₂ Detection Characteristics by OTDR

温度・湿度特性については応答特性に影響があるものの検知特性が著しく損なわれることはなく、動作範囲が広いことを確認した。一方、光伝搬特性においてもシリカ修飾によって伝搬光量が増加することを明らかにした。ロケットエンジンのターボポンプにおける水素漏洩検知への実適用性評価試験では、試験時に水素漏洩がなかったため実環境における水素検知性能は評価できなかったが、試験時間中の温度・湿度・雰囲気変化の影響を受けず、安定な特性を示すことが確認できた。

3. 3. 4. 今後の予定

今後は Pt/WO₃ 薄膜の伝搬損失低減による分布型センサの長距離化の研究を行うとともに、各環境条件におけるデータの取得・解析を行うことにより水素濃度測定が行える水素センサシステムを構築し、さらに将来の実用化に向けた検討を行う。また、Pt/WO₃ 薄膜の基礎物性と特性の制御に関しても更なる検討が必要である。

4. まとめ

「ロケットエンジン信頼性向上設計手法の検討」を中心に、再使用推進系研究の進捗状況を示した。今後、実機開発適用を目標に概念確立を図るとともに、この作業に並行して、「0」にできない故障とどうつきあうかという命題を提起し、「冗長設計」「故障前兆検出手法」「機能回復設計」など広義のアポート機能確保に向けて研究対象の拡張を計画している。

今年度研究において、現行機材をモデルとして扱う上で、エンジン担当各企業にご支援をいただき、また故障診断研究は、大学との共同研究として実施した。関係の各位には、篤く御礼申し上げたい。

高速飛行実証

High Speed Flight Demonstration

将来宇宙輸送系研究センター 高速飛行実証チーム

High Speed Flight Demonstration Team, Future Space Transportation Research Center

Abstract

The High-Speed Flight Demonstration (HSFD) project is the latest in a series of flight experiments in a research program into reusable space transportation systems being conducted by Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA). The project consists of two phases which use sub-scale demonstrators based on the HOPE-X (H-II Orbiting Plane, Experimental) winged re-entry vehicle configuration. Phase I uses a vehicle that operates from a conventional runway to verify an approach and landing system for the final part of the return phase of a winged reentry vehicle, while Phase II was a drop test from a stratospheric balloon to clarify the transonic aerodynamic characteristics of the HOPE-X configuration and to obtain data to validate wind tunnel tests and computational fluid dynamics (CFD) predictions. The Phase I and Phase II vehicles are built from a common set of core components to reduce costs. The Phase I flight experiment was completed successfully in 2002. The first Phase II flight was conducted at the Esrange test site in Sweden in July 2003 in collaboration with Centre National d'Etudes Spatiales of France (CNES), which developed and operated the balloon system. Although the experiment had to be discontinued after an anomaly of the recovery system resulted in damage to the vehicle, flight test data were obtained at Mach 0.8, and fully autonomous flight control technologies for the transonic speed region were demonstrated. The data obtained from the HSFD project are expected to provide essential information for development of future reusable space transportation systems.

1. はじめに

当機構では再使用型宇宙輸送系開発に必要な技術蓄積を図るための研究を行っており、現在までに軌道再突入実験 (OREX)¹⁾、極超音速飛行実験 (HYFLEX)²⁾、自動着陸飛行実験 (ALFLEX)³⁾ の3飛行実験を実施した。これらに続くものとして、高速飛行実証 (HSFD: High Speed Flight Demonstration) 計画が実施されている。フェーズ I、フェーズ II から構成される本計画は、平成 11 年度に開始され、平成 14 年 10 月から 11 月にかけてフェーズ I、平成 15 年 7 月にフェーズ II の飛行実験がそれぞれ実施された。本稿では平成 15 年度の成果としてフェーズ II 飛行実験の結果について述べる。

2. 高速飛行実証フェーズ II の概要

高速飛行実証フェーズ II の目的は、飛行実証により有翼型再使用宇宙輸送系に特有な形態機の空力特性を高精度で推定し、それを参照データとすることにより、出力結果に不確定性の大きい遷音速領域での風洞試験および CFD (計算流体力学) 技術の向上を図るものである。また、そのような不確定性の大きい遷音速領域における誘導制御系設計技術の蓄積も目的の一つである。

Fig.1 はフェーズ II のミッションプロファイルである。実証機は高層気球により高度 20~30 km まで上昇し、分離、自由落下により遷音速領域まで加速する。目標マッハ数 (M0.8, 1.05, もしくは 1.2) まで加速した時点で $\pm M0.03$ の誤差範囲で一定マッハ数を保持しつつ迎角を準静的に変化させ、その間、全機空力係数、機体表面圧力分布、舵面ヒンジモーメント等の空力特性データを取得する。一定マッハ数飛行が完了すると、実証機は最大荷重倍数下で減速し、続く帰投フェーズでは回収区域へ向かって飛行し、回収区域上

空に到達した時点で回収系パラシュートを作動させ、機体下面にエアバッグを展開して着地する。気球からの分離点の不確定性を考慮し、実験エリアには複数の回収区域が設定されており(Fig.2 参照)、実証機は帰投フェーズに入った時点で、自らの到達可能範囲内で最良の回収区域を1点選定し、その中心に到達できるよう HAC (Heading Alignment Cylinder) 位置を含む基準軌道を設定し、基準軌道に沿って飛行を行う。分離から接地まで、搭載コンピュータによる完全自律飛行であり、緊急時の回収コマンド(パラシュート作動)もしくは非常措置コマンド(飛行中断、機体破棄)以外は地上からのコマンドは発信しない。フェーズⅡは CNES(フランス国立宇宙研究センター)との共同実施であり、CNESは気球系の開発、運用と、実証機接地後のヘリコプターによる回収作業を担当する。

飛行実験場はスウェーデンのキルナ市近郊のエスレンジ実験場である。Fig.2 にエスレンジの位置及び全体図を示す。エスレンジはスウェーデン宇宙公社 (Swedish Space Corporation, SSC) により運営され、気球放球施設、サウンディングロケット打ち上げ施設、衛星追跡施設等が完備した総合的な宇宙基地であり、その北側には ZONE B と呼ばれる無人のサウンディングロケットインパクトエリアがある。実証機の飛行エリアは基本的には ZONE B 内としたが、状況によっては東部へ拡張することが許された。ZONE B の中に、パラシュートとエアバッグによる回収に適した地点として、地表が比較的平坦で障害物が少ない区域が直径 3km に亘って確保できる条件を満足する回収区域候補を 14 カ所設定した。

飛行実験システムは実証機、地上設備及びバルーンシステムから構成され、Fig.3 は、そのブロック図である。実証機システムは、コスト及びリスクの低減に加え、スケジュール短縮の観点から、その構成要素は可能な限り実績のある既存品を用いた。気象観測を含め、バルーンシステムは CNES の担当である。地上設備の一部及び実験場施設の航空交通管制(ATC)レーダはエスレンジ及びスウェーデンに既設の物を使用する。

Fig.4 は実証機の 3 面図、Table1 は主要諸元である。機体形状は、代表的な有翼宇宙輸送系形態であり、評価対象としての風洞試験、CFD データが既に豊富に存在する HOPE-X(宇宙往還技術試験機)形状とし、サイズは、実験目的を達成するために必要十分な範囲で最小の 25%縮尺とした。ただしピトーブームは実証機特有である。空力舵面は左右のエレボン、ラダーであり、ボディーフラップは 10° 上げ、HOPE-X 本機ではスピードブレーキとして機能するスプリットラダーは 40° 開状態で固定とした。これらの舵角は、飛行後半の低亜音速飛行時のトリム確保の観点から決定した。

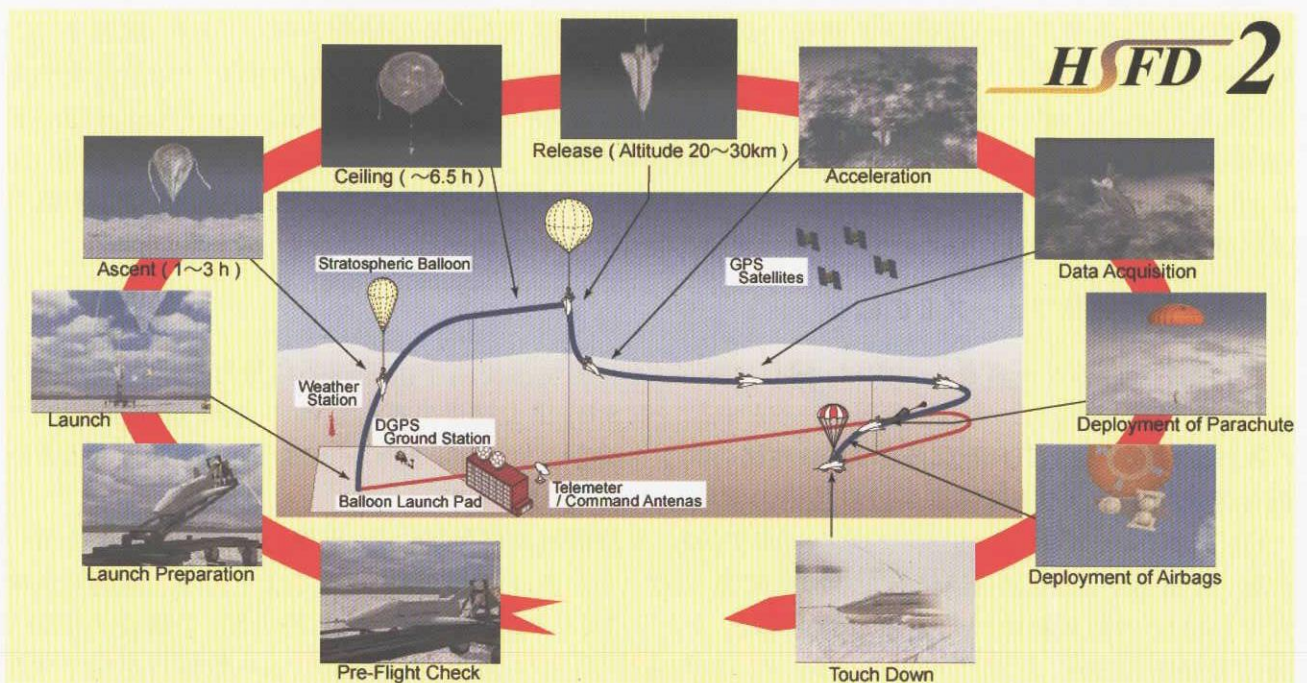


Fig. 1. Phase II Mission Profile

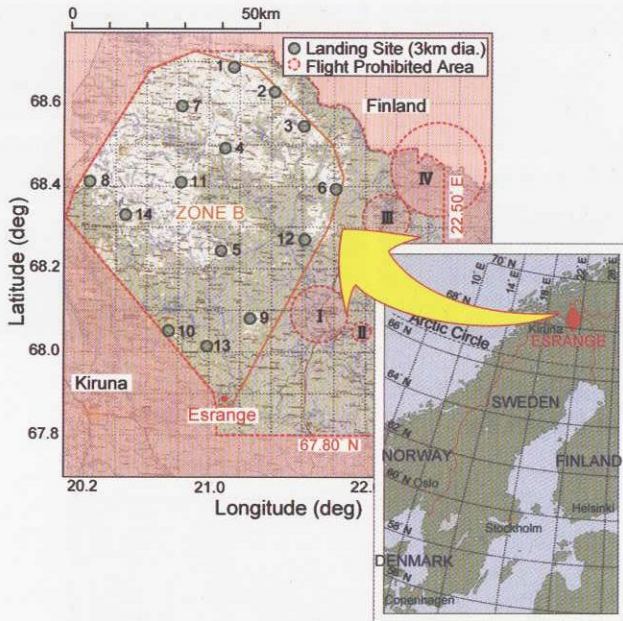


Fig. 2. Esrangle Flight Test Site

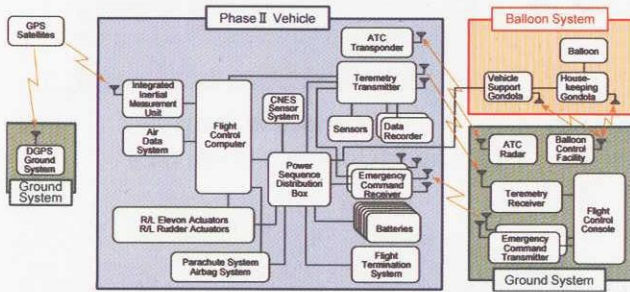


Fig. 3. Phase II Flight Experiment System

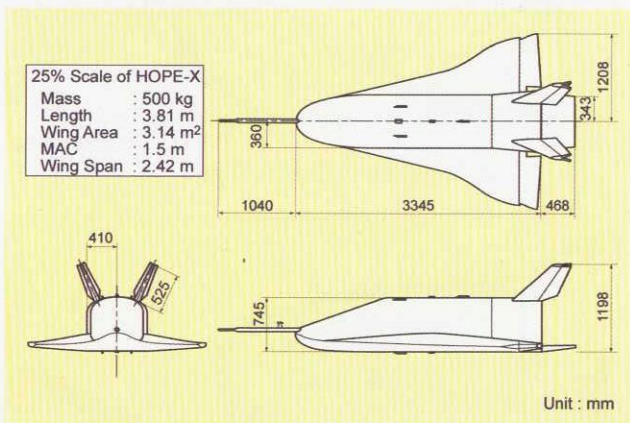


Fig. 4. Three View Diagram of Phase II Vehicle

Table 1. Phase II Vehicle's Major Characteristics

| | |
|--|-------------|
| Design mass | 500 kg |
| Maximum dynamic pressure | 15.7 kPa |
| Maximum aerodynamic load | +3.5 -1.0 G |
| Maximum descent rate before landing | 6.2 m/s |
| Maximum impact acceleration at landing | 8 G |

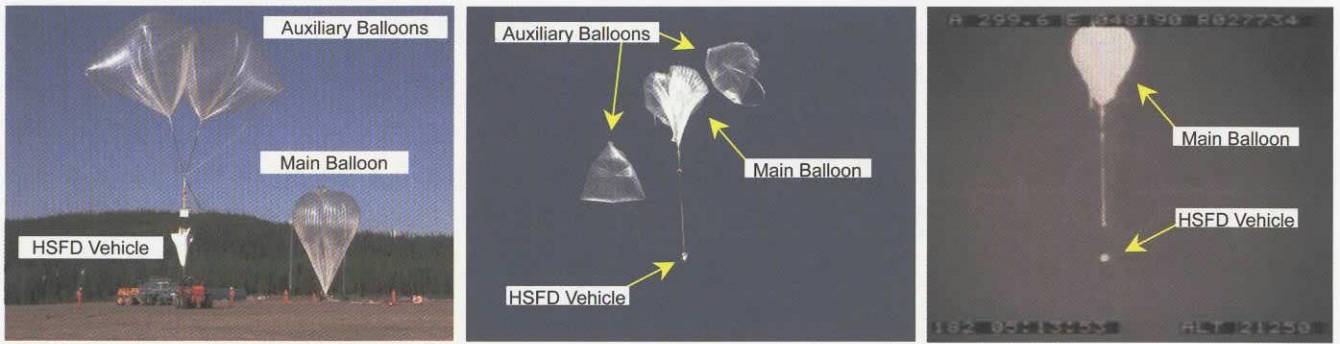
3. 飛行実験結果

3.1 概要

高速飛行実証フェーズ II の第1回飛行実験は、目標マッハ数を 0.8 と設定して平成 15 年 7 月 1 日に実施された。実証機は現地時間午前 6 時 3 分に離陸した。Fig.5(a)及び(b)に放球時の写真を示す。実証機は離陸時の衝撃を緩和するため一旦 2 個の補助気球に懸吊され、上空で主気球に荷重が受け渡された時点で補助気球が分離される。実証機は、離陸後約 1 時間 10 分でマッハ 0.8 飛行に必要な分離高度である約 21km に到達し、午前 7 時 14 分に気球から分離された。Fig.5(c)は地上から撮影した分離時の写真である。

分離後の主要なイベントを Table 2 に、時系列データを Fig.6 に、飛行軌道を Fig.7 に各々示す。Fig.7(a)に示すように、実証機はエスレンジの許可の下、ZONE B をわずかに外れた地点で分離されたが、その後、6 個のフェーズに分割される飛行を、ほぼ順調に行った。すなわち、分離後 29 秒から 40 秒間以上に亘ってマッハ数は 0.8 ± 0.03 の範囲で保持され、迎角約 14° から 2° の間のデータが取得された。その後、減速フェーズを経て帰投フェーズにおいて実証機は Fig.2 の #5 回収区域を選定し、HAC 位置と基準軌道を設定し、HAC 仮想円筒の表面に沿って右旋回しつつ、回収点に向かって飛行した。Fig.7(c)には事前にシミュレーションにより想定していたプロファイルを実線で、そのばらつき予想範囲を灰色領域で示している。ばらつき範囲は、基準の状態から機体空力特性や風条件等、種々の条件を想定される範囲でランダムに変化させて行った多数シミュレーション(モンテカルロシミュレーション)結果の包絡線である。分離高度が予定より若干高かったものの、その後は、ばらつき予想範囲内で、ほぼ予定通りに飛行している様子がわかる。

回収区域上空に達した時点で、搭載コンピュータは予定通り回収系作動コマンドを発信したが、回収系パラシュートに作動不良が発生したため実証機は飛行を続け、接地時に破損した。接地後の実証機の写真を Fig.8 に示す。この結果、フェーズ II の飛行実証は 1 回の飛行実験で中断されることとなった。



(a) Pre-Launch Check

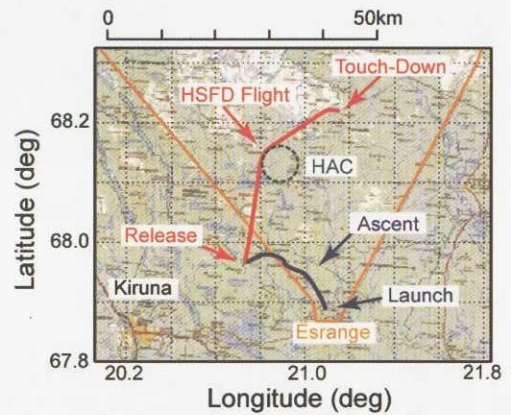
(b) Launch

(c) Release

Fig. 5. Photos of Flight #1

Table 2. Flight #1 Time Sequence

| Event | Time after Release (s) |
|----------------------------------|------------------------|
| Release (Altitude 21.3km) | 0 |
| Constant Mach Phase Start (M0.8) | 29 |
| Deceleration Phase Start | 75 |
| Return Phase Start | 82 |
| HAC Capture | 127 |
| Final Approach | 148 |
| Recovery Phase Start | 256 |
| Touch Down | 318 |



(a) Launch to Touch Down (2D)

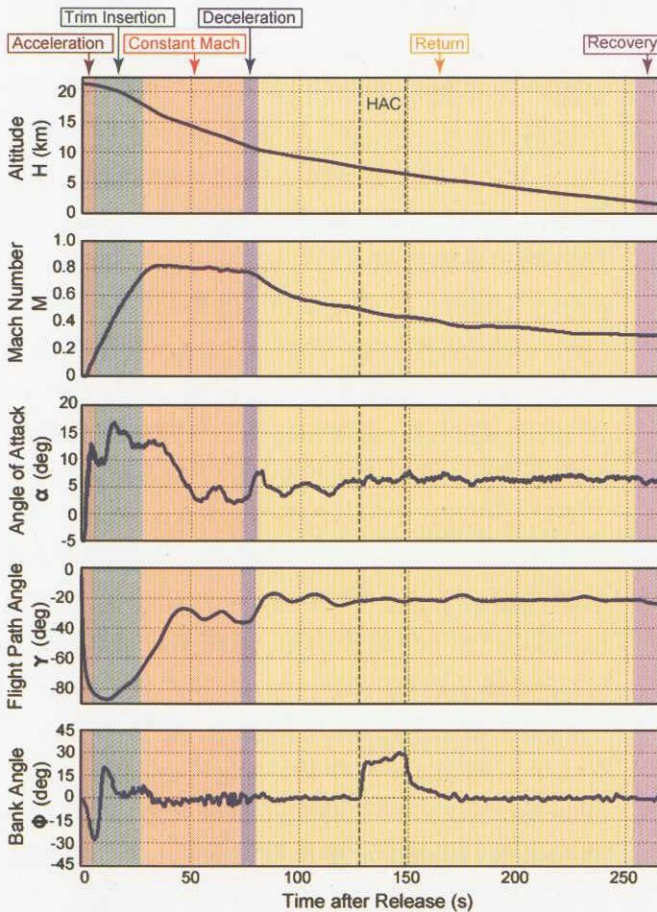
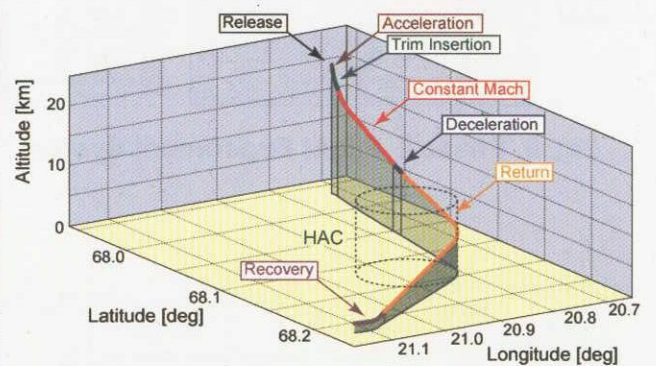
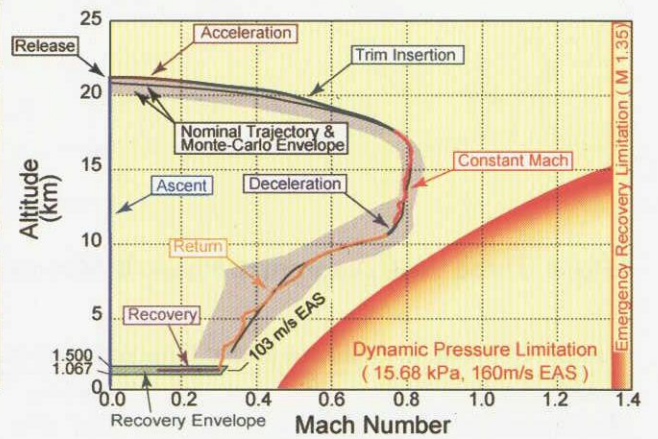


Fig. 6. Time Histories of Flight #1



(a) Release to Touch Down (3D)



(c) Altitude vs Mach

Fig. 7. Trajectory of Flight #1



Fig.8. Phase II Vehicle after Touch Down

3.2 誘導制御系設計技術の確認

Fig.9 に誘導制御系に対する設計要求を示す。誘導制御系には分離直後の低動圧領域から超音速までの広い速度範囲で、空力舵面のみによって実証機を安定に飛行させると共に、遷音速領域で一定マッハ数を保持しつつ迎角を準定常的に変化させ、高精度な空力データを取得すること、回収系作動は、いずれかの回収区域上空の所定の範囲内で行うこと、等の厳しい要求が課せられた。これらを考慮して設計された誘導制御系は数学シミュレーション

により評価し、機体特性誤差や風条件等、想定される種々の条件下でも飛行可能であることを確認した上で実飛行に供した。第1回飛行における要求条件達成度の評価結果をFig.10～12 に示す。全ての設計要求が達成され、加えて横滑り角 β に対する設計目標も分離直後を除いて満たされており、良好に設計されたことが確認できる⁴⁾。

3.3 空力特性データ推定

一定マッハ数フェーズにおいて取得されたデータから実証機の縦空力特性の推定を行った。Fig.13 にその結果を、風洞試験結果と、その誤差幅(不確定性)と共に示す。揚力係数、抗力係数については飛行実験推定結果と風洞試験結果が極めて良く一致しており、風洞試験が良好に行われたことが確認された。この事実は、風洞試験データの誤差幅低減に向けた検討に繋がると期待される。一方、ピッチングモーメント係数については、風洞試験誤差範囲内ではあるが、両者の間にバイアスが見られる。Fig.14 は、一定マッハ数フェーズにおいて計測されたエレベータ角と、風洞試験データに基づいて推定した釣り合いエレベータ角を迎角をパラメータとして図示したものである。これによると、Fig.13 のピッチングモーメントの差はエレベータ舵角に換算すると、 1° 強であることがわかる。この差の原因としては、風洞試験側に、模型を支持するスティングの干渉等による誤差があったものと想定しており、その確認と補正法の検討、それらを踏まえた風洞試験再実施の検討を行っているところである。さらに現在、CFD結果との比較検討も実施中であり、取得された飛行実験データは、風洞試験、CFDの精度向上に向けた成果を着実に上げつつある⁵⁾。

4. おわりに

高速飛行実証フェーズIIは、回収系作動不良により1回の飛行で中断しているものの、第1回飛行に関しては、空力特性データ推定と自律誘導制御系設計技術の確認等、所期の成果が得られ、再使用型宇宙輸送系の開発に向けた技術蓄積がなされた。また、今後の宇宙輸送系研究開発において必須と考えられる国際協力に関し、日仏共同体制で実施された本計画は、貴重な経験となるであろう。

[参考文献]

- [1] Bando T, et al. "Orbital Re-entry Experiment (OREX) - first step of space return flight demonstrations in Japan," Space Technology, Vol. 15 Elsevier, 1995.
- [2] Shirouzu M and Yamamoto M. "Overview of the HYFLEX project," AIAA 96-4524, Nov. 1996.
- [3] Anon. Proceedings of the ALFLEX symposium. Sydney, 1997, also published as NAL SP-39T, 1998.
- [4] Tsukamoto, T., Suzuki, H., Ninomiya, T. and Nishizawa, T., "Guidance and Control for the High Speed Flight Demonstration Phase II," AIAA 2004-4944, Aug. 2004.
- [5] Ueno, M., Hirotsu, T., Sarae, W., Tsujimoto, T., and Yanagihara, M., "Aerodynamic Characteristics Estimation of the High Speed Flight Demonstrator Phase II Using Flight Test Data," AIAA 2004-4943, Aug. 2004.

| | | |
|---------------------|----------------------|-------------------------------------|
| Constant Mach Phase | Mach Number | : 1.2, 1.05, or 0.8 ± 0.03 |
| | Duration | : more than 10 s |
| | AoA Sweep Range | : wider than 10 deg ~ 2.5 deg |
| Recovery Interface | AoA Sweep Rate | : -2 deg/s ~ +2 deg/s |
| | Altitude | : higher than 11 km |
| Through the Flight | Position | : within Recovery Cone |
| | Equivalent Air Speed | : less than 103 m/s |
| Through the Flight | Dynamic Pressure | : less than 15.68 kPa (160 m/s EAS) |
| | Normal Load Factor | : -1.0 G ~ +3.5 G |
| | Prohibited Area | : no entry |

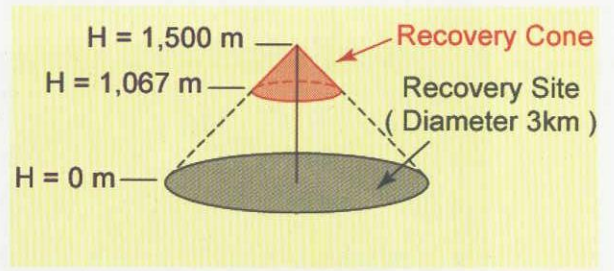


Fig. 9. Design Requirements for Navigation, Guidance and Control System

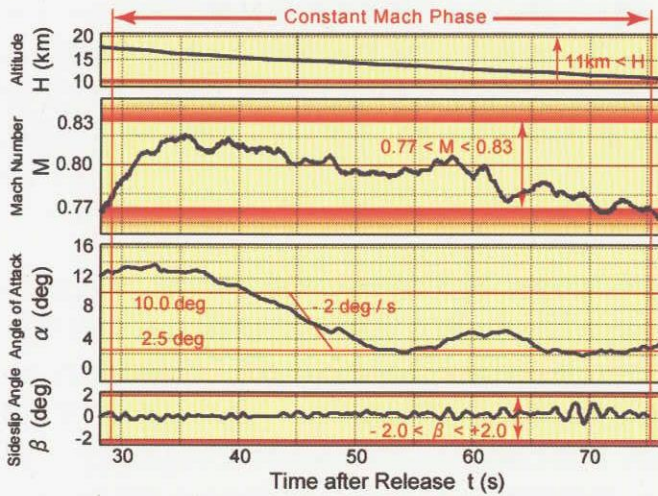


Fig. 10. Constant Mach Phase of Flight #1

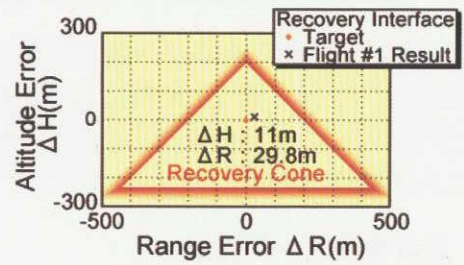


Fig. 12. Recovery Interface Point of Flight #1

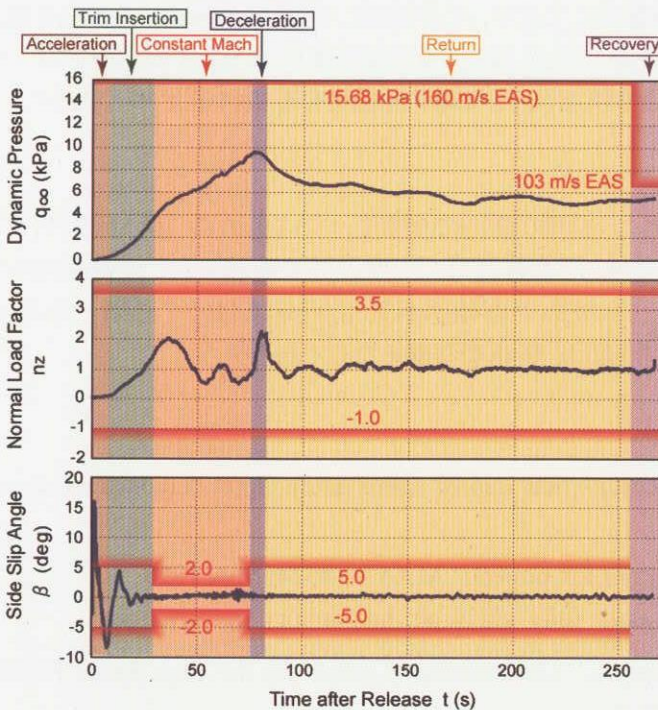


Fig. 11. Time Histories of Flight #1

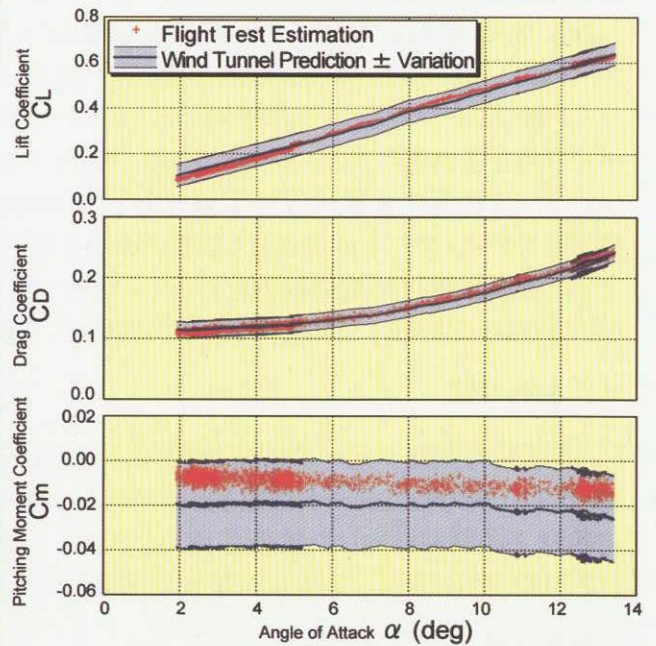


Fig. 13. Estimated Aerodynamic Characteristics

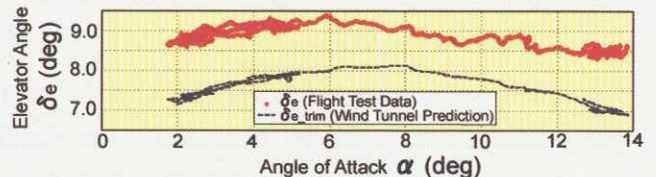


Fig. 14. Elevator Angle of Flight #1

極超音速ターボジェットエンジンの研究開発

Development Study on the Hypersonic Turbojet Engine

エンジン試験技術開発センター、高速推進システム研究開発チーム

佐藤哲也、田口秀之、下平一雄、小林弘明、岡井敬一、岩瀬 識、二村尚夫、森本哲也、

小島孝之、藤田和央、青木卓哉、八田博志、後藤 健、本郷素行、飯嶋一征

High Speed Propulsion System Team, Aeroengine Testing Technology Center

Tetsuya Sato, Hideyuki Taguchi, Kazuo Shimodaira, Hiroaki Kobayashi, Keiichi Okai,

Shiki Iwase, Hisao Futamura, Tetsuya Morimoto, Takayuki Kojima, Kazuhisa Fujita,

Takuya Aoki, Hiroshi Hatta, Ken Goto, Motoyuki Hongo and Issei Iijima

Abstract

Development studies on a hypersonic turbo jet engine have been conducted to be employed to the reusable space transportation. As this mid-term target, we propose that a subscale prototype engine will be produced and demonstrated under sea-level-static and supersonic conditions (Mach 6) for getting fundamental key technologies and valuable experiences. Engine system optimization analyses for an actual TSTO space plane by the precise components data on the performance and weight as well as the dynamic characteristics along the accelerating trajectory is also investigated. In this year, we got fundamental key results by a trade-off study to decide the prototype engine cycle, a study of the defrosting system on the precooler (a cryogenic heat exchanger), wind tunnel tests of air inlets and nozzles and an application study of the composite materials.

1. はじめに

完全再使用型宇宙輸送システムの形態および性能は推進システムによるところが大きく、革新的な再使用型推進システムを開発することが極めて重要となる。例えば、上昇飛行中に発生する故障に対して、機体とペイロードの喪失を防ぐためには、射点へ帰還する能力を備えることが望ましい。このような射点帰還能力を備えた再使用型宇宙輸送システムを実現するためには、比推力が高く、運用性に優れ、航空機で実績のあるジェットエンジンを適用



Fig. 1 TSTO (Two-Stage-To-Orbit) Space Plane

することが好ましい。この候補として、現在極超音速ターボジェットの開発研究を行っている。本件は、旧宇宙科学研究所および航空宇宙技術研究所において研究が進められ、平成14年度より3機関融合プロジェクトのひとつである「再使用型宇宙輸送システム研究プロジェクト」の中で継続された。従来の研究では、地上静止状態におけるエンジンシステムの実証と主要要素の流体的性能向上を進めてきたが、本年度からは、極超音速ターボジェットの最適化設計を実施するとともに、実証用サブスケールエンジンを開発し、性能面、重量面から成立性を明示する。

2. 研究概要

平成15年度は、以下の項目について研究を行った。

(1) 二段式スペースプレーン (TSTO) 用エンジンシステムの研究

エンジンサイクル、要素形態（ファンの形態、インテークの形状）等を比較検討し、プロトタイプエンジンの仕様を明示した。

(2) 予冷ターボエンジンシステム実証

空気予冷却器における着霜低減を実機ATREXエンジンの地上燃焼試験で実証した。

(3) 極超音速要素技術の研究開発

矩形可変インテークおよび多列円盤構造インテークを設計し、Mach 5風洞試験によって空力データを取得した。また、ラム燃焼器、可変ノズルを燃焼試験し、技術課題を抽出した。

(4) 耐熱軽量材料のエンジンへの適用

炭素系複合材料 (C/C, CMC) を用いて、エンジン要素の構造部材を試作した。また、ガス漏洩防止、接合技術等の基礎技術を研究した。

3. 成果概要

(1) 二段式スペースプレーン (TSTO) (Fig. 1) 用エンジンシステム (Fig. 2) の研究

- ・ターボ系エンジンの総合性能評価ツールを開発した。
- ・トレードオフスタディによって、実機コアエンジンシステムの仕様を策定した（圧縮機段数、バイパス機構、翼列の空力設計等）。(Fig. 3)
- ・圧縮機の動的作動特性を含めたエンジン運転の最適化を行った。
- ・エアインテークの構造解析による駆動機構を含めた重量推算を実施し、矩形型に絞り込んだ。(Fig. 4)
- ・多段圧縮機の性能推算を行うためのCFDコードの高精度化を図った。(Fig. 5)

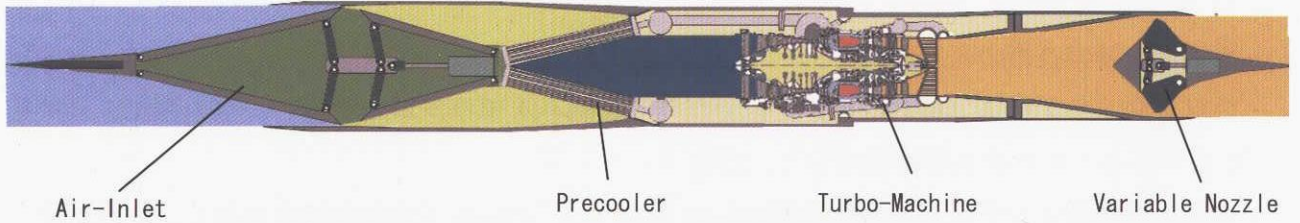


Fig. 2 Pre-Cooled Turbojet Engine

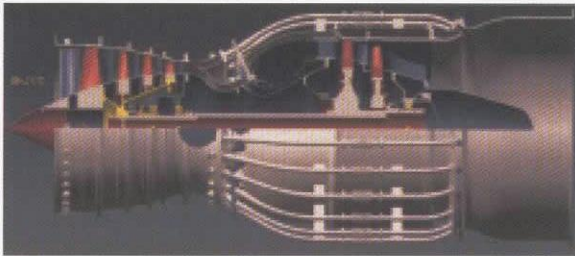


Fig. 3 Cross Section of Core Engine

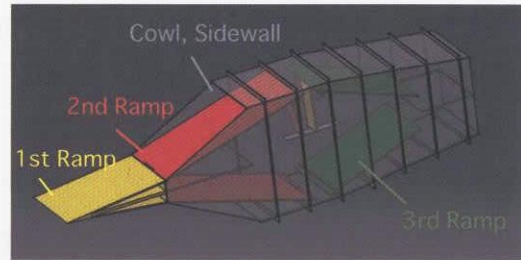


Fig. 4 FEM Model for Air Intake

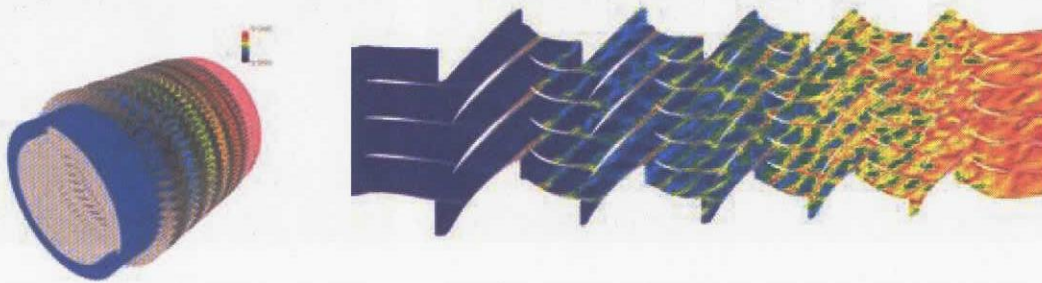


Fig. 5 Density Distribution (Left) and Entropy Distribution (Right) for Multi-Stage Compressor

(2) 予冷ターボエンジンシステム実証

・実機エンジン燃焼試験により、メタノールを微粒化して噴射することで、空気予冷却器外周部での着霜を完全に除去するとともに着霜による全圧損失の低下を 15%以下に抑えた（従来は 47%）。（Fig. 6, Table 1）



Fig. 6 ATREX Engine Test Model

| Nozzle Type | Year | Averaged Particle Diameter, μm | Pressure Loss by Icing, % |
|-------------|------|---|---------------------------|
| Parallel | 2001 | 300 | 72 |
| Colliding | 2002 | 100 | 47 |
| Spray | 2003 | 10 | 12 |
| Vapor | 2003 | - | 15 |

Table 1 Decrease of Pressure Loss by Methanol Injecton

(3) 極超音速要素技術の研究開発

- ・ 矩形可変インテーク（特許取得）を設計試作し、Mach 5 風洞試験を実施し、空力性能データを取得するとともに改良案を明示した。（Fig. 7）
- ・ 多列円盤構造インテーク（特許申請中）の Mach 1.5 ～ Mach 5 風洞試験を実施し、非設計点において約 10%の性能向上（全圧回復率で）を実証した。（Fig. 8）
- ・ ラム燃焼器と矩形ノズルの結合燃焼試験を実施し、1900°Cの燃焼環境下において、設計通りの耐久性を実証し、技術課題を抽出した。（Fig. 9）
- ・ 可変ノズルの風洞試験と CFD 解析を実施し、非設計点における外部流がある場合の膨脹流れ場の評価を行った。（Fig. 10）

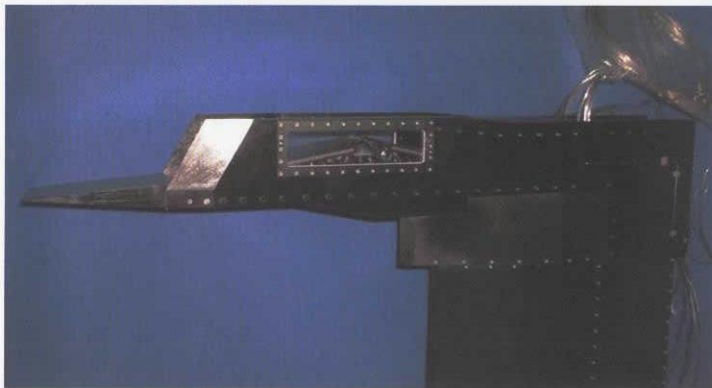


Fig. 7 Rectangular Variable Geometry Intake Model

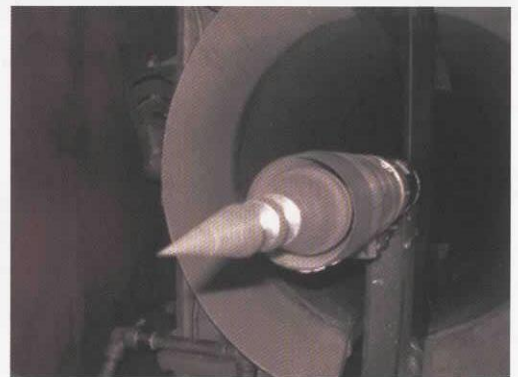


Fig. 8 Multi Row Disk Intake Model

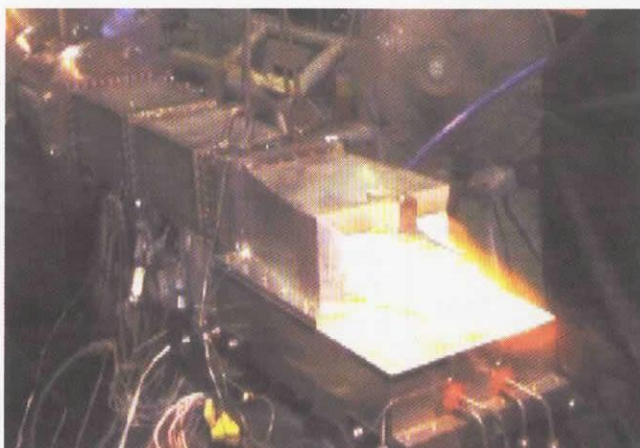


Fig. 9 Firing Test of Ram Combustor and Nozzle

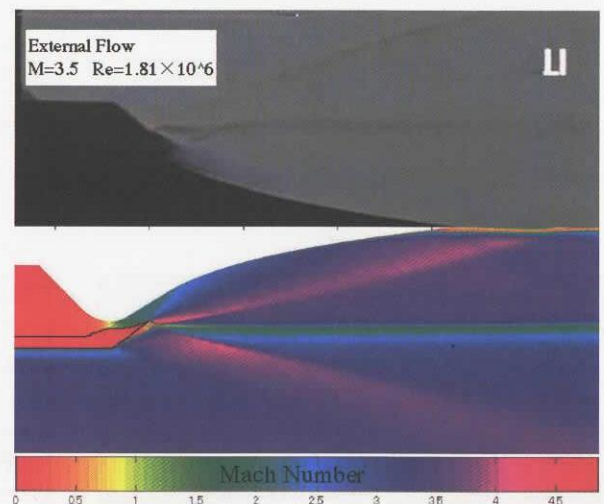


Fig. 10 Visualization of Nozzle Flow Field

(4) 耐熱軽量材料のエンジンへの適用

- CMC 複合材料を用いて、矩形インテーク先端部を一次試作し、風洞試験によって結合方法を確認した。(Fig. 11)
- 3次元織りによる炭素/炭素複合材料 (3D-C/C) を用いて、ノズル、燃焼器を一次試作し、複雑構造物製作技術を構築中。(Fig. 12)
- 3D-C/C 材に Si を含浸させることによって、ガス漏洩のレベルを従来の 1/100 以下に抑えた。

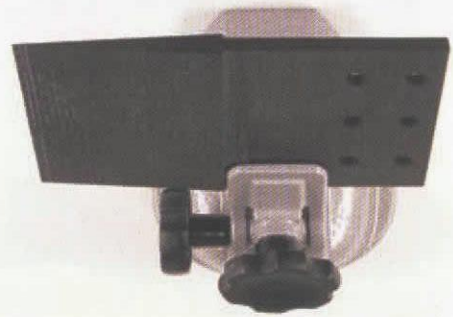


Fig. 11 CMC Intake Edge

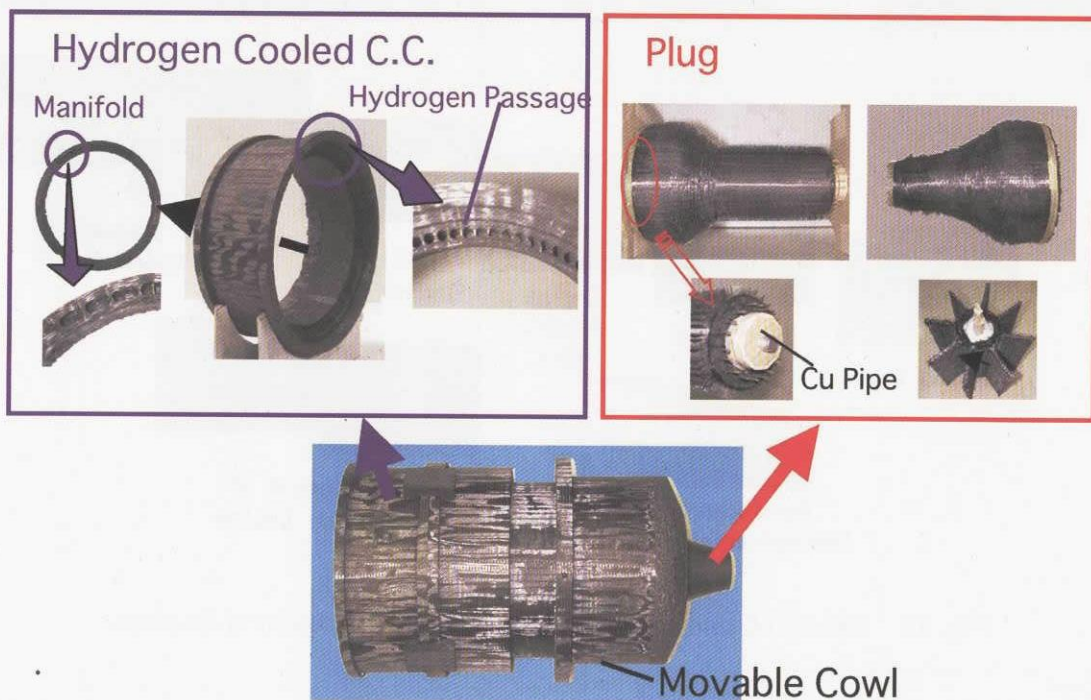


Fig. 12 Manufacturing Process of Ram Combustor and Nozzle by 3D-C/C Material

5. まとめ

今年度は、全体として、ほぼ期待通りの成果を得ることができた。システム面からは、現状の技術レベルに基づく要素データを導入したエンジンサイクル最適化研究の結果より、マッハ数6まで飛行する予冷ターボエンジンにより、二段式スペースプレーンが性能、重量の点から成立する目処をたてた。要素技術面からは、高空高速状態でのシステム実証に向けて、マッハ数5レベルの要素試験を行い、空力性能および熱構造性能を実証した。本研究で得られた成果、基盤技術は、我が国独自の貴重なデータベースとして活用され、将来の再使用型宇宙輸送システムの推進系開発研究を一層前進させるための基盤を形成する。

今後は、これまでに得られた要素技術を統合して、エンジンシステムとしての成立性を実証していく予定である。また、実用エンジンの開発過程においては、適切な規模の飛行実証により、高信

頼性とアポート運用の自在性を実証し、飛躍的な信頼性向上を目指した完全再使用型宇宙輸送システムに適用することを計画している。(Fig. 13)

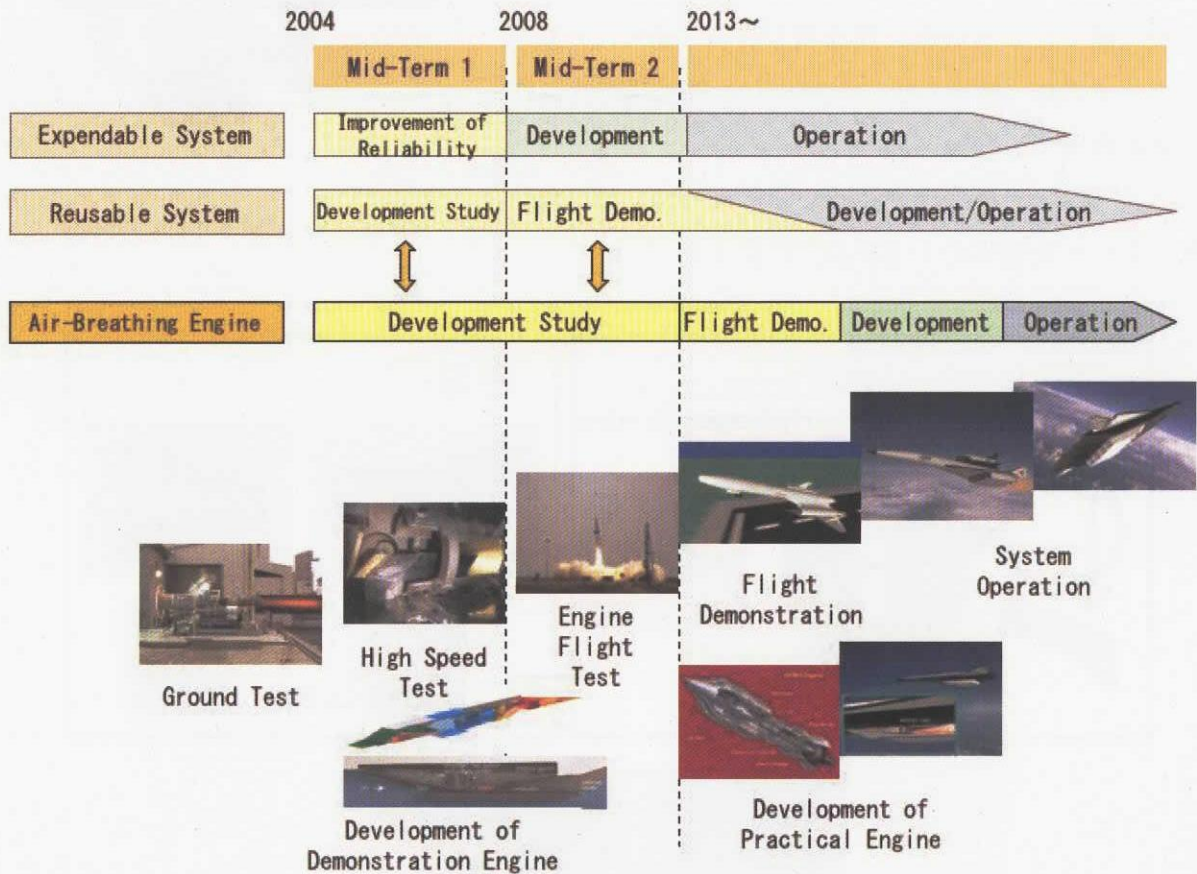


Fig. 13 Research and Development Plan of Air-Breathing Engines

[参考文献]

- Sato, T, Kobayashi, H. et. al, "Countermeasures against the Icing Problem on the ATREX Precooler", Acta Astronautica, Vol.54, No. 9, pp. 671-686 (2004).
- H. Taguchi, H. Futamura, K. Shimodaira, T. Morimoto, T. Kojima and K. Okai, "Design Study on Hypersonic Engine Components for TBCC Space Planes," AIAA 2003-7006.
- Hatta, H., Goto, K et. al, "Applications of Carbon-Carbon Composites to an Engine for a Future Space Vehicle", ACM, 12(2-3), 237-259 (2003).

雑誌論文 8 件、口頭発表 2 3 件、特許 2 件

複合エンジンの研究開発

Research of Combined Cycle Engines

宇宙推進技術共同センター 若松義男、鎮西信夫

Space Propulsion Research Center, Yoshio Wakamatsu, Nobuo Chinzei

複合推進研究グループ 三谷徹

Combined Propulsion Research Group, Tohru Mitani

Abstract

Combined cycle engines are under development for spaceplanes in future. Performance of scramjet engines was evaluated by using CFD codes and compared with engine test data. Variety of engine components was also investigated. Performance of scramjet engine under high Mach number flight condition was evaluated by using the high enthalpy shock tunnel. Flight test of scramjet was planned and prepared.

1. はじめに

スペースプレーン用エンジンとして、スクラムジェットエンジンを基幹とする複合エンジンの開発を目標に研究を進めている。これまで飛行マッハ数4からマッハ8において正味推力を実証してきた。そのエンジンを改修し、平成15年度は境界層抽気と2段燃焼によりマッハ4では正味推力を3倍に、マッハ6では2倍に改善できた。エンジン性能をさらに改善するために、エンジン作動状態をCFDで模擬し、その燃焼の支配パラメータを調べた。

一方、飛行マッハ数10を超える高速領域でのスクラムジェットエンジン推力性能達成を目標とした研究を進めている。超高速領域におけるスクラムジェットエンジン推力性能を向上するために、空気・燃料混合促進および熱解離損失を最小にするための燃焼ガス温度制御が重要である。そこで縦渦導入による混合促進法の開発およびマッハ1.2条件に特定した燃焼器温度の最適化を目標に、高温衝撃風洞試験を用いた研究を行った。さらに風洞試験結果の信頼性を検証するため、HyShotによるスクラムジェットエンジンの簡易飛行実験計画を進めた。

2. 研究の概要

(1) 複合サイクルエンジンの研究

A スクラムジェットの試作と試験：

これまでのスクラムジェットエンジン性能を理論値と比較し、性能改善の指針を得る。また静止推力が得られるように、複合エンジンの研究を進める。複合エンジン用のロケットを設計するために、以下の作業を進めた。

- 1) ロケット性能の見積もり、ロケット用供給設備の検討と設備改修
- 2) ロケット冷却構造の設計
- 3) エジェクタラムジェットの推力見積法の検討。

B 要素研究：

- 1) 複合システム：亜音速から超音速にかけてのインレット設計、および複合サイクルエンジンのラム

/スクラムジェットモードでの燃焼器試験を実施する。またインレットの最適化設計法の検討を行う。エンジンおよびスペースプレーンについてのシステム検討を行なう。

2) 燃焼・制御： 基礎燃焼風洞の設備依存性関連実験を立ち上げる。また燃焼風洞を用いてデュアルモード作動を含む燃焼制御に関する予備実験を進めるほか、極超音速流における熱化学モデルの構築を行う。

3) 軽量構造・材料： 金属およびセラミックス系軽量冷却構造の設計と製作運用技術の検討を進め、複合エンジンの壁構造に応用することを検討する。

(2) スクラムジェットの超高速域性能評価

A 縦渦導入による空気/燃料混合促進技術の研究

高マッハ数での高い燃焼性能を得るために、燃料噴射の際に気流方向の縦渦を導入して空気/燃料の混合性能を促進する研究を進める。

B M12におけるスクラムジェット作動特性の研究

高マッハ数での最適燃焼を得るために、気流の燃焼器入口温度を制御する技術の研究を進める。

C HyShotによる簡易スクラムジェット飛行実験計画

高温衝撃風洞で得られた研究成果を検証するために小型二段式ロケット Hyshot による簡易スクラムジェット飛行実験計画を進める。また飛行実験の飛行安定性に関する研究を進める。

3. 成果の概要

(1) 複合サイクルエンジンの研究

A スクラムジェットの試作と試験：

M6 飛行条件において境界層抽気により正味推力を増加することに成功した。そのエンジンで得られた壁圧分布、熱流束測定値を用いて CFD 精度を検定、格子配列や配分を最適化した、その CFD で得られた推力性能を図 1 に示す。横軸には燃料流量を当量比で、縦軸には燃焼による推力増分を示す。CFD による推力は、実験で得られた 2 本の曲線(燃焼モードによる)の間に位置した。

較正した CFD を用いて、エンジン内部における抗力と推力の発生分布を図 2 にまとめた。例えば最左端には側壁上圧力の、その右側には摩擦による寄与を示す。左側が非燃焼時、右側が当量比 1 での燃焼中を示す。側壁下流部とストラット後端面における推力発生が大きい。最右端には圧力と摩擦の寄与をまとめた。非燃焼時には抗力の 3/5 が摩擦抗力であり、残り 2/5 が圧力抗力である。燃焼により摩擦抗力は変化せず、圧力により図 1 の推力が得られる。これらの結果を用いて、エンジン性能におよぼす燃

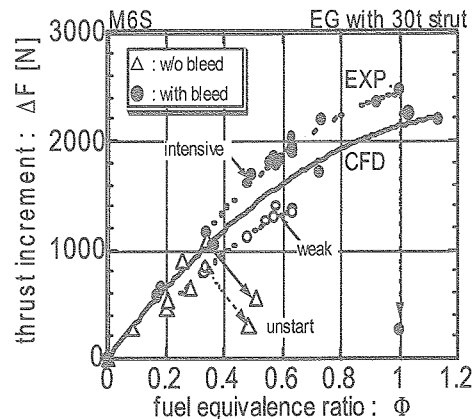


Fig.1 Thrust(Experiment&CFD).

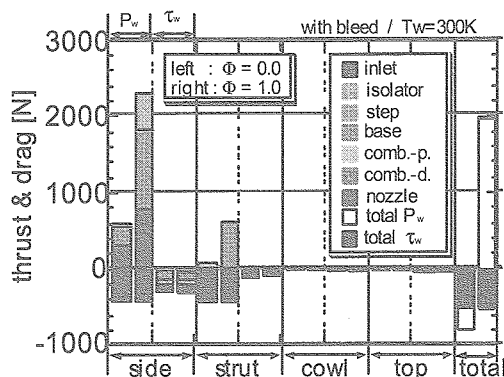


Fig. 2 Drag & thrust at each section.

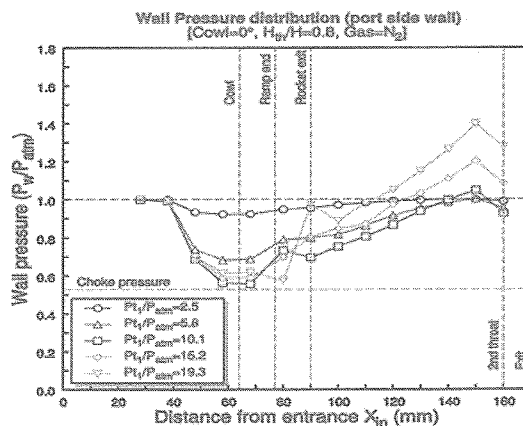


Fig.3 Wall pressure(at ejector start).

料噴射温度やエンジン寸法の影響を調べた。

B 要素研究の成果

1) 複合システム

複合サイクルエンジンでは、エジェクタージェットモードから推進効率の高いラムジェットモードへの早期の移行、すなわち低マッハ数でのインレット部の始動状態の実現が重要となる。インレット形状が始動特性に与える影響について、超音速風洞において実験を行なった。その結果、インレットのカウル形状の改良により始動範囲を拡大することができた。また低速での空力特性取得のため、遷音速風洞において試験を行なった。

図3に静止大気中での模型内壁圧分布を示す。ロケット排気を模擬した窒素総圧 (Pt1) が上がるに連れて模型内圧力が下がり、空気流がスロート部でチョークした。複合エンジン形態であっても十分なエジェクター効果が得られることがわかった。また亜音速状態でチョークが始まるとインレットランプ部の圧力が上昇して、抗力が增加することがわかった。

2) 燃焼・制御

設備依存性の研究のために、蓄熱体加熱方式の基礎燃焼風洞の整備した。また既設燃焼加熱式風洞での燃焼データを取得した。

スクラムジェット燃焼器を低飛行マッハ数で作動させるために、燃焼器形状を固定のままラムジェットモード作動に移行する実験を進めている。燃料噴射位置や噴射量の配分・点火器の位置などを変化させて燃焼器性能試験を開始し、燃焼器入口流が超音速であっても燃焼に伴う空気力学的減速でラムジェットモード作動が可能なることを、ピトー圧実測により確認した(図4)。

スクラムジェットモード作動時の燃焼器性能改善策として、非均一噴射を導入して、壁面多段噴射時の性能向上を図った。しかし、同一壁面からの多段噴射は非均一噴射を用いても、その燃焼性能は下流拡大部内での均一単段噴射に劣ることが分かった(図5)

3) 構造・材料

C/C複合材のエンジン壁構造への適用に不可欠な耐酸化性能向上を図るため、C/C基材とSiC耐酸化皮膜との間に熱膨張係数の差に起因するクラックの抑制を目的として中間層(図6)を導入した。加熱評

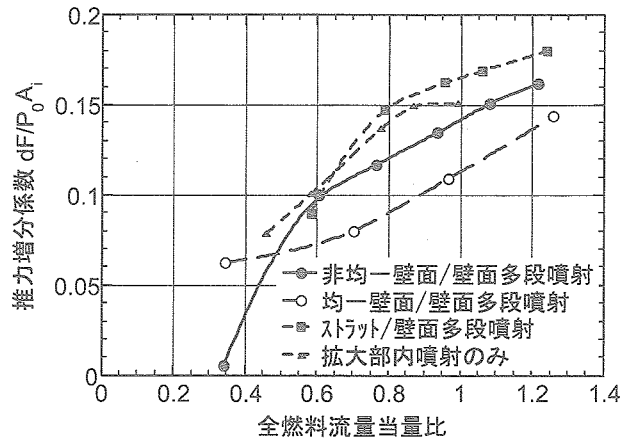


Fig.4 Comparison of scramjet combustor at multi-stage fuel injection.

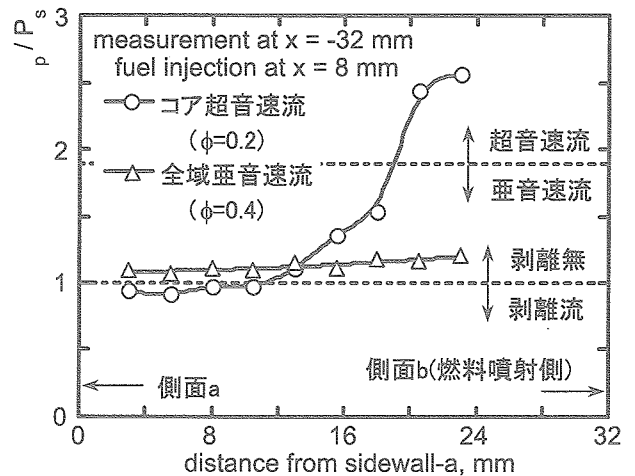


Fig.5 Flow distribution at upstream

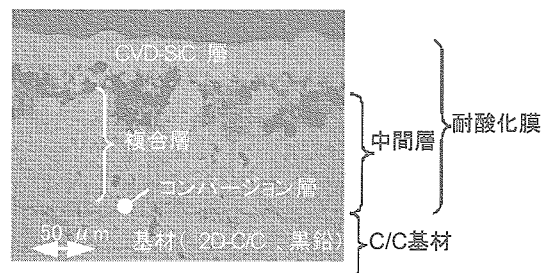


Fig.6 New type of composite material with intermediate layer between C/C & SiC

価試験を行った結果、中間層を導入しない場合に比べて約7倍の耐久性向上を確認した。

軽量冷却構造実現に向け、ニッケル基耐熱合金のエッチング加工を試みた。従来の手法では不可能であったが、電気化学的手法を導入することによりエッチング加工が可能であることを明らかにした。

(2) 超高速域におけるスクラムジェットのパフォーマンス評価

A 縦渦導入による空気/燃料混合促進技術の研究

縦渦による混合促進効果を明らかにするため、燃料噴射口で形成する縦渦の強さを変えて高温衝撃風洞試験を行い、縦渦の強さとともに燃焼圧力が上昇し、混合促進に非常に効果的であることを示した(図7)。

B M12におけるスクラムジェット作動特性の研究

温度制御技術確立への最初の試みとして、マッハ1.2条件で燃焼器温の最適化を狙ったエンジンを試作して高温衝撃風洞試験を行い、狙い通りの条件で最大推力性能を達成し、燃焼ガス温度制御の有効性を示した(図8)。

C HyShotによる簡易スクラムジェット飛行実験計画

高温衝撃風洞実験結果の検証を目的とする飛行実験用の縦渦導入型エンジン(Hypermixer エンジン) 本体および周辺装置の設計製作を行った。また同エンジンの高温衝撃風洞実験用モデルを製作して実験を行い、同エンジンの燃焼性能の高さを確認した(図9)。

4. まとめ

M4 から M8 のスクラムジェットモード、および M4 付近のラムジェットモードの燃焼については、その燃焼性能の目処が得られた。今後、静止推力を RJTF 試験で実証し、なるべく可動部の少ないエンジン形態で M0 から M8 以上まで加速できる複合エンジンを開発する。

M10 以上のスクラムジェット作動については、縦渦混合特性の更なる解明と縦渦形成法の改良、M12 エンジンに関する更なる改良と作動特性の解明、そして Hyshot による飛行試験に向けた各種試験・評価等の実施を進める。

参考文献：省略

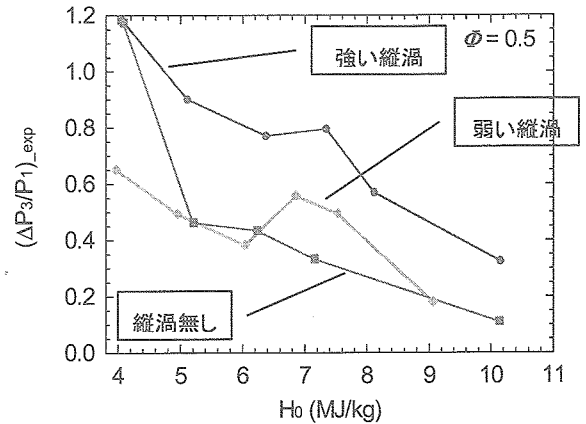


Fig.7 Effects of streamwise vortex on combustion

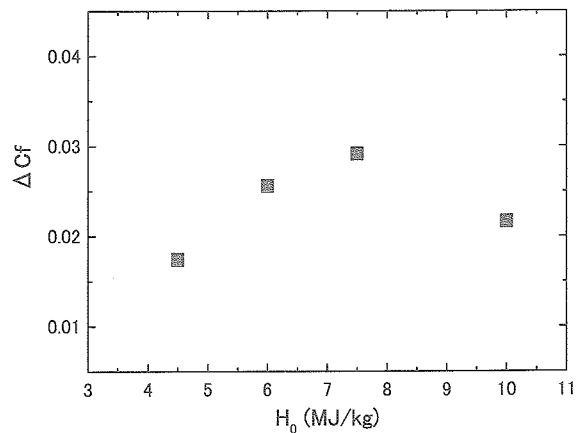


Fig.8 Thrust increment at various condition

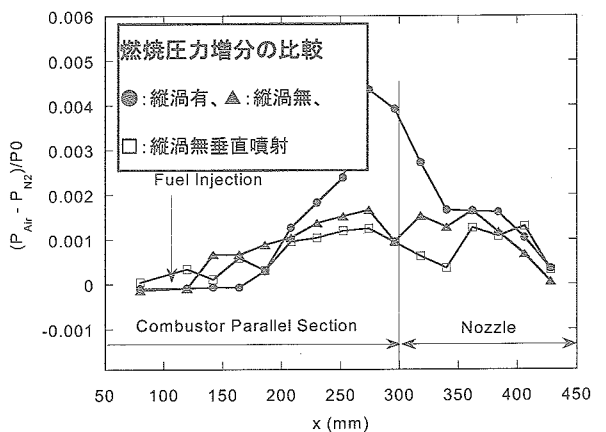


Fig.9 Results of hypermixer engine tested at HIEST

H-IIA ロケットおよび LNG 推進系の開発を支援する CFD 解析

Numerical Analysis to Support the Development of H-IIA Launch Vehicle and LNG Propulsion System

システム評価技術グループ

清水和弥、伊藤隆、根岸秀世、清水太郎、山西伸宏

Space Systems Evaluation Engineering Group

Kazuya Shimizu, Takashi Ito, Hideyo Negishi, Taro Shimizu and Nobuhiro Yamanishi

Abstract

Numerical simulation has been carried out to support the development of the H-IIA launch vehicle and the LNG propulsion system. Numerical results reveal the mixed flow field with hot hydrogen and cold hydrogen in a liquid rocket engine of the H-IIA. The local erosion results from the change of the heat flux to the concavity and convexity of the fin in the solid rocket booster (SRB-A). In the LNG propulsion system, it is indicated from the numerical evaluation that the increase of the pressure in the combustion chamber and the decrease in the chemical non-equilibrium loss are required in order to improve the engine performance. The effect of the film cooling inside the igniter is shown and the flame temperature was estimated. The consumption of helium gas at the flight is evaluated by the numerical analysis.

1. はじめに

ロケットエンジンの高性能化・高信頼性化および開発段階におけるコスト・期間の削減が求められる中、これまでのように試作・試験を繰り返す設計開発手法では大幅な改善は望めない。一方、近年の CFD 技術の進展は目覚しく、複雑な流れ場を高精度に再現することが可能となり、各種不具合の解明手段として、また設計・開発時の一手法として確立されつつある。本研究では、ロケットエンジン設計・開発手法としての CFD 技術をさらに発展させ、今後の効率的な設計開発に資することを目的として、また、シミュレーション技術を生かして各種不具合の原因究明の一助となることを目的として実施した、H-IIA ロケットおよび LNG 推進系の開発を支援する CFD 解析について報告する。

2. 研究概要

平成 15 年度には H-IIA ロケットの開発を支援する解析として

(1) 液酸液水ロケットエンジンミキサーCFD 解析

(2) SRB-A2 流れ解析

の 2 項目を行った。液酸液水ロケットエンジンミキサーCFD 解析では、高温水素・低温水素混合過程に関する CFD 解析を行い、ミキサーから燃焼室に至る流れ場を明らかにした。また、SRB-A2 流れ解析では H-IIA ロケット打上げ再開に資する解析を実施した。また、LNG 推進系の開発を支援する解析として

(3) エンジン性能解析

(4) エンジン内点火器流れの解析

(5) エンジン推進薬加圧用ヘリウムガスの消費量評価解析

を行った。エンジン性能解析ではエンジンノズル内の流れ場を検討するとともに比推力等の性能に関して検討した。また、点火器流れの解析では、ガスメタンとガス酸素の流れ込む点火器の流れに関して混合の様子や着火条件に関する検討を行うとともにフィルム冷却の効果について検討した。さらに、推進薬加圧用ヘリウムガスの消費量評価解析では、推進薬タンクを調圧加圧するヘリウムガスの消費量について検討した。

3. 成果概要

(1) H-IIA ロケット液酸液水エンジンミキサーCFD 解析

液酸液水ロケットエンジンのミキサー設計に関する支援業務として、エンジン内部水素流の CFD 解析を行っている。

解析を行ったエンジンは、ミキサーにて高温水素と低温水素を混合させた後噴射器へと導く構成となっている。図 1 にその概略図を示す。ミキサー部は、直角に曲がる低温水素管路に高温水素管路が合流する形状となっており、この合流部にて高温水素と低温水素を混合させる設計となっている。

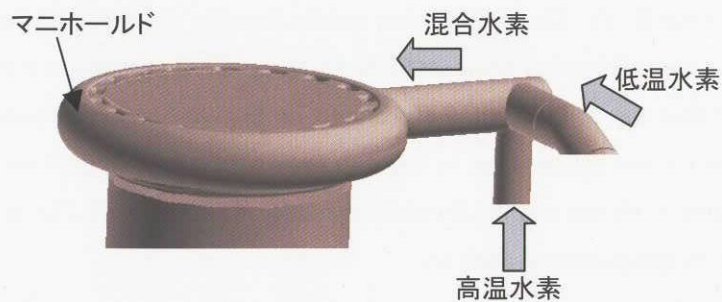


図 1: ミキサー概略図

図 2 に解析結果の例としてミキサー下流の水素マニホールド内での温度分布を示す。横軸はマニホールド内での位置を角度で表しおり入口側が 0 度、図 1 を上から見たとき反時計周りに 360 度までを表す。図 2 中 A の条件では、ミキサー下流側の流れに温度分布があり、マニホールド内の時計回りの流れと反時計回りの流れに温度差が生じている。

これらの温度差のある逆方向の流れは図中 270 度付近で合流しており、多くの条件においてこのような流れとなった。しかし、高温水素、低温水素の入口での流量、温度に変化を与えた場合、ある条件においてはこの流れの様子が変化し、マニホールド内、噴射面の温度分布に大きな差異が生じる結果となった。高温水素流量が多くなった場合 (図 2 B)、反時計回りの流れがほぼ一周し明確な合流点は確認できないが、逆に低温水素流量が多い条件 (図 2 C) では合流点は 200 度付近に形成されている。このように、ミキサー部から噴射面

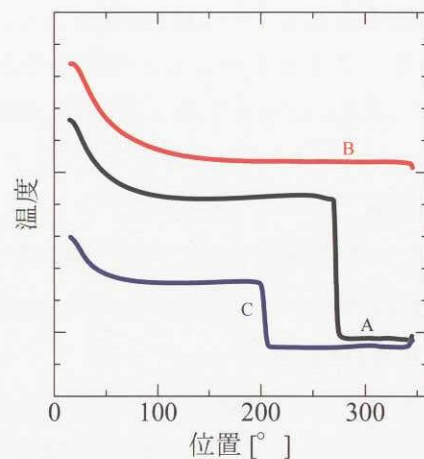


図 2: マニホールド内温度分布

に至るエンジン内部の CFD 解析により、ミキサー下流での混合水素の流れのパターンが把握され、また条件によっては下流の温度分布が大きく変化し得ることが明らかになった。

(2) H-IIA ロケット SRB-A2 流れ解析

H-IIA ロケットの固体ロケットモータ SRB-A2 内部の流れ場を把握するため、CFD 解析を実施している。

図 3 に SRB-A2 燃焼室内部流れの渦度分布を示す。光芒から発生した一対の縦渦がラジエーションシールドに衝突している様子がわかる。図 4 に光芒での渦度分布とアルミ液滴の軌跡を示す。アルミ液滴が光芒の谷から発生する縦渦に集中して流れていく様子がわかる。したがって、アルミ液滴等を多く含んだ縦渦がラジエーションシールドに衝突することにより、不整が発生することが予想される。図 5 に燃焼初期におけるノズル壁面の加熱率分布を示す。実線は光芒谷位相を示しており、燃焼初期には光芒の影響を受け、谷位相で相対的に加熱率が高くなるのが分かる。図 6 に、燃焼中後期段階を仮定し、光芒を除いてラジエーションシールドに不整をつけた場合の加熱率分布を示す。山位相で加熱率が相対的に高くなっているのがわかる。以上より、燃焼初期段階では光芒の影響を受けて光芒谷位相で相対的に加熱率が高まり、燃焼中後期ではラジエーションシールドの不整（アルミ液滴等を含んだ縦渦の衝突により形成）の影響で位相が反転し、光芒山位相で相対的に加熱率が高まることが明らかになった。ノズル開口部の局所エロージョンは光芒山位相で発生しており、このような位相の反転をもたらす流れ場の変化がこれに関係しているものと考えられる。

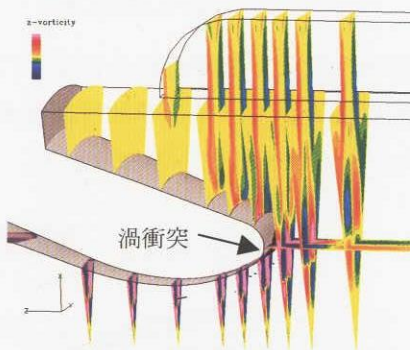


図 3: SRB-A2 内部渦度分布

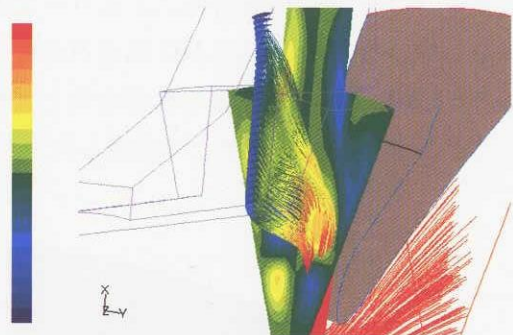


図 4: 渦度分布及び粒子軌跡

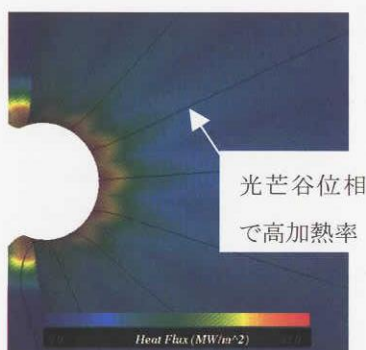


図 5: 燃焼初期のノズル内部加熱率分布

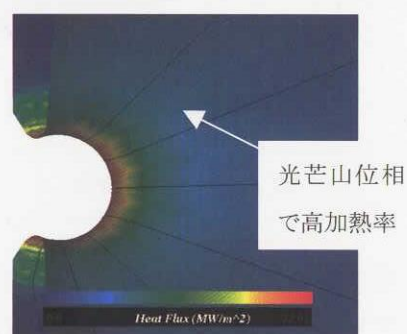


図 6: 燃焼後期のノズル内部加熱率分布

(3) LNG 推進系エンジン性能解析

LNG 推進系飛行実証プロジェクト支援の一環としてエンジン性能解析を行った。解析手法としては以下の方法とした。初めに燃焼室圧および推進薬の解析条件を与え、化学平衡計算を行うことで燃焼室内部の温度、化学種組成などを算出する。燃焼室収縮部からは、化学平衡計算の結果を初期解として化学非平衡計算を行い、同時に亜音速部の流れ計算を一次元的に行うことで、スロート部での化学組成を算出する。スロート部から下流では、化学非平衡計算で算出した解を初期値とし、二次元オイラー方程式を用いノズル内部の非粘性解析を行う。その結果を基に乱流境界層の外縁を算出することで、ノズル流れのコアの領域を求め、その領域で再度オイラー方程式を解き全体の流れ場および性能を算出する。表 1 に解析条件を示す。

図 7 に LNG 推進系ノズル内部のマッハ数分布を示す。今回用いているノズルの設計手法は放物線近似を用いているため、強い内部衝撃波が発生している様子がわかる。図 8 に混合比に対する比推力の分布を示す。今回は燃焼効率損失として MDC 燃焼試験から得られた C*効率を用いている。化学非平衡損失は、燃焼室内部で解離した分子がノズル下流で十分に再結合しないために起こる損失であり、二次元損失はノズル出口で流れが中心軸と平行にならないために起こる損失、また境界層損失はノズル壁での粘性による損失である。図 8 から分かるように、燃焼室圧力が 0.98MPa と低いために燃焼器内部で解離する分子が多くなり化学非平衡損失が非常に大きくなっている。その他の損失によるカーブは化学非平衡損失によるカーブとほぼ平行な分布をしていることから、LNG 推進系の混合比に対する性能特性は化学非平衡損失によって決まっている。以上から LNG 推進系の性能を向上させるためには燃焼室圧力を上げて化学非平衡損失を小さくすること、さらに噴射器などの性能を向上させ燃焼効率損失を低下させることが望まれる。

| | |
|--------|-----------|
| 燃焼室圧 | 0.98MPa |
| 混合比 | 3.0 - 4.0 |
| 推進薬 | LOX、LCH4 |
| 亜音速開口比 | 2.31 |
| 超音速開口比 | 71 |
| 壁条件 | 断熱 |

表 1: 解析条件

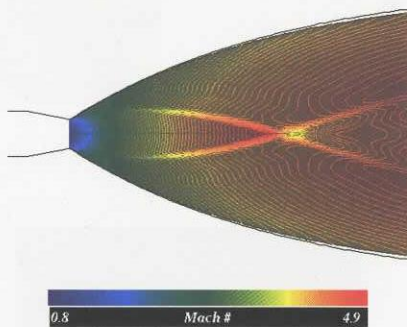


図 7: マッハ数分布

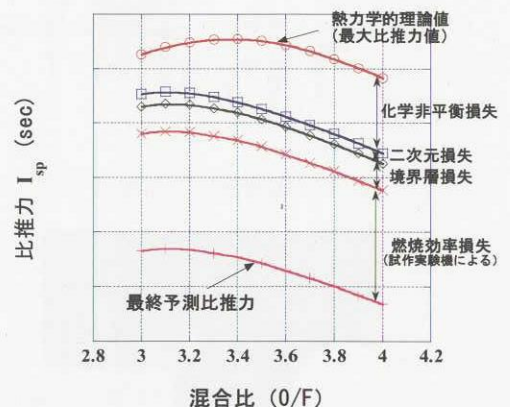


図 8: ノズル性能

(4) LNG 推進系エンジン点火器内流れの解析

ガスメタン (GCH₄) とガス酸素 (GO₂) の流れ込む点火器内での流れを計算する事で、混合の効果の評価し、着火条件を満たすかどうかを明らかにし、またフィルム冷却の効果調べた。本解析では燃焼計算は実施せず、ガスの混合のみを評価し、今後の燃焼を含む解析への準備のための計算と位置づけた。

解析には市販コード（Fluent6.1）を用い、陰解法による定常計算を実施した。計算格子は非構造格子を用い、格子数約 6 万点（36 万セル）とした。壁条件は slip、断熱を仮定した計算を行った。計算に用いた格子表面を図 9 に示す。また計算条件を表 2 に示す。

図 10 に混合比の計算結果を示す。解析対象とした点火器には、燃焼室とノズルの接合部にスロートを設け、チョークさせている。このため、トーラス輪状の渦が発生し、スロート部から燃焼室に向かって逆流が発生し、混合を促進している。また、フィルム冷却も燃焼室内では良好に行われている様子が分かる。壁面付近の混合比によって、化学平衡時の火炎温度（燃焼圧 0.98MPa 時）から、ある程度は最大温度が予想でき、およそ 1200K 程度と分かった（正確な温度分布を得るためには、今後燃焼計算を行う必要がある）。

酸素噴射口 メタンメイン噴射口 メタンフィルム冷却噴射口

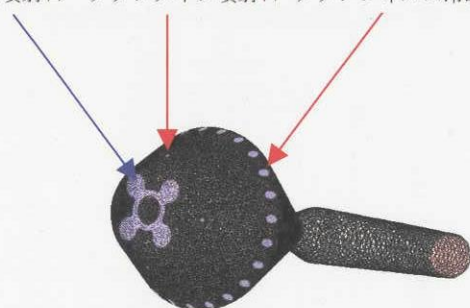


図 9: 計算格子表面（実機型点火器形状）

| | メタン | | 酸素 |
|---------|------------|-------------|------------|
| | メイン 流入口 | フィルム 冷却部 | 花卉状 流入口 |
| 温度[K] | 280 | 280 | 280 |
| 流量[g/s] | 0.4 | 12 | 10 |

表 2: 計算条件

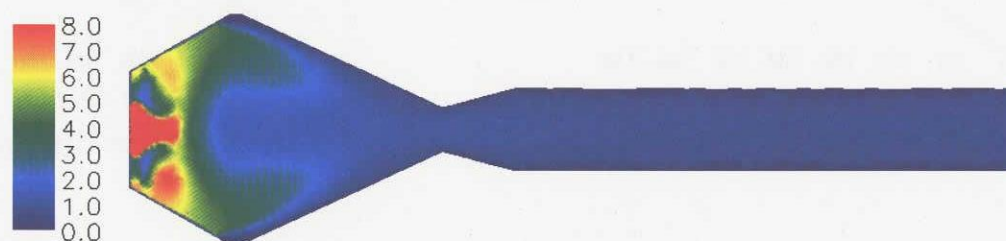


図 10: 混合比分布（メタンフィルム冷却噴射口中心を含む断面）

(5) LNG 推進系エンジンエンジン推進薬加圧用ヘリウムガスの消費量評価解析

LNG 推進系の LOX/LNG エンジン^[1,2]は、GHe（ヘリウムガス）を用いた調圧加圧式エンジンである。図 11 に示すように、推進薬タンクは LOX（液体酸素）と LNG（液化天然ガス）でそれぞれ 2 本ずつの計 4 本あり、これらを 3 本の GHe 気蓄器で調圧加圧する仕組みとなっている。

本解析では、LNG 推進系の初回燃焼時における推進薬加圧用 GHe の消費量予測解析を実施した。GHe 気蓄器から推進薬タンクにかけての加圧ラインを単純化してモデル化し、熱力学/伝熱モデルを構築して解析を実施した。解析は準定常的な扱いをして、各タイムステップで気蓄器内および推進薬タンクのアレッジ部が熱平衡状態になると仮定した。また、推進薬タンクではタンク壁面と推進薬界面において熱伝達を考慮し、またタンク壁面はヒートマスとして扱い温度変化を考慮した。また、気蓄器と推進薬タンクは外部断熱とした。

解析は以下の手順で行った。

- ① 地上燃焼試験^[1]における推進薬タンクの熱力学/伝熱モデルを構築し、燃焼試験結果を元にコリレーションを行い、本解析手法の妥当性を検証した。図 12 に示す様に、解析結果は燃焼試験結果を良く再現できることを確認した。
- ② 実機の推進薬タンクモデルを構築し、実際のフライトにおける GHe 消費量を予測した。GHe 消費量は、図 13 のように予測された。

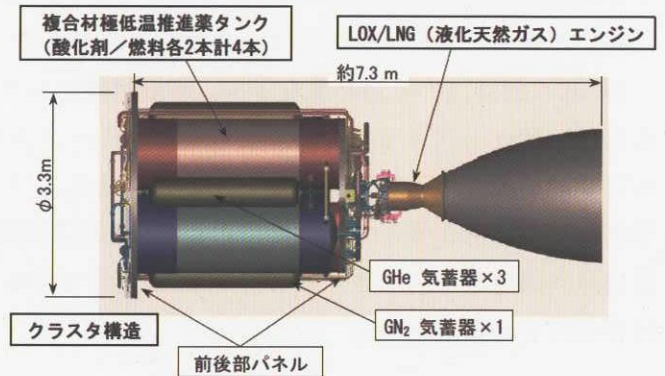


図 11: LOX/LNG エンジン概略図

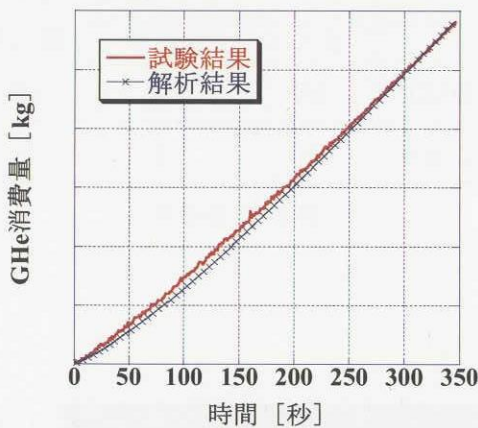


図 12: 地上燃焼試験における GHe 消費量

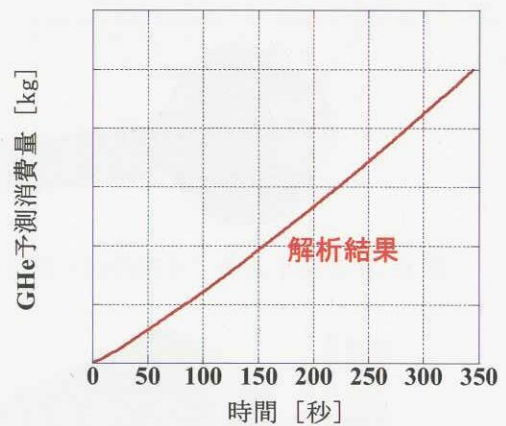


図 13: 実機での GHe 消費量

4. まとめ

H-IIA ロケットおよびLNG 推進系の開発を支援する CFD 解析を実施し以下のことを明らかにした。H-IIA ロケット開発を支援する解析として、液酸水火箭エンジンミキサー内における高温・低温水素混合過程について検討し、マニホール内では温度分布に差がある流れとなっていることなどを明らかにした。また、SRB-A2 流れ解析を実施し、光芒位相の違いによる加熱率の変化が局所エロージョンの原因となっていることを明らかにした。LNG 推進系開発を支援する解析として、エンジン性能評価を行い、LNG 推進系の性能を向上させるためには燃焼室圧力を上げて化学非平衡損失を小さくすること、さらに噴射器などの性能を向上させ燃焼効率損失を低下させる必要があることを指摘した。また、点火器内流れ解析ではフィルム冷却の有効性を示すと同時に火炎の最高温度を明らかにした。さらに推進薬加圧用ヘリウムガスの消費量評価解析を行い、解析手法の妥当性を示すと同時に実機フライト時のヘリウムガス消費量を予測した。

参考文献

- [1] 石川ほか、"LOX/LNG エンジンの MDC 長秒時燃焼試験"、第 46 回宇宙科学技術連合講演会、2002
 [2] Ishikawa, Y., et al. "LOX/LNG Engine Design and Test Results for J-II Rocket", AIAA-Paper 2000-3454, 2000

構造技術の研究

Researches on Space Structural Technology

GX ロケット LNG 推進系複合材タンク開発支援のための評価試験
Cryogenic Mechanical Performance Assessments for LNG Composite Tank Development of the GX Rocketシステム評価技術グループ 何 建梅、下田 孝幸、幸節 雄二
Space Systems Evaluation Engineering Group
Jianmei HE, Takayuki SHIMODA, Yuji KOHSETSU

Abstract

Adhesively-bonded structure between CFRP composites and Aluminum metal (Al) plays an important role in the development of a light-weight Aluminum-lined CFRP cryogenic propellant tank in terms of design safety and durability. Large thermal stresses and strains produced by the difference of thermal expansion ratios among an adhesive material, CFRP composite and aluminum liner will lead to the potential of fracture strength deterioration for CFRP-Adhesive-Al bond structures at cryogenic temperatures below -150°C . In this study we experimentally investigated some temperature-dependent mechanical performance of the adhesive film AF163-2K itself and CFRP-AF163-2K-Al bond structures.

1. はじめに

本研究は、GXロケットLNG (Liquefied Natural Gas) 推進系のアルミライナ付きCFRP複合材推進薬タンクの開発支援として、本グループで行った接着剤関連の極低温力学的特性評価試験である。極低温LNG推進薬タンクの運用温度範囲（常温～LNG温度（ -163°C ））におけるCFRP複合材とアルミライナ間接着構造の強度耐久性、安全性などはタンク設計の信頼性や成立性に重要なキーポイントである。特に常温から極低温度（通常定義として -150°C より低い）まで大きな温度変化があった場合には、接着構造の各構成部材間に存在する熱線膨張率の相異で接着界面に大きな熱歪・応力が発生し、接着構造の大幅な強度低下につながる事が考えられる。そのため推進薬タンク製造条件を考慮した上、LNG複合材タンクの運用温度範囲で接着剤単体を含め、接着構造の力学的特性（弾性剛性、破断強度、破壊靱性など）の温度依存性を正確に把握することが設計上重要となる。

平成 15 年度にシステム評価技術グループは、実際に使用されているフィルム接着剤 AF163-2K を対象に、常温と LNG 温度で下記に示すフィルム接着材料・接着構造の力学的特性の温度依存性を評価する試験を行った。

- ① フィルム接着剤単体の引張特性（弾性率、引張強度等）とせん断強度（破断歪と破断応力）
- ② アルミ接着構造（アルミ-フィルム接着剤-アルミ）の引張モード I 破壊靱性値
- ③ CFRP 接着構造（CFRP-フィルム接着剤-CFRP）の引張モード I 破壊エネルギー
- ④ アルミ接着構造（アルミ-フィルム接着剤-アルミ）のせん断モード II 破壊靱性値
- ⑤ CFRP 接着構造（CFRP-フィルム接着剤-CFRP）のせん断モード II 破壊靱性値

2. 評価試験について

LNG 推進系飛行実証プロジェクトに適用されているフィルム接着剤 AF163-2K を対象に、CFRP 複合材タンクの製造工程におけるキュア条件に合わせて下記に示す評価試験用の供試体を製作した。LNG 推進薬タンクの運用温度範囲から、常温と LNG 温度の -163°C を評価試験温度として設定した。供試体を含めて試験環境における安定温度を得るため、LNG 温度での評価試験では液体窒素を用いて恒温槽の中を -163°C まで冷却した後平均 30 分以上の保持をして温度の安定化を図った。

2.1 フィルム接着剤AF163-2K単体の力学的特性評価

ASTM標準規格試験法 (ASTM D882-01^[1]とASTM D3528-96^[2]) に基づき、フィルム接着材AF163-2Kを使用し、図1と図2に示す引張特性評価用短冊供試体とせん断特性評価用ダブルラップ供試体を製作して評価試験を実施した。引張評価試験ではポアソン比とせん断弾性係数も評価するため、短冊供試体の中心に二軸方向の歪ゲージを貼り付けて引張方向と横方向の歪測定を行った。またダブルラップせん断評価試験では、接着エリア側面の両端部にマークをつけて画像センサーによって接着層のせん断伸びを測定した。

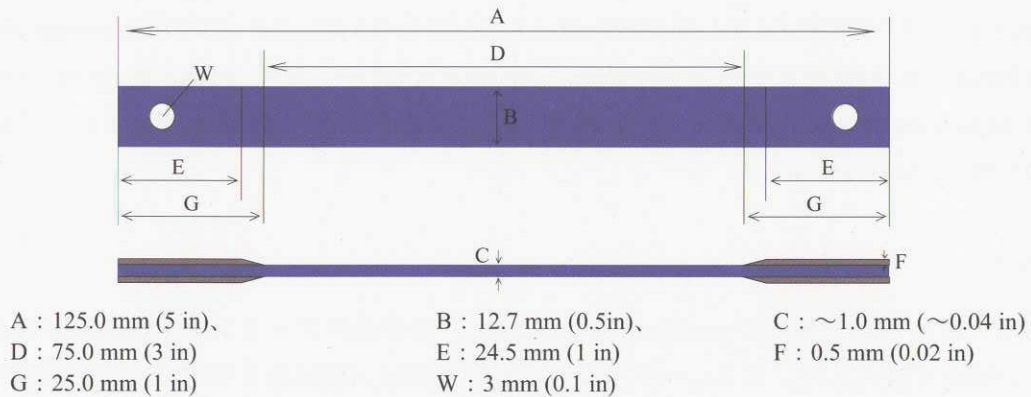


Fig.1 Tensile specimen for thinner adhesive film less than 1.0mm-thick

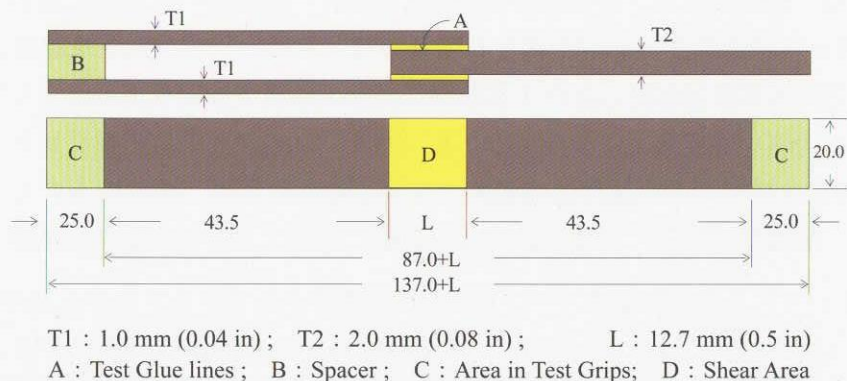


Fig.2 Double-lap specimen for shear performance testing of adhesive film (mm)

2.2 引張モードI破壊力学的特性評価

CFRP 積層材とアルミライナ間の接着構造 (アルミ-フィルム接着剤-CFRP) を用いて単純引張モード I 破壊力学的特性を評価することは困難なため、下記に示すようにアルミ接着構造 (アルミ-フィルム接着剤-アルミ) と CFRP 接着構造 (CFRP-フィルム接着剤-CFRP) 別に引張モード I 破壊力学的特性の評価試験を実施した。

2.2.1 アルミ接着構造の引張モード I 破壊靱性値評価

ASTM標準規格試験法 (ASTM D3433-99^[3]) に基づき、複合材タンクの製造工程に適用されているキュア条件に合わせて製作したアルミ接着構造のDCB (Double-Cantilever Beam) 試験用供試体を図 3 に示す。

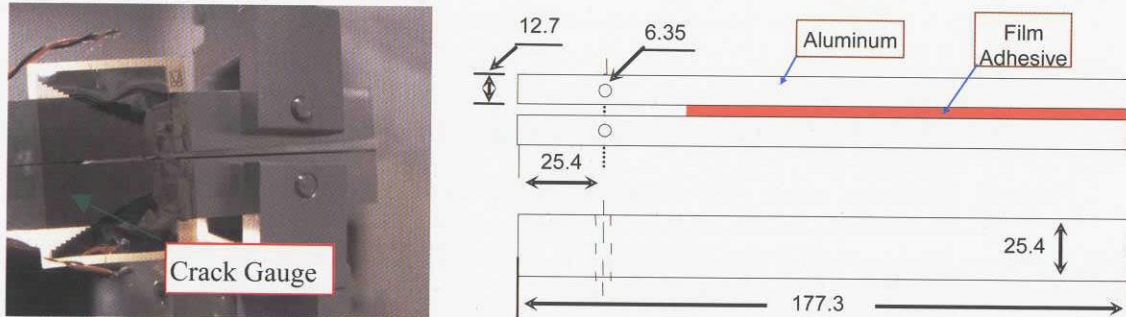


Fig.3 Mode-I fracture strength measurement of Aluminum-AF163-2K bond joint (mm)

2.2.2 CFRP 接着構造の引張モード I 破壊エネルギー評価

本試験はASTM標準規格試験法 (ASTM D5041-98^[4]) に基づき、図 4 に示すようにCFRP接着構造に圧縮荷重を負荷することによって引張モードI破壊エネルギーを評価する試験である。CFRP被着材に高靱性を持つ東邦レーヨンの#133 樹脂と中弾性・高強度のBESFIGHT/IM600 炭素繊維を組合せたQ-133 のCFRP積層板 (2.54mm厚) を用いた。

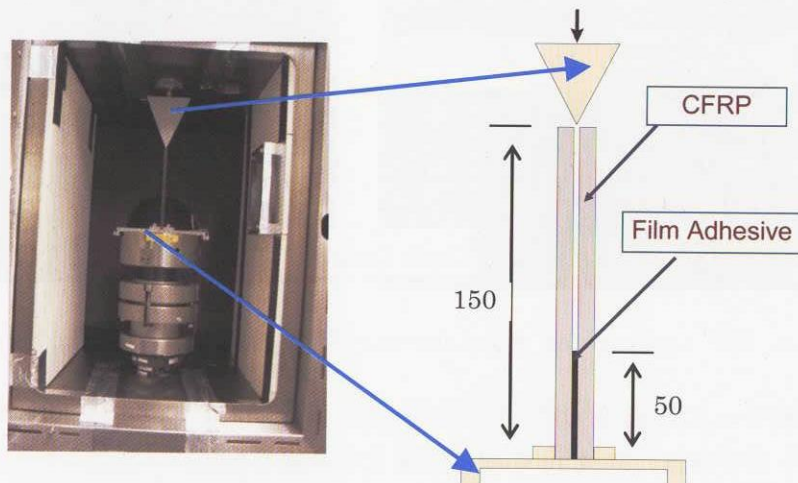


Fig.4 Mode-I fracture energy measurement of CFRP-AF163-2K bond joint (mm)

2.3 せん断モード II 破壊力学的評価

2.2 項と同じように、CFRP複合材とアルミライナ間の接着構造 (アルミ-フィルム接着剤-CFRP) を用いて単純せん断モードII破壊力学的特性を評価することは困難なため、アルミ接着構造 (アルミ-フィルム接着剤-アルミ) とCFRP接着構造 (CFRP-フィルム接着剤-CFRP) 別にせん断モードII破壊力学的特性の評価試験を実施した。JIS規格試験法 (JIS K 7086^[5]) に基づき、図 5 に示すような ENF (End-Notched Flexure) 試験用供試体を用いる。図 5 に示すアルミ接着構造とCFRP接着構造別のENF供試体の寸法を表 1 に示す。また図 6 に二つの接着構造に対する評価試験の写真イメージを示す。

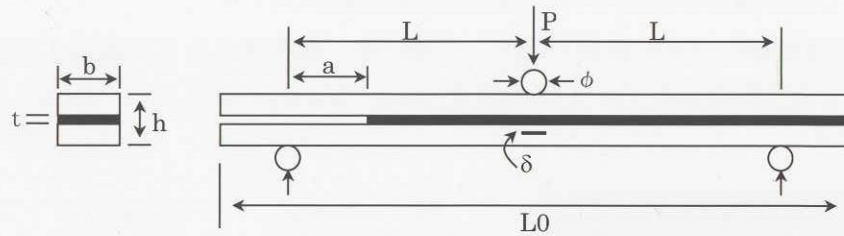


Fig.5 Mode-II fracture strength measurement adhesively-bonded joints

Table 1 Specimen sizes for Aluminum-AF163-2K and CFRP-AF163-2K bond joints

| 寸法項目 | アルミ接着構造 ENF 供試体寸法 (mm) | CFRP 接着構造 ENF 供試体寸法 (mm) |
|------|------------------------|--------------------------|
| L | 50.0 | 50.0 |
| L0 | ----- | 140.0±0.5 |
| A | 25.0 | 20.0 |
| B | 16.0 | 20.0 |
| T | 0.2 | 0.2 |
| H | 19.0 | 3.2 |

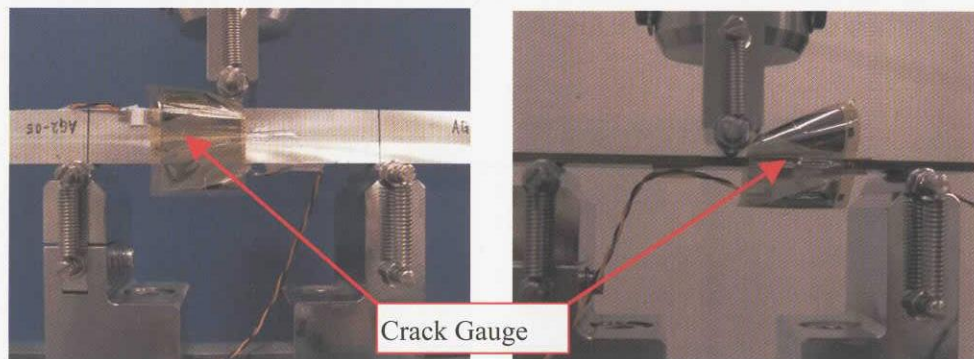


Fig.6 ENF testing for Aluminum-AF163-2K and CFRP-AF163-2K bond joints

これらのせん断モード II 破壊力学的評価試験に関して、平成 15 年度には試験の実施を行い、試験結果の取りまとめと評価は平成 16 年度に実施する計画である。

3. 評価試験の結果について

3.1 複合材タンクの製造キュア条件に合わせるフィルム接着剤 AF163-2K 単体の材料特性

3.1.1 フィルム接着剤 AF163-2K 単体の引張特性評価結果

図 1 に示す引張試験用供試体を用いて、常温と LNG 温度で 0.5mm 厚のフィルム接着剤 AF163-2K 単体の引張試験を実施した。本試験により得られた 0.5mm 厚フィルム接着剤の引張弾性率、ポアソン比及びせん断弾性係数、また引張破断強度(破断応力と破断歪)を表 2 に示す。これらの結果から、下記の結論が得られた。

- ① LNG 温度で 0.5mm 厚フィルム接着剤の引張弾性率は常温結果の約 3 倍である

- ② LNG 温度で 0.5mm 厚フィルム接着剤のせん断弾性係数も常温結果の約 3 倍である
- ③ LNG 温度で 0.5mm 厚フィルム接着剤の引張破断応力強度は常温の結果より約 70%増に対し、引張破断歪強度は常温結果の約 14%となった

Table 2 Tensile performance of 0.5mm-thick AF163-2K adhesive film

| 評価項目 | 常温 | LNG温度 |
|------------------------------|-----------|-----------|
| 弾性率 (GPa) | 2.87±0.15 | 8.60±0.17 |
| ポアソン比 | 0.40±0.02 | 0.46±0.01 |
| せん断弾性係数 (GPa) | 1.02±0.06 | 2.95±0.08 |
| 引張破断応力 (MPa) | 44.5±1.3 | 76.0±12.6 |
| 引張破断歪 ($\mu, \times 10^4$) | 7.5±2.1 | 1.0±0.2 |

3.1.2 フィルム接着剤 AF163-2K 単体のダブルラップせん断試験結果

図 2 に示すダブルラップ供試体を用いて、0.2mm 厚フィルム接着剤 AF163-2K のせん断破断強度を評価した。得られた評価試験の結果をまとめて表 3 に示す。ダブルラップ供試体全体の破断伸び（アルミの伸びも含めている）と、画像センサーを用いて測定したフィルム接着剤だけのせん断伸び結果も示している。これらの結果から、LNG 温度で 0.2mm フィルム接着剤のせん断破断強度は常温の結果より僅かに増加したことと、せん断破断伸びの方はほとんどないことも判明した。

Table 3 Shear performance of AF163-2K adhesive film in 0.2mm bond thickness

| 評価項目 | 常温 | LNG温度 |
|----------------|------------|------------|
| せん断破断強度 (MPa) | 25.70±1.84 | 27.50±0.31 |
| 供試体全体破断伸び (mm) | 8.73±0.12 | 1.19±0.11 |
| 接着エリア破断伸び (mm) | 0.32±0.01 | ~0.10 |

3.2 引張モード I 破壊力学的特性

3.2.1 アルミ接着構造の引張モード I 破壊靱性値

0.2mm 厚フィルム接着剤を用いるアルミ接着構造の引張モード I 破壊靱性値を評価するため、図 3 に示す DCB 試験用供試体を用いて、常温と LNG 温度でそれぞれ 5 本の評価試験を実施した。ASTM 規格に基づき算出したアルミ接着構造の破壊靱性値を表 4 に示す。これらの結果から、LNG 温度でアルミ接着構造の引張モード I 破壊靱性値は常温での結果の約半分となったことが判明した。

Table 4 Tensile Mode-I fracture strength of Aluminum-AF163-2K bond joint

| 評価項目 | 常温 | LNG温度 |
|--|-------------|------------|
| アルミ接着構造の破壊靱性値 G_{IC} (J/m ²) | 1139.9±99.1 | 614.1±50.6 |

3.2.2 CFRP 接着構造の引張モード I 破壊エネルギー

アルミ接着構造の場合と同じく 0.2mm 厚フィルム接着剤を用いて、CFRP 接着構造の引張モード I 破壊エネルギーを評価するため、図 4 に示す圧縮荷重の負荷試験を常温 4 本と LNG 温度 3 本でそれぞれ実施した。ASTM 規格に基づいて得られた CFRP 接着構造の引張モード I 破壊エネルギーを表 5 に示す。これらの結果から、LNG 温度で CFRP 接着構造の圧縮試験による引張モード I 破壊エネルギーは常温での結果の 1/5 以下であることが判明した。

Table 5 Tensile Mode-I rupture energy of CFRP-AF163-2K bond joint

| 評価項目 | 常温 | LNG温度 |
|---------------------------------|------------|-----------|
| CFRP接着構造の 引張モードI破壊エネルギー (Nm) | 10.98±0.88 | 2.14±0.16 |

温度低下に伴う CFRP の熱変形はほとんどないから、フィルム接着剤との熱変形差がアルミ/フィルム接着剤間の熱変形差より大きいため、上記の二つ接着構造において引張モード I の破壊挙動が異なることにつないだと考えられる。

4. まとめ

LNG 推進系飛行実証プロジェクトのアルミライナ付き CFRP 複合材タンク開発において、実際に使用されるフィルム接着剤を対象に推進薬タンクの運用温度範囲でフィルム接着剤 AF163-2K 単体の力学的特性及びアルミ/CFRP 間接着構造の破壊力学的特性の温度依存性を評価した。得られた結論を下記に示す。

- ・ 極低温までの温度範囲でフィルム接着剤の引張特性（弾性係数と破断強度）は大きく変化する
- ・ 極低温までの温度範囲でフィルム接着剤のせん断破断応力はほとんど変化しないが、せん断破断歪が大きく変化する
- ・ LNG 温度でアルミ接着構造の引張モード I 破壊靱性値は常温結果の約半分までに低下する
- ・ LNG 温度で CFRP 接着構造の引張モード I 破壊エネルギーは常温結果の約 1/5 までに低下する

これらの評価試験結果を参考値として複合材タンク全体の設計計算への反映ができ、また不具合等が発生する場合の原因究明にも役に立つと考える。

[参考文献]

- ① ASTM 標準規格試験法 (ASTM D882-01) Standard Test Method for Tensile Properties of Thin Plastic Sheeting
- ② ASTM 標準規格試験法 (ASTM D3528-96) Standard Test Method for Strength Properties of Double-Lap Shear Adhesive Joints By Tension Loading
- ③ ASTM 標準規格試験法 (ASTM D3433-99) Standard Test Method for Fracture Strength in Cleavage of Adhesives in Bonded Metal Joints
- ④ ASTM 標準規格試験法 (ASTM D5041-98) Standard Test Method for Fracture Strength in Cleavage of Adhesives in Bonded Joints
- ⑤ JIS 規格試験法 (JIS K 7086 : 炭素繊維強化プラスチックの層間破壊じん (靱) 性試験方法)

H-IIA 第 2 段ターボポンプの予冷熱解析 Pre-Cooling analysis of the H-IIA 2nd Stage Turbo-pumps

総合技術研究本部 システム評価技術グループ
遠山 伸一、芳仲 敏成

Space Systems Evaluation Engineering Group
Institute of Space Technology and Aeronautics
S.Tôyama, T.Yoshinaka

Abstract

Before the ignition and restart of the 2nd stage engines of H-IIA rocket, the turbo-pumps must be sufficiently cooled by liquid Oxygen and Hydrogen preliminary. But, the cooling duration were determined by the experimental and previous flight data. Thermal analyses have been conducted to predict the duration precisely and estimate the necessary quantities of liquid Oxygen and Hydrogen.

1. はじめに

H-IIA の 2 段エンジンの初回および再着火時に推進薬供給系、特に液水ターボポンプ (FTP) および液酸ターボポンプ (LTP)、を予冷する必要があるが、主に予冷時間は地上試験と Flight 実績に基づいて決定しているのが現状である。

そこで、必要な予冷時間および液体酸素・水素の量を求めるために、第 2 段ターボポンプの予冷熱解析を平成 15 年度末からプロジェクト協力として開始し実施している。

2. 概要

平成 15 年度から現在までの協力の概要は以下の通り。

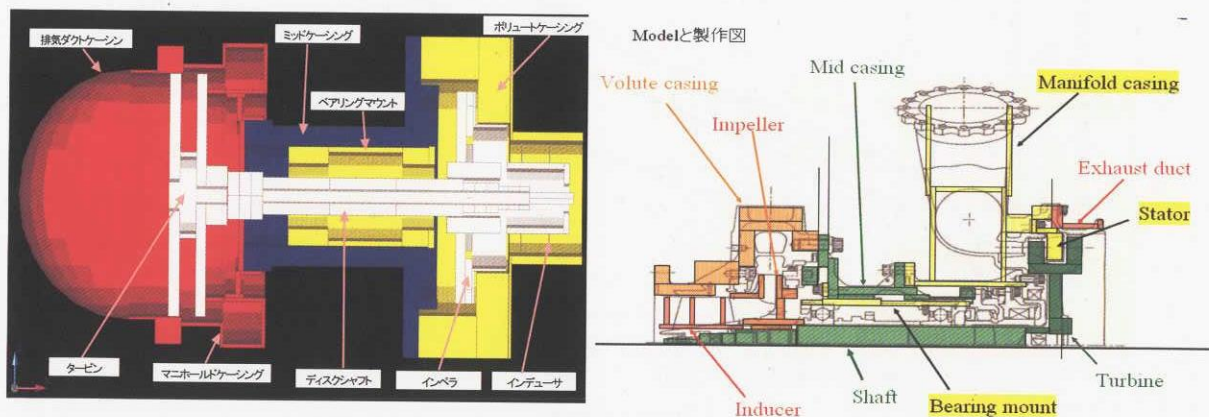
(1) 物性値調査

ターボポンプを構成する部品 (ポリユートケーシング、ディスクシャフト、インデューサ、インペラ等) の材料の物性値を極低温域に渡って文献調査した。

(2) 熱モデルの作成

熱解析には汎用ソフト Thermal Desktop を採用し、円柱、平板、球要素で、各部の形状を近似した。

図 1 に解析モデルの概要を示す。



FTP

Fig.1 Outlines of analytical model

LTP

(3) 温度予測

エンジン始動時に液体酸素および液体水素が流れる部分の温度を 90K、30K、ガスとなる部分を 400K と初期温度を設定し、500 秒間の温度推移を計算した。図 2 に温度の初期条件を示す。初期温度は液体水素および液体酸素の温度、およびタービン駆動ガス温度とした。

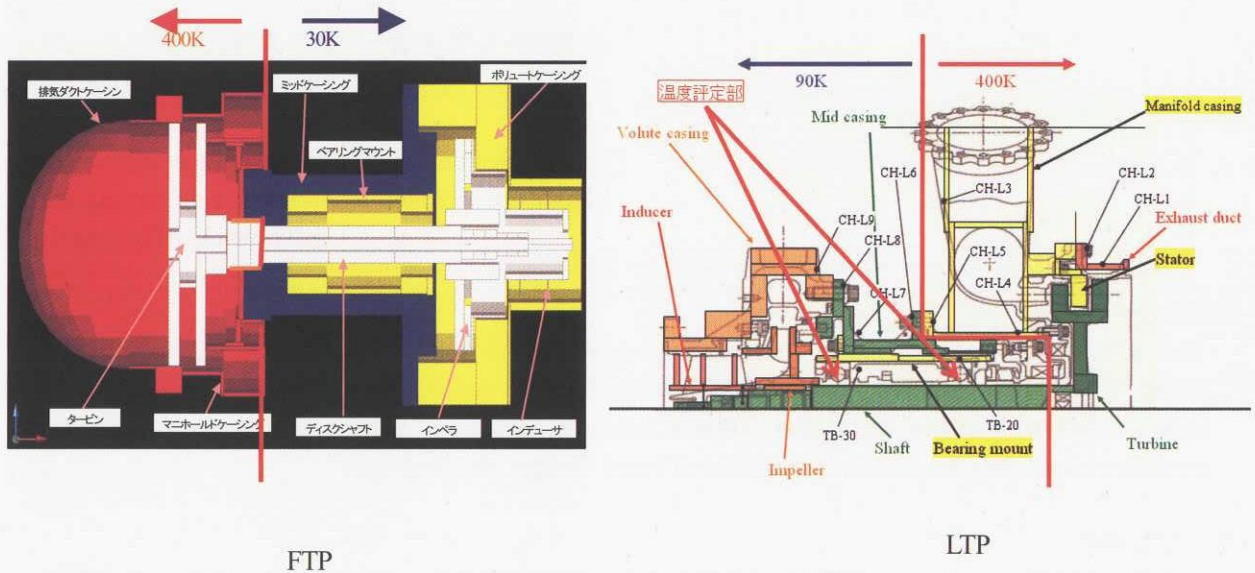


Fig.2 Boundary conditions of the analysis

3. 成果概要

(1) 物性値調査と近似関数化

例として図 3 に熱伝導率を示す。図 3 を見ると、材料データからは上記の温度範囲で実際に大きな変化が見られる。また、特に低温部でデータの欠落が多い。これは比熱についても同様である。よって、比熱および熱伝導率について物理学的モデル計算や多項式近似を考慮し広範囲な温度範囲の熱解析に使用可能な熱物性値の近似関数を作成することとした。これにより、熱数学モデル作成時の精度向上を計ることが可能である。

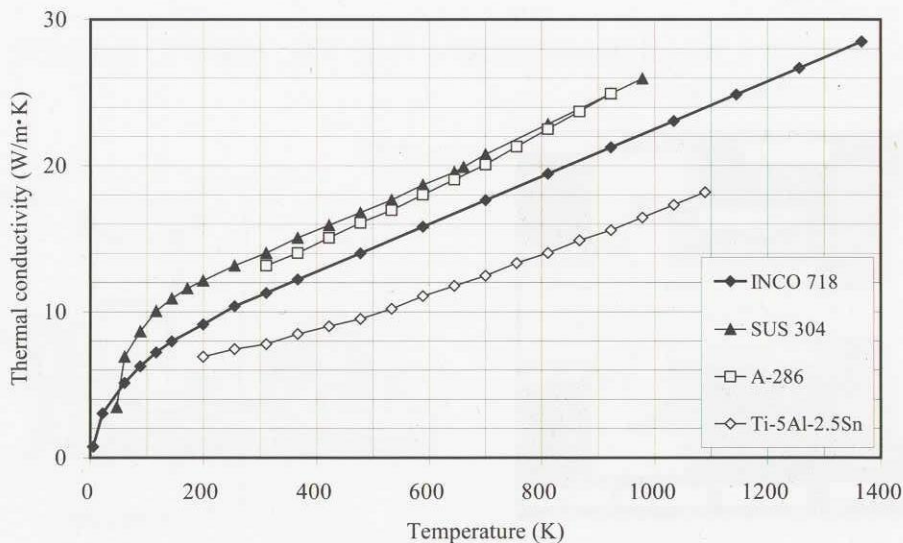


Fig.3 Thermal conductivity of the applied materials

比熱の近似関数には Debye 模型を用いた。これは、比熱は物質の格子振動の自由度から計算するもので、低温から高温まで実際の比熱の温度依存性を大局的に説明する模型である。物質の比熱には格子によるもの（格子比熱）と電子によるもの（電子比熱）があるが、固体の場合は格子比熱の寄与がほとんどである。比熱同様、熱伝導率には格子からと電子からによる寄与があり、物理的モデルも存在する。しかしながら、比熱の場合には格子比熱は比較的簡単に算出することができたのに対して、熱伝導率モデルの場合には物質中のフォノンの平均自由行程などが必要であり、容易な算出は困難で信頼できるデータも現在のところ不明である。また電子の寄与では電子のフェルミエネルギー分布の積分が必要であり、この計算も非常に複雑であるので、今回は多項式近似で近似関数化した。

図4に主要材料の比熱の Debye 模型による計算結果を実線で示す。この関数をもとに、実験データに規格化したものが半線であり、熱解析ではこの規格化関数を用いている。

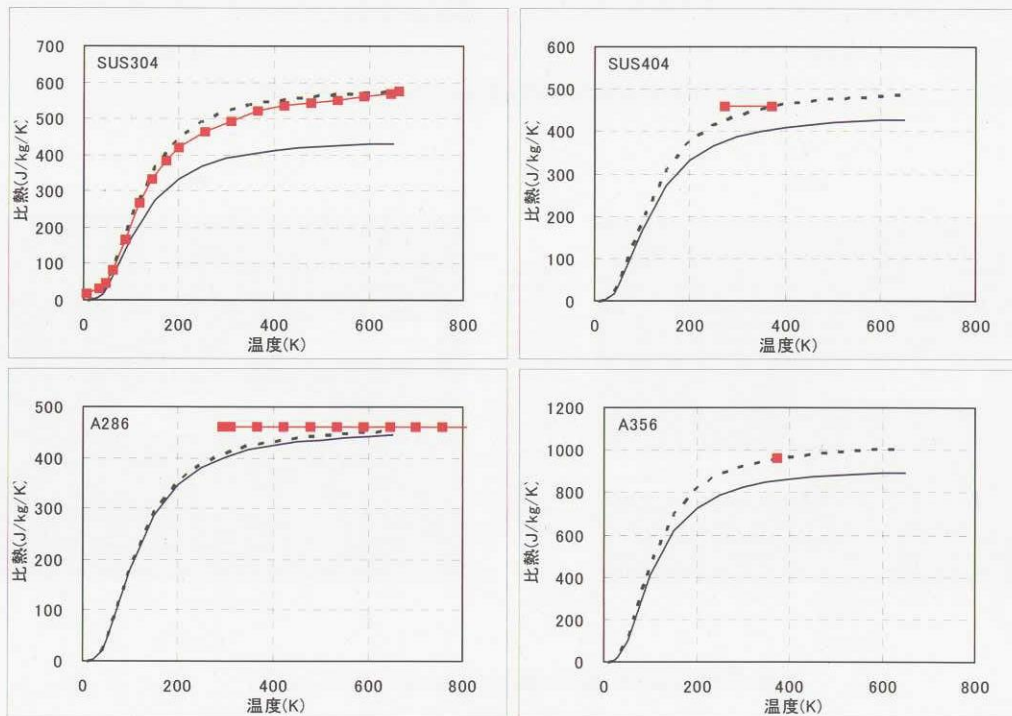


Fig.4 Fitting functions for Specific heat

(2) 温度推移計算

① FTP

FTP 全体のドライ粗モデルを作成し試行計算を行った。その際の予冷判定温度測定場所に関係するディスクシャフトの温度分布を求めた。

計算条件は、500 秒間の暗空間で熱入力なしで、

ケース 1 : 比熱、熱伝導係数一定 (311K の値で代表) の場合

ケース 2 : 比熱、熱伝導係数を近似関数による温度依存性を反映した場合

なお、両ケースとも赤外輻射率は、常温での値を使用した。また、ベリングマウント・ディスクシャフト間に伝導熱伝導はないとしている。

ケース 1・ケース 2 の計算で得られた 500 秒後の温度分布と温度推移を図 5 および図 6 に示す。ケース 2 の場合が現実に近い条件であり、ディスクシャフト上流部の温度はケース 1 に比較して 500 秒後で最大 50K 程度高温になる。よって、現実的な評価のためには熱物性地の温度依存性を取り入れる必要があると考えられる。

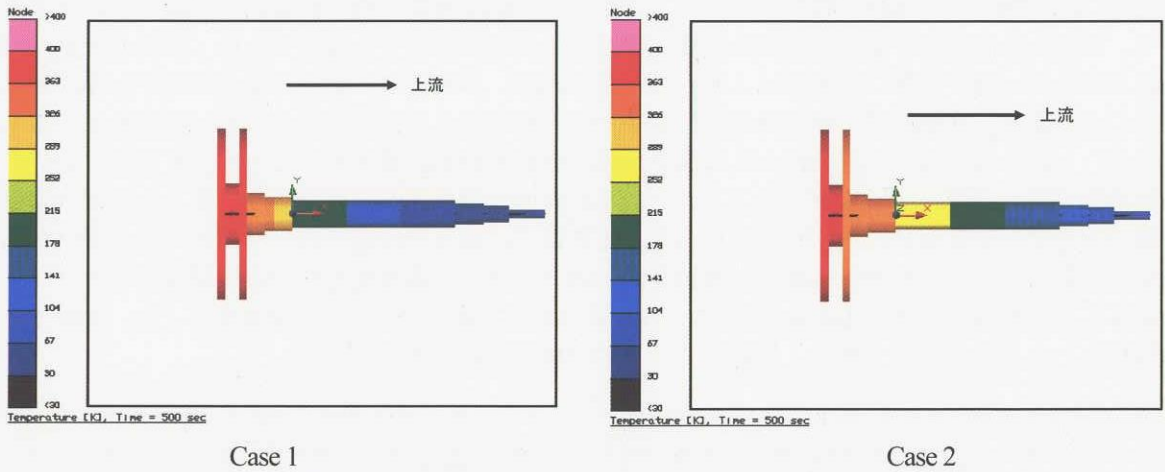


Fig.5 Temperature distribution on the disk-shaft of FTP

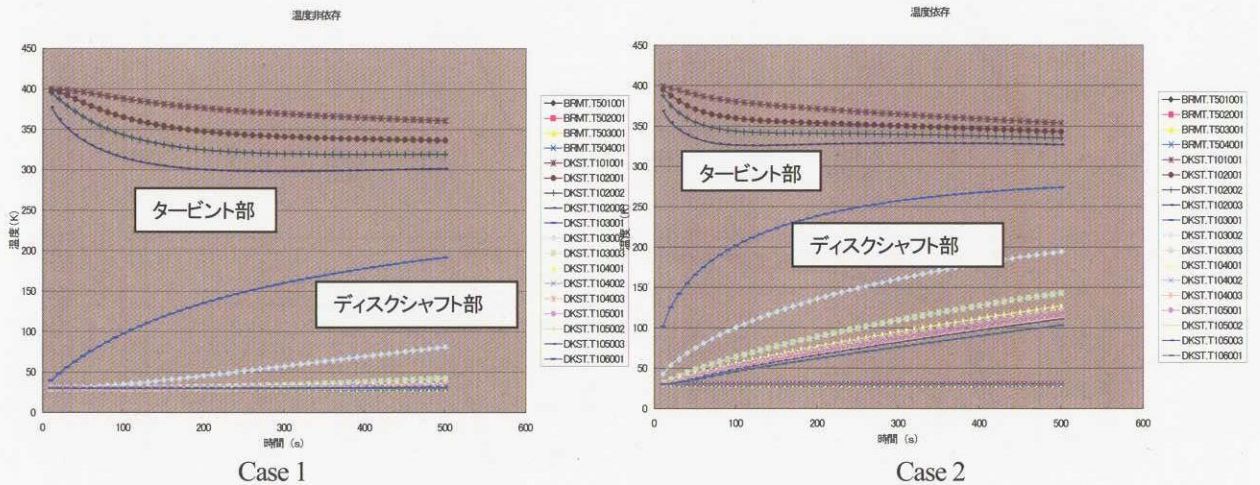


Fig6 Temperature distribution on the disk-shaft of FTP

② LTP

熱物性値が温度によらず一定と仮定した場合（311Kでの値を使用）および温度依存性を考慮した場合の2ケースについて計算した。評価部はシャフトまわりの軸受け部として、予冷開始から500秒間の温度履歴を求めた。ディスクシャフト各部の節点位置を図7に、各節点の温度履歴を図8に示す。

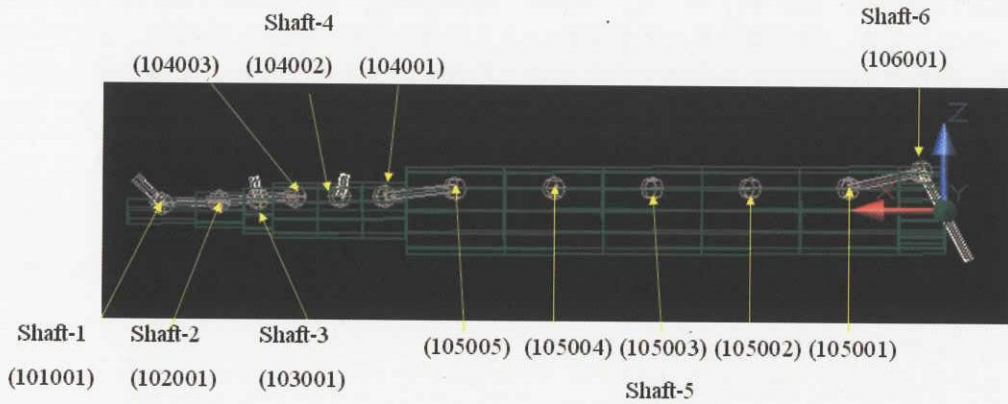


Fig.7 Critical points on the disk-shaft of LTP

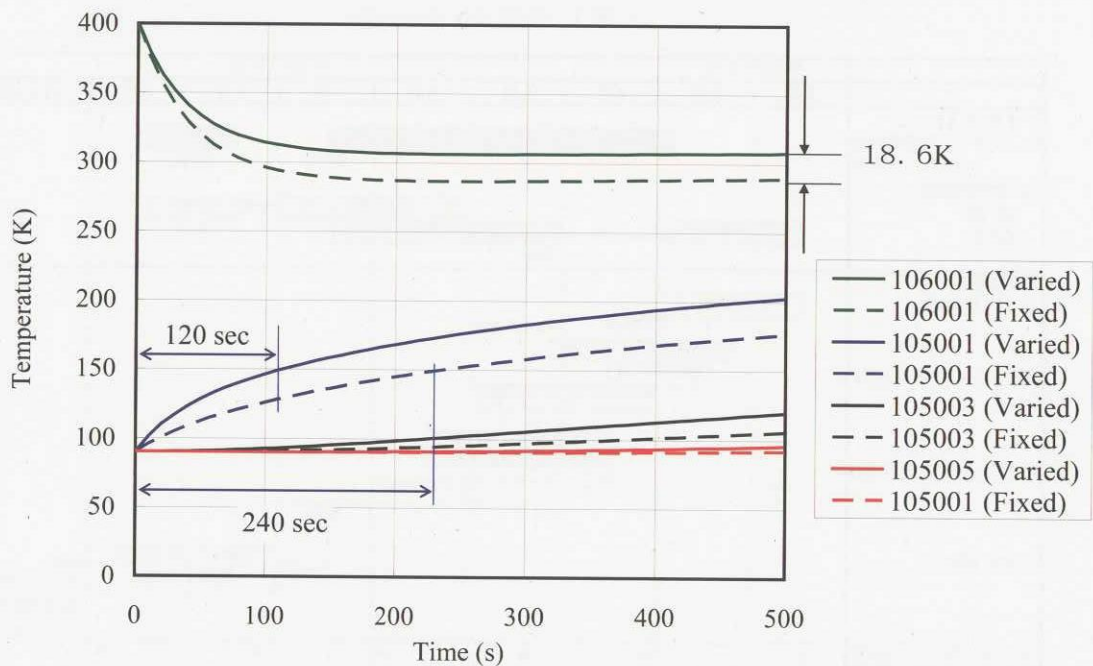


Fig.8 Temperature distribution on the disk-shaft of LTP

実線は温度依存性を考慮した場合、点線は温度によらず物性値は一定とした場合である。解析結果が示すように、以下の結果が得られた。

- ・ 物性値の温度変化を考慮すると、タービンとの結合部(106001)の到達温度が 20K 程度高くなった。
- ・ 温度評定部である予冷温度計測点 (105001) で 150K までの上昇時間を比較すると、物性値の温度変化を考慮した場合が 120 秒に対して一定とした場合は 240 秒であった。

物性値の温度変化を考慮すると温度上昇速度が 2 倍程度になり、また、到達温度も高くなった。予冷時間を精度よく求めるには、物性値の温度変化を考慮することが重要なことが明らかになった。

4. まとめ

H-II A 第 2 段の FTP、LTP の熱数学モデルを作成し、予備的熱解析を実施した。比熱および熱伝

導率は物理学的モデル計算や多項式近似を考慮し上記温度範囲の熱解析に使用可能な熱物性値の近似関数を作成した。熱計算はケース1：比熱、熱伝導係数一定（311K の値で代表）の場合、およびケース2：比熱、熱伝導係数を近似関数による温度依存性を反映した場合、について行った。その結果、物性値の温度変化を考慮すると温度上昇速度が大きく、また、到達温度も高くなった。よって、予冷時間を精度よく求めるには、物性値の温度変化を考慮することが重要なことが明らかになった。

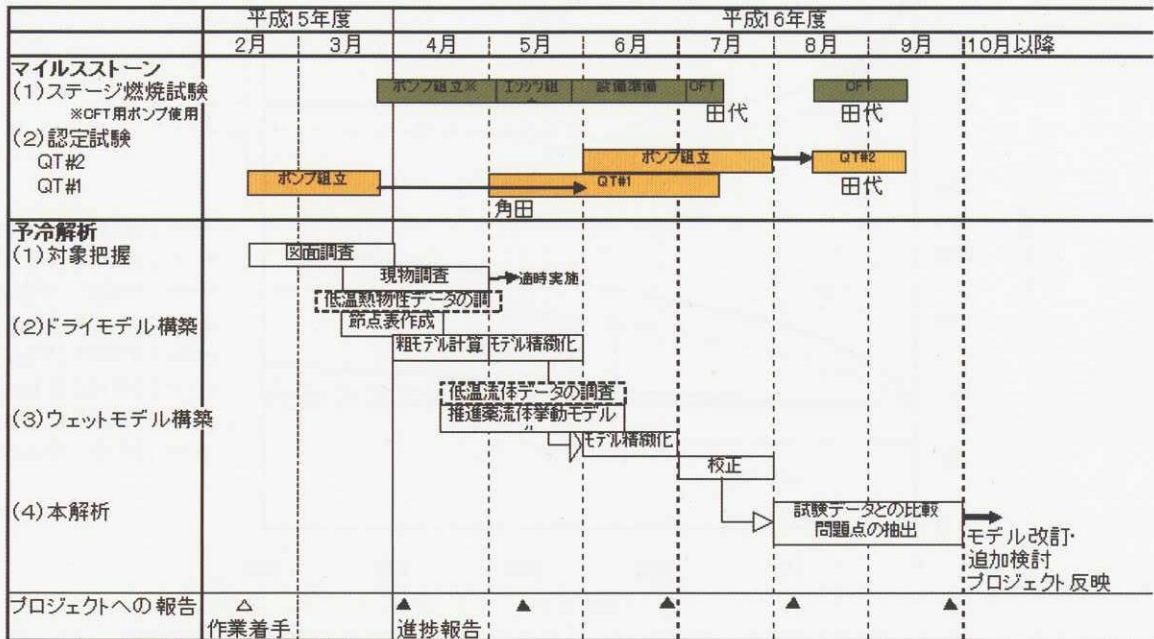
5. 今後の予定

今後は、作成したモデルの精緻化を行い、熱解析を継続する。精緻化では、主に以下の項目を予定している。

- (1) 接触面やベアリング等の接触熱抵抗値の設定
- (2) 解析モデルの詳細化（節点数最適化）
- (3) 推進薬の熱流体特性のモデル化および検証

なお、予定スケジュールを表1に示す。

表1 予定スケジュール



ドライモデル: 推進薬を含まないモデル
 ウェットモデル: 推進薬を含むモデル
 なお、上記両モデルは、海拔ゼロおよび打ち上げの環境を含む。

先進ロケットエンジンの研究開発

Study on Advanced Technologies for Liquid Rocket Engine

ロケットエンジン研究開発センター、エンジンシステムチーム、燃焼器・ノズルチーム、機構・構造チーム

Rocket Engine Research Center, Rocket Engine System Team, Combustor and Nozzle Team, Mechanism and Structure Team

長谷川 憲一、熊川 彰長、高田 仁志

Keiichi Hasegawa, Akinaga Kumakawa and Satoshi Takada

Abstract

This paper describes research and development activities on advanced technologies for liquid rocket engine system. These activities include following four topics:

- (1) LOX/LNG engine test bed for low cost propulsion system
- (2) Extendible nozzle for performance improvement of booster engine
- (3) High heat load combustor and laser ablation ignition for high performance combustion device
- (4) Ultra high speed ceramic bearing and cryogenic CFRP model for lightweight structure

1. はじめに

本研究は、H-IIA ロケットに続く次期基幹ロケットのための先進型ロケットエンジンに資することを目的として、大幅な信頼性向上およびコスト低減を図り、世界的技術レベルを追求するものであり、以下の4つの個別研究から成る。

- (1) LOX/LNG (液化天然ガス) エンジンテストベッド (低コストブースターエンジンの有力候補)
- (2) 伸展ノズル (ブースターエンジンの燃焼中に伸展させ、エンジンの性能向上を図る高膨張ノズル)
- (3) 高吸熱燃焼器およびレーザー着火 (ポンプ駆動用高エネルギー吸収技術、軽量・高信頼性着火技術)
- (4) 超高速セラミック軸受および極低温 CFRP モデル (ターボポンプおよび構造物の小型・軽量化技術)

2. 平成14年度までの研究概要

4つの個別研究の平成14年度までの経緯を以下に示す。

- (1) LOX/LNG エンジンテストベッド: 平成14年度からエンジンシステム検討を開始し、LNG 再生冷却燃焼器および LNG ターボポンプの製作に着手した。
- (2) 伸展ノズル: 平成12年度から研究を開始し、平成14年度までにステップモータを用いて、伸展途中のノズル内の圧力・熱負荷分布を取得した。
- (3) 高吸熱燃焼器およびレーザー着火: レーザー着火については、平成12年度から研究を開始し平成14年度までに、ターゲット材の選定、最小着火エネルギーの設定、パルスモード作動まで確認した。
- (4) 超高速セラミック軸受および極低温 CFRP モデル: 平成13年より研究を開始し平成14年までに、冷却条件を変えた軸受回転試験およびドーム型 CFRP モデルの極低温リーク試験を実施した。

3. 平成15年度成果概要

(1) LOX/LNG エンジンテストベッド [1]

Fig. 1 にテストベッド系統図を示す。本テストベッドは、LOX/LNG ターボポンプ、燃焼器、伸展ノズルおよび電動バルブ等から成る推力10kN級のエンジンシステムである。安価で入手性が良いLNGを推進薬とし、先進型ロケットエンジン要素技術の蓄積を主目的として、高性能、耐久性、制御性およびヘルスマニター等に関するベースデータを取得する予定である。平成15年度にはLNG再生冷却燃焼器

の製作および LNG ターボポンプの製作・単体試験を完了し、LOX ポンプの製作に着手した。Fig. 2 に LNG ターボポンプおよび燃焼室の外観図を示す。LOX ポンプを LNG ターボポンプに組み合わせることによって、一軸式の LOX/LNG ターボポンプが完成する。

Fig. 3 に LNG ターボポンプ単体試験データ例を示す。ポンプ流体には LNG、タービン駆動流体には GN2 を使用した。この試験では、設計回転数 55,000rpm よりやや低い回転数 53,700rpm で目標吐出圧 13MPa を達成した。ポンプの流量比 (Q/Qd) およびタービン速度比 (U/C0) を変えながらターボポンプ効率データを取得し、所定の性能が達成されていることを確認した。

また、LNG ポンプ部の CFD 解析を行った。ポンプの揚程係数および羽根車回りの複雑な循環流れが予測できれば、ハードウェアを製作・試験する前にポンプ特性が把握出来ることになり、ポンプおよびエンジンシステム設計上、極めて有力なツールと成り得るからである。

Fig. 4 にポンプ部 3次元モデルの静圧分布を示す。羽根車内の圧力分布は妥当であるが、ディフューザーベーンおよびボリュート内の圧力回復が見られず、ディフューザーベーン入口部に局所的な低圧領域が存在することから、ディフューザーベーンの形状には改善の余地があることが判明した。ただし、Fig. 5 に示すように、ポンプ揚程係数の予測値と試験データとの一致度は極めて高く、CFD 解析が試験データを良くシミュレート出来ることを確認した。

CFD Code :

STAR-CD,

K-ε
turbulence
model

Total cell
number:
300 million

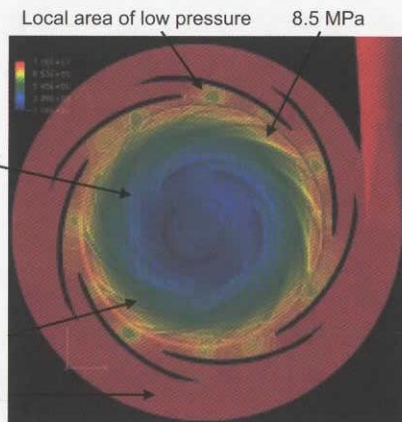


Fig. 4 Pressure distribution of LNG pump section

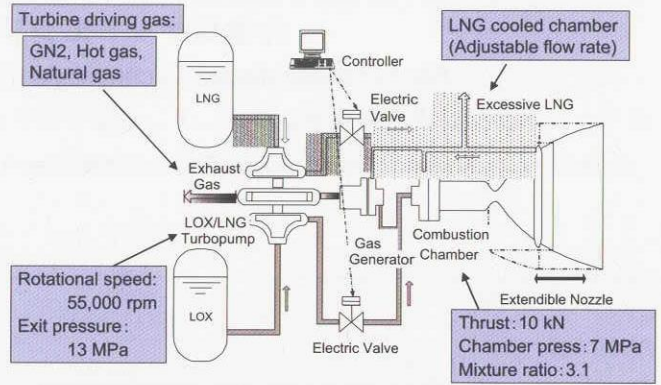


Fig.1 Schematic of LOX/LNG engine test bed

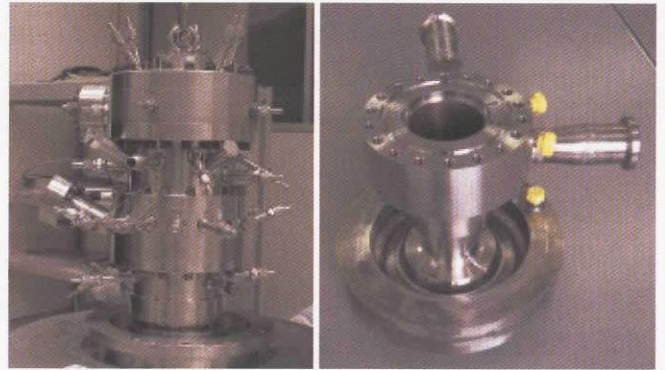


Fig. 2 LNG turbopump and combustion chamber

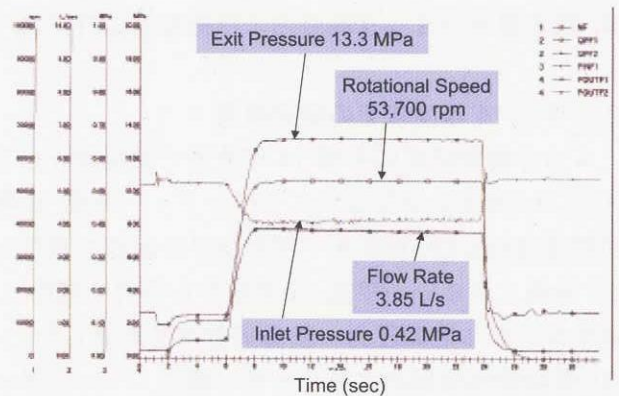


Fig.3 Typical test data of LNG tuorbopump

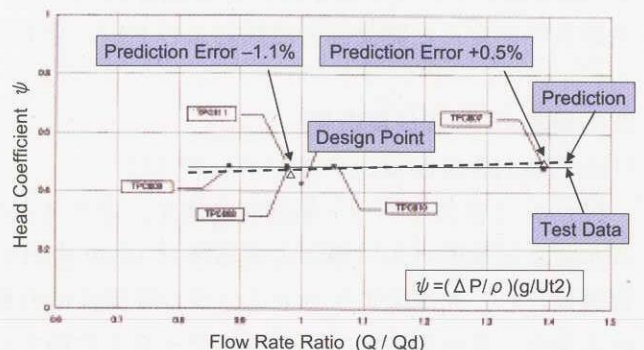


Fig.5 Predicted pump head coefficient vs. test data

(2) 伸展ノズル [2]

平成15年度の研究では、ノズル伸展途中の動特性を把握するために、Fig. 6 に示すように4本のロッドでノズルをサポートし、小型ロードセルで主推力および横力を計測した。ロッド長さは100%伸展（膨張比125）と77%伸展の2つの位置に設定した。推進薬にはLOX/GCH4（メタンガス）を用い、高空性能試験装置内にて低圧室圧力を2~100 torrに変化させて、ノズル流れの状況を調べた。Fig. 7 に示す77%伸展時には、低圧室圧力に応じて、ノズル流れの剥離点が完全膨張状態と低膨張状態の間で瞬時に遷移する様子が観察された。

Fig. 8 に100%伸展状態のロッド荷重とノズル圧力比（燃焼圧/低圧室圧力）の挙動を示す。Fig. 9 には各フェーズに対応したノズル流れを示す。フェーズBでは低圧室圧力が低くノズル流れは完全膨張になっていたが、低圧室圧力が上昇すると、フェーズCでノズル流れ剥離点が低膨張側に移動し、T2点で大きな横力が発生した。これは、ノズル流れ剥離点が伸展ノズルと固定ノズル間の段差を飛び越える際に、再付着点が周方向に不均一になり、モーメントのアンバランスが発生したためである。この横力は77%伸展時の大きな段差よりも100%伸展時の小さな段差を飛び越える場合の方が大きいことが判明した。

(3) 高吸熱燃焼器およびレーザー着火

上段エンジンにはLOX/LH2 エクスパンダブリードサイクルが有望である。この場合、ターボポンプ駆動に必要なエネルギーを効率よく取り出すために、高吸熱型の燃焼器が必要となる。そこで、Fig. 10 に示す燃焼室内面にフィンを付けた燃焼器を試作し、吸熱データを取得した。その結果、フィン付き燃焼器は通常の滑らかな燃焼器よりも吸熱量が約50%増加することが判明し、高吸熱燃焼器としての見通しを得ることが出来た。

Fig. 11 にレーザー着火試験状況を示す。平成15年度にはSi3N4（窒化珪素）燃焼室を用いて、1万回のパルスモード作動を実施し、RCS用スラスタとしての耐久性を確認した。また、2個のスラスタによる同時着火および光ファイバー伝送

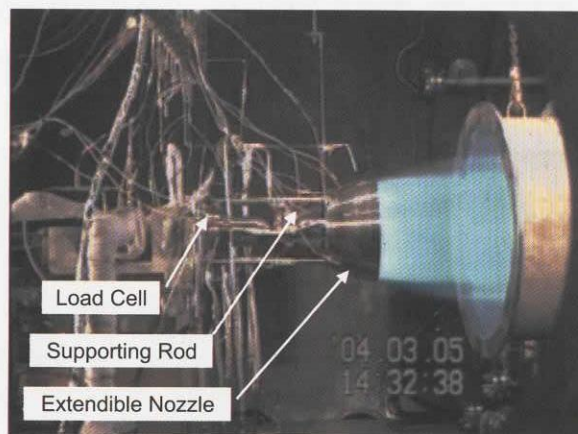


Fig. 6 Hot firing test in fully deployed position

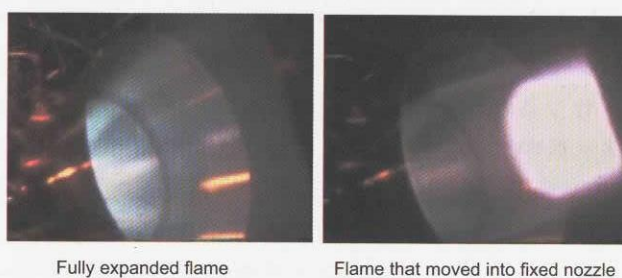


Fig. 7 Nozzle exit flame in 77 % deploying position

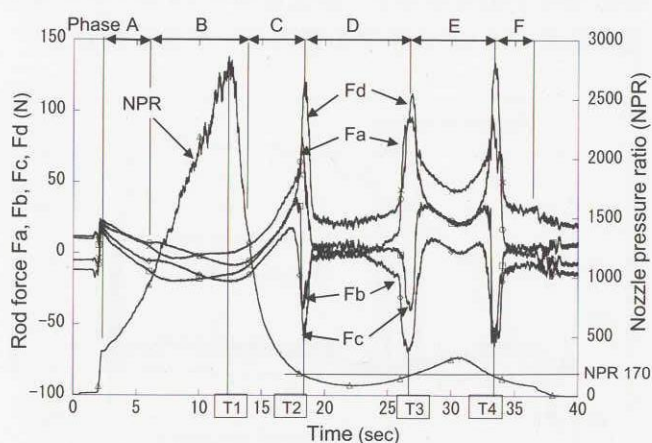


Fig. 8 Rod force and NPR history

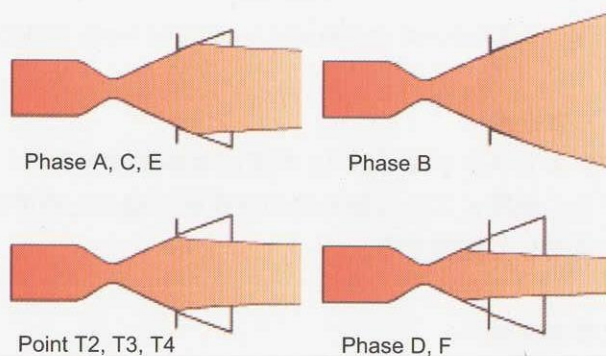


Fig. 9 Assumed nozzle flow patterns

によるレーザー着火を実証した。これにより、軽量で信頼性の高い複数個スラスタ着火システム実現の目処が得られた。

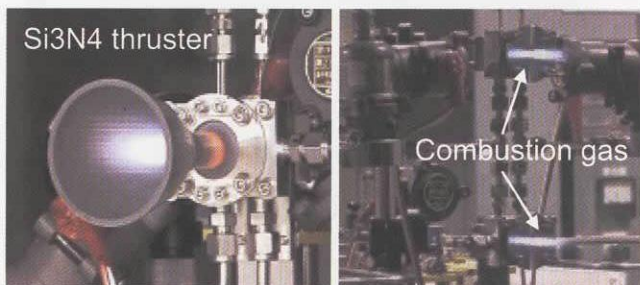


Fig. 11 Laser ablation ignition test

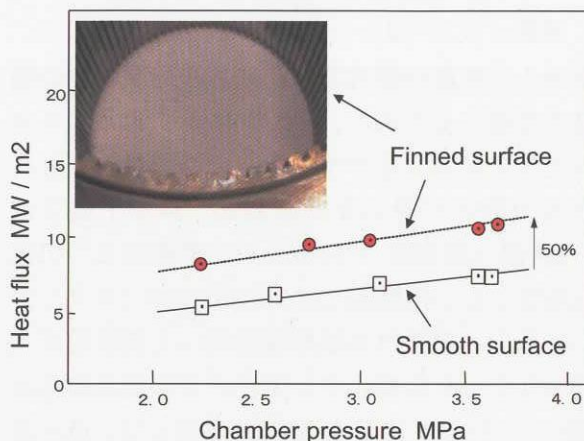


Fig. 10 Heat flux of finned surface chamber

(4) 超高速セラミック軸受および極低温 CFRP モデル

ターボポンプの超高速化を実現するために、Si3N4 玉と SUS440C 内外輪を組み合わせたハイブリッドセラミック軸受の回転試験を実施してきた。平成 15 年度ではジェット冷却条件をパラメタにした液体水素中での回転試験において、DN 値 300 万（軸受内径 25mm、回転数 12 万回転）を達成した。Fig. 12 に回転数と軸受外輪温度の推移を示す。保持器と内輪を冷却する方式では軸受温度は不安定であったが、保持器のみを冷却する方式では、スラスト荷重 980N においても安定した挙動を示した。

タンクやエンジンの極低温構造物の軽量化を図るために、特殊テフロンライナーを施したドーム型の CFRP モデル（外径 280mm、肉厚 1.2mm）を試作し、極低温下での耐圧試験を実施した。Fig. 13 に極低温加圧装置を示す。加圧途中で CFRP モデルのシール面のすべりによるリークを経験したが、液体窒素温度で 3 MPa までの歪みデータを取得した。

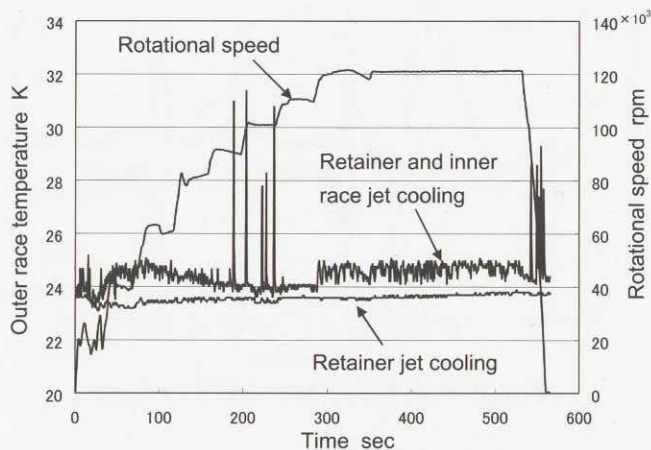


Fig. 12 Rotational speed and outer race temp. history

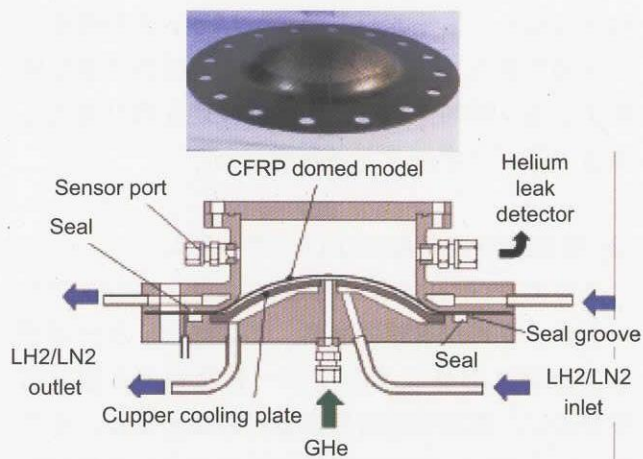


Fig. 13 Cryogenic pressure test setup

4. まとめ

テストベッドは平成 16 年度に単体試験を完了し、平成 17 年度からはエンジンシステム試験に移行する。伸展ノズルは動特性の定量的把握のための研究を継続する。その他の研究も世界的技術レベルを目指して継続する。

[参考文献]

[1] Hasegawa et al., "Experimental Setup of LOX/LNG Engine Test Bed", ISTS 2004-a-20
 [2] Sato et al., "Research Progress of Experimental Study on Extendible Nozzle", ISTS 2004-a-33p

ロケットエンジン信頼性向上の研究開発

Research and development to improve reliability of rocket engines

ロケットエンジン研究開発センター

Rocket engine research center

志村隆、田村洋、熊川彰長、吉田義樹、山田仁

Takashi Shimura, Hiroshi Tamura, Akinaga Kumakawa, Yoshiki Yoshida, Hitoshi Yamada

Abstract

Research and development to increase reliability of rocket engines, such as LE-7A and LE-5B, were conducted in the present study. Amplitude of turbopump rotor vibration due to rotating cavitation was suppressed by modification of inducer design and optimization of inducer liner geometry. Cryogenic inducer test facility to investigate various aspects of inducer performance in cryogenic fluids was newly constructed. Tests of a cryogenic inducer have been conducted. Excessive lateral thrust of LE-7A engine during start and stop transients was investigated to find a method to suppress it. Low cycle combustion pressure oscillation encountered in the LE-5B engine was also investigated to suppress the oscillation.

1. はじめに

H-II ロケット 8 号機および H-IIA ロケット 6 号機の失敗から、ロケットエンジンの信頼性向上があらためて求められている。H-II ロケット 8 号機の失敗に関しては、LE-7 エンジン液水ターボポンプのインデューサに問題があったと指摘されている。また、LE-7A の初期設計液水ターボポンプでは、キャビテーション発生に伴う振動現象により過大な軸振動が発生した。この液水ターボポンプに発生した過大な軸振動については、キャビテーション発生に伴う旋回失速類似現象により 2 次の危険速度に近い、回転同期周波数の約半分の周波数を持つ振動によるものと解明された。インデューサの設計改良によりこの現象を抑止し、H-IIA ロケット 2 号機から改良型液水ターボポンプを搭載し、5 号機まで打ち上げに成功している。

LE-7A の液酸ターボポンプに関しては、実液を用いた試験でポンプ流量が多い作動条件において回転同期周波数の旋回キャビテーションにより過大な軸振動が発生する場合があったが、ターボポンプによる個体差が大きかった。このため、軸振動が許容範囲に収まる供試体か否かを技術試験により確かめながら 7 号機までは従来型液酸ターボポンプを用いることとなった。一方、根本的な解決策として、JAXA、大学、企業が合同設計チームを結成しインデューサの改良設計およびインデューサライナ形状の最適化により旋回キャビテーションの抑止と吸込性能向上を図り、改良型液酸ターボポンプを H-IIA ロケット 8 号機から搭載することを目指して、改良効果を確認する技術試験を行っている。また、インデューサ可視化試験により旋回キャビテーション抑止メカニズムの解明を進めている。

ロケットエンジンの心臓部であるターボポンプの中でも特に重要な部品であるインデューサに関しては、極低温液体の特性も性能に密接に関係するため水試験ばかりでなく実際の極低温液体での単体試験が望まれてきた。ターボポンプの形態でインデューサの限界性能を試験することにはオーバースピンなどの危険性を伴うため、電動機駆動でインデューサの極低温試験を安全確実に実施できる極低温インデューサ試験施設の整備を進め、平成 15 年度始めに完成した。この極低温インデューサ試験施設を用

いて、インデューサ試験機を含めた総合調整試験を実施している。

LE-7A エンジンのノズルに関しては、開発試験中に発生した起動/停止過渡条件での過大横力(最大で規定値の3倍)が発生したため、その原因究明と対策を目的に研究を進めてきた。その結果、過大横力の原因は以下の2つであることを示した。即ちノズル形状により発生するRSS(Restricted Shock Separation)とよばれる流れ構造の生成・消滅に伴う過大横力と、ノズル形状の微小な段差に伴う剥離の不安定挙動による過大横力である。諸外国も含め、ノズルの設計及び運用条件から、過大横力が発生するかどうかを判断する手法は確立されていない。そこで、過大横力に対するノズル設計評価法を確立することを目的として、LE-7A エンジンの旧ノズル設計法、改良ノズル設計法、及び欧米で採用されている放物型ノズル設計法の3種の設計法で設計したノズルのサブスケール燃焼試験を実施した。また、燃焼試験を補足するコールドフロー試験を実施し、ノズル形状に対する評価を実施した。

LE-5B エンジンに関しては、燃焼試験で観察された比較的大きな低周波燃焼振動を低減することを目的に研究を進めてきた。過去のサブスケール試験結果等を再検討して、低周波燃焼振動を低減するためには、液体酸素の微粒化を促進させるような噴射器形状の改良が有効であると推論した。この推論結果に基づいて製作した数種の噴射器を用いた燃焼実験をおこない、その改良が低周波燃焼振動の低減のために有効であるか否か調べた。

ここでは、以上に述べたようなロケットエンジン信頼性向上に関わる項目について、平成15年度に得られた成果について述べる。

2. 成果概要

平成15年度の成果について、各項目別に概要を述べる。

(1) LE-7A 改良液酸インデューサ

キャビテーションタンネルにおける水試験で回転同期および超同期の旋回キャビテーション抑止が確認されたインデューサとインデューサライナの組み合わせについて、実液を用いたターボポンプ試験を行い、実際のターボポンプで旋回キャビテーションが抑止されることを確認した。ターボポンプ試験は、図1にロータ系とケーシング系を合成した写真を示したLE-7A 液酸ターボポンプを用いて行った。改良液酸インデューサおよび形状を最適化したインデューサライナを組み合わせで装着したターボポンプについて試験を行った結果を従来型の結果と比較して図2に示した。図2は軸振動のFFT結果をウォーターフォール線図の形で示したもので、縦軸が軸変位の振幅、横軸が振動周波数を1kHzの帯域で示している。試験では定常回転数18,300rpm(回転同期周波数が305Hz)に達してから時間と共にポンプ入り口圧を降下させて、キャビテーション係数((入り口圧ヘッド-蒸気圧ヘッド)/インデューサチップ周速の速度ヘッド)と軸振動の発生との関係を調べた。図2上段の図に示した従来型インデューサの試験結果では、キャビテーション係数を低下させていくと回転同期の旋回キャビテーションにより急激に軸振動の回転同期成分が増大している。また、回転同期の旋回キャビテーション発生前に、振幅は大きくないが、超同期の旋回キャビテーションにより、回転同期周波数の1.2倍程度の周波数を持つ軸振動成分が現れている。

一方、図2下段の図に示した改良型インデューサ試験結果では、キャビテーション係数を低下させて行っても回転同期および超同期の旋回キャビテーションは発生せず、旋回キャビテーションによる軸振動の発生が見られず、実液を用いたターボポンプ試験においても旋回キャビテーションが抑止されることが示された。しかしながら、図に見られるように新たにキャビテーションサージ(周波数約80Hz)

による軸振動成分が発生している。サージ現象に関してはシステムの特徴が関係しており、実際のエンジンでは液酸ターボポンプ入り口近傍に設けられた POGO 抑制装置 (アキュムレータ) により減衰されることが期待された。また、ターボポンプ試験では液体窒素試験と液体酸素試験を行い、キャビテーションサージ現象は液体酸素試験の方が起きやすいことを示した。

液酸インデューサ改良のもう一つの目的である、吸込性能向上についてターボポンプ試験で調べた結果を図 3 に示した。縦軸のインデューサ基準揚程比はキャビテーション係数が高い領域での揚程を 1.0 とした時のインデューサ揚程を示している。従来型インデューサの吸込性能曲線群はキャビテーション係数 0.035 付近で低下を始めているのに対し、改良型インデューサの吸込性能曲線群はキャビテーション係数 0.02 付近まで揚程の低下が見られず、改良により吸込性能が格段に向上していることが示された。

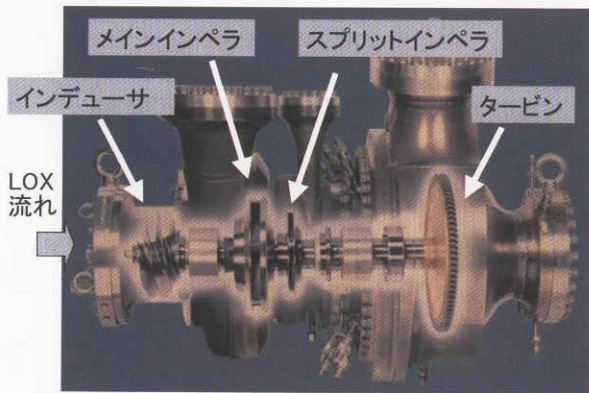


図 1 LE-7A 液酸ターボポンプ

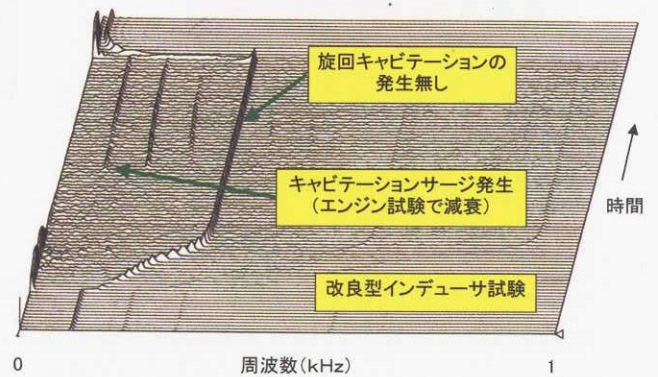
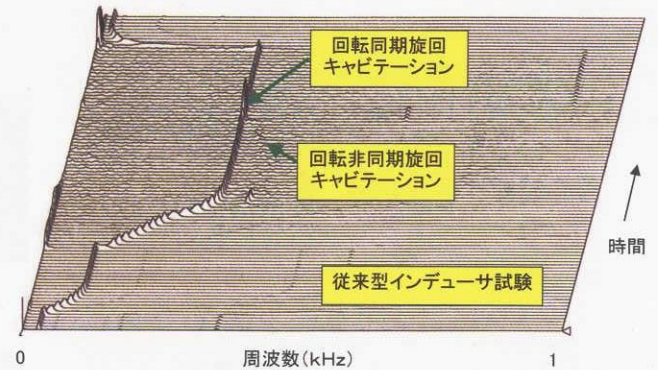


図 2 液酸ターボポンプ軸振動

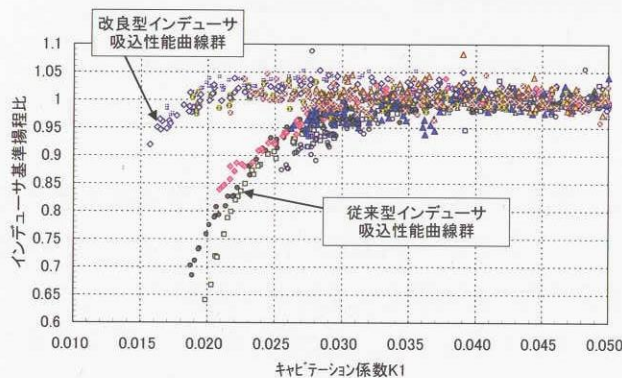


図 3 従来型と改良型吸込性能比較

インデューサライナ形状を最適化することにより旋回キャビテーションが抑止されるメカニズムを究明するために、キャビテーションタンネルを用いた可視化試験を実施した。図 4 に試験に用いた二通りのインデューサライナ (ケーシング) 形状を示した。上が段差なしケーシングでインデューサ前縁部から上流までケーシング内径が同じである。下が段差ありケーシングでインデューサ前縁部から上流側でケーシング内径が拡大している。これら二つのケーシング形状について PIV 可視観察した結果を図 5 に示した。図 5 中の破線位置は、インデューサ翼前縁部を示す。図 5 の上 2 枚は同じキャビテーション係数で運転した結果であるが、段差なしケーシングでは翼前縁付近ミッドスパン (図中楕円で囲んだ部分) でベクトルが乱れているのに対して、段差ありケーシングではベクトルが乱れていない。これは、

高速度撮影の観察結果と併せて観察すると、段差なしケーシングではキャビテーションが前縁チップ付近に弱く発生しているのに対して、段差ありケーシングでは殆ど発生していないことによると考えられる。即ち、段差ありケーシングの方が段差なしケーシングよりも前縁付近でキャビテーションが発生し難いことを示している。

一方、逆流領域の大きさを図5のベクトルから見てみると、矢印で示した逆流領域は段差ありケーシングの方が段差なしケーシングよりも上流まで至っている。キャビテーションの発生状況と逆流領域の発達状況から旋回キャビテーション抑止メカニズムを推定してみる。段差ありケーシングでは前縁翼端隙間が大きく翼負荷が小さくキャビティの発生量が小さい。また、段差ありケーシングでは逆流量が大きく主流が加速されることにより迎え角が減少してキャビティの発生量が小さくなる。これらのことから段差ありケーシングでは、不安定現象の要因となっているマスフローゲインファクターが小さくなり安定性が増したと推定される。

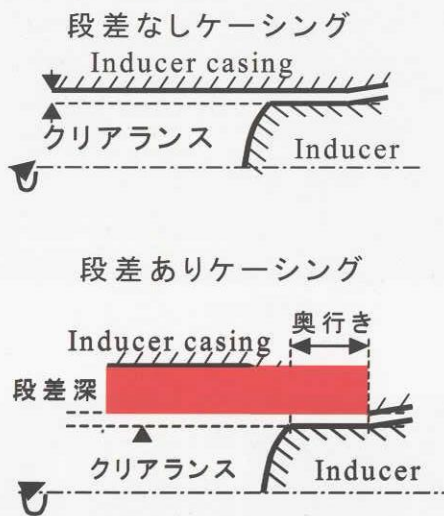


図4 インデューサケーシング形状

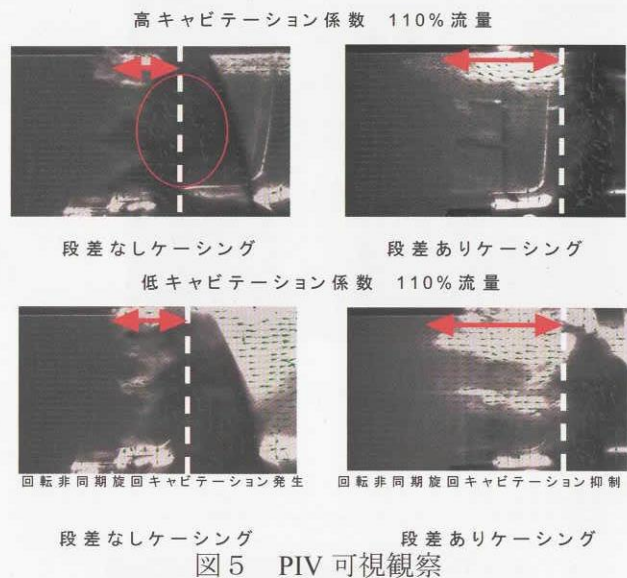


図5 PIV可視観察

(2) 極低温インデューサ試験施設

図6に概略システムを示す極低温インデューサ試験施設を平成15年4月に完成した。配管システムを切り替えて液体窒素試験と液体水素試験を実施することができる。インデューサは出力1,400kWのインバータ電動機で駆動するため、タービン駆動では危険を伴う限界吸込性能試験を安全確実に実施できる。また、ランタンク内の液体窒素の温度をガス加圧と液の循環により上げること、および真空ポンプによる減圧と液循環により下げることができる機能を有する。試運転により液温上昇側は、 -196°C から -187°C まで 9°C の上昇、液温低下側は -196°C から -200°C まで 4°C の降下をさせる温度制御を達成した。

各機器の調整試験後、LE-7A改良液酸インデューサを試験機に組み込んで、図7に試験風景を示すような設備の総合調整試験を行い、限界吸込性能および熱力学的効果に関するデータを取得した。図8に吸込性能試験結果を水試験の結果と比較して示す。液体窒素(LN2)を用いた場合の方が水を用いた試験結果よりも吸込性能がかなり良く、改良液酸インデューサでは熱力学的効果が大きく現れている。LN2温度 -197°C と -193°C の結果を比較すると、同一の液体での液温の違いによる熱力学的効果の差が比較できる。液温が高い場合の方が熱力学的効果が大きく、吸込性能が向上している。図8でCI04004Nの吸込性能曲線は他の試験よりも流量を絞った運転条件の試験結果を示している。

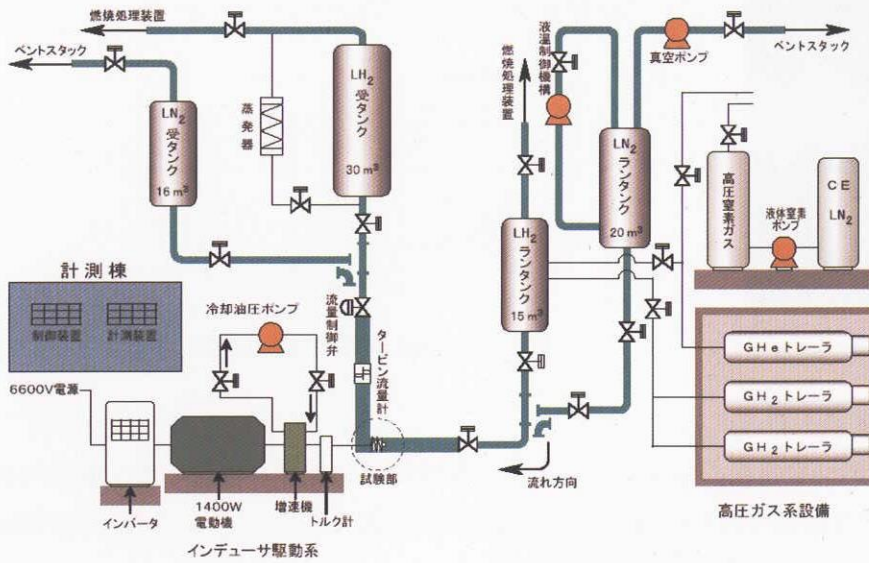


図 6 極低温インデューサ試験施設系統

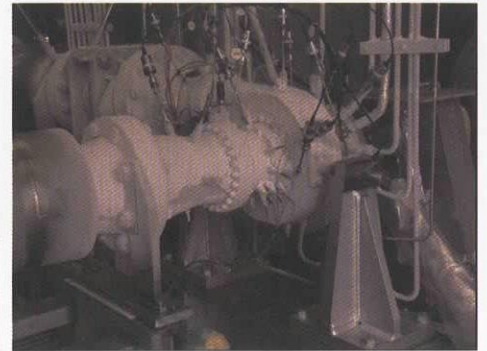


図 7 総合調整試験

Cavitation performance

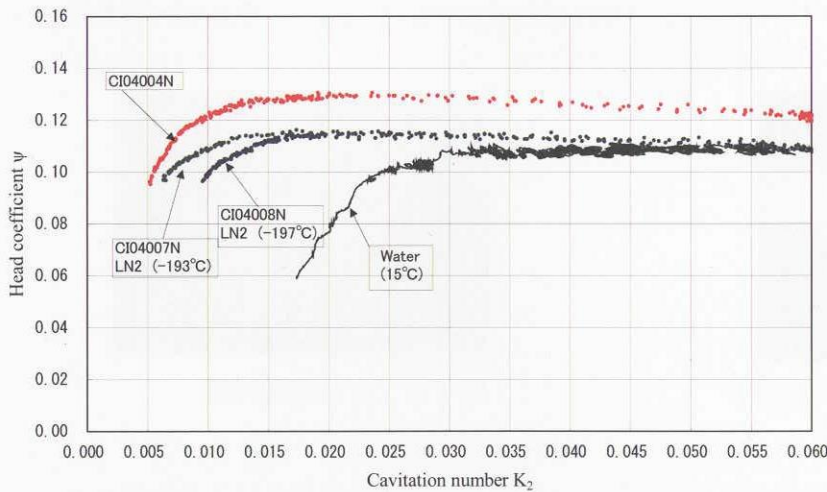


図 8 LE-7A 改良インデューサ極低温試験と水試験比較

(3) LE-7A エンジン横推力の低減

LE-7A エンジンの旧ノズル設計法、改良ノズル設計法、及び欧米で採用されている放物型ノズル設計法の 3 種の設計法で設計したノズルのサブスケール燃焼試験を実施した。図 9 にサブスケール燃焼試験風景を示す。燃焼試験結果及び TDK 解析結果から、RSS の発生条件について評価し、RSS 発生に関係する、垂直衝撃波と剥離の相対位置がある閾値を超えると RSS が発生する可能性があることを示した。図 10 に RSS が発生する判別条件を示した。この成果により、今後設計するエンジンにおいて、1. ノズル形状、2. 起動時の混合比条件 がわかれば、RSS が発生する可能性があるかを判別できる。

また、発生する横力の大きさは、起動/停止時の燃焼室圧力の変化率に依存することが判った。即ち、燃焼室圧力の変化率が大きいと発生横力は小さく、逆に変化率が小さいと発生横力は大きくなること示された。

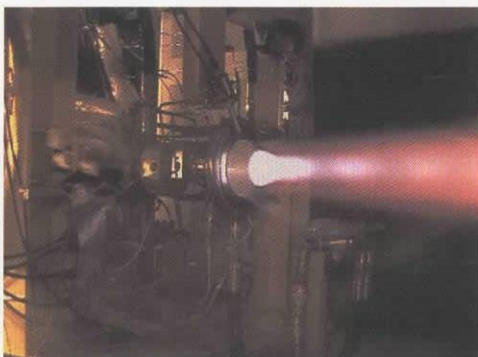


図9 サブスケール燃焼試験

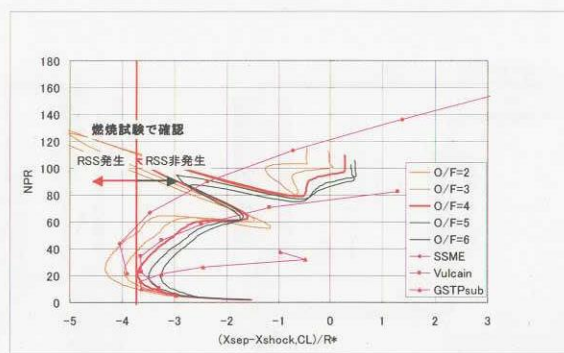


図10 RSS 発生の判別条件

(4) LE-5B エンジン改良噴射器

LE-5B噴射器の高周波・低周波燃焼安定性の向上のための改良型噴射器の性能を評価して、噴孔形状と白色低周波振動および高周波燃焼振動特性の相関データを取得した。図11にサブスケール燃焼試験風景を示す。図12に改良型噴射器の写真を示す。

試験結果を解析した結果、低周波振動のレベルは、液酸分裂周波数の増加、リセスの増加、噴孔出口のテーパー化により低減することを見出したが、一方で、これらの変更は高周波燃焼振動の原因にもなることも判明した。本研究成果は、LE-5Bエンジンの白色低周波振動を低減した噴射器の設計資料として開発に寄与した。

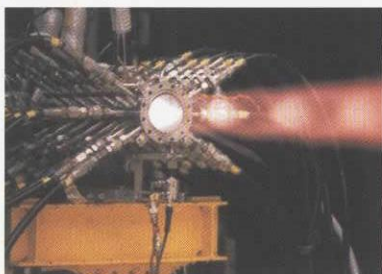


図11 サブスケール燃焼試験の様子

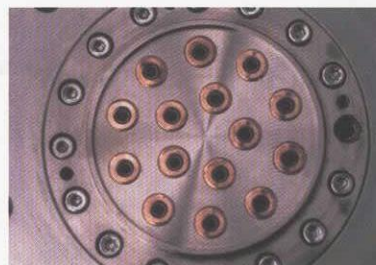


図12 改良型噴射器

3. まとめ

LE-7A 液酸インデューサの改良設計およびインデューサライナ形状の最適化により旋回キャビテーションの抑止に成功したが、新たにキャビテーションサージが発生し、その対策が求められている。現在、旋回キャビテーションの抑止、キャビテーションサージの抑止、吸込性能低下防止のバランスのとれたインデューサライナ形状を見いだす研究を続行している。極低温インデューサ試験施設が本格的に稼働すれば、水試験で性能向上が確認された供試体についてターボポンプ試験に入る前に極低温液体による吸込性能確認試験が実施できるので、目的に合わせて最適な試験形態を選択することができる。

より精度の高い横推力推定を行うためには、ノズル設計・燃焼圧とRSS発生条件の関係を明らかにする必要がある。また、RSS発生条件の境界で、RSSが発生していないにもかかわらず、RSS発生時よりも大きな横力が観察される条件が存在した。この現象の解明及び回避する設計条件について明らかにしていく予定である。

LE-5B信頼性向上のため、改良噴射器について、エレメント形状が燃焼振動に与える影響を水噴霧試験、サブスケール燃焼試験、および数値解析をおこなって評価し、燃焼振動に関わる噴射器設計の体系化を図って行く。

総合計画・要素技術の研究

Research Planning and Study on Subsystem Technologies for Reusable Launch Vehicles

将来宇宙輸送系研究センター総合計画チーム

Future Space Transportation Research Center

Program Planning and Subsystem Technology Team

石本真二, 種村利春, 伊藤健, 小笠原俊夫, 元田敏和, 森戸俊樹, 紙田徹, 大野正博

Shinji Ishimoto, Toshiharu Tanemura, Takeshi Ito, Toshio Ogasawara,

Toshikazu Motoda, Toshiki Morito, Toru Kamita, and Masahiro Ohno

Abstract

This paper describes a research plan for reusable launch vehicles. Drastic improvement in vehicle reliability and reduction in space flight costs are expected through realizing reusable systems. Although there are two goals, we take account of commonality between expendable and reusable systems and give priority to increasing reliability. From this viewpoint, we have selected some key technologies that we will intensively develop during the current medium term (from fiscal 2003 to 2007). This paper also reports the status of key technology research on composite material main structure, and advanced avionics and flight control. Another key item is rocket propulsion, and this is described in a different paper. We aim to conduct flight demonstration for the key technologies in the next medium term starting from fiscal 2008.

1. はじめに

抜本的な安全性・信頼性向上, 運用コスト削減の面で再使用型宇宙輸送システムの実現が期待されている。平成 15 年度より開始した本研究では, これらの期待に応えるため, 飛行実証の具体案, 将来の実用化構想を含めた研究開発シナリオの策定を進めている。信頼性向上は, 再使用型システムだけでなく, 使い切り型ロケットにも共通する重要な課題であることから, 今中期計画中のひとつの柱として, 信頼性向上に寄与する技術研究を重点的に進めることとしている。

本研究では, 上述の観点から選定された三つの信頼性向上重点技術のうち, 複合材主構造技術, アビオニクス・飛行制御技術に関する研究を進めている (もう一つの重点技術は, 推進系技術)。今中期計画中に飛行実証が可能な技術レベルまで到達し, 平成 20 年度から始まる次期中期において飛行実証することを目指す。JAXA 発足前, これらの要素技術研究は, 「HOPE-X (宇宙往還技術試験機) プロジェクト」及び, 旧三機関連携事業「再使用型宇宙輸送システム研究プロジェクト」[1]の一環として行われてきたが, 新たな研究計画に沿って平成 15 年度より研究内容を再編した。

各研究テーマの今中期計画中の達成目標は以下の通りである。

(1) 研究開発シナリオ策定

飛行実証の具体案, 将来の実用化構想を含め, 今後 20 年程度までの研究開発シナリオを策定すること

(2) 複合材主構造技術研究

統計的設計解析手法による複合材構造に対する構造信頼度の定量化, 損傷許容設計技術の確立, 及び構造ヘルスマニタ技術の評価

◇ 機体の軽量化・低コスト化, 信頼性の向上に寄与

(3) アビオニクス・飛行制御技術研究

分散システムによる故障許容・高運用アビオニクス技術, 機体異常を早期に発見するヘルスマネジメント技術, アクチュエータの故障を許容する再構成制御技術, アボート (緊急時運用) の際に飛行経路をオンボードで再設定するリアルタイム誘導技術の確立

◇ 機体の生存性・信頼性の向上, 地上点検整備作業の効率化に寄与

2. 研究の概要

(1) 研究開発シナリオ策定

再使用型宇宙輸送システムに関する研究の今中期計画の方針を策定するとともに、長期的な研究開発の流れを立案した。

(2) 複合材主構造技術研究 [2, 3, 4]

本格的な研究に先行して複合材構造解析の試行を実施した。

(3) アビオニクス・飛行制御技術研究 [5-8]

分散アビオニクスシステムに関する研究開発の成果をとりまとめるとともに、機体状況等に応じて自律的にアボート（飛行中断）の要否を判断し、適切な代替飛行経路を設定可能とする誘導技術の研究に着手した。

3. 成果の概要

(1) 研究開発シナリオ策定

現在想定している技術開発の流れを図1に示す。実用システムについては、部分再使用から完全再使用へ、また、小型から大型ペイロード用へという発展シナリオをたどるのが適切であると考えている。使い切り型ロケットとの技術的共通性や想定される実用化の時期に応じて、今中期計画中の再使用型輸送システムの研究を以下のように大きく二つの項目に分けて構成することとした。

①次段階実験運用を目指した主要技術（信頼性向上重点技術）の研究

宇宙輸送システムの信頼性向上に寄与する主要技術の研究を重点的に進め、次期中期計画での飛行実証を目指す。この項目には以下の研究が該当する（詳細はそれぞれの研究を参照されたい）。

- ・ 総合計画・要素技術の研究
- ・ 再使用推進系の総合研究
- ・ フライト実証の研究

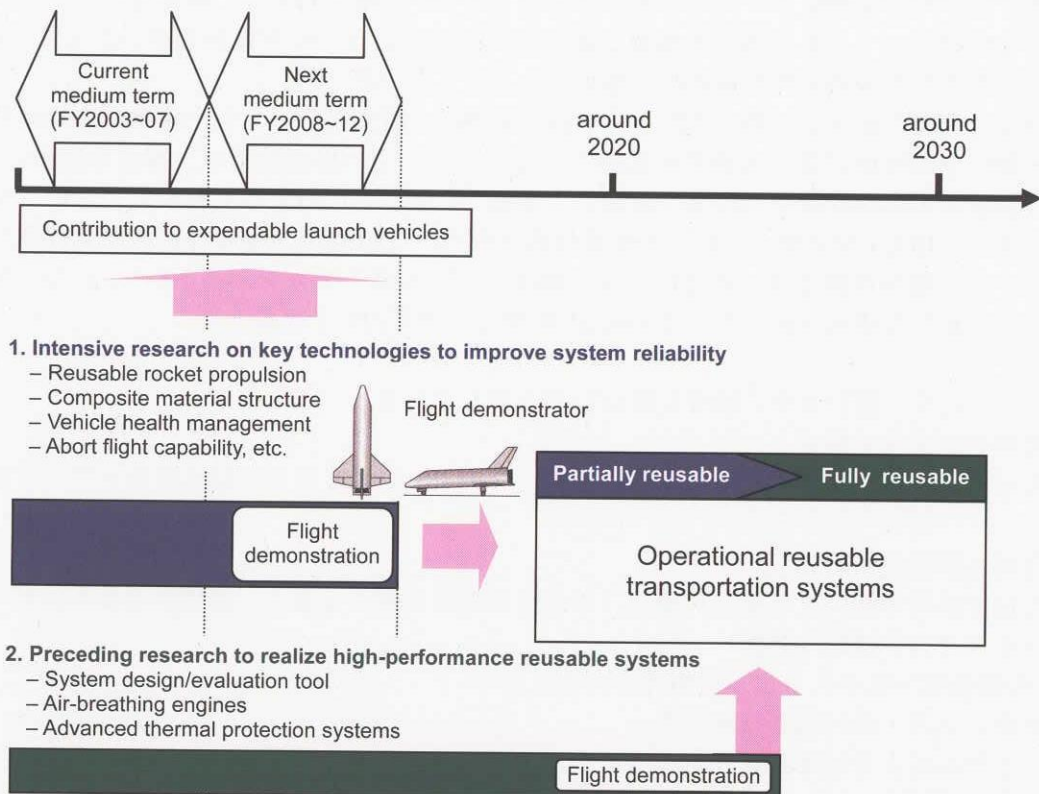


Fig. 1 Scenario toward Future Reusable Transportation Systems (under Discussion)

②高性能再使用システム実現のための先行研究

将来の再使用型輸送システム概念の絞り込みを目的として、長期的な観点から、設計・評価ツールの整備や基盤データの取得・蓄積を進める。この項目には以下の研究が該当している。

- ・システム解析の研究
- ・極超音速ターボジェットエンジンの研究開発
- ・複合エンジンの研究開発
- ・高速飛行実証計画

先行研究に関しては、今中期終了時に評価を行い、次期中期計画において主要技術開発にする再使用型輸送システム概念を二つ程度（基本案、代替案）まで絞り込むこととしている。

(2) 複合材主構造技術研究

HOPE-X プロジェクトにおいて試作された複合材構造の接着継手を対象とし、過去に取得された材料／構造試験データ及び解析結果を用いて、応力解析、損傷進展解析を実施した。得られた知見は以下の通りである。

- ・応力解析の結果、応力／歪みが高い部位と試験での破壊の起点と推定される部位とが整合することを確認
- ・損傷進展解析の結果、接着剤先端と母材との界面からの損傷進展を仮定した場合、接着膜厚が厚いほどエネルギー解放率が大きく損傷進展が発生しやすい等、試験結果を定性的に模擬できることを確認

複合材接着継手構造の応力解析の結果例を図2に示す。さらに、破壊メカニズム特定を目指し、詳細解析を実施するための破壊進展解析ソフトウェア (GENOA) を導入し、解析モデルの作成に着手した。

(3) アビオニクス・飛行制御技術研究

従来の集中制御型のアビオニクスシステムに対して、自律分散制御型のシステムには

- ・サブシステム間の故障伝播が小さく、故障時でも機能を最大限確保可能 (耐故障性・生存性・信頼性向上)
- ・サブシステムの追加・変更が容易。冗長さの変更も容易 (拡張性・開発効率向上)
- ・サブシステム毎の整備点検作業が可能 (運用性・整備性向上)

などの長所があり、宇宙輸送システムの大幅な信頼性・運用性向上につながることを期待されている。平成 11 年度より分散アビオニクスシステムの研究開発を行ってきており、15 年度に中間的なとりまとめを行った。

これまでに、分散アビオニクスシステムの基本仕様を設定し、それに基づいて、処理要求の厳しい HOPE-X 制御系のコア部分を模擬した仮想的なシステム (ハードウェア・ソフトウェア) を試作・評価した。その結果、分散アビオニクスシステムの成立性及びシステム構成技術の目処を得ることができている。システムの成立性を確認した試験装置の外観を図3に示す。また、民生品を多用した供試体 (耐環境モデル、図4) の設計・試作・試験を通して、民生品を活用した高い演算性能・ネットワーク伝送性能を持つ

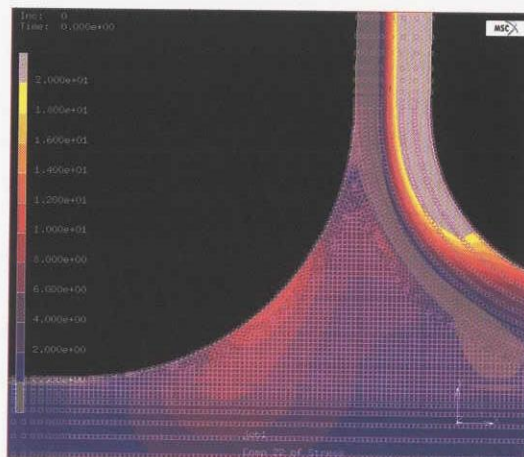


Fig. 2 Stress Analysis Result of Bonded Composite Structural Parts (Example)



Fig. 3 Feasibility Test of Autonomous Decentralized Avionics System

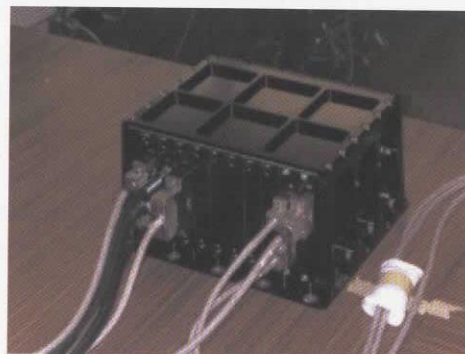


Fig. 4 Environment Test Model

搭載機器の開発手法の目処を得た。

4. まとめ

(1) 研究開発シナリオ策定

当面の研究計画を策定したことにより 15 年度の目標は達成したと考える。16 年度は、次期中期計画での実施を目指す飛行実証案の絞り込み、及び将来の実用化構想の検討を進め、研究開発シナリオの第一案を策定する予定である。

(2) 複合材主構造技術研究

平成 15 年度には HOPE-X の接着継手を対象として複合材解析の試行を行い、今後予定している解析ツール開発の指針を得ることができた。16 年度以降は、将来の宇宙輸送システムでキーとなる複合材構造要素を抽出し、これを対象として統計的解析（信頼度定量化）手法及び損傷解析手法の解析ツールの開発を行う予定である。また、構造ヘルスマニタ技術についても、技術調査や適用部位の検討を行い、技術課題を抽出する計画である。

(3) アビオニクス・飛行制御技術研究

平成 15 年度までに、将来の宇宙輸送システムに適している分散アビオニクス（ハードウェアの構成技術及びシステムソフトウェア）の技術的な目処が得られたことから、16 年度は分散アビオニクスにアプリケーションとして搭載するソフトウェアの研究を重点的に進める予定である。特に、モデルに基づく予測と観測結果の違いから故障箇所・故障モード等を推論するヘルスマネジメント技術や、さまざまな飛行条件・故障状態に対応したアボート飛行を可能にする自律飛行管理機能やリアルタイム誘導（オンボード飛行経路生成）の検討を深める計画である。

参考文献

- [1] “Ⅲ. 再使用型宇宙輸送システム研究プロジェクト”，三機関連携事業融合プロジェクト成果報告書，三機関連携・協力運営本部，平成 14 年度，pp. 771-1078.
- [2] 紙田徹，鷲谷正史，村山英晶，“再使用型宇宙輸送システムの構造・熱防護技術（解説）”，日本航空宇宙学会誌，第 51 巻，第 596 号，2003 年 9 月，pp. 239-244.
- [3] 宮田武志，鷲沢潔，紙田徹，井川寛隆，西脇巧造，浅田正一郎，新津真行，“HOPE-X 全複合材機体構造の開発における CAE の活用”，第 28 回複合材料シンポジウム，秋田，2003 年 10 月.
- [4] 下田孝幸，紙田徹，“複合材構造設計の信頼性向上のための確率論的手法の紹介（寄書）”，日本航空宇宙学会誌，第 52 巻，第 601 号，2004 年 2 月，pp. 48-50.
- [5] Morito, T., Ohno, M., Iwasaki, T., and Shimura, K., “Flexible Avionics Architecture Based on Autonomous Decentralized System for Space Transportation Systems,” 5th International Conference on Space Launchers: Mission, Control and Avionics, Madrid, Spain, Nov. 2003.
- [6] Morito, T., Ohno, M., Nakao, T., Shimura, K., and Ogasawara, K., “New Approach to Real-Time Abort Guidance for Reusable Launch Vehicle,” 5th International Conference on Space Launchers: Mission, Control and Avionics, Madrid, Spain, Nov. 2003.
- [7] Shimura, K., Yamaguchi, Y., Nakao, T., Ogasawara, K., Ohno, M., Morito, T., and Fujii, K., “Development and Evaluation of Fault-tolerant Flight Control for RLV by Mutual Compensation with Available Aerosurfaces,” 16th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace, St. Petersburg, Russia, June 2004.
- [8] 永塚満，宍戸紀彦，丸山辰也，森戸俊樹，石本真二，“Receding Horizon 制御の自律的飛行経路策定への適用”，自動車技術会 2004 春季大会・学術講演会，横浜，2004 年 5 月.

宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-04-009

発行日 2004年10月29日
編集・発行 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522
東京都調布市深大寺東町七丁目4番地1
TEL 0422-40-3000 (代表)
印刷所 株式会社 ビー・シー・シー・
東京都港区浜松町2-4-1

©2004 JAXA

※本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。

※本書(誌)からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡ください。

※本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。

<本資料に関するお問い合わせ先>

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター



宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency