

再使用宇宙輸送機翼形状空力設計のトレードオフ解析

千葉 一永*, 大林 茂†, 中橋 和博*

Tradeoff Analysis of Aerodynamic Wing Design for RLV

by

Kazuhiisa CHIBA*, Shigeru OBAYASHI† and Kazuhiro NAKAHASHI*

Abstract

The wing shape of flyback booster for a Two-Stage-To-Orbit reusable launch vehicle has been optimized considering four objectives. The objectives are to minimize the shift of aerodynamic center between supersonic and transonic conditions, transonic pitching moment and transonic drag coefficient, as well as to maximize subsonic lift coefficient. The three-dimensional Reynolds-averaged Navier-Stokes computation using the modified Spalart-Allmaras one-equation model is used in aerodynamic evaluation accounting for possible flow separations. Adaptive range multi-objective genetic algorithm is used for the present study because tradeoff can be obtained using a smaller number of individuals than conventional multi-objective genetic algorithms. Consequently, four-objective optimization has produced 102 non-dominated solutions, which represent tradeoff information among four objective functions. Moreover, Self-Organizing Maps have been used to analyze the present non-dominated solutions and to visualize tradeoffs and influence of design variables to the four objectives. Self-Organizing Maps contoured by the four objective functions and design variables are found to visualize tradeoffs and effects of each design variable.

1. 序論

宇宙空間が情報通信技術やバイオテクノロジーをはじめ幅広い分野でより積極的に利用されるためには、現在より低コストな宇宙輸送システムの研究開発が必須となる。現在運用されているロケットは使い捨て前提の機体であるため諸費用の削減に限界があり、その打開策として機体の再使用化が提案され、これまで多くの研究が行われてきた [1, 2]。特に X-33 [3] に代表される単段式機体の研究は、運用形態が航空機と類似している点から再使用には理想的な機体であるため、重きが置かれてきた。しかし、数多の研究から得られた結論は、皮肉にも、単段式形態実現のためには非常に高性能な推進システムが必要であり、且つ構造重量の大幅な削減が必須となり、現在の技術では実現が極めて困難であるというものであった。その結果、再使用型宇宙輸送に関する現状案は二段式形態に移行し、特に注視されているのは、有翼フライバックブースタによる液体ロケットエンジンを用いた垂直離陸水平着陸形式での二段式宇宙輸送システムである [4]。この形態の実現に向け、機体のヴァリエーション、システム成立性、材料、構造重量、制御、或いは飛行経路といった様々な分野から研究が行われている。詳細な空力性能に関しても数多く研究されているが [5-7]、その形状の設計概念については何れの研究も言及しておらず、明確な設計指針は無い。

宇宙輸送機は現行の航空機に比べ苛酷な条件で飛行するため、機体、特に翼形状は厳しく拘束されるが、それにも拘わらずフライバックブースタでは翼が帰還に必要な空力性能のための最も重要な要素となる。それ故、各空力特性値間の関係性は重要な設計情報となる。さらに、空力性能に敏感な設計変数の発見、即ち、設計空間に於ける知識の獲得が、厳しい制約条件に拘束された有翼フライバックブースタ空力性能向上の重要な要素となる。

そこで本研究では再使用宇宙輸送システム実現のため、二段式再使用型宇宙輸送機 (TSTO RLV) フライバックブースタの翼形状について、空力性能に関する 4 目的の最適化を行い、さらに得られた結果から目的関数間のトレードオフ解析を行う。また、デー

タマイニング手法を用いて設計空間に於ける有益な知識、設計情報を獲得する。

2. 多目的空力最適化

2.1 問題定義

基本ミッションは現行運用されている H-IIA と同様 10t のペイロードの低周回軌道への輸送とする。宇宙開発事業団 (現 JAXA) による経験式からブースタのサイジングを行い、得られた最小胴体径と胴体長から胴体を定義する。胴体は液体燃料でほぼ満たされ形状変更は困難なため、胴体形状は最適化の中では固定とし、翼形状のみを最適化する。

本研究と同様の形態、ミッションを考慮した TSTO に関する飛行経路解析 [8] によるとオービタとブースタは Mach 数約 3、高度約 30km で分離する。その後ブースタは旋回、減速し遷音速で巡航、亜音速で着陸する。クロスレンジは遷音速領域で稼ぐことになる。以上を踏まえ、本研究では以下の 4 目的関数を定義する。

Obj. 1: 超音速/遷音速飛行間の空力中心移動最小化

$$F_1 = |C_{M_p}^{\text{supersonic}} - C_{M_p}^{\text{transonic}}| \quad (1)$$

RLV に関する重要な制御の問題として、超音速から遷音速へと飛行状態が変化する際空力中心が大きく移動する可能性がある。これを抑制する翼形状の設計により、より簡便な安定制御を図る。

Obj. 2: 遷音速飛行でのピッチングモーメント最小化

$$F_2 = |C_{M_p}^{\text{transonic}}| \quad (2)$$

アロー翼は高い空力性能を有しているが、同時に大きなピッチングモーメントを生成することが知られている。これを抑制することでトリムドラッグを減らし、安定性を向上させる。

Obj. 3: 遷音速飛行での抵抗最小化

$$F_3 = C_D^{\text{transonic}} \quad (3)$$

飛行経路解析によるとフライバックブースタのレンジの大部分を遷音速飛行時が担っているため、抵抗の削減によりレンジを稼ぐ。

Obj. 4: 亜音速時の揚力最大化

$$F_4 = C_L^{\text{subsonic}} \quad (4)$$

着陸時の揚力を上げ、必要な滑走距離を減らす。

* 東北大学大学院 工学研究科 航空宇宙工学専攻

† 東北大学 流体科学研究所

2.2 最適化手法

進化アルゴリズム, 特に遺伝的アルゴリズム (GA) は生物の進化を模倣した計算手法で, 選択, 交叉, 突然変異を経て世代を重ねることで環境に適応するよう個体群を進化させる。進化計算法に於ける適合度, 個体或いは遺伝子は最適化問題に於ける目的関数, 設計個体及び設計変数にそれぞれ対応する。

GA は設計空間内の複数点を用いて同時に統計的に最適解を探索するため, 局所解に陥り難く, また目的関数の勾配情報を必要としない。これらの利点による GA の数値流体力学 (CFD) とのカップリングの優位性は以下のようにまとめられる。1) 大域解の探索能力に優れている。2) 並列処理が可能である。3) 修正の必要無く簡単に高精度 CFD コードと組み合わせられる。4) 計算過程で発生する数値誤差の影響を受け難い。

領域適応型多目的遺伝的アルゴリズム (ARMOGA) は大規模計算を必要とする CFD ソルバーを用いる空力最適化・多分野融合最適化問題のために創られた効率的な多目的進化アルゴリズムであり, 集団の統計量を基に設計空間を変更する。集団は各 N 世代毎に初期化され, 探索領域は最適解の存在する可能性の高い領域に変更されるため, 非劣解の効率的な探索が期待できる。

2.3 空力評価

本研究では空力評価に非構造格子法 [9,10] を用いる。支配方程式として 3 次元 Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) 方程式を用い, セル節点有限体積法により離散化し, 数値流束評価に HLLW Riemann 解法 [11] を用いる。高次精度での単調性維持のため流束制限関数として Venkatakrishnan のリミッタ [12] を適用する。時間積分には LU-SGS 陰解法 [13] を用いる。また, 高 Reynolds 数粘性流れでは, 物体近傍の境界層を精度良く捉える必要があるため, 物体近傍にプリズム層を配置した非構造ハイブリッド格子 [14] を生成する。乱流モデルには Dacles-Mariani らにより修正された Spalart-Allmaras 一方程式モデル [15] を全面乱流条件で使用する。

超音速, 遷音速及び亜音速の 3 つの飛行条件に対しそれぞれ RANS 計算が行われる。各 RANS 計算には NEC SX-5 を用いる。Master processing element (PE) は ARMOGA が担い, その間 Slave PE として RANS 計算が行われる。この Master-Slave 方式の並列化は各 CFD 計算の同期を取る必要が無い利点を持つ。

2.4 形状定義

設計変数は翼平面形, 断面形, 捻り, 及び胴体との位置に関して定義する [16]。翼平面形は Fig. 1 に示す 5 箇所を表す。翼断面は翼根, kink, 翼端の 3 箇所それぞれ厚み分布と camber line を用いて定義し, 間は span 方向に線形補間する。翼の捻りは span 方向に 6 点を用いて B-spline 曲線により定義する。翼と胴体との位置は, 翼前縁の x, z 座標, 迎え角と上反角で定義する。形状定義には総計 71 設計変数を用いる。定義された形状に対し, 翼と胴体との干渉線を抽出し胴体内部の翼は除去し最終形状を生成する [17]。

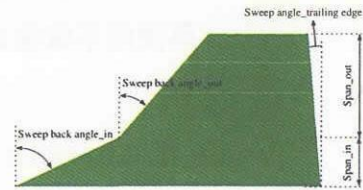


Fig. 1 Wing planform shape definition along with some of the major design parameters.

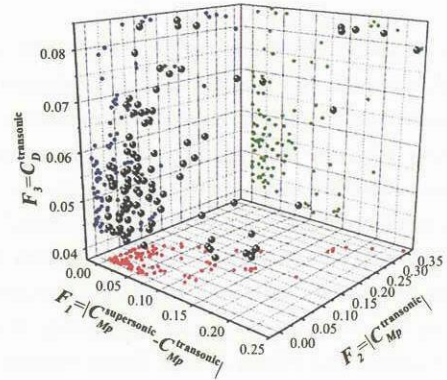


Fig. 2 Derived non-dominated solutions plotted in the (F_1, F_2, F_3) objective functions three dimensional space.

3. 最適化結果

1 世代の個体数を 8 とするため CFD プロセスは 8PEs で並列化される。各個体は Table 1 に示す 3 つの飛行条件で評価するため 1 世代には 24RANS 計算が必要となる。尚, ARMOGA に於ける領域適応操作は 5 世代毎に行う。

始めに 30 世代の計算を行い, 得られた全探索解から抽出した適当な非劣解を初期世代としてさらに 10 世代を重ね, 計 40 世代の計算を行った。その結果 102 個の非劣解を得た。Figure 2 に F_1 から F_3 までの 3 目的について 3 次元空間に投影された非劣解を, また Fig. 3 から Fig. 6 には 4 目的関数間のトレードオフを見るため, 非劣解の 2 次元投影図を示す。

F_1 と F_2 の最適解は 0 であるが, Fig. 3 によると非劣解は原点に達している, 即ち, F_1 と F_2 は最適解を得ていることになる。Figure 3 では 2 目的関数ではなく 4 目的関数に関して抽出した非劣解を示しているため, 非劣解が原点から引かれた線上ではなく帯状に広がった面上に存在していると考えられ, Fig. 3 は超音速/遷音速間の空力中心移動と遷音速ピッチングモーメントの間にはトレードオフが存在しないことを示唆している。

Figure 4 では, F_2 のパレートフロントは最適フロントに到達しているのに対し, F_3 のパレートフロントは C_D の最適値である 0 には到達していない。つまり, F_2 と F_3 間には緩やかなトレードオフがあり, 遷音速ピッチングモーメントを最小化した状態でも遷音速抵抗を改善できることを意味している。

Figure 5 では F_3 と F_4 間のパレートフロントが明確に示されており, 遷音速抵抗と亜音速揚力間には厳しいトレードオフが存在していることが明らかである。つまりこの図は, RLV フライバックブースタには現行の航空機と同様着陸時に高揚力装置が必要であることを示唆している。

Figure 6 では Fig. 4 と同様のトレードオフ関係が示されている。 F_1 のパレートフロントは最適フロントに到達しているの対

Table 1 Flow conditions for the three Navier-Stokes computations.

| Flying Condition | Mach | AoA | Re |
|-------------------|------|------|-----------------|
| Supersonic flight | 1.2 | 0.0 | 6×10^6 |
| Transonic flight | 0.8 | 8.0 | 6×10^6 |
| Subsonic flight | 0.3 | 13.0 | 6×10^7 |

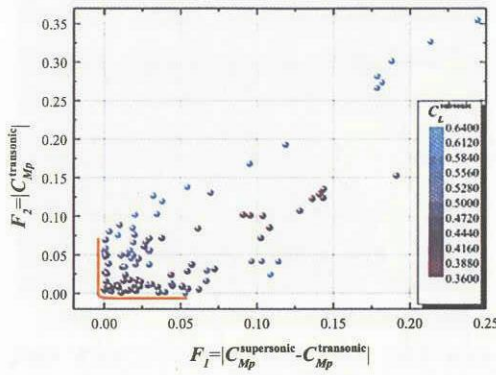


Fig. 3 Derived non-dominated solutions on two dimensional plane between F_1 and F_2 .

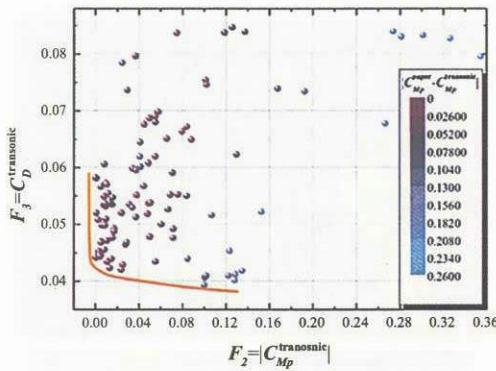


Fig. 4 Derived non-dominated solutions on two dimensional plane between F_2 and F_3 .

し、 F_4 のパレートフロントは明確な限界値まで到達していない、つまり F_1 と F_4 間には緩やかなトレードオフがあることになる。よって空力中心移動を最小化した状態でも亜音速揚力を向上できることを示している。

本研究では、胴体重量に対し翼重量が微小であると仮定し重心位置固定でモーメントを計算している。胴体から見たモーメントであり、翼取付位置を釣合の位置に制御することが可能となるため、モーメントと揚力或いは抗力との間にトレードオフが存在しない結果となったと考えられる。

4. データマイニング手法

最適化問題が2目的、或いは3目的であればトレードオフは容易に可視化できるが、もし4目的以上だった場合、得られた非劣解を人の理解できる形で可視化する方法が必要となる。そこで本研究では、Kohonenによって提案された自己組織化マップ(SOM) [18]を用いることにする。SOMは可視化技術のみならず知的情報圧縮技術として応用することもでき、つまり設計空間に於ける知識獲得のためのデータマイニング手法としても利用ができる。本研究ではEudaptics GmbHによるViscovery[®] SOMine [19,20]を用いる。SOMineではBatch型SOMアルゴリズムと入力データの線形初期化の導入によりマップの一意性が保証されている。

4.1 トレードオフの可視化

最適化で得られた102個の非劣解をSOMにより2次元マップ上に投影する。Figure 7に10領域にクラスタリングされた4目的関数に関するSOMを示す。さらにFig. 8からFig. 11には4目的関数毎にカラーリングされたSOMをそれぞれ示す。このカ

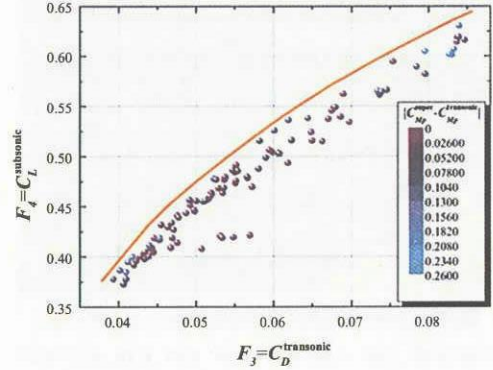


Fig. 5 Derived non-dominated solutions on two dimensional plane between F_3 and F_4 .

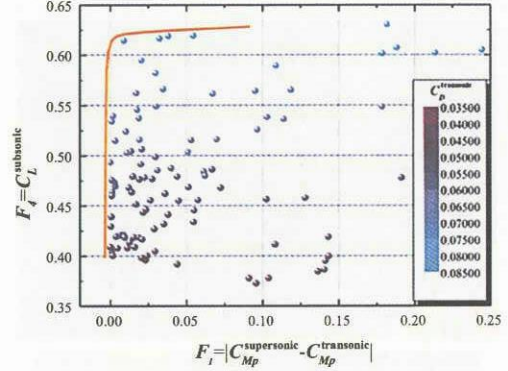


Fig. 6 Derived non-dominated solutions on two dimensional plane between F_1 and F_4 .

ラーリングにより Fig. 7 に示される SOM の各クラスタに関するグループ分けが以下のようにできる。Figure 7 の上中央域は空力中心移動の小さな領域、上右端は空力中心移動と遷音速ピッチングモーメント及び遷音速抵抗の小さな領域、下右端は遷音速抵抗のみ小さな領域、下左端は空力中心移動と遷音速ピッチングモーメント及び遷音速抵抗の大きな領域、左中央は亜音速高揚力域となる。

加えて Figs. 8, 9 では空力中心移動と遷音速抵抗の高い領域が一致しており、一方が悪くなると他方が付随して必ず悪化することが読み取れる。Figure 10 のカラーリングは Fig. 11 と非常に似ており、遷音速抵抗が最小化問題であるのに対し亜音速揚力は最大化問題であるため、この二つの目的関数間には厳しいトレードオフが存在することがSOMからも確認できる。

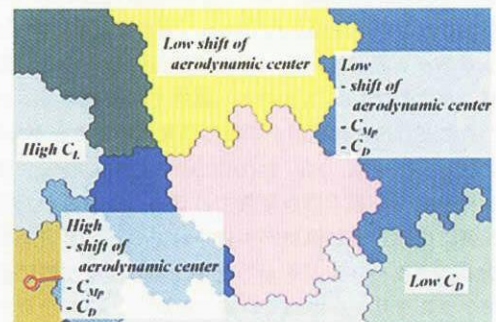


Fig. 7 SOM of the non-dominated solutions in the four dimensional objective function space.

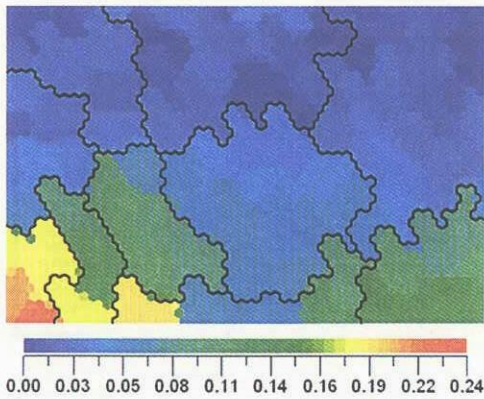


Fig. 8 SOM colored by the shift of the aerodynamic center as the objective function 1.

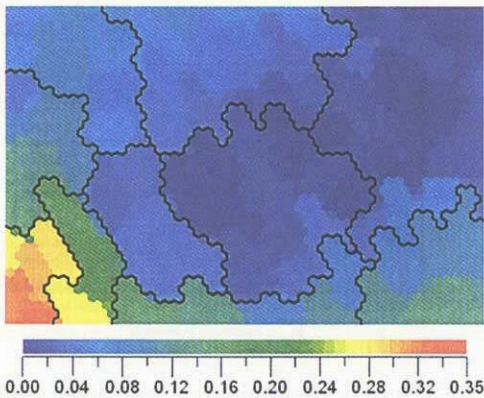


Fig. 9 SOM colored by the transonic pitching moment as the objective function 2.

4.2 設計空間のデータマイニング

Figure 7 に示される SOM は 71 設計変数を用いてもカラーリングできる。ここでは、特に目的関数に影響のある設計変数について考える。

Figure 12(a) は、Fig. 12(b) に示すような胴体に対する翼の x 方向位置を表す設計変数でカラーリングした SOM である。 x 座標の大きい値は Fig. 12(a) 下左端に存在し、Figs. 8, 9 から分かる通りこの領域は空力中心移動と遷音速ピッチングモーメント及び遷音速抵抗の大きな領域である。つまり、翼の位置を胴体後部に取り付けた場合、空力中心移動と遷音速ピッチングモーメント及び遷音速抵抗が増大することを示している。

次に Fig. 13(a) は、Fig. 13(b) に示すような翼端での後部キャンパー高さを表す設計変数でカラーリングされた SOM であり、右側に値の小さな領域が生成されている。遷音速抵抗に関する SOM のカラーリングを示した Fig. 10 では右側に値の小さい領域がクラスタリングされていることから、翼端での後部キャンパー高さを低くすることで遷音速抵抗を下げる効果のあることが分かる。

同様に Fig. 14(a) は、Fig. 14(b) に示すような kink 位置での後部キャンパー高さを表す設計変数でカラーリングされた SOM であり、左側に値の大きな領域が生成されている。亜音速揚力に関する SOM のカラーリングを示した Fig. 11 では左側に値の大きな領域がクラスタリングされていることから、kink 位置での後部キャンパー高さを高くすることで亜音速揚力を上げる効果のあることが確認できる。

Figure 15 は、内翼後退角を表す設計変数でカラーリングされた

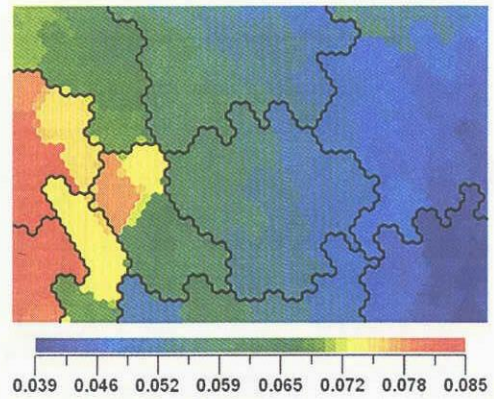


Fig. 10 SOM colored by the transonic drag coefficient as the objective function 3.

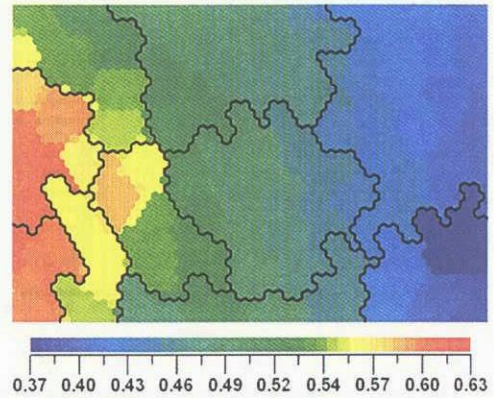


Fig. 11 SOM colored by the subsonic lift coefficient as the objective function 4.

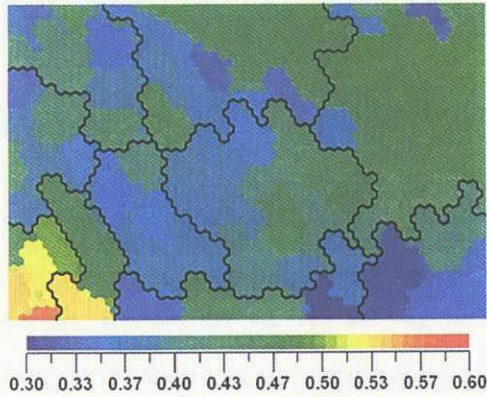
SOM である。この値が大きくなれば内翼が strake の役割を担うことになる。一般的に strake は渦を生成することで揚力増加に効果があるが、Fig. 15 では揚力の大きな個体がクラスタリングされている SOM 左側に、特徴的な値がカラーリングされておらず一貫性の無いマップになっている。つまり、内翼後退角は揚力増加には影響が無いことになる。Figure 16 は生成された或る個体に関する亜音速条件での計算結果の可視化図であり、渦中心線で前縁剥離渦を示している。この図からは一次渦は strake からではなく前縁 kink の角近傍から発生しており、strake 自体は揚力増加には効果的でないことが確かめられる。

最後に Fig. 17 に、上記以外の幾つかの設計変数についてカラーリングした SOM を示す。図から分かる通り特徴的なカラーリングになっておらず、これらの設計変数は 4 つの目的関数には影響を持たないことが分かる。

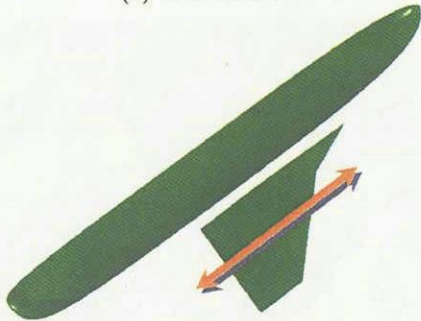
5. 結論

本研究では液体燃料ロケットエンジンによる二段式再使用型宇宙輸送機フライバックブースタの翼形状について空力性能に関する 4 目的関数に関し、領域適応型多目的遺伝的アルゴリズムを用いて最適化を行った。その結果、4 目的関数間のトレードオフ情報を明らかにした。即ち、空力中心移動と遷音速ピッチングモーメント間にはトレードオフは存在しない、遷音速抵抗と亜音速揚力間には厳しいトレードオフが存在する、それ以外の目的関数間には緩やかなトレードオフが在ることが分かった。

さらに設計空間に関するデータマイニングを自己組織化マップ

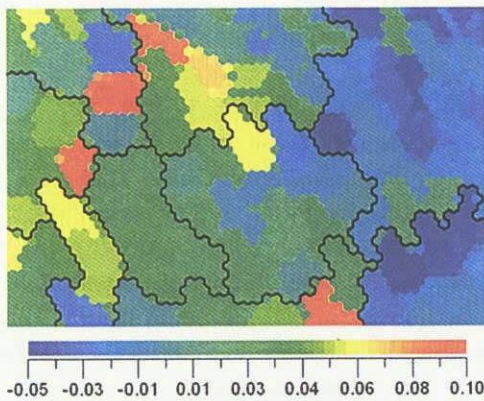


(a) Colored SOM

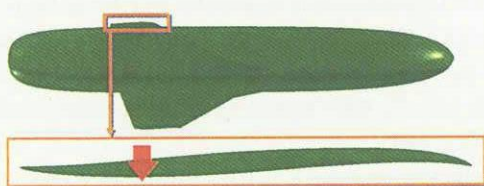


(b) Sketch

Fig. 12 Design variable of x coordinate of wing position to fuselage.



(a) Colored SOM



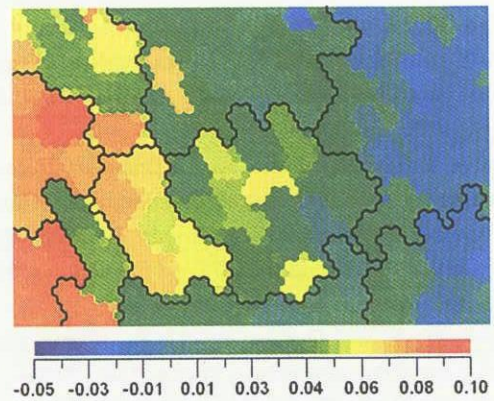
(b) Sketch

Fig. 13 Design variable of rearward camber height at the wing tip.

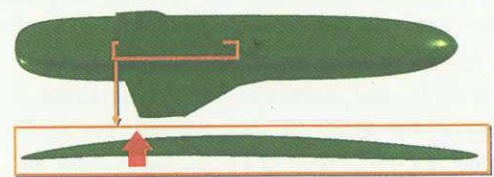
を用いて行った。その結果、翼を胴体後部に取り付けた場合空力中心移動と遷音速ピッチングモーメント及び遷音速抵抗が増大すること、翼端での後部キャンパー高さが遷音速抵抗に影響を与えること、kink位置での後部キャンパー高さが遷音速揚力増大に影響を与えること、strake自体は遷音速揚力に対し影響は小さく前縁からの剥離渦が渦揚力には重要になる、といった目的関数と設計変数との関係性を明らかにした。以上より、データマイニングは設計空間に於ける有益な知識獲得の重要な手法であり、最適化問題をより深く理解するための必要不可欠な切り口といえる。

参考文献

- [1] Staniszewski, E. A., "Semireusable Launch Vehicle: A Next-Generation Launch Vehicle?" *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 38, No. 3, 2001, pp. 368-373.
- [2] Powell, R. W., Lockwood, M. K., and Cook, S. A., "The Road from the NASA Access-to-Space Study to a Reusable Launch Vehicle," IAF-98-V.4.02, 1998.
- [3] Tartabini, P. V., Wurster, K. E., Korte, J. J., and Lepsch, R. A., "Multidisciplinary Analysis of a Lifting Body Launch Vehicle," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 39, No. 5, 2002, pp. 788-795.
- [4] Sippel, M., Herbertz, A., Kauffmann, J., and Schmid, V., "Analysis of Liquid Fly-Back Booster Performance," AIAA Paper 99-4827, 1999.
- [5] Pamadi, B. N., Brauckmann, G. J., Rush, M. J., and Fuhrmann, H. D., "Aerodynamic Characteristics, Database Development and Flight Simulation of the X-34 Vehicle," AIAA Paper 2000-0900, 2000.
- [6] Eggers, T., "Aerodynamic Behaviour of a Liquid Fly-Back Booster in Transonic Cruise Flight," AIAA Paper 2003-3422, 2003.
- [7] Chaderjian, N. M., Rogers, S. E., Ahmad, J. U., and



(a) Colored SOM



(b) Sketch

Fig. 14 Design variable of rearward camber height at the kink.

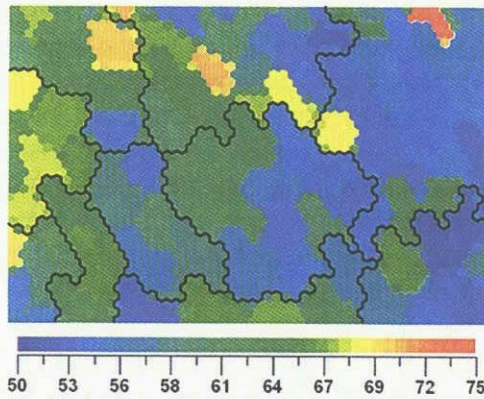


Fig. 15 SOM colored by the design variable of the sweep back angle of inboard wing.

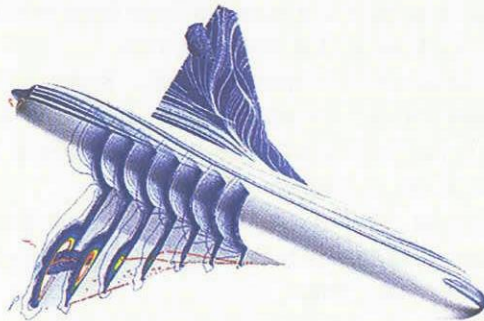
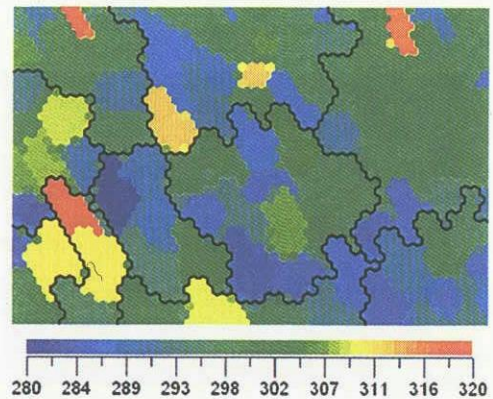
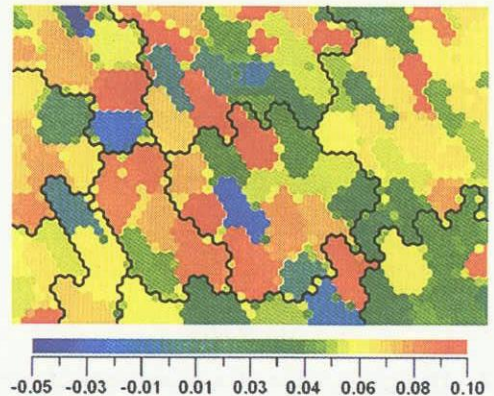


Fig. 16 CFD visualization of one individual at the subsonic flow condition.



(a) SOM colored by the design variable of relative size between wing and fuselage



(b) SOM colored by the design variable of frontward camber height at the kink

Fig. 17 Several design variables with no relation to the objective functions.

- Tejnil, E., "Automated CFD Database Generation for a 2nd Generation Glide-Back Booster," AIAA Paper 2003-3788, 2003.
- [8] Iwata, T., Sawada, K., and Kamijo, K., "Conceptual Study of Rocket Power TSTO with Fly-back Booster," AIAA Paper 2003-4813, 2003.
- [9] Ito, Y. and Nakahashi, K., "Direct Surface Triangulation Using Stereolithography Data," *AIAA Journal*, Vol. 40, No. 3, 2002, pp. 490-496.
- [10] Sharov, D. and Nakahashi, K., "A Boundary Recovery Algorithm for Delaunay Tetrahedral Meshing," *Proceedings of the 5th International Conference on Numerical Grid Generation in Computational Field Simulations*, 1996, pp. 229-238.
- [11] Obayashi, S. and Guruswamy, G. P., "Convergence Acceleration of an Aeroelastic Navier-Stokes Solver," *AIAA Journal*, Vol. 33, No. 6, 1994, pp. 1134-1141.
- [12] Venkatakrishnan, V., "On the Accuracy of Limiters and Convergence to Steady State Solutions," AIAA Paper 93-0880, 1993.
- [13] Sharov, D. and Nakahashi, K., "Reordering of Hybrid Unstructured Grids for Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel Computations," *AIAA Journal*, Vol. 36, No. 3, 1998, pp. 484-486.
- [14] Ito, Y. and Nakahashi, K., "Improvements in the Reliability and Quality of Unstructured Hybrid Mesh Generation," *International Journal for Numerical Methods in Flu-*

ids, Vol. 45, Issue 1, 2004, pp. 79-108.

- [15] Dacles-Mariani, J., Zilliac, G. G., Chow, J. S., and Bradshaw, P., "Numerical/Experimental Study of a Wingtip Vortex in the Near Field," *AIAA Journal*, Vol. 33, No. 9, 1995, pp. 1561-1568.
- [16] Sasaki, D., Obayashi, S., and Nakahashi, K., "Navier-Stokes Optimization of Supersonic Wings with Four Objectives Using Evolutionary Algorithm," *Journal of Aircraft*, Vol. 39, No. 4, 2002, pp. 621-629.
- [17] Sasaki, D., Yang, G., and Obayashi, S., "Automated Aerodynamic Optimization System for SST Wing-Body Configuration," *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 46, No. 154, 2004, pp. 230-237.
- [18] Kohonen, T., *Self-Organizing Maps*, Springer, Berlin, Heidelberg, 1995.
- [19] "Eudaptics website," URL: <http://www.eudaptics.com> [cited 16 June 2004].
- [20] Deboeck, G. and Kohonen, T., *Visual Explorations in Finance with Self-Organizing Maps*, London, Springer Finance, 1998.