TSTO Booster段 翼形状の多目的最適化

○ 千葉一永 (東北大・院), 大林茂 (東北大流体研), 中橋和博 (東北大・工)

Multiobjective Optimization of Wing Shape with TSTO Booster Stage

Kazuhisa Chiba (Graduate School of Tohoku Univ.),
Shigeru Obayashi (IFS, Tohoku Univ.) and Kazuhiro Nakahashi (Tohoku Univ.)

Key Words : TSTO, Booster, Glide-Back, Wing Shape Design, Optimization

Abstract

Multiobjective design optimization is performed for booster wing shapes of Two-Stage-To-Orbit reusable launch vehicle to increase the lift-to-drag ratio as well as to decrease the structural weight by using Evolutionary Algorithms hybrized with the Simplex method. The results suggest that the conventional initial sizing of the booster wing is too conservative for the booster design and that wings are desired to have higher aspect ratios.

1. 序論

宇宙輸送コスト減少のためには輸送システムの再使用化が必須である事は間違い無い．米国では部分再使用型宇宙輸送機 space shuttle が運用されているが，当初の計画に反し運用費が抑制できず，後継機としてより最適な経済的システムと考えられる単段式宇宙往還機 (SSTO) の研究開発に着手した．しかしこの機体の実現には高性能推進システムや機体構造の大幅な軽量化が必須とされ，現状では実現が極めて困難である．それに比べ，オービタ段ブースタ段で構成される 2 段式宇宙往還機 (TSTO) では現在の技術の転用で再使用化が図れ，早期実現が可能と考えられる．

再使用には機体の回収が必須だが，回収方法として運用上効率的なのは発射地点へのグライドバックである．TSTO ではオービタ段は大気圏再突入位置の制御で自力帰還は容易だが，ブースタ段はオービタ段との分離位置から帰還しなければならない．そのため，自力帰還をブースタ段で実現するにはダウンレンジに見合った揚抗比を機体が確保している必要がある．一方コスト削減には ,turn-around time の短縮 ,すなわち機体の探索回収に費やす時間と労力，着陸後の整備場への搬入等を省く必要があるが，機体の水平着陸による帰還を考えれば全てが実行可能である．つまり，有翼機体形状が空力，コストの両面から優位と考えられる．

さらに，ロケットは胴体部がほぼ燃料タンクで構成され，最適化の余地があまり無いため翼形状に焦点を当てる．最適化目的関数としては重量評価の観点から構造重量の最小化，空力性能の観点から巡航状態での揚抗比最大化が考えられる．宇宙往還機の場合翼重量は機体全備重量に比べわずかなため空力的に自由度の高い翼設計が行えるが，重量の面から制限をかける必要がある．以上より，本研究では最適化アルゴリズムをロケットベース TSTO ブースタ段の設計に適応し，その翼形状の構造重量と空力性能に関する多目的最適化を図ることを目的とする．

2. ミッション定義

初期機体形状に対する初期条件として現行の H-IIA ロケットの運用条件，すなわち地球周回低軌道への 10ton のペイロード輸送を考え，それに基づき宇宙開発事業団 (NASDA) の機体規模算定チャートをベースに初期形状をパラメトリックに決定した．各諸元を Table 1 にまとめる．ただし，ブースタ段とオービタ段の初期重量割合は帰還可能性を検討する上で都合が良いと考えられる約半々とした．

Table 1 Condition for conceptual analysis

constants	*values*	*units*
payload weight	10	[ton]
ideal increase velocity	2270	[m/s]
specific impulse	440	[sec]
propellant mass fraction	0.799	
fuselage diameter	6.0	[m]

構造重量算定にはアメリカ航空宇宙局 (NASA) で開発された経験的手法 HASA[1] を用い，機体の形状パラメータと各コンポーネント重量を決定した．特に最適化目的関数の一つである主翼重量は Space Shuttle の主翼構造を基準重量とし，これに次式で表される HASA の式に基づく当該重量への感度を適用，

評価した．

$$W_{\text{wing}} = 0.2958 \times (W_{\text{emp}} \times nz)^{0.53} \times S_{\text{wing}}^{0.712} \times \text{AR}^{0.478} \times (1+\lambda)^{0.407} \times \left(\frac{t}{c}\right)_{\text{root}}^{-0.407} \left(0.3 + \frac{0.7}{\cos\Lambda_{\text{chord}}}\right)^{1.017}$$

NASDA の機体規模算定チャートから得られた初期形状パラメータを Table 2 にまとめる．これから三次元モデルを生成し，完成したモデルを Fig.1 に示す．ただし，構造上翼の梁が胴体内部燃料タンクと干渉しないよう胴体下部を箱形とした．

Table 2 Parameters of the booster geometry.

parameters	*values*	*units*
wing span	19.66	[m]
wing reference area	172.66	[m^2]
aspect ratio	2.265	
taper ratio	0.2	
thickness ratio at wing root	0.113	
sweepback angle at 0.5chord	45	[deg.]
slenderness ratio of fuselage	7.254	
overall length	43.46	[m]

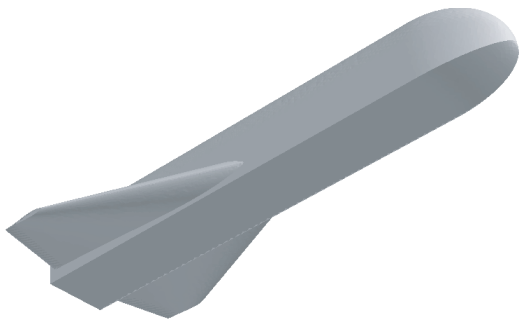

Fig.1 Booster geometry

3. 最適化手法

最適化は近年航空宇宙分野に於いて数多く適用されつつある．特に最近注目されているのが，生物進化を計算機上で模倣した遺伝的アルゴリズム (GA) である．GA の中でも多目的遺伝的アルゴリズム (MOGA) は多目的最適化問題に於けるパレート最適解を一度に複数得られるという点で最も有効な最適化手法である．しかし，GA は確率的な探索を行うため局所探索に手間取ることがあるので，ヒューリスティックアルゴリズムとカップリングしたハイブリッド手法を導入し，最適化を行うことでロバスト性を上げられる．以上より，本研究では TSTO ブースタ段の翼形状に於ける構造重量と空力性能の多目的最適化問題を MOGA とハイブリッド手法の 2 手法を用いて解析した．

3-1 多目的遺伝的アルゴリズム

Darwin により提唱された進化論によれば，生物界に於ける進化の過程では生存競争の中で環境により適した個体が生き残り，子孫を残せる．この過程が繰り返され，世代を重ねる事で生物は生息する環境に適応するように種として進化する．

この進化の過程を模倣した適用範囲の広い最適化アルゴリズムが GA である．GA ではランダムに生成された各設計候補の設計変数がそれぞれの個体を特徴付ける遺伝子として扱われる．これらの個体からなる個体群に対し，目的関数の値すなわち適応度に基づく選択，選択された個体間での遺伝子の交叉及び突然変異という操作を加えることにより進化を進める．

GA を多目的問題に拡張した手法が MOGA であり，目的関数の勾配や微分を必要とせずかつ多点探査を行えるためロバスト性に優れている，多くの設計候補の評価を同時に行えるため並列化効率が高い，複数のパレート最適解を一度に得られ計算効率が高い，といった特徴を持つ．

本研究で用いた MOGA は，集団サイズを 32 とした．MOGA を解くためにはパレート最適であると同時にパレート解がパレート集合中に一様に分布している必要があるため，パレートランキングとシェアリングを用いてランク付けを行い，Best-N 選択法を用いて最適化を行った．評価に掛かる計算時間短縮のため東北大学流体科学研究所の並列計算機を用いて並列計算を行った．その際，1CPU に対し 1 つの個体を当て空力評価及び重量評価を行うマスタースレーブ方式の並列処理を採用した．

3-2 ハイブリッド最適化手法

一般的に GA は最適解近傍には早く近づけるが，局所探索能力が弱い欠点を持つ．そのため GA に他のヒューリスティックアルゴリズムを組み合わせることにより，より良い解の探索と解の探索時間の短縮を図った．本研究ではヒューリスティックアルゴリズムとして勾配法の一種であるシンプレックス法 [2] を用い MOGA と組み合わせたハイブリッド手法にて最適化を行った．始めに MOGA を用い或る程度まで世代を重ね，パレート面が確認されてきた段階でパレート面近傍の解を抽出，その解をシンプレックス法の初期解とする事で計算を進める．ただし，シンプレックス法は単目的探索なため MOGA で得られた構造重量と巡航揚抗比を足し合わせる事で多目的最適化に対応した．足し合わせる際の重み付けは，抽出したパレート最適解近傍でのパレート面勾配を利用する事で探索方向を或る程度制御できる．

4. 数値計算法

本計算では最適化に於ける評価の時間短縮のため，粘性を無視し支配方程式として 3 次元 Euler 方程式を用い，セル節点有限体積法により離散化を行った．また，翼胴形態に対する融通性の高さから非構造格子法 [3, 4] を採用し解析を行った．流束評価には近似 Riemann 解法の一種である HLLEW 法 [5] を用い，また時間積分には LU-SGS 陰解法 [6] を用いた．なお，最適化の際の各個体に対する形状再定義，格子再生成を省略し評価時間を短縮するため非構造動的移動格子法 [7] を適用している．

5. 最適化結果

目的関数は翼重量最小化と遷音速巡航時の揚抗比最大化とし，最適化する翼形状は初期パラメータで決定した高い空力性能で知られるアロー翼形状とした．また，巡航状態での揚抗比最大化を空力性能の目的関数としているため，横の静安定性をとる上反角，下反角等は考慮せず平面形状の最適化とした．よって設計変数は Fig.2 に示すように翼端前縁 x，y 座標 2 点と翼端 chord 長の計 3 点とした．

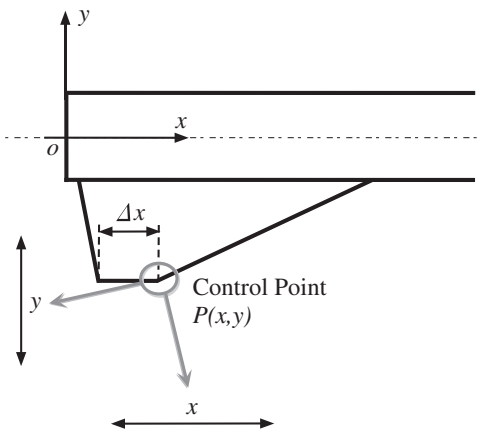

Fig.2 The control point and design variables, the coordinates of $P(x, y)$ and wing tip chord length represented by Δx for delta wing geometry.

5-1 MOGA による最適化

得られた結果を Fig.3 に示す．このトレードオフ情報から，初期形状はパレート面内側の揚抗比感度の大きな場所にある．つまり，初期形状は空力性能の見積もりが甘く改良の余地が大いにある形状であることが分かる．宇宙往還機の場合，空力評価を翼重量評価より重く考えられるため，翼重量を少しだけ増加させると揚抗比が大きく増加するような位置での翼形状を採用することは損である．すなわち，たとえ甘い見積もりをしても個体 e の右近辺の領域に解が得られなければならない．この領域の翼形状は大きなアスペクト比を持つものであることから，通常の概念設計とは全く異なる設計思想を持つ必要があることが確認できる．

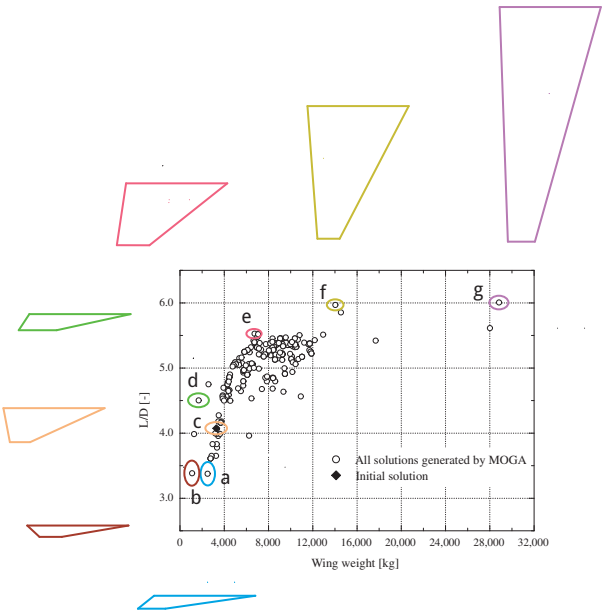

Fig.3 All solutions plotted in the objective function space of L/D and wing weight. (a) minimum L/D, (b) minimum wing wing weight, (c) initial geometry, (d) sensitive to L/D, (e) one of the solution in Pareto solutions, (f) high sensitive to wing weight and (g) maximum L/D.

5-2 ハイブリッド手法による最適化

採用したシンプレックス法の性質上探索初期に初期個体群と懸け離れた場を探索せざるを得ないため空間格子に negative volume が発生し易くなり，その後シンプレックス法では正しい最適解方向への探索が出来なくなる．そこで，移動した空間格子から表面格子を抽出し，それに対し空間格子を再生成する作業を付加することで negative volume の発生を抑制し最適化を行った．

得られた結果を Fig.4 に示す．この結果は初期個体群を 2 種類用意し，それぞれについて探索している様子を表している．この図から，本研究で用いたハイブリッド最適化手法により MOGA で得られたパレート最適解より最適な解が探索されていることが分かる．得られた解の中で宇宙往還機に適したアスペクト比の大きな翼を持つ機体の圧力分布を Fig.5 に示す．図から分かる様に，翼に発生している衝撃波により造波抵抗が増大しているため，翼断面形状を検討することで空力性能がより向上すると考えられる．

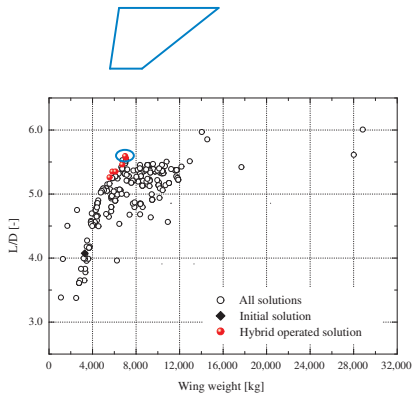

Fig.4 Comparison optimum solutions using hybrid technique with all solutions using MOGA.

シンプレックス法では一つの個体の評価に掛かる計算時間が MOGA 以上になり，またこの方法では個体を一つ一つ評価しなければならず並列化処理できないことから，MOGA と比較すると実際に掛かる時間は多くなる．

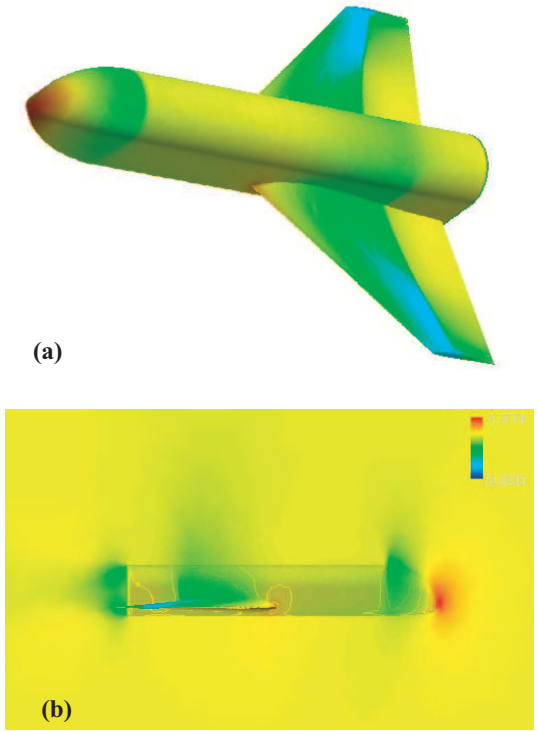

Fig.5 Flow visualization around the optimal solution obtained from the Simplex method; (a) surface pressure distribution, (b) pressure distribution on the symmetry plane and body surface.

6. 結論

コスト削減のために研究開発が必須と考えられる再使用型宇宙往還機について，実現性の高いロケットベース 2 段式再使用型宇宙往還機を想定し，そのブースタ段の翼形状に焦点を当て初期機体形状を定義し，最適化手法を用いて構造重量と空力性能の見地から検討を行った．

MOGA を用いた最適化の結果，本研究で提案した初期機体形状は空力性能の見積もりが甘く，改良の余地が大いにあり，またパレート面内の揚抗比感度の大きな場所にあるため，たとえ大まかな概念設計であってもパレート面の適切なトレードオフ領域で設計される必要があることが確認された．さらに宇宙往還機の翼形状はアスペクト比の大きなものが都合が良く，従来の概念設計とは異なる設計思想を持つ必要があることが示された．

ハイブリッド最適化手法では MOGA より良い解を探索でき，局所最適解探索には有効な最適化手法であることが示された．ただし，何れの最適化を行うにも，現在の空力最適化のボトルネックは格子生成であり，設計変数・形状定義・格子生成の統合化と自動化が望まれる．

参考文献

[1] Harloff, G. J. and Berkowitz, B. M., " HASA – Hypersonic Aerospace Sizing Analysis for the Preliminary Design of Aerospace Vehicles," NASA CR-182226, Nov. 1988.

[2] Press, W. H., Teukolsky, S. A., Vetterling, W. T. and Flannery, B. P., *Numerical Recipes in Fortran 77 -The Art of Scientific Computing: Second Edition*, Cambridge University Press, 1992.

[3] Ito, Y. and Nakahashi, K.," Direct Surface Triangulation Using Stereolithography(STL) Data," AIAA paper 2000-0924, 2000.

[4] Sharov, D. and Nakahashi, K.," Hybrid Prismatic/Tetrahedral Grid Generation for Viscous Flow Applications," AIAA paper 96-2000, 1996.

[5] Obayashi, S., Guruswamy, G. P.," Convergence Acceleration of an Aeroelastic Navier-Stokes Solver," *AIAA Journal*, Vol.33, No.6, 1994, pp.1134-1141.

[6] 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.

[7] Murayama, M., Nakahashi, K. and Matsushima, K.," Unstructured Dynamic Mesh for Large Movement and Deformation," AIAA paper 2002-0122, 2002.