

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、苅田丈士、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 KUROTAKI

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標とする。空力加熱率の推算結果は、触媒性により数十%の誤差を生じてしまう。触媒性の解明は、空力加熱に関して残された最大の課題である。本研究では、種々の耐熱材料について高エンタルピ流試験設備において試験を計画・実施し、データ評価およびCFDによる触媒性同定を行なう。さらにCFDによる触媒性同定精度向上のため、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 (部分再利用 (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。

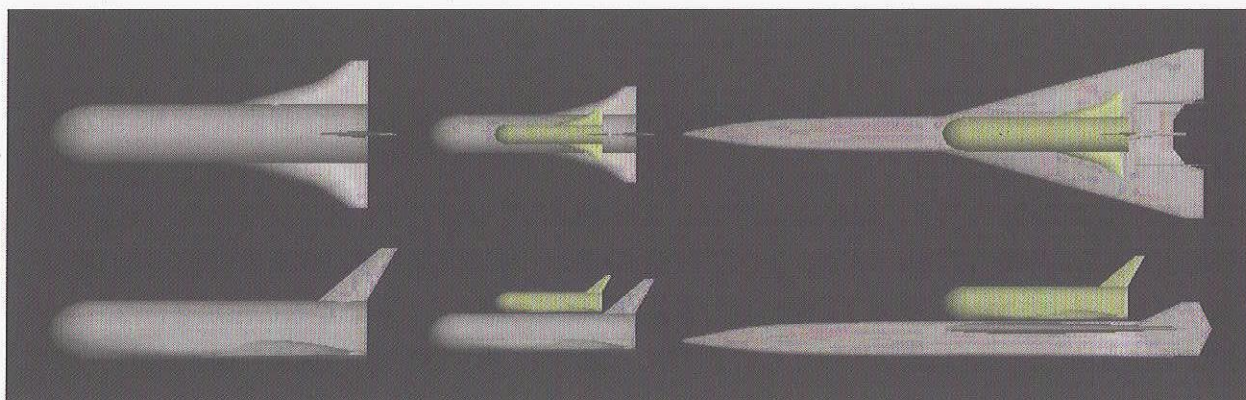


Figure. 1 Comparison of Vehicle Size of Various Concepts

[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 $1.5\text{MW}/\text{m}^2$ 、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。

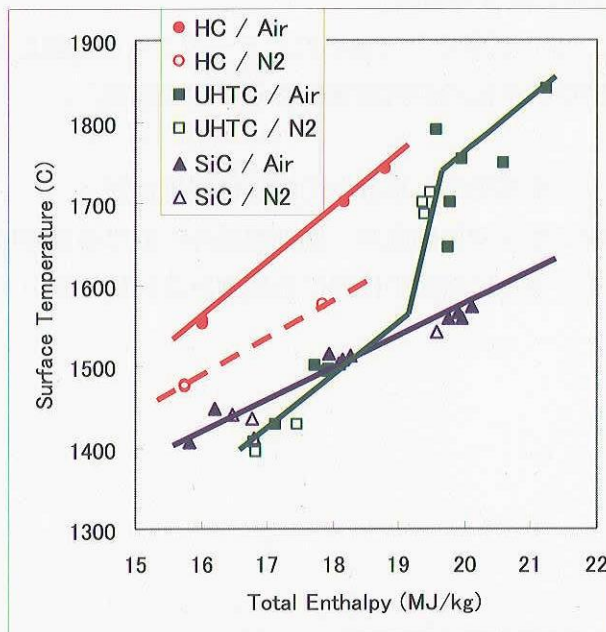
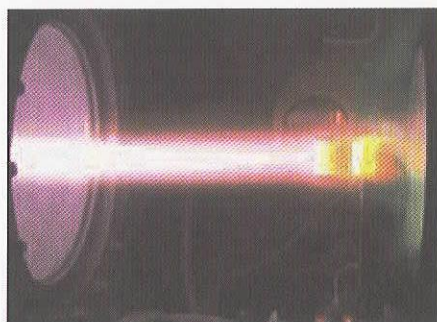


Figure. 2 Heating test result in ICP-heated wind tunnel
 Relationship between Total enthalpy and surface Temperature.
 High Catalytic sample(HC) and Ultra High Temperature Ceramic

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