

最適飛行経路を持つ翼胴一体型フライバック ブースタ形状の空力／空力加熱／構造重量最適設計

住元 剛志¹⁾, 千葉 一永¹⁾, 金崎 雅博²⁾, 藤川 貴弘³⁾, 米本 浩一³⁾

¹⁾ 電気通信大学大学院, ²⁾ 首都大学東京大学院, ³⁾ 九州工業大学大学院

Design Optimization of Blended-Wing-Body-Type Flyback Booster with Optimal Trajectory in View of Aerodynamics, Aerodynamic Heating, and Structural Weight

by

Tsuyoshi SUMIMOTO, Kazuhisa CHIBA, Masahiro KANAZAKI, Takahiro FUJIKAWA
and Koichi YONEMOTO

ABSTRACT

We have implemented the design optimization of the three-dimensional geometry for a two-stage-to-orbit flyback booster under six objective functions regarding aerodynamics, aerodynamic heating, and structures to obtain the knowledge for designing reusable launch vehicle. It is important to view the relationship among the objective functions of other fields with aerodynamic heating under designing spacecraft. We defined many-objective problem to execute more realistic configuration design based on WInged REusable Sounding rocket of Kyushu Institute of Technology and feedback the design knowledge. Accordingly, we used evolutionary computation as the optimization method and applied Strength Pareto Evolutionary Algorithm 2 as evolutionary algorithm for searching design variable space and getting design information. Moreover, data analysis was carried out for the optimization result to reveal information in the design space. Consequently, we need to consider the strictly different design strategy for the speed range between the transonic and the supersonic as well as hypersonic conditions. We also revealed that the design strategy of configuration which improves each objective function.

1. 緒言

近年、超小型衛星の開発・利用が世界的に活発化しており、衛星の打ち上げ需要が増加している。現状でも年単位での発射待ちが発生しており、宇宙空間への低価格かつ高頻度輸送の実現が急務である。現在主流となっている宇宙輸送システムである使いきりロケットは、一度の打ち上げにかかるコストが大きく、高頻度輸送に適しているとはいえない。そのため、既存の使い捨て型のシステムに変わり、打ち上げコスト削減の観点から再使用宇宙輸送機 (Reusable Launch Vehicle; RLV) の開発は重要な課題である。

RLV の形態には様々なものがあり、単段式 RLV (Single-Stage-To-Orbit; SSTO) や 2 段式 RLV (Two-Stage-To-Orbit; TSTO)、または多段式 RLV の研究が、宇宙開発初期の頃から行われてきた¹⁾。SSTO は、今から 20 年ほど前に、アメリカ航空宇宙局 (National Aeronautics and Space Administration; NASA) によって研究開発が行われていたが、現在では、技術的困難により計画自体が凍結されている。TSTO の RLV の代表例として、アメリカのスペースシャトルやドイツのゼンガー計画が挙げられる。前者は、運用コストが当初の予想に反して膨大となり、引退を余儀なくされた。後者は、開発コストの観点から計画は挫折している。しかし近年、アメリカの民間企業で TSTO 方式の RLV の研究開発が活発に行われており、国際宇宙ステーションへの物資輸送や、商業利用に成功している。

海外ばかりでなく、日本でも RLV の開発は過去に行われており、実験機では OREX や HYFLEX などが、また実用機の計画では HOPE 計画が存在したが、現状積極的な研究は行われていない。現在、日本で研究開発が行われている RLV の代表例の一つとして九州工業大学の WIRES (Winged REusable Sounding rocket) が挙げられる。九州工業大学では

相似形の機体を向かい合わせに連結させることで TSTO を模擬し、数値解析による機体形状と飛行経路の同時最適化を行っている²⁾。この機体は有翼式の RLV であり、特徴として以下の点が挙げられる。

- 高いダウンレンジ性能
- 離着陸方法および離着陸場の選択肢の拡大

空力の観点から見ると、打ち上げの際、翼自体から発生した揚力が障害となる。翼の重量分だけ搭載できるペイロード重量も少なくなるため、全備重量の観点からも翼の大きさは必要最低限にすべきである。極超音速域を飛行することを考えると、空力加熱の観点からも翼は小さくせざるをえない。翼が小さい分、胴体形状が空力特性に与える影響は相対的に大きくなる。そのため、胴体形状を工夫することで空力特性の向上を図るのが得策であろう³⁾。

そこで本研究では、RLV の機体形状設計に関する知見の獲得を目的とし、九州工業大学で行われた WIRES の飛行経路解析結果に基づき、再使用の困難な TSTO ブースタ段に着目した翼胴一体機体形状の、空力、空力加熱、構造重量の 3 つの観点からの多目的最適化を行う。本来であれば実機を用いた試験を行うべきであるが、コストや時間的制約から、数値流体力学 (Computational Fluid Dynamics; CFD) による解析を行う。最適化手法には、大域的解探索ができる進化計算を用いる。最適化の結果得られた解集合から、目的関数と設計変数間の相関関係を明らかにし、機体形状設計に必要な情報の抽出を行う。

本論文の構成は、以下のようになる。第 2 章では、問題定義として、本研究で用いた飛行経路の詳細、最適化対象とした目的関数、機体形状の定義方法とそれに関わる設計変数、制約条件について述べる。第 3 章では、用いた各種手法について、最適化手法、数値流体解析手法、各目的関数の評価方法の順で述べる。第 4 章では、今回得られた最

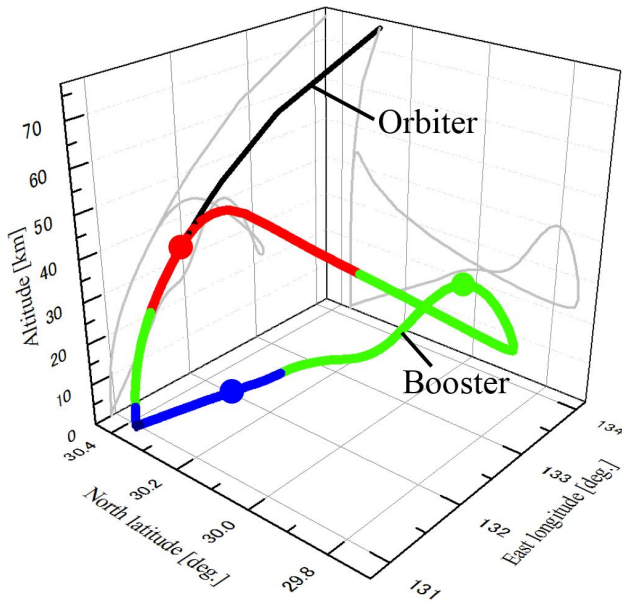


Fig. 1: WIRES TSTO flight path²⁾. Different colors express each flight speed. Purple, blue, green, and red lines indicate subsonic, transonic, supersonic and hypersonic region respectively. Black line shows part of the trajectory of orbiter. Blue, green, and red points indicate the positions to optimize L/D in each condition among transonic, supersonic and hypersonic location.

適化結果について議論を行う。最後に第5章で、結論を述べる。

2. 問題定義

2.1. 飛行経路

前述の通り、本研究では参考にする飛行経路としてWIRES形状で最適化されたもの²⁾を用いる。Fig. 1に飛行経路データを示す。この飛行経路は、種子島宇宙センターより打ち上げられ、高度350 kmの円軌道に、10 tのペイロード投入を想定している。本研究では、この飛行経路解析結果をもとに、遷音速、超音速、極超音速の3点で機体形状の最適化を行う。図中の遷音速と超音速の場所では、ブースタは射場へのフライバックを行っている。極超音速の箇所では、ブースタとオービタが分離し、最高マッハ数となる。

2.2. 目的関数：6

本問題では6つの目的関数が定義される。空力に関して3つ、構造について1つ、空力加熱について2つである。

2.2.1. 空力

- 1st: 揚抗比 (L/D) 最大化 ($M = 0.65$)
- 2nd: L/D 最大化 ($M = 2.3$)
- 3rd: L/D 最大化 ($M = 6.8$)

これらの地点での L/D を改善することで、着陸場所、着陸方法の選択肢が広がることが期待される。

2.2.2. 構造

- 4th: 空虚重量最小化

積載可能なペイロード重量の増加、または推進剤重量の低減を狙う。

2.2.3. 空力加熱

- 5th: 機体表面温度最小化 ($M = 6.8$)

- 6th: TPS 材添付面積最小化 ($M = 6.8$)

第5目的関数は、機体表面最高温度最小化 ($M = 6.8$) である。機体を受ける熱のダメージを低減し、再使用性を高める。第6目的関数は、具体的には 300°C 以上となる機体表面積の最小化 ($M = 6.8$) と定義される。今回機体主構造材として用いる炭素繊維強化プラスチック (Carbon Fiber Reinforced Plastics; CFRP) の使用可能とされている上限温度が 300°C ⁴⁾ であり、この温度を超えると、機体を空力加熱から防御する TPS 材を使用しなければならない。TPS 材を使用しなければならない温度の機体表面積を最小に抑えることで、空虚重量の低減を図る。

2.3. 設計変数：40

本研究では機軸方向に対して断面形状を変化させることで機体形状を生成する。断面形状は6つ定義する。Fig. 3.に断面定義位置を示す。断面番号①と⑥は後述する制約条件によって固定する。実際に断面形状を変化させるのは、断面番号②と⑤の4つである。1つの断面につき設計変数は、10個用いるので、設計変数の合計は40個となる。以下に機体形状生成の手順を示す。

1. Fig. 2に示すように、10個の設計変数 (V_{yn}, V_{zn} ($n = 1 \sim 5$)) によって7つの座標点座標 (y_n, z_n ($n = 1 \sim 7$)) を決定する。設計変数と制御点座標の関係を、式(1a) to 式(2g)に示す。式(1a) to 式(1g)は、断面番号②、式(2a) to 式(2g)は、断面番号③から⑤の関係を示す。各設計変数の取りうる値の範囲をTable 2に示す。なおこれらの値は、WIRESの先頭から底面までの長さを1とした際の寸法を基に無次元化した値である。
2. 形状の表現の自由度を高めるため、7つの座標点間を3次のSpline曲線を用いて4つの座標点で補間し、各断面の座標点の合計を31とする。
3. 31個の座標点を制御点としてB-Spline曲線で補間を行い、断面形状を生成する。
4. 4つの断面定義位置に対して上記1.から3.の操作を行い、各断面形状をB-Spline曲線で補間し、機体形状を生成する。

$$P_1 : [y_1, z_1] = [0, z_2] \quad (1a)$$

$$P_2 : [y_2, z_2] = [V_{y1}, z_3 + V_{z1}] \quad (1b)$$

$$P_3 : [y_3, z_3] = [y_2 + V_{y2}, z_4 + V_{z2}] \quad (1c)$$

$$P_4 : [y_4, z_4] = [y_3 + V_{y3}, V_{z3}] \quad (1d)$$

$$P_5 : [y_5, z_5] = [y_6 + V_{y4}, z_4 - V_{z4}] \quad (1e)$$

$$P_6 : [y_6, z_6] = [V_{y5}, z_5 - V_{z5}] \quad (1f)$$

$$P_7 : [y_7, z_7] = [0, z_6] \quad (1g)$$

$$P_1 : [y_1, z_1] = [0, V_{z1}] \quad (2a)$$

$$P_2 : [y_2, z_2] = [V_{y1}, V_{z1}] \quad (2b)$$

$$P_3 : [y_3, z_3] = [y_2 + V_{y2}, V_{z2}] \quad (2c)$$

$$P_4 : [y_4, z_4] = [y_3 + V_{y3}, V_{z3}] \quad (2d)$$

$$P_5 : [y_5, z_5] = [y_6 + V_{y6}, V_{z4}] \quad (2e)$$

$$P_6 : [y_6, z_6] = [V_{y5}, V_{z5}] \quad (2f)$$

$$P_7 : [y_7, z_7] = [0, V_{z5}] \quad (2g)$$

2.4. 制約条件：5

形状に対する制約条件として、以下に述べる5つを考える。

- 燃料タンクと機体壁が干渉しないようにする。WIRESで想定されているサイズの燃料タンクが収まるように、

Table 1.: Flow condition.

item	value			unit
	1st objective function	2nd objective function	3rd objective function	
Mach number	0.65	2.3	6.8	[-]
angle of attack	10.84	12.77	27.59	[deg]
altitude	12.97	40.49	38.25	[km]

Table 2.: Constraints of design variables for optimization.

section number	design value number	parameter	symbol (refer to Fig. 2)	applicable range [-]
②	1, 3, 5, 7, 9	y-direction increments	$V_{y1}, V_{y2}, V_{y3}, V_{y4}, V_{y4}$	0 to 0.073
	2, 4, 6, 8, 10	z-direction increments	$V_{z1}, V_{z2}, V_{z3}, V_{z4}, V_{z4}$	0 to 0.087
③	11, 13, 15, 17, 19	y-direction increments	$V_{y1}, V_{y2}, V_{y3}, V_{y4}, V_{y4}$	0 to 0.073
	12		V_{z1}	0 to 0.218
	14, 16, 18	z-direction increments	V_{z2}, V_{z3}, V_{z4}	-0.218 to 0.218
	20		V_{z4}	-0.218 to 0
④, ⑤	21, 23, 25, 27, 29, 31, 33, 35, 37, 39	y-direction increments	$V_{y1}, V_{y2}, V_{y3}, V_{y4}, V_{y4}$	0 to 0.35
	22, 32		V_{z1}	0 to 0.218
④, ⑤	24, 26, 28, 34, 36, 38	z-direction increments	V_{z2}, V_{z3}, V_{z4}	-0.218 to 0.218
	30, 40		V_{z4}	-0.218 to 0

Fig. 3 に示す, 機体軸を中心とした機軸 $x = 0.25$ から 1.0 までの直径 0.178 の円柱状の空間を確保する.

- 機体後部で波打つ形状とならないようにする. これは格子生成を容易にするためである.
- B-Spline 曲線を引けるようにするため, 各断面で制御点を一筆書きした際に, いずれの断面でも交わらないようにする.
- ノーズの断面形状を円に近くし, 先頭形状が拉げてしまふのを防ぐ.
- 断面番号⑥の形状はロケットノズル搭載のため Fig. 3 に示す形状で固定する.

3. 各種手法

3.1. 最適化手法

最適化手法には, 大域的解探索ができる点を考慮し, 生物の進化に着想を得た計算技法である進化計算を用いる. 本研究では多目的最適化問題に対する代表的な進化計算アルゴリズムである SPEA2 (Strength Pareto Evolutionary Algorithm 2)⁵⁾ を採用する. SPEA2 は, SPEA の改良アルゴリズムとして Zitzler らが 2001 年に提案した多目的遺伝的アルゴリズム手法であり, 次のような特徴を持つ⁶⁾.

- 適合度割当て手法
各個体がどれだけ多くの個体を支配しているか, また他の個体によって支配されているかを考慮した手法である. この適合度割当てでは, 個体の優越度合いと密集度の両方が考慮されている.
- アーカイブ端切り手法
アーカイブ個体群を適切な数に削減するために用いられる. この際, SPEA2 では, 得られた非劣解集合の各目的軸における端の個体が保存されることを保証している.
- アーカイブ個体群と探索個体群の扱い
これまでの探索で発見した N 個体の優良解を常にアーカイブに保存する. さらに, アーカイブ個体群から優れた個体を探索個体群として選択し, 探索を行う.

Table 3.: Parameter for evolutionary computation.

parameter	value
population size	10
offspring size	10
generations	50
SBX.rate	1.0
SBX.distribution index	15.0
PM.rate	0.025
PM.distribution index	20.0

SPEA2 では, アーカイブ個体群と探索個体群という 2 つの個体群を用いて探索を進める. 適応度評価には, 適応度割り当て手法, 親選択には, バイナリトーナメント選択を適用する. 交叉, 突然変異にはそれぞれ, SBX (Simulated Binary Crossover)⁷⁾ と PM (Polynomial Mutation)⁸⁾ を使用する. 世代交代は, アーカイブ個体群と探索個体群を合わせた個体群の中から非劣解を選択して行われる. 非劣解の数が N よりも多い場合は, アーカイブ端切り手法によって適切な個体数に調整され, N よりも少ない場合は, 適合度の高い個体が選択される.

進化計算を行うにあたり, 多目的進化計算アルゴリズム開発用のオープンソース java ライブラリーである MOEAFramework⁹⁾ を用いた. SBX, PM で設定する各種パラメータは, MOEAFramework のデフォルトの値に準拠している. 設定した各種パラメータを Table 3 に示すが, 本研究は, 最適化のシステムが意図した通り動作するか, 問題定義が正しいかどうかを確かめる試計算という立ち位置から各パラメータを決定した.

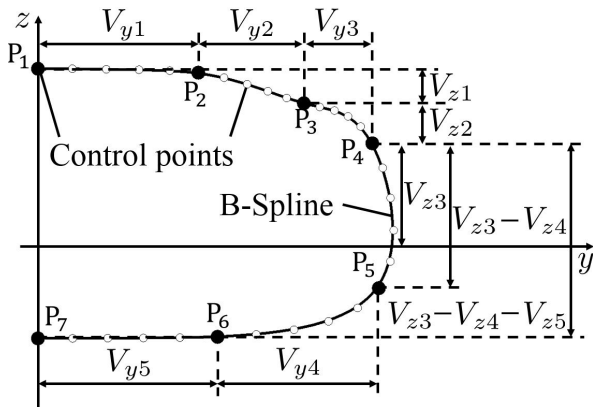
3.2. 目的関数評価

3.2.1. 空力

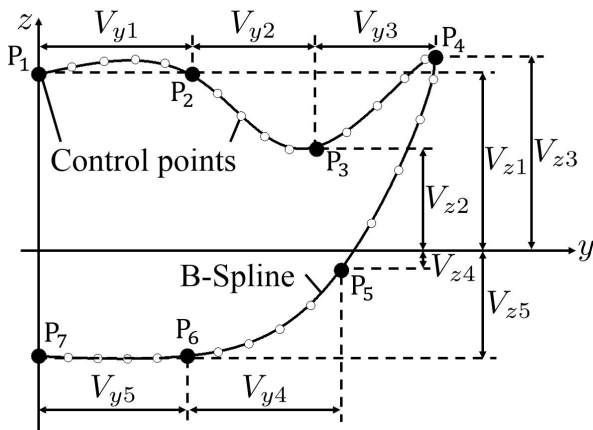
空力の評価には, CFD 解析を用いた. 以下に CFD 解析の詳細を述べる.

- 格子生成

本研究では翼胴一体形状を考えるため, 形状は自由度の高い複雑なものとなる. そのため複雑形状であっても容易に格子を生成できる非構造格子を用いること



(a) Example of cross-sectional shape at ②.



(b) Example of cross-sectional shape at ③, ④, ⑤.

Fig. 2.: Example of cross-sectional shape at each position. The position of cross section shows Fig. 3. The open circle is made by cubic spline based on filled circle. Drawing B-Spline curve based on the control points which are open and filled circle in the figure.

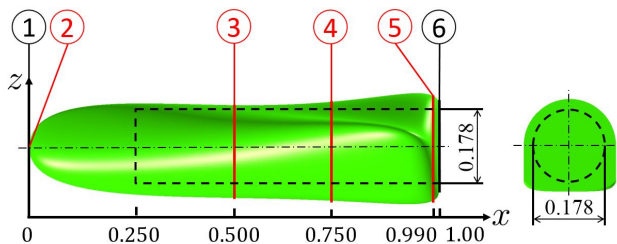


Fig. 3.: Left: position of cross section. Right: bottom configuration of cross section shape of number ⑥. The area indicated by a dotted line in the figure is a region for accommodating the fuel tank.

が簡便性の面から望ましい。そこで本研究では、非構造格子を用いる。格子生成には、非構造格子自動生成ソフトウェアである MEGG3D¹⁰⁾⁻²⁰⁾を用い、表面格子は Advancing-Front 法²¹⁾、空間格子は Delaunay 三角分割法²²⁾によって生成する。さらに形状表面近傍には境界層を十分捉えるため、ハイブリッド格子を用い、99%境界層厚さを満たすまで機体表面から最低でも 41 層積層した。

● 計算手法

支配方程式は圧縮性 Navier-Stokes 方程式、乱流モ

Table 4.: Usage range and density of TPS material.

TPS material	range [°C]	value [kg /m ²]
LI - 900	300 ≤ T < 1260	144
RCC	1260 ≤	1986

デルに Shear Stress Transport (SST) -2003sust²³⁾、非粘性流束の評価には Harten-Lax-vanLeer-Einfeldt-Wada (HLLW)²⁴⁾を用い、時間積分に Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel (LU-SGS) 陰解法²⁵⁾をそれぞれ採用する。非構造格子用の圧縮性流体解析ソルバとして、宇宙航空研究開発機構 (Japan Aerospace eXploration Agency; JAXA) で開発された FaSTAR^{26), 27)}を用いる。なお本研究では機体表面に計算点を配置し、計算点上で直接物理量の扱えるセル接点で計算を行った。

3.2.2. 構造

構造重量の推算には、極超音速機体に対する重量推算法として NASA で開発された経験的手法 (Hypersonic Aerospace Sizing Analysis; HASA) を用いる。本研究では翼胴一体形状を考えており、翼も胴体の一部と考えられるので、機体質量の概算は胴体質量の感度式のみを用いる。なお、次世代の宇宙輸送機には炭素繊維複合材が用いられることを想定し、金属材料による機体を対象としている HASA の出力値に 0.7 を掛けて算出を行う。胴体以外の質量は文献²⁾で算出された値に従う。

3.2.3. 空力加熱

空力加熱の評価には、3.2.1 項で述べたセル接点对応の FaSTAR を用いる。機体表面の各ノードの物理量を用い、状態方程式から各ノードごとの温度を算出し、機体表面温度とする。

本研究では、スペースシャトルを参考に機体を受ける温度に応じて用いる TPS 材を変化させる²⁸⁾。Table 4 に各温度範囲ごとに用いる TPS 材を示す。Table 4 より、機体表面温度が 1260°C 以上の部分が増加すると、RCC (Reinforced Carbon Carbon) を用いることになり、機体空虚重量への影響が大きくなること分かる。

なお、TPS 材の厚みはスペースシャトルを参考に一律 40 mm²⁸⁾とし、TPS 材の質量を概算する。TPS 材を貼り付けるところと貼り付けないところで段差ができないように、機体表面は滑らかにするものとする。

4. 結果および考察

Fig. 4 に各目的関数間の関係を表した散布図行列を示す。図中の黒いプロットは今回の最適化で得られた非劣解、数字は各目的関数間の相関係数を表す。

まず、空力の観点から考察を行う。Fig. 5 に各マッハ数で L/D が最大となった形状の機体表面と対称面、先頭部から 70% 断面位置での圧力係数分布を示す。Fig. 5 より、遷音速から極超音速に移るに連れて、スパン方向への翼のような形状の伸びが短くなっていることが読み取れる。これは各速度域で L/D を増大させる適した形状が存在することを示している。それぞれの速度域の L/D 増大の戦略の違いについて詳しく見ていく。

遷音速では、Fig. 5 より、他の形状と比較して、スパン方向へ形状が拡大し、機体先端部から後方まで広く負圧領域が形成されている。これは、濡れ面積を拡大し、揚力の寄与分を大きくすることによって、 L/D の増大を図っている

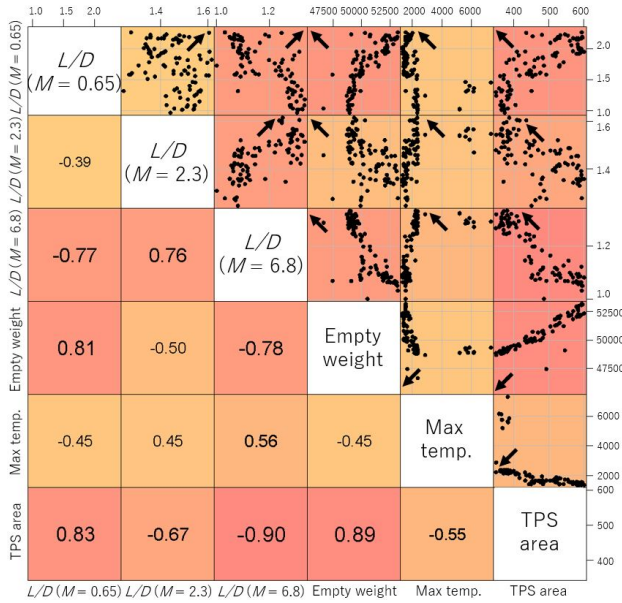


Fig. 4.: Scatterplot of six objective functions. The arrows in the figure show utopia direction.

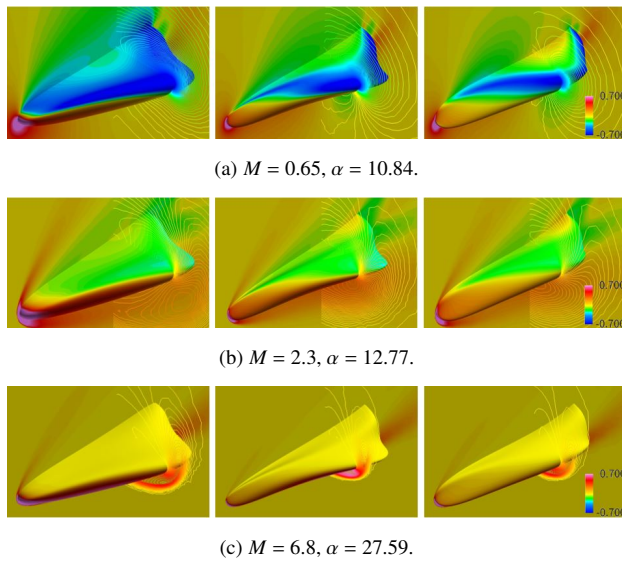


Fig. 5.: Pressure coefficient distribution on the surface, symmetric plane, and plane which places 70% position from the nose of the geometry with the maximum L/D at each Mach number. From left to right: Geometry of maximum L/D at $M = 0.65, 2.3, 6.8.$

ためである。遷音速時の L/D が大きくなる形状は、スパン方向に形状が拡大するため、Fig. 4 より、空虚重量、TPS 材添付面積とトレードオフの関係があることが読み取れる。

一方、超音速、極超音速で L/D が最大となった形状は、Fig. 5 より似通っており、Fig. 4 の相関係数の値からも類似関係が理解できる。Fig. 5 (b), (c) より超音速、極超音速では、どの形状でも遷音速時と比較して機体上面に広く負圧領域が形成されておらず、機体上面と下面との圧力差が遷音速時よりも小さい。つまり、超音速、極超音速では、揚力を稼ぐことが困難であることを示している。そのため、Fig. 5 より超音速、極超音速で L/D が最大となった形状は、先頭

部が鋭角になっており、翼のような形状も遷音速時と比較してあまり形成されていない。特に極超音速では、顕著である。音速を超えた流れ場では、揚力を稼ぐことが困難であるため、抗力を下げることで L/D を増大する方向に設計方針を変えたためである。

また、Fig. 4 の相関係数の値から遷音速と極超音速の間には、遷音速と超音速よりも厳しいトレードオフが存在することが分かる。これはマッハ数が上昇することで、生成されるマッハ波のマッハ角が小さくなり、抵抗を低減するために、先頭部がより鋭角になろうとしたため、遷音速で L/D を増大させる戦略と相反する設計方針となったことが原因として挙げられる。以上より遷音速と極超音速、双方の L/D を改善する形状を創出することは困難であることが示唆された。

次に空力加熱の観点から結果について考察する。Fig. 6 に最高温度が最も低くなった形状と TPS 材の添付面積が最小となった形状の温度分布を示す。最高温度が最も低くなった形状は、先頭部が鈍頭、底面が平坦である形状となった。これは、高温となる領域を拡大することで熱の拡散を促し、最高温度の上昇を抑えようとしているためである。遷音速時の L/D が最大となった形状と似通っているが、Fig. 4 より 2 つの目的関数間には、他の目的関数間と比較して強い相関関係があるわけではない。これは最高温度となる部分が機体先頭部であり、スパン方向に形状を拡大するよりも先頭部を鈍頭にした方が目的関数を改善するには効果的であるため、先頭部を鈍頭にし、翼部分を形成しなかった形状が表れたためである。

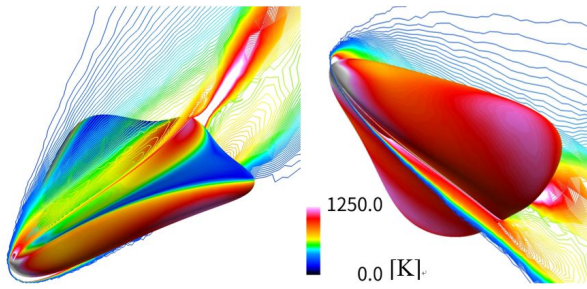
TPS 材の添付面積が最小となった形状は、先頭部が鋭く、全体的に細身になっており、機体表面積を小さくすることで TPS 材の添付面積の改善を図ろうとしている。極超音速で L/D が最大となった形状と似通っており、Fig. 4 から空虚重量とも、他の目的関数と比較して強い相関があることが読み取れる。しかし、先頭部が尖っている分、熱が上手く拡散されず、Fig. 6 (b) より機体表面温度が最小となった形状と比較して、先頭部でより高温となる領域が形成されていることが分かる。Fig. 4 より機体表面最高温度が、6000 K から 8000 K の値を取る解が存在しているが、TPS 材の添付面積、または極超音速 L/D の目的関数値を改善しようとした際に生成された解であるといえる。

本研究では、進化計算を用いた最適化としては重ねた世代数が少なく、非劣解面が読み取れる領域も存在したが、解分布が偏っている部分も見受けられた。今後は、目的空間内、設計空間内共に広く解分布が得られるような問題定義の見直し、進化計算手法の選定を行う予定である。

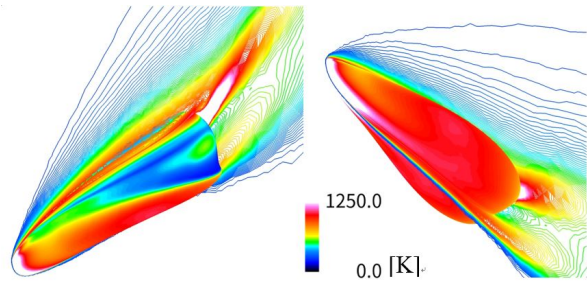
5. 結言

再使用宇宙輸送機の形状に関する設計知見の獲得を目的とし、空力、空力加熱、構造重量の 3 つの観点から、進化計算手法として SPEA2 を用いた、翼胴一体フライバックブースタ形状の多目的最適化を行った。

遷音速で L/D を最大化するためには、スパン方向に形状を伸ばし、翼面積を拡大することで揚力を稼ぐことが、 L/D を最大化する有用な手段であることが分かった。一方、超音速と極超音速では、先頭部を鋭角にし、抵抗を低減することで L/D の増加を図っている。このように遷音速と超音速、極超音速では、 L/D の最大化の戦略に違いがあり、特に音速と極超音速、双方の L/D を改善する形状を創出することは困難であることが示唆された。



(a) The geometry with the minimum value of maximum temperature on the surface.



(b) The geometry with the minimum value of TPS area.

Fig. 6.: Temperature distribution on the surface and symmetric plane of the geometry with the minimum value of maximum temperature and TPS area. $M = 6.8$, $\alpha = 27.59$.

機体最高温度を下げるためには、先頭部を鈍頭にするか、底面を平らにして、熱を拡散する面積を大きくする必要がある。特に高温となる先頭形状を鈍頭にすることが効果的である。しかし、機体表面積が増加するため、TPS材の添付面積、空虚重量の増加につながる。

今後は目的関数間の関係にとどまらず目的関数と設計変数間、または設計変数と設計変数間との関係をより詳細に見る。また、進化計算手法の性能比較を行い、大規模実問題応用に向けた新しい知見の獲得を行う。

謝辞

本研究は、学際大規模情報基盤共同利用・共同研究拠点の支援 (jh160047) を受けた。本研究のCFD可視化画像は、University Partner Programに基づき Intelligent Light社より提供されたFieldView v17.0を使用し作成した。

参考文献

- 1) 宮澤政文. 宇宙ロケット工学入門. 朝倉書店, (2016).
- 2) Fujikawa, T. et al. Research and Development of Winged Reusable Rocket: Current Status of Experimental Vehicles and Future Plans. *APISAT2017* (15-3) (2017).
- 3) 石田拓郎, 麻生茂, 谷泰寛. 宇宙往還機の胴体形状が空力特性に及ぼす影響についての研究. 第53回宇宙科学技術連合講演会講演集 (2009).
- 4) 日本材料学会編. 先端材料シリーズ「宇宙と材料」. 裳華房, (1991).
- 5) Zitzler, E. Laumanns, M. and Thiele, L. SPEA2: Improving the Performance of the Strength Pareto Evolutionary Algorithm. *In Technical Report 103, Computer Engineering and Communication Networks Lab (TIK), Swiss Federal Institute of Technology (ETH) Zurich* (2001).
- 6) 同志社大学理工学部インテリジェント情報工学科知的システムデザイン研究室多目的最適化グループ. 「卒論・修論作成のための基礎シリーズ 多目的遺伝的アルゴリズム (Multi-Objective Genetic Algorithm: MOGA)」. <http://www.is.doshisha.ac.jp/text/moga20090221.pdf>, (2009).

- 7) Deb, K. and Agrawal, R. B. Simulated Binary Crossover for Continuous Search Space. *Complex Systems* **Vol.9**, pp. 115–148 (1995).
- 8) Deb, K. and Agrawal, R. B. A Combined Genetic Adaptive Search (GeneAS) for Engineering Design. *Computer Science and Informatics* **Vol.26**, pp. 30–45 (1996).
- 9) Hadka, D. et al. <http://moeaframework.org/>. ((last accessed 03/20/2018)).
- 10) Ito, Y. and Nakahashi, K. Direct Surface Triangulation Using Stereolithography Data. *AIAA Journal* **40**(3), pp. 490–496 (2002).
- 11) Ito, Y. and Nakahashi, K. Surface Triangulation for Polygonal Models Based on CAD Data. *International Journal for Numerical Methods in Fluids* **39**(1), pp. 75–96, DOI: 10.1002/fld.281 (2002).
- 12) Ito, Y. and Nakahashi, K. Improvements in the Reliability and Quality of Unstructured Hybrid Mesh Generation. *International Journal for Numerical Methods in Fluids* **45**(1), pp. 79–108, DOI: 10.1002/fld.669 (2004).
- 13) Ito, Y. and Nakahashi, K. Reliable Isotropic Tetrahedral Mesh Generation Based on an Advancing Front Method. *Proceedings of the 13th International Meshing Roundtable*, pp. 95–105 (2004).
- 14) Ito, Y., Shih, A. M., Soni, B. K., and Nakahashi, K. Multiple Marching Direction Approach to Generate High Quality Hybrid Meshes. *AIAA Journal* **45**(1), pp. 162–167, DOI: 10.2514/1.23260 (2007).
- 15) Ito, Y., Shih, A. M., and Soni, B. K. Octree-Based Reasonable-Quality Hexahedral Mesh Generation Using a New Set of Refinement Templates. *International Journal for Numerical Methods in Engineering* **77**(13), pp. 1809–1833, DOI: 10.1002/nme.2470 (2009).
- 16) Ito, Y., Murayama, M., Yamamoto, K., Shih, A. M., and Soni, B. K. Efficient Computational Fluid Dynamics Evaluation of Small Device Locations with Automatic Local Remeshing. *AIAA Journal* **47**(5), pp. 1270–1276, DOI: 10.2514/1.40875 (2009).
- 17) Ito, Y., Shih, A. M., Koomullil, R. P., Kasmai, N., Jankun-Kelly, M., and Thompson, D. Solution Adaptive Mesh Generation Using Feature-Aligned Embedded Surface Meshes. *AIAA Journal* **47**(822), pp. 1879–1888, DOI: 10.2514/1.39378 (2009).
- 18) Ito, Y., Murayama, M., Yamamoto, K., Shih, A. M., and Soni, B. K. Efficient Hybrid Surface and Volume Mesh Generation for Viscous Flow Simulations. *AIAA Paper 2011-3539, 20th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference*, pp. 490–496 (2011).
- 19) Ito, Y., Shih, A. M., and Soni, B. K. Three Dimensional Automatic Local Remeshing for Two or More Hybrid Meshes. *International Journal for Numerical Methods in Fluids* **66**(12), pp. 1495–1505, DOI: 10.1002/fld.2324 (2011).
- 20) Ito, Y., Shih, A. M., and Soni, B. K. Hybrid Mesh Generation with Embedded Surfaces Using a Multiple Marching Direction Approach. *International Journal for Numerical Methods in Fluids* **67**(1), pp. 1–7, DOI: 10.1002/fld.1962 (2011).
- 21) Nakahashi, K. and Sharov, D. Direct Surface Triangulation Using the Advancing Front Method. *AIAA paper 95-1686-CP* (1995).
- 22) 中橋和博 and 藤井孝蔵. 格子形成法とコンピュータグラフィックス. 東京大学出版会, (1995).
- 23) Menter, F. R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA Journal* **1598-1605** (1994).
- 24) Obayashi, S. and Guruswamy, G. P. Convergence Acceleration of an Aeroelastic Navier-Stokes Solver. *AIAA Journal* **33**(6), pp. 1134–1141 (1994).
- 25) Sharov, D. and Nakahashi, K. Reordering of Hybrid Unstructured Grids for Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel Computations. *AIAA Journal* **36**, pp. 484–486 (1998).
- 26) Hashimoto, A., Murakami, K., Aoyama, T., and Ishiko, K. Toward the Fastest Unstructured CFD Code 'FaSTAR'. *AIAA Paper 2012-1075, 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition* (2012).
- 27) 橋本敦, 村上桂一, 青山剛史, 菱田学, 坂下雅秀, ラフル・パウリス. 高速な非構造格子流体ソルバ FaSTAR の開発. *日本航空宇宙学会論文集* **Vol.63, No.3**, pp. 96–105 (2015).
- 28) 井川日出男. スペースシャトルの熱環境と防熱材料. *日本複合材料学会誌*, pp. 83–89 (1980).