

宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA Special Publication

平成16年度
総合技術研究本部宇宙領域
宇宙科学研究本部
合同研究成果報告書
—宇宙輸送系基盤技術—

2006年1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特別資料
JAXA Special Publication

平成16年度
総合技術研究本部宇宙領域
宇宙科学研究本部
合同研究成果報告書
—宇宙輸送系基盤技術—

2006年1月
January 2006

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

目 次

1. 将来宇宙輸送系・ロケットエンジン	1
ロケットエンジン噴射器流れの数値解析	システム評価技術グループ 3
ロケットエンジン供給系流れの数値解析	システム評価技術グループ 9
高速飛行実証	将来宇宙輸送系研究センター 15
部分再使用型輸送システムと飛行実証コンセプトの検討	将来宇宙輸送系研究センター 21
ロケットエンジン高信頼化設計手法の研究	将来宇宙輸送系研究センター 25
システム解析の研究	将来宇宙輸送系研究センター 31
ケーシング形状がターボポンプインデューサの内部流れと非定常圧力変動におよぼす影響	ロケットエンジン技術センター 35
ロケットエンジンの燃料ミキサー特性に及ぼすミキサー形状の影響について	ロケットエンジン技術センター 41
伸展ノズルの研究	ロケットエンジン技術センター 43
SUS440C 軸受における酸化クロム皮膜の評価	ロケットエンジン技術センター 49
ターボポンプ内部流れの CFD 解析の研究	ロケットエンジン技術センター 53
液体酸素／液体水素エンジン噴射器の耐久性評価試験	技術開発部 59
X 線映像を利用した推進薬の燃焼速度測定法	技術開発部 61
静止から極超音速域までの複合エンジンインレット性能改善試験について	複合推進研究グループ 63
複合エンジン燃焼器におけるスクラムジェットモード試験	複合推進研究グループ 69
複合エンジン用エジェクターロケットの研究開発	複合推進研究グループ 75
スクラムジェットエンジン高速化の研究	複合推進研究グループ 81
2. 輸送系プロジェクト関連	87
HTV 搭載型回収カプセルの検討	将来宇宙輸送系研究センター 89
HTV 推進システム燃焼試験結果報告	衛星推進技術グループ 93
ランデブレーザセンサの研究	システム誘導技術グループ 99
HTV ランデブ地上系の確実化・発展研究	システム誘導技術グループ 105
M-V-6 サブペイロード RAMS(残留加速度計測装置)の測定結果	技術開発部 111
H-IIA ロケットフェアリング断熱材の施工工程改善	マテリアル・機構技術グループ 115

※宇宙科学研究本部の成果報告を斜体で表記しております。

※組織名は平成 17 年 9 月 30 日現在のものです。

1. 将来宇宙輸送系・ロケットエンジン

ロケットエンジン噴射器流れの数値解析

Numerical Study of Rocket Engine Injector Flow

総合技術研究本部システム評価技術グループ 清水 和弥, 清水 太郎

Kazuya Shimizu, Taro Shimizu

Space Systems Evaluation Engineering Group

Institute of Space Technology and Aeronautics

Abstract

Numerical study on the jet flow in a high pressure fluid has been conducted in order to simulate atomization, mixing and combustion in a liquid rocket engine combustion chamber. The simulation results successfully show the break-up process of liquid oxygen jet in the high pressure hydrogen environment, while there is a little disagreement between the simulation results and theoretical estimations. Numerical results on the nitrogen jet flow agree well with the experimental results for the pressure higher than the critical point. It is suggested from the numerical results compared with experimental results that surface tension should be considered under the condition below the critical point.

1. はじめに

本研究は、ロケットエンジン燃焼器全体の現象を捉えることのできる高度な数値解析ツールを構築する事で、燃焼器の高性能・高信頼化を実験と共に推進することを目的とし、平成 15 年度から当グループで実施しているものである。

2. 研究概要

平成 16 年度までに得られていた燃焼器に関する成果は、ノズル性能推算プログラム、3 次元非定常ノズル流れプログラムと 3 項で紹介する噴射器流れ解析用の基本プログラムであった。これまで、メタン系エンジンの比推力推算やノズル横力解析等を主に実施してきた^[1]。

3. 成果概要

本年度に得られた結果は次から示すように、噴射器周辺の実在流体効果を考慮する解析である。

3.1) 実在流体効果を考慮した気液二相流解析

ロケットエンジン燃焼器内の流れは圧力が高く、近臨界～超臨界条件であることが多い。したがって噴射器周辺の流れ解析で燃料・酸化剤の混合過程を再現することを考えた場合、状態方程式・物性値を厳密に考慮した実在流体を扱えること、および表面張力を考慮した気液二相流を扱えることが必須と

なる。本研究では、噴射器周辺流れ解析に適用することを目的として上記条件を満たす解析コードを新たに開発しその検証を行った。

本研究で用いた支配方程式は、圧縮性 Navier–Stokes 方程式(1)～(3)，気液各相を判別するための ID 関数 ϕ に関する移流方程式(4)，および状態方程式(5)から成る。

$$\frac{\partial}{\partial t} \rho + \vec{u} \cdot \nabla \rho = \rho \nabla \cdot \vec{u} \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \vec{u} + \vec{u} \cdot \nabla \vec{u} = -\frac{1}{\rho} \nabla p + \nabla \cdot \tau + \frac{1}{\rho} \vec{F}_{st} \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} T + \vec{u} \cdot \nabla T = \frac{1}{\rho c_v} \left(\frac{\partial p}{\partial T} \right)_\rho \nabla \cdot \vec{u} + \frac{1}{\rho c_v} \Phi + \frac{1}{\rho c_v} \nabla \cdot (\kappa \nabla T) \quad (3)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \phi + \vec{u} \cdot \nabla \phi = 0 \quad (4)$$

$$\Delta p = \left(\frac{\partial p}{\partial \rho} \right)_T \Delta \rho + \left(\frac{\partial p}{\partial T} \right)_\rho \Delta T \quad (5)$$

ここで、 ρ ：密度、 \vec{u} ：速度ベクトル、 p ：静圧、 T ：静温、 τ ：粘性応力テンソル、 c_v ：定積比熱、 Φ ：エネルギー散逸関数、 κ ：熱伝導率をそれぞれ表す。 \vec{F}_{st} は表面張力を表し CSF モデル^[2]によって評価する。式(3)はエネルギー保存則、状態方程式(5)および熱力学関係式から導かれ、導出過程で理想気体等の仮定は一切含まれていない。したがって、これらの方程式はあらゆる実在流体に対して適用可能である^[3]。上記支配方程式は、移流項、拡散項、音響項に 3 分割された後、移流項に CIP 法^[3]、音響項に CUP 法^[4]を用い、部分段階法に基づいて時間発展される。

3.1.1) 単一液滴振動による検証

上記解析手法に関する妥当性を検証するため、はじめに常温、常圧の空気中における水の単一液滴の振動に関する解析を二次元軸対称計算で行った。空気は理想気体として扱い、水の状態方程式、粘性係数、熱伝導率は国際標準状態式^[5]から求めた。Fig.1 に示すような r - z 断面で長方形の液滴を初期条件

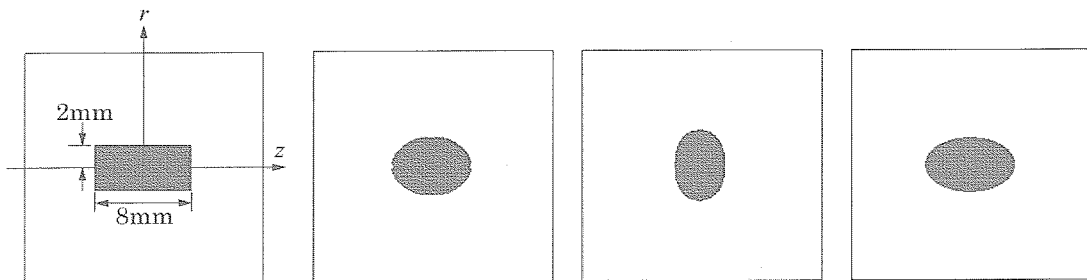


Fig.1: The time evolution of a single water drop (black : water, white : air). The time sequence is left to right and the plotted time is 0.0sec, 0.1sec, 0.2sec and 0.3sec.

としたとき（軸対称計算なので円柱状の液滴を意味する），表面張力によって液滴が球形へと至る過程に振動が見られる。振動は粘性散逸によって減衰するが，空気・水の二相系では粘性が小さく 10 回程度の振動では止まらない。Fig.2 にそのときの各軸方向の液滴長さの経時変化を示す。単一液滴の微小振動については，線形理論からその周期等が解析的に求められ，半径 r の球の微小振動の最低次の振動モードの周期 τ は $\tau = \sqrt{\rho_l r^3 / 2\sigma}$ で与えられる（ ρ_l ：液体の密度， σ ：表面張力係数）^[6]。今回の条件を上式に当てはめると 40.6msec となり，Fig.2 で得られている周期と非常に良く一致する。このことから，表面張力の評価や移流計算の精度などが定量的にも正しいと判断できる。

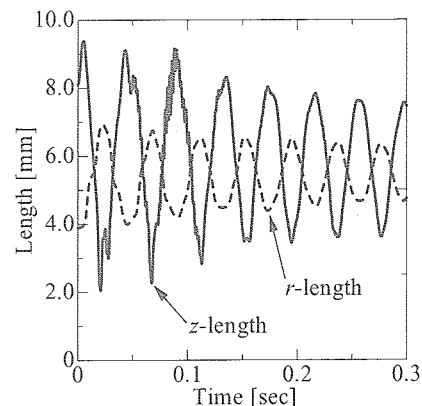


Fig.2: The time evolution of the length of a single water drop.

3.1.2) 液柱の不安定性解析による検証

つづいて，高圧水素雰囲気中における酸素液柱の不安定性解析による検証を行った。二次元軸対称計算において，Fig.3 に示すように水素中に液体酸素を噴射し，液体酸素の噴射速度 u を

$$u = u_0 + u_0 A \sin\left(\frac{2\pi t}{\tau}\right)$$

に従って振動させた場合について解析した。 u_0 ：基準速度， A ：振幅をそれぞれ表し，ここでは $u_0 = 1.0\text{m/s}$ ， $A = 0.05$ とした。圧力，温度はそれぞれ 3.0MPa，80K とし，状態方程式，物性値は GASP^[7]により求めた。臨界圧力，臨界温度は水素が 1.3MPa，33K，酸素が 5.1MPa，155K であるので，ここで設定した条件では，水素は超臨界流体，酸素は液体である。 $\tau = 5.0\text{msec}$ のときの結果を Fig.4 に示す。円柱状の液体ジェットは，振動の谷位相において表面張力が軸中心方向に働き，振動を成長させ分裂へと至る。ここで示した図はそのような過程を解析したものである。軸対称状の液体ジェットの分裂に関しては，線形理論

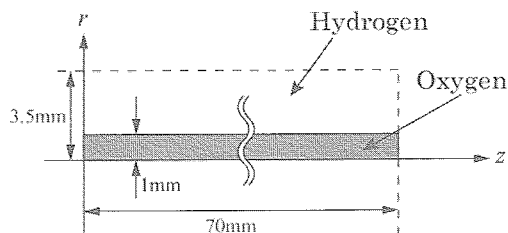


Fig.3: Calculation region of numerical analysis for oxygen liquid jet instability.

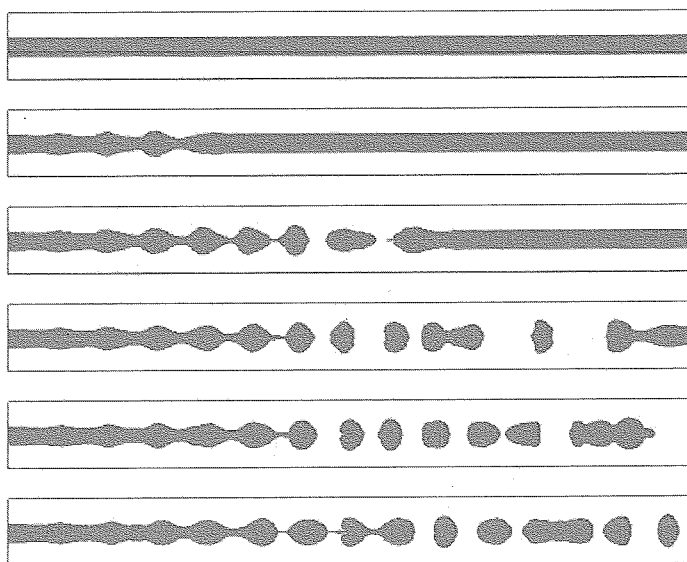


Fig.4: Break-up process of liquid oxygen jet (black : oxygen, white : hydrogen). The plotted time is 0msec, 20msec, 40msec, 60msec, 80msec and 100msec from top to bottom.

に基づく検討もなされており、特に周囲気体の影響が無視できるような条件についてはウェーバーの理論^[8]により、最も不安定になり易い波長 (λ)、そのときの分裂長さ (l) などが解析的に予測でき、それぞれ

$$\lambda = 2\sqrt{2} \pi r \left(1 + \frac{3\mu_l}{\sqrt{2r\rho_l\sigma}} \right)^{0.5}$$

$$l = 2r \log \left(\frac{r}{A} \right) \left(W_e^{0.5} + 3 \frac{W_e}{R_e} \right)$$

となる。ここで、 r ：円柱状液体ジェットの半径、 μ_l ：液体の粘性係数を表す。また、 W_e ：ウェーバー数、 R_e ：レイノルズ数であり、それぞれ

$$W_e = u_0 \sqrt{\frac{\rho_l r}{\sigma}}$$

$$R_e = \frac{\rho_l u_0 r}{\mu_l}$$

である。なお、波長は振動の周期と $\lambda = u_0 \tau$ の関係となる。今回の条件を上式に当てはめると $\lambda = 8.90\text{mm}$ 、 $l = 21.0\text{mm}$ となる。Fig.4 に示した以外にも u_0 、 A を固定し、 τ を変えた条件での計算を行ったが、 $\tau = 5.0\text{msec}$ のときよりも短い分裂長さとなるような結果は得られなかった。つまり、解析上は $\lambda = 5\text{mm}$ が最も不安定になり易い波長であり、そのときの分裂長さの最も短いものは 26.0mm であった。これらとウェーバーの理論から予測される値とを比べると、不安定になり易い周期、分裂長さともに計算結果と理論的に予測される値とは若干のずれがある。実在流体を考慮した超臨界水素雰囲気中に噴射された酸素液柱の不安定性に関する解析では、分裂過程を再現することはできているものの、定量的な評価に若干の不一致が見られ今後の検討課題である。

3.2) 実在気体効果を考慮した窒素噴流解析

ロケットエンジン燃焼器噴射エレメント付近の噴射流れを想定した、窒素による噴流実験の再現を目的とし、実在気体効果を考慮した噴流解析を行い、解析手法の妥当性を評価する。この解析は、最終的に JAXA 主力ロケットエンジンの燃焼器内部流れ全体を解析するツールを構築する上での基礎検討である。解析には汎用熱流体解析ソフト Fluent (Ver.6.2.16) を用いた。そのため、本解析では表面張力の効果を考慮できない。計算領域を Fig.5 に示す。入口流速、入口静温、燃焼室内の静温は、比較対照とする実験^[9]に合わせて

それぞれ 1.0m/s 、 100K 、 300K とし、燃焼室圧力を 1.0MPa 、 4.0MPa 、 6.0MPa と変えて計算を行った。なお、窒素の臨界温度、圧力はそれぞれ 126K 、 3.4MPa である。計算結果を Fig.6 に、比較対照となる実験結果を Fig.7 にそれぞれ示す。実験では 6.0MPa 、 4.0MPa の場合、 $12d$ 下流位置 (d ：入口の直径) での密度の広がり $3d$ 程度となっている。計算結果では同じ軸方向位置で $3d$ よりも若干広

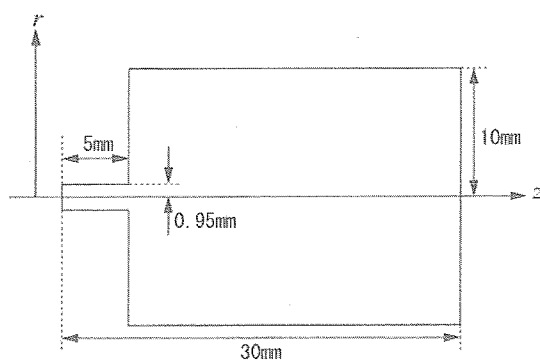


Fig.5: Calculation region of nitrogen jet flow analysis.

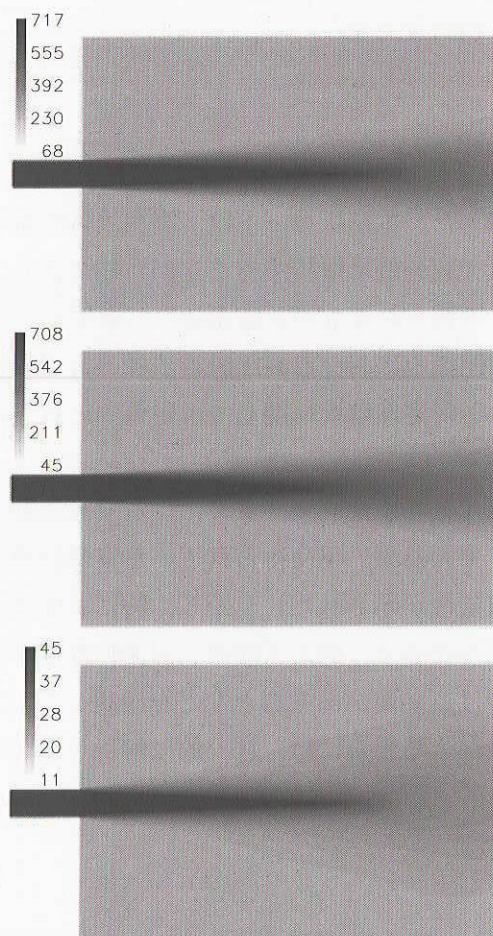


Fig.6: Density profile of nitrogen jet flow simulation [kg/m³]. The pressure is 6.0MPa, 4.0MPa and 1.0MPa from top to bottom.

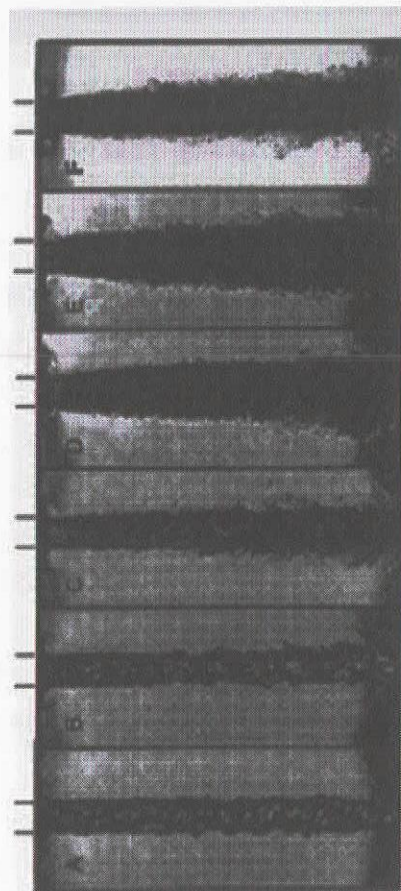


Fig.7: Experimental results of nitrogen jet flow^[9]. The pressure is 6.0MPa, 5.0MPa, 4.0MPa, 3.0MPa, 2.0MPa and 1.0MPa from top to bottom.

っているが、ある程度的一致が見られた。しかし、高い密度境界付近での乱れた流れ場は再現されなかった。この原因として格子密度が粗く渦を十分に解像できていないことや入口での擾乱の考慮が必要であることなどが考えられる。また 1.0MPa の計算結果では、拡散により非常に広い範囲に密度の広がりが見られる。実験結果から分かるように、この亜臨界状態（液相）では表面張力により、拡散は見られず界面が確実に存在している。本解析手法が表面張力を無視できる現象に向く事が分かる。Fig.8 に示すように、一般に表面張力は臨界点以下の液相においてのみ存在し、臨界点を超えると係数は 0 になり一種類の超臨界流体では表面張力は存在しない。上で述べた考察はこのことを反映したものである。

3.1), 3.2) の解析に共通した課題として、臨界点近くあるいは超臨界条件下での噴流に関する解析は、その妥当性を検証するための実験データが十分にあるとは言えない。より詳細に数値解析の妥当性

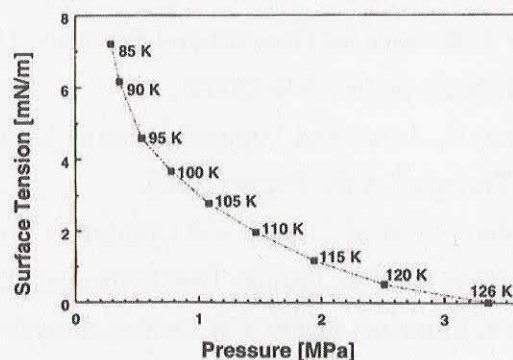


Fig.8: Surface tension dependent on pressure and temperature ^[9].

を評価するためにも今後定量的な実験データが必要なことは明白である。

4. まとめ

ロケットエンジン噴射器における液体酸素・水素流れの微粒化・混合過程を詳細に検討するために、気液二相流解析手法を応用した計算コードを新たに開発した。本解析コードは、実在流体に対する状態方程式を厳密に考慮可能であり、亜臨界～超臨界流体まで統一的に解析することが可能である。単一液滴の振動に対する解析において、振動の周期が理論的に予測されるものと定量的に一致するなど表面張力の扱いの妥当性などを確認した。また、超臨界水素雰囲気中における高压酸素液柱の分裂過程を再現することができた。一方で、このような液体ジェットの不安定性解析に関しては定量的に若干の不一致が見られるなど今後の課題も残した。

また、ロケットエンジン燃焼器噴射エレメント付近の噴射流れを想定した、窒素による噴流実験の再現を目的とし、実在気体効果を考慮した噴流解析を行った。その結果、現在得られている実験結果を再現する程度であれば、ここで用いた計算手法で解析できる可能性が示された。しかし、特に表面張力の効果が無視できない亜臨界状態の場合には本手法は用いる事が出来ず、例えば別の二相流の計算手法による解析が必要となるなど、少なくとも現象によって使い分ける必要があることなどを確認した。このことから、温度変化などにより超臨界状態と亜臨界状態が混在する場合には、統一的に解析可能な手法3.1)が不可欠である。

参考文献

- [1] 清水和弥 他: “H-IIA ロケットおよび LNG 推進系の開発を支援する CFD 解析”, 平成 15 年度宇宙航空研究開発機構総合技術研究本部宇宙領域研究成果報告書, pp.3.41-3.47 (2004).
- [2] J. U. Brackbill et al: “A Continuum Method for Modeling Surface Tension”, *Journal of Computational Physics*, Vol.100, pp.335-354 (1992).
- [3] Takashi Yabe et al: “The Constrained Interpolation Profile Method for Multiphase Analysis”, *Journal of Computational Physics*, Vol.169, pp.556-593 (2001).
- [4] Takashi Yabe et al: “Unified Numerical Procedure for Compressible and Incompressible Fluid”, *Journal of the Physical Society of Japan*, Vol.60, No.7, pp.210-2108 (1991).
- [5] W. Wagner et al: “The IAPWS Formulation 1995 for the Thermodynamic Properties of Ordinary Water Substance for General and Scientific Use”, *Journal of Physical and Chemical Reference Data*, Vol.31, No.2, pp.387-535 (2002).
- [6] Basil N. Antar and Vappu S. Nuotio-Antar: “Fundamentals of Low Gravity Fluid Dynamics and Heat Transfer”, CRC Press (2002).
- [7] Robert C. et al: “GASP – A Computer Code for Calculating the Thermodynamic and Transport Properties for Ten Fluids: Parahydrogen, Helium, Neon, Methane, Nitrogen, Carbon monoxide, Oxygen, Fluorine, Argon and Carbon dioxide”, NASA TN D-7808 (1975).
- [8] 日本微粒化学会 編: “アトマイゼーションテクノロジー”, 森北出版 (2001).
- [9] W. O. H. Mayer et al: “Fundamentals of Supercritical Mixing and Combustion of Cryogenic Propellants”, *Liquid Rocket Thrust Chambers*, AIAA press. pp.339-367 (2004).

ロケットエンジン供給系流れの数値解析

Numerical Analysis of Propellant Feed Systems in Liquid-Propellant Rocket Engines

システム評価技術グループ

根岸秀世、谷直樹、山西伸宏

Space Systems Evaluation Engineering Group

Hideyo Negishi, Naoki Tani and Nobuhiro Yamanishi

Abstract

Numerical simulator for propellant feed systems in liquid-propellant rocket engines based on CFD is under development for supporting H-IIA rocket and next generation rocket development. This simulator consists of turbo pump system simulator and tank system simulator. In this paper, the tank system simulator based on CIP-LSM, which computes free surface behavior, temperature and pressure in rocket propellant tank, is presented. Also, the computed results of 2D sloshing and broken dam problems are presented to assess the accuracy of the solver for problems with strong deformation of the fluid. The results were in good agreement with other published data and experiments. As a result, it was clear that CIP-LSM is an effective method for predicting strong deformation of free surface flows.

1. はじめに

H-IIA ロケットおよび次期基幹ロケットの開発を支援することを目的として、当グループではロケットエンジンシミュレーション技術の確立を目指した研究開発を実施している。具体的には、ロケットエンジンシステムシミュレータの開発、ロケットエンジン燃焼系シミュレータの開発およびロケットエンジン供給系シミュレータの開発に分けられるが、いずれもロケットエンジンの設計や不具合対策に使用されることを前提に開発を進めている。

ロケットエンジン供給系シミュレータは主にターボポンプ系とタンク系に分けられる。ターボポンプ系では、現在インデューサの高精度シミュレーション手法の開発に力を注いでおり、インデューサから発生する逆流域の予測、キャビテーションによる性能低下の定量的な把握を目指し開発を進めている。加えて、水試験と実液の性能の違いをシミュレーション上で把握すべく熱力学的効果の数値計算手法の開発も実施しており、最終的には実液での高精度シミュレーションを目指している。一方、タンク系では、推進薬タンク内部における液体の動的挙動、およびタンク内部の圧力・温度予測のためのシミュレーション手法の開発を目指し、平成16年度より東京大学姫

野講師との共同研究として研究に着手した。

本稿では、ロケットタンク系シミュレータの概要と平成16年度の研究成果について述べる。

2. ロケットタンク系シミュレータの概要

2.1 研究背景

一般に液体ロケットは、発射総重量のうち6～9割を燃料・酸化剤などの液体が占める。また液体ロケットは、その運用中に様々な振動あるいは加速度環境(数Gから 10^{-4} G程度)にさらされるため、質量の大部分を占める液体の動的挙動を事前に評価することは、液体ロケット設計における最も基本的な課題の一つであり、液体ロケットが登場した当初より数多くの研究が行われている^[1,2]。

液体の動的挙動に関する代表的な問題としては、スロッシング(自由表面を有する液体の揺動現象)がある。幸いロケットタンクは、軸対称とみなせるものがほとんどであるため、発生するスロッシング現象はそれほど複雑ではない。そのためスロッシングの事前評価手法として、解析解や種々の数値計算法(有限要素法や境界要素法)が利用でき、現在では十分に精度が良く、スロッシングによる不具合はほとんど見られない。一方で、近年行われている低重力下での2段エンジンの再/再々着火や、今後開発が予定されている大推力ロ

ケットの飛行中には、急激な加速度変化により、もはやスロッシング（液体揺動）の範疇には入らない砕波や液の離散・合体を伴う大規模な液面変形が発生する場合がある。このような液面の大変形が発生する場合には、もはや従来のスロッシング解析で用いられてきた評価手法は利用できないため、その予測評価には計算流体力学（CFD = Computational Fluid Dynamics）技術の貢献が期待されている。

また、上記のスロッシングに代表される液体の動力学現象の予測に加え、相変化を伴う熱流動現象を考慮したタンク内温度・圧力予測評価も重要な課題である。液体ロケットタンク内の推進薬は、大抵は極低温流体であるため、外部から熱を受けやすい。更に液体の動的挙動が発生すると、推進薬はタンク構造体もしくはアレッジ部ガスとの熱交換量が増加し、蒸発や凝縮を伴って推進薬温度が成層化したり、圧力が想定値から外れていく可能性がある。タンク内の推進薬温度および圧力が想定値から外れた場合、ターボポンプ式エンジンであれば、インデューサでのキャビテーションを促進する効果となり、エンジンの作動不良を引き起こす原因となりうる。しかしながら現状では、相変化を考慮した圧力・温度の予測は、0次元ないし1次元の解析的手法の域を出ていない。CFDも、相変化を扱うことは非常に難しく、近年になりようやく幾つかの計算事例^[3-6]が見られるようになってきたが、実際の設計開発現場で利用できるレベルには達していないのが現状である。

以上の事を踏まえ、本研究ではCFDをベースとして、ロケットタンク内推進薬管理評価技術のブレイクスルーを目指し、タンク内部の推進薬液面挙動と相変化を考慮した熱流動現象の連成解析手法の開発を目標として、ロケットタンク系シミュレータの開発を進めている。本シミュレータは、ロケット推進薬タンク内部の熱流動現象を解析対象としているが、推進薬タンクは人工衛星、航空機、自動車など、多くの輸送機械に共通のコンポーネントであり、広く産業界に貢献できるポテンシャルを有している。

2.2 基本コードの概要

本研究では、基本コードとしてCIP-LSM^[7,8]を採用した。CIP-LSMは、様々な加速度環境における気液二相の自由表面流を解析対象とし、CIP-CUP (CIP-Combined Unified Procedure)法^[9]を気液二相流の熱流動問題に適した形に改良され

たThermo CIP-CUP法^[7]を流体計算に利用し、界面捕獲法にHLSM (Hybrid Level Set Method & MARS)^[8]を利用して、3次元一般曲線座標系に拡張した手法である。

CIP-LSMを採用した理由としては、①圧縮性・非圧縮性流体を統一的に解析可能、②実在流体効果の導入が容易、③一般曲線座標系が扱えるため多少複雑な形状の計算も可能、④体積保存を保ちつつ良好な界面捕獲と形状捕捉が可能、⑤表面張力および加速度効果を直接方程式系で扱い安定に計算が可能、⑥H-IIAロケットおよび再使用ロケット実験機関連の解析で実績がある^[10-12]、などが挙げられる。

2.3 数値計算手法

2.3.1 支配方程式

CIP-LSMは、固定格子上で計算領域内に存在する気相と液相の運動を数値的かつ統一的に解析する。支配方程式は、式(1)-(3)に示す均質二相流を仮定した3次元圧縮性レイノルズ平均Navier-Stokes方程式と、気液界面捕獲のため、気液界面からの符号付き距離を値に持つLevel Set関数 ϕ と気液識別用Color関数としてHeaviside関数 H_S の移流方程式(4),(5)で構成される。

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + (\vec{u} \cdot \nabla) \rho = -\rho \nabla \cdot \vec{u} \quad \dots (1)$$

$$\rho \frac{\partial \vec{u}}{\partial t} + \rho (\vec{u} \cdot \nabla) \vec{u} = \nabla : \Pi + \vec{F}_B \quad \dots (2)$$

$$\rho \frac{\partial e}{\partial t} + \rho (\vec{u} \cdot \nabla) e = \{\Pi : \nabla\} \cdot \vec{u} - \nabla \cdot \vec{q} \quad \dots (3)$$

$$\frac{\partial \phi}{\partial t} + (\vec{u} \cdot \nabla) \phi = 0 \quad \dots (4)$$

$$\frac{\partial H_S}{\partial t} + (\vec{u} \cdot \nabla) H_S = 0 \quad \dots (5)$$

ここで ρ は流体の密度[kg/m³]、 \vec{u} は流速ベクトル[m/sec]、 e は流体の内部エネルギー[J/kg]をそれぞれ示している。また \vec{F}_B は重力もしくは非慣性力などの体積力[N/m³]、 \vec{q} は熱流束[W/m²]を示す。また式(2)、(3)の Π は応力テンソルであり、圧力テンソル $-p\mathbf{I}$ 、粘性応力テンソル T_v および界面張力テンソル T_σ の和であり式(6)-(8)で表される。

$$\Pi = -p\mathbf{I} + T_v + T_\sigma \quad \dots (6)$$

$$T_v = \lambda(\nabla \cdot \vec{u})\mathbf{I} + \mu(\nabla \vec{u} + \nabla \vec{u}^T) \quad \dots (7)$$

$$T_\sigma = \sigma \delta_s (\mathbf{I} - \vec{n}_s \vec{n}_s) \quad \dots (8)$$

なお μ と λ は第一、第二粘性係数[Pa-Sec]であり、 σ は界面張力係数[N/m]である。なお δ_s は、界面でのみ 1 となるクロネッカーデルタである。また \vec{n}_s は、界面で液相側に立てた単位法線ベクトルであり、Level Set 関数 ϕ を用いて次式で評価される。

$$\vec{n}_s = \frac{\nabla \phi}{|\nabla \phi|} \quad \dots (9)$$

Heaviside 関数 H_s は、次式で定義される。

$$H_s = \begin{cases} 0.5 & (\text{if } \phi > 0 : \text{Liquid}) \\ 0 & (\text{if } \phi = 0 : \text{Interface}) \\ -0.5 & (\text{if } \phi < 0 : \text{Gas}) \end{cases} \quad \dots (10)$$

2.3.2 流体計算法

CIP-LSM では、流体の熱流動に関する支配方程式(1)-(3)を、Thermo CIP-CUP 法^[7]で解く。Thermo CIP-CUP 法は、独立な状態量として密度を外し、流速、圧力、温度を用いる。また、式(1)-(3)の各項を特性速度の違いに応じて移流、拡散、音響の 3 Phase に分けて適宜式変形を行うなどして、これらを Fractional Time Step の概念で順次各段階の変化を計算することで 1 タイムステップを構成するのが特徴である。重力や非慣性力などの体積力は音響 phase で評価する。表面張力は、CSF モデル^[13]を用いて体積力として扱い、拡散 Phase で評価する。

Figure 1 に示す様に、移流フェーズは移流方程式と見なせるので、これらを時空間 3 次精度の CIP (Constrained Interpolation Profile) 法^[14]で解く。拡散フェーズは、等容過程の拡散方程式と見なし、これらを時間 1 次精度オイラー陽解法で解く。その際、状態量の微係数は空間 2 次精度の中心差分で評価する。音響フェーズは、等エントロピー過程と見なし Poisson 方程式 (BiCG-STAB 法^[15]で解く) を導出し、1 次精度陰解法で解く。

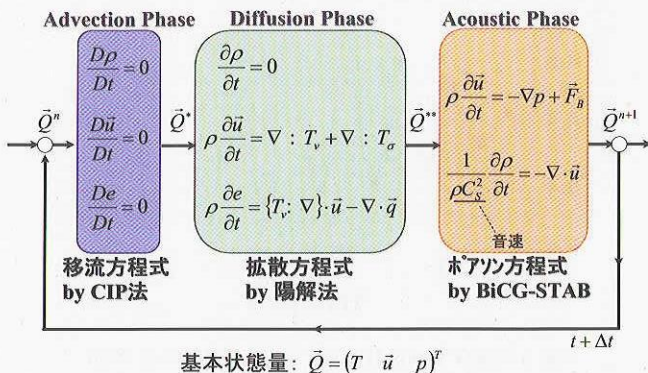


Fig. 1 Algorithm of Thermo CIP-CUP

2.3.3 界面捕獲法

CIP-LSM では、界面捕獲法に HLSM^[8]を用いる。HLSM は、体積保存と液面勾配を考慮した MARS 法により、流束に基づく体積の移流と液面の捕獲を行い、これと Level Set 法による形状捕捉を組み合わせた手法である。界面位置は、符号付き距離関数である Level Set 関数 ϕ のゼロ等高面 ($\phi = 0$) として陰的に捕捉し、 ϕ の符号に対応付けて気液属性を識別する。

HLSM では、Level Set 関数 ϕ に加えて、液相体積率 H_V も独立な状態量として導入する。 H_V は式 (10) で定義される Heaviside 関数を各計算セルで体積分して式 (11) で定義される。

$$H_V = \frac{1}{V_\Omega} \iiint_{\Omega} H_s dV \quad \dots (11)$$

ここで、 V_Ω は各計算セルの体積を表す。

解くべき H_V の式は、式 (5) を保存形に直し各計算セルで体積分して式 (12) の様に導出される。

$$V_\Omega \frac{\partial H_V}{\partial t} = - \iint_{\partial \Omega} H_s \vec{u} \cdot d\vec{S} + H_V \iint_{\partial \Omega} \vec{u} \cdot d\vec{S} \quad \dots (12)$$

HLSM は、各タイプステップで Thermo CIP-CUP 法の音響 Phase 後に、Fig. 2 に示す手順で界面を輸送・再構成する。まず Level Set 関数 ϕ を CIP 法、液相体積率 H_V を MARS 法でそれぞれ輸送する。

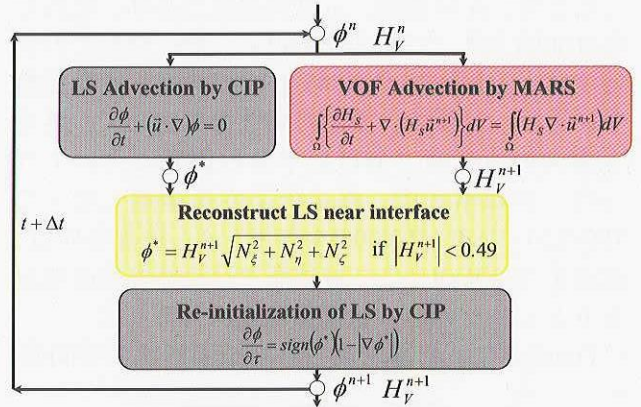


Fig. 2 Algorithm of HLSM

この時、移流計算の過程で Level Set 関数 ϕ の距離関数としての性質が失われているので、再初期化という独特の操作でそれを回復するのが従来の Level Set 法である。しかし従来の手法では、この段階で数値的誤差により界面位置 ($\phi = 0$) が非物理的に移動してしまう欠点がある。そこで、体積保存を維持して求めてある次の時刻の液相体積率 H_V から界面位置を再構成し、界面位置を固定 (Clip) したまま Level Set 関数 ϕ の再初期化を行う

ことで、体積保存を良好に満たしながら次の時刻での Level Set 関数 ϕ を求めるのが HLSM の特徴である。

3. 成果概要

新規に CFD コードを開発もしくは導入した場合、その有効性と妥当性および限界を見極めておくことは、数値計算の信頼性を確保する上で極めて重要である。そこで平成 16 年度は、CIP-LSM コードの精度検証を実施した。本稿では、その一環として実施した自由表面流解析の代表的ベンチマーク問題である横スロッシング問題とダム崩壊問題の計算結果について報告する。

3.1 横スロッシング問題の数値計算

比較的穏やかな液面挙動の例題として横スロッシング問題を取り上げた。比較する実験は岡本らによる実験^[17]を選択した。

解析モデルは、Fig. 3 に示すような横幅 1.0 [m]、高さ 1.2 [m]、奥行き 0.1 [m] のアクリル製矩形水槽内に水が 50 [%] 満たされているとした。気相は空気とし、地上重力環境とした。水槽内の温度と圧力は 25 [°C]、1 気圧とした。流体には、式(13)で表される水平加速度を与える。

$$F = A\omega^2 \sin \omega t \quad \dots (13)$$

ここで、 A は振幅、 ω は角速度であり、それぞれ 0.0093 [m]、5.311 [rad/sec] とした。なおこの各速度による周波数は 0.845 [Hz] であり、固有振動数に近い。計算は、鏡対象性を考慮して、奥行き方向の対称面で分けた半分の領域について行った。計算格子は、格子依存性を確認した上で 100×120×5 cell (=60,000) を利用した。境界条件は、壁面を Slip Wall とし、対称面では流速の垂直成分を 0 とし、その他の状態量は 0 次外挿した。

Figure 4 に、計算で得られた液面形状の時間変

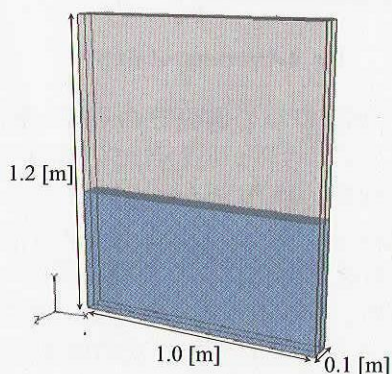


Fig. 3 Computational Model for 2D Sloshing Problem

化を示す。液面形状は、実験結果や他の計算結果と比較してほぼ一致しており、定性的に妥当な結果であることが確認された。特に、 $t=12.0$ [sec] 付近はスロッシングが最大振幅となる時刻であり、壁付近での小さな砕波が再現されている。

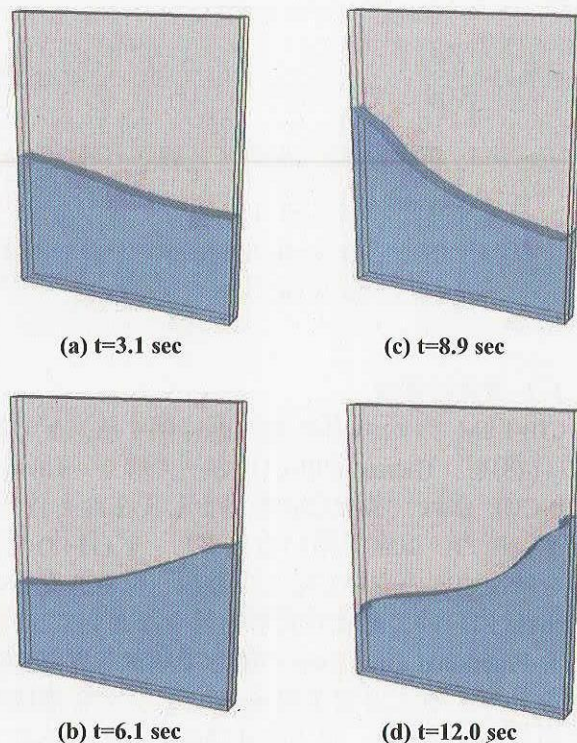


Fig. 4 Computed Free Surface Profiles for Horizontal Forced Oscillation ($A=0.093$ m, $\omega=5.31$ rad/s, $f=0.845$ Hz)

Figure 5 に、水槽左壁での水位履歴を示す。比較のため岡本らの実験計測値および汎用ソフト FLUENT の結果も合わせて示した。図より、計算結果は実験および FLUENT と良好な一致を示しており、妥当な結果であることが確認された。

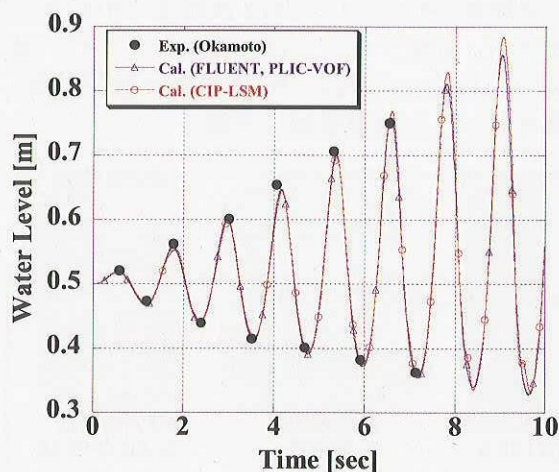


Fig. 5 Water Level History on Left Vertical Wall

Figure 6 に、各時刻での水の初期体積に対する体積誤差を示す。体積誤差は $t=12.0[\text{sec}]$ 迄の時刻で約 $0.015 [\%]$ 以内であり、体積保存が良好に維持されていることが確認された。

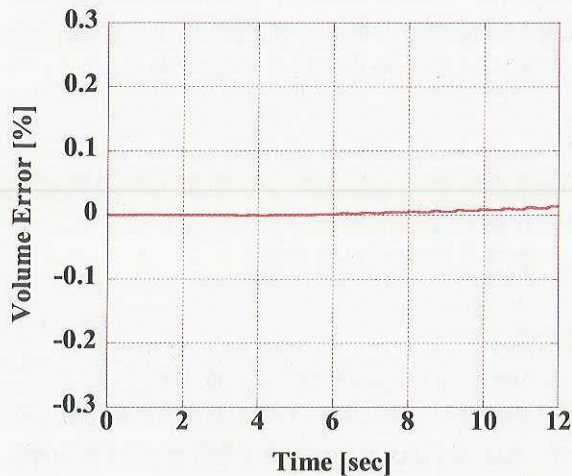


Fig. 6 Volume Error for 2D Sloshing Problem

3.2 ダム崩壊問題の数値計算

液の合体・分離や波の砕波など複雑な界面挙動が発生する例題としてダム崩壊問題を取り上げた。比較する実験は越塚らによる実験^[18]を選出した。

解析モデルは、Fig. 7 に示す様に代表長さを $L=0.146 [\text{m}]$ として、横幅 $4L$ 、高さ $4L$ 、奥行き L のガラス製矩形水槽とした。初期条件として、水槽内左側 $1/4$ の領域に横幅 L 、高さ $2L$ 、奥行き L の水柱を考え、それが重力の効果で崩壊していく様子を再現する。気相は空気とし、地上重力下(1G)とした。水槽内の温度と圧力は $25[^\circ\text{C}]$ 、1 気圧とした。計算は、鏡面对称性を考慮して、奥行き方向の対称面で分けた半分の領域のみ行った。計算格子は、格子依存性を確認した上で、 $100 \times 100 \times 12$ ($=120,000 [\text{cell}]$)の等間隔構造格子を用いた。境界条件は、外側境界を全て壁面とし、No-Slip Wall とした。対称面では、流速の垂直成分を 0 とし、その他の状態量は 0 次外挿した。時間刻み Δt は $0.2 [\text{msec}]$ とした。

Figure 8 に、計算で得られた崩壊する水柱の液面形状変化を示す。 $t=0.0[\text{sec}]$ から重力の効果により水柱が崩壊を始め、水槽右壁に衝突し壁に沿って打ち上がった後、砕波して水槽左壁に向かっていく一連の大規模な液面挙動が再現された。また波の打ち上がりや砕波に伴い発生する、液の分離や合体も再現されていることが分かる。越塚らの実験で得られた画像と比較しても、計算での液面

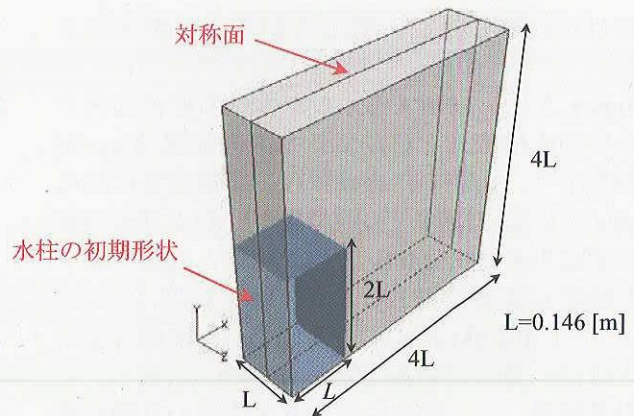


Fig.7 Computational Model for Broken Dam Problem

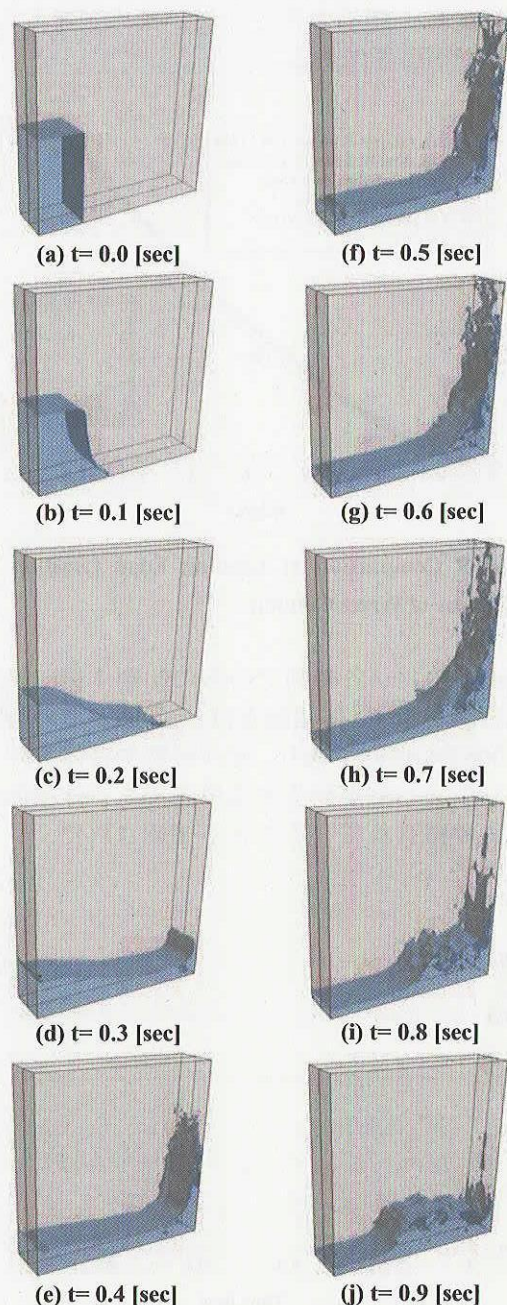


Fig. 8 Computed Free Surface Profiles for Collapse of Water Column

形状は定性的に良く一致していることが確認された。

Figure 9 に、崩壊する水柱が水槽右壁に衝突するまでの水槽底面を移動する水際線位置 X_{front} の履歴を示す。比較のため越塚らの実験結果に加え、Martin らによる同様な実験結果^[19]、および他の数値計算結果として MPS 法^[18]の結果と汎用ソフト FLUENT による結果も合わせて示した。

図より、CIP-LSM による計算結果は、他の計算手法とほぼ一致していることが分かる。ただし、どの計算結果でも、実験結果より水際線の移動が速く評価されている。これは、完全に乾いた面上を濡れが進行する際の壁面における抵抗力を、計算では精度良く評価できていないためと考えられ、今後検討が必要である。

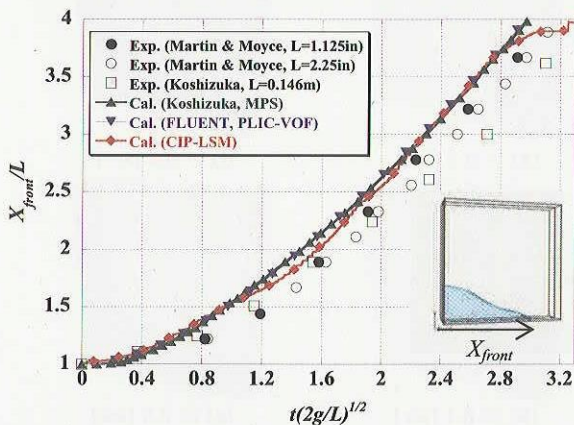


Fig. 9 Comparison of Leading Edge Location in Collapse of Water Column

Figure 10 に、各時刻での水の初期体積に対する体積誤差を示す。体積誤差は $t=1.0[\text{sec}]$ 迄の時刻で約 0.006 [%] 以内であり、液の分裂や合体を伴う大規模な液面挙動が発生する場合でも、体積保存が良好に維持されていることが確認された。

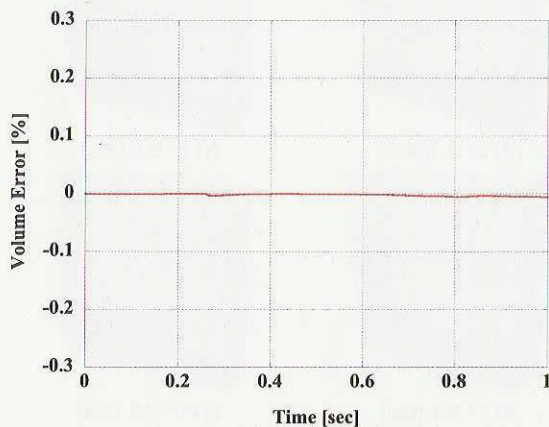


Fig. 10 Volume Error for Broken Dam Problem

4. まとめ

CIP-LSM を用いて横スロッシング問題とダム崩壊問題の計算を実施し、実験結果および他の計算手法と比較して妥当な結果が得られることが確認された。今後も更にコードの検証を実施し信頼性向上に努めると共に、乱流モデルや相変化モデルの導入に取り組んでいく予定である。

謝辞

本研究を実施するにあたり、東京大学姫野武洋講師より多大なご指導をいただいている。ここに記し、著者らの謝意を表する。

参考文献

- [1] H.N. Abramson (editor), NASA SP-106, 1966
- [2] 小松敬治ほか, “宇宙機における液体の動的挙動の研究,” NAL-NASDA 共同研究成果報告書, 第1報(1989), 第2報(1990)
- [3] T. Kunugi, *Computational Fluid Dynamics J.*, Vol.9, 2001, pp.563-571
- [4] 斎藤直ほか, “プール沸騰の直接数値計算,” 第14回数値流体力学シンポジウム, 講演論文集, F08-1, 2002
- [5] 岸本悟志ほか, “沸騰・凝縮現象の数値シミュレーション,” 日本混相流学会年会講演会 2005, 講演論文集, 2005, pp.273-274
- [6] D. Lakehal et al, *Int. J. Heat and Fluid Flow*, 23, 2002, pp.242-257
- [7] 姫野武洋ほか, 機論(B), 69 巻, 678 号, 2003
- [8] 姫野武洋ほか, 機論(B), 69 巻, 687 号, 2003
- [9] T. Yabe et al, *J. of Comp. Phys.*, 169, 2001, pp.556-593
- [10] Himeno et al., AIAA Paper 2001-3822, July 2001
- [11] Himeno et al., AIAA Paper 2002-3987, July 2002
- [12] Himeno et al., AIAA Paper 2003-4894, July 2003
- [13] J.U.Brackbill et al., *J. of Comp. Phys.*, 100, 1992, pp.335-354
- [14] 矢部孝ほか, “CIP 法 -原子から宇宙までを解くマルチスケール解法-,” 森北出版, 2003, ISBN4-627-91831-3
- [15] 藤野清次ほか, “反復法の数理,” 朝倉書店, 1996, ISBN4-254-11404-4
- [16] M. Sussman et al., *J. of Comp. Phys.*, 114, 1994, pp.146-159
- [17] T. Okamoto et al., Proceedings of JSCE, 441, I-18, 1992, pp.39-48
- [18] S. Koshizuka et al., *Computational Fluid Dynamics J.*, Vol.4, No.1, 1995, pp.29-46
- [19] J.C.Martin, and W.J.Moyce, *Phil. Trans. Roy. Soc. London*, Ser.A, Vol.244, 1952, pp.312-324

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 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 first Phase II flight was conducted 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、これらに続くものとして、高速飛行実証 (HSFD : High Speed Flight Demonstration)を行った。高速飛行実証は、亜音速領域の飛行実験であるフェーズⅠと、遷音速領域の飛行実験であるフェーズⅡから構成される。プロジェクトは平成11年度から開始され、フェーズⅠ飛行実証は、平成14年10月から11月にかけて、フェーズⅡ飛行実証は、平成15年7月にそれぞれ実施された⁴⁾。これを受けて、平成16年度作業として、フェーズⅡ飛行実験データの詳細解析を行うとともに、空力及び誘導制御分野での CNES (フランス国立宇宙研究センター)との共同研究を実施した。本稿では、高速飛行実証フェーズⅡの概要及び関連する平成16年度作業について述べる。

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 (Computational Fluid Dynamics, 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、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。実験場は、気球の放球設備及び広大な無人の飛行実験エリアを有するスウェーデンのエスレンジ実験場である。

なお、CNES とは実験の共同実施のみでなく、空力及び誘導制御の分野において、関連する共同研究を実施している。空力分野では、JAXA/CNES 双方で同一の風洞模型を用いた風洞試験及びCFD解析を実施し、飛行実験により推定された空力特性を参照値として比較評価することにより、風洞試験技術及びCFD解析技術の向上を図る。誘導制御分野では、JAXA から CNES に

誘導制御系設計に必要な数学モデル及び設計要求条件を提示し、それに従いCNESは誘導制御系を試設計するとともにシミュレーション評価を行う。その結果は、JAXA 設計による搭載誘導制御系との比較検討を行い、両者の特性を評価することを通して、遷音速誘導制御系設計技術の向上を図る。Fig.2 に、JAXA/CNES-HSFDII 共同研究のイメージを示す。

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、離陸後約 1 時間 10 分でマッハ 0.8 まで加速するのに必要な分離高度である約 21km に到達し、気球から分離された。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 HAC 位置と基準軌道を設定し、HAC 仮想円筒の表面に沿って旋回しつつ、回収点に向かって飛行した。ここまでの飛行はほぼ順調であり、良好な飛行データが取得された。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。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⁴⁾。

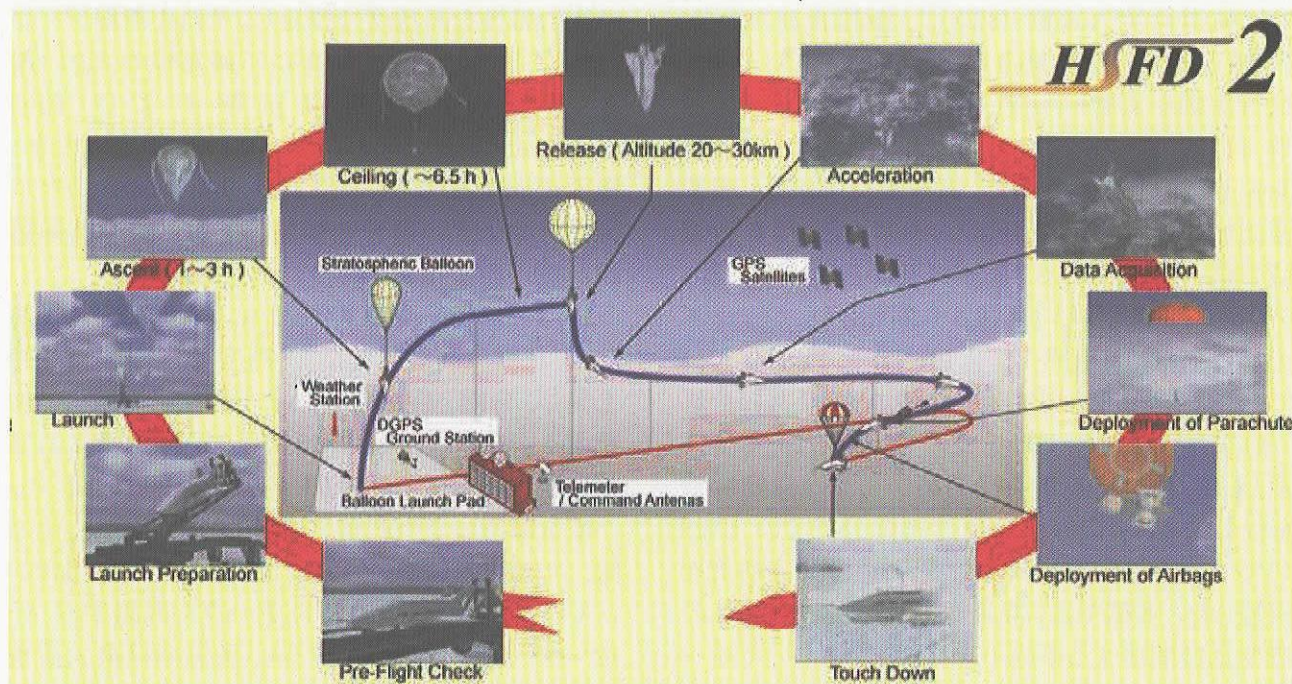
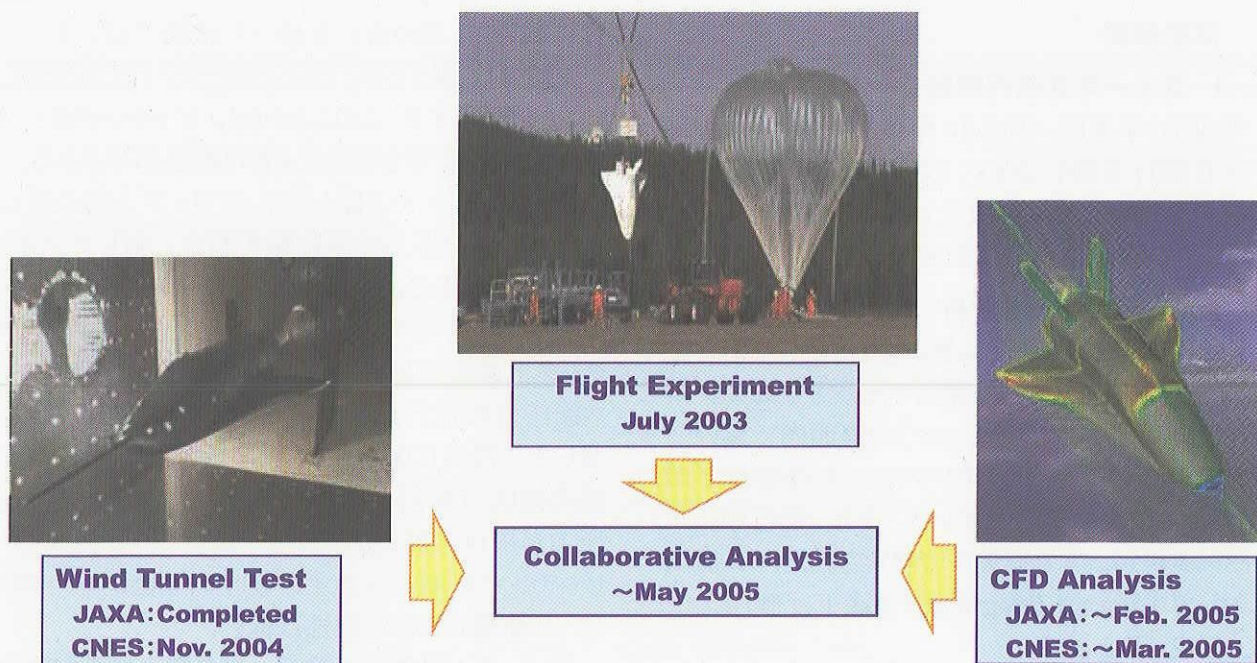
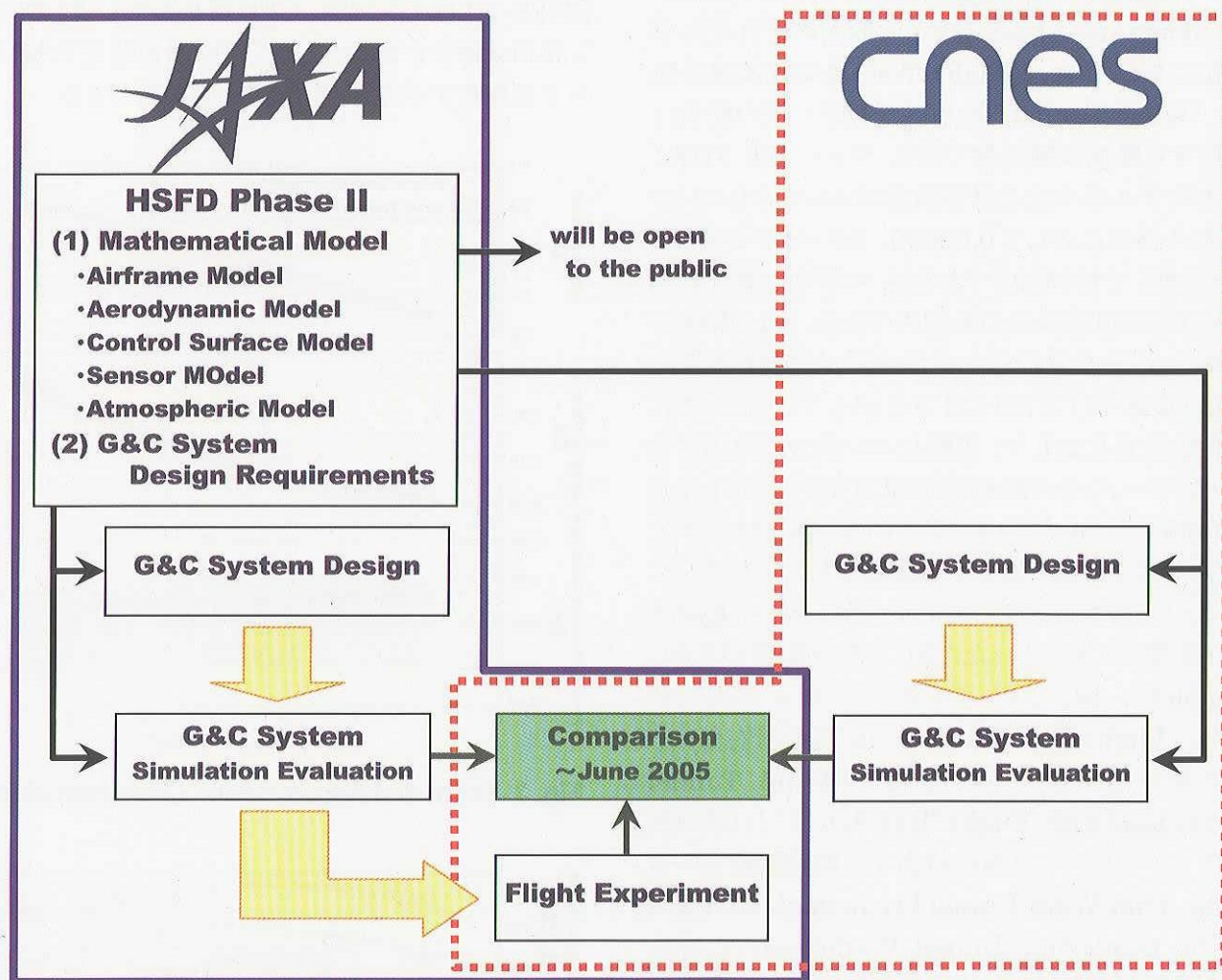


Fig. 1. Phase II Mission Profile



(a) Aerodynamics



(b) Guidance and Control

Fig. 2. JAXA-CNES Collaborative Research

3. 成果概要

3.1 フェーズⅡ飛行実験データ解析

平成16年度は、平成15年度に実施されたフェーズⅡ飛行実験において取得されたデータの詳細解析を行い、結果を報告書にまとめた^{5,6)}。ここでは、その解析結果の代表例を示す。

3.1.1 空力データ解析

Fig.3に、第1回飛行実験により推定された実証機縦三分力特性を示す。飛行データと空力モデルはモデル誤差(バリエーション)の範囲内で良い一致を見せているが、ピッチングモーメント特性が頭上げ方向にオフセットしている。また、飛行中のエレベータ角が、空力モデルで想定されたトリム舵角に対して1deg~1.5deg正側(後縁下げ側)にシフトしている(Fig.4)⁴⁾。

Fig.5(a)及び(b)にはヒンジモーメントの出力を示す。「Elevator Angle」は左右エレボン舵角、「Rudder Angle」は左右ラダー舵角のそれぞれ平均値である。また、「Flight Test」は飛行試験計測値、「Wind Tunnel Test」は飛行データの舵角に対応する風洞試験結果である。マッハ0.8の時に空力モデルが与える想定誤差はエレボンヒンジモーメント係数に対して0.05000、ラダーヒンジモーメントに対して0.06223であるが、モデルと飛行データとの差は想定誤差の範囲内である。エレボンヒンジモーメントの飛行データがモデルに対して正の方向(後縁下げ方向)にオフセットしているが、これは同じ舵角に対して、実際にエレボンに作用するヒンジモーメントの絶対値が空力モデルよりも小さい(効きが小さい)ことを示している。これはピッチングモーメントの差と整合する結果であり、ピッチングモーメントの差は、空力モデルのエレベータ舵効きが、実際より大きかったことによる可能性がある。Fig.5(c)は、同じくエレボンのヒンジモーメントであるが、「Flight Test Data」は、(a)図の左右エレボンヒンジモーメントの平均、「Wind Tunnel Prediction(with Flight Test δ_e)」は、(a)図の飛行データエレベータ角に対応する風洞試験データ、「Che_trim(Wind Tunnel Prediction)」は、Fig.4の「 δ_{e_trim} (Wind Tunnel Prediction)」に対応する風洞試験データ、すなわち風洞中における釣り合い状態でのヒンジモーメントである。これは飛行データに近い値を示しており、風洞と実際の飛

行において、釣り合いを保った状態では、エレベータ舵角は異なるが、ヒンジモーメントはほぼ等しいことを意味する。このことから、ピッチングモーメントの差が、舵効きの差による可能性が示される。

Fig.6は、ベース面とボディフラップ上面の数点で計測された圧力の平均値を迎角に対してプロットしたものである。実線が飛行データ、棒グラフがエレボン舵角9°の風洞試験結果である。ボディフラップ上面圧力は良い一致を見せているが、ベース面圧力は飛行試験データが風洞試験データに対して一様に0.03~0.04程度負圧が大きい。この差の原因は検討中であるが、ボディフラップ上面圧力が風洞試験のデータと一致していることから、ピッチングモーメントのオフセットの原因がベースフローの影響である可能性は低い。

以上、第1回飛行実験データの空力解析結果を示した。今後、CFDとの比較を行うとともに、CNESによる風洞試験、CFD解析のデータも加えて詳細な解析を進めることにより、遷音速空力特性の予測精度の向上に資することが期待できる。

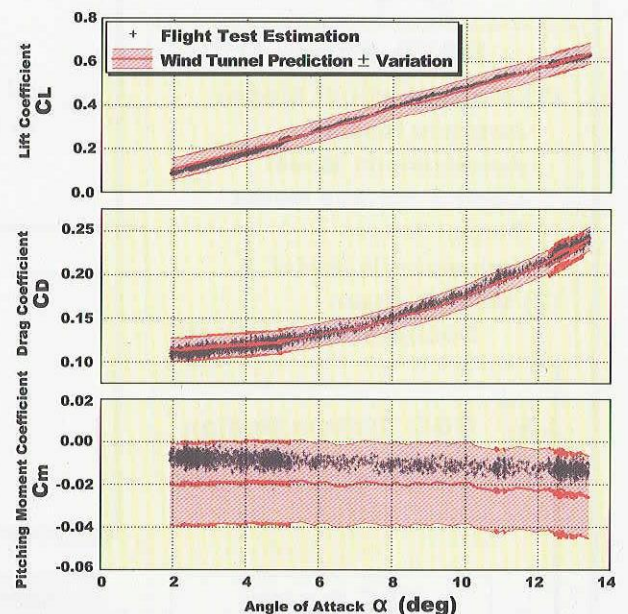


Fig. 3. Estimated Aerodynamic Characteristics

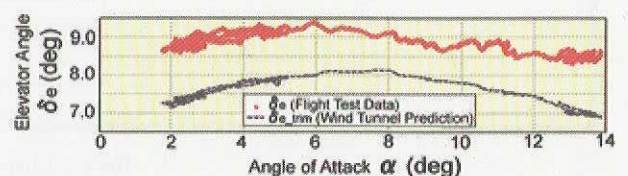
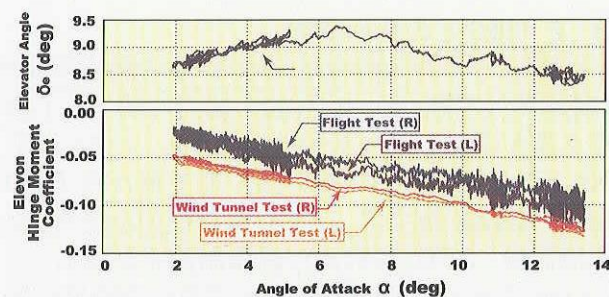
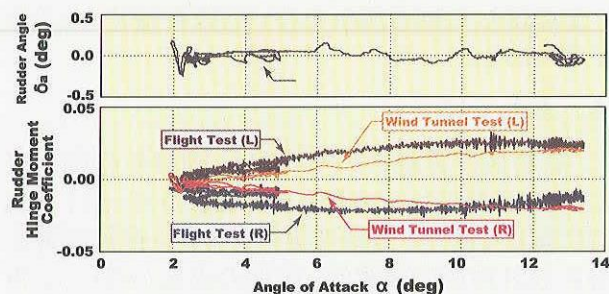


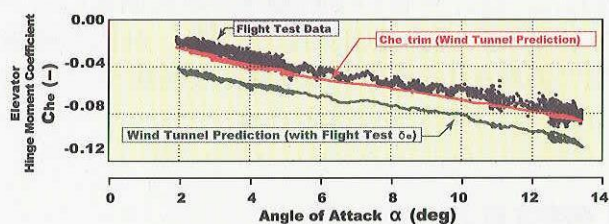
Fig. 4. Elevator Angle of Flight #1



(a) Elevon



(b) Rudder



(c) Elevator

Fig. 5. Hinge Moment of Flight #1

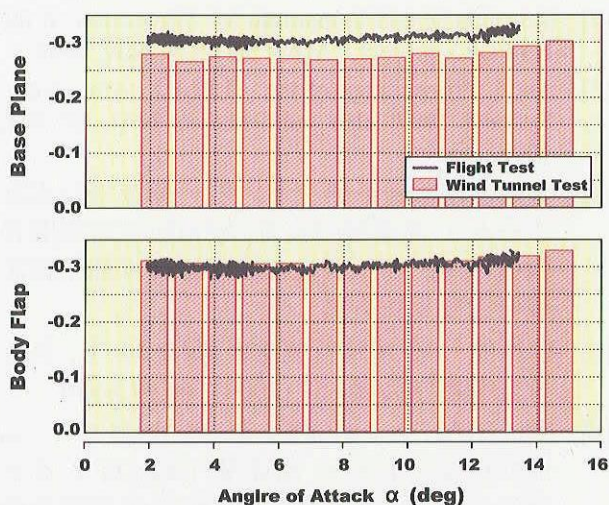
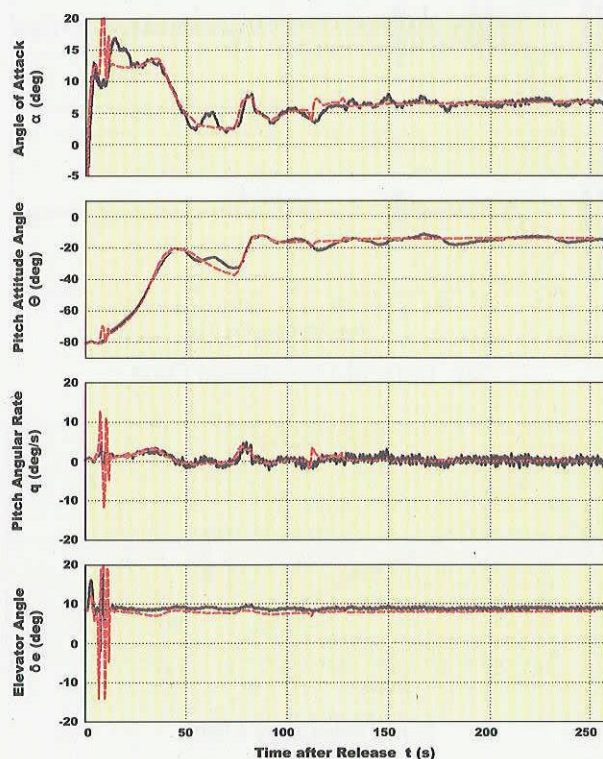


Fig. 6. Pressure Distribution of Flight #1

3. 1. 2 誘導制御データ解析

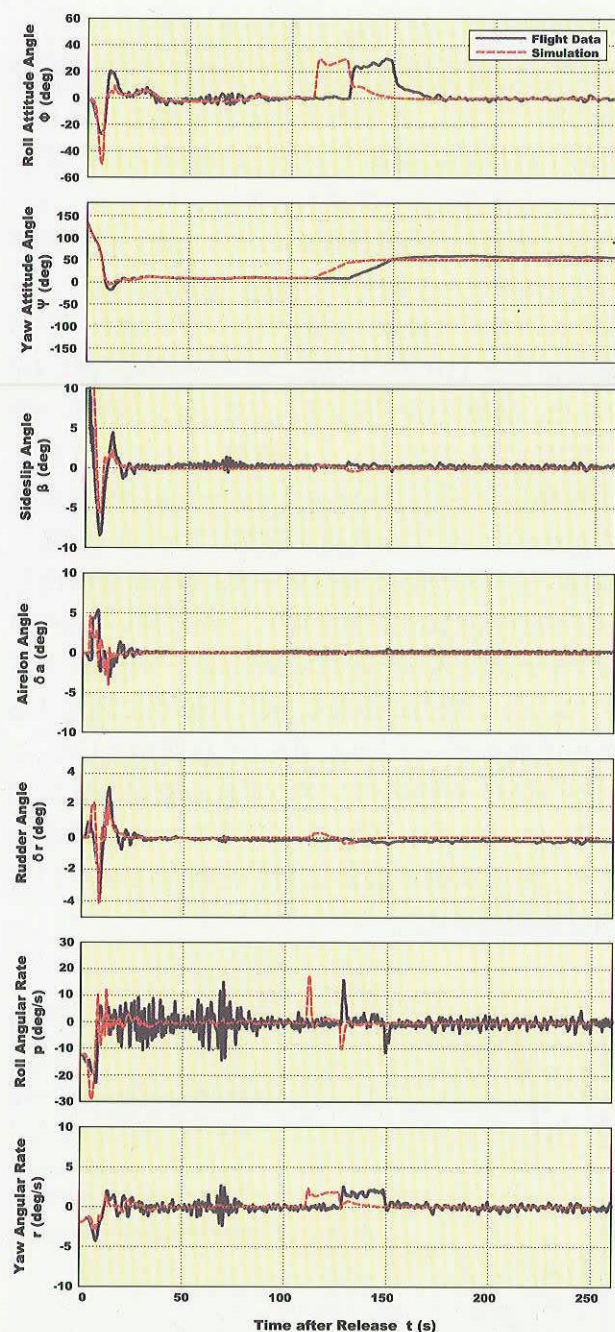
設計モデルの検証のため、実飛行に条件を合わせた飛行シミュレーションを行い、実飛行データ

との比較を行った。Fig.7 に結果を示す。シミュレーションの機体慣性条件及び分離条件は実飛行時のものであり、大気モデルと定常風モデルは、打ち上げ直前に観測ゾンデにより観測された気象データを使用した。実飛行と飛行シミュレーションの間に認められる機体運動の大きな違いは、全飛行中、エレベータ舵角に 1deg 程度のバイアスが見られることと、HAC 旋回タイミングの違い(分離後 130 秒と 110 秒)である。エレベータ舵角のバイアスは、前項に示すピッチングモーメント特性の差に起因するものである。この結果、エレベータが上げ舵側にシフトしているシミュレーションの方が揚力が小さく、ノミナル軌道を設定していない分離～減速フェーズの間で飛行データより低高度の飛行となった(Fig.7(c)左図参照)。これに伴い、続く帰投フェーズに入った時点でシミュレーションの方がダウンレンジ能力が少なく、同じ目標点に到達するために飛行データより近道をとる必要が生じた。これが HAC 旋回タイミングのずれの原因である。このように、ピッチングモーメントモデルの差異を除いて、誘導制御系設計に用いた数学モデルの妥当性が確認された。

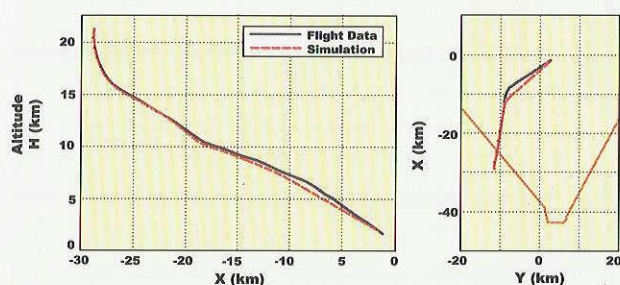


(a) Longitudinal Data

Fig. 7. Comparison of Simulation and Flight #1



(b) Lateral-Directional Data



(c) Trajectory Data

Fig. 7. Comparison of Simulation and Flight #1

3.2 CNES との共同研究

CNES との共同研究は、2001 年に締結された「高速飛行実証(その2)計画の協力に関する了解覚え書き(MOU)」に基づき実施されているものであり、平成 16 年度には JAXA 側で飛行後 CFD 解析、CNES 側では JAXA 風洞模型を使用した風洞試験、CFD 解析及び誘導制御系試設計とシミュレーション評価が行われた。これらの結果は平成 17 年度に JAXA/CNES-HSFD ワークショップを開催して共同解析を行い、報告書にまとめる予定である。

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] 将来宇宙輸送系研究センター 高速飛行実証チーム：高速飛行実証, 宇宙航空研究開発機構 平成 15 年度総合技術研究本部宇宙領域研究成果報告書
- [5] 柳原他：高速飛行実証計画について, 日本航空宇宙学会誌, **52** (2004), pp.313-319.
- [6] NAL/NASDA HOPE 研究共同チーム HOPE-X グループ 高速飛行実証班：高速飛行実証フェーズ II, 宇宙航空研究開発機構 研究開発報告 JAXA-RR-04-026, 2005 年 3 月

部分再使用型輸送システムと飛行実証コンセプトの検討

Study on Partially Reusable Launch System and Flight Demonstrator Concept

将来宇宙輸送系研究センター

石本真二、藤井謙司、森隆茂、南吉紀

Future Space Transportation Research Center

Shinji Ishimoto, Kenji Fujii, Takashige Mori, Yoshinori Minami

Abstract

This paper describes a summary of a conceptual study on a two-stage partially reusable launch vehicle system. The second stage is a conventional expendable vehicle while the first stage is reusable and glides back to a launch site after a powered turnaround maneuver. To realize such a system, several new technologies must be developed and demonstrated. The paper also summarizes the results of a design study on a flight demonstrator for the new technologies. This flight demonstrator is designated as RAFLEX (Reliable Ascent Flight Experiment).

1. はじめに

将来宇宙輸送系研究センターでは、平成 15 年度から、将来の再使用型宇宙輸送システムの実現に向けて、どのような技術を開発し、どのような手順で実用化につなげていくかという研究開発シナリオの検討を行ってきた。平成 16 年度には、シナリオ検討の一環として、技術開発のリファレンスとなる実用機システムと技術開発の重要なプロセスである飛行実証機の概念検討を行った。本稿では検討結果の概要を報告する。

2. 研究の概要

2. 1 部分再使用型輸送システムの検討 [1, 2]

初期段階の実用機として適していると考えられるロケットエンジンを搭載した小型部分再使用型システムの検討を行った。

2. 2 高信頼飛行実験の検討 [3, 4]

再使用型輸送システムを実現する上で必要不可欠なキー技術の飛行実証を目的とした高信頼飛行実験（RAFLEX, Reliable Ascent Flight Experiment）の検討を行った。

3. 成果の概要

3. 1 部分再使用型輸送システムの検討

3. 1. 1 実用システムの開発シナリオ

再使用型輸送システムの最終的な目標は、安全性や運用性に関する航空機的设计思想を取り入れた完全再使用型システムの実現であるが、しかしながら、技術的なハードルや開発規模の観点から、一気にそのようなシステムを実現することは困難である。そこで、次のような段階的アプローチをとるのが適切であると考えられる。

まず、第一段階として、技術的リスクが比較的小さく、開発費も過大にならないロケットエンジンを搭載した小型の部分再使用型システムから開始する。このシステムでは、コスト削減や性能向上よりも打ち上げリスクの低減に重点を置き、一段を再使用型、二段を使い切り型ロケットとする。一段を再使用可能な形態とするだけでも、緊急時に地上に帰還する能力（いわゆるアボート飛行の能力）を持たせることができるようになり、従来の使い切り型ロケットに比べて、ペイロード喪失のリスクを大幅に下げることができると考えられる。第二段階以降は、完全再使用型システムの実現に向けて、空気吸い込みエンジン技術が成熟したところで一段のエンジンを空気吸い込みエンジンに切り換える、あるいは、二段に再使用性や回収機能を付加する、さらには、二段式から単段式へという展開も考えられる。

以下では、第一段階の実用システムとして適していると考えられる小型部分再使用型システムの検討結果の概要を示す。

3. 1. 2 機体概要

機体の飛行イメージを図1に、外形形状及び諸元を図2に示す。有翼の機体が再使用型の一段である。全段全備質量は約103トンであり、東打ちの場合、約1トン程度のペイロードを地球低軌道に投入することができる。一段には、液体酸素・液体水素を推進薬とし、真空中比推力422秒、1基当たりの海面上推力22トンという性能を持つ仮想的な再使用型エンジンを6基使用するものとした。使い切り型の二段にはH-IIAロケットに使われているLE-5Bを想定した。また、各段の構造効率（＝推進薬質量／全備質量）は、液体酸素・液体水素を推進薬とする過去の機体を参考として、一段：0.75、二段（ペイロード質量を除く）：0.86と設定した。現在の技術レベルでも非現実的な値ではないが、機体の軽量化が成立性の鍵を握っていることは確かである。

3. 1. 3 飛行計画

図3に飛行経路の一例を示す。一段は、マッハ数5程度で二段から分離した後、

推力を使って進行方向を反転させ、その後無推力で滑空し、射点付近の着陸場に帰還する。我が国は四方を海に囲まれているため、さまざまな打ち上げ方位に対してダウンレンジ方向に着陸場を用



Fig.1: In-Flight Image of Partially Reusable Launch System

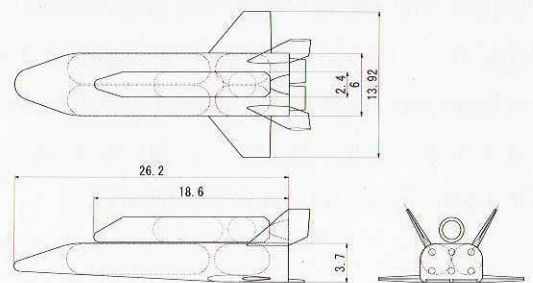


Fig. 2: Three-View Drawing

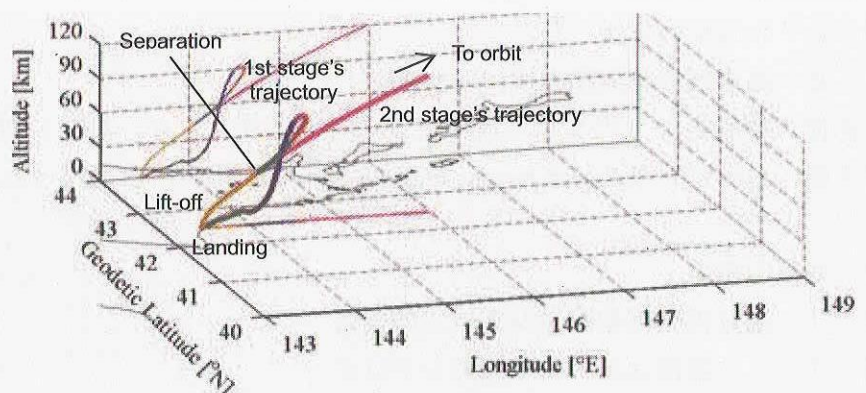


Fig. 3: Flight Profile in the Vicinity of Launch Site

意することは不可能である。そのため、一段を回収して再使用するためには、図3に示したように一段は射点付近に帰還する能力を備えていなければならない。運用の効率性の観点からも、射点と着陸場は近くにある方が望ましい。

3. 2 高信頼飛行実験の検討

3. 2. 1 実験目的と機体概要

上で示したような再使用型輸送システムを実現するためには、以下のような技術が必要となる。

- ・推進系、アビオニクス系の故障許容設計技術
- ・機体異常を検知・同定し、適切な対応策を決定するヘルスマネジメント技術
- ・制御デバイスの故障を許容する制御技術、及び飛行経路をオンボードで再設定する誘導技術
- ・軽量複合材構造に対する信頼度定量化・損傷許容設計技術、構造ヘルスマニタ技術

高信頼飛行実験 RAFLEX はこれらの技術の飛行実証を主な目的としたもので、以下に検討結果の概要を示す。図4と5は、それぞれ実験機の飛行イメージ及び機体三面図である。機体形状は、デルタ翼を備えた一般的な翼胴形態であり、飛行機の降着装置を用いて滑走路に水平着陸する。

3. 2. 2 飛行計画

飛行プロファイルを図6に示す。どのケースにおいても実験機は射点付近の滑走路に着陸する。ここで示した実験機の規模では、搭載できる推進薬が少ないため、速度・高度に関する飛行領域は極めて狭い。ノミナル飛行時間は約150秒である。正常飛行のケースの他に二種類の模擬アボート飛行を想定している。①推力飛行中にエンジン1基を停止させるケース、②推力飛行中に4基のエンジン全てを停止させるケースである。①のケースでは、残りの3基のエンジンで推力飛行を継続するが、このような飛行を行うためには、故障したエンジンの制御能力を残りのエンジン及び空力舵面に再配分するような制御則を設計する必要がある。また、基準となる飛行経路をオンボードで再設定できるような誘導則を設計する必要がある。

3. 2. 3 主要なサブシステム

液体酸素・液体水素を推進薬とする海面上推力8.1kNの小型ロケットエンジン4基を機体後端に搭載する。各エンジンは姿勢制御のために独立にジンバリングさせる。エンジン基数は、機体が垂



Fig. 4: In-flight Image of RAFLEX

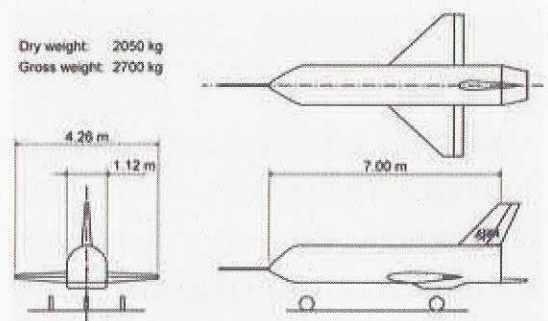


Fig. 5: Three-View Drawing (rocket engines are not shown).

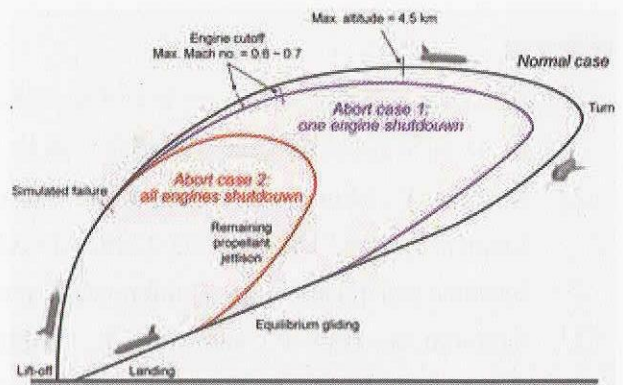


Fig. 6: Flight Profiles of RAFLEX

直にリフトオフできるように、また、推力飛行の後半でエンジン 1 基を模擬故障させても残り 3 基で安全に飛行できるように決めたものである。推進薬は、推力飛行中ヘリウムのガス圧によってエンジンに供給される。エンジン停止後にタンク内に残っている推進薬は、着陸後の機体運用時の安全性を考慮して滑空飛行中に排出する。種々の加速度環境下での推進薬の供給・排出は重要な技術課題である。

アビオニクス機器は、胴体前方部に搭載する。故障許容アビオニクス設計技術を実証するために、3 台の飛行制御計算機を高速ネットワークによって接続し、三重冗長システムを構成する。飛行制御用のセンサとしては、慣性航法装置、GPS 受信機、エアデータシステムを想定している。

機体主構造には、一般的なアルミと複合材の両方を適用する。複合材の適用範囲は検討中であるが、推進薬タンクに関しては、極低温複合材タンクの技術的な困難度を考慮して、現時点ではアルミタンクを想定している。複合材構造は、部材を接着することにより形成されるが、継ぎ手部の耐損傷性や構造としての信頼度は統計的手法によって評価する。複合材接着継ぎ手部などの構造上クリティカルな部位にはヘルスマニタ用のセンサを組み込むことを想定している。

4. まとめ

本稿では、ロケットエンジンを搭載した実験機を開発し、これによって実証された技術を用いて小型の部分再使用型輸送システムを実現するというシナリオを示した。このシナリオは、一段の回収・再使用化に重点を置いたものである。もう一つの考え方として、かつて HOPE-X で目指していた二段（上段）の回収・再使用化に重点を置くシナリオもある。今後、後者についても検討を深め、世界的な動きも踏まえつつ、将来の輸送系開発に向けた技術開発ロードマップを作っていく予定である。

参考文献

- [1] 石本真二・森隆茂, リフ アレンスシステムとしての二段式部分再使用型打ち上げ機の検討, 第 48 回宇宙科学技術連合講演会, 福井, 平成 16 年 11 月.
- [2] Minami, Y., Ishimoto, S., Mori, T. and Fujii, K., "Design Study on a Small-Sized Partially Reusable Launch System," AIAA-2005-3249, AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, Capua, Italy, May 16–20, 2005.
- [3] Ishimoto, S., Fujii, K., and Mori, T., "Flight Demonstrator Concept for Key Technologies Enabling Future Reusable Launch Technologies," *Acta Astronautica*, Vol. 57, Issues 2–8, July–October 2005, pp. 438–443 (also available as IAC-04-V.8.03, 55th International Astronautical Congress, Vancouver, Canada, October 4–8, 2004).
- [4] Fujii, K., Ishimoto, S., and Shimura, K., "Reliable Ascent Flight Experiment: RAFLEX," AIAA-2005-3349, AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, Capua, Italy, May 16–20, 2005.

ロケットエンジン高信頼化設計手法の研究

Integrated Design Methodology for Highly Reliable Liquid Rocket Engine

―概念設計品質の最適化方法／起動過渡における故障シミュレーション―

―Optimizing Process of Concept Design Quality―

―Failure Simulation at start transient―

宇宙輸送系研究センター 再使用推進系チーム

Future Space Transportation Research Center Reusable Propulsion System Team

青木 宏、田口秀之、倉谷尚志、岡井敬一、小島孝之、長谷川卓也、荻田丈士

Hiroshi.Aoki, Hideyuki.Taguchi, Naoshi.Kuratani, Keiichi.Okai,

Takayuki.Kojima, Takuya.Hasegawa, Takeshi.Kanda

Abstract

In past, the Design for Space Systems has conducted accumulating the optimum design results for each device. "System Reliability Level" was measured as the results of long-time development tests. Recently, the new design method is required. It is necessary to predict "System Reliability Level" at Concept Design Phase, to grasp the distribution of "Risks and Margins", to control "Total Reliability Level" and to optimize "Risk Distribution" because "Attained Reliability Level depends on its basic Concept" consequently.

This paper describes the results of study to measure "Design Quality", unifying "FMEA", "FMECA", "PRA", "PDA" and "Simulation Tools". Some design parameters are picked up to understand where and how their dispersion makes an effect in the whole systems and to control the total system robustness.

1. はじめに

安全／自在に宇宙空間を往来できることが、将来宇宙活動の必須条件であり、このために宇宙輸送機の信頼性を向上することが緊急の要請となっている。致命的故障の大半は、統計的にも推進系／エンジンの周辺で発生しているが、この原因として、(1) 求められる加速性能故に、扱うエネルギー密度が他種機械に例がないほど高いこと、と同時に(2) 極限の軽量化が求められ、限界設計が強いられること(実際、ターボポンプ回転体は、極低温環境下に限りかろうじて遠心応力に耐えている。また、主燃焼室は熱的降伏条件下で歪みを蓄積しつつ運転されている)、また、(3) 過渡現象、振動応力などをも含め、負荷が複合的で未だ十分な精度で予測しにくいこと、などが挙げられる。

以上に鑑み、2003年度から、対象を推進系に絞り込み、以下の研究を推進してきた。

1) ロケットエンジン高信頼化設計手法の検討

2) 統合化・冗長化による推進系高信頼化手法の研究

3) 再使用推進系総合計画の検討

4) 推進系概念絞り込みの検討

再使用化を考慮した場合、各要素の高信頼化のみならず、故障診断システム／機能再構

築システムなどの確立が重要となる。本研究はこれらを意図しつつ、現行使い捨てロケットに適用することも考慮し、以下の目標に重点化して研究を行った。

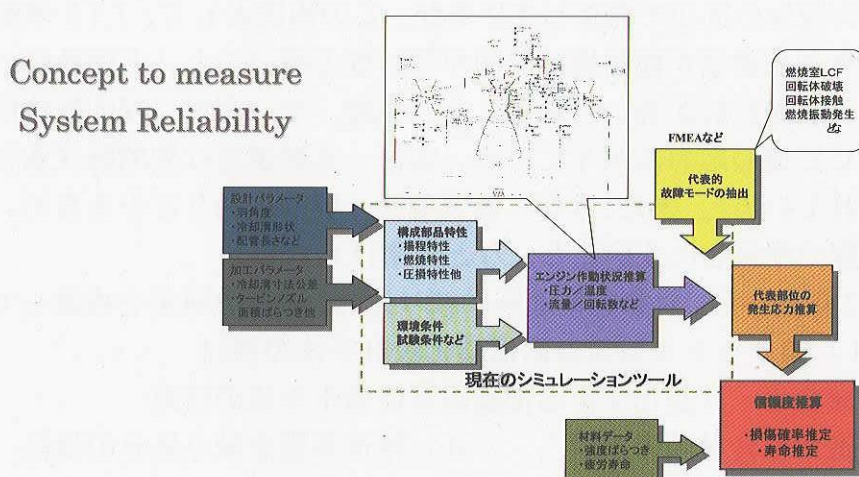
- (1) システムに内在する「リスクとマージンの分布」を把握し、許容水準への抑制を図るために、システム全体を見通して大域最適化する設計手法を確立すること
- (2) 号機ごとの「製造のばらつき／動作点の偏差／環境の微小変動」などが故障発生の主因となっている可能性に鑑み、これら故障ドライバの変動可能性をあらかじめ見込んでおく設計手法を確立すること、つまり故障の原因となる各部応力分布にどのように伝播／写像され、故障モード毎の発生確率に影響を与えるか、その感度を定量的に捕捉すること
- (3) これらの影響度／致命度を総合的に評価した上でロバストな設計点の組み合わせを探索する体系的手法を構築すること

本報告では、「ロケットエンジン高信頼化設計手法の研究」を中心に、今年度研究成果、および今後の研究計画について報告する。

2. 研究の概要

到達できるシステム信頼度は、概念設計の出来／不出来に大きく依存する。従来、実証用ハードウェアの存在しない概念設計段階に、信頼度を予測することは至難であった。設計の優劣は、天才的設計者がシステム全体を見通すことで直感的に洞察すべき対象であった。システムが肥大化する現在、これを代替する方法として、電算機空間上で「仮想設計」を広域に展開し、故障確率などに基づいて、設計の優劣を判定する評価モデルを構築することが、システムの高信頼化を図る上で必須と考えられる。

本研究では、設計概念の選択／設計変更などに際し、設計の優劣を体系的に比較することを目的に、既存のシミュレーションプログラムを中核として、故障モデルを結合し、各設計変数の選択／製造上のばらつき／動作環境の微小偏差などが、システム全体に及ぼす影響／各部故障発生確率に伝播する感度などを、定量化することを試みた。故障致命度によって、優先順位をつけ、これらをシステムシミュレータに結合することで、システム全体の優劣判定／信頼度定量化（相対化）が可能になると考えている。信頼度定量化の概念を下図に示す。



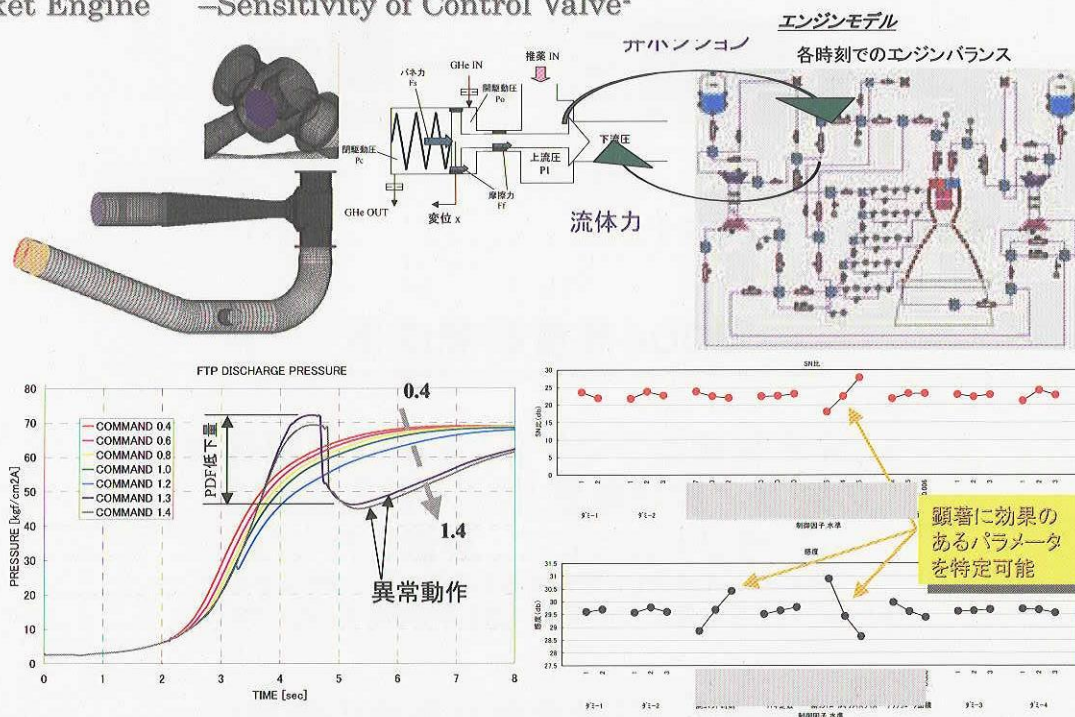
前年度には、「定常作動シミュレータ」を核として、再生冷却溝寸法／燃焼室長さなどをパラメータに、燃焼室熱負荷／タービンディスク応力／ターボポンプ危険速度への影響伝播を試み、各パラメータの感度を測定するとともに、信頼度に相当する寿命／安全余裕などへ換算／定量化できることを示した。

今年度は、運用エンジンで実際に発生した「エンジン起動不全故障」に注目し、「起動過渡シミュレータ」を核として、制御弁運動方程式を結合し、起動渋滞の発生する条件／故障ドライバの検出、およびその感度測定を行うとともに、この現象に対するロバスト化を試みた。制御弁運動方程式を扱うために、弁体（ポペット）周辺の流体環境変動はCFDを用いて求めた。

3. 成果の概要

過渡シミュレーション結果を下図に示す。この「制御弁開動作渋滞現象」は、弁単体では起こり得ず、起動過渡時、弁ポペットにかかる流体力のキックバックによって発生することが裏付けられた。発生限界に対して、感度の高いパラメータは、弁開コマンド時間の他、開制御オリフィスサイズなどが、検出できている。ただし、後者で制御する場合、サイズの微小変動の感度が高く、単独ではロバスト化しにくい傾向も判明している。各パラメータの変動分布を入力することによって、故障発生確率を定量化でき、また各パラメータの感度によって、ロバスト性の高い組み合わせを選択することが可能である。

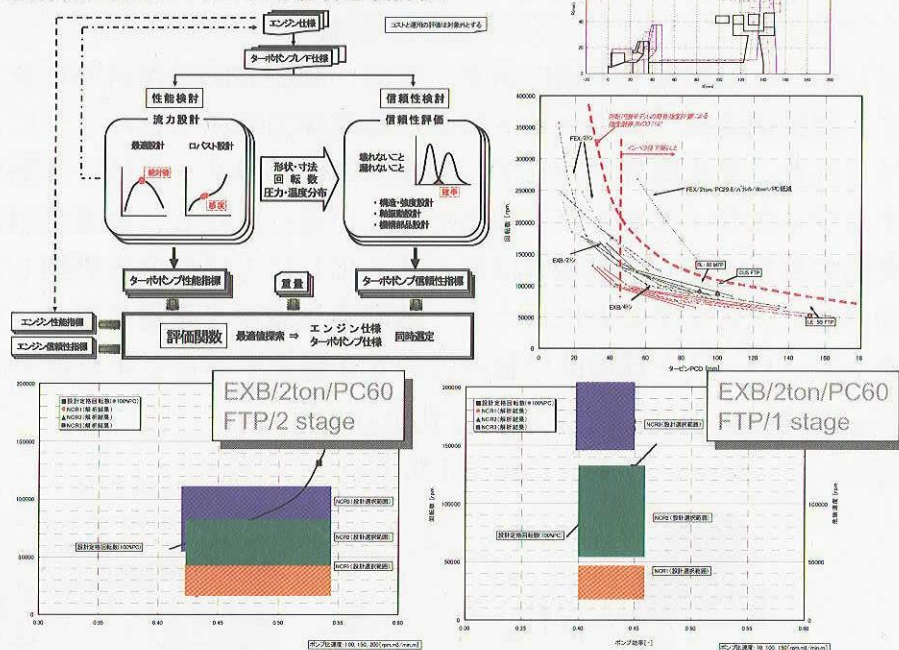
Integrated Design Methodology for highly Reliable Rocket Engine –Sensitivity of Control Valve–



向上するためには、2段ポンプとすることが常套的に行われるが、このケースでは、効率を優先すると、3次危険速度を超えた設計回転数となり、推力可変要求に合致しないこと、効率を犠牲にして回転数を低下すると、軸受バネ定数などの調整によって3次危険速度は回避できるものの、2次危険速度と接近し、結局2段ポンプでは、設計点が見つからないことなどが判明した。1段ポンプを選択した場合、推力可変域に2次危険速度が存在し、これを回避するためには、ポンプ効率を40%程度まで低下させる必要が認められる。回転数の設定には、さらにタービン効率なども密接に関わり、最終的にはこれらを1 set として最適設計点の組み合わせを探索する必要性が理解できる。

Integrated Turbopump Design Methodology

(流体設計基礎モデルによる影響感度評価)



以下に、今年度研究成果サマリを示す。

2004年度研究成果

1. 非定常解析プログラムを用い、「制御弁の製造／環境偏差」による起動過渡のバツキについて、評価を行った。

実エンジンで発生した起動渋滞を再現でき、システムからのキックバックを含む発生メカニズム／発生限界を示すことができた。

2. ターボポンプ統合設計手法の構築に着手し、軸系設計／危険速度設計プロセスを統合した。

エンジン概念設計において、エンジンサイクル／燃焼圧／回転数などの最適組み合わせなどについて提案できた。

これら統合・高信頼化設計手法を、次世代エンジン概念設計に適用することを想定し、そのプロセスを下図に示した。要求仕様を満たし、かつもっとも高い信頼度を実現できるエンジンサイクル／燃焼圧力／ターボポンプ回転数など、基本パラメータの最適組み合わせを見出すことが目的となる。

高信頼化設計手法適用プロセス

電算機空間上で仮想設計を行い、設計結果、
また各パラメータ変更の効果を定量的に予測・把握することが基本。

1. 新規概念を含め、比較すべき設計選択肢を洗い出す
2. リスク評価(PRA)などに基づき、主たる故障モードを洗い出す。
3. 故障原因となる設計／製造／環境パラメータを洗い出す
各パラメータの発生確率／分布を調査・把握・仮定する
4. 故障モデルを作成する
寿命／信頼度などを定量化(PDA)
各パラメータの感度確認／相互作用等を確認
5. 性能／コスト／運用性などを含め、評価関数を定義する
6. 各設計選択肢毎に、最適設計点、あるいは変動に対しロバストな設計点を選択する
7. 各設計ケースを比較評価／概念を選定する

4. まとめ

「ロケットエンジン高信頼化設計手法の研究」を中心に、2004年度の研究成果を示した。研究全過程の成果サマリを下図に示す。

研究成果サマリ

2003年度

定常計算シミュレータを中核にして、故障モデルを結合し、寸法ばらつきなど製造パラメータの変動が各部信頼度(寿命)に伝播する影響／感度を評価した。定常状態信頼度の記述例を示すことができた。

- ・主燃焼室再生冷却溝3寸法ばらつき→冷却性能／タービン応力
- ・主燃焼室平行部長さ→冷却性能／ターボポンプ危険速度など

2004年度

起動過渡シミュレータを中核にして、故障モデルを結合し、動的故障の発生限界、また各故障ドライバの感度を評価できた。過渡状態信頼度の記述例を示すことができた。

- 制御弁コマンド偏差／寸法ばらつき／環境偏差
→弁ポペット周辺過渡圧力バランス→システム起動渋滞

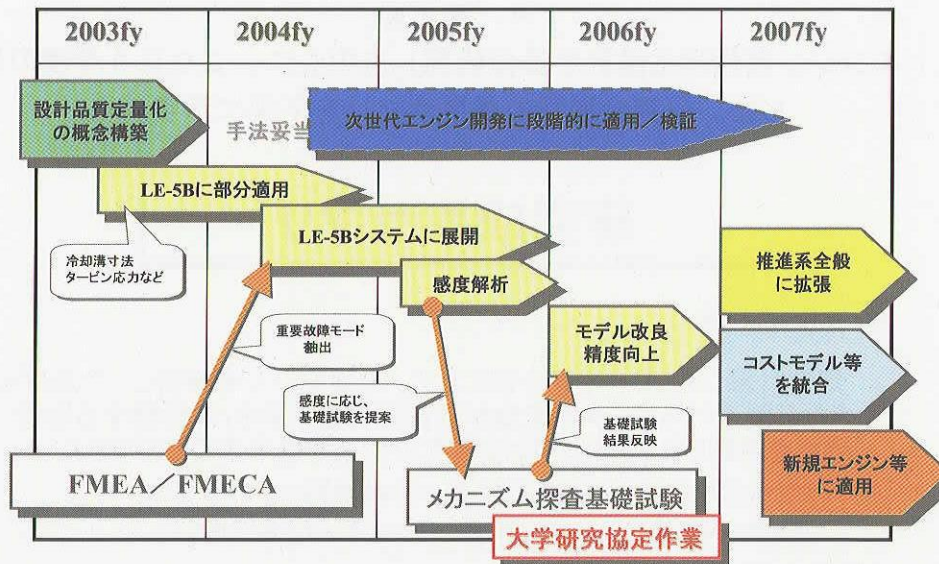
以上に併行して、ターボポンプ統合設計解析ツールを整備に着手している。「軸系設計／危険速度解析」を統合し、合理的設計回転数選定方法を示した。

故障現象（定常／起動過渡）を織り込んで、システムシミュレーションを行い、各故障原因因子（故障ドライバ）の確率的変動、あるいは設計上の変更がシステム全域にどのような感度で伝播するか、その結果故障発生確率（＝１－信頼度）がどのように変化するか、代表概念を示すことができた。もちろん、すべての故障モードをモデル化／統合化することは、事実上困難であるが、故障の致命度に優先順位をつけた上で、重要故障モデル／故障ドライバに絞り込んで、その伝播経路／感度などを把握し、それぞれの故障耐性を全経路でロバスト化しうる設計点の組み合わせを探索することによって、概念設計の最適化、あるいはその優劣を相対化できると考えている。

今後の研究計画を下図に示す。本研究の成果を、現在検討中の「再使用観測ロケット／パイロットエンジン開発構想」などに適用することを計画している。適用に際しては、机上のシミュレーション計算のみに依存することなく、多くの未知の故障現象をモデル化するために、要素試験などに立ち戻り、結果を突き合わせることは必須である。

さらに、「信頼性」を向上するためには、「コスト」が発生し、あるいは「性能」を犠牲にしなければならないケースも発生するため、将来的には、これらの価値を相対化する評価関数が必要となる。最終的には、「運用性」等も含め、顧客の被るかもしれない「逸失利益」の期待値を最小化する評価関数などに統一することを目指している。

Study of Integrated Design Methodology for highly Reliable Rocket Engine ROADMAP



参 考 文 献

- [1] Alien, B. D.: Historical Reliability of U.S. Launch Vehicles, AIAA 2001-387, 2001
- [2] Chang, I-Shih.: An Overview of World Space Launches, ISTS 1998-a-1-36, 1998
- [3] Havskjold, G.: Robust Design Computational System (RDCS), MSC Users Conference, 1999
- [4] Wood, B. K.: Propulsion for the 21st Century – RS-68, AIAA 2002-4324, 2002
- [5] Yabana, J., Kobayashi, T., Kouchiyama, J., Fukui, T., Taniguchi, H.: Consideration of new method for the rocket engine reliability certification, ISTS 2002-a-44, 2002
- [6] 平田邦夫, 升谷五郎, 上條謙二郎: 液体ロケットエンジンの信頼度評価法, 日本航空宇宙学会誌, 52(2004), pp.57-64
- [7] Maggio, G., Sen, D. and Hark, F.: A Methodology to Rapidly and Effectively Assess the Reliability of Conceptual Advanced Rocket Engines, AIAA-2004-3515, 2004
- [8] Taniguchi, H., Shirouzu, M., Chinzei, N., Kouchiyama, J., Tanatsugu, N. and Inatani, Y.: R&D Status and Future Plan of Japanese Reusable Launch System, ISTS 2002-o-1-4v, 2002

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および空力技術に関する研究

Development of Concept Study Program 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

Systems Evaluation and Analysis Team

鈴木広一、高崎浩一、岩田創、荻田丈士、甲斐高志、南 吉紀、小林弘明、黒滝卓司

Hirokazu SUZUKI, Kouichi TAKASAKI, Takumi IWATA, Takeshi KANDA, Takashi KAI,

Yoshinori MINAMI, Hiroaki KOBAYASHI, Takuji KURUTAKI

Abstract

In this research, optimal design, evaluation, and aerodynamic problems for future space transportation systems are conducted. A conceptual design tool for space transportation systems called SEAT (Systems Evaluation and Analysis Tool) is under developing. The design criteria are also investigated and several types of the concept for the future space transportation systems are designed optimally and are evaluated. In the last fiscal year, a prototype of the SEAT was developed. The catalysis is dealt as aerodynamic problems for the future space transportation systems. In the last fiscal year, experimental data of various flow conditions were obtained in new ICP-heated 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。

将来宇宙往還機的设计・評価に関する研究では、部分再使用型を含む往還機コンセプトの最適設計と評価により、将来宇宙往還機の候補コンセプトの絞り込みと、技術課題および定量的改善目標の提示を目標とする。そのため、往還機コンセプトの最適設計技術の確立と、評価基準の設定を行う。

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指とする。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、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推進する。

2. 研究の概要

平成 16 年度は以下の項目について研究を行った。

[コンセプトスタディプログラムの開発]

- ・ SEAT の雛型プログラム開発
- ・ 雛型 SEAT による各種宇宙往還機コンセプト（部分再使用（固体ロケットブースターあり、なし）、単段式ロケット、二段式ロケット、二段式往還機（母機；予冷ターボ、軌道機；ロケット））の最適設計

[空力技術に関する研究]

- ・ 高エンタルピ風洞によるデータ取得と評価

触媒性現象の把握のためには、幅広い条件、試験手法での高エンタルピ気流中の試験データの蓄積が必要不可欠である。従来のアーク加熱風洞での試験に加え、平成 16 年度は、誘導プラズマ加熱風洞における安定した加熱試験法を確立し、SiC コーティング供試体、高触媒コーティング供試体、超高温セラミック供試体の高温特性把握に関する試験を行った。また、異なる形状の供試体として、平板供試体を用いた触媒性評価試験法の検討を進めた。

3. 成果の概要

[コンセプトスタディプログラムの開発]

SEAT の雛型開発と、これを用いた試設計を通し、最終的な SEAT の要求仕様を明確化した。試設計結果の一例を Figure. 1 に示す。Figure. 1 は、同一のミッションに対して離陸重量を最小とする各種コンセプトの機体規模の比較を示している。図中、左から順に単段式ロケットプレーン、二段式ロケットプレーン、二段式宇宙往還機（母機；予冷ターボエンジン、軌道機；ロケットエンジン搭載）である。

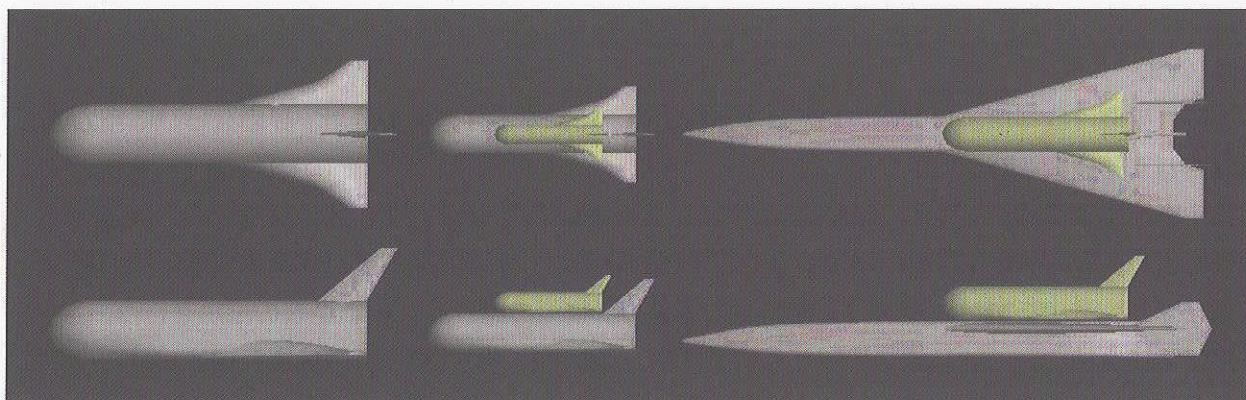


Figure. 1 Comparison of Vehicle Size of Various Concepts

[空力技術に関する研究]

・高エンタルピ風洞によるデータ取得と評価

アーク加熱風洞に比べて汚れの少ないクリーンな気流で、試験頻度を数倍に高めると同時に、加熱率 1.5MW/m^2 、最高温度 1800°C 以上を実現し、アーク加熱風洞と同等の加熱条件を得た上で、空気プラズマに加えて窒素プラズマ中での加熱を実現し、酸化による表面状態変化に伴う触媒性および輻射率の違いを実験的に把握した (Figure. 2)。今後の CFD 解析との比較により、表面反応状態のより高精度な解明に寄与するものである。平板供試体試験については、熱電対取り付け手法などを含む温度計測評価技術の確認を行い、試験実施準備を完了した。

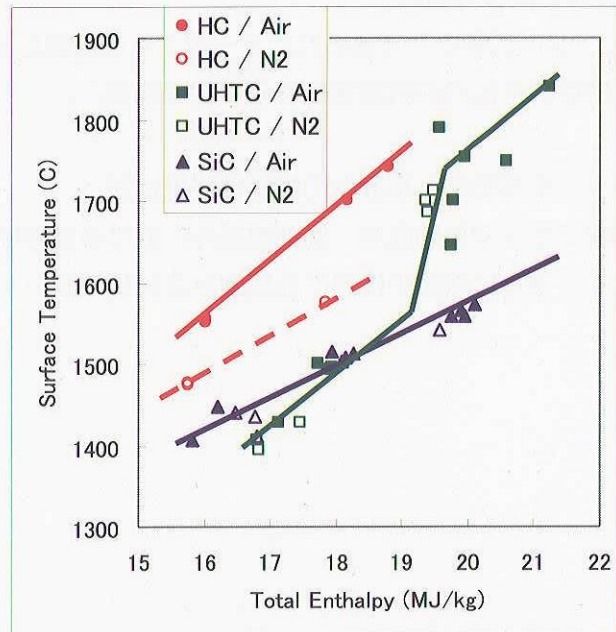
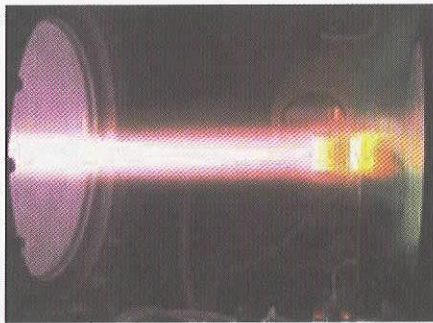


Figure. 2 Heating test result in ICP-heated wind tunnel

Relationship between Total enthalpy and surface Temperature.

High Catalytic sample(HC) and Ultra High Temperature Ceramic

4. まとめ

[コンセプトスタディプログラムの開発]

昨年度の成果から、SEAT の最終形態に対する大規模な機能追加要求として、機体平面形の設計および構造重量推定の相対精度向上が明確にされた。前者は平成 17 年度に、後者は平成 18 年度に機能追加する計画である。また、設計技術および空力加熱推算精度の向上等、幾つか改善が必要な機能が明らかとなった。これらの課題を解決し、平成 18 年度に SEAT を完成させる計画である。平行して、今後は設計基準の検討を促進する。

[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 17 年度は、下記の研究を実施する予定である。

- ・ アーク加熱風洞：平板上の触媒性評価比較
- ・ 誘導プラズマ加熱風洞：低加熱条件における触媒性評価
- ・ 高エンタルピ気流中における温度計測技術の向上

ケーシング形状がターボポンプインデューサの内部流れと非定常圧力変動におよぼす影響

Effect of the Casing Configurations on the Internal Flow and Unsteady Pressure Fluctuation in Turbopump Inducer

島垣 満・橋本 知之・渡邊 光男・長谷川 敏・中村憲明・吉田義樹

角田宇宙センター，ロケットエンジン技術センター，ターボポンプチーム

Mitsuru SHIMAGAKI, Tomoyuki HASHIMOTO, Mitsuo WATANABE, Satoshi HASEGAWA,
Noriaki NAKAMURA, and Yoshiki YOSHIDA

Kakuda Space Center, Rocket Engine Technology Center, Turbopump System Team

Abstract

The effects of the inlet casing configurations on unsteady cavitation were examined with a 3-bladed inducer. The inlet flow and cavitation pattern in two different casings were visualized using PIV (Particle image velocimetry) and high-speed video. It was found that the rotating cavitation would be suppressed when the tip clearance at the inducer inlet was increased. The vortex cavitation in tip leakage flow and cavitation in back flow is considered to affect the appearance of the rotating cavitation by the inlet casing configuration.

1. はじめに

推進剤の供給のうえで重要な役割を果たすロケット用ターボポンプには、高揚程、高吸込み性能ならびに小型、軽量化が要求される。高速のターボポンプには、吸込み性能を向上させることを目的として、ヘリカル形状のインデューサが前段に用いられる。インデューサには高い吸込み性能のほか、近年ではキャビテーションによる不安定現象を抑制^{1,2)}することが、ターボポンプの信頼性向上のために要求されている。

キャビテーションによる不安定現象の代表的なものとして、旋回キャビテーション³⁾、キャビテーションサージ⁴⁾が挙げられる。旋回キャビテーションとは、各翼で大きさの異なるキャビティパターンが周方向に旋回する現象である。この旋回キャビテーションは、以下のように分類される。

- ・キャビティのパターンが翼の回転方向に回転速度より速く、または遅く伝播する“前まわり旋回キャビテーション”
- ・翼の回転方向と逆方向に伝播する“逆まわり旋回キャビテーション”⁵⁾
- ・翼に固着して回転する“回転同期旋回キャビテーション”

前まわり、逆まわり旋回キャビテーションは、軸回転数に同期しないため回転非同期旋回キャビテーションとも称されている。また、キャビテーションサージはキャビティの動特性が原因となって発生するシステムの一次元的不安定現象である⁴⁾。キャビテーションによる不安定現象の発生は、軸振動を増大させたり、翼にかかる変動応力を増加させたりするため、信頼性向上の観点から問題となっている。

これらの不安定現象については、高速度ビデオカメラ、ストロボ撮影、非キャビテーション下での PIV による観察から、その性質について説明されている⁷⁾。しかし、不安定現象発生状況での PIV 計測による内部流れは、発生するキャビティが計測の妨げになる等の理由から行われていなかった。

本研究では、ロケットのフライトで要求される最も厳しい条件以下までキャビテーション係数を下げ、段差なし型と段

差あり型¹⁾の2形状のインデューサケーシングを使用し、インデューサ近傍の流れ場を PIV ならびに高速度ビデオを用いて可視化比較実験を行った。本報告では、吸込み性能実験で得られたインデューサケーシング壁面の圧力変動解析結果及び可視化観察画像からケーシング形状による回転非同期旋回キャビテーション抑制の機構について考察する。

2. 実験装置及び方法

2.1 実験装置 本実験は、角田宇宙センターに設置されているキャビテーションタンネル試験設備を用いて行われた。Fig.1 に設備の概要を示す。設備は、作動流体を水とする回流式水槽である。水は十分に脱気された後、水槽内に供給される。インデューサは、直流モータによって駆動される。インデューサ上流には、加圧減圧を行う圧力調整器が設置されておりインデューサ入口圧力を任意に設定できる。またインデューサ下流には、タービン式流量計が設置されている。更に下流には、熱交換器が設置されており、実験中作動流体の温度はほぼ一定に保たれる。

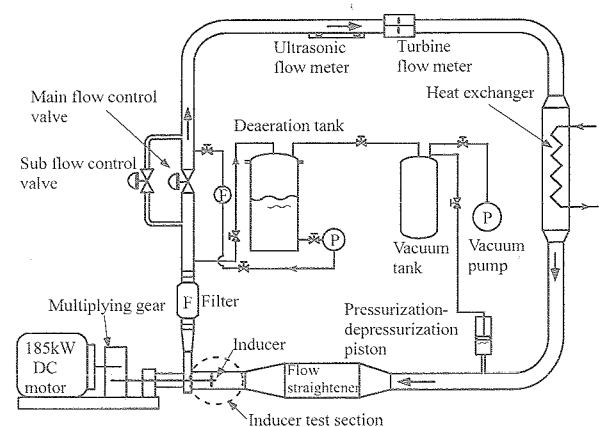


Fig.1 Experimental apparatus

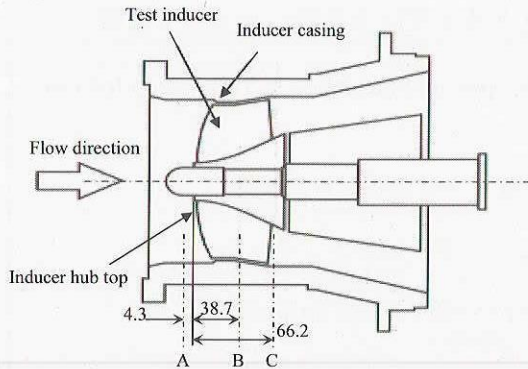


Fig.2 Schematic diagram of test inducer and sensor locations A, B and C

旋回キャビテーション及び非定常圧力変動の発生を確認するために、インデューサのケーシングまわりに圧力センサを設置した。センサ位置の概略を Fig.2 に示す。インデューサ入口部でのセンサ位置を A、翼中間部を B、出口部を C と称する。供試インデューサは3枚翼である。

本実験で使用したインデューサケーシングは、PIV 及び高速度ビデオでキャビテーションを観察するために透明アクリル樹脂で製作されている。更に光の屈折の影響を最小にするため、ケーシング外形は矩形形状とした。Fig.3(a), (b)には、使用した2種類のケーシングを示す。(a)は、インデューサ入口流路の内壁が直管型の段差なし型ケーシングであり、(b)は、インデューサ前縁近傍まで内径を拡大させて奥行きを持たせて傾斜をつけた段差あり型ケーシングである。

座標系は、軸方向距離を x として、半径方向距離を r とする。PIV 撮影領域は、 x - r 断面である。

2.2 PIV 計測システム PIV は、流れ場に介在する粒子にシート状のダブルパルスレーザ光を照射し、CCD カメラにより捉えた時系列の粒子画像から二次元速度分布を得る手法である。光源には、YAG レーザを2台使用した。レーザシート厚は約 3mm、レーザの発光間隔は 50 μ s である。またトレーサには、水で希釈した水溶性修正液を使用した。トレーサは、実験直前に第1図に示す試験設備管を減圧させた状態で供試部近傍のガス抜き孔から注入させた。注入後 CCD カメラでトレーサが均一に捉えられるまで試運転、トレーサ注入を繰り返してから試験を行った。

2.3 高速度ビデオによる可視化計測 高速度ビデオの撮影は、500W の連続光源を2基用いることにより、毎秒 13,500 フレームにて行った。高速度ビデオによる可視化計測は、回転数 6,000rpm で行ったことにより、翼の回転角 2.67°毎にキャビテーションの形状が記録されるため、詳細なキャビテーション形状の変化が観察可能である。

2.4 実験方法 PIV 可視化実験は、回転数 5,000rpm で行った。回転数・流量を一定に保ち、インデューサ入口圧力を徐々に低下させることによりキャビテーション係数 σ ($= (P_s - P_v) / (1/2 \times \rho W_1^2)$; P_s : インデューサ入口静圧, P_v : 飽和蒸気圧, ρ : 流体密度, W_1 : インデューサ入口相対速度)を変化させて実験を行った。可視化領域は、Fig.3, Fig.4 に示すようにインデューサ中心軸断面に横からレーザシートを入射さ

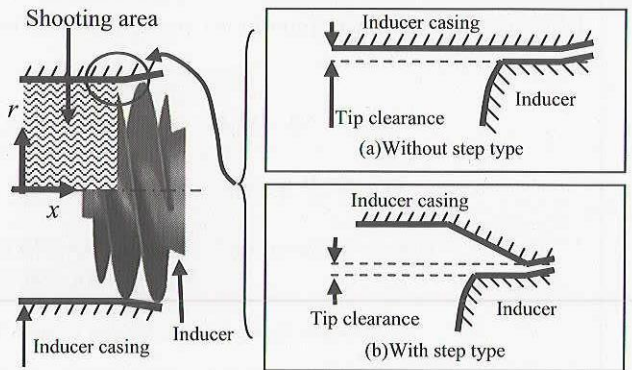


Fig.3 Schematic diagram of two test inducer casings

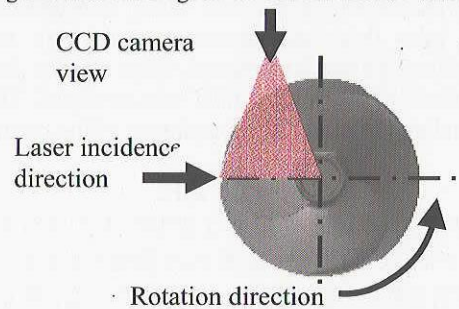


Fig.4 Schematic of laser incidence angle

せ上方より CCD カメラで撮影を行った。またインデューサケーシングに設置された圧力変動センサで計測された時系列データは、24kHz のサンプリング周波数で A-D 変換器に取り込み、実験後に周波数解析を行った。高速度ビデオによる可視化撮影ならびに吸込み実験での圧力変動の計測は、回転数 6,000rpm で行った。本実験では、回転非同期旋回キャビテーションに対して、ケーシング形状の影響が顕著に表れた流量比 $Q/Q_d=1.10$ で行った。 Q は実験流量であり、 Q_d は設計流量を表わす。

3. 実験結果及び考察

3.1 段差なし型ケーシング及び段差あり型ケーシングの翼中間部 B での圧力変動の比較 Fig.5, Fig.6 は、 $Q/Q_d=1.10$ の吸込み実験における、インデューサ翼中間部 B の圧力変動スペクトラム解析結果である。Fig.5 は、段差なし型ケーシングの場合で、Fig.6 は、段差あり型ケーシングの結果である。実験は、キャビテーション係数 σ を減少させる方向で行った。

Fig.5 の段差なし型ケーシングの結果では、 $\sigma \approx 0.059 \sim 0.038$ の領域で軸回転周波数成分 $\omega_s (=100\text{Hz})$ の約 1.1~1.3 倍にピークを有する周波数が確認できる。この圧力変動成分は、回転非同期旋回キャビテーションによるものであり、ロケットポンプの軸振動に悪影響を及ぼす¹⁾。

Fig.6 の段差あり型ケーシングの場合では、このキャビテーション係数の範囲で回転非同期旋回キャビテーションが発生していない。 $\sigma \approx 0.038 \sim 0.017$ 付近まで、約 20Hz にピークを持つ圧力変動が確認されるが、これはキャビテーションサージによる圧力変動である。

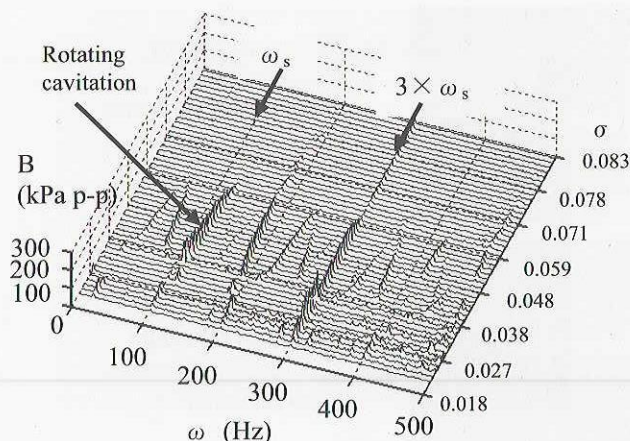


Fig.5 Spectrum analyses of pressure fluctuation B for $Q/Q_d=1.10$ without step type casing

このように形状の異なる2種類のケーシングでは、キャビテーション係数を下げるに従い、異なったキャビテーション不安定現象の発生状況を示している。段差あり型ケーシングは、回転非同期旋回キャビテーションを抑制する目的で開発されたケーシング形状であるが^{1, 2)}、その抑制機構は詳細に調べられていない。そこでインデューサ入口近傍とケーシング近傍の流れ場を可視観察する目的で、スペクトラム解析結果を踏まえて選択したキャビテーション係数 σ において、高速度ビデオカメラ及びPIVを用いた可視化実験を行った。

3.2 高速度ビデオによるインデューサ近傍の流れ場
Fig.7, Fig.8 は、6,000rpm, $Q/Q_d=1.10$ での段差なし型及び段差あり型ケーシングにおける、インデューサ軸 1/3 回転毎の高速度ビデオによる可視化画像である。

Fig.7 は、Fig.5 の実験に対応する段差なし型ケーシングの $\sigma \approx 0.054$ の高速度ビデオの画像であり、スペクトラム解析結果から判定して、回転非同期旋回キャビテーションが発生している場合のものである。インデューサ翼1→翼2→翼3を順次6回転分の各翼上に発生するキャビテーション形状の変化を示す。これらの画像から、各翼に不均一なキャビティとなっており、約2回転後に1翼分だけキャビティの形状パターンが回転方向に進んでいることが分かる。すなわちキャビティが翼の回転速度より速く伝播していることが可視的に示されている。また、キャビティが発達してい

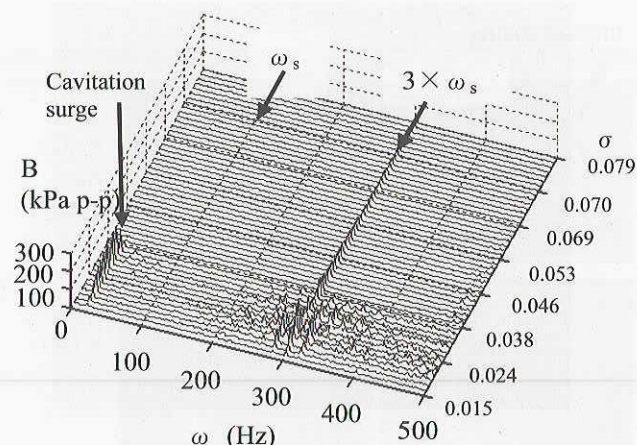


Fig.6 Spectrum analyses of pressure fluctuation B for $Q/Q_d=1.10$ with step type casing

る場合には、キャビティがスロートを越えて翼間流路を閉塞している状況が確認できる。

Fig.8 は、Fig.6 の実験に対応する段差あり型ケーシングの $\sigma \approx 0.057$ の可視化画像である。このケーシングの場合は、全ての翼に翼端漏れ渦キャビテーションがほぼ均等に発生している。加えて各翼間には、キャビティが翼間を閉塞している箇所が確認されない。段差なし型ケーシングに比較して、更に全体にキャビティの発生量が少なく、翼から離れた位置に軸方向の逆流渦キャビテーションが存在している。

この特徴の違いが、段差の有無による回転非同期旋回キャビテーション抑制効果の違いに影響していると考えられる。

3.3 PIVによるインデューサ入口近傍の流れ場

3.3.1 可視化観察結果 Fig.9(a), (b)は、 $Q/Q_d=1.10$ 、段差なし型と段差あり型ケーシングの場合である。各々 $\sigma \approx 0.590, 0.106, 0.091, 0.059$ 時のPIV計測結果を平均速度ベクトル(u, v) (以下、速度ベクトルと称す)で示す。ここでの平均とは、一回の撮影で計測される8枚組のPIV画像の速度ベクトルを単純平均処理した値である。また、Fig.9(a), (b)中の破線位置は、インデューサ翼前縁部を示す。 $\sigma \approx 0.590$ の非キャビテーション下では、翼端前方の丸線の範囲の速度ベクトルから、ケーシング形状の段差の有無は、翼端からの漏れ渦の領域の大きさの違いとなって示されている。更に、キャビテーション係数を下げ段差なし型ケーシングの $\sigma \approx 0.106$ 、回転非同期旋回キャビテーショ

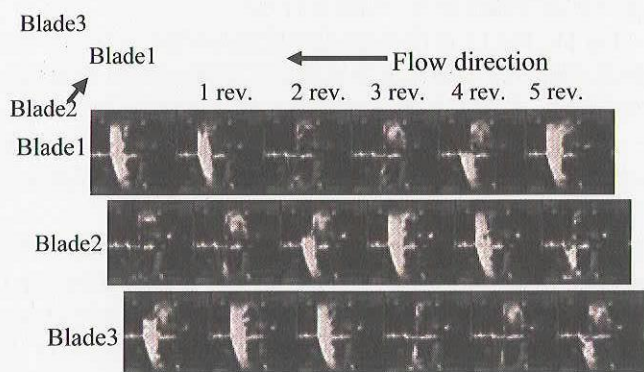


Fig.7 Sequence of cavity fluctuation on three blades under rotating cavitation at $\sigma \approx 0.054$ for $Q/Q_d=1.10$ without step type casing

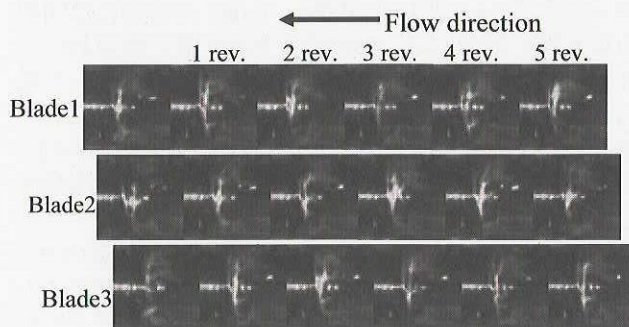


Fig.8 Sequence of cavity fluctuation on three blades even cavitation at $\sigma \approx 0.057$ for $Q/Q_d=1.10$ with step type casing

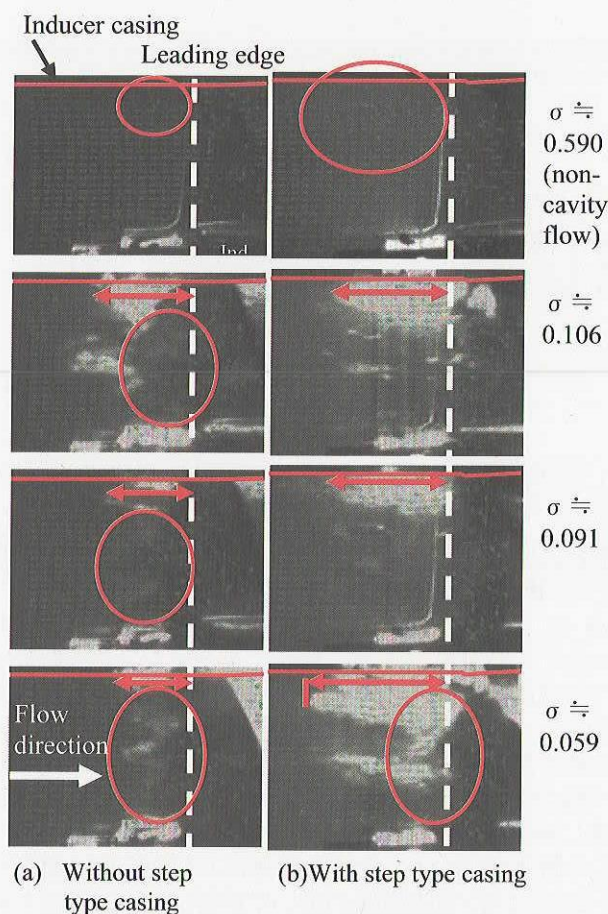


Fig.9 PIV comparison at each cavitation coefficients with two type casings for $Q/Q_d=1.10$

シオン発生前の $\sigma \approx 0.091$ および回転非同期キャビテーション発生中の $\sigma \approx 0.059$ とキャビテーション不安定現象が発生していない段差なし型ケーシングにおける各 σ を比較しても、ケーシング形状による差が認められる。段差あり型ケーシングの場合、翼端漏れ渦によるキャビティが、ケーシング内壁に沿って図中両矢印で示す範囲まで到達しているが、段差なし型ケーシングの場合では、翼端漏れ渦によるキャビティが段差あり型ケーシングに比較して短く、さほど上流まで発達していない。Fig.9(a), (b)中の白いキャビティ部にある速度ベクトルは、キャビティ気泡をトレーサとして検出されたものと考えられる⁸⁾。また段差なし型ケーシングの $\sigma \approx 0.106$, 0.091 , 0.059 の場合には図中の中央丸囲い部分には、キャビティを示す薄い影があり、この部分の速度ベクトルが乱れている。これは、ケーシング壁に沿って周方向に長く成長したキャビティが撮影領域面上を覆っていることを示す。この面に表れているベクトルは、中心断面には発生していない旋回成分を含んだ翼端漏れ渦を捉えたためと考えられる。

一方、段差あり型ケーシングでは、ミッドスパン付近のベクトルが翼直前まで主流方向を示しており、これは段差なし型ケーシングに比べてキャビテーションの発生量そのものが少ないことを示している。このことは、Fig.10 に示した高速度ビデオの画像からも観察できる。Fig.10(a)の段差なし型ケーシングでは、翼端から上流にキャビティが発達し(図

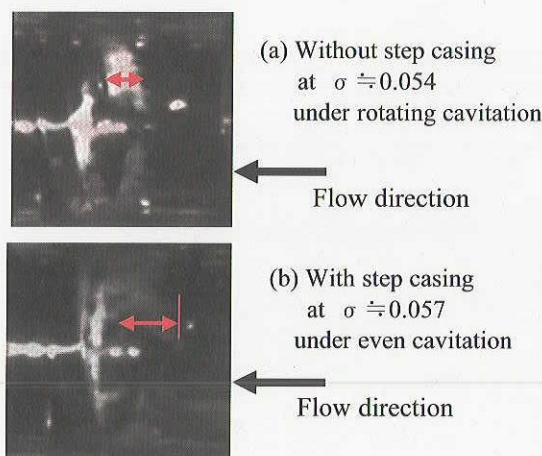


Fig.10 High-speed video pictures compared with two type casings for $Q/Q_d=1.10$

中両矢印)、かつそのキャビティが翼に沿って周方向に発達している。しかし、Fig.10(b)の段差あり型ケーシングでは、翼端漏れ渦のキャビティが翼から離れた位置(図中両矢印)に発達しているものと、数個の短い逆流渦キャビテーションのみである。

以上の PIV の解析結果及び高速度ビデオの観察結果から段差あり型ケーシングでは、インデューサ入口部の翼端隙間が広いために翼端部での翼負荷が減少して、翼負圧面の圧力降下が小さくなることで翼端部でのキャビティの発生そのものが抑制されていると考えることができる。また翼端隙間が広いため、翼端部の逆流領域の厚みが大きくなる。このため主流側の流速が増加する速度三角形を考慮した場合には、インデューサ入口の流入角、すなわち迎角が減少すると思われる。対してインデューサ入口翼端隙間が狭い段差なし型ケーシングでは、逆流領域が狭く主流側の流速が遅くなることが予測される。このため迎角が増大して翼負圧面の圧力降下は大きくなり、キャビティの生成・崩壊が繰り返されることで迎角の変化が生じているものと考えられる。故に、段差あり型ケーシングでは、キャビティの発生が抑制された流れ場になり、迎角の変化も抑制されているものと考えられる。

3.3.2 可視化領域の速度分布と渦度分布解析結果

3.3.1 項の可視化観察結果を定量的に示すために、 $\sigma \approx 0.59$ における PIV 可視化計測から求めた x - r 断面の速度分布及び渦度分布の解析を行った。

Fig.11, Fig.12 に段差なし型と段差あり型ケーシングでの無次元軸方向平均速度等値線図に速度ベクトルを重ねた図を示す。各図の無次元軸方向平均速度は、 u をインデューサ入口翼端周速度 u_{t1} で除した値 u/u_{t1} で示す。縦軸 r/R_1 は、無次元半径、横軸 x/R_1 は、無次元軸方向距離を示す。なお、翼前縁は、 $x/R_1=0.55$ である。

段差なし型ケーシングの場合を示す Fig.11 の領域 1 では、流れは主流方向を示す。それに対して、Fig.12 の段差あり型ケーシングでは、領域 1 の丸点線内で負の速度成分を示す部分が現れている。速度ベクトルからは、 $x/R_1=0.15$ 付近でケーシング内壁面から流れは剥離して外筒軸芯方向へ巻き上げられる様相が見てとれる。同様に、段差なし型のケーシングでは翼端漏れ流れが巻き上げられる位置は、

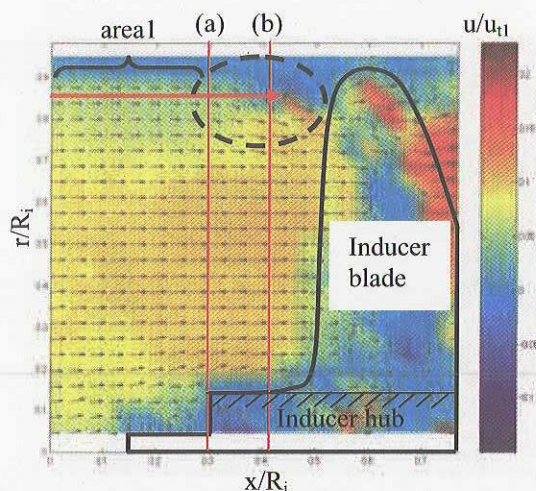


Fig.11 u/u_{t1} contour without step type casing in x-r section for $Q/Q_d=1.10$

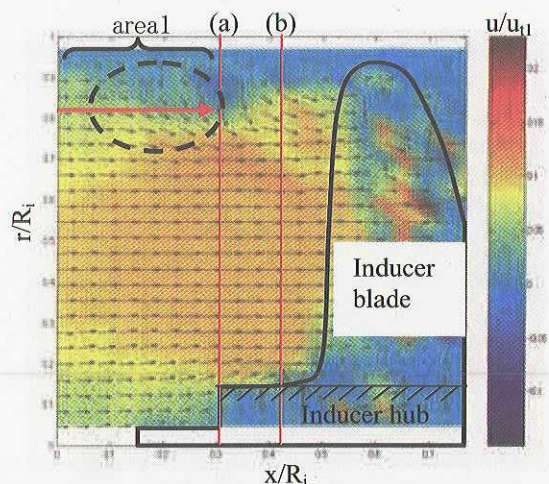


Fig.12 u/u_{t1} contour with step type casing in x-r section for $Q/Q_d=1.10$

図中丸点線内の $x/R_i=0.33$ 近傍であり、段差あり型の逆流発生範囲は、段差なし型ケーシングに比較して、翼端から上流側に R_i の約 18% 増で発達している。

また、半径方向の逆流発生範囲を比較する。段差あり型ケーシングでは、 u/u_{t1} が負で逆流を示しているのは、Fig.12 中矢印の $r/R_i=0.82$ までであり、段差なし型ケーシングでは、Fig.11 中矢印の $r/R_i=0.85$ である。これより段差あり型ケーシングでは、逆流発達の厚みが R_i の約 3% 増し、主流流路が狭められていることが分かる。

インデューサ入口近傍の u/u_{t1} の変化を観察するために、Fig.11, Fig.12 中の実線 (a), (b) の位置での u/u_{t1} を Fig.13(a), (b) に示す。Fig.13(a) は $x/R_i=0.3$ で、(b) は $x/R_i=0.41$ の軸方向位置での結果である。

Fig.13(a) で段差あり型ケーシングでは、 $r/R_i=0.85 \sim 0.91$ の範囲で負の u/u_{t1} を示すが、段差なし型ケーシングでは、負の u/u_{t1} の範囲は見られない。また、 $r/R_i=0.2 \sim 0.8$ の主流の領域 1 で段差あり型の u/u_{t1} は、段差なし型ケーシングの u/u_{t1} を上回っている。インデューサ入口近傍に位置する Fig.13(b) では、段差あり型ケーシングの主流領域の u/u_{t1} は、約 5% 段差なし型を上回っている。

次にインデューサ翼端流れの発達に伴う逆流範囲及び流れ場を明確にするために、Fig.14, Fig.15 に段差なし型、段差あり型ケーシングの無次元渦度分布を示す。各図は、 $\zeta = (dv/dx - du/dy, v: \text{半径方向平均速度})$ を u_{t1}/R_i で除した無次元渦度 ζ^* で示している。

Fig.14 の点線で囲んだ範囲を示す段差なし型ケーシングの正の渦度 (反時計回り) が表される範囲は、Fig.15 の点線で囲んだ範囲で示す段差あり型ケーシングの範囲に比較して狭く、渦の発生領域は、インデューサ翼端から上流へ $x/R_i=0.33$ 付近までである。これに対して、段差あり型ケーシングのインデューサ翼端漏れからの渦は、上流側に広範囲に発達しており、 $x/R_i=0.1$ 付近にまで発達している。また渦の発生する半径範囲は、 $r/R_i=0.6$ まで達しており、翼端漏れによる渦の生成が促されている。この様に段差ありケーシングでは、逆流発生が広範囲であることを示している。

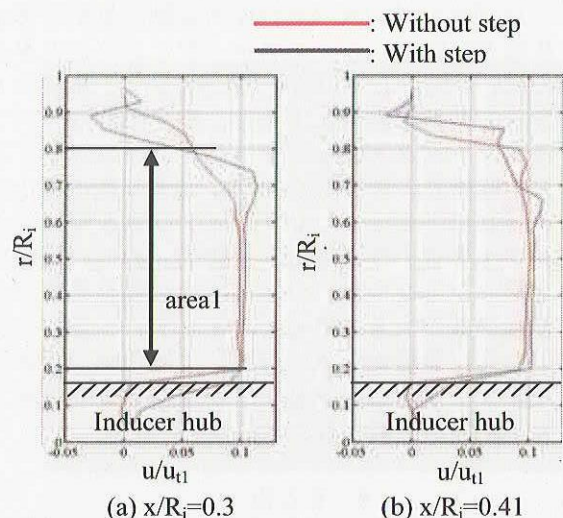


Fig.13 Comparison of u/u_{t1} distributions with two type casings for $Q/Q_d=1.10$

従って、段差あり型ケーシングでは、インデューサ上流に広範囲で正の渦度が発達しており、この渦による誘起速度が Fig.13 (b) に示したインデューサミッドスパンの主流速度を高めている一因となっていることが考えられる。

このような流れ場では、翼端からの漏れによってインデューサ入口付近の流量変動も緩和され流量変動に対するキャビティ体積の変動は、段差なし型ケーシングに比べて小さくなることが予想される。この推論は、段差あり型ケーシングで Shimura が測定したマスフローゲインファクタ (流量変動に対するキャビティ体積の変動率) の減少⁹⁾と矛盾しないものである。段差あり型ケーシングの場合の流れ場の変化がマスフローゲインファクタを小さくする効果を持ち、Fig.5, Fig.6 に比較した回転非同期旋回キャビテーションの抑制に貢献しているものと考えられる。

なお、高流量の場合に旋回キャビテーションが発生し易い⁷⁾という実験事実があるが、Brennen らの計算結果から示されるように、流量係数の違いに対するキャビテー

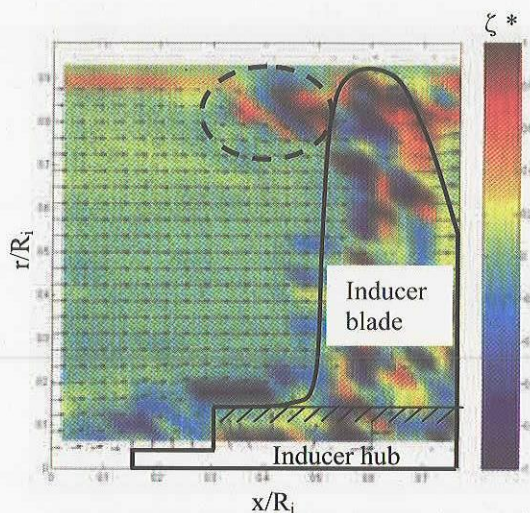


Fig.14 ζ^* contour without step type casing in x-r section for $Q/Q_d=1.10$

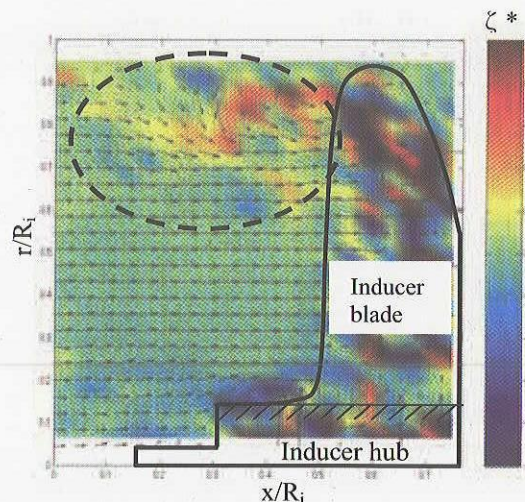


Fig.15 ζ^* contour with step type casing in x-r section for $Q/Q_d=1.10$

ションコンプライアンス（入口圧力変動に対するキャビティ体積の変動率）とマスフローゲインファクタの変化率の違いが関係していると思われる¹⁰⁾。巡回キャビテーションの解析結果によると、発生条件はマスフローゲインファクタとキャビテーションコンプライアンスの大小関係で決まってくる¹¹⁾。流量係数の変化に対するキャビテーションコンプライアンスとマスフローゲインファクタの変化率は、比較的 σ の低い領域ではキャビテーションコンプライアンスの場合の方が大きく、流量係数が大きくなるとキャビテーションコンプライアンスは急激に小さくなる。このため、マスフローゲインファクタとキャビテーションコンプライアンスの大小関係が逆転することが考えられる。

4. まとめ

段差なし型ケーシングと段差あり型ケーシングの比較可視化実験から段差あり型ケーシングで回転非同期巡回キャビテーションが抑制される原因を次のように推論した。

段差あり型ケーシングでは、

- ・ 翼端隙間が大きいため、翼端部の翼負荷が小さくなり翼端付近でのキャビティの発生量が少ない。
- ・ 一方翼端付近の逆流域は、上流に長く発達するため、主流部分では増速し迎角が小さくなる。また、流量変動に対する迎角の変化が緩和される。

両者の影響で、流量変動に対するキャビティ体積の変動率（マスフローゲインファクタ）が小さくなるため、回転非同期巡回キャビテーションが抑制されるものと考えられる。

参考文献

- 1) 上條謙二郎・吉田誠: LE-7 液酸ポンプインデューサの試作研究, 日本機学会論文集 B 編, **57**, (1991), pp.33-38.
- 2) 橋本知之・渡邊光男・渡辺義明ほか2名: LE-7 液水ターボポンプにおける回転非同期振動の抑制, 機講論, No.940-53, (1994), pp. 33-34.
- 3) 上條謙二郎・志村隆・渡邊光男ほか1名: ロケット用インデューサの不安定現象の観察, 航研報告 TR-598, (1980).
- 4) 渡邊光男・吉田誠・山田仁ほか1名: インデューサのキャビテーションとロケットポンプの軸振動, ターボ機械, **27**, (1999-10), pp. 45-53.
- 5) 橋本知之・渡邊光男・上條謙二郎ほか1名: 逆まわり巡回キャビテーションの観察, 日本機学会論文集 B 編, **63**, (1997), pp.147-152.
- 6) Tomoyuki HASHIMOTO, Tuyoshi KOMATSU 他 4 名: Observation of Backflow and Prewirl at Rocket Propellant Pump Inducer, AIAA Paper 2000-3145, (2000).
- 7) 渡邊光男・長谷川敏・橋本知之・他1名: ロケットポンプ用インデューサの不安定現象の観察, 可視化情報学会誌, **19**, (1999), pp.37-43.
- 8) 松平晏明, 加藤一彦, 高阿田勉, 小原弘道: 粒子及び気泡画像処理によるキャビテーション流れの可視化, 日本機学会論文集 B 編, **69**-685, (2003), pp.2017-2023.
- 9) Takashi SHIMURA: Geometry Effects in the Dynamic Response of Cavitating LE-7 Liquid Oxygen Pump, Journal of Propulsion and Power, (1995), **11**, pp.330-336.
- 10) C. E. Brennen, A. J. Acosta: The Dynamic Transfer Function for a Cavitating Inducer, Journal of Fluid Engineering, **98**, (1976), pp.182-191.
- 11) C. E. Brennen, 辻本良信訳: ポンプの流体力学, 大阪大学出版会, 1998, pp.317-318.

ロケットエンジンの燃料ミキサー特性に及ぼすミキサー形状の影響について
Effects of Configurations of a Mixer in a Rocket Engine upon Its Downstream Flow Field

総合技術研究本部 ロケットエンジン技術センター 技術研究ユニット 燃焼器・ノズルチーム
小野寺 卓郎、坂本 博、高橋 守、佐々木 正樹、田村 洋
総合技術研究本部 ロケットエンジン技術センター 技術研究ユニット エンジンシステムチーム
木村 俊哉
宇宙基幹システム本部 宇宙輸送システム技術部
谷口 浩文
ISTA, Rocket Engine Technology Center, Research Unit, Combustor and Nozzle Team
Takuo Onodera, Hiroshi Sakamoto, Mamoru Takahashi, Masaki Sasaki, Hiroshi Tamura
ISTA, Rocket Engine Technology Center, Research Unit, Rocket Engine System Team
Toshiya Kimura
Office of Space Flight and Operation, Space Transportation Systems Engineering Department
Hirofumi Taniguchi

Abstract

Effects of liquid hydrogen mixer configurations on its downstream flow field were investigated. Cryogenic tests with different mixer configurations of eight patterns and CFD analysis were conducted. It was found that mixer configurations have strong effects on low-frequency pressure fluctuation levels at downstream positions and that these pressure fluctuations are strongly related to acoustic oscillations in the hydrogen tube end of the mixer.

1. はじめに

LE-5B のようなエキスパンダーブリードサイクルエンジンでは、燃料である液体水素の一部を用いて燃焼器ないしノズルの一部を冷却した後に残りの液体水素と混合して噴射器に供給される場合がある。この混合を行うミキサー部では極低温の液体水素と高温のガス水素が混合して、超臨界圧状態とはいえ、流動変動や圧力振動など混合に伴う密度変動により 2 相流的な挙動が生じることが知られている。改良型 LE-5B エンジンでは白色雑音的な低周波の燃焼圧振動の増大と同一作動条件下におけるエンジン作動点の変動という現象が発生したが、これは超臨界圧環境における高温水素と極低温水素との混合過程にその一因があると推定された。ミキサーの形状がこの混合過程に支配的であると考えられたことから、8種類の形状のミキサーを製作して実液による試験を実施し、ミキサー形状の違いがミキサー下流の流れ場に与える影響を評価した。また、試験から得られる情報は限られることから、流れ場の詳細を把握するために CFD 解析を併せて実施した。

2. 研究の概要

ミキサーは、実機と同様に90度に曲がる極低温水素の配管の曲がり部に垂直に高温水素を吹き込む形式のものと、極低温配管を直管としてこの管に垂直に高温水素を吹き込む形式の2種を用いた。また、高温水素と極低温水素の混合部の直上流に設けた液体水素オリフィスと高温水素の噴射管については、それぞれ2種類の形状を用意し、これらの全てを組み合わせ得られる8通りの形状について試験を実施し、超臨界圧の作動環境における各部の圧力および壁面温度を計測した。ミキサー形状が下流の流れ場構造に与える影響を、高温水素と極低温水素との混合の度合いや壁面圧力の変動成分等を指標として、評価した。また、各試験条件に合わせた CFD 解析を通してデータの評価も実施した。Fig.1 に試験設備に取り付けられた状態の供試体を、Fig.2 に試験した供試体の一形態の模式図を示した。Fig.2 には、温度および圧力の計測点も示している。

3. 成果の概要

試験および CFD 解析から以下のことが明らかになった。

- (1) ミキサー下流での水素の均一化(壁温分布を指標として評価)に対するミキサー形状の影響については、上流オリフィスの形状が支配的である。
- (2) 直管型のミキサーにおいては、高温水素噴射管の背後に生じる渦が混合過程に影響を与える。
- (3) ミキサー下流における圧力振動レベルに対するミキサー形状の影響は大きく、最大で約2倍の差がある(Fig.3)。
- (4) 振動の発生機構については、ミキサー管内における低周波域の圧力振動と高温水素噴射管内で発生する音響振動との間に強い相関がある(Fig.3)。
- (5) Fig.4 に一例としてミキサー下流の各断面(図中で D は配管内径を表す)における等温度線を示す。各ケースの CFD 解析による定常的な圧力や温度の分布は試験結果を概ね良く再現できた。また、高温水素噴射管内に発生する渦を伴う流れ構造とミキサー管内の圧力振動との間に相関があることが数値解析の結果から示唆された。

4. まとめ

本研究の成果は改良型 LE-5B エンジンに反映され、技術試験において燃焼室圧力振動の低減に効果があることが実証された。

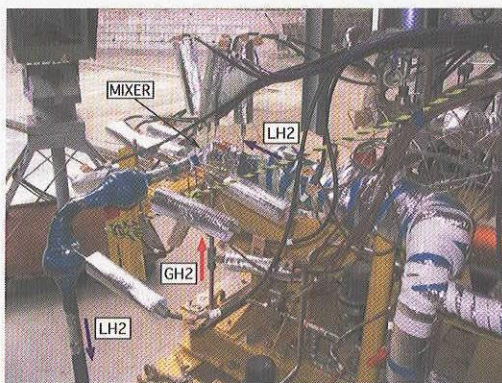


Fig.1 Model Mixer on Test Stand (elbowed type)

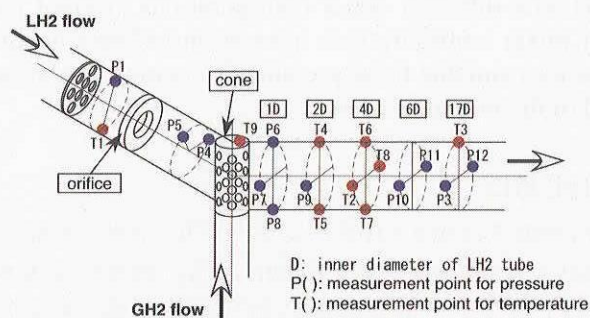


Fig.2 Schematic of Mixer (elbowed type)

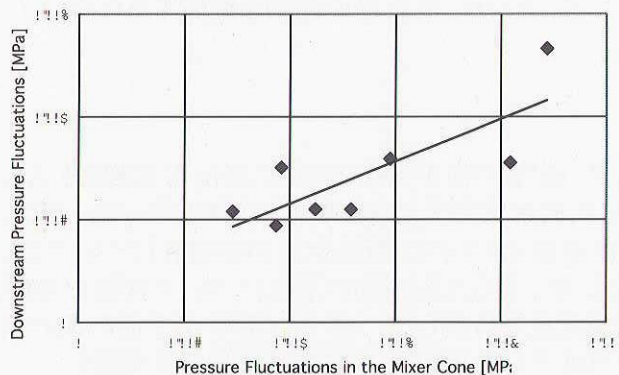


Fig.3 Correlation Between Pressure Fluctuations in the Cone and in 17D Plane

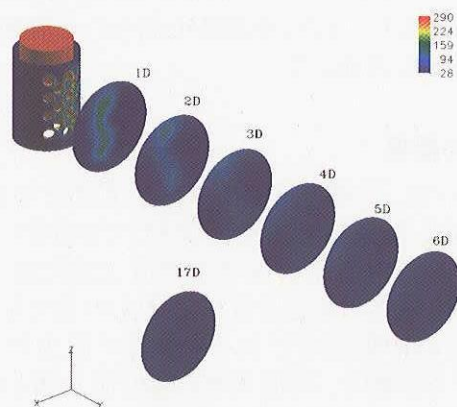


Fig.4 Temperature Contours of Flow Field Downstream the Mixer

伸展ノズルの研究 Research on an Extendible Nozzle

伸展ノズルに作用する動的荷重特性 Characteristics of Dynamic Loads acting on an Extendible Nozzle

ロケットエンジン技術センター / エンジンシステムチーム

長谷川恵一、日下和夫、佐藤政裕、

只野真、森谷信一、佐藤正喜

Rocket Engine Technology Center / Rocket Engine System Team

Keiichi Hasegawa, Kazuo Kusaka, Masahiro Sato,

Makoto Tadano, Shin-ichi Moriya, Masaki Sato

Abstract

An extendible nozzle is considered to be a feasible device to improve the performance of booster engines because it has possibilities to provide altitude compensation and to achieve higher specific impulse. The booster engines with the extendible nozzle have to deploy the extendible nozzle during firing. For the design of the extendible nozzle and its driving mechanics, it is required to clarify the characteristics of dynamic loads acting on the extendible nozzle. In order to clarify the characteristics of dynamic loads, firing tests on a high altitude test stand were conducted with varying the ambient pressure to simulate the altitude change. The thrust and side loads acting on the extendible nozzle were evaluated quantitatively by use of a supporting system consisted of six rods. Using the measured load data and the calculated nozzle pressure distribution data, the history of flow separation point was estimated. It was found that the large inverse thrust induced during the transition between full-flow and fully separated flow was caused by the pressure balance around the extendible nozzle.

1. はじめに

近い将来の再使用型ロケットのブースターエンジンの性能向上の一案として、高度補償能力を備えた伸展ノズルが有望であると考えられている。本研究は、高度補償型伸展ノズルの設計技術の構築に不可欠な動的荷重の定量的評価を目的として、平成15年度より実施している課題である。以下に背景とこれまでの研究経緯について記す。

1. 1 背景

高度補償型伸展ノズルとは、ノズル出口面積の小さい低膨張ノズル（固定ノズル）の先にノズル出口面積の大きな可動式の高膨張ノズル（伸展ノズル）を備え、エンジン作動中でのノズル伸展により高度上昇に伴い変化する環境圧に対してノズル膨張比（ノズル出口面積をスロート面積で除した無次元パラメータ）を変化させて、低高度から高高度まで高いノズル性能を引き出すものである。Fig.1 に伸展ノズルを備えたブースターエンジンの概念図を示す。LE-7A クラスのブースターエンジンへの適用を想定した予備的な概念検討によれば、比推力

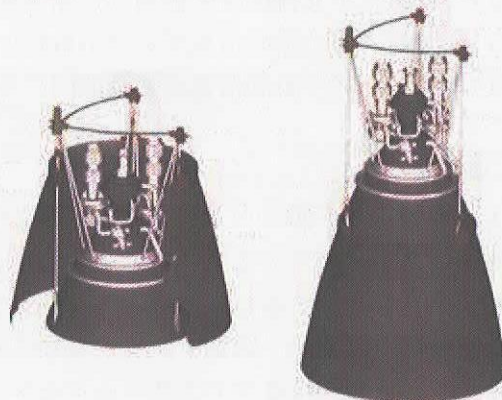


Figure 1. Conceptual image of booster engine with extendible nozzle

460 以上、推重比 70 以上を達成できる可能性がある。

伸展ノズルを備えた液体ロケットエンジンとしては、Delta III ロケットの上段エンジンである RL10B-2¹⁾が既に実用化されており、現在開発中の Vinci²⁾や MB-XX³⁾でも伸展ノズルの採用が予定されているが、これらは収納時のエンジン全長を短くして機体段間部の軽量化を図った上段エンジン用の省スペース型伸展ノズルであり、機体分離後上段エンジン点火前にノズルを伸展させる。これに対し、高度補償型伸展ノズルを備えたブースターエンジンでは、エンジン作動中にノズル伸展を行う必要があるため構造・材料の観点からの課題も多岐に渡り⁴⁾、技術的難易度が高く世界でも実用化した例はない。

1. 2 研究経緯

高度補償型伸展ノズルの実用化のためには、設計資料となる技術データの取得、とりわけ、環境圧変化により低膨張状態（燃焼ガス流れが固定ノズル内に収まっている状態）から高膨張状態（燃焼ガス流れが伸展ノズル出口まで広がっている状態）へ変化する際の過渡的な燃焼ガス流れに関する現象の解明と、燃焼ガス流れのはく離や付着により動的に変化する伸展ノズルの荷重を把握することが重要となる。過去に実施した高度補償型ノズルに関する基礎研究では、各種ノズルを用いた高空燃焼試験を実施して、機体を損傷するような大規模な燃焼ガスの逆流がないこと、伸展過程で燃焼ガスが伸展ノズルに付着する際の熱伝達率は伸展完了時に比べ約 20% 増加することを明らかにした^{5), 6)}。平成 15 年度に実施した伸展ノズルの研究では、伸展ノズルに作用する動的荷重の把握を目的に、小型単軸ロードセルを備えた 4 本の片持ちロッドからなるノズル支持機構を採用し、高度上昇を模擬した環境圧変化下での高空燃焼試験を行った。特定のノズル圧力比（燃焼圧を環境圧で除した無次元パラメータ）において燃焼ガスのはく離縁位置が固定ノズルと伸展ノズルの隙間を飛び越え、その際に動的荷重の横推力成分が発生することを明らかにするとともに、試験データより動的荷重の定量的評価を試みた⁷⁾（24th ISTS において Best Poster Award 1st prize 受賞）。

2. 研究概要

平成 15 年度に実施した研究では、伸展ノズルに作用する動的荷重について、定性的な特性を把握するとともに定量的評価を試みたが、動的荷重の定量的評価については難点があった。これは、燃焼ガス加熱等による伸展ノズルの変形が片持ちの支持ロッドに曲げ変形を生じさせ、各ロッドに備えた小型単軸ロードセルに不要な曲げ荷重が作用した結果、ロードセルでの荷重計測精度が低下したためであることが後の有限要素解析から判明した。

平成 16 年度には、上記の問題点を解決して、伸展ノズルに作用する動的荷重を定量的に評価するため、以下の項目を実施した。

- (1) 伸展ノズル動的荷重の定量的評価のための新たなノズル支持機構の考案・試作
- (2) 新ノズル支持機構を採用した高空燃焼試験の実施
- (3) 伸展ノズル動的荷重データの取得と検証
- (4) 伸展ノズル動的荷重の変動原因の検討

3. 成果概要

- (1) 伸展ノズル動的荷重の定量的評価のための新たなノズル支持機構の考案・試作

伸展ノズルに作用する動的荷重を定量的に評価するため、6 本ロッドによる新たなノズル支持機構を考案・試作した。6 本ロッドによるノズル支持機構を採用した供試体セットアップの状況を Fig.2 に示す。噴射器、燃焼器、固定ノズルからなるサブスケールエンジンは噴射器側がブラケットに固定されており、伸展ノズルは 6 本の支持ロッドを介してブラケットに固定する。伸展ノズルに作用する荷重 (F_x , F_y , F_z : Fig.2 参照) は、各支持ロッドに取り付けられた小型ロードセルでの計測値を基に算出する。小型ロードセルは引張り圧縮両用の単軸ロードセルであり、曲げ荷重が作用する際には単軸荷重が正確に

計測できない。そこで、各支持ロッドの両端にボールジョイントを取付け、ロードセルに不要な曲げ荷重が作用しない構造とした。このロッドは1本につき1自由度しか拘束できないため、伸展ノズルを所定の位置に保持する（6自由度を拘束する）ためには6本のロッドで支持する必要がある。なお、ここで考案した6本ロッドによる動的荷重測定方法に関しては、特許出願した（特願 2005-65200 号）。

(2) 新ノズル支持機構を採用した高空燃焼試験の実施

新たに考案・試作した6本ロッドのノズル支持機構を採用した金属製薄肉伸展ノズルおよびサブスケールエンジン（Fig.2 参照）を用いて燃焼試験を実施した。燃焼器は水冷却式であり、推進剤としては液体酸素／ガスメタンを用いた。燃焼試験には角田宇宙センター西地区の高空燃焼試験設備を用い、高度変化に伴う環境圧変化を模擬した高空燃焼試験では、低压室リーク弁の開度を調節することによって環境圧（低压室圧）を制御した。燃焼試験結果一覧を Table 1 に示す。

固定ノズルのノズル膨張比が $\epsilon=51.7$ （ノズル収納状態）であるのに対し、伸展ノズルのノズル膨張比は $\epsilon=124.9$ （ノズル伸展完了状態）であり、支持ロッドを交換すればノズル収納状態からノズル伸展完了状態への伸展過程を模擬することが出来る。今回の試験では伸展完了時のノズル位置で試験を行った。

(3) 伸展ノズル動的荷重データの取得と検証

燃焼時間は各目的に合わせて徐々に増加させ、最終的に 45～50 [sec]の長秒時燃焼で動的荷重データを取得した。試験番号 4054 を代表例として、取得した試験データを Fig.3 に示す。Fig.3 a) は燃焼圧、環境圧および主推力の履歴、Fig.3 b) は伸展ノズルに作用する荷重 (F_x, F_y, F_z) とノズル圧力比の履歴である。環境圧制御により、高真空状態（時刻 $T1$ 、環境圧 3torr）→低真空状態（時刻 $T2$ 、環境圧 75torr）→低真空状態（時刻 $T3$ 、環境圧 5torr）とし、高膨張状態および低膨張状態を繰り返し発現させた。Fig.4 は時刻 $T1$ および $T2$ における伸展ノズル出口付近での燃焼ガス流れの様子であり、時刻 $T1$ では高膨張

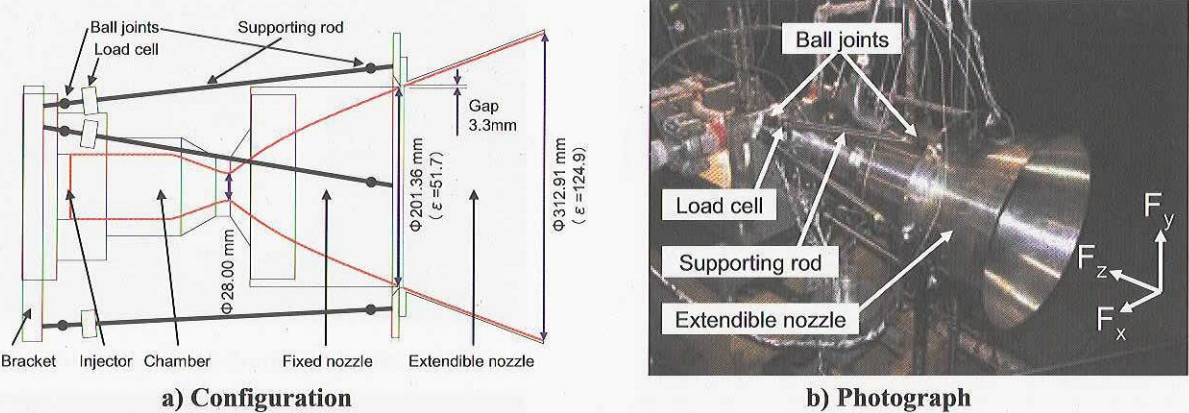


Figure 2. Test setup of combustor and extendible nozzle (Fully deployed position).

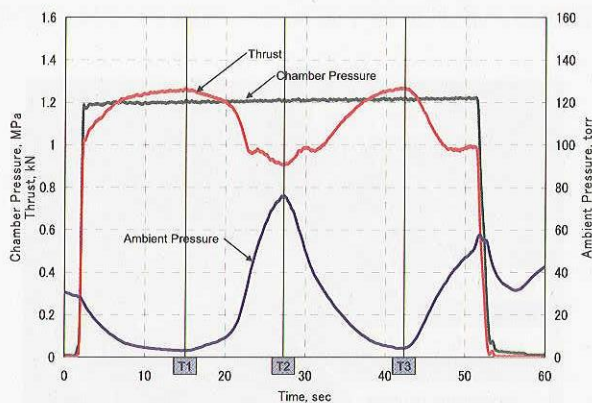
Table 1 Summary of hot firing test results

試験番号 T/N	4049	4050	4051	4053	4054
目的	計測・治具 チェックラン	HATS定常 燃焼確認	低压室圧 制御確認	動的荷重把握	動的荷重把握 (再現性確認)
試験条件	S/L	HATS	HATS	HATS	HATS
伸展量 [%]	100	100	100	100	100
燃焼時間 t [sec]	10	18	35	45	50
燃焼圧 Pc [MPa]	1.18	1.18	1.20	1.21	1.22
混合比 LOX/GCH4	2.0	2.0	1.9	1.9	1.9
最大主推力 F [N]	537 (@767torr)	1240 (@3.1torr)	1247 (@2.8torr)	1274 (@3.2torr)	1265 (@4.1torr)

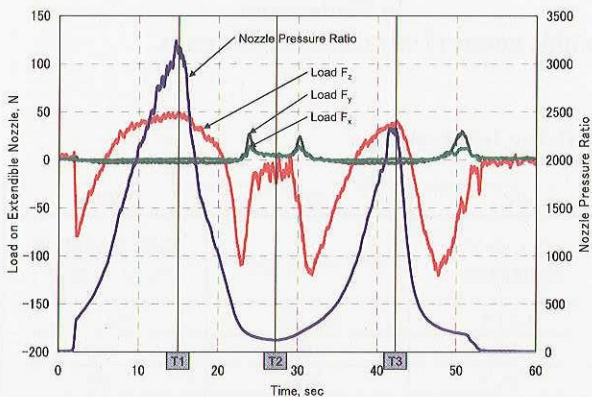
状態、時刻 $T2$ では低膨張状態となっていることが確認できた。Fig.3 b) において、伸展ノズルに作用する荷重の主推力方向成分 F_z の履歴を見れば、高膨張状態の時刻 $T1$ および $T3$ では約 50[N]の正推力、低膨張状態の時刻 $T2$ では約-10[N]の逆推力が計測されている。また、高膨張状態から低膨張状態（時刻 $T1 \rightarrow$ 時刻 $T2$ ）、あるいは、低膨張状態から高膨張状態（時刻 $T2 \rightarrow$ 時刻 $T3$ ）への過渡状態では、一時的に約-120[N]の大きな逆推力が計測されており、変動の激しい動的荷重の特性が確認された。一方、伸展ノズルに作用する荷重の横方向成分である F_x , F_y に関しては、過渡状態においてのみ突発的な荷重が計測されており、約 30[N]の横力 F_r ($=\sqrt{F_x^2 + F_y^2}$) の発生を示唆している。

変動の激しい動的荷重 F_z について荷重測定値の妥当性を検証するため、伸展ノズルの内外圧から算出される推定値との比較を行った。動的荷重の推力方向成分である F_z は、燃焼ガス流れのはく離位置を適切に推定すれば、内外圧のバランスから推定することが可能である。伸展ノズルの外圧としては、計測された環境圧 P_a を用いることとし、内圧については計測データがないため TDK 解析による圧力分布を燃焼ガス流れ付着領域の内圧 P_n とした。また、燃焼ガスはく離領域の内圧 P_s は、 $P_s=0.97 \times P_a$ と仮定した。本仮定は時刻 $T2$ における F_z の試算を基にしたものであるが、 P_s は環境圧 P_a より若干低めの値を取る⁸⁾ことから、妥当な仮定と判断した。

Fig.5 に、推定したはく離位置の履歴 (Fig.5 上段) とそれに基づいて計算した F_z の推定値の履歴 (Fig.5 中段) を示す。ここでは F_z の計測値の履歴も合わせて示した。 F_z の計測値と推定値は、定性的にも定量的にも非常に良い一致を示していることから、6本ロッドによる荷重計測方法を用いることにより、伸展ノズルの動的荷重が定量的に評価できることが確かめられた。

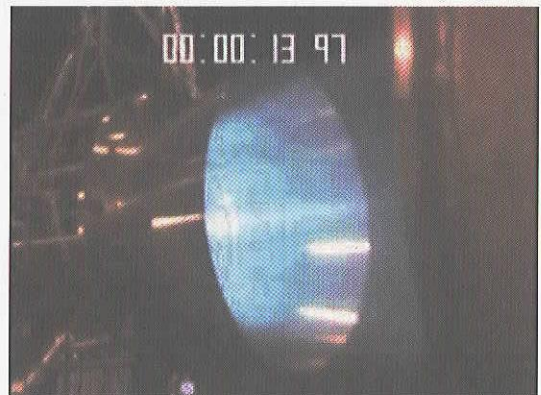


a) Histories of pressure and thrust

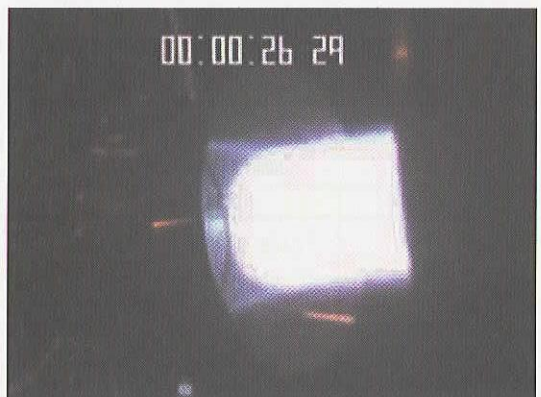


b) Histories of loads on extendible nozzle and nozzle pressure ratio

Figure 3. Results of T/N 4054 with fully deployed extendible nozzle.



a) High expansion mode ($t=T1$, $P_a=3$ torr)



b) Low expansion mode ($t=T2$, $P_a=75$ torr)

Figure 4. Photograph of nozzle exit flame.

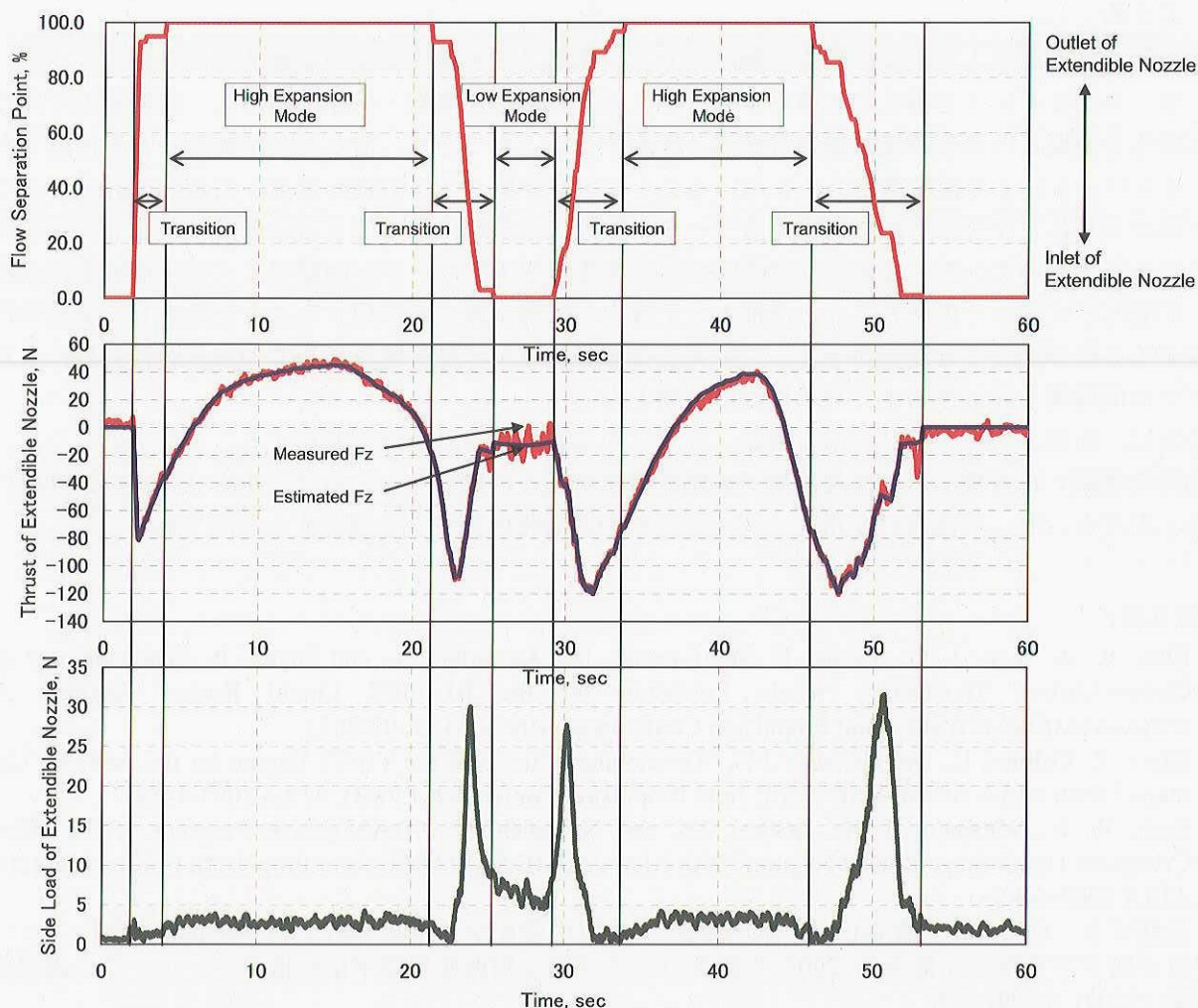


Figure 5. History of flow separation point and relation to thrust and side load.

(4) 伸展ノズル動的荷重の変動原因の検討

荷重 F_z の履歴をばく離位置の履歴と照らし合わせ、 F_z の変動原因について検討した結果、以下のような現象により激しい変動が生じていることが推察できた。まず、着火直後は低膨張状態から高膨張状態に至る過渡状態であり、ばく離縁は伸展ノズル入口から出口に向かって急激に移動する。このとき外圧によって受ける力が内圧によって受ける力よりも大きいため逆推力が発生する。着火と同時に流れは一気に膨張して高膨張状態に変化し、環境圧の低下に伴い外圧による力が内圧による力よりも小さくなるため F_z は徐々に増加して極大値をとる。その後環境圧の上昇とともに F_z は低下し、時刻 $t=21.5[\text{sec}]$ 近傍より伸展ノズル出口からのはく離が始まり、伸展ノズル入口へ向けてはく離縁位置が移動する。このとき内圧分布による力と環境圧による力の不均衡により一時的に大きな逆推力が発生する。また、完全にはく離した状態では正推力は発生せず、 P_s が P_a よりも低いことから若干の逆推力が発生する。

Fig.5 には、 F_x および F_y の計測値から求めた横力 $F_r (= \sqrt{F_x^2 + F_y^2})$ の履歴 (Fig.5 下段) も合わせて示した。 F_r の極大値はいずれもはく離縁位置がノズル内壁に沿って移動する過渡状態で発生しており、はく離縁位置がノズル隙間を飛び越える際、すなわち流れが不安定になってはく離縁の軸対象性が崩れるときに横力が発生する。

4. まとめ

本研究では、平成15年度の研究で難点のあった伸展ノズル動的荷重の定量的評価を解決すべく、両端にボールジョイントを備えた6本のロッドによる支持機構を考案・試作・採用し、高度変化に伴う環境圧変化を模擬した高空燃焼試験を計画通り実施することができた。得られた試験データを検証した結果、6本ロッドによる荷重測定方法を用いることにより伸展ノズルの動的荷重が定量的に評価できることが確かめられ、今回得られた動的荷重データの数値は定量的に信用できる設計情報として利用可能であることが分かった。このことより環境圧が変化する状況下でエンジン作動中にノズル伸展を行う際には、正推力だけでなく正推力以上の逆推力と正推力と同等の横力が作用することを考慮して伸展条件を設定する必要があることが分かった。このような伸展ノズルの設計情報としての知見が得られたことはノズル伸展機構を設計する上で有用な設計情報となる。

今後は、伸展ノズルの設計技術の構築に不可欠な基礎的な設計情報を蓄積することを目的として、伸展過程を模擬した各種ノズル伸展位置での動的荷重特性を評価するとともに、伸展ノズルに取り付けた圧力・温度センサ、熱流束計を用いノズル内流れの過渡特性データを取得する計画である。

[参考文献]

- 1) Ellis, R. A., Lee, J. C., Payne, F. M., Lacoste, M., Lacombe, A. and Joyez, P., "Development of a Carbon-Carbon Translating Nozzle Extension for the RL10B-2 Liquid Rocket Engine," 33rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, (1997), AIAA 97-2672.
- 2) Alliot, P., Dalbies, E., and Delange, J-F., "Development Status of the VINCI Engine for the Ariane 5 Upper Stage," 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, (2003), AIAA 2003-4484.
- 3) Sack, W. F., Watanabe, J. H., Atsumi, M., and Nakanish, H., "Development Progress of the MB-XX Cryogenic Upper Stage Rocket Engine," 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, (2003), AIAA 2003-4486.
- 4) 佐藤正喜, 日下和夫, 森谷信一, 熊川彰長, "再使用型ロケット用伸展ノズルの開発課題について," 日本航空宇宙学会北部支部 2002 年講演会および第3回再使用型宇宙推進系シンポジウム講演論文集, (2002), pp.291-296.
- 5) Kusaka, K., Kumakawa, A., Niino, M., Kon-no, A., and Atsumi, M., "Experimental Study on Extendible and Dual-Bell Nozzles under High Altitude Conditions," 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, (2000), AIAA 2000-3303.
- 6) 只野真, 佐藤政裕, 日下和夫, 佐藤正喜, 熊川彰長, 長谷川恵一, 高橋秀明, 今野彰, 青木宏, 名村栄次郎, 渥美正博, "再使用型ロケットエンジン用伸展ノズルおよびデュアルベルノズルの基礎研究," (2003), NAL TR-1464.
- 7) Sato, M., Tadano, M., Sato, M., Moriya, S., Kusaka, K., Tomita, T., Hasegawa, K., and Kumakawa, A., "Research Progress of Experimental Study on an Extendible Nozzle," 24th International Symposium on Space Technology and Science, (2004), ISTS 2004-a-33p.
- 8) S. B. Verma, "Study of Flow Separation in Truncated Ideal Contour Nozzle," Journal of Propulsion and Power, Vol.18, No.5 (2002), pp. 1112-1121.

SUS440C 軸受における酸化クロム皮膜の評価

総合技術研究本部 角田宇宙センター ロケットエンジン技術センター
高田 仁志, 渡辺 義明, 吉田 誠

Evaluation of Chromic Oxide Layer for SUS440C Bearing
Institute of Space Technology and Aeronautics
Kakuda Space Center
Rocket Engine Technology Center

TAKADA Satoshi, WATANABE Yoshiaki, YOSHIDA Makoto

Abstract

In order to realize liquid oxygen (LO₂) / liquid hydrogen (LH₂) pump-fed rocket engines characterized by high durability, the cryogenic high-speed bearings used in the turbopumps must have high wear-resistance. These bearings made of SUS 440C were self-lubricated with a glass cloth-reinforced PTFE retainer^{1),2)}. In a previous study, the bearing exhibited excellent durability in at a speed of 50,000 rpm. XPS analysis indicated the intense formation of a chromic oxide (Cr₂O₃) layer (thickness, about 15 nm) beneath an extremely thin transferred lubricant-film³⁾. To reduce the bearing wear, the pre-formation of a thick Cr₂O₃ layer, which restrained metal-to-metal adhesion, seemed to be effective, because the untreated bearing had an extremely thin native Cr₂O₃ layer (about 2.5 nm)³⁾.

The purpose of this study is to evaluate the Cr₂O₃ layer chemically formed on the SUS 440C ball. These results showed that a considerably thick Cr₂O₃ layer on a SUS 440C surface was successfully formed by heat treatment at a low concentration of oxygen. Friction and wear of the Cr₂O₃ layer chemically formed was found to be better than that of the untreated ball in LN₂.

1. はじめに

日本のロケットエンジン用軸受は、SUS440C製の軸受が使用されており優れた性能を示している^{1),2)}。しかし、高性能・高信頼性ロケットエンジンの実現には、今まで以上にターボポンプ軸受の耐摩耗性の向上が必要となる。SUS440Cの表面は、鉄(Fe)よりも酸化傾向が強いクロム(Cr)の緻密な不動態被膜(Cr₂O₃)により保護されている。しかし、常温空气中で形成されるCr₂O₃は極めて緻密であり、金属内部にあるFeやCrと酸

素が反応することはほとんどなく、Cr₂O₃層の厚さは約2.5nmと極めて薄い³⁾。過去に行われたSUS440C軸受の液体窒素中の耐荷重試験では、Cr₂O₃被膜が摩滅し、玉と内外輪が凝着をおこし焼き付き状態となった。これに対して液体酸素中、回転数50,000 rpmでの耐久試験では、極めて優れた性能を示した。試験後軸受のXPS検査の結果、液体酸素の強力な酸化力により、SUS440C表面に酸化クロム層が約15 nm生成されていたことが確かめられている³⁾。

そこで本研究は、液体酸素軸受試験で形成されるトライボロジー特性に優れたCr₂O₃被膜と同等な被膜を、低濃度酸素中での熱処理によってSUS440C表面に形成させることを目的に、2003年度より実施している。また、その被膜のトライボロジー特性を評価し、軸受の耐久性向上を図ることを目的としている。

2. 研究概要

平成16年度は以下の項目について研究を行った。

- (1) SUS440C表面に酸化クロム被膜を生成するための熱処理条件を見つけ出し、その膜厚の評価
- (2) 極低温4球試験機を作製し、生成した酸化クロム被膜の常温室素(GN₂)と液体窒素(LN₂)中におけるトライボロジー特性の評価

3. 成果概要

3.1 酸化クロム皮膜の作製

Test ballは、5/16inch(7.9375mm)のSUS440C玉であり、被膜処理前のTest ballは、機械加工直後に油中保存し、空気と遮断している。また被膜処理前処置として、ヘキサンを用いて15分間超音波洗浄を行った。

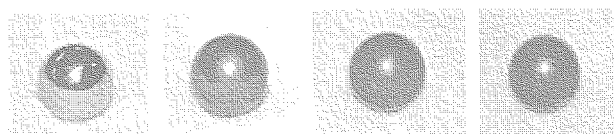
酸化クロム被膜処理は真空加熱炉を用いて行

った。加熱時間は2.5–4h, 加熱温度は373–573Kとした。また、炉内の酸素量を制御するために、炉内は酸素とヘリウムガスの混合気体（酸素濃度：1.0%）を封入し、炉内の圧力を200–5000Paとした。

Table.1 に試作した Test ball の酸化クロム被膜処理条件、Fig.1 に酸化クロム処理を施した SUS440C 玉の写真を示す。Ball A は、表面が金属光沢のある橙色、Ball B は、金属光沢のある緑色となった。それに対して Ball C は、金属光沢はなく、酸化鉄 (Fe_2O_3) の色（赤茶色）となった。

Table.1 Oxidizing surface treatment conditions

Type	Ball A	Ball B	Ball C
Oxygen percentage, %	1.0	1.0	1.0
Pressure in chamber, Pa	200	2000	5000
Temperature, K	373–573	373–573	373–573
Heating time, h	2.5	2.5	2.5
Equivalent quantity of GO_2 , ppm	20	200	500



New ball Ball A Ball B Ball C

Fig.1 SUS 440C ball after treatment

3. 2 処理被膜の評価

Fig.2 に New ball, Fig.3 に Ball A, Fig.4 に Ball C の XPS スペクトルを示す。結合エネルギー (Binding Energy) は、純クロムで 574 /eV, 酸化クロムで 576–577 /eV, 純鉄で 706 /eV, 酸化鉄で 710 /eV ある。

New ball は、酸化クロムと酸化鉄が極表面にしか生成されていないことがわかる。Ball A は、酸化鉄の生成はほとんど無く、酸化クロムが表面から約 $1.2\mu\text{m}$ まで生成されていた。Ball B に関しては、Ball A とほぼ同じ傾向を示した。それに対して Ball C では、酸化クロム被膜の生成量が少なく、酸化鉄が表面に生成されていた。

Fig.5 に Ball A, B, C の元素分析結果を示す。Ball A, B では、Cr 原子が表面から深さ約 $0.6\mu\text{m}$ まで約 25%, Fe 濃度が 6%以下であった。それに対して皮膜処理時の酸素量の多い Ball C の Cr 濃度は 10%以下であり、Ball A に比べて Fe 濃度が高くなった。Table.2 に New ball, Ball A, B, C の酸化クロムと酸化鉄の生成深さを示す。New ball の酸化クロム生成深さが 11nm に対して、熱

処理した SUS440C 玉の酸化クロム層の生成深さは、Ball A, B で約 $1.2\mu\text{m}$, Ball C で $0.6\mu\text{m}$ となった。また酸化鉄層の深さは、Ball A, B で $0.1\mu\text{m}$ 以下、Ball C で $0.6\mu\text{m}$ となった。

この結果、酸素濃度 20–200ppm 相当、573K 以下で熱処理した SUS440C は、酸化クロム被膜の厚さは、New ball の約 100 倍となることがわかった。また酸素量を増加させ熱処理した場合、酸化鉄の生成が促進され、 Cr_2O_3 被膜の生成を妨げることがわかった。

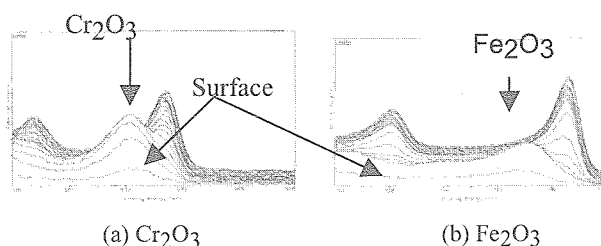


Fig.2 XPS spectrum of New ball (depth:22nm)

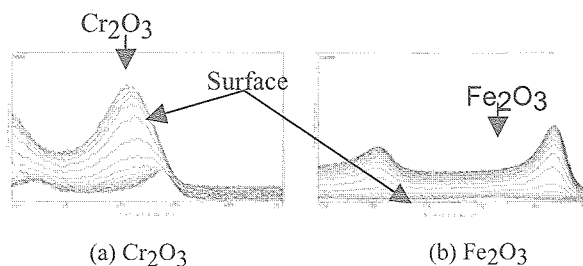


Fig.3 XPS spectrum of Ball A (depth:1998nm)

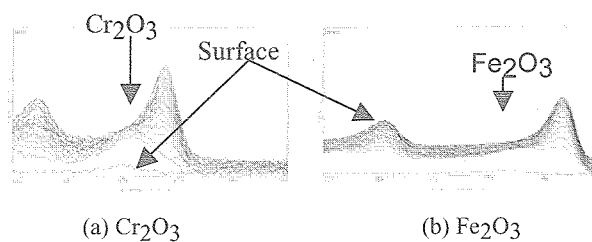
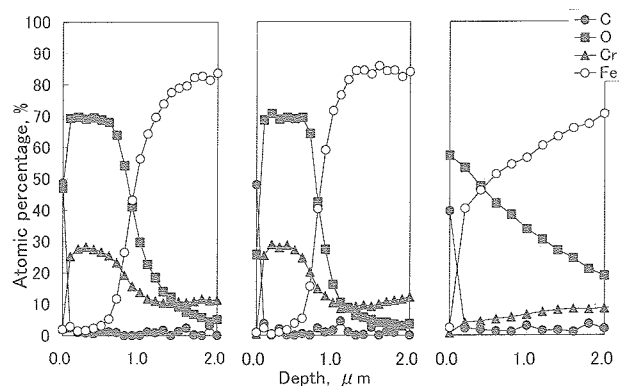


Fig.4 XPS spectrum of Ball C (depth:1998nm)



(a)Ball A (b)Ball B (c)Ball C
Fig.5 XPS depth analyses for treated balls

Table.2 Depth of Chromic Oxide and Iron Oxide Layers

BALLS	Cr ₂ O ₃ (μm)	Fe ₂ O ₃ (μm)	Equivalent quantity of GO ₂ (ppm)
New ball	0.011	0.006	—
Ball A	1.2	0.1	20
Ball B	1.2	0.1	200
Ball C	0.1	0.6	500

3. 3 極低温 4 球試験

3. 3. 1 極低温 4 球試験機と Test balls

Fig.6 に極低温雰囲気中で酸化クロム被膜の評価が可能な 4 球試験機を示す。本試験機は、上部 Test ball の真下から冷却液等を供給しながら、摩擦トルクと接触電気抵抗の測定が可能である。スピンドルユニットの回転は、ステッピングモータを用いた。荷重は、試験機下部に取り付けてあるロードセルにより測定し、摩擦トルクは、アームを介してトルク測定用ロードセルで測定した。接触抵抗は、トルク測定アームとスピンドルユニットの間の抵抗値を測定した。玉温度は、下部 Test ball に熱電対を接触させ測定した。

Table.3 に極低温 4 球試験の試験条件、Table.4 に Test ball の酸化クロム処理条件を示す。なお、Ball D は米国連邦規格 (QQ-P-35C) に基づいて不動態化処理された SUS440C 玉である。

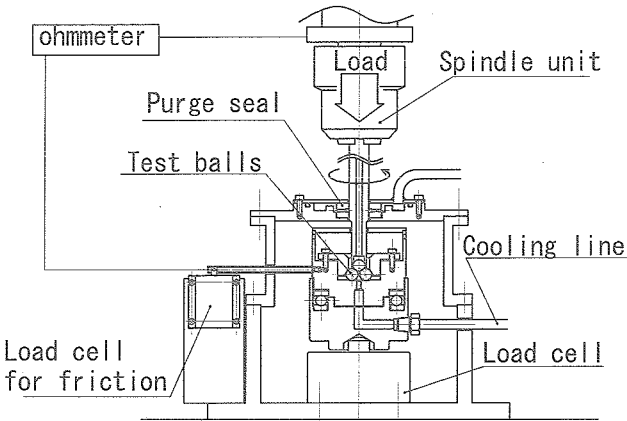


Fig.6 Cryogenic four-ball friction tester

Table.3 Conditions of four-ball friction test

Sliding velocity (mm/s)	14.5 ± 0.1
Normal load (N)	20 ± 1
Maximum contact stress (GPa)	2.28 ± 0.05
Average contact pressure (GPa)	1.52 ± 0.04
Test environment	Gas nitrogen (GN ₂)(at room temp.) Liquid nitrogen (LN ₂)(at 77 K)

Table.4 Test balls of four-ball friction test

BALLS	Ball D	Ball E	Ball F	Ball G
Equivalent quantity of GO ₂ (ppm)	—	20		
Pressure in chamber (Pa)	—	200		
Temperature (K)	—	433	503	543
Heating time (hr)	—	4		
Chemical treatment in acid	Nitric acid	—		

3. 3. 2 試験結果

Fig.7 に LN₂ 中での各 Test ball の摩擦係数を示す。New ball と Ball D は、摺動距離 1.5m 付近から急激に摩擦係数が不安定となった。これは、SUS440C 表面の酸化クロムが摩滅し、金属同士の凝着が発生したためと考えられる。つまり、米国連邦規格で定義されている不動態化処理被膜と常温空气中で生成される酸化クロム被膜は、極低温中でのトライボロジー特性の差異が無いことを示している。それに対し、低濃度酸素中で熱処理によって生成した酸化クロム被膜 (Ball E, F, G) は、New ball や Ball D に見られる様な急激な焼き付きは発生しないことがわかる。特に、Ball F に関しては、20m 以上の摺動でも焼き付くこと無く摩擦係数は安定していた。また摩擦係数は、New ball と比較して約 2 割小さな値を示した。

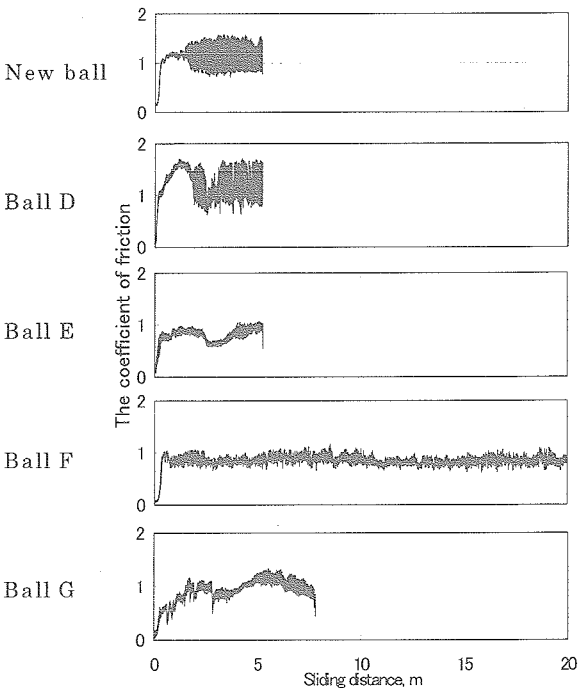


Fig.7 Coefficient of friction in LN₂

Fig.8 に GN₂ 中の各 Test balls の摩擦係数を示す。New ball と Ball D は、約 1m 摺動させた時点で凝着が生じ摩擦係数が約 1.2 と増加した。

Ball E は、約 1.5m 摺動後に凝着が生じ摩擦係数が増加した。それに対して Ball F, G は、5m 以上摺動させても凝着を起こさなかった。

Fig.9 に試験後の Test balls 表面の顕微鏡写真を示す。New ball, Ball D, F の摩擦表面は、アブレッシブ摩耗を示しているのに対して、Ball E, F, G は、金属光沢のある摩耗痕となった。これは、酸化クロム被膜が固体潤滑剤の役割を果たしたためと考えられる。また、GN₂ 試験後の摩耗量は New ball の方が少ないが、LN₂ 試験後の摩耗量は Ball E, F の方が少なかった。Ball G は、熱処理により表面の硬さが小さくなったために、接触面積が大きくなり摩耗量が増加したため、GN₂, LN₂ 試験共に摩耗痕は大きくなったと考えられる。

また、LN₂ 中で 5.2m 摺動させた New ball の摩耗深さが約 11 μm に対して、26m 以上摺動させた Ball F の摩耗深さは約 6.6 μm と小さく、酸化クロム被膜は LN₂ 中で耐摩耗特性が優れていることがわかった。

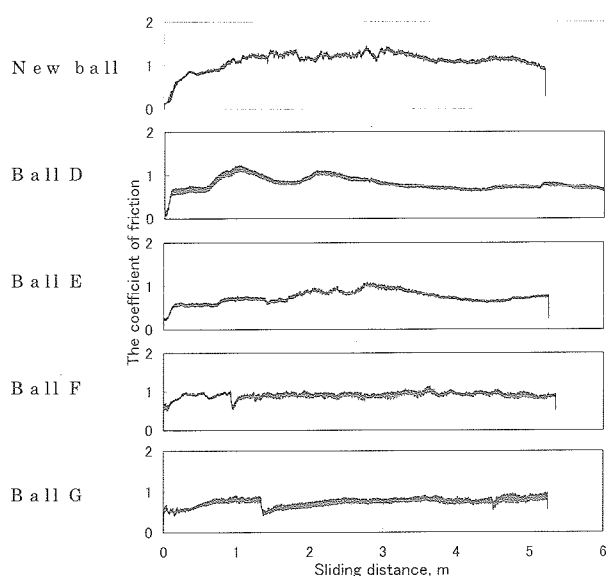


Fig.8 Coefficient of friction in GN₂

4. まとめ

SUS440C に酸素濃度 20-200ppm 相当で熱処理を行うことで、酸化鉄の生成を抑え、酸化クロム被膜が生成されることがわかった。また、熱処理により生成された酸化クロム被膜は、極低温液体中で優れたトライボロジー特性を示すことがわかった。

本研究は、ロケットエンジン用軸受だけでなく、航空機や衛星を含めた航空宇宙開発全体の信頼性向上に貢献できる。

今後は、酸素濃度の違いによる酸化クロム被膜生成状態を評価し、酸化クロム被膜とセラミック材とのトライボロジー特性を把握する。さらに、酸化クロム被膜処理を施した軸受の耐久性試験を行い、実用化を目指す。

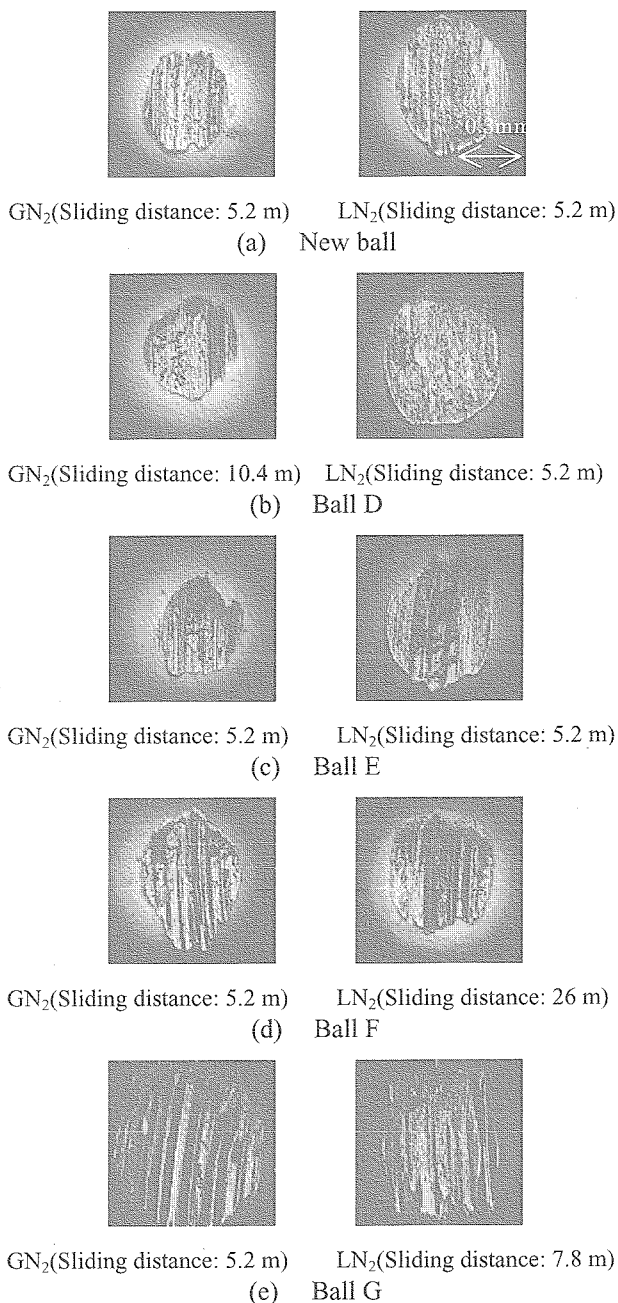


Fig.9 Surface features of tested balls

[参考文献]

- 1) M. Nosaka, et al., Trib.Trans.,36(1993),3, 432-442.
- 2) M. Nosaka, et al., J.STLE(1992),49,9,677-688.
- 3) M. Nosaka, et al., Trib.Trans.,43(2000),2, 163-174.

ターボポンプ内部流れのCFD解析の研究

総合技術研究本部 角田宇宙センター ロケットエンジン技術センター
木村俊哉、長谷川恵一、吉田義樹

Research on CFD Simulation for Turbopump Internal Flow

Institute of Space Technology and Aeronautics
Kakuda Space Center
Rocket Engine Technology Center
Toshiya Kimura, Keiich Hasegawa, Yoshiki Yoshida

Abstract

This report summarizes recent progresses of the research on CFD simulations for turbopumps of a rocket engine. The results for the cavitating flow in an inducer, the internal flow of a centrifugal pump for a LNG engine test bed, and the flow in a tandem inducer will be presented, comparing with experimental results.

1. はじめに

ターボポンプはロケットエンジンにおいて最も重要な流体機器であり、ポンプの性能がエンジンの性能を左右すると言っても過言ではない。ロケットエンジン技術センターではこれまで主に大型の試験設備を用いてインデューサやポンプの研究を行っている。

インデューサはポンプの吸い込み性能を決める重要要素であるが、キャビテーションが発生する条件下で運転されるため、キャビテーションによる性能低下や非定常な不安定現象に起因する軸振動がしばしば問題になる。経験的にインデューサ入口部のケーシングに段差を与えることで旋回キャビテーションが抑制されることが知られている。また、流量に対しても非定常現象の発生が変わることも知られている。しかしながら、それらのメカニズムについてはよく分かっていない。

また、ロケットエンジン技術センターでは、液体メタン用の小型遠心ターボポンプや高揚程・高吸い込み型の2段式インデューサ (tandem inducer) の研究も行っている。メタン用ポンプはオープンシュラウド形式で背面にバランスピストン機構を有するポンプで、内部流動が極めて複雑なポンプである。また、2段式インデューサも従来のインデューサに比べると複雑な形状をしている。このようなポンプの内部循環量や内部の流れを予測することは、ポンプの性能予測や設計に重要となる。

そこで、本研究は、シミュレーションの利点を生かし実験的研究と相互に補間しながら、ポンプの研究開発を加速するために、最新の流体数値シミュレーション (CFD) 技術を用いて、ロケットエンジン用ターボポンプの性能予測、旋回キャビテーション等の非定常現象の予測とメカニズム解明を目標として進めている。本報告は、平成16年度において得られた成果についてまとめたものである。

2. 研究の概要

平成16年度においては、主に(1)ターボポンプインデューサにおける流れ、(2)液体メタン用ターボポンプ内における流れ、そして(3)2段インデューサ内部における流れの解析を行い、角田宇宙センターにおいて実施された実験結果と比較検証を行った。以下にそれぞれの概要を示す。

(1) ターボポンプインデューサにおける流れ解析

キャビテーションタンネルにおいて水流し試験をおこなっているインデューサに対して3次元定常解析を行った。その際、ケーシング形状や流量の変化に対する、渦構造や逆流構造の変化の様子とそれらの関係について調べた^[1,2]。また、キャビテー

ションモデルを用いてキャビテーションの効果を導入し非定常解析も行った。キャビテーション数を変化させたときの吸い込み性能の変化を水流し試験結果と比較検証した。また、水流し試験において確認されている旋回キャビテーションがシミュレーションで再現されるかどうかについて調べた^[3]。

(2) 液体メタン用ターボポンプ内における流れ解析

メタンエンジンテストベッド用に開発を行っている液体メタン (LNG) 用ターボポンプ内部の流れ解析を行った。図面と CAD データよりインペラ、ケーシング、ボリュートの詳細な格子モデルを構築した。石川島播磨重工 (IHI) において行われた試験条件を用いて定常解析を行い、内部循環や圧力分布の見積もりを行った。また、流量を変えたときの揚程特性及び内部循環量から見積もったポンプ効率について試験データと比較検証を行った^[4]。

(3) 2 段インデューサ内部における流れ解析

水流し試験を行っている 2 段インデューサについて 3 次元定常解析を行った。その際、前段翼と後段翼の負荷分布の違いや翼面の圧力分布等を調べた。また、前段翼と後段翼の位相の違いや翼間のギャップの違いが圧力分布や流れの構造にどのような影響を与えるかについても調べた。

3. 成果の概要

(1) ターボポンプインデューサにおける流れ解析

図 1 はインデューサ近傍の計算領域外形、格子形状、及びインデューサ入口においてケーシングに与えた段差の形状を示している。

段差の高さ h 、スロープの角度 θ 、段差の起点とリーディングエッジの距離 d (オーバーラップ) をそれぞれ変えて段差形状を変化させた。

計算は定常解析で、解析に用いたコードは市販の熱流体解析ソフト STAR-CD(v.3.15) である。格子は、プリズムとテトラのハイブリッド格子でセル数は約 430 万である。乱流モデルは高レイノルズ数タイプの $k-\varepsilon$ モデルを用いた。流体は水で、流入条件、インデューサの回転数等は水流し試験の条件に合わせて設定した。計算セル数は約 430 万である。

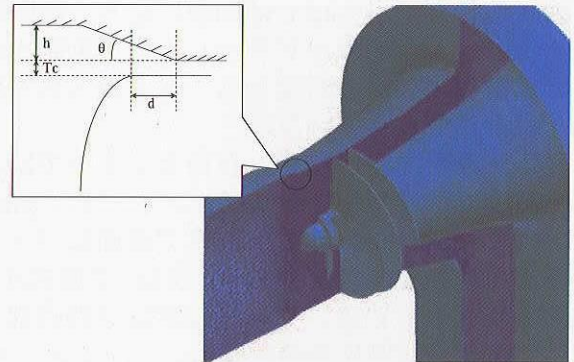


Fig.1 Grid structure and step geometry

図 1 で与えた段差形状と流量を設計流量に対して $\pm 20\%$ 変動させて、主にインデューサ上流側に生じる渦構造と逆流構造が受ける影響について調べた。

図 2 は、段差のない場合 (Type E) と段差の最も大きな場合 (Type C) について、インデューサ上流側から見た、渦中心線の分布の様子である。インデューサ上流部に発生する渦は主に翼端部から発生し、ほぼ翼に沿って発達する翼端渦と、逆流と主流のせん断領域に流れ方向に発達する逆流渦である。翼端渦は段差のない場合の方が発達を示してい

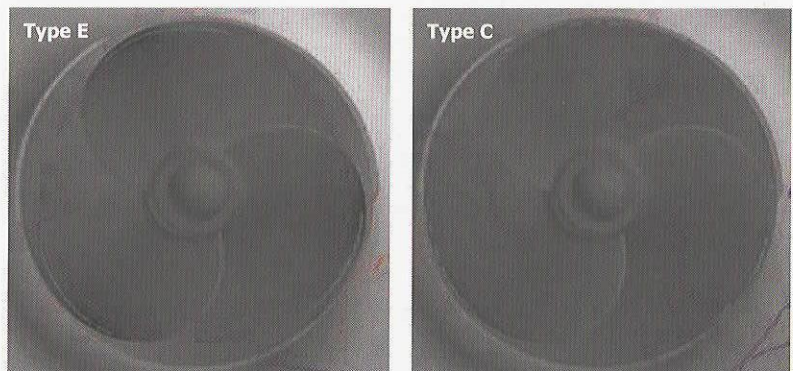


Fig.2 Vortices for different step geometries

るが、逆流渦は段差の大きい方が発達をしている。

段差形状及び流量と逆流領域の発達、渦構造の発達の関係を図3に示している。また、水流し試験で観察されている巡回キャビテーションの発達との関係も示している。図3に示すように、流量、段差の大きさ、逆流の発達、渦の発達、そして巡回キャビテーションの発生には系統的な関係があることが分かる。特に、翼端渦と巡回キャビテーションの間には関連があることが分かった。

本計算にはキャビテーションは含まれていないが、非定常なキャビテーション現象の発生と流れ構造、特に渦構造、の間には密接な関連があることが数値解析によって示唆された。

次に、キャビテーションモデルを考慮して、キャビテーション流れの非定常解析を行った。導入したキャビテーションモデルは Bubble Two Phase Flow モデルである。キャビテーション解析は計算負荷が大きいので、セル数を約 100 万とし、インデューサ下流側は直管とした。

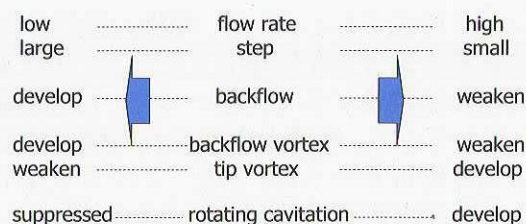


Fig.3 The effect of flow rates and step geometry on flow structure and the relation with rotating cavitation

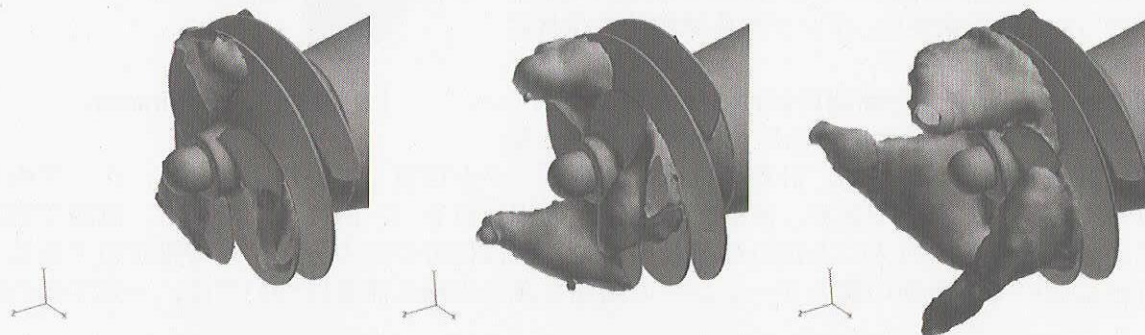


Fig.4 Cavity structure for different cavitation numbers
(Left : $\sigma=0.05$, Middle : $\sigma=0.04$, Right : $\sigma=0.02$)

図4はキャビテーション数を変えたときのキャビティの発達の様子を示している。キャビテーション数が小さくなるほど、キャビティは上流側に主に逆流渦に沿って発達を示している。これらの構造は時間と共に変動を示すが、実験で観察されているような、巡回キャビテーション特有の変動は計算では確認できなかった。但し、計算ではキャビティ導入後数回転での結果であり、計算時間が十分でないことも考えられる。

図5は、キャビテーション数を変えたときの揚程の変化を示している。黒丸は試験データ、白丸は計算値である。また、揚程がほぼ一定となる揚程で規格化している。図よりキャビテーション数が小さくなると揚程が低下し、減少の傾きは実験データに近いが、揚程の絶対値には開きがある。実験において、 $\sigma=0.04$ 前後で一旦大きく減少しているのは、強い巡回キャビテーションが生じているためである。この範囲での計算では、キャビテーション導入後数回転の範囲では巡回キャビテーションは生じていない。

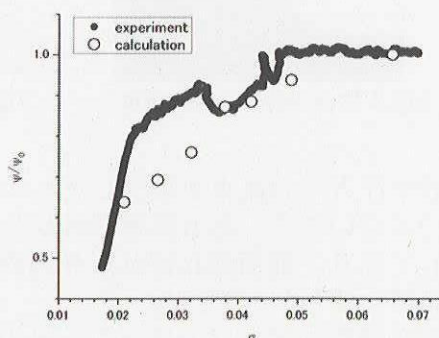


Fig.5 Suction performance

(2) 液体メタン用ターボポンプ内部における流れ解析

現在開発中のメタンエンジンテストベッド用 LNG ターボポンプ内の流れ解析を行った。本システムの LNG ターボポンプは高回転、小流量、高揚程型で、インデューサの無いオープン

インペラ形式である。また、軸推力調整のためにバランスピストン方式を採用している。そのため、インペラ周りの循環量が多く、フローネットが複雑なポンプである。そこで、複雑な内部流れの様子を把握するためにCFD解析を行った。また、このようなポンプの特性をCFDでどの程度模擬出来るかを調べた。

図6はポンプ内部のフローネットを示している。入口より流入した流体はインペラによって加圧されるが、インペラの圧力バランスを取るために一部は背面に回る。背面に回った流体の一部はインペラに空いたバランスホールを通して戻り、残りはシャフト側ドレンから排出する。オープンインペラ形式のためインペラ前面では漏れ流れによる循環が生じる。

図7は、ポンプ構成を示すと共に解析モデルの形状を表している。図7に示される計算領域内に約340万セルの計算セルを構成した。

計算は汎用熱流体解析コードSTAR-CD(v.3.15)を用いて行った。解析条件は、ポンプ単体試験時の条件に合わせて設定をした。

図8は、回転軸を含む断面における圧力分布を示している。数値は各位置における圧力[MPa]を表し、括弧内は試験値を示している。計算値はほぼ試験データを再現している。図9は、ポンプ内の流量分布を調べたものであり、試験での測定値と推定値を()内に示している。試験で実際に測定されているのは入口と出口の流量のみで、他は付近の圧力分布からの推定値である。解析値において、全面の翼とケーシングの隙間を流れる漏れ流量については、一定半径の断

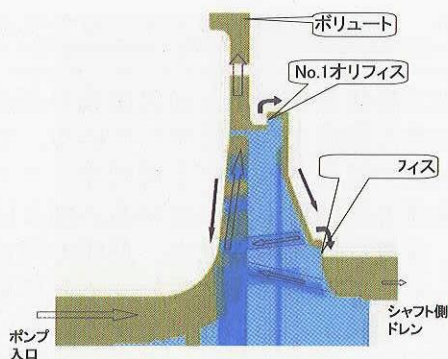


Fig.6 Flow net inside the pump

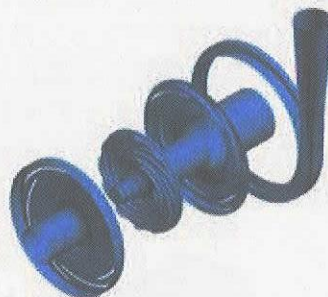


Fig.7 LNG pump structure

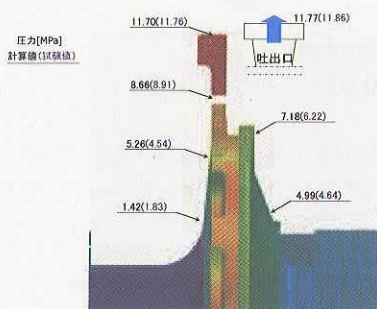


Fig.8 Pressure distribution

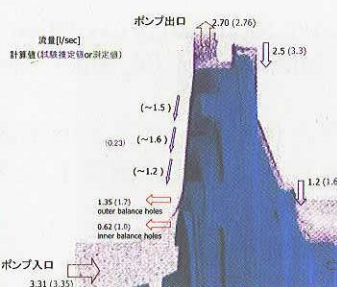


Fig.9 Flow rate distribution

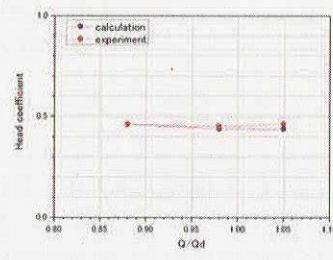


Fig.10 Head coefficient

面での半径方向の流束を積分したものであり、翼端隙間の部分の漏れ流れだけを見積もったものではないので、ある程度の誤差があると思われる。入口、出口に関してはほぼ測定値を再現しており、前面漏れ流れ以外の流量も、推定値とほぼ同等な値となっている。

極低比速度のポンプでは圧力上昇の大部分は遠心力に依るので、流量に対する揚程の変化が小さくほぼフラットな揚程特性を示す。本解析で流量を3通り変えてそれぞれについて揚程係数を計算した。試験で得られた揚程係数と比較したものが図10である。図から分かるように試験データはほぼフラットな揚程特性を示しており、解析においてもほぼ同等の揚程係数とフラットな特性を示しており、揚程特性の再現性は極めて良いと言える。

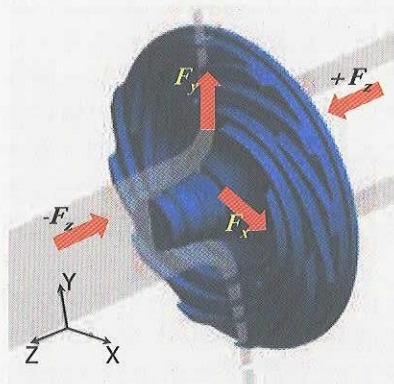


Fig.11 Definition of thrust

軸に加わる力の推定は重要な設計要素となる。
試験で直接軸に加わる力を測定するのは困難であるが、CFD 解析ではポンプ表面の格子点全ての圧力が分かるので、計算結果の精度の範囲でポンプ全体に加わる力を正確に見積もることが可能である。そこでインペラ表面の圧力を積分して軸方向及び軸に垂直な方向に加わる推力を計算した。

Table 1 Calculated thrust

#1隙間	$+F_z$	$-F_z$	$ F_x c$	$ F_y c$
60	2637	4017	9	12
120	3529	3866	3	15
185	4146	3948	6	7

本ポンプは軸方向の推力バランスを自動調整出来るようにバランスピストン方式を採用している。インペラの背面に2ヶ所オリフィスがあり（図6参照）、インペラが前後に移動すると片方の隙間が狭く、他方が広くなるようになっている。すなわち、インペラが力を受けて入口方向に移動すると、No.1オリフィスが狭くなり、No.2オリフィスが広がる。No.1オリフィスが狭くなることで背面に流れ込む流体の圧損が大きくなり、背面の圧力が低下する。その結果、インペラ前面の圧力が相対的に大きくなり、インペラは入口と反対方向に力を受け、戻されることになる。逆に、インペラが入口と反対方向に移動すると、No.1オリフィスの間隔が広くなり、そこでの圧損が小さくなることで背面の圧力が高くなり、結果としてインペラは入口方向に押されるようになる。

試験では、定常回転時は推力バランスが成り立っていると仮定して、No.1、No.2オリフィスの隙間を推定している。そこで、CFD 解析ではバランスしていると推定されるオリフィス隙間を解析モデルに採用した。また、No.1オリフィスとNo.2オリフィスの隙間を半分にした状態を設定した解析も行い、それぞれの場合について軸推力の見積もりを行った。図11はインペラに加わる推力の定義を示しており、表1は第一オリフィスの間隔を変えたときのそれぞれの計算から見積もった推力の大きさを示している。

隙間間隔120μmは、バランスしている状態での推定隙間である。60μmはNo.1オリフィスが狭くなったときで背面の圧力が下がることで入口方向からの推力が相対的に大きくなっている。また、185μmはNo.2オリフィスを半分にしたときで、相対的に入口方向への推力が大きくなっている。以上の結果から、CFD 解析でバランスピストンの特性は良くシミュレーションされていると言える。

次に内部循環量からポンプ効率を見積もってみた。ポンプ効率 η_p は一般的に次のように求められる。

$$\eta_p = \eta_m \cdot \eta_l \cdot \eta_h$$

ここで、 η_m 、 η_l 、 η_h はそれぞれ、機械効率、体積効率、水力効率である。体積効率は、流入流量 Q_1 、流出流量 Q_2 、内部循環量 Q_{int} を用いて以下のように表される。

$$\eta_l = \frac{Q_2}{Q_1 + Q_{int}}$$

CFD 解析から得られる、 Q_1 、 Q_2 、 Q_{int} から体積効率を見積もると0.42となる。機械効率については、インペラの円盤摩擦の推定値0.8、水力効率についてはポンプの形式と比速度から経験的に得られている値0.64を用いるとポンプ効率は0.23となる。試験において測定された入口と出口のエンタルピー差とヘッドから見積もられる効率は約0.21となり、CFDから見積もった効率は試験から見積もられた効率を良く再現している。

(3) 2段インデューサ内部における流れ解析

ロケットエンジン技術センターでは、高揚程かつ高吸い込み性能を持つインデューサの一つの可能性として2段インデューサの研究を行っている。図12はその試作モデルの写真である。2段インデューサは写真で見られるように、単段のインデューサに比較して形状は複雑になり設計の自由度も大きくなる。

これまでのポンプに対する CFD 解析の経験から、キャビテーションを含まない場合は、ポンプ内部の圧力分布等流れ場の様子は CFD 解析でもかなり良く再現できることが分かってきている。そこで、複雑な形状を持つ 2 段インデューサに対して CFD 解析を行い、実験では観察することが困難な内部の圧力分布や流れの様子を解析し、実験を補間することによって、2 段インデューサの研究開発を加速することを目的として、数値シミュレーションを行っている。

図 14 は、インデューサ翼及びハブ表面の圧力と回転軸を含む断面における軸方向速度分布を表している。速度分布において、赤い領域は回転軸方向において上流側へ向かう領域であり、インデューサ近傍では逆流を示している。

シミュレーションでは、前段翼と後段翼の負荷分布や前段と後段の位置関係の違いによる流れ場への影響等を調べ、今後はキャビテーションも考慮して解析を行う予定である。

4. まとめ

ロケットエンジン用ターボポンプ内における流れに対する CFD シミュレーションに関する平成 16 年度の成果についての概要をまとめた。主な内容は、インデューサにおける 3 次元定常解析及びキャビテーションを考慮した 3 次元非定常解析、LNG ターボポンプ内部の流れ定常解析、そして高揚程・高吸い込み型 2 段インデューサにおける定常流れ解析である。

キャビテーションを含まない流れに関しては、内部圧力分布や揚程特性等に対して CFD シミュレーションは比較的良い精度で再現可能であることが示された。実験データを用いた検証を進めることによってポンプの研究開発に十分貢献可能であることが期待される。キャビテーション流れに関しては、吸い込み性能や非定常現象等、実験データをまだ十分説明できる段階ではないが、今後実験データと比較検証を行いながら計算技術の向上を図っていく必要がある。

謝辞

LNG ターボポンプの流れに関して試験データの提供等、石川島播磨重工業株式会社の安富義展氏の御協力に対して感謝の意を表します。

参考文献

- [1] “Relation Between Geometries of Inducer Inlet and Backflow and Vortex Structures”, Toshiya Kimura, Yoshiki Yoshida, and Mitsuru Shimagaki, AIAA-2004-4022.
- [2] “インデューサ入口構造と渦及び逆流構造の関係”, 木村俊哉、吉田義樹, 日本流体力学会誌「ながれ」第 23 巻 4 号
- [3] “ターボポンプインデューサに発生するキャビテーションの 3 次元 CFD 解析”, 木村、島垣、吉田, 第 12 回キャビテーションに関するシンポジウム, 平成 16 年、福岡
- [4] “LNG (液化天然ガス) ターボポンプの CFD シミュレーション”, 木村他, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2004



Fig.12 Photograph of tandem inducer

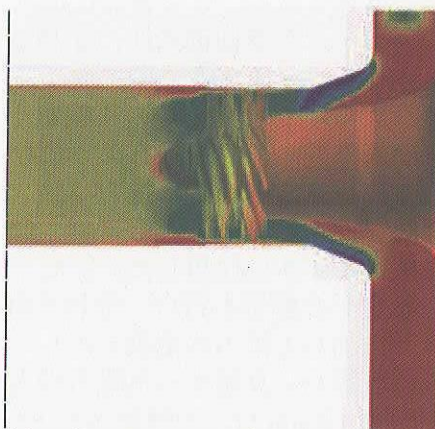


Fig.14 Pressure and axial velocity distribution

液体酸素／液体水素エンジン噴射器の耐久性評価試験

Endurance Test for the Injector Elements of reusable LOX/LH₂ Engine

宇宙科学研究本部 技術開発部 飛翔体技術グループ 八木下剛

Tsuyoshi Yagishita, Space Vehicle Development Group, Technology Development Department, ISAS

宇宙科学研究本部 宇宙輸送工学研究系 徳留真一郎

Shinichiro Tokudome, Department of Space Transportation Engineering, ISAS

Abstract : In the Institute of Space and Astronautical Science (ISAS), a flight test campaign for studying reusable space transportation system has been performed with a small vehicle having a 10 kN class LOX/LH₂ propulsion system. As a part of this study, we are evaluating the injector elements of reusable engine endured various thermal impacts with the small scale test pieces and original test equipment.

1. はじめに

繰返し運用可能な LOX/LH₂ (液体酸素／液体水素) 宇宙輸送システムの構築を目指して宇宙科学研究本部で開発・運用を進めている再使用ロケット実験機に搭載されている 10kN 級 LOX/LH₂ エンジンの噴射器要素について、その繰返し使用に対する耐久性評価試験を実施した。

2. 研究の概要

再使用ロケット実験機 (RVT) エンジンでは耐久性及び信頼性向上を目的に、製造工程において熱を加えないことから残留応力が発生しない電鋳技術を用いた一体構造型噴射器要素を開発し適用している。再使用という観点からは、本噴射器の繰返し使用すなわち多数回のエンジン起動／停止に対する健全性を検証する必要があるが、実験機本体の運用では十分なエンジン起動回数が得られず、噴射器要素の本格的な耐久性評価を実施することは難しい。そこで、Fig.1 に示すように 60 個ある RVT エンジンと同じ噴射器要素を 3 個取り出した小規模供試体を製作し、エンジン起動／停止時の熱衝撃サイクルの点で実機作動条件を模擬した負荷を与え、噴射器要素の耐久性を評価するための試験を実施した。

試験実施にあたっては、液体水素を使用しないコンパクトな LOX/LH₂ エンジン試験設備の設計・製作を新たに行った。本設備の推進剤供給系統図及び外観を Fig.2 に示す。本設備は、液体水素の代わりに常温水素ガスを使用し、液体酸素との熱交換で冷却することにより、実機エンジンの再生冷却でガス化した低温水素ガス温度 (噴射器入口で約 150K) に近くなるよう制御した。この手法により、燃料の取扱いと燃焼器の構造を簡易なものにできる。

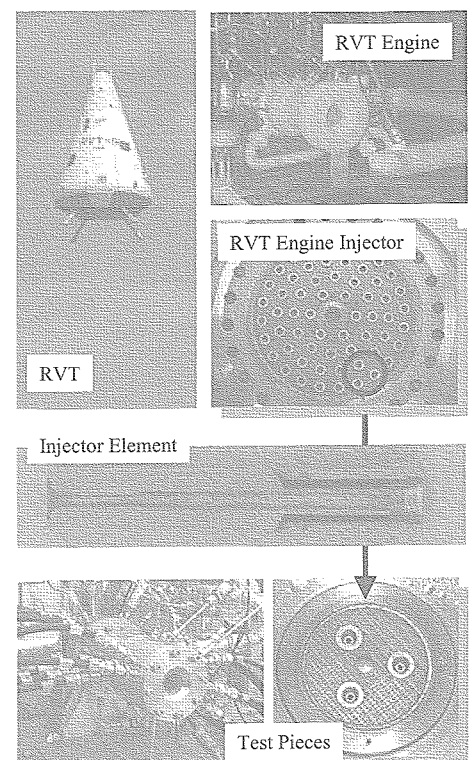


Fig.1 Injector Elements of LOX/LH₂ Engine for RVT

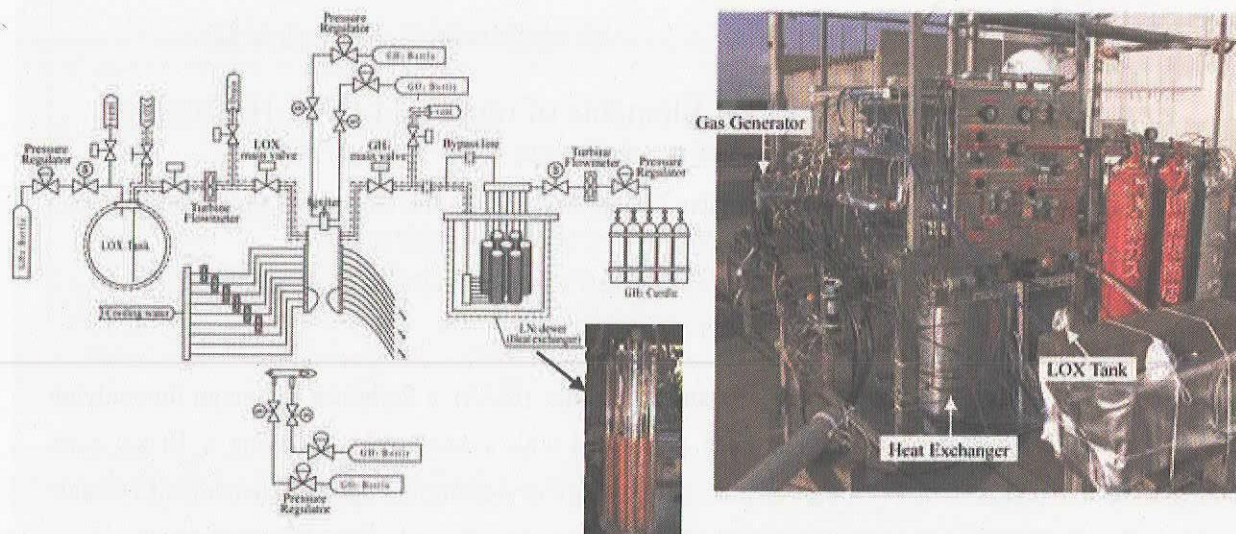


Fig.2 Schematic and exterior view of Injector Endurance Test system

3. 成果の概要

5秒間の燃焼とそれに続く10秒間のインターバルを1サイクルとして10サイクルの起動/停止を1回の試験とし、計108回の燃焼を行った。試験に関しては、実機の作動条件を模擬することに重点を置いた。RVT実機と耐久性試験(燃焼40回目)の噴射器環境及び結果概要をTable.1に示す。

また、耐久性試験の10回目と100回目の燃焼時における燃焼圧力、噴射器入口圧力の履歴は、100サイクルの起動/停止時においても噴射器が正常に機能していることを示している(Fig.3)。

Table.1 Typical Test Conditions for RVT and Injector Endurance Test (IET)

		RVT*	IET**
Number of Element		60	3
Mass Flow Rate(kg/s)	Oxidizer	2.5	0.13
	Fuel	0.42	0.021
Mixture Ratio		6	6
Chamber Pressure(MPa)		2.55	2.51
Injector inlet Pressure(MPa)	Oxidizer	3.59	3.44
	Fuel	2.92	2.74
Injector inlet Temperature(K)	Oxidizer	105	97
	Fuel	146	147

* RVT-8-2, ** 40th burning

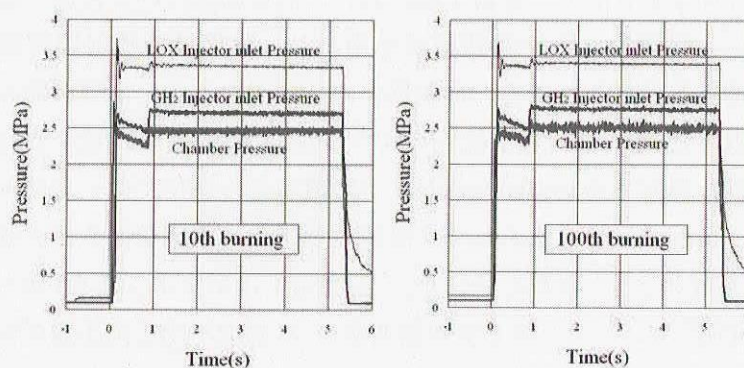


Fig.3 Histories of Injector and Chamber Pressure in the 10th and the 100th burning

4. まとめ

繰返し運用可能な LOX/LH₂ を目指して、電鋳製エンジン噴射器の耐久性試験を実施した。これまでに108サイクルの起動/停止、計529秒間の燃焼試験を実施し、噴射器が正常に機能していることを確認した。

今後1000回程度を目標に熱衝撃サイクルを繰返し、噴射器に与えるダメージを評価していく予定である。

X線映像を利用した推進薬の燃焼速度測定法

Measurement of Burning Rate using an X-ray image of Propellant

長谷川 克也, 川崎 朋実, 小林清和

Katsuya HASEGAWA, Tomomi KAWASAKI and Kiyokazu KOBAYASHI

宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部 飛翔体技術グループ

Space Vehicle Development Group/Technology Development Department/ISAS/JAXA

1. はじめに

固体推進薬の燃焼速度は基本性能を決定する重要な要素のひとつである。従来から燃焼速度はさまざまな方法を用いて測定されているが、本研究では X 線を利用した燃焼速度測定方法の検出方法に改良を加え、燃焼中の推進薬を X 線映像化し映像データを解析することで面内の燃焼速度分布を測定することができたのでここに報告する。本法で開発した実験装置は汎用性を重視し計測部分と燃焼器を分離設計することで燃焼器の設計自由度を増しさまざまな実験目的に対応できるようにした。映像化装置部分に拡張性を持たせたことで、測定データの精度と分解能の要求に対してコストパフォーマンスの高い実験装置を構成することが可能となった。

2. 実験装置

装置の概略を Fig.1 に示す。棒状の固体推進薬を用い燃焼器内に配置する。X 線発生源から照射された X 線は燃焼している固体推進薬を燃焼面に垂直に透過し経路上の推進薬量に応じ減衰する。燃焼中推進薬の厚みの情報を持った X 線は映像化装置内部で X 線-光変換を行った後カメラとフレームグラバで映像化と数値化を行い、収録解析装置にデータが送られ収録・解析される。映像化装置は本実験装置に汎用性をもたせるためモーターケースと独立して設計し、目的に合わせたモーターケースを設計することで大気圧下の実験から高圧、減圧条件下にも対応できる。今回の実験では解析方法の確立に必要なデータを得るために、大気圧条件下で実験を行った。

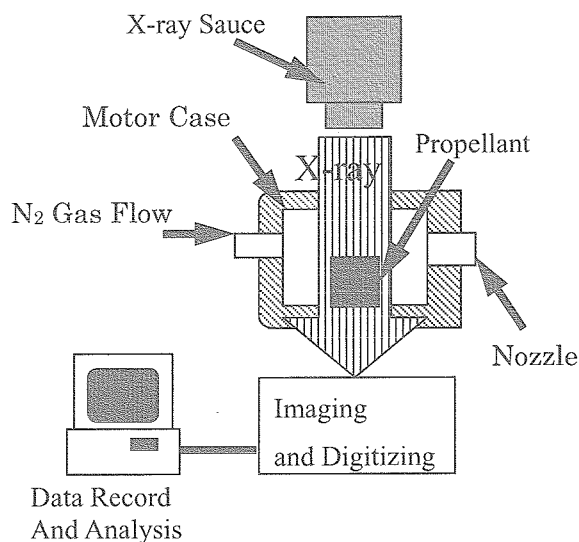


Fig.1 Test System

3. イメージングシステム

3.1 X線-光変換

X 線映像を光変換し濃淡映像にするため通常速度の実験では安価で取扱いの簡単なシンチレータを用いるが、過渡現象の把握目的の実験では高速度カメラを使用するためシンチレ

ータでは光量不足により S/N が低下し十分なデータを得る事ができなかった。X-I.I.を用いることで光量不足は解決できるが、市販の X-I.I.はノイズ対策のため 100ms 程度の残光特性をもたせてあり高速撮影を行っても有効なデータが取得できない。今回、本計測システム高速化のため低残光型の X-I.I.を開発したことで 1000fps の撮影が可能となった。

3.2 映像—数値変換

本装置では得られた濃淡映像を数値データ化するためのセンサーとしてカメラを使用している。基本的なシステムでは NTSC 規格のものを用いるが実験の要求により空間分解能、時間分解能、ダイナミックレンジの各性能を高いものを使用することで実験目的にあわせたシステム構築が可能となる。その基本性能を Tab.1 に示す。

Camera Type	Standard	High Speed	High Resolution
Frame Rate	30fps	1000fps	60fps
Camera Resolution	512X384	256×256	1360×1024
Camera Definition (Dynamic Range)	8Bit(48dB)	8Bit(48dB)	14Bit(84dB)
X-ray to Luminous signal Transfer Device	Scintillator	High Speed Type X-ray Image Intensifier	Scintillator
Output	NTSC Signal (Analog)	Digital (LDVS)	Digital (Text Data)

Tab.1 Imaging System Spec

4. 実験結果

推進薬試料は 20×20×40mm で側面にリストレクタを塗布し上面から一次元的に燃焼させ大気圧条件下で実験を行なった。実験により得られたデータの一例を Fig.2 に示す。燃焼面内全域で 1.0～1.2mms⁻¹の範囲である。得られたデータはノイズが多くそのままでは燃焼速度を求めることができないが、必要な信号処理を行うことで面内の燃焼速度分布の計測が可能となる。

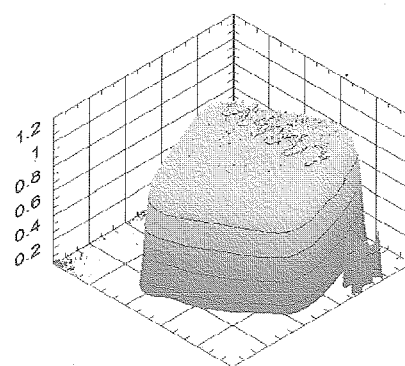


Fig.2 Burning rate Distribution within Burning Surface

5. まとめ

X 線映像を利用した推進薬の面内の燃焼速度測定に成功した。低残光型 X-I.I.の開発により過渡現象の測定が可能となった。映像化装置の設計に汎用性を持たせることで一つの計測装置で目的の異なる実験に対応が可能となった。新しく開発した解析法によりノイズ中の信号を効率よく抽出することに成功した。今後は非定常燃焼試験や微細面積内での燃焼特性試験を固体推進薬燃焼の解明に応用する予定である。

静止から極超音速域までの複合エンジンインレット性能改善試験について

Performance Improvement of the Combined Cycle Engine Inlets from Ground to Hypersonic Speed

総合技術研究本部 複合推進研究グループ

谷 香一郎、荻田 丈士、加藤 周徳、桜中 登、渡辺 修一

ISTA Combined Propulsion Research Group

Kouichiro Tani, Takeshi Kanda, Kanenori Kato, Noboru Sakuranaka and Syuichi Watanabe

Abstract

A designing concept for the inlet of the combined cycle engine was explored in the current study. The models designed by the concept were tested in several wind tunnels, ranging from subsonic to hypersonic air speed. The experimental results showed the decrease of the pressure drag in sub / transonic regime. In supersonic condition, the new model proved the high starting capability. However, in hypersonic range, the inlets lost more mass flow than expected, due to the skewed shock structure. Further studies will be required to establish optimized geometry of the inlet.

1. はじめに

角田センターでは 2003 年度より「高性能再使用システム実現のための先行研究」のもと実施する「複合サイクルエンジン要素研究およびシステム研究」の一貫として、スクラムジェットエンジン技術とロケットエンジン技術を融合した新たな宇宙機用エンジン、「複合サイクルエンジン」の研究^[1]を行なっている。本エンジンの特徴は一つの流路内で複数のエンジンサイクルを実現するところにある。このため、どのサイクル（以下モードと称する）においても安定した流入気流を確保できるような空気取り入れ口（以下インレット）が必要となる。

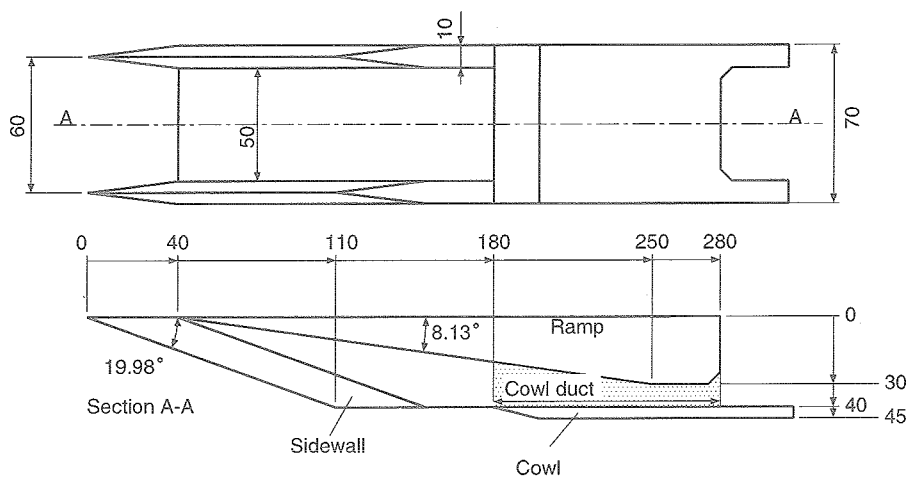


Fig. 1 prototype model (unit: mm)

角田では 2005 年度に、最初の複合サイクルエンジン燃焼モデルを作成する予定で研究を進めているところであるが、これに先立ち、インレット部分の設計、機能検証を行なう必要がある。2004 年度はインレット設計方針を確定し、速度 0 からマッハ 8 飛行状態までの広範な範囲でインレット試験を行ない、性能特性の取得を目指した。

2. 研究の概要

2-1 これまでの問題点

2003 年度より検討を開始した第 0 次形状模型 (prototype model) について、静止状態からマッハ 4 までの範囲で風洞試験を行い、複合エンジン用インレットの特徴を取得した^[2,3,4]。Fig. 1 に超音速風洞にて試験を行なった模型を示す。模型は側壁 (sidewall) ランプ (ramp) およびカウル (cowl) より構成される。試験の結果、特に問題となったのはカウル設置位置の最適化である。0 次形状模型では以下の様な問題点が明らかとなった。

1. 超音速において、カウルで覆われた部分、カウルダクト (cowl duct) の入り口/出口面積比がある値以上になると始動が難しくなる。
2. 超音速において、カウル/ランプの相対角度が大きいと、剥離による不始動に陥る。
3. 超音速において、カウル衝撃波のランプ面への入射位置がランプ面だと、不始動になりやすい。
4. 亜音速、遷音速において、カウルダクトの入り口/出口面積比がチョーク条件を越えた場合、カウル入り口周辺で高圧域が形成され、圧力抗力が増加する。

2-2 研究の方針

複合エンジンは、速度 0 から極超音速までの幅広い領域を、ほぼ加速し続ける状態で使用されることが想定される。従来、エンジンインレット形状を決定する場合、クルーズ状態に置いて最も性能が出る様に検討されてきたが、複合エンジンではこの考え方が当てはまらない。ある特定の状態で最適化するのではなく、低マッハ域では始動性を、高マッハ域では捕獲性能の確保を目指す、いわば折衷案的な考え方が必要となる。

本研究では、2-1 で指摘した第 0 次形状の問題点も踏まえ、複合エンジンに適した新たなインレットの設計方針を策定する。この方針に基づき設計を行った幾つかの第 1 次形状インレット模型について、亜音速域、超音速域、極超音速域での空力的な特徴を実験的に取得し、さらなる改良点を見いだす事を目標とした。

3. 成果概要

3-1 インレット設計の方針、手法

本研究では、下記のような条件を課して、新たなインレット形状について検討^[5]を行った。

1. インレット全体のサイズは 0 次形状程度に押さえる。
2. 複合エンジンにはロケットを格納する余裕が必要であり、0 次形状同様、ランプ圧縮主体の形状とする。
3. 側壁については、先端冷却に配慮して、0 次と同様に後退角 70 度、楔角 7.125 度とする。
4. エジェクタジェットモードではスロートチョークが前提となるため、取り込める流量はスロート面積に比例する。大流量確保のためにはスロート面積拡大が望ましいが、ラム、スクラムモード時の気流圧縮、ロケット搭載のためのランプブロックサイズを考慮し、ランプによる収縮比は 4.5 とする。
5. カウルはランプ面傾斜を覆わない（カウル下流に絞りが入らない）構造を基本とする。
6. 各インレット形状に一律の性能目標を課すために、マッハ 10 でインレット入り口高さ分の気流を全て燃焼器に流す「フルキャプチャ」条件を当てはめる。なお、0 次形状では、マッハ 8 でフルキャプチャ条件を満たす様に設計した。

形状変更の仕方として、主に二つの方法について検討を行った。一つは、二段ランプ圧縮型 (Double Stage 型 : DS) である。これは、ランプ中程で傾斜を変更するものである。これにより初段のランプ角を下げ、ランプ先端より発生する衝撃波の角度を低く押さえることで、カウルをより下流側に移動させ、ランプ傾斜面を覆う事なくマッハ 10 でもフルキャプチャを達成できる。欠点として、二段目のランプ角度が大きくなり、カウル先端より発生する衝撃波やランプ終端膨張波がともに強くなる事が挙げられる。ただし、カウル衝撃波入射位置は常にランプ下流の平行部（分離部）となるので、ランプ傾斜面に直接衝撃波が入射する 0 次形状よりは始動性向上が期待できる。

二つ目の案は、側壁圧縮強化型 (More Side Compression 型 : MSC) である。これは、側壁による

流路絞り部分を増やし、その分ランプ開始点を下流に下げること、ランプ衝撃波を下流にずらし、カウル位置を下流に下げる案である。欠点はDS型同様、ランプ角度が大きくなり、発生する衝撃波や膨張波が強くなることである。

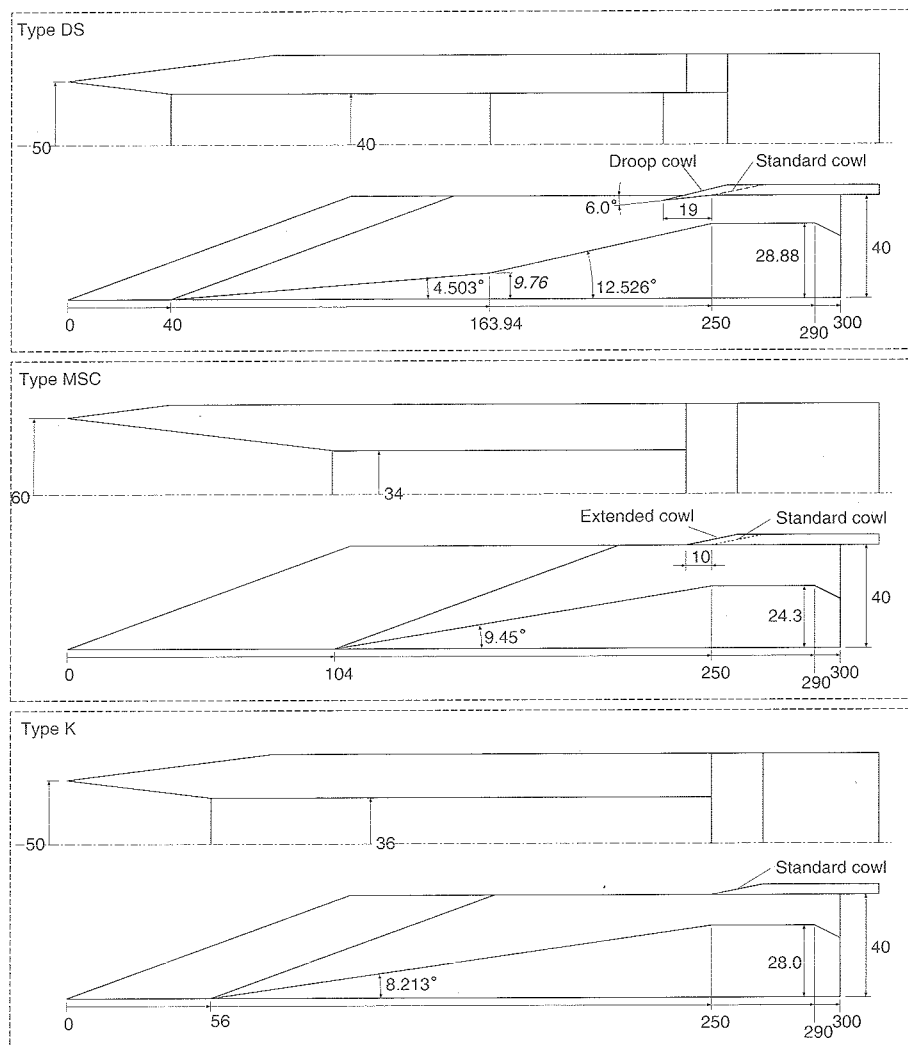


Fig. 2 Modified models (unit : mm))

側壁やランプの角度、またランプ高さ等をパラメトリックに変更し、模型流路内に発生する衝撃波、膨張波を二次元衝撃波関係式等を用いて推定し、上記の制約条件を満足するような形状を決定した。超音速／極超音速試験に用いた模型の詳細を Fig. 2 に示す。今回はこれら二案に加えて折衷案的な形状 (K 型) についても比較のため試験対象に追加した。設計時に算出した DS/MS 型の性能予測では、前者が比較的昇圧比が高く、マッハ数による捕獲流量の変化が大きいのに対し、後者は比較的昇圧比が低く、捕獲率はマッハ 10 に至るまで高い値を示すものとなった。

また試験では、始動性改善を目指して Droop 型カウルを、また捕獲流量増加を目指して Extended 型カウルを導入し、その効果についても検証を行なった。Droop 型カウルは先端を 6 度の角度をつけてインレット流路側に突き出した形状を持つ。これによりカウル先端からの衝撃波を弱め、ランプ面の剥離を押さえる効果が期待できる。Extended 型カウルは標準型のカウル先端を上流側に延伸したもので、インレット開放面からの流れを押さえる効果が期待できる。

3-2 遷音速試験結果

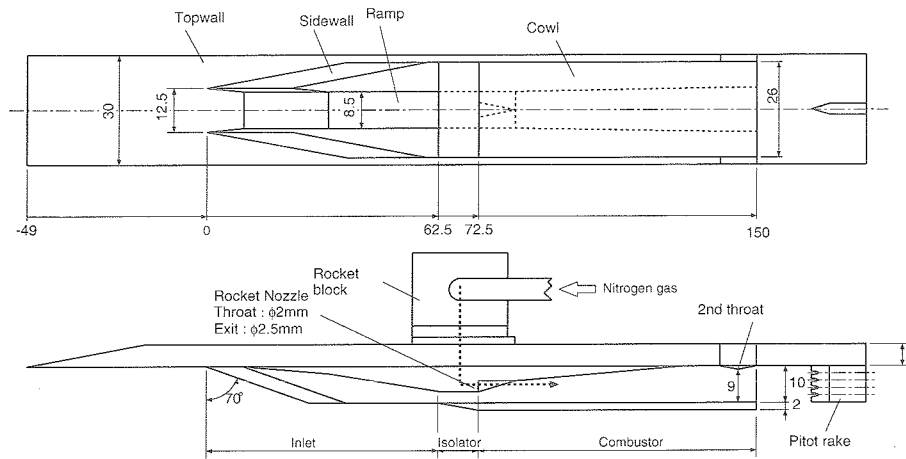


Fig. 3 Ejector jet model (type DS, unit : mm)

模型の形状による圧力分布の変化を示す。いずれの模型、マッハ数においても、図中 iso. end で示す分離部出口における壁圧値は流入気流のチョーク圧（音速まで加速したときの圧力）よりも十分低く、エジェクタジェットモードを達成している。マッハ0.3では、模型間の違いはあまり見られない。DS型に Droop カウルを用いた場合のみ、ランプ端での圧力降下が大きく、抵抗軽減に寄与している。マッハ0.8ではK、MSC型でランプ面上での圧力降下が観察された。DS型では図4中矢印で示す主流静圧とほぼ同じ値を保っており、他のモデルよりも相対的に抵抗が大きい。0次模型ではランプで大きな圧力上昇が見られたが、今回は Extended カウル、Droop カウルで同様な圧力上昇が観察された。これはカウル延伸により先細ダクトが形成され、この絞り比が大きく、一部の流れが飲み込めなくなる事により発生する [2]。

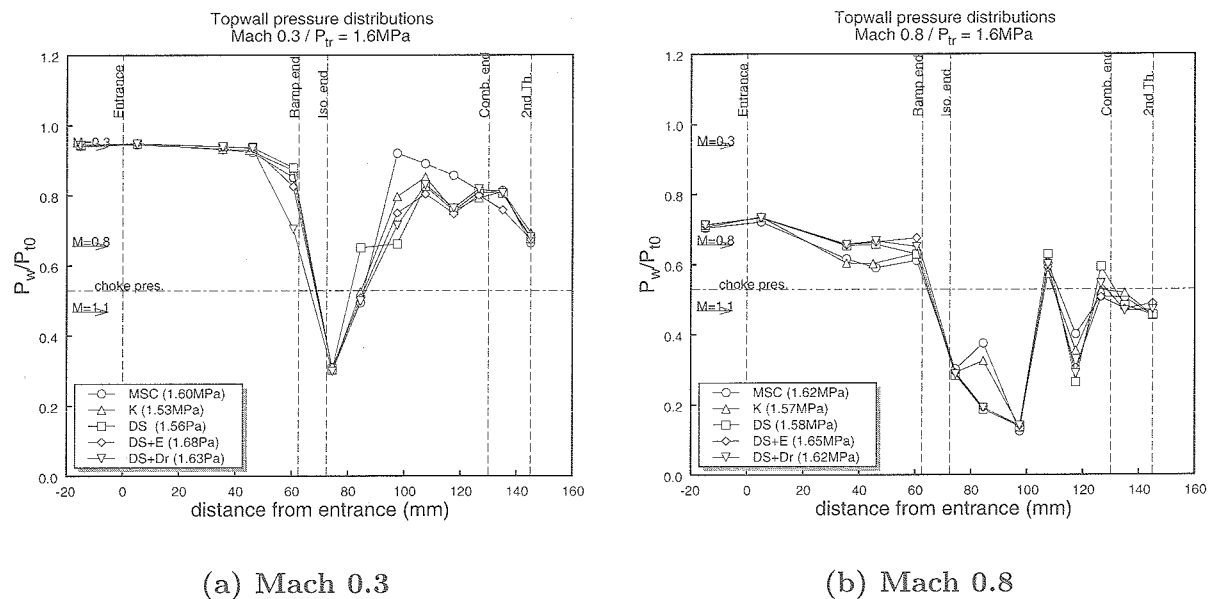


Fig. 4 Topwall pressure distribution at $P_{tr}=1.6\text{MPa}$

3-3 超音速試験結果

マッハ1.5からマッハ3.5までの範囲におけるインレット試験は、総合技術研本部、風洞技術開発センターの超音速風洞（総温:300 K、総圧160~780 kPa）にて行なった。風洞のマッハ数を固定し、模型を取りつけた先広の板に迎角を与えることで衝撃波を発生させ、通風中にマッハ数を変更しつつ、インレットの始動性について調べた。

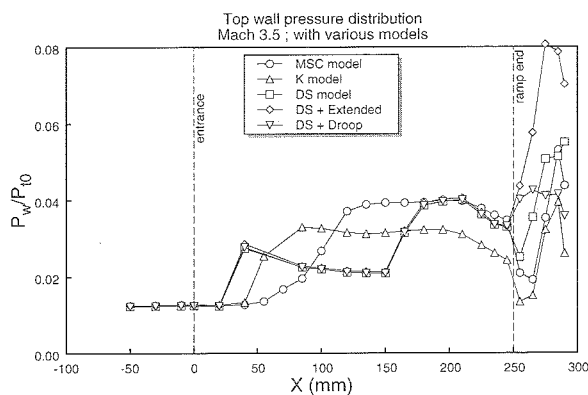
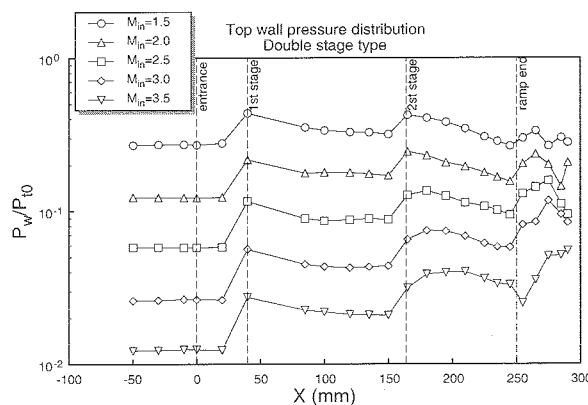
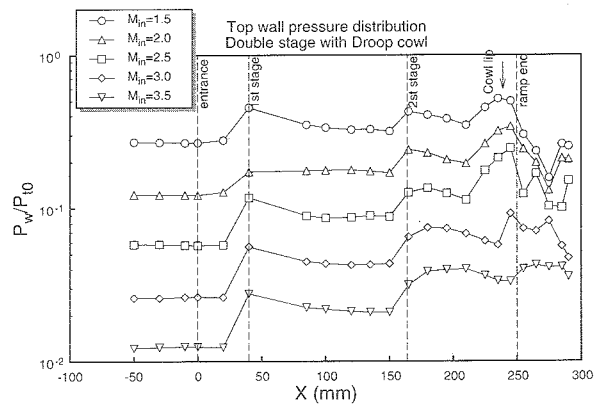


Fig. 5 Topwall pressure distribution at $M=3.5$
 の増加は少なかった。Droop カウルにより低マッハ数でも捕獲流量増加という、好ましい結果を得ることができた。



(a) Type DS with standard cowl



(b) Type DS with droop cowl

Fig. 6 Pressure variance from $M=1.5$ to 3.5

3-4 極超音速試験結果

Table 1 Capture ratio at $M=5.4$ / 6.7 (unit:%)

Type	Mach 5.4	Mach 6.7
MSC	33	39
K	27	41
DS	37	49
DS+Extended	50	52
DS+Droop	42	53

値を示した。またカウル延長 (Extended, Droop) に伴い、流量獲得に寄与することが判った。

しかし、当初設計時に予想した捕獲流量に較べると、いずれのモデルも、非常に低い捕獲率となった。その一因はランプにより発生する衝撃波が湾曲する事にある。現在進めている CFD 解析結果から、ランプ衝撃波が流路中央と側壁付近では異なる角度で発生する事が示された。このため、設計時

Fig. 5 にマッハ 3.5 における各モデルの上壁圧力分布を示す。0 次モデルでは、カウル前方のランプ面から剥離衝撃波が発生し、これに伴う圧力上昇がランプ面に観察された [3]。これに対して 1 次モデルでは、いずれのモデルでも剥離に伴うランプ傾斜面上の圧力上昇は見られず、0 次形状に較べて始動性が向上したことが伺える。Fig. 6 にマッハ数による上壁圧力分布変化の一例として DS 型の試験結果を示す。標準カウルを使う限り、マッハ 1.5 においてもランプ面に不始動特有の剥離による圧力上昇が観察されず、始動状態を保っていることがわかった。一方、Droop カウルを用いると、ランプ傾斜面で圧力上昇が見られるものの、剥離がインレット入り口まで急激に進行することはなく、結果として剥離衝撃波による漏流れ

に較べて特に流路中央付近での漏れ流れが増加している。DS 型は初段ランプ角度が他のモデルに較べて小さいため、湾曲による影響が比較的小さかったものと思われる。

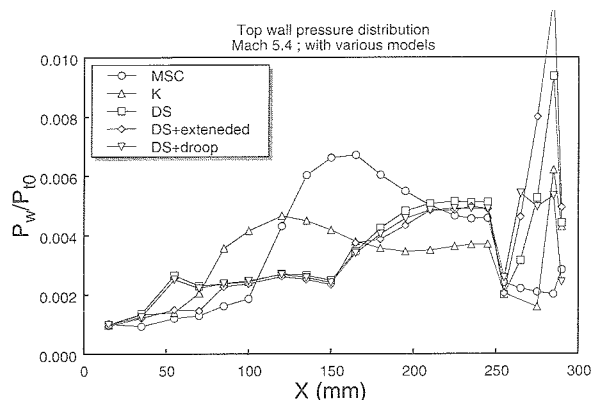


Fig. 7 Topwall pressure distribution at $M=5.4$

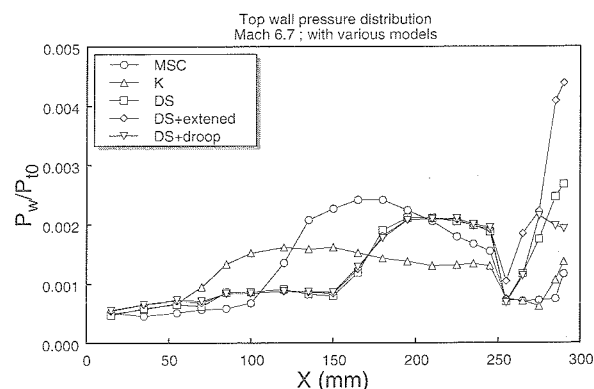


Fig. 8 Topwall pressure distribution at $M=6.7$

4. まとめ

幾何的な制約条件を課した上で、複合エンジンに適するインレットの設計を試み、その結果を元に、空力試験を行なった。その結果、0 次形状インレットに対して以下のような改善点を得た。

- (1) 良好な始動性を確保するための指針を確立できた。
- (2) 亜音速、遷音速域では圧力抵抗の軽減を達成した。
- (3) 超音速域では非常に低いマッハ数でも始動することを確認できた。
- (4) 極超音速域ではランプ衝撃波の湾曲により、流量損失が増加する。その影響は DS 型で小さく、相対的に DS 型の捕獲流量性能が他のモデルよりもよかった。

今後は、特に衝撃波湾曲を考慮した設計法を検討する必要がある。またカウル位置の最適化により、始動性を犠牲にすることなく、最大の捕獲流量を達成出来る形状を検討する。現在、非粘性 CFD により、衝撃波の発生位置、形状をほぼ取得し終わっており、今後は実験結果と粘性 CFD により最適形状の特定を進める事としたい。

[参考文献]

- [1] Kanda, T., and Kudo, K., "Conceptual Study of a Combined-Cycle Engine for an Aerospace Plane," Journal of Propulsion and Power, Vol. 19, No. 5, 2003, pp. 859-867.
- [2] Tani, K., Kanda, T. and Tokutome, S., "Aerodynamic Characteristics of the Combined Cycle Engine in an Ejector Jet Mode," AIAA Paper 2005-1210, Jan. 2005.
- [3] 谷, 櫻中, 渡邊, "複合エンジンインレットの低マッハ数域における空力特性," 第 36 回流体力学講演会講演集, 2004.
- [4] Kubota, S., Tani, K., and Masuya, G., "Aerodynamic Performances of Combined-Cycle Inlet," 24th International Congress of the Aeronautical Sciences Paper, ICAS 2004-6.6.1, International Council of the Aeronautical Sciences, Yokohama, Japan, Aug. 2004.
- [5] Tani, K., Kanda, T., Kato, K., Sakuranaka, N. and Watanabe, S., "Designing and Aerodynamic Performance of the Combined-Cycle Engine Inlet in a Hypersonic Flow," to be presented at 56th International Aeronautical Congress, 2005, Fukuoka.

複合エンジン燃焼器におけるスクラムジェットモード試験

Experimental study of combined cycle engine in scramjet-mode

総合技術研究本部 複合推進研究グループ

加藤周徳、荻田丈士、富岡定毅、小林完、工藤賢司、村上淳郎

Institute of Space Technology and Aeronautics, Combined Propulsion Research Group

Kanenori Kato, Takeshi Kanda, Sadatake Tomioka, Kan Kobayashi, Kenji Kudo, and

Atsuo Murakami

Abstract

A rocket based combined cycle engine combustor was tested in scramjet-mode. The combustor model has two rockets in the combustor section. These rockets were used not only for thrust production, but also for fuel supply. The test facility consisted of an air supply section, a combustor section, a straight duct section, and a divergent duct section. Total pressure of the supplied air was 1 MPa, and the total temperature of the air was 2400 K. In the tests, length of the straight duct section was changed to investigate its effects on the combustor performance. Two combustion patterns were observed for different lengths of straight duct. Pitot pressure and gas sampling were measured on the exit plane of the combustor model. Better combustion conditions were attained in the case of a longer duct.

1. はじめに

「高性能再使用システム実現のための先行研究」の「複合サイクルエンジン要素研究およびシステム研究」の一環として、複合推進研究グループでは、ロケットベースの複合サイクルエンジン^{1,2}の研究を進めている。このエンジンは、一つのエンジンでイジェクタモード、ラムジェットモード、スクラムジェットモード、ロケットモードと、空気の状態及び飛行速度によって作動モードを変える。本研究では、スクラムジェットモードでの作動を対象とし、燃焼状態に大いに影響を及ぼすと思われるロケット下流のストレートダクトの長さを変えてその長さの効果を実験により検証した。

2. 研究の概要

平成16年度は以下の項目について研究を行った。

(1) スクラムジェットモードでの作動についての検討

スクラムジェットモードでは、燃料供給器形状が従来のスクラムジェットと異なり燃焼器内にロケットがあり、かつ気流と平行に燃料を供給するために作動確認が必要である。

(2) ロケット下流のストレートダクトの影響の検討

スクラムジェットモードでは、燃焼器長さのわずかな違いで燃焼状態が大きく変わる。エンジン下流のストレートダクトの長さを変えてその必要な長さを調べた。

3. 成果の概要

(1) スクラムジェットモードでの作動についての検討

試験装置及び燃焼器モデルを Figure 1 に示す。

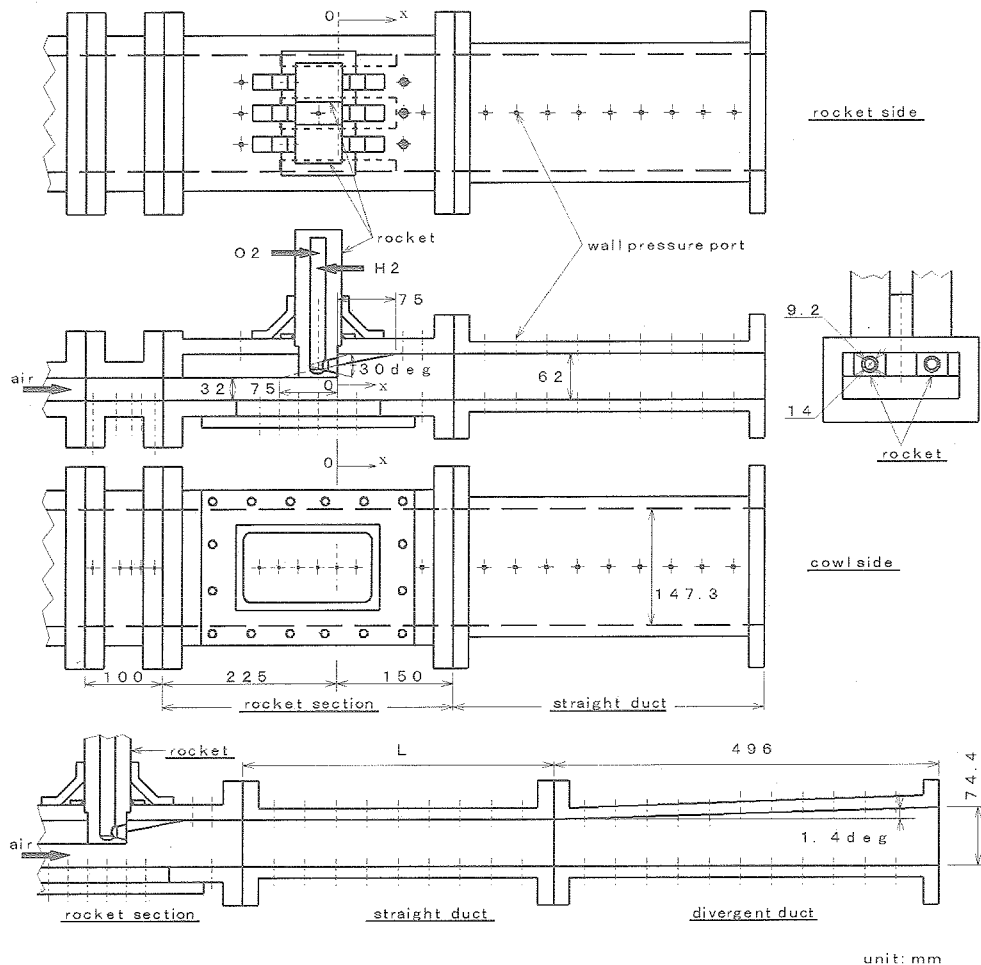


Figure 1. Schematic illustration of the wind tunnel and combustor model

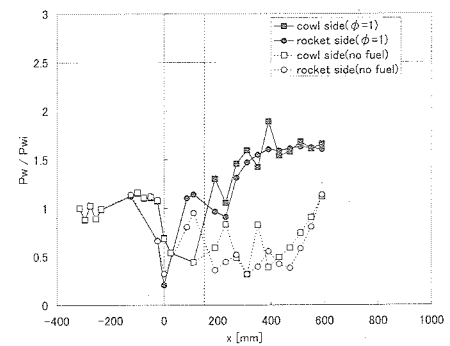
複合エンジンモデルは、風洞設備に直結されている。燃焼加熱器により生成されたマッハ 2.4 の気流が、分離部を経由して燃焼器部に流入する。燃焼器入り口断面は、幅 32mm、高さ 147.3mm であり、燃焼器部には二つのロケットが搭載されている。ロケットの推進剤は水素と酸素で、本試験において流量比(O/F)は 0.5 で固定している。これらのロケットの燃焼室圧から求めた C*効率 は 0.95 で、燃焼効率は 0.88 である。

燃焼器部下流には、定断面ダクトが続く。燃焼器部にはロケット出口から 150mm の定断面面積部が存在するが、長さ 160mm、240mm、320mm、400mm のダクトをさらに下流に

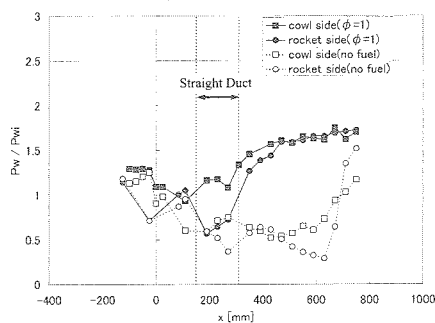
取り付けて必要な長さを調べる実験を行った。この定断面積部は、幅 62mm、高さ 147.3mm である。定断面積部の下流には、片拡大ダクトが続く。これは、ロケット側が 1.4° の開き角を持つ、496mm のダクトである。片拡大部出口面は幅 74.4mm、高さ 147.3mm である。

燃焼加熱器では、水素、酸素、空気により高エンタルピーの気流が生成され、その総圧は $1.05 \pm 0.05 \text{ MPa}$ 、総温は $2400 \pm 50 \text{ K}$ となる。

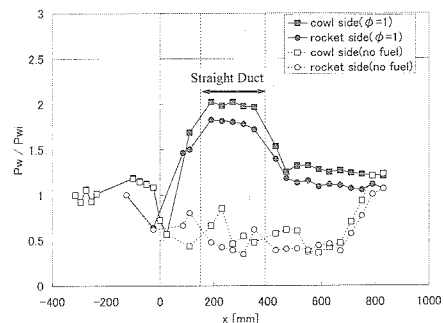
燃焼器モデルの両側壁には圧力計測用の圧力取り出し口が高さ方向中心線上にもうけられており、SCANIVALVE®にて 50msec のサンプリング間隔で計測される。また、燃焼器出口、定断面積部出口、片拡大部出口では各 60 箇所においてピトーレークによりピトー圧測定とガスサンプリングが行われる。サンプルされたガスは、ガス分析器で成分が解析される。実験により得られた壁圧分布を Figures 2 に示す。定断面積ダクトの入口と出口位置を破線により示す。



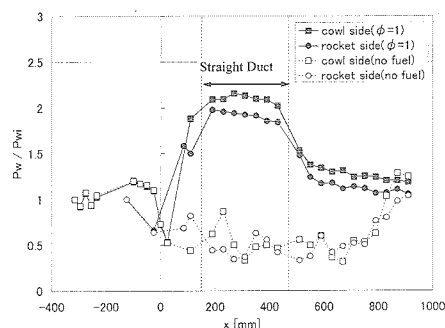
(a) Wall pressure distribution with 0 mm
($L/W=2.6$) straight duct



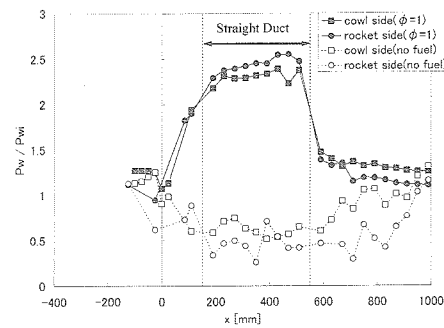
(b) Wall pressure distribution with 160 mm
($L/W=5.0$) straight duct



(c) Wall pressure distribution with 240 mm
($L/W=6.3$) straight duct



(d) Wall pressure distribution with 320 mm
($L/W=7.6$) straight duct



(e) Wall pressure distribution with 400 mm
($L/W=8.9$) straight duct

Figures 2. Wall pressure distributions with four kinds of straight duct conditions

壁圧は、燃焼器入口圧で無次元化されており、 x 軸の原点はロケットノズルの出口にとった。すべての場合において、燃料の当量比は 1.0 である。これらの図から、以下のことがわかる。

- 大きく分けると、0mm(定断面ダクトなし)、160mm ダクトの場合と、240mm、320mm、400mm の二つの圧力パターンに分けられる。
- 0mm、160mm ダクトの場合、壁圧は片拡大ダクト内で上昇しており、これが推力を発生させている。すなわち、燃焼は主に下流の片拡大ダクト内で進行していると言える。
- それ以外の長い定断面ダクトの場合、壁圧は定断面ダクト部で上昇しており、この値は 0mm、160mm ダクトの場合の最高圧より高い値になっている。この部分の圧力上昇は推力発生には寄与しないが、この圧力上昇によりロケット部ベース圧及び片拡大部上流部圧が高い値をとるようになるので、これが推力発生に寄与している。

以上のように、ロケット部下流の定断面ダクトの長さが変わることにより、燃焼の進行の具合および推力発生のメカニズムは変化するが、いずれの場合でもロケットベースの複合サイクルエンジンにおいてスクラムジェットモードで良好な作動を確認できた。

(2) ロケット下流のストレートダクトの影響の検討

次に、ピトー圧測定及びガスサンプリングの結果から、ロケット下流の定断面ダクト部が燃焼に及ぼす影響及び、推力性能について比較検討する。Figure3-1~4 に、片拡大部出口での燃焼状態の様子を示す。図中の破線は、ロケット出口位置を示している。

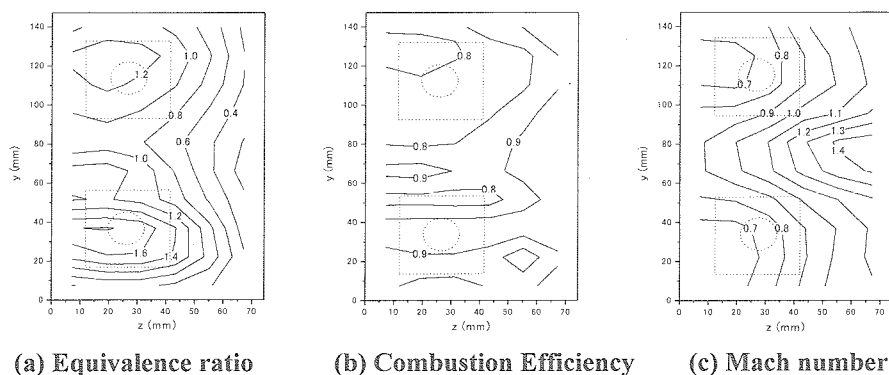


Figure 3-1. Combustion conditions for 160mm duct condition

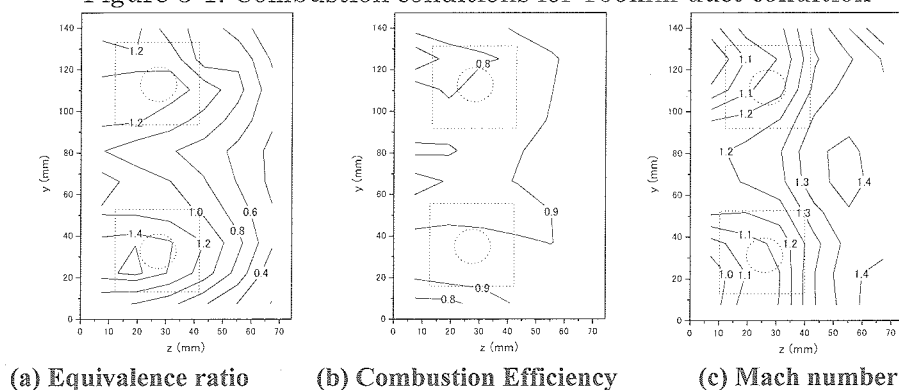


Figure 3-2. Combustion conditions for 240mm duct condition

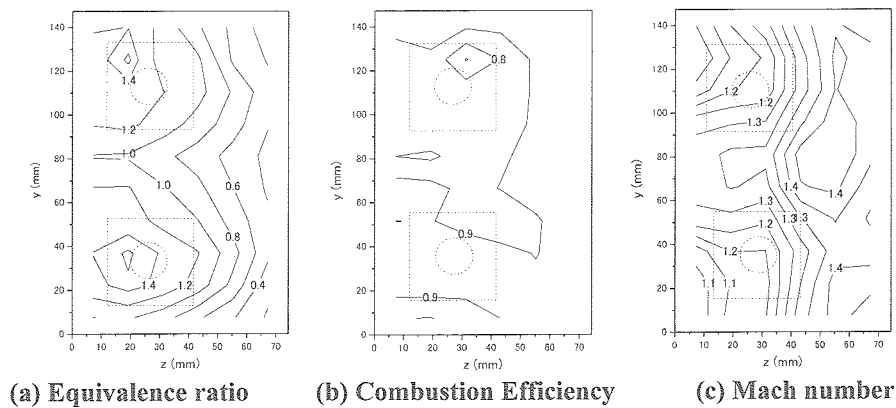


Figure 3-3. Combustion conditions for 320mm duct condition

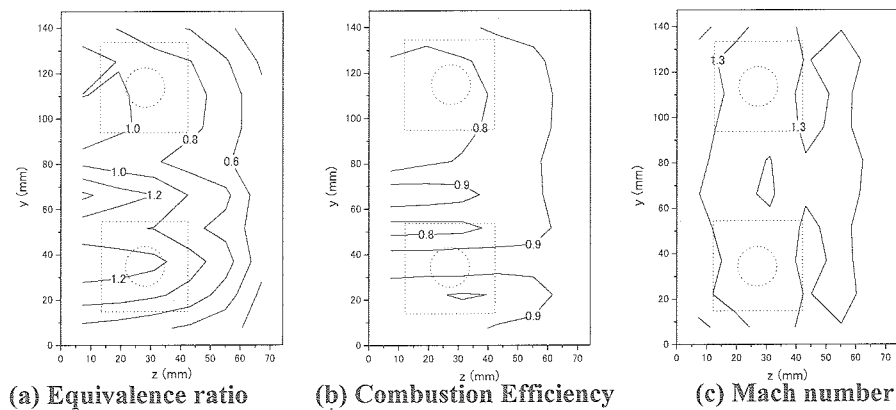


Figure 3-4. Combustion conditions for 400mm duct condition

すべてのダクト長の場合に当てはまるのが、局所当量比がロケット下流側で大きな値をとっていること。局所燃焼効率が 0.8 から 0.9 と高い値を示していることから良好な燃焼といえる。

240mm、320mm、400mm ダクトの場合、出口マッハ数は 1 を越えており、Figures2 の壁圧分布及び定断面ダクト出口でのピトー圧測定及びガスサンプリングの結果と併せて考えると、燃焼ガスは定断面ダクト出口でチョークして、その下流の片拡大ダクトで加速され超音速になっていると言える。

Table1 に、ピトー圧測定及びガス分析結果から得られた燃焼ガスに関する数値を示す。

Table 1. Combustion gas properties

ダクト長	拡大部出口			平行ダクト出口	
	燃焼効率	マッハ数	インパルスファンクション	燃焼効率	マッハ数
0 mm	0.66	0.90	2217[N]	—	—
160 mm	0.74	0.99	2548[N]	—	—
240 mm	0.78	1.25	2654[N]	0.65	0.93
320 mm	0.79	1.30	2693[N]	0.68	0.99
400 mm	0.82	1.30	2693[N]	0.74	0.79

160mm ダクト出口で試料採取を試みたところプローブの影響で燃焼状態が変化した。したがってダクト長さ 160mm 以下ではダクト出口での試料採取を行っていない。Table1 から以下のことがわかる。

- ・ 燃焼効率の平均値は定断面ダクトが長くなるにつれ向上する。これは、定断面ダクト出口でも片拡大ダクト出口でも言えることで、このことは、燃焼がロケット直下流の定断面面積部で主に進行しており、その長さが影響を及ぼしていることを示している。
- ・ インパルスファンクションも、定断面ダクトが長くなるにつれ向上するが、320mm ダクトと 400mm ダクトでは違いがみられなかった。

これらのことから、良好な燃焼状態を得るためには $L/W > 7.5$ が必要であるといえる。

Figure 4 に、局所当量比と局所燃焼効率との関係を示す。すべての場合において、局所燃焼効率が量論混合比である局所当量比 1 の近辺で低い値をとっており、これは拡大部出口では燃焼が混合律速であるということを示している³。

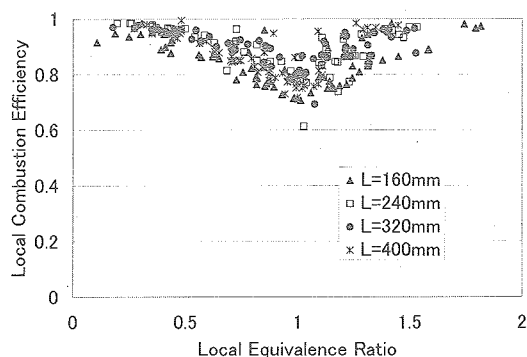


Figure 4. correlation between local equivalence ratio and combustion efficiency

4. まとめ

複合サイクルエンジン燃焼器において、スクラムジェットモードでの作動を確認した。その結果、ロケット部下流の定断面ダクトの長さによって燃焼状態が変化することがわかり、ピトー圧測定及びガス分析により燃焼状態の解析を行った。その結果、拡大部出口では燃焼は混合律速であることがわかった。また、ロケット近傍で圧力上昇を得るためには $L/W > 7.5$ の定断面ダクトが必要であることを示した。

今後の課題は、スクラムジェットモード以外の作動モードについても燃焼試験を通して作動確認及び燃焼状態の解析を行い、必要な燃焼器長さ等の設計に必要なデータを蓄積することである。

[参考文献]

- ¹Hueter, U., and McClinton, C. R., "NASA's Advanced Space Transportation Hypersonic Program," AIAA Paper 2002-5175, Sop. 2002.
- ²Escher, W. J. D., "A U.S. History of Airbreathing/Rocket Combined-Cycle (RBCC) Propulsion for Powering Future Aerospace Transports, with a Look ahead to the Year 2020," 14th International Symposium on Air Breathing Engines Paper, ISABE 99-7028, Sop. 1999.
- ³Mitani, T., Chinzei, N., and Kanda, T., "Reaction and Mixing-Controlled Combustion in Scramjet Engines," *Journal of Propulsion and Power*, Vol.17, No. 2, 1991, pp.308-314.

複合エンジン用エジェクターロケットの研究開発

Research and Development of Ejector Rocket for Combined Cycle Engine

－ 可変燃焼圧・可変混合比ロケットエンジンの研究 －

- Research of Rocket Engine with Variable Combustion Pressure and Variable Mixture Ratio -

総合技術研究本部 複合推進研究グループ

竹腰正雄*, 富岡定毅**, 植田修一*, 齋藤俊仁*, 泉川宗男**

* エンジン構造・材料サブグループ

** エンジン燃焼・制御サブグループ

Combined Propulsion Research Group,
Institute of Space Technology and Aeronautics

Masao Takegoshi*, Sadatake Tomioka**, Shuichi Ueda*, Toshihito Saito*, Muneo Izumikawa**

* Structure and Material Subgroup

** Combustion and Control Subgroup

Abstract: A gaseous hydrogen / gaseous oxygen rocket chamber was designed to fit to a Rocket-Based-Combined-Cycle engine model, and its performances were evaluated experimentally. The rocket chamber was required to operate at a very wide operation range in terms of chamber pressure (P_c) and mixture ratio (O/F); $P_c = 0.6$ MPa & O/F = 6 for 'ramjet-mode' operation, $P_c = 0.6$ MPa & O/F = 0.5 for a typical 'scramjet-mode' operation, and $P_c = 5$ MPa & O/F = 7 for 'ejector-rocket-mode' operation. For stable operation, both gaseous hydrogen injectors and gaseous oxygen injectors, which were aligned co-axially, had choking point and diffuser at downstream portion. The number of the oxygen injector in use could be selected. The outer hydrogen injector showed lower discharge coefficient and lower durability against back-pressure than the inner oxygen injector. The hot-firing tests with a heat-sink type combustion chamber showed stable operation with the C^* efficiency of 87% for the ramjet-mode operation and 83% for the scramjet-mode operation. The hot-firing tests with a water-cooled combustion chamber also showed stable operation with the C^* efficiency of 95% for the ejector-rocket-mode operation.

記号の説明

C^*	=	特性排気速度
G_f	=	燃料質量流量
G_o	=	酸素質量流量
O/F	=	混合比 = G_o/G_f
P_c	=	ロケットチャンバー圧
P_f	=	燃料（水素）インジェクタ圧
P_o	=	酸素インジェクタ圧

1. はじめに

JAXA 総合技術研究本部 複合推進研究グループでは全長 3m の複合エンジン模型を製作し、ラムジェット試験設備において静止大気圧状態、マッハ 4、マッハ 6、マッハ 8 飛行条件における風洞燃焼試験を行うことを計画している。

図 1 に複合エンジンの概念図を示す。複合エンジンは静止状態から地球周回軌道速度まで、そして宇宙での移動を一つのエンジンで効率的に実現するためのエンジンの一つとして考えられており、ロケットとラムジェットエンジンを組み合わせたエンジンである^[1]。このエンジンでは、飛行速度に合わせて運転モードが切り替えられる。静止時はロケットを主たる推力源とし、エジェクタ効果により吸い込まれる空気と燃料との反応により発生する推力を合わせて離陸および加速する（エジェクタジェットモー



図1 複合エンジンの概念図

ド). 超音速まで加速すると, 複合エンジンはラムジェットエンジンとして作動する. この時, ロケットは燃焼圧を下げて点火器として使用される (ラムジェットモード). さらに加速すると, 複合エンジンはスクラムジェットエンジンとして作動する. この時, ロケットからは燃料供給を兼ね, 燃料過濃の燃焼ガスを噴射することにより, 超音速燃焼を促進させる (スクラムジェットモード). ラムジェットモードおよびスクラムジェットモードでは, ロケットのみの場合より比推力が高くなる. さらに加速する場合は, ロケットの燃焼圧を上昇させることにより, 最終的には宇宙軌道まで飛行することを可能にする (ロケットモード).

以上の運転モードを実現するためにロケットエンジンには, $P_c = 0.6 \text{ MPa}$, $O/F = 6.0$ (ラムジェットモード), $P_c = 0.6 \text{ MPa}$, $O/F = 0.5$ (スクラムジェットモードにおける一条件. 設計点より最も外れた作動条件), $P_c = 5.0 \text{ MPa}$, $O/F = 7.0$ (エジェクタジェットモード・ロケットモード) という, 幅広い P_c および O/F において安定した作動が求められる.

本研究では, 全長 3 m のエンジン模型に組み込むためのロケットエンジンについて, 設定された燃料・酸化剤の供給圧力条件の下, 求められる P_c , O/F での安定した作動を実現するために, インジェクタの設計, ガス流し試験によるインジェクタ性能の評価, 燃焼試験による燃焼の安定性の評価, および, 特性排気速度効率を求めてエンジン特性を取得したので報告する. なお, 本研究は平成 15 年度より開始し, 16 年度は 15 年度に設計・製作されたインジェクタ性能の評価, および燃焼試験による燃焼の安定性評価および特性排気速度取得によるエンジン特性評価を行った.

2 研究の概要

2-1 インジェクタ性能評価

図 2 にインジェクタと燃焼器の全体図を示す. 図 3 に一つのエレメント周辺部の詳細図を示す. 15 年度に設計・製作されたインジェクタの性能を評価するため, 不活性ガスの流し試験により各エレメントの流量係数を測定した. 水素側は窒素ガスおよびヘリウムガスを用い, 酸素側は窒素ガスのみを用いた. 本研究で用いるインジェクタは, 内側にステンレス製の酸素ポストがあり, ニッケル製フェイスプレートに開けられた穴と酸素ポストのすき間を水素が流れる同軸型である. このインジェクタは, 広範囲に及ぶ混合比の条件で安定に燃焼させるため, 酸素と水素の流路にはチョーク点と, その下流に拡大部を設けるフローリストリクタ方式を取り入れている^[2]. これには $P_o = P_r = 8 \text{ MPa}$ の場合に, $P_c = 5.0 \text{ MPa}$, $O/F = 7.0$ になるように設計されている. さらに, スクラムジェットモードにおける低混合比 $O/F = 0.5$ 条件 (スクラムジェットモード巡航条件) に対応できるよう, 8 つある酸素インジェクタへの供給本数を減らせる仕組みにしてある. 流量測定にはチョークドリフス流量計を用いた. また, 背圧を徐々に上げることでフローリストリクタの限界についても調べた.

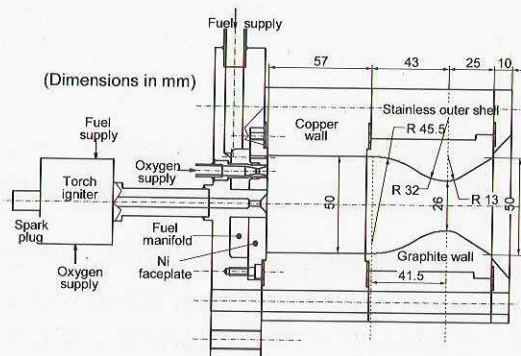
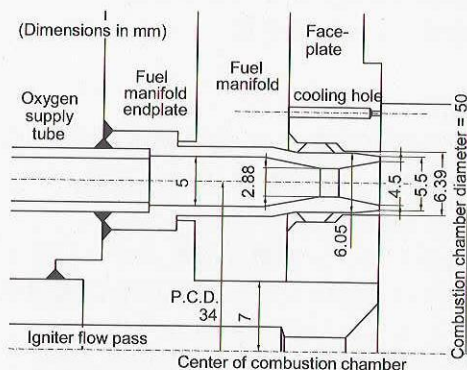
図2 ロケット燃焼器全体図
(無冷却タイプ)

図3 インジェクタ詳細図

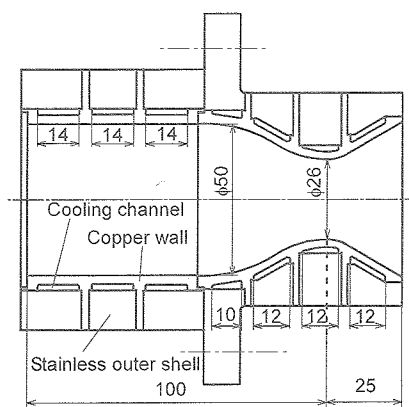


図4 燃焼器（水冷タイプ）

2-2 燃焼試験によるエンジン性能評価

燃焼器は、ラムジェットモード・スクラムジェットモード試験用には図2の無冷却タイプを使用し、エジェクタジェットモード試験用には図4のような水冷タイプの燃焼器を使用し、燃焼試験による燃焼の安定性の評価、および、 C^* 効率を求めてエンジン特性を取得した。

ロケットエンジンの酸化剤・燃料にはガス酸素・ガス水素を用いる。これは主にラムジェット試験設備の制約によるためである。図5にラムジェットモードとエジェクタジェットモードの典型的なシーケンスを示す。-2.0秒に点火プラグ作動、-1.0秒に点火器へ酸素・水素を供給開始、-0.2秒に酸素/水素の補助弁を開、0.0秒で酸素/水素の主弁を開、+1.0秒で点火器のプラグ停止および酸素・水素の供給停止、+5.0秒で酸素・水素供給停止およびパージ開始となっている。一方、スクラムモードでは、設定混合比が $O/F = 0.5$ と低く、着火しにくい事が予想されたため、水素主弁の開時刻を+2.0秒にすることで、初期2.2秒間は混合比を $O/F = 1.0$ 程度に高めた。

燃焼試験中は、酸素インジェクタ供給圧、水素インジェクタ供給圧、燃焼器チャンバー圧をひずみ-圧力変換型圧力計を用いて計測した。圧力計は事前に校正し、ラムジェットモードおよびスクラムジェットモードでは、燃焼圧測定用に2MPa用を、エジェクタジェットモードでは10MPa用のセンサーを用いた。測定にかかる誤差はそれぞれ、 ± 0.002 、 ± 0.01 MPaである。

3. 成果の概要

3-1 インジェクタ性能評価

3-1-1 エレメントごとのガス流し試験

始めに、各エレメントの流量係数を不活性ガスにより調べた。図6に各エレメントの流量係数を示す。酸素エレメントについては、 $C_D = 0.95 \pm 0.02$ となり、レイノルズ数の変化による影響はほとんど無かった。インジェクタ圧と背圧の比が1.2の場合の流量係数は0.93となり、この圧力比においてもフローリストラクタの効果により、チョーク状態を保っていることがわかった。一方、水素エレメントに関し

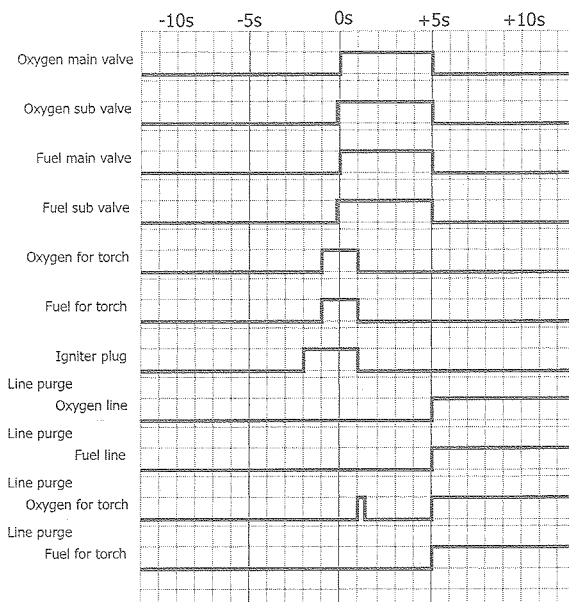
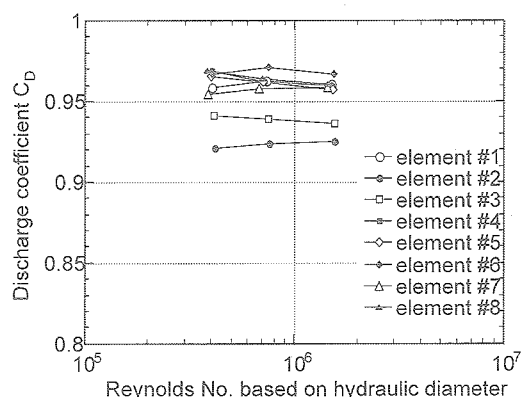
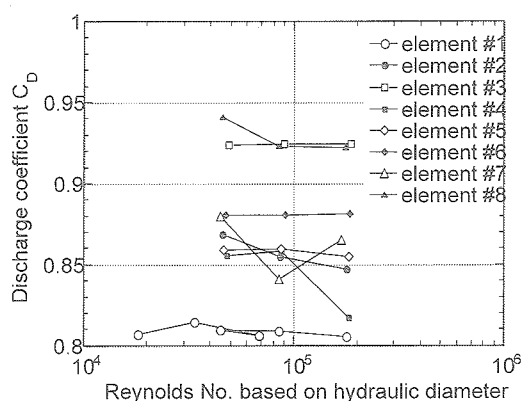


図5 代表的なシーケンス



(a) 酸素エレメント



(b) 水素エレメント

図6 流量係数測定結果

ては、 $C_D = 0.87 \pm 0.04$ となり、個々のエレメント間に流量係数のばらつきが生じていた。水素の流路間隙は 0.17 mm と非常に狭いため、製作・加工のばらつきが、流量係数のばらつきに影響しているものと思われる。インジェクタと背圧の比が 1.2 の場合の流量係数は、 $0.75 \sim 0.82$ となり、チョーク状態は保たれていなかった。

3-1-2 全エレメントによるガス流し試験

次に全エレメント同時にガスを供給した場合の流量係数を調べた。酸素エレメントの場合、 $C_D = 0.95$ となりエレメントごとに調べた平均値にほぼ一致した。水素側については、水素エレメント以外に冷却孔からも同時に流れる。これを含めた場合の流量係数は $C_D = 0.88$ であった。各水素エレメントの流量係数が既知であるので、全体から水素エレメントを差し引くと、冷却孔の流量係数はほぼ 1 であった。ただし、インジェクタ圧と背圧の圧力比は完全にチョーク状態になる条件で行った。

3-2 燃焼試験の結果

3-2-1 ラムジェットモード

($P_c = 0.6 \text{ MPa}$, $O/F = 6$)

図 7 にラムジェットモード燃焼試験における P_f , P_o , P_c , および、 P_c に対する P_f , P_o の比の時間履歴を示す。酸素供給に関しては、酸素調圧弁の容量に比べ酸素流量が少ないため、圧力が安定するまでに時間がかかっている。水素供給は安定している。従って、 O/F は $5 \sim 6$ の間でばらついた。水素の供給圧は、設計値よりも高くなった。これは設計値より流量係数が小さかったことと、ラムジェットモードの混合比が $O/F = 6$ と、設計点 ($O/F = 7$) より低いため、結果として冷却孔でもチョーク条件を満たす $P_f/P_o = 2.5$ となった。酸素の供給圧については、 $P_o/P_c = 1.7 \sim 1.9$ であった。酸素の供給圧の変化による燃焼圧の変動は見られたが、燃焼振動による燃焼圧の低周波振動、高周波振動は見られなかった。図 8 にノズルから吹き出される火炎の様子を示す。現在使用しているノズルでは過膨張になっていることがわかる。

3-2-2 スクラムジェットモード

($P_c = 0.6 \text{ MPa}$, $O/F = 0.5$)

図 9 にスクラムジェットモード燃焼試験における P_f , P_o , P_c , および、 P_c に対する P_f , P_o の時間履歴を示す。この場合、水素の流量は 0.11 kg/s であり、 P_f/P_c は約 12 という非常に高い圧力比になった。酸素エレメントは、チョーク条件を満たすようにするため、8 つある内の 4 つのみに酸素を供給し、その結果、 P_o/P_c は約 1.7 となった。酸素と水素の供給開始直後の水素過多を防ぎ、着火性を良くするため、水素の供給圧力は図 9 のように 2 段階に増加させた。水素の供給圧はとても安定していたが、酸素供給圧力は流量が容量に比して小さいため大きく振動した。この結果 O/F は $0.5 \sim 0.6$ の間となった。このような非常に設計点より大きく外れた条件であっても、燃焼振動による燃焼圧の低周期振動や高周期振動は見られなかった。つまり、酸素水素の供給システムにチョークポイントを設けることは、このような幅広い作動範囲における燃焼を安定させるためには有効であることがわかった。

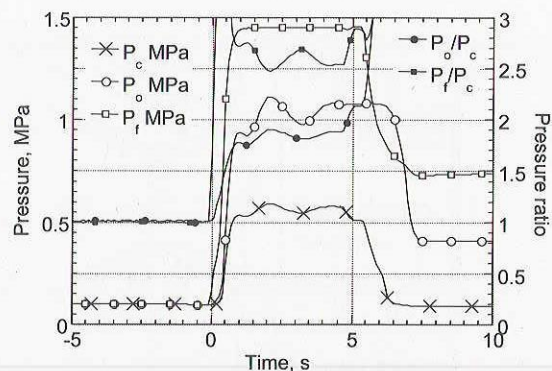


図 7 ラムジェットモードにおける P_c, P_o, P_f と圧力比の時間履歴

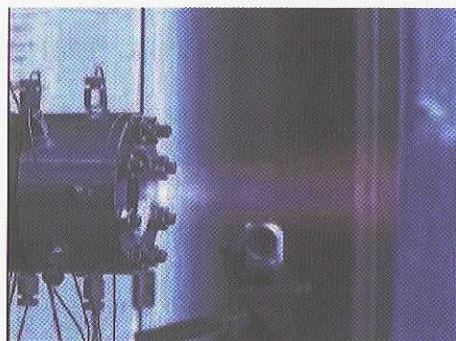


図 8 ラムジェットモードにおける火炎の様子

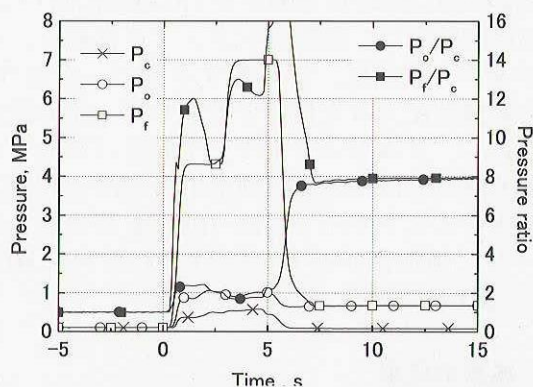
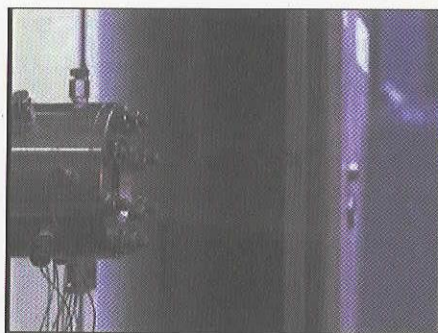


図 9 スクラムジェットモードにおける P_c, P_o, P_f と圧力比の時間履歴

図 10 にノズルから吹き出される火炎の様子を示す。酸素の供給は下半分の酸素ポストのみに行った。噴射直後の火炎は温度が低く、その構造はほとんど見えないが(図 10a)、燃焼器から離れた場所では、周囲の空気と混合し二次燃焼が起きている(図 10b)。



(a) ノズル付近



(b) 全景

図 10 スクラムジェットモードにおける火炎の様子

3-2-3 エジェクタジェットモード

($P_c = 5.0 \text{ MPa}$, $O/F = 7$)

図 11 にエジェクタジェットモードにおける P_f , P_o , P_c および, P_c に対する P_f , P_o の時間履歴を示す。この条件での酸素流量は、テストスタンドの設計範囲であり、酸素流量の振動はほとんど見られなかった。しかしながら、水素と燃焼圧の圧力比は、設計点 $P_f/P_c = 1.6$ に比べて実際には $P_f/P_c = 2.5$ と大きくなった。インジェクタの圧力から計算された水素流量に比べ、設備のタービン流量計により計測された水素流量の方が約 20% 少なかった。このエジェクタジェットモードにおいては、フェイスプレートに大きな熱損傷を受けた。このため、フェイスプレートの変形により、水素のチョーク点での断面積が減少し、実際の流量が減少したと考えられる。面積の変化に加えて、低い流量係数、1 よりも小さいエネルギー開放率のため、このような高い P_f/P_c が必要となったと考えられる。一方、 P_o/P_c は約 1.8 であり、設計値より大きくなったが、この原因は、おもに 1 より小さい流量係数とエネルギー開放率のためである。

図 12 にノズルからの火炎の様子を示す。火炎は不足膨張のため、ノズル下流でさらに膨張し続け、その後、過膨張によりバレルショックを形成している。ラムジェットモード、スクラムジェットモードに比べ、火炎は非常に明るくなっているが、フェイスプレートの溶融に起因するものである。フェイスプレートの溶融が起こったものの、火炎は非常に安定していた。

図 13 に試験開始前のフェイスプレートとエジェクタジェットモード試験後のフェイスプレートを示す。中央部はステンレス製の点火器の噴射孔である。この部分が非常に激しく溶けている。その周囲はニッケル製のフェイスプレートであるが、中央から周囲に向かって放射状に吹き飛ばされている事がわかる。

3-2-4 特性排気速度効率

図 14 に 3 つの作動モードにおける C^* 効率を示す。燃料流量と混合比から各モードにおける理論的な燃焼圧を ODE code^[3] により計算し、混合比の関数として効率を表した。

ラムジェットモードの場合、 C^* 効率は 0.87 ± 0.01 であった。このモードでは点火器として使用されるため、満足できる値ではあるが、予測値よりもやや小さな値である。水素エレメントの流量係数が設計値より小さく、酸素と水素の速度比が小さくなり、予測より酸素と水素の混合が促進されなかったため効率が下がったと考えられる。性能を向上させるためには、水素エレメントの再設計を行うか、水素エレメントの数を増やすことが考えられる^[4]。

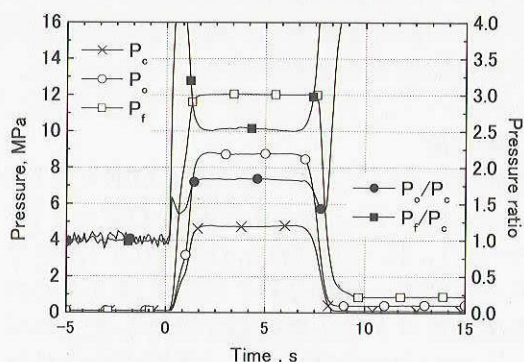
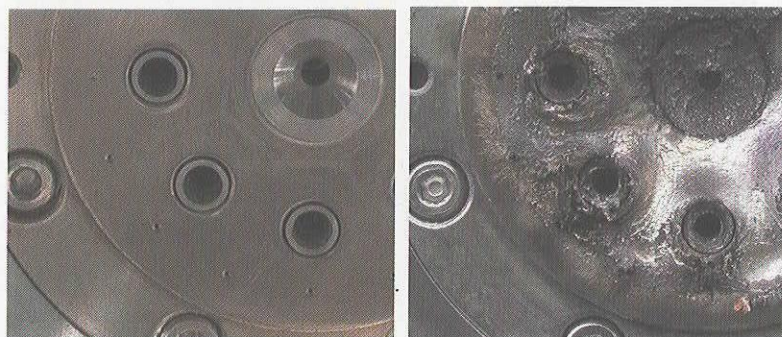
図 11 エジェクタジェットモードにおける P_c, P_o, P_f と圧力比の時間履歴

図 12 エジェクタジェットモードにおける火炎の様子

スクラムジェットモードの C^* 効率は、 0.83 ± 0.01 であった。このモードでは、ロケットはガスジェネレータとして使われるので、エンジン全体としての性能が向上すれば良く、この値自体は特に重要ではない。

エジェクタジェットモードでの C^* 効率は 0.95 ± 0.02 であった。この値は、3つのモードの中で一番良かったが、水素の供給圧が約 12MPa まで達していることから、このままでは実際の使用には向かない。よって、インジェクタの設計を変更し、適切な供給圧力レンジでの使用を可能にする必要がある。



(a) 試験前

(b) 試験後

図 13 フェイスプレートの熱損傷の様子

4. まとめ

本研究において、 $P_c = 5 \text{ MPa}$, $O/F = 7$ (エジェクタジェットモード), $P_c = 0.6 \text{ MPa}$, $O/F = 6$ (ラムジェットモード), $P_c = 0.6 \text{ MPa}$, $O/F = 0.5$ (スクラムジェットモード) の全く違う 3つの作動条件で動作するロケット燃焼器を設計した。エジェクタジェットモードを設計点とし、設計点から外れた条件での作動を実現するために、フローリストラクタのコンセプトと本数可変な酸素ポストを取り入れた。ガス流

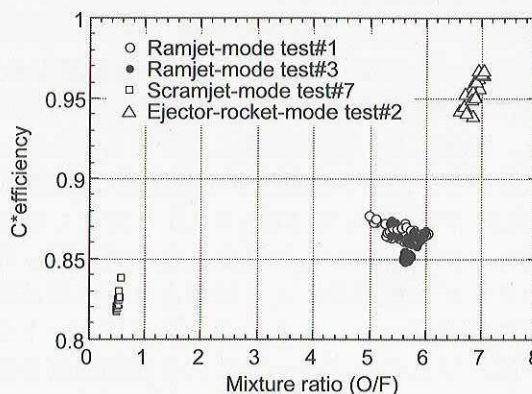


図 14 各モードにおける特性排気速度効率

し試験と燃焼試験を行い以下の結論を得た。

- 1) 同軸型の酸素水素インジェクタにおいて、内側流路の酸素の流量係数は 0.95 ± 0.02 、外側流路の水素の流量係数は 0.87 ± 0.04 となった。インジェクター背圧の圧力比が 1.2 の場合において、外側の水素流路ではフローリストラクタの効果は有効ではなかった。
- 2) ラムジェットモードでは、安定な作動状態が得られ、その C^* 効率は 0.87 ± 0.02 が得られた。
- 3) スクラムジェットモードでは、有効な酸素ポストの数を半分に減らし、低混合比での安定した作動を実現し、 C^* 効率は 0.83 ± 0.01 が得られた。
- 4) エジェクタジェットモードでは、安定した作動を達成し、 0.95 ± 0.01 の C^* 効率が得られたが、フェイスプレートに熱損傷を受けた。

以上の結果から、広範囲にわたる燃焼圧および混合比の範囲にて安定した作動が可能であることが示された。これは、複合エンジンへの組み込みが可能であることを示すものであり、また、将来の有人飛行におけるロケットエンジンのスロットリング等への応用も期待できる。

今後の課題としては、エジェクタジェットモードでの燃焼圧に対する水素供給圧を下げるための、インジェクタの設計変更と、熱損傷を受けないためのフェイスプレートの改良が必要となる（なお、平成 17 年度 8 月時点で、上記課題は解決済みである）。

参考文献

1. T. Kanda and K. Kudo, 'Conceptual Study of a Combined-Cycle Engine for an Aerospace Plane,' Journal of Propulsion and Power, Vol. 19, No. 5, pp.859-867, 2003.
2. RJTF 建設グループ, ラムジェットエンジン試験設備, NAL-TR-1347, 1998.
3. S. Gordon and B. J. McBride, "A Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident Shocks and Chapman-Jouget Detonations," NASA SP-273, 1971.
4. 八柳, 新野, 熊川, 五味, 鈴木, 坂本, 佐々木, 十亀, 小型溝構造液水冷却燃焼器の研究(1), NAL-TR-679, 1981.

スクラムジェットエンジン高速化の研究

Research on scramjet engine at hypervelocity condition

総合技術研究本部

複合推進研究グループ (H16 年度:宇宙推進技術共同センター)

高橋政浩、伊藤勝宏、須浪徹治、丹野英幸、小室智幸、佐藤和雄、小寺正敏

Institute of Space Technology and Aeronautics

Combined Propulsion Research Group (HY16: Space Propulsion Research Center)

Masahiro Takahashi, Katsuhiko Itoh, Tetsuji Sunami, Hideyuki Tanno, Tomoyuki Komuro, Kazuo Sato, and Masatoshi Kodaera

Abstract

To improve scramjet combustor performance at the hypervelocity condition corresponding to flight Mach number from 10 to 15, optimization possibility of the combustion gas temperature was investigated based on combustion experiment of a large-scale scramjet engine using a large free-piston driven shock tunnel. A previous engine model was designed so that the gas temperature at the combustor entrance would become around 1200K at the hypervelocity condition to prevent excessive loss in the net heat release due to thermal dissociation of the combustion gas. The results showed that the pressure rise due to combustion was large at the beginning of the test time but dropped drastically as time progressed. It was considered that the heat release obtained in the combustor was not sufficient to maintain intensive combustion. Following the discussion above, a new scramjet engine model (M12-02) was designed with an aim of promoting combustion heat release and establishing steady intensive combustion. The inlet compression ratio of the M12-02 was increased to raise the static temperature and density of the flow at the combustor entrance. As a result of the design modification, the pressure rise due to combustion increased and the duration of intensive combustion was extended. The combustor performance became the highest at stagnation enthalpy of 7MJ/kg, which was the design condition of the M12-02, and it was considered that the remarkable improvement in the combustor performance was achieved by establishing both adequately low gas temperature in the combustor and fairly stable combustion. Application of a hyper-mixer (HM) injector to the M12-02 was attempted with an aim of further improvement in the combustion stability and the combustor performance. The combustion test results showed that the HM injector was quite effective in establishing steady intensive combustion at the hypervelocity condition. In addition to the improvement in the mixing rate, capability in ignition and flame-holding at very low gas temperature condition was improved and high combustor performance was obtained at the low enthalpy condition. However, the combustor performance with the HM injector dropped as the stagnation enthalpy increased and became almost the same as that with a simple back-step injector at the enthalpy condition of 7MJ/kg or higher.

1. はじめに

本研究は平成13年度より実施しており、極超音速複合エンジンの実現に必要なスクラムジェットモード

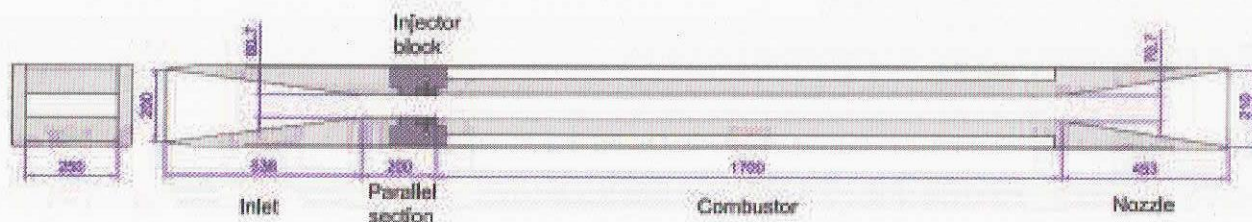


Fig.1 Schematic of the M12-02 engine

の超高速域(飛行マッハ数 8 以上)推力性能向上のため、JAXA が有する世界最大級の高温衝撃風洞 Hiest を用いて全長 2~3m の大型供試エンジンの燃焼試験を実施し、超高速域作動特性を詳細に解明し、高性能化を図るものである^(1, 2)。本報では、上記目的達成のため、燃料/空気混合促進技術の研究⁽³⁾と共に取り組んでいる燃焼ガス温度制御技術の研究成果について報告する。

一般に、スクラムジェット性能は飛行速度の増加に伴い低下する。これは第一に、エンジンに流入する空気流の運動エネルギーが増加し、燃焼発熱の寄与が相対的に減少することによる。これに加えて、超高速条件では燃焼器内の燃焼ガス温度が高くなりやすく、特に、燃焼ガス温度が 2500K を越える場合、燃焼ガスの熱解離が顕著となり吸熱反応が促進されることで燃焼により得られる正味発熱量は著しく減少する。このことが超高速域におけるスクラムジェット性能低下をより深刻にしている。そこで我々は、この燃焼ガス温度上昇に伴う過大な正味発熱損失を抑制しつつ、高い発熱レートを維持し安定した高燃焼状態を達成することで超高速域性能向上を図ることを目標に燃焼ガス温度制御技術の研究に着手した。その第一歩として、飛行マッハ数 12 という超高速条件(Hiest 試験では淀み点エンタルピー 7MJ/kg、総圧 30MPa の気流条件に相当)において燃焼器入口ガス温度が最適とされる 1200K 程度となるよう試作1号エンジン(M12-01)を設計し高温衝撃風洞試験を実施したところ、気流始動後、一時的に高燃焼状態が得られたもののそれが持続せず、高い燃焼器性能を得ることができなかった。気流総圧を 60MPa とした高圧条件で行った試験では高燃焼状態が概ね安定に持続したことから、この不安定な燃焼特性の原因を燃焼器内での発熱不足と推定した。この考察に基づき、H15年度には、高燃焼状態の安定化達成を目標として、インレット圧縮を強化し燃焼器入口ガス温度及び密度を上げることで燃焼器内での発熱促進を図るよう改良した M12-02 エンジン(Fig.1)の設計・製作を行った。なお、インレット圧縮強化により設計点気流条件における燃焼器入口ガス温度は M12-01 より 200K 高い約 1400K となる⁽¹⁾。

2. 研究の概要

平成16年度は以下の項目について研究を行った。

(1) M12-02 エンジン作動特性データの取得及び評価

高温衝撃風洞試験により M12-02 エンジン作動特性データを取得し、高燃焼状態の安定化に対するインレット圧縮強化の効果を評価した。

(2) M12-02 エンジンに対する Hyper-mixer(HM)噴射器の適用

インレット圧縮を強化した M12-02 エンジンでは、高燃焼状態の持続時間が大幅に延長されたものの、その後、

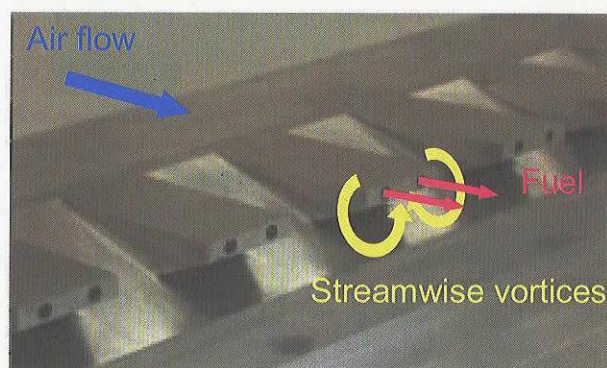


Fig.2 Hyper-mixer injector for the M12-02 engine

M12-01 と同様に燃焼圧力の低下が見られ、高燃焼状態の安定性は不十分であった。そこで、スクラムジェット燃焼器要素試験⁽³⁾において安定な高燃焼状態達成に高い有効性を示した HM 噴射器を M12-02 エンジンへ適用し、その M12-02 エンジンの燃焼安定化に対する効果を評価した⁽²⁾。HM 噴射器を Fig.2 に示す。HM 噴射器は楔型圧縮ランプと膨張ランプにより強い縦渦を導入し、空気/燃料混合を促進することを目的として提案された。なお、M12-01 及び M12-02 では、Back-step 端面に設けられた円孔から主流に平行に燃料を噴射するシンプルな Back-step(BS)噴射器が適用されている⁽¹⁾。

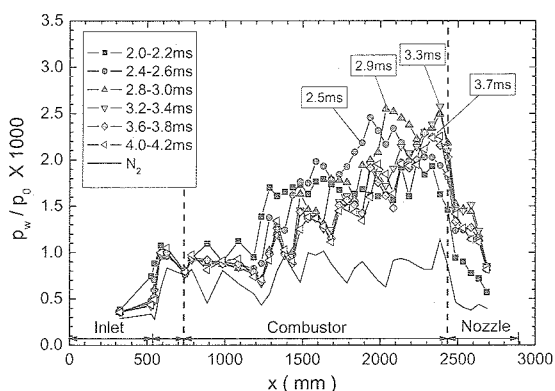
(3) M12-02 エンジン燃焼器性能の評価

M12-02 及び HM 噴射器を適用した M12-02HM の燃焼器性能を評価した^(1, 2)。

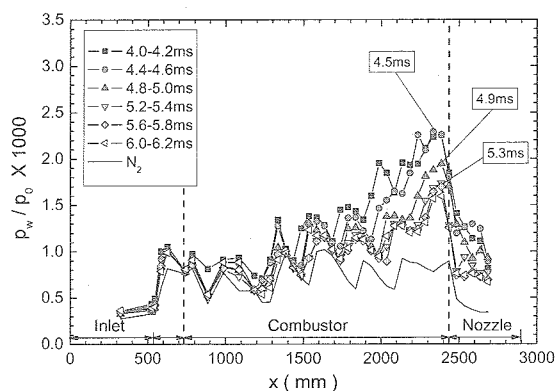
3. 成果の概要

(1) M12-02 エンジン作動特性データの取得及び評価

Fig.3 に示した M12-02 燃焼器内圧力分布の時間変化より、燃焼安定化に対するインレット圧縮強化の効果を評価する。表示値は壁圧を気流総圧で無次元化した値の 0.2msec 間時間平均であり、横軸はエンジン先端からの距離である。試験条件は飛行マッハ数 12 条件(気流淀み点エンタルピー 7MJ/kg)であり、燃料当量比は 1.5 である。時間は衝撃波が衝撃波管端に到達した時刻を基準としている。図には試験気体に空気を用いた場合と窒素を用いた場合の結果を示した。両者の差が燃焼による圧力増分に相当する。燃焼による圧力上昇は 1300mm 付近より顕著となり、下流へ進むにつれ混合及び燃焼が進むことで圧力は上昇する。M12-01 では、気流始動後、2.5msec 前後に一時的に高い燃焼圧力が得られたものの、燃焼圧力はすぐに低下し、3.7msec 以降、低燃焼圧力状態に静定した。これに対し、M12-02 では、高燃焼状態が 4.5msec 前後まで比較的安定に持続しており、燃焼安定性に改善が見られた。しかし、さらに時間が進むと M12-02 でも M12-01 の場合と同様に燃焼圧力の低下が起こり、5.3msec 以降、低燃焼圧力状態に静定した。このことから、インレット圧縮を強化した M12-02 の燃焼安定性はまだ十分とは言えない結果であった⁽¹⁾。



(a) From 2.1msec to 4.1msec

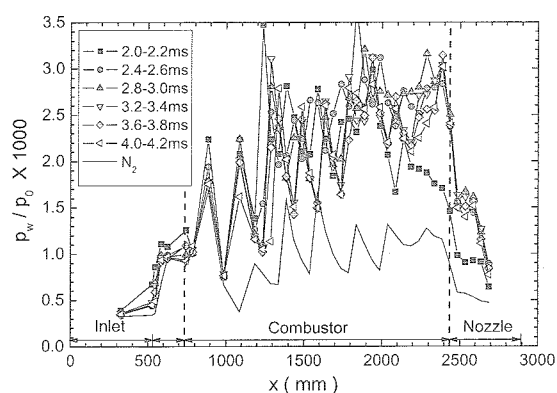


(b) From 4.2msec to 6.1msec

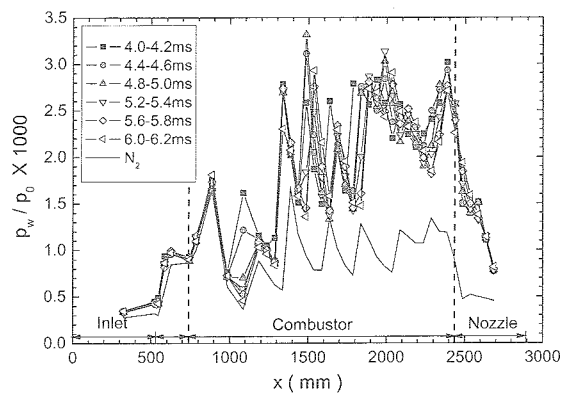
Fig.3 Time variation of wall pressure distribution of the M12-02 engine ($H_0=7\text{MJ/kg}$, $P_0=30\text{MPa}$, $\phi=1.5$)

(2) M12-02 エンジンに対する Hyper-mixer (HM) 噴射器の適用

Hyper-Mixer 噴射器の燃焼安定化に対する効果を評価するため、M12-02HM 燃焼器内圧力分布の時間変化を Fig.4 に示す。燃焼による圧力上昇は 1100mm 付近から顕著となり、2000mm 付近でほぼ最高レベルに到達



(a) From 2.1msec to 4.1msec



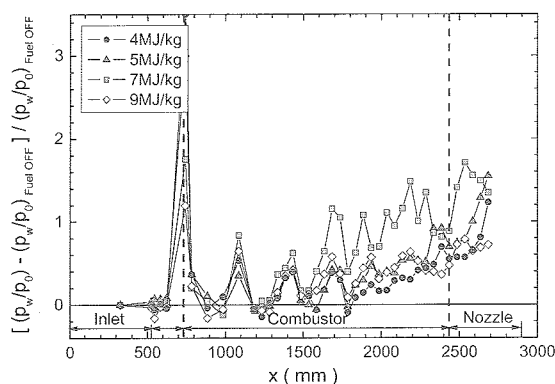
(b) From 4.2msec to 6.1msec

Fig.4 Time variation of wall pressure distribution of the M12-02 HM engine ($H_0=7\text{MJ/kg}$, $P_0=30\text{MPa}$, $\phi=1.5$)

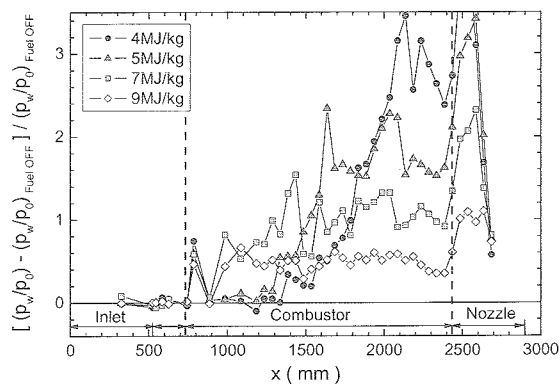
している。高い燃焼圧力は6.1msecまで安定に保持されており、M12-02エンジンへの適用においてもHM噴射器の高燃焼状態安定化に対する高い有効性が示された。なお、燃焼安定化メカニズムの詳細については現在も検討を続けている。

(3) M12-02 エンジン燃焼器性能の評価

M12-02 及び M12-02HM により得られた燃焼圧力増分を Fig.5 にエンジン先端からの距離に対して示す。ここで、燃焼圧力増分は、燃料噴射無しの場合の燃焼器圧力に対する燃料噴射有りの場合の圧力増分を燃料噴射無しの場合の圧力で無次元化した値である。また、気流総圧は 30MPa で一定とし、淀み点エンタルピ 4、5、7 及び 9MJ/kg の4条件についての試験結果を示した。これらの淀み点エンタルピはそれぞれ飛行マッハ数 9、10、12、及び 14 に相当する。燃料当量比は1である。BS 噴射器を用いた M12-02 の場合、設計点である 7MJ/kg 条件で燃焼圧力増分が最大であった。5MJ/kg 以下の条件では高い燃焼圧力を得られなかったが、これは燃焼器内ガス温度が低く、着火・発熱が遅いためと考えられる。一方、HM 噴射器を適用した場合、4MJ/kg 条件でも着

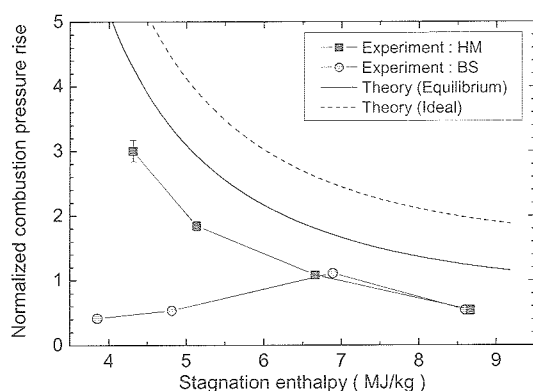


(a) M12-02

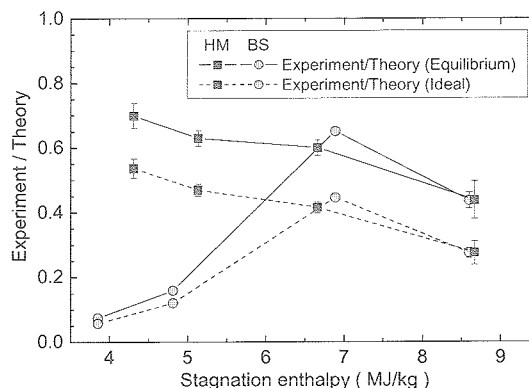


(B) M12-02 HM

Fig.5 Distribution of normalized pressure rise due to combustion (Time average for 2msec, $\phi=1$)



(a) Normalized pressure rise due to combustion



(b) Efficiency to theory

Fig.6 Combustor performance in terms of pressure ($\phi=1$, average over $x=2000\sim 2400\text{mm}$)

火・保炎が達成され、高い燃焼圧力増分が得られた。また、気流エンタルピの増加とともに、着火遅れが短くなり燃焼による圧力上昇がより上流位置から始まるようになるが、燃焼器内で得られる燃焼圧力増分は単調に低下した。

燃焼圧力増分の実験値と理論値、及び、理論値に対する効率を Fig.6 に淀み点エンタルピに対して示す。実験値は、燃焼器出口近傍 400mm 区間の平均値である。一方、理論値は、平衡燃焼を仮定した場合と、生成物として H_2O のみが生成される理想燃焼を仮定した場合の値を示した。両理論値の差が燃焼ガスの熱解離による正味発熱損失に相当する。M12-02 の場合、設計点である 7MJ/kg 条件付近で燃焼圧力増分及び効率が最大となった。7MJ/kg 条件は高燃焼状態が得られる下限付近であり、燃焼ガス温度の過度の上昇は起きていないものと推測され、また、燃焼安定性も大きく改善され比較的安定した燃焼状態が得られていることから、意図した燃焼状態が概ね実現されているものと考えられる。一方、M12-02HM では、燃焼器性能は 4MJ/kg 条件で最大となり、燃焼圧力増分のみならず効率も淀み点エンタルピの増加に伴い低下傾向を示した。特に、7MJ/kg 以上の高エンタルピ条件において燃焼器性能の低下が著しく、BS 噴射器の場合と同等か、やや下回る性能であった。HM 噴射器を適用した場合、強い渦の導入に伴うエントロピー上昇や境界層厚の増加により、燃焼器内ガス温度は BS 噴射器の場合より高くなりやすいと考えられる。4MJ/kg 条件という低温条件においても着火・保炎がなされていることから、燃焼器内のガス温度が高いことが示唆される。このことから、高エンタルピ条件においては、燃焼ガス温度が高くなりすぎ、正味発熱損失や熱損失が著しく増加していることが懸念される。また、理想燃焼理論値に対する効率は 50%程度と低く、燃焼ガスの熱解離に伴う正味発熱損失が未だ燃焼器性能低下の要因となっていることがわかる。燃焼器性能は改善の余地を残しており、今後、燃焼ガス温度制御の考えをさらに進めることで燃焼器性能の向上が期待される。

最後に、これまでに高温衝撃風洞試験を実施した供試エンジンについて比推力増分の比較を Fig.7に示した。ここで、比推力増分は燃料噴射有り・無しの場合の軸力計測値の差を推力増分として算出している。飛行マッハ数 8 以下で燃焼器入口温度が最適となるよう設計された E1/E2 エンジンでは、気流淀み点エンタルピの増加により比推力増分が単調かつ著しく低下したのに対し、飛行マッハ数 10 以上の超高速条件で燃焼器入口温度が最適温度となるよう設計した M12-01 エンジンでは、気流淀み点エンタルピ増加に伴う推力性能低下が見られず、これは超高速域スクラムジェット性能改善に対する燃焼ガス温度制御の考えの有効性を示す結果と言える。しかし、M12-01 では燃焼器内での発熱不足により高い推力性能を得ることができなかった。これに対し、M12-02

及びM12-02HMでは燃焼器内での発熱が促進され、安定した高燃焼状態を達成できたことで、超高速域において従来エンジンを大きく上回る比推力性能を達成することができた。

4. まとめ

飛行マッハ数 10 以上の超高速域スクラムジェット性能向上のため、熱解離による正味発熱損失の低減と高燃焼状態の安定化とのトレードオフに基づく燃焼ガス温度制御技術の研究を進めている。超高速域で燃焼器入口温度が最適温度となるよう設計した M12-01 エンジンで不安定な燃焼特性が課題となったことから、高燃焼状態の安定化達成を目標に M12-02 を設計し、高温衝撃風洞試験を実施して作動特性データを取得した。インレット圧縮を強化し発熱を促進することで、高燃焼状態の持続時間が延長され燃焼安定性が改善されたが、M12-02 で得られた燃焼安定性はまだ十分とは言えない結果であった。燃焼安定性のさらなる向上のため、M12-02 に Hyper-mixer 噴射器の適用を試みたところ、超高速域で安定した高燃焼状態を達成することができ、M12-02 への適用においても HM 噴射器の燃焼安定化に対する高い有効性が示された。M12-02 及び M12-02HM では、燃焼ガス温度の過度の上昇を抑えつつ、安定した高燃焼状態を得ることができたことで、超高速域で従来エンジンを大きく上回る比推力性能を達成することができた。これらの結果は、超高速域スクラムジェット性能向上に対し、燃焼ガス温度制御の考えの有効性を示すものであった。しかし、M12-02 で得られた燃焼器性能の理論値に対する効率はまだ低く、正味発熱損失の影響もまだ燃焼器性能低下の要因となっていることから、今後、燃焼ガス温度制御技術の考えをさらに進め燃焼器性能向上に取り組んでいく。平成17年度には、新たに製作した M12-03 エンジンの燃焼試験を実施する。燃焼ガス温度制御技術に関連するところでは、燃焼器流路拡大による燃焼ガス温度制御や、総圧損失及びガス温度上昇の低減を目的とした多段圧縮型インレットの適用を試み、その効果を評価する。

[参考文献]

- (1) Takahashi, M., Sunami, T., Tanno, H., Komuro, T., ‘‘Experimental Study on Scramjet Engine Performance at Mach 10 to 15 Flight Condition,’’ ISABE-2005-1238, 2005.
- (2) Takahashi, M., Komuro, T., Sato, K., Sunami T., Tanno, H., Koderu, M., Itoh, K., ‘‘Performance Characteristics of a Scramjet Engine at High Speed Condition over Mach 10,’’ Proc. 25th International Symposium on Shock Waves, 2005.
- (3) Sunami, T., Itoh, K., Komuro, T., Sato, K., ‘‘Effects of Streamwise Vortices on the Scramjet Combustion at Mach 8-15 Flight Enthalpies - An Experimental Study in HIEST,’’ ISABE-2005-1028, 2005.

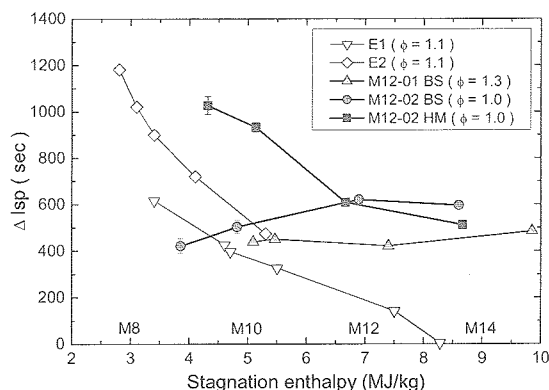


Fig.7 Increment of the specific impulse due to combustion

2. 輸送系プロジェクト関連

HTV搭載型回収カプセルの検討

Concept Study of HTV Loading Re-entry Capsule

将来宇宙輸送系研究センター 藤井謙司

Future Space Transportation Research Center Kenji Fujii

情報技術開発共同センター 野田篤司

Information Technology Center Atsushi Noda

事業推進部 平岩徹夫

Program Management and Integration Department Tetsuo Hiraiwa

HTV プロジェクトチーム 山中浩二

HTV Project Team Koji Yamanaka

Abstract

Retirement of the space shuttle in 2010 was already decided and there will be some difficulties in transportation from ISS (the International Space Station) from 2010 until the next generation new transportation system CEV (Crew Exploration Vehicle) will be operative. JAXA started concept studies of re-entry systems that will be loaded in HTV (H-II Transfer Vehicle) and will be ejected after its deorbit. A minimum but affordable capsule with the capability of carrying 50 kg payload was selected from various kinds of concept. System study was conducted and it showed that the capsule is feasible but has some technical problems to be solved.

1. はじめに

平成 16 年 1 月の米国宇宙新政策発表にて 2010 年にシャトルが退役することが決まったため、2010 年から次の再突入システムが運用を開始するまでの間の ISS（国際宇宙ステーション）からの回収手段の不足が大きな課題になっている。

これを受けて、平成 16 年に HTV（宇宙ステーション補給機）搭載型回収システムの検討を JAXA 内部で実施した。また平行して、回収需要の調査も実施した。検討作業は総合技術研究本部将来宇宙輸送系研究センターを中心に、総合技術研究本部プロジェクト研究協力室他 2 センターと 4 グループが宇宙基幹システム本部 HTV プロジェクトチームと協力し総勢 25 名余りで実施した。

2. 研究の概要

平成 16 年度の検討にあたっては、信頼性・安全性の確保と経費の最小化を方針とした。検討の当初は、複数の候補を検討したが、小型の与圧キャリア搭載型が最も需要が見込めるとの判断から、後半は候補を絞って検討を実施し、成立性を確認した。また平行して、回収需要の調査も実施した。

検討の前提として、以下の条件を設定した。

(1) HTV で運搬

打上げ・軌道離脱を HTV に依存することでカプセル設計の自由度は減少するが、開発要素数を削減し、また NASA との安全審査上の調整を減らす。

(2) ISS 安全基準に準拠

ISS 内部あるいはその近辺で利用できるカプセルを検討する。

(3) HTV の改修を少なく

カプセルを搭載するにあたり、HTV の改修点を少なくするため、搭載位置は与圧部あるいは暴露部とする。ただし、本来の HTV 与圧部ハッチの代わりにカプセルで蓋をするなどの手段は許容される。

3. 成果の概要

(1) JAXA 0 次案

0 次検討において検討されたカプセルは、A,B,C の 3 タイプに分類させる。それぞれの位置付けを Table 1 に示す。概要をまとめると以下のようになる。

A 案：与圧部搭載型・小型カプセル。簡素なシステムで短期の開発を行う。この中でさらに A0、A1、A2 の 3 種類が検討された。

B 案：暴露部搭載型・大型カプセル。大量回収が可能であり、揚力飛行を行い荷重衝撃や落下分散域などの特性を改善する。

C 案：暴露部搭載型・大型カプセル。大型ではあるが、回収環境は悪い。

Table 1 Initial Candidate Systems of the Study

搭載場所 キーポイント	与圧部			暴露部	
	超小型・シンプル・超低コスト A0 ミニOREX型	小型・低コスト A1 ミニ・ポストーク型	小型 A2 ラドガ型	高性能・将来性・大型 B ミニ・アポロ型	大型・簡易タイプ C USERS拡大型
イメージ図					
ペイロード質量[kg]	10	50	150	600	600
全質量[kg]	20	150	500	1800	1800
特徴	・打上げ時HTV与圧部搭載 ・帰還時に与圧ハッチ外側取付 ・弾道飛行 ・パラシュートなし着水 ・着水衝撃でペイロード部のみ分離・水に潜って減速	・HTV与圧部搭載 ・弾道飛行 ・大気圏内姿勢制御なし ・パラシュートで減速	・HTV与圧部搭載 ・弾道飛行 ・大気圏内姿勢制御なし ・パラシュートで減速	・HTV暴露部搭載 ・揚力飛行 ・大気圏内姿勢制御あり ・パラシュートで減速	・HTV暴露部搭載 ・弾道飛行 ・大気圏内姿勢制御なし ・パラシュートで減速
利点	・HTVへの改修要求が少ない ・軌道上運用性が高い ・簡素なシステムであるため、開発期間・コスト小	・再突入時の姿勢を気にしなくてよい ・軌道上の運用性が高い	・軌道上の運用性が高い	・低荷重・低衝撃 ・落下分散域が狭い ・有人にも対応可能	・大型物資の運搬が可能
欠点	・着水衝撃が大きい ・ペイロード重量が小さい	・高荷重・高衝撃 ・搭載・放出機構開発と有人安全関連によるコスト増	・高荷重・高衝撃 ・搭載・放出機構開発と有人安全関連によるコスト増	・開発期間・コスト大	・高荷重

(2) 需要調査

平成 16 年度に需要調査を行った結果、JEM 与圧部での実験では、細胞、蛋白質、さらには小型魚類などが使用される予定であり、これらの試料を生きたままタイムリーに地上に持ち帰ることが最も重要と判断し、Mid-Deck Locker (MDL)あるいは GN2 デュワーの回収をベースラインミッションとした。

(3) ベースラインカプセル

上記需要調査を踏まえ、(1)項および Table 1 に示す A1 案と A2 案の中間に当たる新しい A1.5 案を検討することとした。以下の仕様を A1.5 案のベースラインとし、詳細検討を行い、問題点、改良点の検討を実施した。

- ・サイズ：φ 800 × 880[mm]
- ・形状：Bluntcone 型
- ・全備質量：250[kg] (含、ペイロード 50[kg])
- ・パラシュート、フロート、シーマーカを装備
- ・GPS レシーバーと送信機を搭載し、大気圏突入後現在位置を送信

カプセルの概要を Fig. 1 に示す。左側には MDL を搭載した状態を、右側には GN2 デュワーを搭載した状態を示す。アブレタの厚さは最大 27.5mm 総質量 50kg、主構造と断熱材の総質量は 35kg とした。パラシュートはメインとバックアップの二重系とし、メインパラシュートが開傘すると CdS が 40m² で着水速度は 10m/s、着水衝撃は 5.7G (55.9m/s²) となるが、バックアップのパラシュートだけだと CdS が 20m² で着水速度は 14.1m/s、着水衝撃は 11.4G (111.7m/s²) となる。

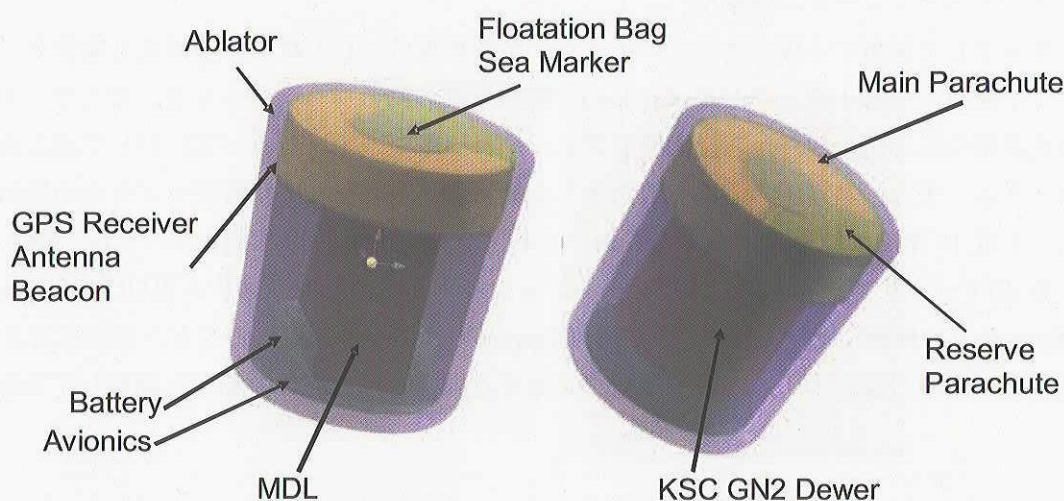


Figure1 Outline of Capsules

(4) カプセル運用システム

カプセル本体は Fig. 2 に示すように、収納・射出用キャニスタと共に HTV 与圧部に格納され打上げられる。HTV が ISS に結合された後、クルーの手作業でペイロードをカプセルに収納する。カプセルはさらにキャニスタに収納され、HTV のハッチ部に固定される。

HTV が ISS を離脱し、再突入マヌーバを終了した後、HTV より分離信号が送出され、Fig. 3 のようにカプセルが放出される。以降はカプセル単体で大気圏に再突入する。減速後、パラシュートを開傘し十分に速度を落とす。着水後、周辺に待機している船舶に回収される。

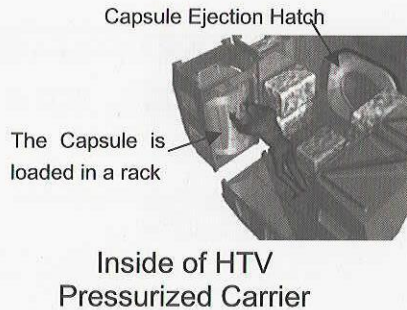


Figure 2 Loading of the Capsule

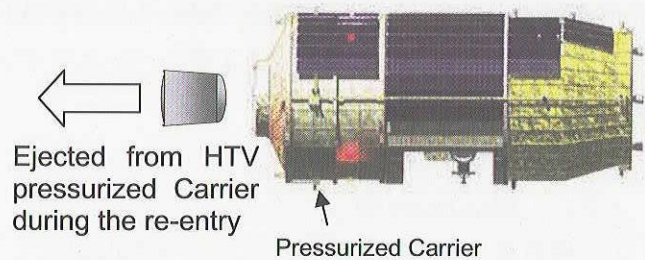


Figure 3 Ejection of the Capsule

4. まとめ

時間の制約もあり下記の課題を残したが、初期の検討作業としては、搭載性・運用性を含め、小型の与圧キャリア搭載型回収システムとしての成立性は確認したと考える。

- ・ 減速回収系の二重化に伴う質量超過
- ・ 受動姿勢制御方式の採用に伴う空力安定性の確認
- ・ 内部温度
- ・ 開発コスト・スケジュールの精細化

実用システムとして運用する場合には、ペイロード単位重量当たりの輸送単価が最も重要なパラメータであり、この観点からは小型カプセルはきわめて輸送単価の高いシステムとなる。そこで、平成 17 年度は、輸送単価の最小化の観点から、大型カプセルや再使用型のオプション案に対して成立性の検討を行うものとする。また、非与圧の需要も依然あるため、非与圧キャリア搭載型カプセルの検討も合わせて実施し、平成 18 年度の絞込みに備えるものとする。なお、米国以外の国においても、ESA（欧州宇宙機関）が ATV（アリアン・トランスファー・ビークル）からの回収システム PARES（Payload Retrieval System）の検討に着手し、ロシアでも Clipper の検討が進められるなど、さまざまな動きがある。今後、JAXA で回収システムの研究開発を実施する場合には、海外の動向も勘案して実施する必要がある。

[参考文献]

- > 宇宙基幹システム本部、総合技術研究本部、“平成 16 年度 HTV 搭載型回収カプセルシステム検討成果報告書”，宇宙航空研究開発機構研究開発資料，JAXA-RM-04-016，2005 年 1 月
- > S. VOEGT，“Payload Retrieval System (PARES) - System Concept and Shape Selection of a Small Payload Capsule”，4th International Symposium on Atmospheric Re-entry Vehicles and Systems, Arcachon, France, 21-23 March 2005.

HTV 推進システム燃焼試験結果報告

The Results of Propulsion System Firing Test for HTV

総合技術研究本部 衛星推進技術グループ 長田泰一, 梶原堅一

宇宙基幹システム本部 HTV プロジェクトチーム 今田高峰, 佐々木宏

Institute of Space Technology and Aeronautics, Spacecraft Propulsion Engineering Group

Taiichi NAGATA, Kenichi KAJIWARA

Office of Space Flight and Operations, HTV Project Team

Takane IMADA, Hiroshi SASAKI

Abstract

The system firing test for HTV (H-II Transfer Vehicle) was performed on June thru August, 2004. The result shows that the system provides approximately 50% thrust during short impulse RCS firings using four forward thrusters with GHe saturated propellant.

1. はじめに

平成16年6月～8月に実施された、HTV(H-II Transfer Vehicle)の推進系システム燃焼試験(System Firing Test, 以下 SFT)について報告する。本試験は、(株)三菱重工業および(株)IHI エアロスペースとの契約により(株)IHI エアロスペースが IHI 相生ロケット試験センターにて実施したものである。

試験の結果、系全体の圧力損失などの性能要求への適合性が確認された。また技術課題として、ヘリウム溶解込み飽和推薬使用時、姿勢制御エンジンのパルス燃焼において水撃による圧力変動との連成振動現象が発生し、燃焼圧低下に至る事象が確認された。

本報では、特に後者の連成振動による燃焼圧低下事象について述べる

2. 試験の概要

2.1. HTV-SFT の目的および特徴

SFT は、HTV の推進系サブシステム開発において、

- ・圧力損失などの性能要求への適合性検証
- ・運用性要求への適合性検証

を目的としている。

HTV の推進系サブシステムは、図1に示すように、全2液式 (MMH/MON-3) のシステムで、スラスタはメインスラスタ (ME) (500N) ×4 基+RCS(Reaction Control System 姿勢制御系)スラスタ (110N) ×28 基を搭載する。通常の衛星、例えば同じく全2液式のシステムである ETS-8(Engineering Test Satellite 8: 技術試験衛星Ⅷ型)のメインスラスタ(500N)×1 基+RCS スラスタ(22N)×12 基のシステム構成と比較して、HTV は配管系統が複雑であるといえる。これらを、調圧/ブローダウンモードで運用するため、各運用状態においてバルブ等を含む配管系の流量および圧力の設定を適切に行う必要

Table 1 Test sequence of HTV-SFT

	試験項目	内容
1	ノミナル作動点確認試験	ME 及び RCS のノミナル作動点を確認する。
2	ブローダウン特性確認試験	ブローダウン状態にて各スラストを作動させ、性能特性データを確認する。
3	オフノミナル作動確認試験	作動範囲内におけるオフノミナル点での性能特性データを確認する。
4	ME/RCS 同時作動確認試験	同時作動させた時の作動点変動量を確認する。(連続噴射)
5	スラスト動特性確認試験	RCS 及び ME のパルス作動時の動応答特性を取得する。
6	運用シーケンス確認試験	推進系 SOE(Sequence of Events)設定に関する基礎データを取得する。初期加圧、プライミング等。
7	MDC 試験	実フライトを模擬したシーケンスで作動させ、システム適合性および性能確認を実施する。
8	システム流し試験	F M(Flight Model)での健全性確認のための比較データを取得する。

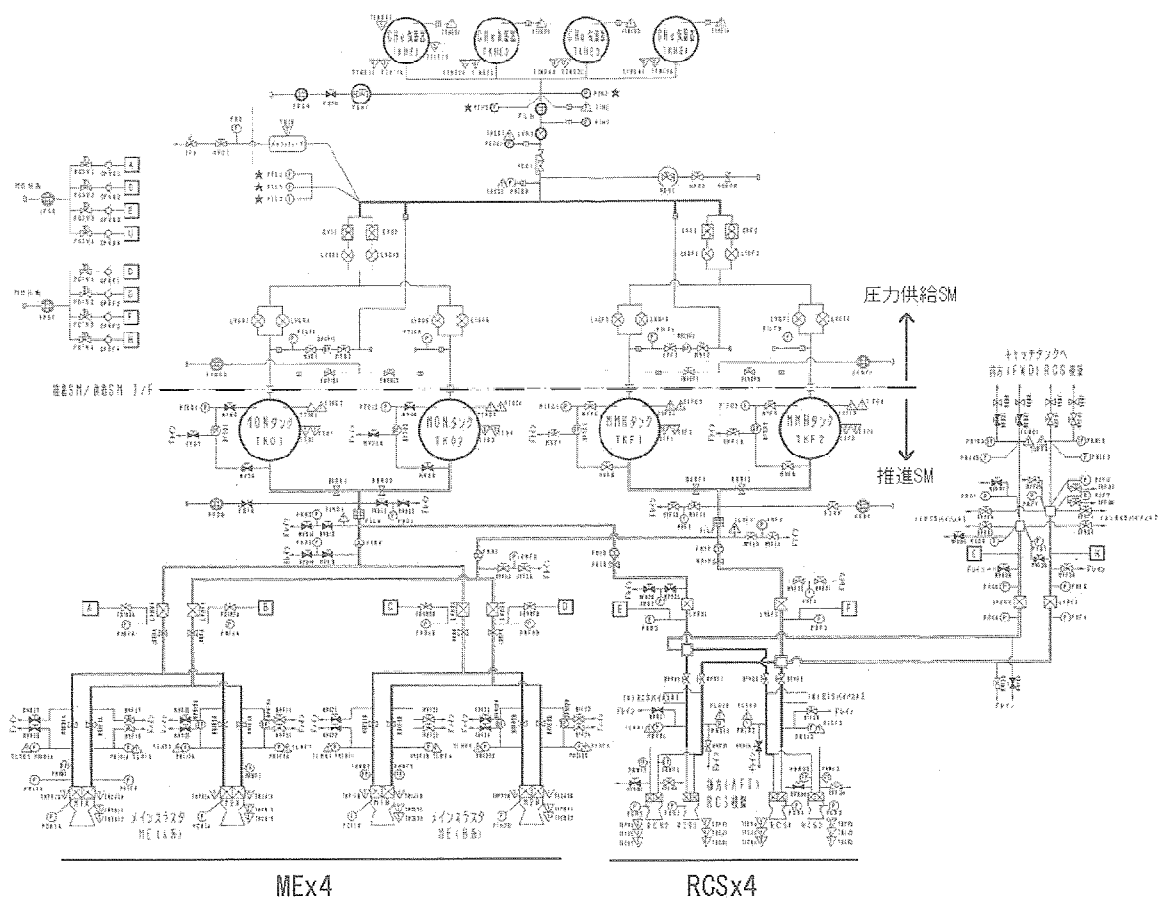


Figure 2. Schematics of propulsion system for SFT.

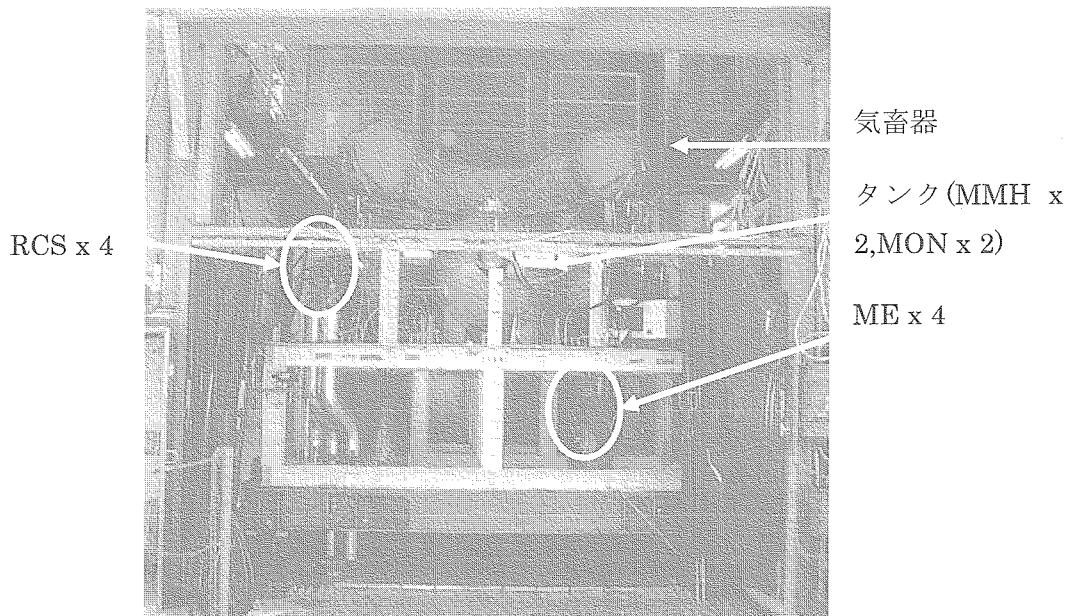


Figure 3. Final setup of SFT

図2にSFTでの系統概略図を示す。フライトモデルと同様に圧力供給サブモジュールおよび推進サブモジュールから構成されている。またVDE (thruster valve drive electronics : スラスタバルブ駆動回路) はフライトモデル相当が使われている。また、スラスタ構成はME×4基+RCS×4基となっており、前方RCSおよび後方RCSの切り替えは配管系統を切り替えることにより、それぞれ試験に応じて切り替えられる。図1に示した実機の系統との違いは、RCSスラスタ数である。ただし、SFTの結果を用いて、少なくとも実機での解析立証ができるような構成となっている。

図3に供試体セットアップを示す。IHI ロケット試験センター（兵庫県相生市）に設置され、噴射試験は大気環境下で実施された。

3. 成果の概要

試験はすべて実施され、当初の目的を達成した。系全体の圧力損失などの性能要求への適合性が確認された。

ここでは、サチュレーション推進使用時のRCSパルス燃焼において発生した、水撃による圧力変動との連成振動現象について述べる。

この現象は、表1の5)スラスタ動特性確認試験において確認された。図4はRCSスラスタの同時パルス噴射時の燃焼圧(Pc)波形である。(a)左が0.36秒周期, 0.12秒ON, (b)右が0.12秒周期, 0.06秒ONの場合を示している。いずれもGHeサチュレーション推進の場合を示している。燃焼圧の波形を見ると、(a)の場合は、ノミナルの燃焼圧が出ており波形の乱れも少ない。それに対して(b)の場合は、おおよそ半分の燃焼圧しか立ち上がっておらず、波形も一度圧力が立った後、圧が低下し、さらに後半で再度圧力が上昇するといった、乱れた波形となっている。燃焼圧が推力と対応していると仮定すれば、(b)の場合には推力が半分程度に落ち込むことを示唆しており、運用上考慮する必要がある。このような噴射状態を、共振モードと呼ぶことにする。

様々なパルスパターンで試験を行った結果、燃焼圧低下を伴う共振モードは次の条件で発生することが分かった。

- ・前方 RCS 4 基同時噴射
- ・0.12 秒周期, 0.06 秒 ON(デューティー50%)
- ・GHe サチュレーション推薬：飽和圧力 MON 1.8MPa(gauge), MMH 1.75 MPa(gauge).

このような共振モードが発生する原因は、RCS スラスタのカットオフ時の水撃による圧力振動周期と燃焼周期が共振するためと考えられる。非サチュレーション推薬の場合も、このような水撃による圧力振動周期とパルス噴射周期のカップリングは見られたが、比較的圧力変動の振幅が小さかったため燃焼圧の低下には至らなかった。

サチュレーション推薬と非サチュレーション推薬でこのような違いが出た原因について検討する。一般に、水撃の脈動周期は、配管長と作動流体の音速に依存する。推薬弁が急閉することにより水撃圧が発生し、管路を上流方向に音速で伝搬する。圧力波は、端部（別の推薬弁や遮断弁など）で反射し、またもと来た方向へ伝搬を続ける。これが繰り返されることにより、管路内に圧力の振動が起こる。実際の SFT 配管では、さまざまな反射波が発生するため、圧力波はそれらの合成波となる。

圧力の伝搬速度 a は、管路内の作動流体の音速で表され、

$$a = \frac{1}{\sqrt{\rho \left(\frac{1}{K} + \frac{D}{Es} \right)}} \quad (1)$$

となる¹。ここで、 ρ は作動流体の密度、 K は作動流体の体積弾性係数、 D は管の直径、 E は管材料の弾性係数、 s は管の厚さである。式(1)から、作動流体の密度および体積弾性係数が変化することにより、圧力波の伝搬速度が変化することが分かる。GHe サチュレーション推薬の物性は分かっていないため、伝搬速度そのものは不明である。GHe 溶け込みにより、密度は小さくなると思われるので、サチュレーション推薬の方が伝搬速度は大きくなると推測される。

また、作動流体が気液二層流の場合には、ボイド率の分布にもよるが、一般に水撃による圧力波の伝搬速度はボイド率の増加に従って減少する傾向があることが知られている²。

従って、実際の伝搬速度がサチュレーションによってどのように変化するかを予測することは難しいと言える。

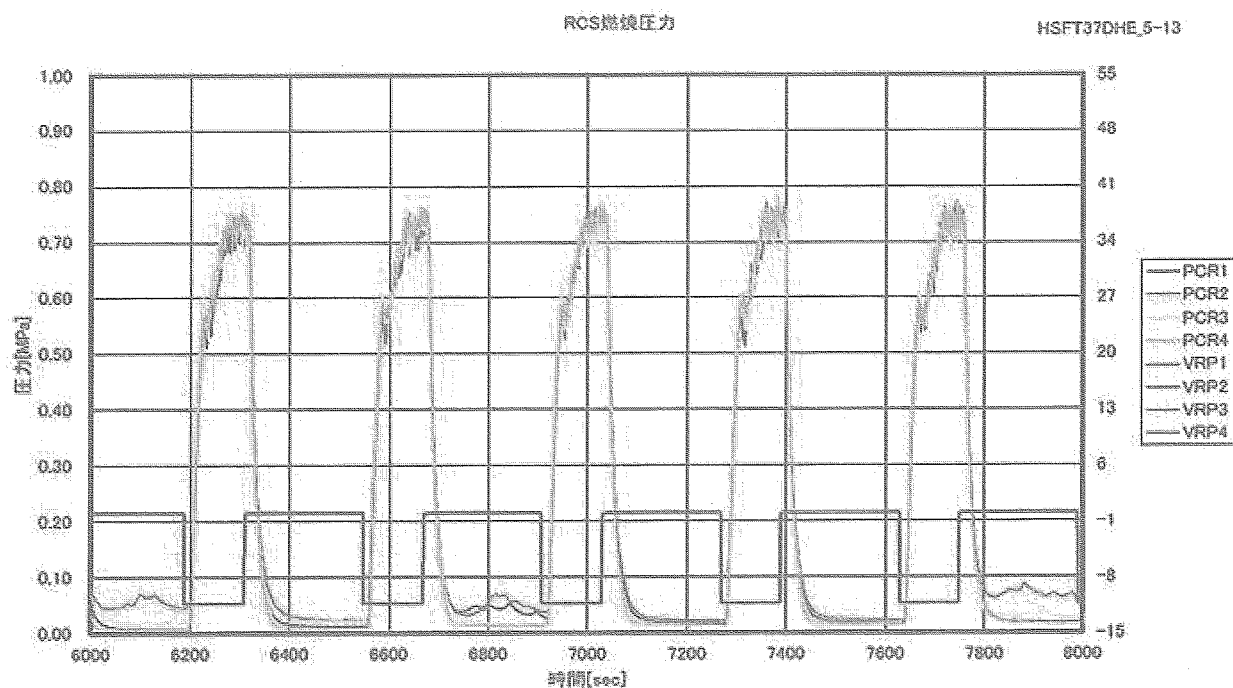
RCS 1 基の燃焼試験において、パルス周期を変化させ推薬弁入口圧を測定したところ、非サチュレーション推薬の場合は、0.16 秒周期で共振がみられたのに対して、サチュレーション推薬では 0.12 秒周期で共振が見られた。このことから、サチュレーション推薬の方が 1.3 倍の伝搬速度であると考えられる。ただし、実験での振動周期は、実際には配管形状などの影響を受けると考えられ、これを確認するには今後さらなる検討が必要である。

4. まとめ

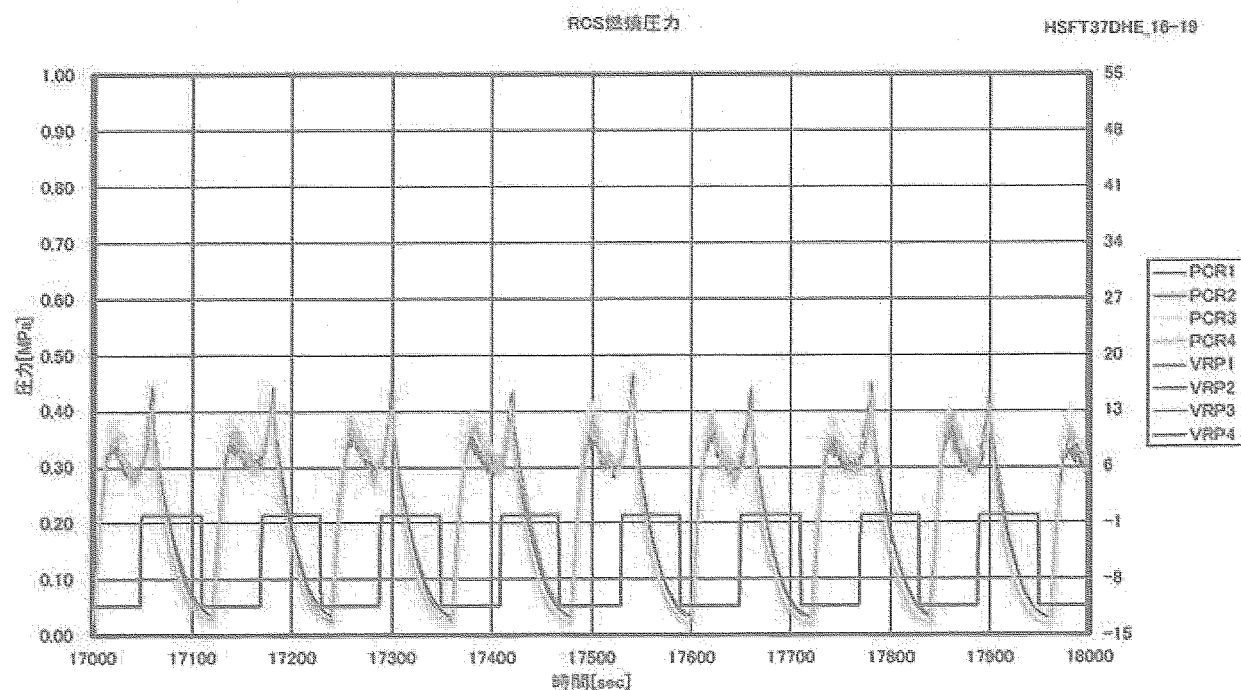
今回の SFT によって、共振モードによって燃焼圧が低下するという課題が認識された。この結果を用いて配管内流動解析モデルの精度向上を図り、実際のフライトモデル配管系での共振モードを予測することが可能となる。今後の課題の対策としては、運用上の制約としてシステム側で対処する予定である。

参考文献

1. 妹尾泰利, 内部流れの力学-II, 養賢堂発行, 1994, p167.
2. 藤井照重ら, 気液二相流の動的配管計画, 日刊工業新聞社, 1999, pp159-160.



(a) 0.36sec Freq./ 0.12sec ON



(b) 0.12sec Freq./ 0.06sec ON (Resonance mode)

Figure 4 Chamber pressure profiles at RCS pulse firing (HSFT-37, RCS Simultaneous Pulse Fwd-RCS x 4). GHe saturated propellant.

宇宙インフラストラクチャーの研究

ランデブレーザセンサの研究

Study on the Navigation Laser Sensor for Spacecraft Rendezvous Missions

システム誘導技術グループ

Spacecraft Guidance, Control and Dynamics Engineering Group

小田 光茂、石島 義之、小松 茂則、山元 透、巳谷 真司

Mitsushige Oda, Yoshiyuki Ishijima, Komatsu Shigenori, Mitani Shinji, Toru Yamamoto

Abstract

A rendezvous navigation sensor, which measures and estimates relative range and LOS (Line Of Sight) angle, is a critical component for on-orbit servicing missions and inter-satellite ranging for formation flying. The medium-range rendezvous laser sensor for a rendezvous mission in LEO has been investigated in JAXA. The results of the sensor BBM performance test are reported on this paper.

1. はじめに

本報告では、対象物体の「距離」および「方向」をレーザーによって計測する、「ランデブレーザセンサ」の研究開発状況について述べる。本ランデブレーザセンサは、ISS へのランデブを目標とし、さらに将来の軌道上サービスミッション、複数衛星システム用の衛星間測距装置等への応用を視野に入れて研究を実施している。平成 16 年に BBM の製作・試験・評価を行い、良好な結果を得ている。

2. 研究の概要

(1) 研究の背景

宇宙における活動において、今後、ランデブ・ドッキング技術の重要性はますます増してくるものと考ええる。軌道上における宇宙機の搭載機器交換や推薬補給、運用終了・不具合衛星の投棄、ロケットにより打ち上げに失敗した衛星のレスキュー、ISS 近傍における宇宙飛行士に代わる作業サービスの提供などの、いわゆる「軌道上サービス・ミッション」が構想されて久しいが、これらのミッションは、ISS 以降の宇宙活動において、いよいよ本格化してくる。ランデブセンサはこれらのミッションのキーコンポーネントであり、主要国が凌ぎを削って開発競争をしている項目のひとつである。米国の DART 実験の失敗は記憶に新しい。わが国は、ETS-VII のランデブ・ドッキング実験において、世界に先駆けてこの分野の経験を積んでいる。

一方、衛星間の相対的な位置関係（距離および方向）を高精度に計測するという機能は、ランデブ・ドッキング以外であっても、一般的に多くのミッションが必要とする、いわば基本機能であるという側面がある。

たとえば、L2 点における科学ミッションとして、近年複数の「フォーメーションフライト観測ミッション」構想が検討されている。これらのミッションでは、数 cm～数 mm の精度（精度は波長や観測方式に依存する）にて相対測距を行う必要があり、測距装置が必要である。

またもうひとつの例としては、準天頂衛星に代表される測位衛星コンステレーションシステムがある。測位衛星システムにとって、軌道決定精度は、測位精度に直接影響を与える重要な性能である。軌道決定精度を高めるための一手法として、衛星間距離を継続して精密測距し、そのデータを軌道決定の一助として用いる方法がある。

(2) 研究の内容

以上の例に見るように、「ランデブ・ドッキング技術」および「衛星間測距技術」の重要性は高い。そこで、JAXA は、まず近い将来行われる予定のランデブミッションを想定した、ランデブレーザーセンサの研究開発を実施している。この研究は、ETS-VII における成果を反映しつつ、直近のランデブミッションへの適用を第一目標とする方針で進めている。さらに、衛星間測距への応用も視野に入れた測距方式を採用しており、上記で述べた長期的なシナリオへの対応も考慮した内容となるよう、留意している。

Figure 1 に、開発中のランデブセンサの開発構想を示す。

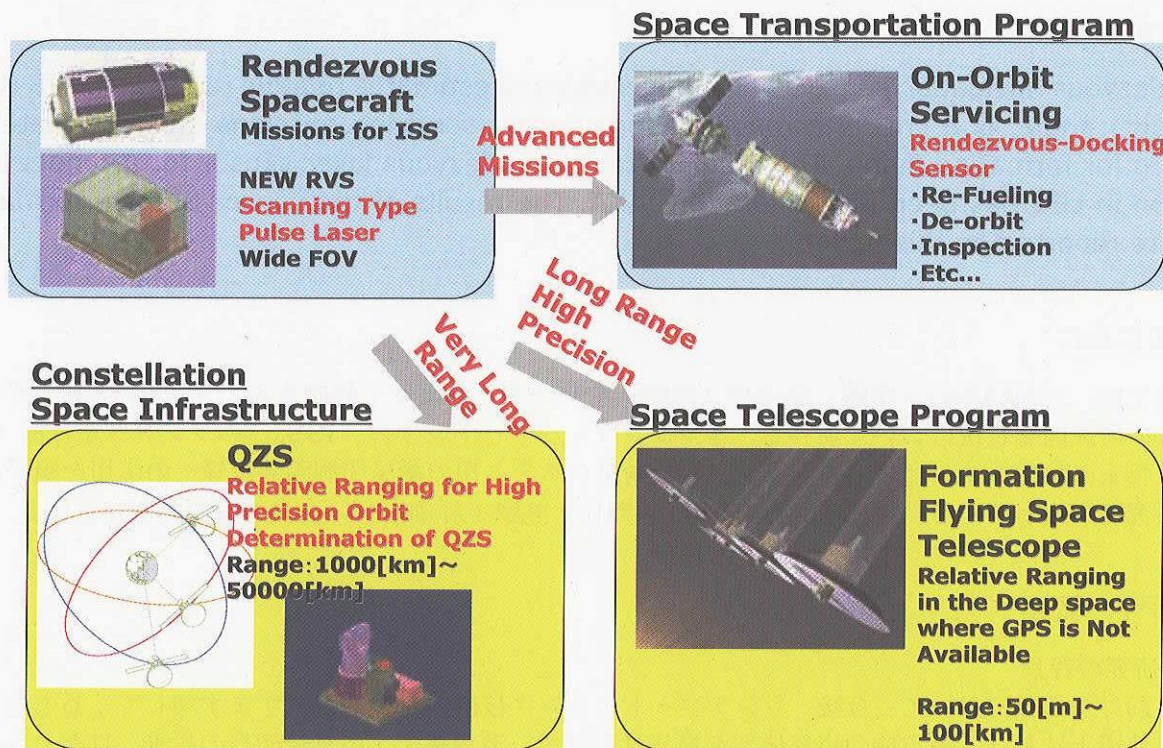


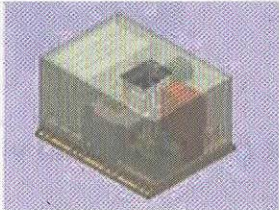

Figure 1 A Pilot Plan of Rendezvous Laser Sensor Development

具体性のある研究開発を進めていくために、本研究ではまず、現在進行中のランデブ技術を必要とするプロジェクトへの適用を狙って進める方針をとっている。そのために、次のような前提条件をセンサに対する要求として設定し、センサの設計仕様を検討した。

- ・ 計測域は約 700m～約 3m（中距離用）
- ・ ターゲット宇宙機は専用のレーザーリフレクタを有する
- ・ ターゲット宇宙機及びチェイサー宇宙機の姿勢は 3 軸制御されている

上記の要求項目から検討したセンサの設計仕様の概略を Table 1 に示す。Table 1 には、ETS-VII にて開発したランデブセンサについても比較のために概略を併記した。

Table 1 Specifications of Rendezvous Laser Sensor, Comparison with ETS-VII

	New Rendezvous Laser Sensor	ETS-7
Scanner Type	Galvano Mirror Type Scanner	Static Type
Measurement Type	Time of Flight Measurement	AM Modulation
Laser Type	Pulse Laser (Peak Power = 30W, 30kHz)	CW Laser
FOV	40[deg]×40[deg]矩形	6[deg] Conical
Measurement Range	3[m]~730[m]	0.3[m]~600[m]
Accuracy		
Range		
Bias(0-P)	0.1[m]	0.1[m]
Random(3σ)	0.011[m] (R < 6.1[m])	0.006[m] (R < 40[m])
LOS		
Bias(0-P)	0.1[deg]	0.05[deg]
Random(3σ)	0.06[deg]	0.02[deg]
Description	Wide FOV (Galvano Mirror Scanner) Potential for Long Range Measurement (Pulse Laser) Middle Accuracy (Time of Flight Measurement)	Narrow FOV (Static Type) Short Measurement Range High Accuracy (AM Modulation)
Image		

ETS-VII で開発したレーザーセンサは、AM 変調による CW (Continuous Wave, 連続波) レーザーによる測距と、CCD センサによる測角を行う、スタティック型レーザーセンサであった。長所として、測距精度が高いことが挙げられる。一方で、CW レーザーである制約から、計測レンジおよび視野範囲の拡大が望めず、将来展開に限界がある、という短所がある。

そこで、本研究では、将来の高度なミッション要求に応えるため、パルスレーザーによる測距と、独立した 2 軸ミラーによるガルバノスキャン方式による測角を組み合わせたセンサシステムとした。パルスレーザーの場合、レーザーのピーク出力を高出力化することで、測距レンジを伸ばすことが可能である。また、走査機構を採用することで捕捉範囲が広視野可され、初期捕捉の際の運用上の制約条件を緩和することができる。

レーザーは、半導体パルスレーザーを選定した。要求測距レンジが 730m と比較的短く、かつレーザーリフレクタを持つターゲットを想定しているため、レーザーのピークパワーは 30W、繰り返し周波数は 30kHz が選ばれた。将来、短パルス化とピークパワー増加によって、適用対象にあわせて容易に長距離化が可能である。方式として将来のポテンシャルに留意した設計となっている。

本センサの動作は、以下のような流れとなる。まず、初期捕捉モードにおいて 40deg×40deg の範囲を走査し、ターゲットであるレーザーリフレクタを検出する。次に、ターゲットを中心に視野の絞り込みを行い、計測を徐々に高頻度にしてゆく。最終的に 0.6deg×0.6deg の範囲を高速でスキャンしターゲットを追尾するトラッキングモードに移行して、2Hz の計測頻度にて測距・測角を行う。

本センサの研究開発は平成 14 年度に開始した。この年はセンサの設計検討を行った。ついで平成 15 年度にはクリティカル要素である測距回路部および走査部・走査駆動部の部分試作・試験を実施した。プロジェクトと調整しつつ、平成 22 年の軌道上実証を見込んで、開発を続けているところである。

3. 成果の概要

本節では、平成 16 年度の研究成果について報告する。

(1) ランデブレーザースensa機能モデルの製作

平成 15 年度の測距回路部・走査部・走査駆動部の開発成果を活用し、平成 16 年度は、単独で測距・測角センサの機能を果たす「ランデブレーザースensa BBM」を製作した。Figure 2～Figure 3 に BBM の写真と、その構成要素である走査部および光学部の写真を示す。

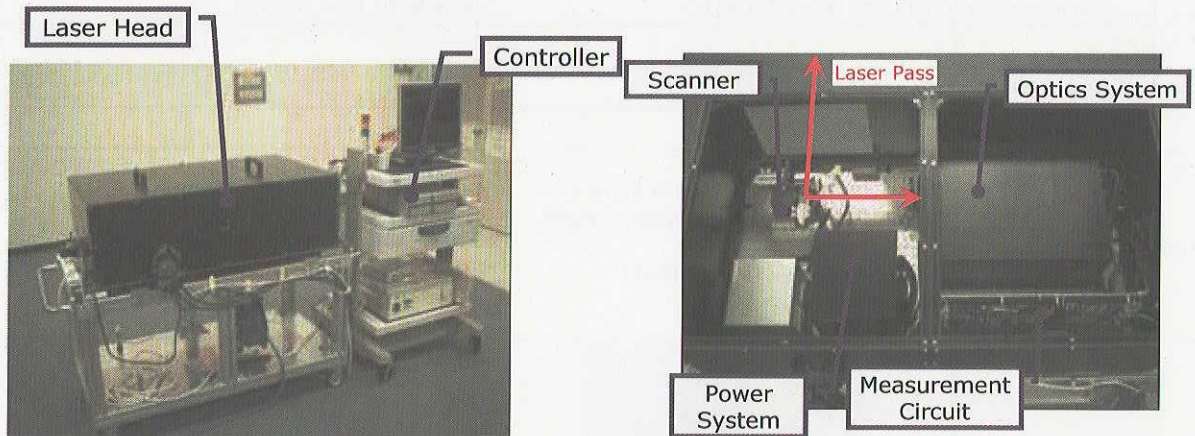


Figure 2 Rendezvous Laser Sensor BBM (left: external view, right: inside view)

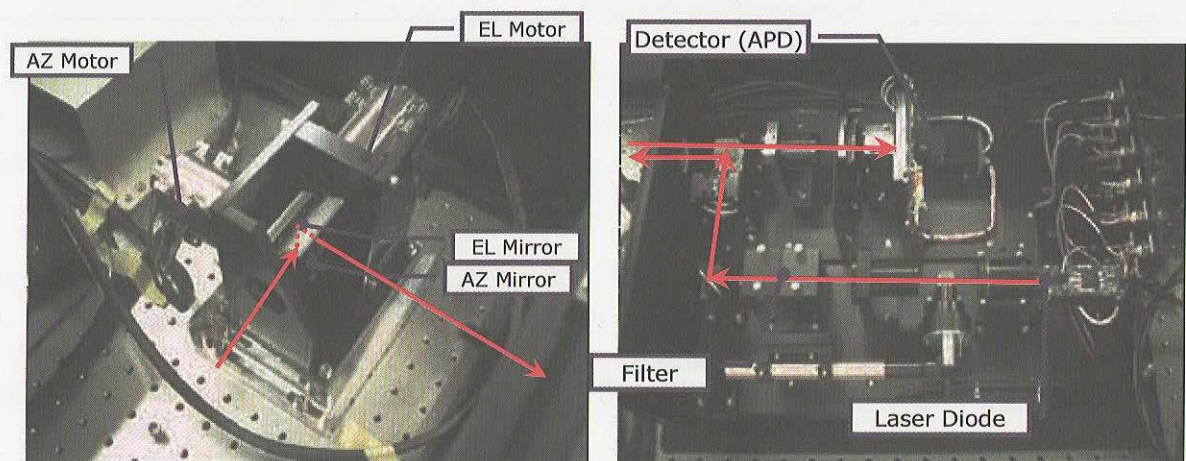


Figure 3 Scanner (left) and Optical System (right)

BBM は、パルスレーザ送信部、送受信光学部、受信部 (APD)、測距回路部、走査部、走査駆動部、制御部 (PC) で構成されている。PC のソフトウェアを操作することで、[レーザの送信]→[走査部によるエリアスキャン]→[レーザリターンを受信]→[測距/測角データ処理]→[結果の画面表示およびデータの保存]に至る、一連の動作を自動で実行できる。すなわち、測距・測角センサとして、ひと通りの機能を備えたシステムとなっている。

一方で、搭載性を考慮していない設計となっている部分もある。光学部、走査駆動部を構成する部品は一般品である。また、試験のしやすさを重視し、センサのアセンブリは搭載性を考慮していない。セン

サとしての機能・性能を確認するための、開発用テストベッドとして製作している。

本 BBM の基本性能評価試験を実施した。以下にその内容を報告する。

(2) 測距性能評価

レーザーダイオードからレーザーパルスを送信し、受光素子 (APD) にてそのリターンを受信して、時間差から距離を測定する原理である。あらかじめトータルステーションを使って距離を精密に測定してある反射シートをターゲットとして、BBM で実際にトラッキングを行い、測距データを取得して、測距性能の評価試験を実施した。Figure 4 に結果の一例を示す。

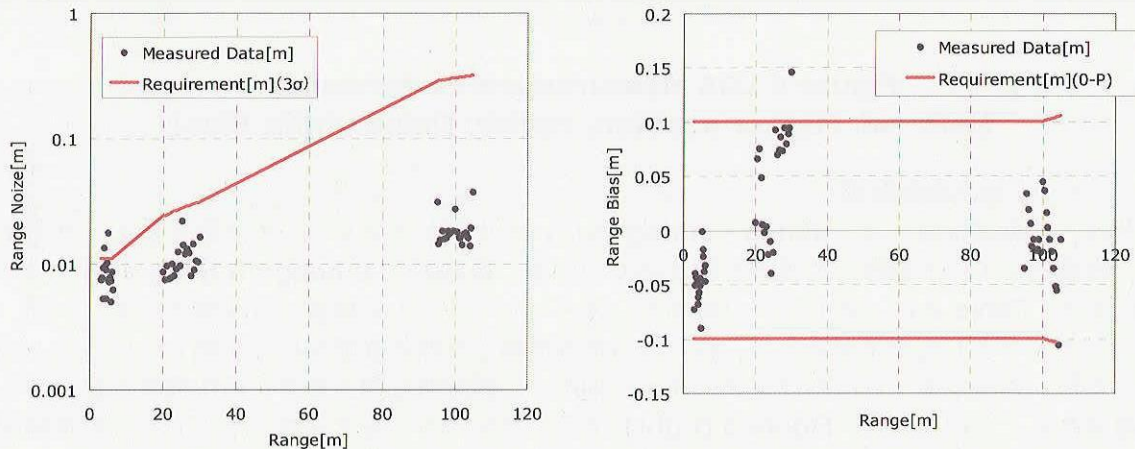


Figure 4 Range Measurement Performance (left: Noise, right: Bias)

Figure 4 は、常温環境下での試験結果である。試験環境の都合で、100m までの距離で実施している。常温時には、おおむね目標仕様を満足できることを確認した。なお、別途実施した測距回路単体での温度特性試験の結果によると、レンジノイズ、レンジバイアスともに、温度変動にともなって目標仕様を逸脱するケースがあることが判明しており、温度補償の方法や温度制御の実施を検討する必要があることが分かっている。

(3) 測角性能評価

本センサは、アジマスおよびエレベーションの二軸の走査部を備え、二枚のミラーを駆動することでレーザーによるエリアスキャンを実現する。ターゲットの測角は、走査機構の回転角度をレゾルバおよびタコジェネレータにて計測することで、得られる仕組みとなっている。

本年度は、特に高い測角精度が求められる、トラッキング時の評価を行った。既知の位置に設置 (Figure 5 right) した反射マーカーをターゲットとしてトラッキングを行い、測角計測値を取得して、精度評価を行った。結果を Figure 5 (center, left) に示す。図はバブルチャートになっており、円の直径が計測誤差を示す。斜線で塗りつぶされた点は、要求仕様を逸脱した計測値を示している。本年度の測角性能計測においては、測角ノイズに関して目標を満足する目処を得た。一方で、測角バイアスについては、目標値を大きく上回る誤差を示したケースも存在する。本年度の測角バイアスについては、計測系の精度が十分でなかった可能性が高く、今後、試験の改善も含めて再度検討し、対策をとる方針である。

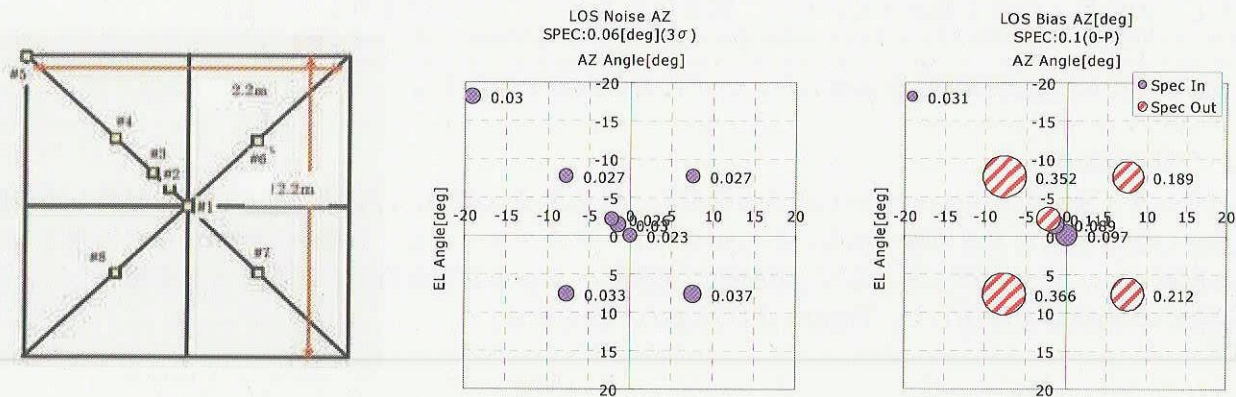


Figure 5 LOS Measurement Performance (left: ref. Marker position, center: Noise, right: Bias)

(4) ターゲット抽出機能評価

本センサは、初期捕捉時には、40deg×40deg の広いエリアをスキャンして対象を検出・抽出する。その後、段階的にモード遷移して視野を絞り込んでいき、最終的に 0.6deg×0.6deg のトラッキングモードに至る。Table 2 に、各モードの名称と、スキャンエリアの目標値・計測値を示す。一部、わずかにスペックアウトした項目があるが、おおむね走査機構は目標走査範囲にて駆動していることが確認された。また、各々のモードにおけるターゲット抽出は、誤認識は発生せず、検出機能が良好であることが確認された。一例として、Figure 5 (right) で示したマーカーをターゲットとして、初期捕捉時のターゲット抽出を試みた結果を Figure 6 に示す。本年度の試験においてはターゲットが静止しており、抽出およびトラッキングは容易であったが、対象が相対的に動いている状況において捕捉し続けることが重要なポイントであり、今後は追尾性能要求に沿った条件での動的環境下での試験を実施していく予定である。

Table 2 Scan Area

Mode	Required Search Area	Results	
		AZ axis	EL axis
Search Mode 0	40deg×40deg	OK	NG (39.95deg)
Pointing Mode 1	16.2deg×16.2deg	OK	NG (16.18deg)
Pointing Mode 2	4.6deg×4.6deg	OK	OK
Pointing Mode 3	3.0deg×3.0deg	OK	OK
Tracking Mode	0.6deg×0.6deg	OK	OK

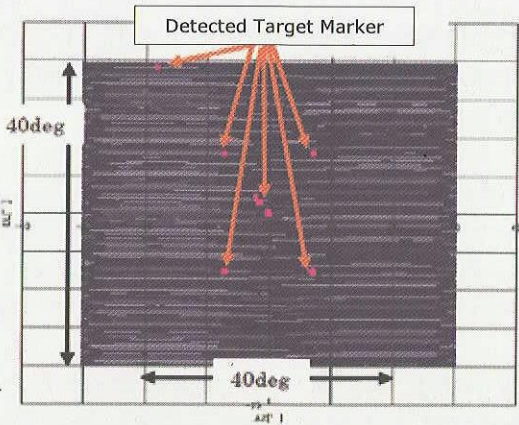


Figure 6 Result of Target Search Test (Search Mode 0)

4. まとめ

本年度、ランデブレーザセンサ BBM を製作し、基本的性能について評価試験を実施した。測距・測角・ターゲット抽出機能のそれぞれについて、おおむね良好な結果を得た。一方で目標を満たしていない項目も明らかとなり、個別に対策を考案し、順次適用していく予定である。今後は、BBM の動的環境化における性能試験を実施し、実使用環境に近い状況における機能・性能の評価と改善を進め、次フェーズの開発へ確実に進む方針である。

宇宙インフラストラクチャー技術の研究
Research on Space Infrastructures

HTV ランデブ地上系の確実化・発展研究
Research on Advanced Ground Systems for Rendezvous Space Vehicle

システム誘導技術グループ 稲場典康, 山元 透, 巳谷真司, 小田光茂
HTV プロジェクトチーム 山中浩二

Spacecraft Guidance Control and Dynamics Engineering Group

Noriyasu Inaba, Toru Yamamoto, Shinji Mitani and Mitsushige Oda

HTV Project Team

Koji Yamanaka

Abstract

Autonomy in space systems is a promising way not only to expand performance and functions of systems but also to achieve cost reduction, particularly in large and complicated systems and constellations. Now a day, a number of constellation systems are proposed or under development which provide advanced services in earth observations, tele-communication and satellite based navigations. We newly organized this spacecraft autonomy research area in 2002, and defined two target missions, constellation for Earth observation and rendezvous spacecraft such as HTV. We started to study on three themes related with the target missions, autonomous orbit maneuvering function, intelligent vision and AI based ground support systems for rendezvous operations from fiscal year 2003. Major results of these studies are reported.

1. はじめに

国際宇宙ステーションにランデブ飛行を行う宇宙ステーション補給機 (HTV) の開発が進められている。また、近年複数の衛星を利用し、単独衛星では達成が困難な高度なミッションを達成する地球観測や通信・測位を行う衛星群システムが多数構想されている。前者では、安全上の理由から、2宇宙機の相対距離を常時管理するクリティカルな運用が求められ、後者では撮像時間の同期や衛星間位相の保持のための同期軌道・姿勢制御、先行衛星の取得データ処理に基づく後続衛星の運用の迅速な変更等、状況に応じた多彩・高度な運用機能が求められる。これらの運用は従来の衛星運用と比較し格段に難度の高いものであり、これを確実かつ効率的に行うためには、長足の進歩を遂げる搭載計算機の能力を利用し、地上システムと宇宙機の適切な役割分担のもと、宇宙システムの自動化・自律化技術が不可欠である。当グループでは上記ミッションに必要な技術として宇宙システムの自動化・自律化の研究を行っている。本稿では、このうち、HTVの地上系の確実化・効率化の研究の平成16年度の成果を纏めるものである。

2. 研究の概要

異常事象発生時に太陽指向モードとすることで安全状態を確保できる地球近傍の通常の人工衛星と異なり、ランデブ宇宙機運用は、ターゲットとの「衝突」や「離別」の危険から、一息つける安全な状態 safe state を確保することが非常に難しい運用である。安全確保の急を有する運用のみならず、正常の手順に於いても、状況、不具合の原因等に応じて手順の分岐が多く発生することもランデブ運用の難しい点であることが改めて認識された。このための対処として、①分岐

を含む運用手順を設計し、シミュレータや地上システム試験等により確認し、更に実運用時にタイムリーに運用者に提示する、ライフサイクルを通した運用手順の作成・維持に利用できる「運用記述言語」の必要性、②運用手順の検証や運用者の手順習熟、更に実運用での宇宙機の自動状態監視のためのシミュレータの有効利用方法の検討等の課題が抽出された。平成15年度は、①については、従来の種々独立作成・管理していた運用関連情報を一元的に管理する運用手順の電子記述の構想検討及び、運用者への統合運用表示のサンプル画面等を作成した。平成16年度は引き続き上記2課題についてそれぞれ「運用記述言語の記述ルール検討」ならびに、シミュレータ利用技術の一例である「テレメトリを利用した故障診断記述の基礎検討」を進めた、以下順に記す。

(1) 運用記述言語の検討

宇宙機の運用に当っては、送信コマンド列や確認テレメトリの時系列作業を定めた「運用フロー」、運用手順書(SOP)、管制卓画面表示、並びに運用定義文書(SOOH 運用定義編等)等多数の文書・電子ファイルが利用されているが、これらの間の情報共有は殆ど行われておらず、作成・保守は個別に行われ大きな手間となっている。また、衛星の初期運用やランデブ運用等では、条件に応じて運用フローに分岐があり、リアルタイムの運用の状況に応じ、適切なフローを瞬時に選択実行する必要がある。現状では、運用者が上記紙媒体の形で作成される「運用フロー」を事前に覚え、また運用時に携行することで対応しているが、宇宙機の複雑化により本方法での対応が難しくなっている。従来の紙ベースの運用フローに替わり、自動車のナビゲーション機能の様に、手順分岐を運用流れに従い運用装置に電子的に表示することにより利便性の高いシステムとなる。また、本機能は実運用に先立つ、運用者訓練にも有効に活用できる。(Fig. 1)

本システムの実現のために、条件に応じた分岐を含み、「テレメトリの確認」、「コマンドの送信」、「局設備運用」、並びに「他系とのデータや音声の交信」といった一連の行為の組み合わせにより「運用手順」を記述する「言語」(Spacecraft Operations Markup Language (SOML) 仮称)を考案した。これにより運用手順を一元的に作成・保守・管理し、上記種々のプロダクトで共通的に利用することにより、従来運用プロダクト毎に行っていた情報の作成、維持管理作業の共通化が可能となり、運用及び運用準備作業の大幅な効率化が期待できる。なお、SOMLは開発試験時の手順作成・確認にも利用可能で、試験段階で作成された手順を運用手順の核とすることで更に作業の効率化や後続の同種ミッションへの再利用も期待できる。Fig.2に示すとおり、宇宙機の運用作業は、宇宙機(それを構成するサブシステム)、運用者(細分化すれば運用ポジション)、地上システム等を構成単位とする「主体」間のメッセージ交換をトリガとした、連携作業により遂行される。作業には、一定の条件が達成されるまで処理を繰り返す「ループ処理」、条件により手順を選択する「分岐」、複数の作業が同時に進行する「並列」等の作業が考えられるため運用手順記述言語は、これら概念の表現力が不可欠である。

(2) シミュレータへの運用への利用法の検討

宇宙機の運用に当たっては、運用前に短時間に確実な運用計画を作成することが必要である。地上試験での実機を利用した運用用コマンド列の確認に加えて、環境(太陽位置、大気抵抗、GPS位置、DRTS位置)並びに衛星機能(送信コマンドに連動し、機器状態ならびにスラスト噴射に

より軌道位置が変化する．等）双方を模擬したシミュレーターを整備し，これに対し運用コマンド列を送信することにより，環境との相互作用も加味した運用手順の事前確認が効率的に行える．

その際，シミュレーターの機能範囲や精度は必要度を踏まえ適切な範囲・規模に設定するとともに，過去の運用経験を通して得られたノウハウを系統的に整理・形式知化し計画作成機能に入れ込む仕組みを構築することが重要である．

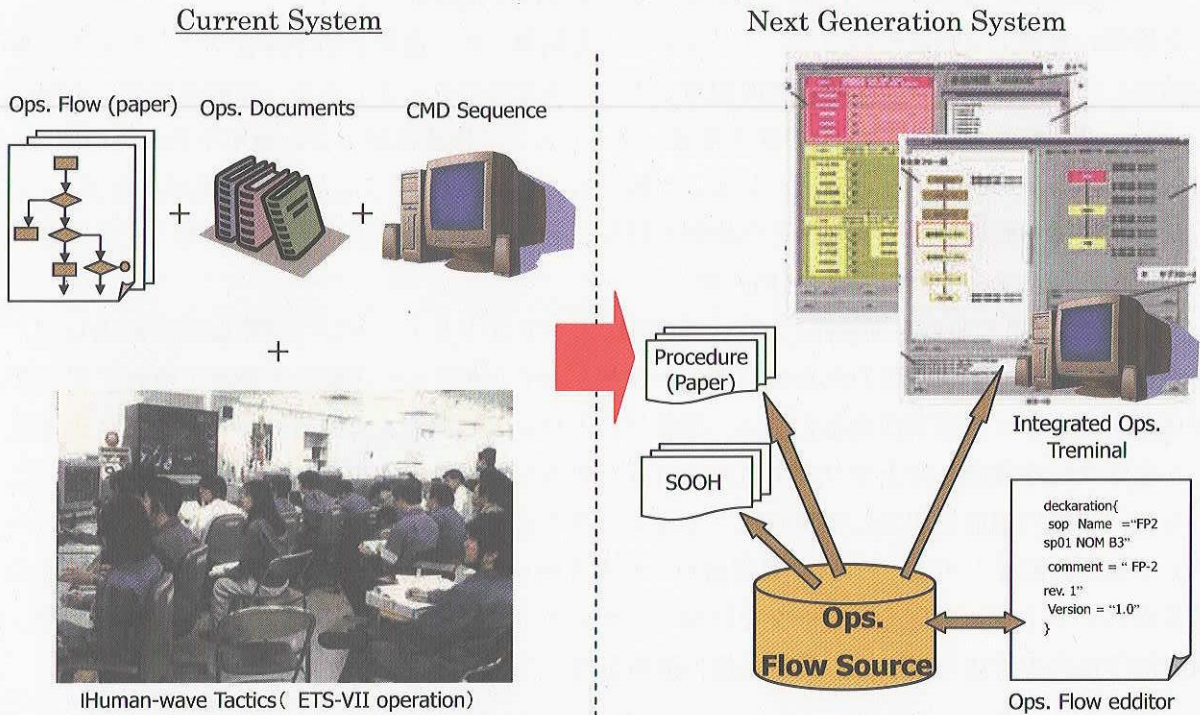


Fig. 1 Data and command flow of Earth observation satellite system

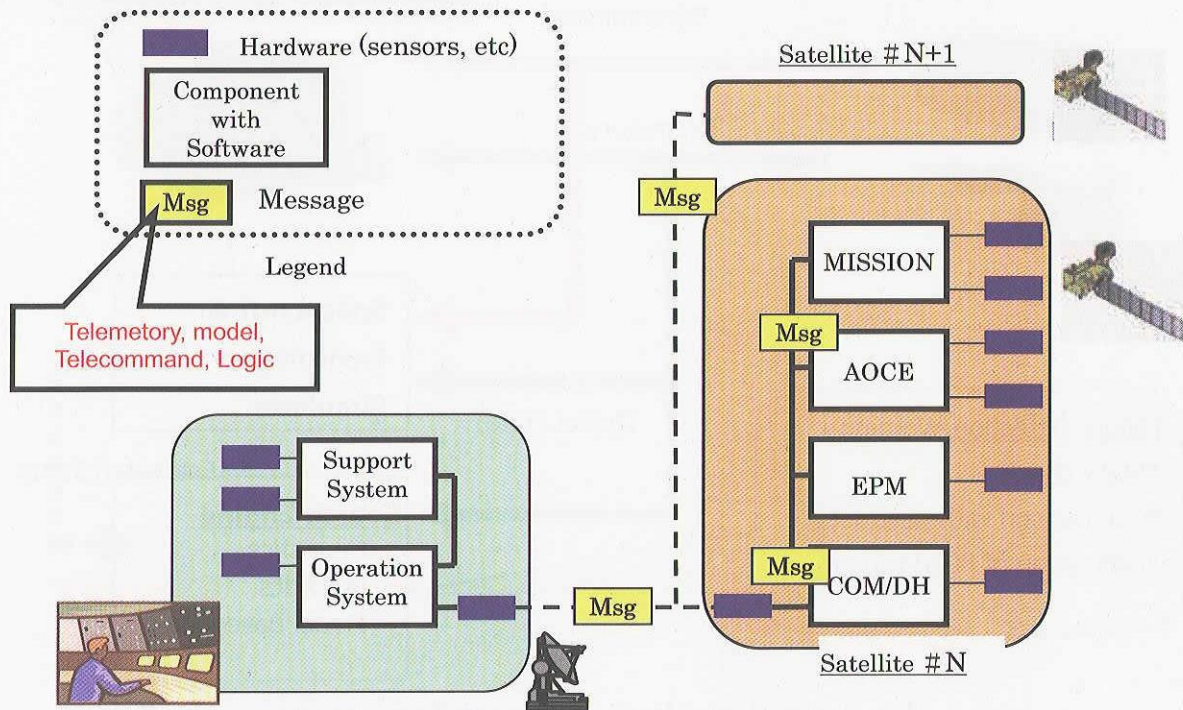


Fig. 2 Spacecraft Ops. Modeled by Message Exchange

現状では姿勢制御系やデータ処理系の機能モデルを核としたシミュレータ（以後、ハードウェアシミュレータ）による、コマンド列の整合性確認や搭載ソフトウェアの確認、ソフトウェアで機器や環境を模擬したシミュレータ（以後、ソフトウェアシミュレータ）による運用者の訓練等が行われている。前者は実機の模擬忠実度が高いものの、宇宙機依存性が高く、また手順の加速実行や模擬故障を含む初期値の設定等運用性に制約が大きい。一方後者は、ハードウェアシミュレータと相補的な関係にあり、運用性は高いが忠実度には制約が大きい。

宇宙機の複雑化高機能化の中で、シミュレータを利用した「運用手順や搭載ソフトウェアの事前検証」や「宇宙機の状態確認や故障診断」のニーズは高まる一方である。本研究では、上記シミュレータの特性を踏まえつつ、「変更搭載ソフトウェアの機能確認を含む運用手順の事前確認」ならびに、予測テレメトリと実機の状態を比較することにより、「宇宙機の異常兆候の発見」、更には想定故障を模擬し実機データとの比較を行うことによる「故障原因の究明」等、シミュレータの新たな利用手法を検討する。（Fig. 3）

まず、「運用手順の事前検証」では、SOML とテレメトリ・コマンド送信装置を経由して、分岐を含む網羅的手順検証のためのシミュレータとのインタフェース要求を整理・検討する。「変更搭載ソフトウェアの事前検証」では、搭載ソフトウェアの機能を停止させることなく、迅速にしかも安全性を確認した上でソフト更新を行うためのシミュレータ機能について検討を行う。これらは、実機の機能を忠実に再現したシミュレータが必要となるため「ハードウェアシミュレータ」の利用を前提とする。一方、「異常検知・原因究明」の用途を目指した研究では運用利便性の観点からソフトウェアシミュレータを利用し、テレメトリデータの時系列からモデル規範型や、統計的手法等の手法を用いて、異常状態の検知を行うことを目指す。

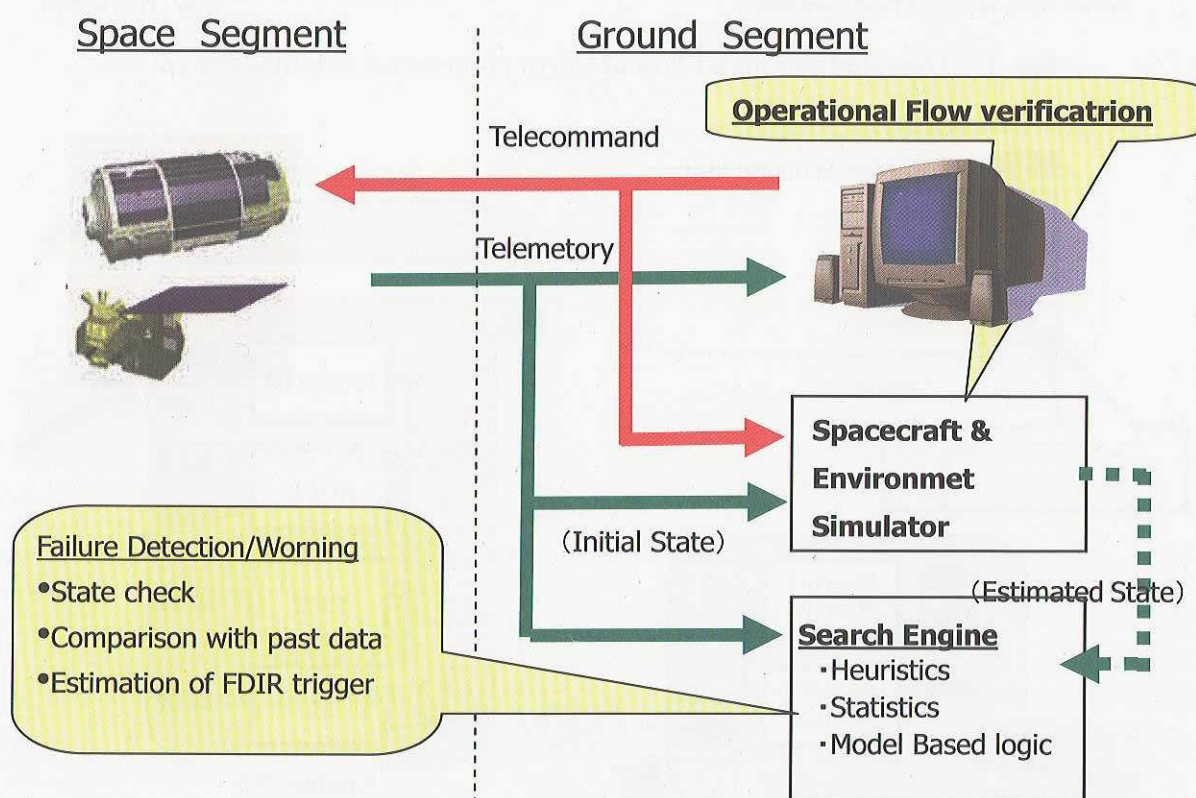


Fig. 3 Simulator Usage in Spacecraft Operations

3. 成果の概要

(1) 運用技術言語の検討

今年度は、宇宙機の運用を分析し、SOMLの原型記述ルールを作成した。Fig.4に SOMLの記述ルールの骨格となる主体 (Subject) とこれへの入出力と、主体内での処理のモデルを示す。

主体には時刻情報、宇宙機からの直接テレメトリやこれを元に地上推定を加えた各種合成テレメトリ (Secondary data) 地上システムの状態、ならびに他運用者からの音声連絡等が入力となる。入力を契機として、行動の判断基準となるチェック作業が主体の中で行われる。"check"の内容は入力量と算術および論理演算により表現され、その結果に従い、アクションとしての出力が選択される。出力は他主体へのメッセージの送信であり、具体的にはコマンドの送信や音声連絡の発出となる。主体内の処理のブロック化のための "Go_sub"や異常時対応のための手順分岐を表す "Jump"ならびに、並列作業の開始宣言のための "Parallel"等の概念が SOMLに必要な要素となる。入力の多くはテレメトリ・合成テレメトリであり、これらは宇宙機のテレメトリ・コマンドデータベースにより管理されており、テレメトリ名称により SOMLによる運用の記述とリンクする。出力としてのコマンドには、入力値や状況依存性のあるパラメタ付きのコマンドが存在する。これらパラメタについては、大別して「主体内の処理として記述」、「Go_sub"を利用し外部オブジェクトの中で計算しパラメタを受け取る」の2つの方式が考えられる。

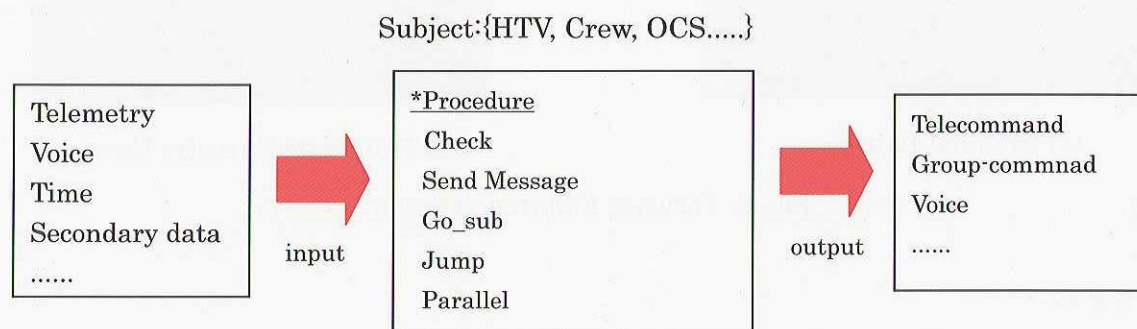


Fig. 4 Conceptual Model of Subject for SOML definition

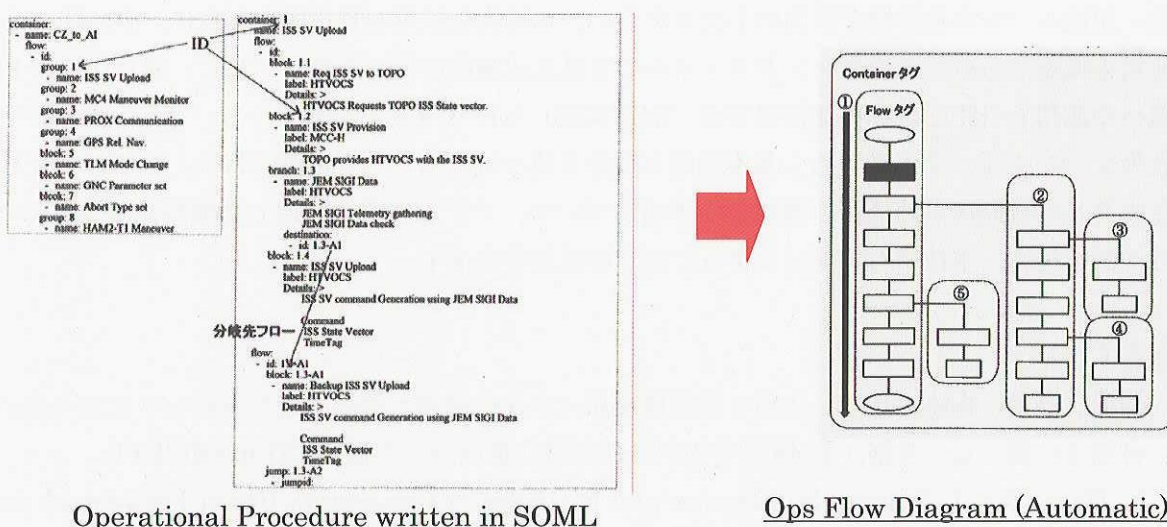


Fig. 5 Automatic Operational Flow Drawing

Fig.5 には SOML での運用手順の記述例と、これから自動生成した運用フロー図の例を示す。

(2) シミュレータへの運用への利用法の検討

テレメトリを利用した宇宙機の異常検知技術の一手法として、国際宇宙ステーション (ISS) に接近飛行を行う HTV のスラスタ異常の発見法を検討した。検討では、ソフトウェアシミュレータを利用し、飛行に使用する 14 本のスラスタの一部に推力低下を発生させ、この際の HTV の位置・姿勢ならびにスラスタ噴射指令等の模擬時系列テレメトリデータの相関関係を解析することにより、異常の検知ならびに異常スラスタの特定を行う手法を研究し、基本点な成立性を確認した。Fig. 6 にダイナミクスモデルを利用した相関による故障検知の例を示す。正常時は縦軸横軸に配した 2 種の状態量が比例関係にあるが、故障発生時には大きく異なるパターンを示し、異常スラスタの特定が出来ていることがわかる。

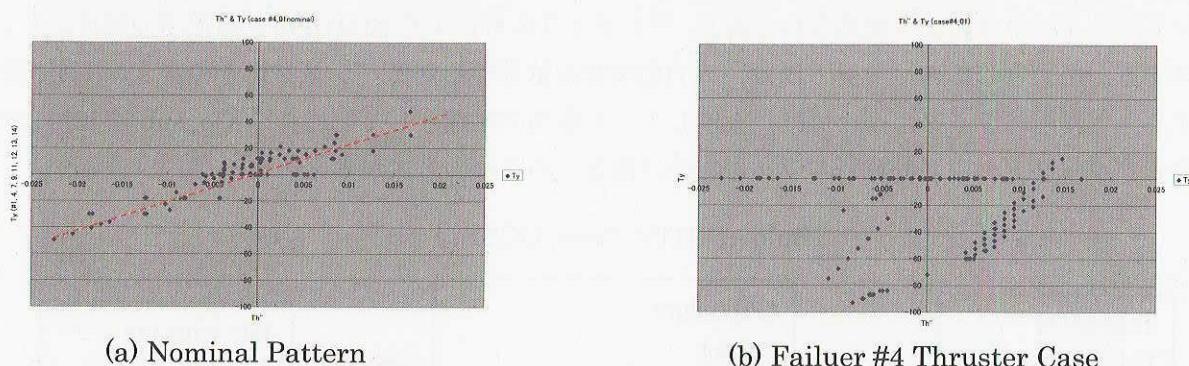


Fig. 6 Thruster Failure Detection

4. まとめ

宇宙システムの自動化・自律化は、地上システムや海外の宇宙システムとの競合の中、魅力ある高度なミッションを経済的に実施するシステムを構築する上で、必須の技術である。今年度検討した SOML の基本構造を用いて、今後は HTV の代表的運用を記述する「記述実験」を進め、構造・記述ルールの妥当性を評価の上改良を行い、本格的な採用を目指すとともに、SOML からの運用手順書ならびに送信コマンドファイルの自動生成機能の検討を行う。また、SOML の一般衛星への適用も目指し地球観測衛星での「記述実験」も行う予定である。一方、シミュレータ利用技術については、今年度実施し基本的成立性を見つけたスラスタ診断に加え、当グループに知見のある誘導制御関連機器の機器診断手法について、モデル情報を利用した機器診断手法について検討を進め、本技術もプロジェクトでの本格採用を目指す。

【参考文献】

- [1] 稲場, 福島, 山本, 川井, 小田: 宇宙機運用にかかる熟考・意思決定作業のシーケンス化・自動化に関する一考察, 第 48 回宇宙科学技術連合講演会, 予稿集 CD-ROM(2F14).
- [2] S. Harauchi, T. Kojima, H. Koyama and N. Inaba: A Generation-Based Framework for Spacecraft Operation, Proc. 6th International Symposium Reducing the Costs of Spacecraft Ground Systems and Operations (RCSGSO)

M-V-6 サブペイロード RAMS(残留加速度計測装置)の測定結果

Measurement result of M-V-6 sub-payload

RAMS (Residual Acceleration Measurement System)

飛翔体技術グループ 志田真樹

Maki SHIDA, Space Vehicle Development Group

宇宙輸送工学研究系 徳留真一郎

Shinichiro TOKUDOME, Department of Space Transportation Engineering

Abstract

RAMS (Residual Acceleration Measurement System) is sub-payload of M-V Rocket N0.6. This purpose is measurement of residual acceleration of B2 & B3 motor of M-V. This time, we get a long time data of the acceleration by means of RAMS & spacecraft's acceleration.

This data is useful for analysis of Spacecraft separation, tracking of M-V. This paper describes the results of measurement of RAMS.

Keyword : RAMS , M-V , acceleration , sub-payload

1. はじめに

固体ロケットは、液体ロケットのようにバルブ操作で推力を止めることができないため、完全に燃焼を終えてガスが発生しなくなるまで推力を出し続ける。ロケットの主たる軌道投入能力は、地上燃焼試験で性能を確認できるが、燃焼終了後の蓄熱された熱によって分解発生するガスが起因の推力（残留推力）は、地上での計測が難しい。

残留推力が与える問題としては、

- 1) 残留推力とオフセット値（重心・ノズル方向など）から成る外乱モーメント
- 2) 残留推力を含むロケットの最終的な能力

が代表として挙げられる。前者は姿勢制御に、後者は軌道決定や衛星分離のタイミングなどに影響を与える。これがどれだけ影響を与えるかは、どれだけの時間、推力を発生しつづけるかによる。

今回、M-Vの2段および3段目で発生する残留推力を多面的に調べるため、本題のRAMSを始め、各モータの内圧計測や衛星搭載の精密加速度計など連携して計測を行った。RAMSによる計測結果等について後述する。なお1段目は、燃焼終了後、すぐに分離するため、その後のロケットの姿勢・軌道に影響を与えるものではない。

2. 研究概要

今回、RAMSは、M-V-6号機のサブペイロードとして搭載されたものである。サブペイロードとは、元々M-Vと搭載衛星とのダイナミックバランスを調整するためのダミーマスとしての余剰重量分を、搭載機器や小型衛星用に解放している領域で、公募で選考される。このサブペイロードの試みは、M-V-6号機から始まったものである。Fig.1にM-Vの全体図を示す。サブペイロードは、3段目の計器部に搭

載することになっている (Fig.2 参照)。サブペイロードの搭載条件としては、ダミーマスの役割があるので重量は 5 kg 以内で、位相がダイナミックバランスでの最適地に搭載される。電源とテレメトリおよびタイマ信号は M-V から供給される。サブペイロードが動的に動く場合は、主衛星に影響を与えない条件というのが付加される。搭載に際しては、事前に機械的熱的な環境試験を行い、搭載後は、打上まで M-V 全体での各種機能試験に参加し支障のないことを確認していく。

RAMS は、Fig.3 に示すような 1 軸の精密加速度計と、その計測信号を増幅させる AMP、デジタルに変換する A/D コンバータで成り立っている。全体重量 1.6kg で、テレメトリを通しての分解能は、0.1mG となる。性能等を table-1 に記載する。

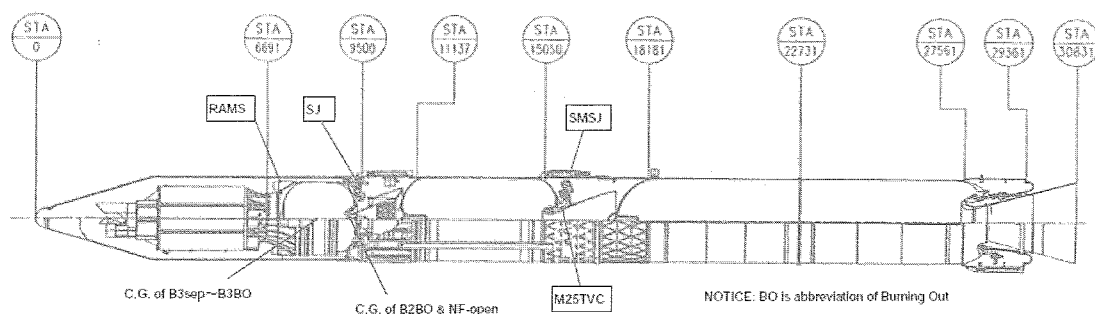


Fig.1: Outline of M-V-6

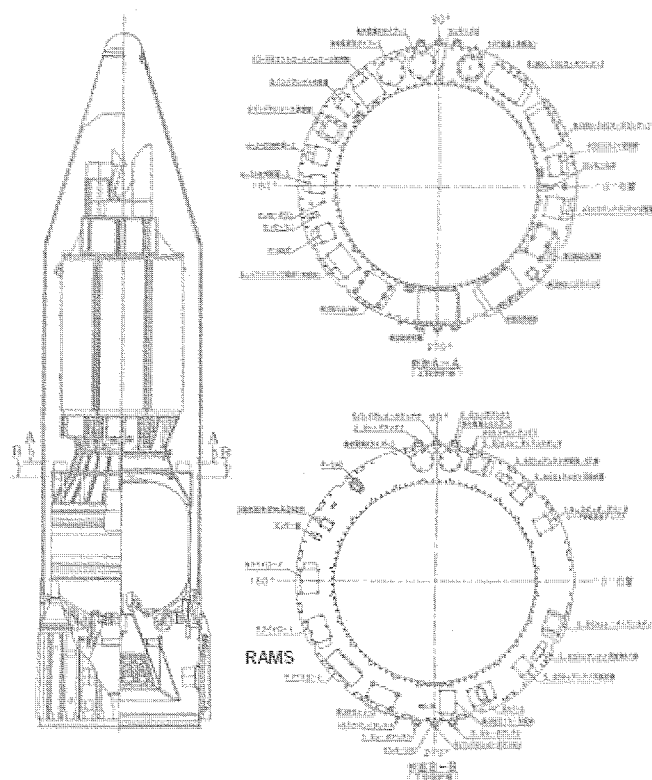


Fig.2: Loading site of RAMS

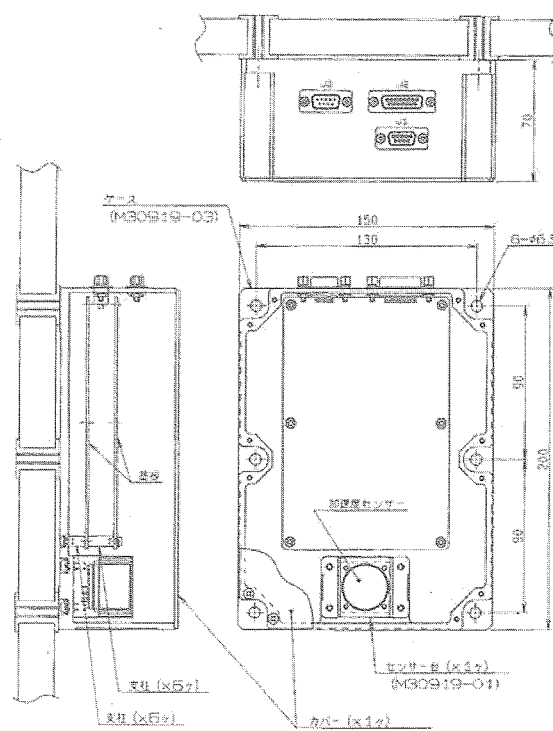


Fig.3: Outline figure of RAMS

Table.1: electrical performance

Range(Full Scale)	-1mG～25mG
Output	8bits Serial Binary code
Sensitivity	102 μ G/Bit
Non linearity	20 μ G max
Frequency Response	DC ～5Hz(-3dB)
Sampling rate	2.5ms
Power supply voltage	+16V～+22V
sensor	QA1500



Fig.4: photo of RAMS

3. 成果概要

M-V-6 号機は、2005 年 7 月 10 日 JST12:30 に打上られ、RAMS も無事観測することができた。地上受信局の関係で、打上後～約 660s と約 1030～1730s の時間帯がデータの取得時間となった。Fig.5、Fig.6 にそれぞれ 2 段目、3 段目の残留加速度のデータを載せる。Fig.6 では、同時に計測を行った衛星の精密加速度計のデータも載せている。衛星の方は、サンプリングが RAMS に比べると粗いが、データレコーダーに収録してから後で地上に送信しているため、RAMS では計測できなかった時間帯も収録できている。これまで長秒時での測定はなく、加速度としては衛星の短秒時のみであった。このデータは、これ以降の M-V のシーケンス策定する際に、大きなデータとなる。

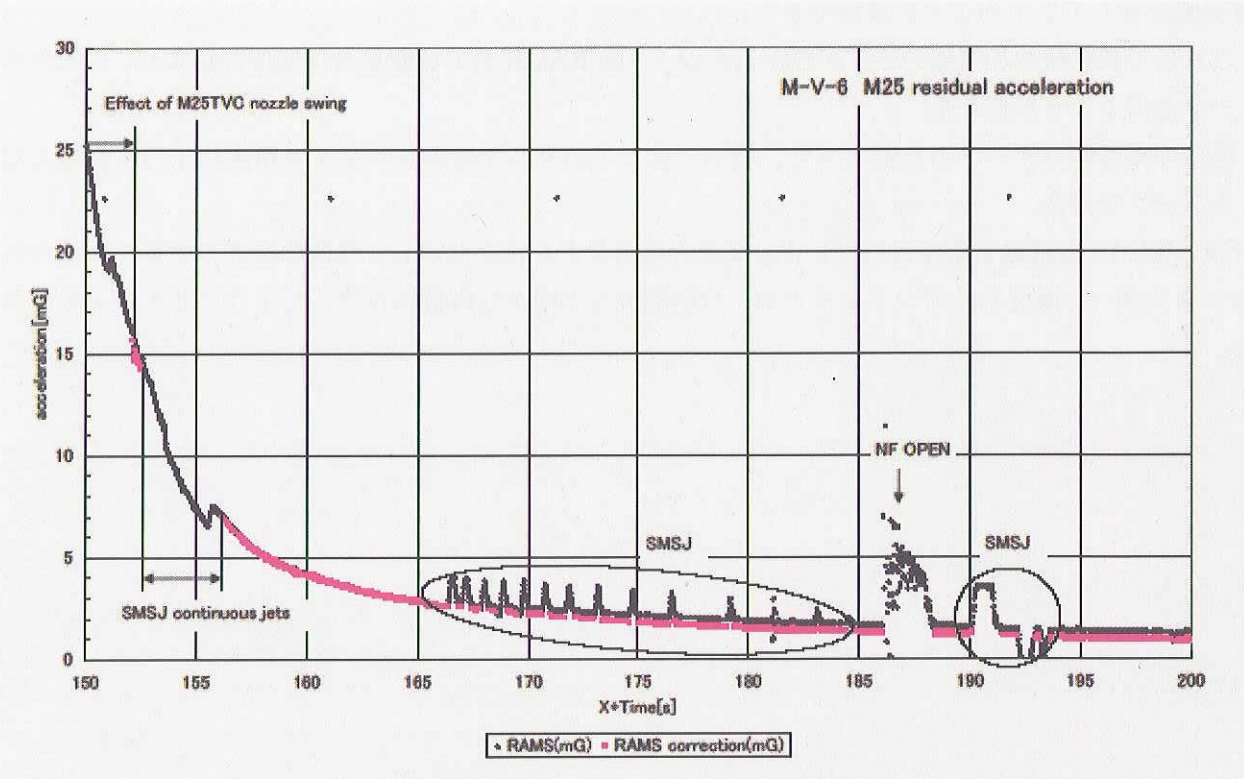


Fig.5: M25 residual acceleration

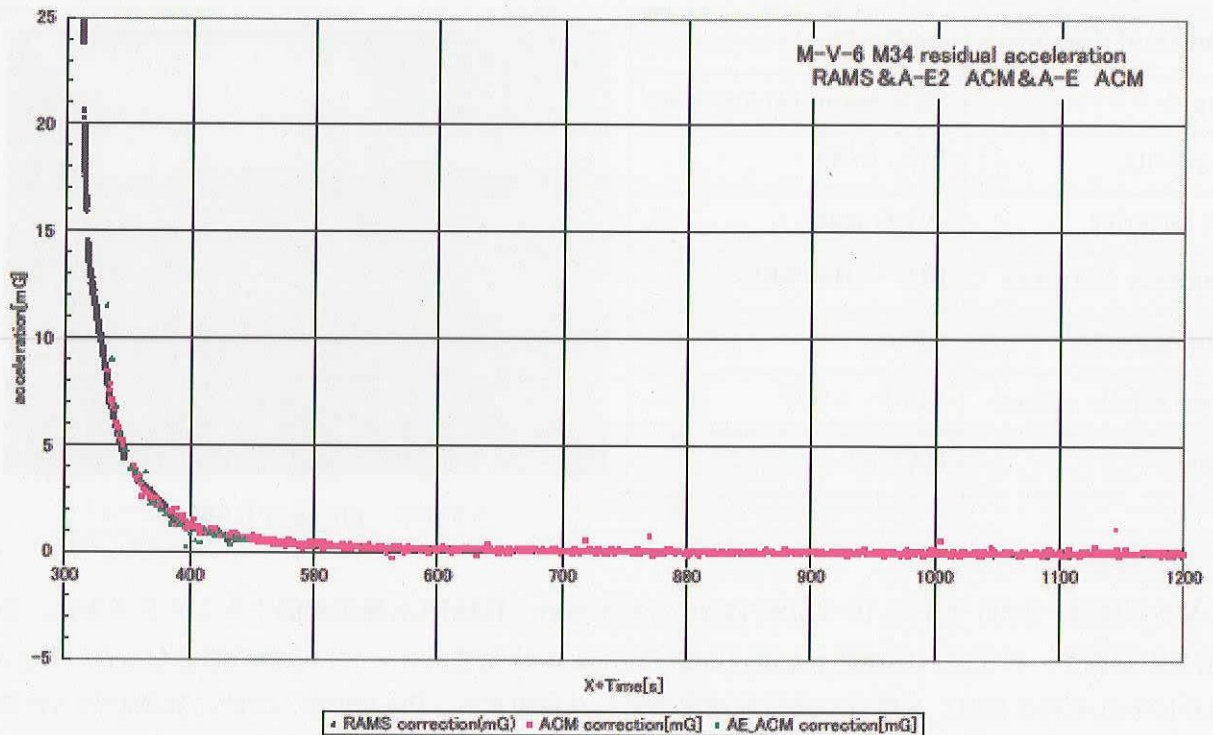


Fig.6: M34 residual acceleration (RAMS & ASTRO-E2 ACM & ASTRO-E ACM)

4. まとめ

本実験を通して以下のことが確認できた。

- これまで長秒時の加速度データが無かったが、今回 RAMS および衛星の加速度計により、未知のデータを得ることができた。
- 過去の短秒時のデータと比較しても、概ね一致しており、今後のシーケンス策定に十分に参考となるデータを得た。

今後、RAMS を搭載する機会はないが、衛星の協力などを頂きながら、残留加速度のプロファイルのばらつきを調べ、確度あるデータをまとめ、分離解析など様々な解析に役立てるようになっていく必要がある。

H-IIA ロケットフェアリング断熱材の施工工程改善

Process Improvement for Thermal Insulator on the Fairing of H-IIA Launch Vehicle

マテリアル・機構技術グループ

(Mechanical and Materials Engineering Group)

馬場 尚子、石澤 淳一郎、南 伸太郎、島村 宏之、今川 吉郎

Naoko Baba, Junichiro Ishizawa, Shintaro Minami, Hiroyuki Shimamura, Kichiro Imagawa

宇宙基幹システム本部 H-IIA プロジェクトチーム

(Office of Space Flight and Operations H-IIA Project Team)

宇治野 功、松永 浩史、土橋 昭彦、大坊 俊彰

Takumi Ujino, Hiroshi Matsunaga, Akihiko Tsuchihashi, Toshiaki Daibo

Abstract

H-IIA launch vehicle general review revealed reduction in strength of thermal insulator on the fairing. Sealant which adhere sheet insulator was found incurable also. Mechanical tests and SEM (Scanning Electron Microscope) observations suggested that incomplete mixing of the raw materials was the reason of lower strength due to degraded uniformity of the insulator. By improving mixing process, well perform, firm insulator was achieved. Evaluation of cure processes proved that alcohol released during insulator cure obstructed hardening of sealant resulting in insufficient cure time. Adequate cure time assured reduced alcohol release and mature vulcanization of sealant. The process was improved based on these findings, and this resulted in more reliable insulator.

1 はじめに

H-IIA ロケットの信頼性向上活動の一環として行われたフェアリングカットモデルに対する熱真空試験において、フェアリング断熱材の部分的な剥離が発生した。フラットワイズ引張試験(以下 FW 試験)では一部の試料の断熱材強度低下が確認された。また、断熱材シート貼付試験において、貼付用シリコンシーラントの硬化不良が発生した。これら事象の原因を究明し、安定した材料特性を実現する施工方法の確立を目的として、各種材料試験及び評価を実施した。

評価の結果、断熱材強度低下は断熱材の攪拌不足による材料の分散不良によるものと推定され、攪拌工程を改良することによって高い材料強度が得られることを確認した。シリコンシーラントの硬化不良は、断熱材の硬化に伴って発生するアルコール成分による架橋反応阻害であることが判明し、断熱材の硬化時間を規定することにより回避できることを確認した。

2 フェアリング断熱材概要

2.1 H-IIA ロケットフェアリング断熱材の構造

H-IIA ロケットフェアリングコーン部の断熱材¹⁾は、室温硬化型シリコン系接着剤にシリカマイクロバルーン、ガラス繊維等の骨材を加えたものである。基材である接着剤は接着力と可撓性に優れた縮合型ポリシロキサン重合体を使用しており、骨材を保持すると共に被施工体に対して良好な接着性を示す。シリカマイクロバルーンは耐熱衝撃性に優れる珪酸シリカの中空粒子であり、断熱材に耐熱性・断熱性及び形状保持性を与えると共に、重量軽減に大きく寄与している。また、補強のため長・短2種のガラス繊維を混合している。打上げ後に回収されたフェアリングのコーン部断面を Figure 1 に示す。

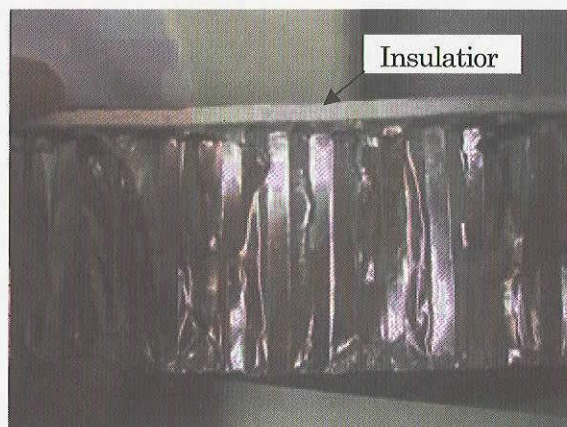


Figure 1 Crosscut of Retrieved Fairing

2. 2 吹付け施工部

フェアリングを覆う断熱材の大半は、原料を攪拌し、溶剤で粘度調整後、スプレーで構体外面に吹付施工している。アルミハニカム製構体は表面をアロジン処理した後、プライマを塗布して断熱材基材である接着剤との接合を確保している。

2. 3 シート貼付施工部

分離機構周辺等、スプレー吹付が困難な部位は、平板上に吹付けて製造した断熱材シートを施工面形状に合わせてカットし、シリコーン系シーラントで貼付施工している。

2. 4 トップコート

フェアリング最表面は、射場及び打上時における断熱材内部への水浸入、及び雨滴との衝突によるレインエロージョンを防ぐため、シリコーン系のトップコートをスプレー塗布している。

3 要改善点の抽出

3. 1 断熱材強度低下

フェアリングカットモデルに対して行われた熱真空試験において、トップコートで密封された断熱材内部の圧力上昇による断熱材の剥離が発生した。断熱材強度が充分であれば、トップコートに微小な開口が発生するのみで断熱材の剥離には至らない。

また、同時に施工した試験片のFW試験において、引張強度が要求値以下となるものが発生した。そこで全面をタッピング検査したところ、断熱材内部の剥離が検出された。剥離状況は、断熱材内部が破断する凝集破壊、及びアルミ面と断熱材との界面が分離する界面剥離の両ケースであった。

3. 2 シート貼付部での接着力不足

貼付部のタッピング検査において、広範囲に亘る不連続面が検出された。シート断熱材を剥がして接着用シリコーンシーラントを観察したところ、十分な硬化時間を取っていたにも拘らず、シーラントが未硬化であった。

4 成果の概要

4. 1 熱真空試験剥離面の特定

界面剥離では、剥離の起きている層を特定することで、強度低下の原因となる工程及び材料を推定できる。

剥離面	想定される強度低下要因	可能性	検証
アルミ構体表面 /プライマ間	アルミ表面処理不良 アルミとプライマの接着不良	×	アルミ構体側剥離面にプライマ成分を検出
プライマ内	プライマ塗布厚過大	×	アルミ構体側剥離面に断熱材成分を検出
プライマ /断熱材間	プライマ活性喪失 断熱材とプライマの接着不良	×	アルミ構体側剥離面に断熱材構成物を検出
断熱材内部	断熱材強度不足	○	

界面剥離部アルミ構体側の蛍光X線分析によると、プライマ及び断熱材の成分であるSi及びCの存在が確認されている。プライマと断熱材は構成元素の多くが共通であり、断熱材のみに含まれる微量成分がアルミ構体側より検出されているが、検出下限に近く定量は困難である。そこで、CCDカメラを使用してアルミ側表面を観察したところ、全面にプライマの存在が認められ、かつマイクロバブル等、断熱材構成物の付着が確認された。

以上により、界面剥離の剥離面はアルミ/プライマ間ではなく、プライマ近傍の断熱材内部と推定され、強度低下の原因及び対策の検討対象が断熱材に絞られた。

4. 2 組成分布の確認

強度低下及び剥離の原因として、骨材の凝集による局所的な接着剤の欠乏、または骨材の不足といった組成のマクロ的偏向が疑われた。そこで、フェアリング各部から採取したサンプルを加熱して有機成分を分離し、重量減少を計測することにより、断熱材各部の接着剤含有率を推測した。

断熱材製造元の出荷検査時試験片、要素確認試験供試体及び剥離の発生した部位からのサンプルをそれぞれ0.01g程度(5mm立方程度)ずつ切り出し、大気中において800℃で30分加熱した。結果をFigure 2に示す。

各サンプルの質量減少平均値は28～35%であったが、個々の質量減少率データは20%～43%に分布していた。この結果から、局所的な無機物の偏在、及び接着剤リッチ部位の存在が推測される。

接着剤実成分の相違・有機難燃剤の分離如何等による誤差を含むことに注意する必要があるが、フェアリング各部から採取したサンプルは、製造元出荷検査時や要素確認試験時供試体と比較し、有機成分が有意に低い傾向にある。

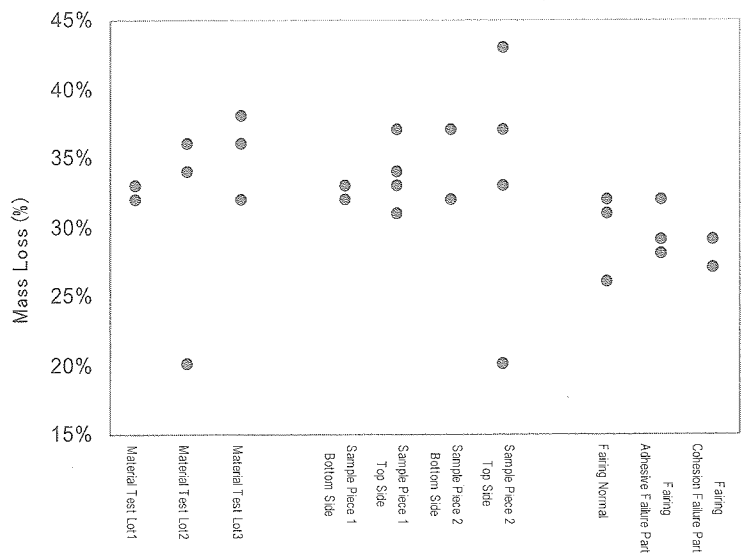


Figure 2 Thermal Test Mass Loss

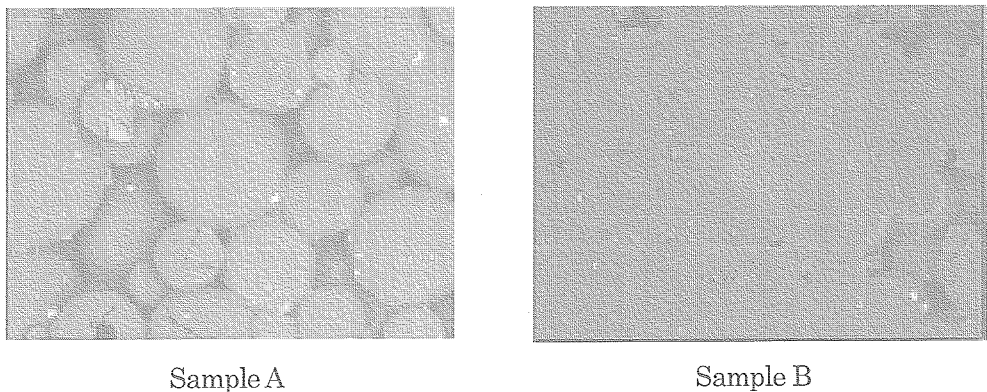
4. 3 断熱材強度低下の評価

FW試験で引張強度の低下が見られた供試体の破壊部は、(1)プライマ近傍の断熱材内部破壊と(2)断熱材内部の2種類であった。これらの供試体について、CCDカメラ及び走査型電子顕微鏡(SEM)による観察を行い、その強度低下原因を分析した。

(1) プライマ近傍の断熱材内部破壊

FW強度低下が大きかった供試体Aと、健全品としてH-IIA ロケット2号機回収フェアリング断熱材から採取した供試体Bの断熱材側破断面に対するSEM観察結果をFigure 3に示す。供試体Aでは、シリカマイクロバルーンが直接観察されたのに対し、供試体Bは全面に接着剤層と考えられる成分が観察された。供試体Aにおけるプライマ/断熱材間の接合は、シリカマイクロバルーン頂点付近での点接触となるため、界面の接着強度が低下したものと考えられる。

また、同観察面中央部での元素分析をEPMA(電子線マイクロアナライザ)にて実施した。プライマ面に含まれる元素aに着目した測定データをFigure 4に示す。供試体Aでは元素aがほとんど検出されなかった他、同様の分析により接着剤に含まれる樹脂成分の存在量が少ないことが分かった。さらに外観観察によってプライマがアルミ構体表面に残っていることが確認されたため、強度低下を起こしたプライマ/断熱材間破壊供試体は、プライマ成分を含む金属面と断熱材層の有効接触面積低下によるものであり、接着面への接着剤成分の供給が不足したことが原因であると結論した。



Sample A Sample B

Figure 3 SEM Images of Sample A and B Surface

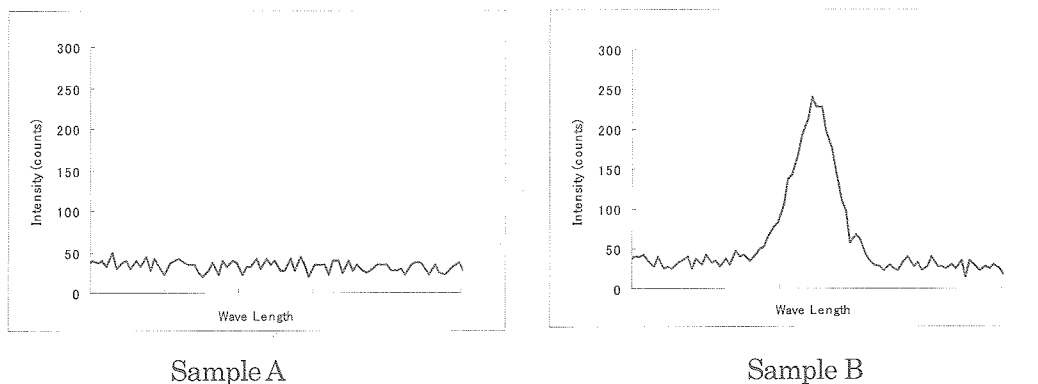


Figure 4 Element a EPMA Profiles of Sample A and B

(2) 断熱材中心部破壊

前項のプライマ面破壊を生じたもの以外は、断熱材中心部での内部破壊である。断熱材内部破壊の FW 試験破面に対し、CCD カメラによるマクロ観察を実施した。観察結果を Figure 5 に示す。FW 試験での破壊強度低下が大きかったものは破断面の凹凸が大きいこと、またその凹部には断熱材の強化に用いられているガラス繊維が多く存在していることが分かった。

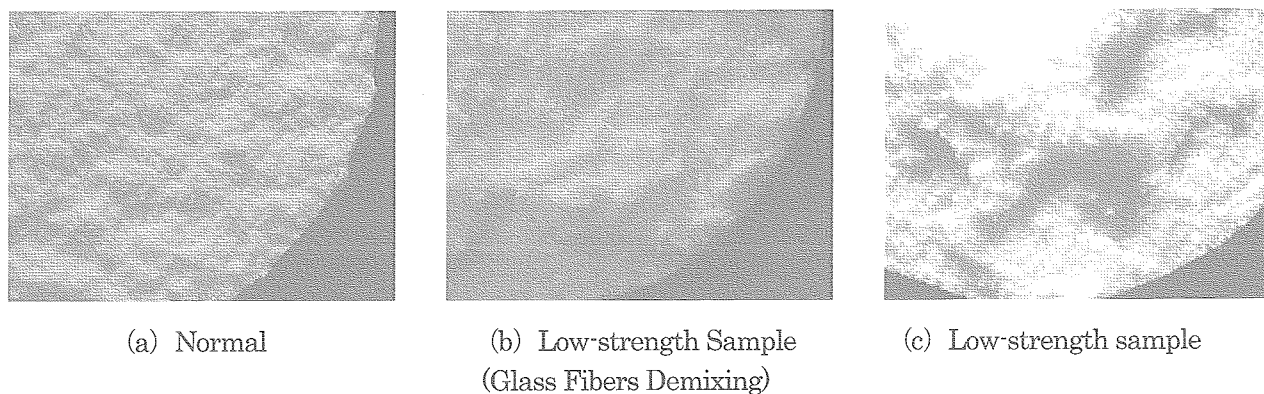


Figure 5 Fracture Surfaces of Insulator Cohesion Failure

さらに破壊強度低下品の組織観察のため、供試体垂直断面に対する SEM 観察を実施した。その観察結果の一例を Figure 6 に示す。シリカマイクロバルーンがブドウの房状に凝集し、その周囲にボイド（空隙）が存在する様子や、ボイドでのガラス繊維の存在が観察された。断熱材強度はシリカマイクロバルーンを接合する接着剤が担うため、断熱材内のボイドが多くなれば、荷重負荷部の減少、応力集中によって破壊が発生しやすくなる。

ボイド低減による破壊強度改善のためには、シリカマイクロバルーンの凝集を少なくし、均一な組織とする必要がある。このためには、断熱材吹付施工時の工程改善が有効と考えた。

なお、破壊強度低下品の断面組織で観察されたブドウ房状のシリカマイクロバルーンの凝集やボイドについては、CCD カメラによるマクロ観察で見られた凹凸の大きな破面の形成を良く説明するものである。

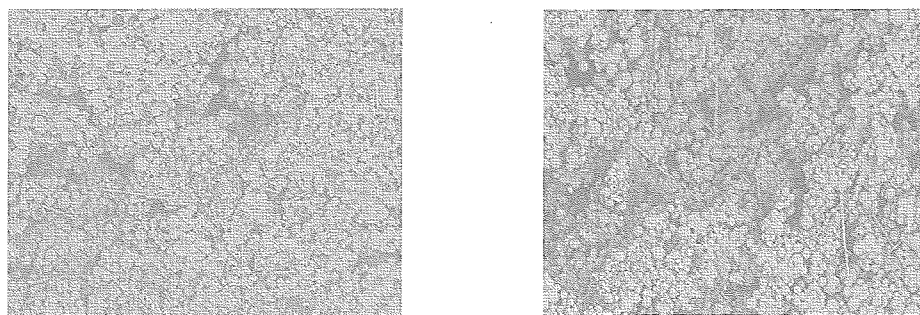


Figure 6 Micro-structures of Low-strength Samples

(3) 強度低下原因の分析と対策

(1)、(2) の分析から、いずれの強度低下も断熱材に起因するものと考え、その強度低下の原因を考察した。

断熱材の破面及び組織観察により、(1) プライマ近傍の断熱材内部破壊では、断熱材の接着力を担う接着剤の供給不足が、(2) 断熱材中心部破壊では、ブドウ房状の断熱材凝集、ガラス繊維の偏在が観察されたことから、断熱材吹付施工時の成分偏在が原因であると推察した。その概念図を Figure 7 に示す。すなわち、断熱材の攪拌、粘度調整から吹付に至る工程において材料の均一性が悪く、マイクロバルーンがブドウ房状に凝集し、接着成分となる接着剤層はその内部に偏在する。凝集状態で吹付けられる断熱材は、密な組織を形成することができずボイドの多い構造となる。また、マイクロバルーンの凝集によってガラス繊維も分散性が悪くなって偏在し、吹付けの際にボイドへのマイクロバルーンの供給を妨げるものと考察した。

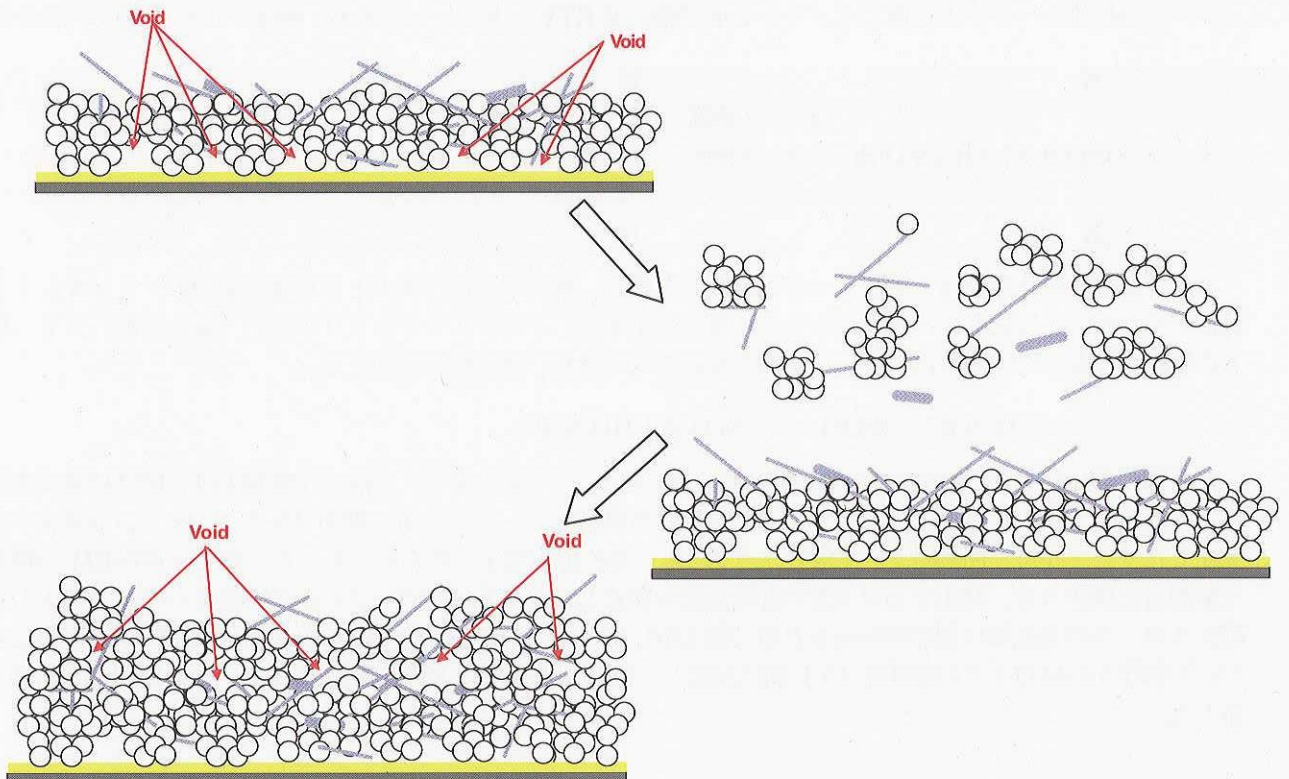


Figure 7 Schematic diagram of void formation mechanism

そのため、断熱材強度向上のためには、吹付け時における材料（シリカマイクロバルーン、ガラス繊維、接着剤、希釈剤）の均一性改善が有効であると判断した。そこで、H-IIA プロジェクトチーム、断熱材施工メーカー、原料メーカーと共同で原料の希釈及び攪拌工程をパラメータ毎に評価し、改善された工程による断熱材吹付施工を実施した。これら改善工程は実機への適用性を十分考慮して検討を行ったものである。

改善された工程により製造された断熱材の断面組織観察結果を Figure 8 に示す。非常に密な構造であり、破壊強度低下品で見られたブドウ房状体やこれに伴うボイド等、欠陥組織はほとんど観察されなかった。また、同断熱材に対して行った FW 試験でも、非常に高強度であることが確認された。

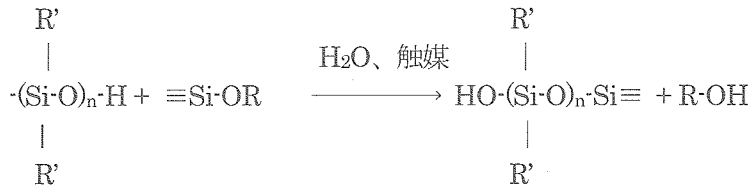


Figure 8 Micro-structures of Insulators Applied Improvement Process

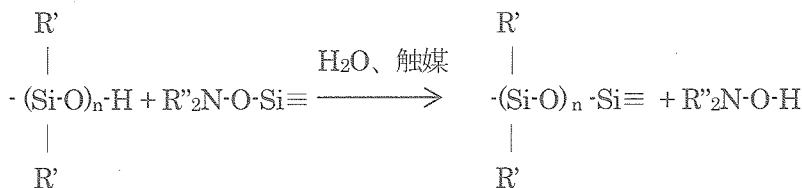
4. 4 シート断熱材貼付工程の検証

断熱材シート貼付用シーラント硬化不良に関する FTA の一環として、断熱材からの放出ガスによる硬化阻害の可能性を検討した。

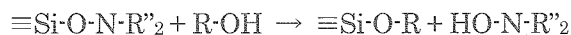
断熱材の接着剤は、空気中の水分を取り込んで架橋し、その際アルコールを遊離する脱アルコール 2 成分縮合型 RTV シリコンである。断熱材の硬化プロセスを以下に示す。



シート貼付用シーラントは脱アミノキシ 2 成分縮合型 RTV シリコンである。硬化プロセスを以下に示す。



シーラントの硬化雰囲気中にアルコールが存在した場合、次に示す反応式のとおり硬化剤中のアミノキシシリル基がアルコールと反応し、アルコキシシリル基に変化する。このアルコキシシリル基は、錫化合物、アミン類などの触媒が存在しない場合はシラノール基と反応しないため、硬化阻害が起こる。



接着剤の硬化に要する時間は雰囲気中の温度及び湿度によって変化する。一般に接着剤の硬化時間は強度を評価に示されるが、所定の強度に達していても硬化反応は継続していることが一般的である。シーラント硬化不良の発生したサンプルは、断熱材シート製作より 3～4 日後に貼付施工したものであった。23℃×50%RH の環境下で断熱材を硬化させ、発生するガス量の経時変化を測定したところ、プロパノールやエタノールを主体とした遊離アルコールの発生量は製作時から 5 日後で約 1/10、15 日後で 1/30 程度に減少し、以降は漸減した。これより、シート製作から貼付までの期間を 15 日間に設定し、確認用供試体の FW 試験によって、この期間の妥当性を検証した。

5 まとめ

H-IIA ロケットフェアリング断熱材の強度低下について、材料試験、破面観察等により原因究明を実施した。

断熱材の加熱試験により、マクロ組成の偏析及び接着剤成分比の低下が推測された。CCD カメラ及び電子顕微鏡を用いて断面及び破断面を詳細に観察したところ、強度低下品に特徴的に、空隙、骨材の凝集、接着剤含浸不足等の各異常組織の存在が確認された。剥離面が断熱材内部であることを確認し、異常組織発生の直接原因が吹付施工時の骨材分散不良にあるとの結論を導いた。十分に攪拌し、施工時の原料状態を均一に保った断熱材では、密な組織が観察され、かつ FW 試験においても高強度であることが確認された。

材料の調査により、断熱材シート貼付時のシーラント硬化不良は、断熱材基材のシリコン系接着剤硬化に伴うアルコール発生が継続し、シーラントの硬化を阻害したものと分析した。断熱材シート硬化時のアルコール発生量を測定することにより、断熱材の硬化に必要な期間を設定し、要素確認試験にてこの期間の妥当性を確認した。

これらの評価、対策の実施によって、H-IIA ロケットフェアリング断熱材強度に十分な設計余裕が確保され、更なる信頼性向上が実現できたものといえる。今後も、各プロジェクトの信頼性向上を目的として、材料及び工程に関する技術支援を積極的に行っていきたい。

本評価試験の実施にあたり(株)エイ・イー・エス、有人宇宙システム(株)及び(株)アミルの皆様のご尽力を頂いた。記して感謝する。

(参考文献) 1) 特許情報 第 2990534 号 軽量断熱性ゴム組成物

宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-05-010

発行日 2006年1月20日
編集・発行 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1
URL:<http://www.jaxa.jp/>
印刷・製本 ケーティエス情報(株)

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現2-1-1

TEL:029-868-2079 FAX:029-868-2956

凱 2006 宇宙航空研究開発機構

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等加工することを禁じます。

2100 この用紙は地球環境・森林資源のため再生紙を使用しています。



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