

システム解析の研究

Research on System Analysis

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

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

将来宇宙輸送系研究センター システム解析チーム

Future Space Transportation Research Center

System Evaluation and Analysis Team

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

Abstract

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

1. はじめに

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

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

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

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

2. 研究の概要

平成 15 年度は以下の項目について研究を行なった。

[コンセプトスタディプログラムの開発と設計基準の検討]

(1) コンセプトスタディプログラムの雛型開発

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

[空力技術に関する研究]

(1) 高エンタルピ風洞によるデータ取得と評価

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

(2) CFD 触媒性モデルの検証

CFD 触媒性モデルの検証を目的として高温壁での実験を行なった。

3. 成果の概要

[コンセプトスタディプログラムの開発と設計基準の検討]

(1) コンセプトスタディプログラムの雛型開発

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

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

[空力技術に関する研究]

(1) 高エンタルピ風洞によるデータ取得と評価

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

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

(2) CFD 触媒性モデルの検証

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

4. まとめ

[コンセプトスタディプログラムの開発と設計基準の検討]

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

[空力技術に関する研究]

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

CFD 触媒モデルによる解析、および精度向上

触媒性評価試験データの蓄積およびモデルの検証

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

高温衝撃風洞による実在気体効果の空力への影響評価

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

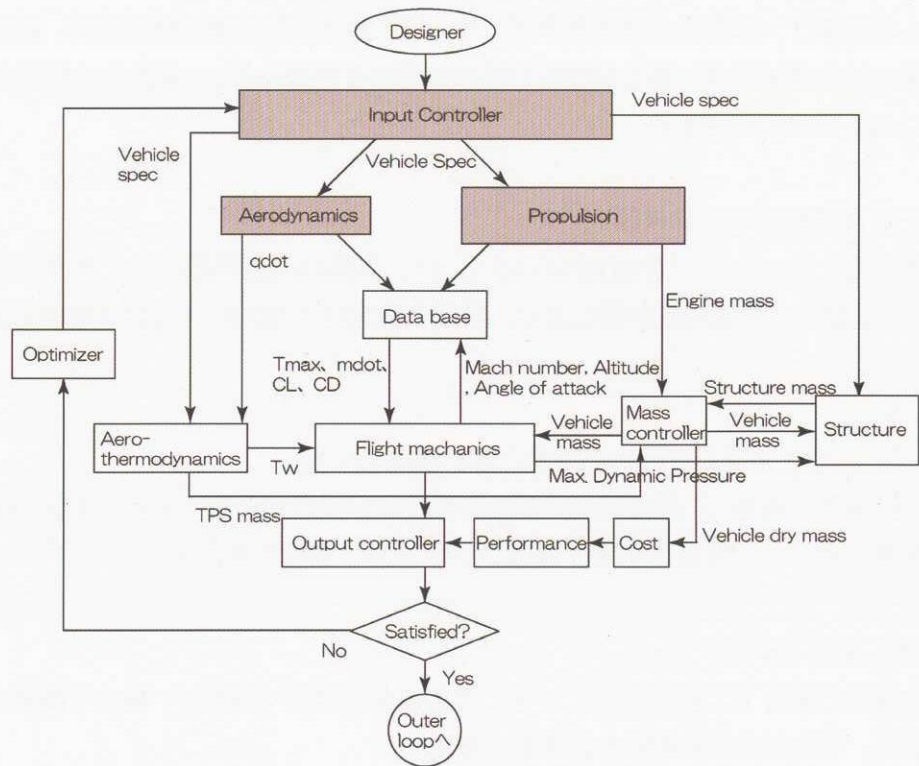


Figure. 1 Concept of Design Program for Reusable Space Vehicle

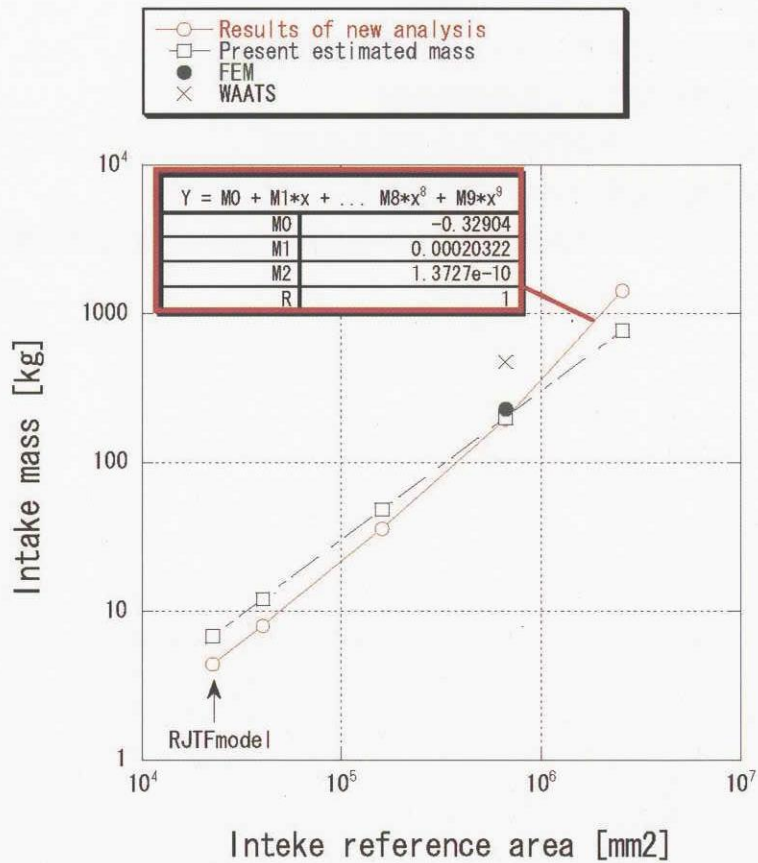


Figure. 2 Database for intake mass