

機関番号：12601
研究種目：若手研究 (B)
研究期間：2007～2009
課題番号：19760562
研究課題名 (和文) 極超音速機・再使用型宇宙輸送機の
高精度複合領域最適設計システムの構築
研究課題名 (英文) Development of a High-Fidelity Multidisciplinary Optimization
System of Hypersonic Vehicles and Reusable Space Transportation
Vehicles
研究代表者
土屋 武司 (TSUCHIYA TAKESHI)
東京大学・大学院工学系研究科・准教授
研究者番号：50358462

研究成果の概要 (和文)：本研究の目的は極超音速機，再使用型宇宙輸送機などの先進的航空機の概念設計において，高精度な複合領域最適設計を実現するシステムの実現である．まず，概念設計に必要な解析ツールを一つにまとめ，それを最適化プログラムと組み合わせて，システムを構築した．システム適用例として，宇宙航空研究開発機構と共同研究を進める極超音速実験機を取り上げ，各種ミッション，基本機体コンセプトのもとで，最も実現性の高い機体システムを示すことに成功した．

研究成果の概要 (英文)：The purpose of this study is to realize a high-fidelity multidisciplinary optimization system in conceptual designs of advanced aircrafts including hypersonic vehicles and reusable space transportation vehicles. First, we combined analytical tools needed for the conceptual designs with optimization programs. Practical applications are conceptual designs of hypersonic experimental vehicles developed collaboratively with Japan Aerospace Exploration Agency. The developed system successfully produced highly feasible hypersonic vehicles suited to missions and fundamental vehicle concepts.

交付決定額

(金額単位：円)

	直接経費	間接経費	合計
2007年度	1,400,000	0	1,400,000
2008年度	900,000	270,000	1,170,000
2009年度	900,000	270,000	1,170,000
総計	3,200,000	540,000	3,740,000

研究分野：航空宇宙システム

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：航空宇宙工学 再使用型宇宙輸送機 複合領域最適化

1. 研究開始当初の背景

現在のロケットに替わる再使用型宇宙輸送システム，マッハ5クラスの極超音速機の研究開発が世界中で行われている。しかし，それらの実現は遠い。実現が困難である理由の一つとして，技術課題が個々の技術分野に存在するだけでなく，複数の分野に跨って存

在することが挙げられる。ある基本機体コンセプト，ある推進エンジンを持った機体システムがどの程度実現性があるかを正確に評価するために，各技術分野を統合した複合領域解析技術が重要であり，最適な機体システムを設計するためには複合領域最適設計技術が重要である。

2. 研究の目的

本研究は、極超音速機・再使用型宇宙輸送機等の先進的航空機の複合領域最適設計問題に、最新の最適化手法である高精度解析手法とロバスト最適化法概念を導入し、様式の異なる複数の機体コンセプトの特徴を客観的に精度良く比較検討し、与えられたミッションを実現するために最も実現性が高い機体コンセプトを出力するシステムを構築することを目的とする。

3. 研究の方法

極超音速機・再使用型宇宙輸送機の設計に必要な形状・重量、空力、推進、軌道の4つの専門分野の解析を、図1に示すように、統合し、CAO ツールを用いた複合領域最適設計システムを構築した。CAO ツールとして、ダッソー・システムズ・シムリア社の“Isight3.5” (以下、Isight) を使用した。Isight は実行したい解析プログラムと設計変数の設定を統合化し、タスク内でCAE (Computer Aided Engineering) を自動化し、設計変数の最適化を行うことができる (学会発表 5, 6)。

以下に、発表論文を元に、構築した設計システムの各解析ツールをまとめる。

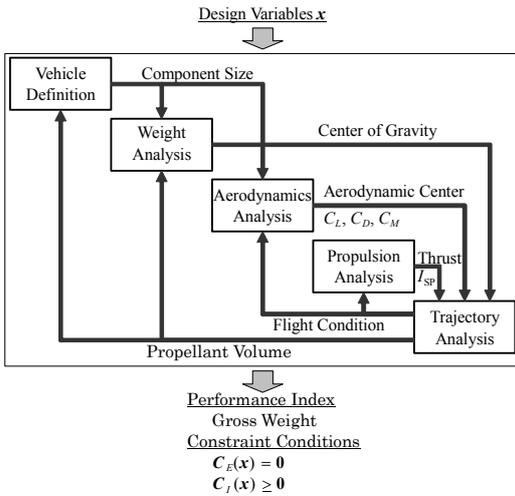


図1 構築した複合領域最適設計システム概要 (雑誌論文 2)

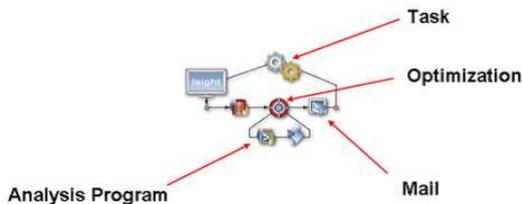


図2 Isightによる解析ツールと最適化計算の統合

(1) 形状・重量解析

形状は任意の機体形状変数より形成し、空力解析を行うために表面をパネル化した。重

量解析には HASA (Hypersonic Aerospace Sizing Analysis) を一部修正して使い、各構成要素の重量が算出できるようにした。

(2) 空力解析

飛行状態において機体各部にかかる圧力係数を算出する空力解析プログラムを作成した。このプログラムでは、亜音速から超音速域の圧力係数はパネル法汎用コード PANAIR, 極超音速域の圧力係数は Tangent Cone 法と Prandtl-Meyer 膨張流理論を適用して算出し、さらにベース圧力と摩擦係数を経験式から別途推算して加算する。圧力係数を機体全体で積分して機体に働く揚力、抗力、モーメントを計算する。この解析手法は、1ケース当たりの計算時間が短く済むという利点を持つ。しかし、繰り返し計算を伴う最適化計算中にそのまま適用することは、依然として大きな計算負荷となる。そこで本研究では近似モデルを使用することにした。近似モデルの作成に、まず実験計画法によりサンプル機体モデルを選択し、それぞれの点で代表的な迎角、舵角、横滑り角をとり解析を行う。それを代表的なマッハ数において行い、得られたデータを RBFN (Radial Basis Function Network) を用いて近似モデルを作成した。

(3) 推進解析

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) との共同研究により、JAXA で開発中の極超音速ジェットエンジン、予冷ターボジェット (Pre-Cooled TurboJet : PCTJ) エンジンの最新性能データを取得し、近似モデルを作り、最適化計算に用いた。

(4) 軌道解析

航空機を質点として扱う3自由度運動方程式を用いることにした。すなわち、状態変数は、高度、中心角、速度、経路角、質量で、制御入力は迎角、舵角、推力である。

4. 研究成果

極超音速機の最適設計結果を示す。

(1) 最適設計結果 (その1) (学会発表 5)

極超音速機は PCTJ エンジンを4基有するとする。ミッションとして、飛行距離 2500km (東京-グアム間相当) の飛行を設定し、ミッションを満たす設計の中で総重量が最小となるように最適化計算を行った。最適化手法として、Isight にある“Pointer”を用いた。Pointer は相補的な最適化アルゴリズム群 (線形シンプレックス法、逐次2次計画法、滑降シンプレックス法、遺伝的アルゴリズム) を組み合わせて最適解を得る方法である。

最適形状と諸元を図3、表1に、各構成要素の重量の割合を図4に示す。また、飛行軌道を図5に示す。これらの結果は、極超音速機は従来の航空機と大きく異なる特徴を有

することを示している。形状については、胴体全幅、主翼根部コード長が非常に小さい値となった。胴体全幅が最小、つまり機軸方向に細長い形状になっているのは、重量を軽減するためである。構造的に強くするために重量的に割合が高くなる翼胴結合部を小さくすることは総重量を軽減するのに効果的である。また、抵抗が小さくなることも総重量

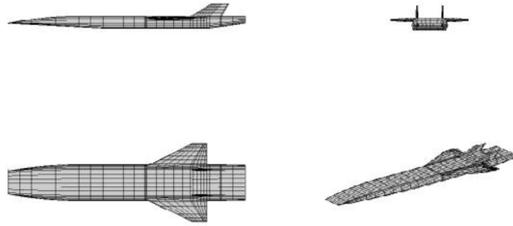


図3 極超音速機形状

表1 最適機体緒元

諸元	値
胴体全長	26.51 m
胴体全幅	3.98 m
胴体高さ	0.845 m
主翼前縁後退角	64.38 deg
PCTJ (1基) インテーク幅	0.654 m
機体総重量	19.66 Mg
飛行時間	2327 s

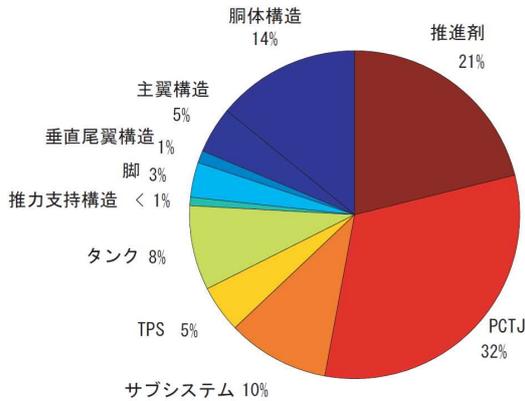


図4 極超音速機重量割合

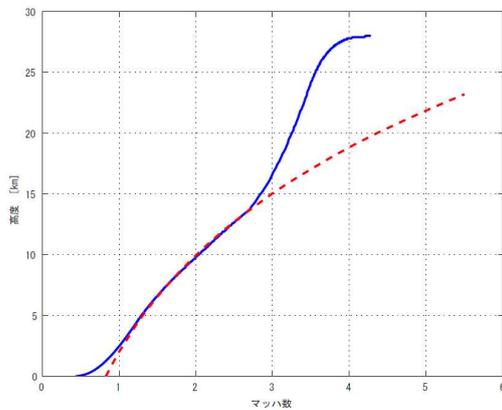


図5 最適飛行軌道

最小化に寄与すると考えられる。重量はエンジン部が総重量の3分の1に近い割合を占め、推進剤と合わせると半分以上を占めている。軌道については、巡航フェーズに入ってから推進剤消費による重量減少に伴い、必要揚力、推力が減少するので、迎角、推力は徐々に減少していく。

(2) 最適設計結果 (その2) (学会発表4)

次に、前項と同じミッションを達成する機体の最適解がどのような解空間の中に存在するのを確認するため、総重量と飛行時間の両方を最小化する多目的最適化を試みた。多目的問題の最適化手法として、“近傍培養型遺伝的アルゴリズム (Neighborhood Cultivation Genetic Algorithm: NCGA)”を用いた。これによりそれぞれの目的関数にとって最良の組み合わせとなる解の集合、いわゆるパレート集合を得ることができた。

図6は、最適化計算過程で得られた実行可能解をプロットしたものであり、図の左にパレートフロントが形成され、飛行時間と機体重量の間がトレードオフ関係にあるのがわかる。最小重量機体については前項の最適機体とほぼ同じである。最短飛行時間機体における最適形状と諸元を表2に示す。最短飛行時間機体は、高速で巡航するために動圧制約の最大値である50 kPa一定の軌道を長く飛行し加速することがわかった。そのためエ

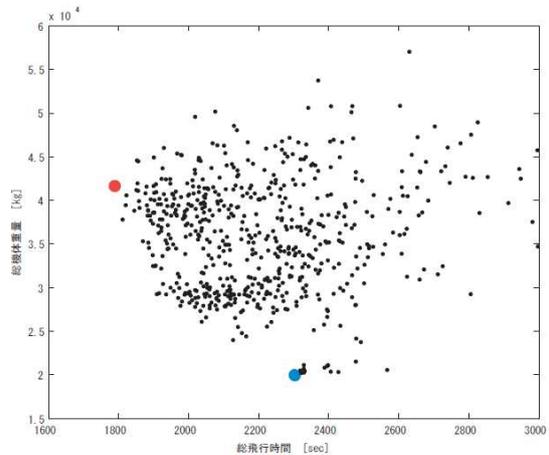


図6 実行可能解の集合

表2 最適機体緒元

諸元	値
胴体全長	35.55 m
胴体全幅	5.34 m
胴体高さ	1.11 m
主翼前縁後退角	54.73 deg
PCTJ (1基) インテーク幅	0.985 m
機体総重量	41.64 Mg
飛行時間	1789 s

ンジン規模が大きくなり、それに伴う推進剤、タンクなど他の構成部位の重量も増加し、総重量が大ききな値をとる。また、パレートフロントより、総飛行時間を 100 s 短くしようとすると、約 10 Mg 重量が増加することがわかり、飛行時間に対し重量の感度が高いことが分かった。

(3) 最適極超音速機の検証

従来の航空機の形状とは大きく異なる。また、本研究で構築された複合領域最適設計システムの精度を確認するために、他の解析手法及び実験による最適解の検証が不可欠である。そこで、共同研究を行っている JAXA の極超音速風洞、東京大学の低速風洞を用い、本研究で得られた極超音速機形状の空力性能の確認を行った。その結果、十分な精度を持つことが確認された(学会発表 17)。また、重量解析として、内部構造の解析を含む高精度手法を取り組む方法の研究を行い、上述の最適解とほぼ同様な最適解が得られた(学会発表 19)。

5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文] (計 2 件)

- ① Tsuchiya, T., Takenaka, Y., Taguchi, H., and Sawai, S., Trajectory Optimization and Conceptual Study of Small Test Vehicles for Hypersonic Engine Using High-Altitude Balloon, Transactions of The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 査読有, Vol. 50, 2007, pp. 141-146.
- ② Tsuchiya, T., Takenaka, Y., and Taguchi, H., Multidisciplinary Design Optimization for Hypersonic Experimental Vehicle, AIAA Journal, 査読有, Vol. 45, 2007, pp. 1655-1662.

[学会発表] (計 21 件)

- ① Matsuno, Y. and Tsuchiya, T., Multidisciplinary Design Optimization of Hypersonic Aircraft, 3rd Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, 平成 23 年 3 月 2 日, Melbourne Convention Centre, Australia.
- ② 森本明, 土屋武司, 最適設計手法による極超音速飛行実験機システム構想の検討, 平成 22 年度宇宙輸送シンポジウム, 平成 23 年 1 月 20 日, 宇宙航空研究開発機構.
- ③ 森本明, 土屋武司, 田口秀之, 最適設計手法による極超音速飛行実験機シス

テムの検討, 第 54 回宇宙科学技術連合講演会, 平成 22 年 11 月 17 日, 静岡県コンベンションアーツセンター.

- ④ 古賀星吾, 森本明, 土屋武司, 極超音速機の複合領域概念設計最適化, 日本航空宇宙学会第 41 期年会講演会, 平成 22 年 4 月 15 日, 東京大学.
- ⑤ 古賀星吾, 土屋武司, 田口秀之, 極超音速実験機の CAO ツールを用いた複合領域最適設計, 平成 21 年度宇宙輸送シンポジウム, 平成 22 年 1 月 15 日, 宇宙航空研究開発機構.
- ⑥ Koga, S., Tsuchiya, T., and Taguchi, H., Multidisciplinary Design and Optimization of Hypersonic Experimental Aircraft Using CAO Tool, 2009 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, 平成 21 年 11 月 5 日, 岐阜県長良川国際会議場.
- ⑦ Konno, T. and Tsuchiya, T., Multidisciplinary Optimization of Equipment Performance and Interplanetary Trajectory for Spacecraft with Electric Propulsion, 2009 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, 平成 21 年 11 月 5 日, 岐阜県長良川国際会議場.
- ⑧ 今野友和, 土屋武司, 電気推進機を搭載した宇宙探査機の機器構成と惑星間軌道の複合領域最適化, 第 53 回宇宙科学技術連合講演会, 平成 21 年 9 月 9 日, 京都大学.
- ⑨ 古賀星吾, 土屋武司, 田口秀之, 極超音速実験機の形状最適設計, 第 53 回宇宙科学技術連合講演会, 平成 21 年 9 月 9 日, 京都大学.
- ⑩ Konno, T. and Tsuchiya, T., Multidisciplinary Optimization of Interplanetary Trajectory and Equipment Mass Distribution for Space Vehicle, 27th International Symposium on Space Technology and Science, 平成 21 年 7 月 10 日, つくば国際会議場.
- ⑪ 今野友和, 土屋武司, 宇宙探査機の惑星間軌道と搭載機器構成要素の複合領域最適化, 日本航空宇宙学会第 40 期年会講演会, 平成 21 年 4 月 9 日, 宇宙航空研究開発機構.
- ⑫ 丸祐介, 澤井秀次郎, 坂東信尚, 坂井真一郎, 徳留真一郎, 藤田和央, 田口秀之, 小林弘明, 小島孝之, 土屋武司, 門岡昇平, 高々度気球を用いた超音速飛行実験機の検討, 平成 20 年度宇宙輸送シンポジウム, 2009 年 1 月 20 日, 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本

- 部。
- ⑬ Watanabe, Y., Tsuchiya, T., Taguchi, H., and Sawai, S., Conceptual Studies on Hypersonic Experimental Vehicles Using Optimal Design Method, 2008 KSAS-JSASS Joint International Symposium on Aerospace Engineering, 2008年11月21日, Jeju (韓国).
- ⑭ Konno, T. and Tsuchiya, T., Multidisciplinary Optimization of Vehicle Performance and Interplanetary Trajectory, 2008 KSAS-JSASS Joint International Symposium on Aerospace Engineering, 2008年11月20日, Jeju (韓国).
- ⑮ 渡辺康文, 土屋武司, 田口秀之, 最適設計手法による極超音速実験機構想の検討, 第52回宇宙科学技術連合講演会, 2008年11月6日, 兵庫県立淡路夢舞台国際会議場.
- ⑯ Konno, T. and Tsuchiya, T., Multidisciplinary Optimization of Space Vehicle Composition and Interplanetary Trajectory, 26th International Symposium on Space Technology and Science, 2008年6月3日, アクトシティ浜松.
- ⑰ Taguchi, H., Murakami, A., Satao, T., and Tsuchiya, T., Conceptual Study on Hypersonic Turbojet Experimental Vehicle (HYTEX), 26th International Symposium on Space Technology and Science, 2008年6月6日, アクトシティ浜松.
- ⑱ Taguchi, H., Murakami, A., Sato T., and Tsuchiya, T., Conceptual Study on Hypersonic Airplanes Using Pre-Cooled Turbojet Engine, 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2008年4月29日, Dayton Convention Center Dayton, Ohio (米国).
- ⑲ 河村武浩, 土屋武司, 田口秀之, 極超音速機の高精度構造解析を組み込んだ最適設計, 平成19年度宇宙輸送シンポジウムプログラム, 2008年1月28日, 宇宙航空研究開発機構.
- ⑳ 河村武浩, 土屋武司, 田口秀之, 高精度構造解析を組み込んだ極超音速機に関する複合領域最適設計, 第51回宇宙科学技術連合講演会, 2007年10月30日, 札幌コンベンションセンター.
- 21 Kawamura, T., Tsuchiya, T., and Taguchi, H., Multidisciplinary Design Optimization of Hypersonic Transport Incorporating High Fidelity

Structural Analysis, 2007 JSASS-KSASS Joint International Symposium on Aerospace Engineering, 2007年10月11日, 北九州国際会議場.

[図書] (計 件)
[産業財産権]
○出願状況 (計 0 件)

名称 :
発明者 :
権利者 :
種類 :
番号 :
出願年月日 :
国内外の別 :

○取得状況 (計 0 件)

名称 :
発明者 :
権利者 :
種類 :
番号 :
取得年月日 :
国内外の別 :

[その他]
ホームページ等

6. 研究組織

(1) 研究代表者

土屋 武司 (TSUCHIYA TAKESHI)
東京大学・大学院工学系研究科・准教授
研究者番号 : 50358462

(2) 研究分担者 ()

研究者番号 :

(3) 連携研究者 ()

研究者番号 :