2304 非構造 N-S 計算による RLV ブースター段翼形状の進化的最適設計

Evolutionary Design Optimization of Wing Shape for RLV Booster Stage
Using Unstructured Navier-Stokes Computation

○ 正 千葉 一永 (東北大) 正 大林 茂 (東北大流体研)
正 中橋 和博 (東北大航空)

Kazuhiisa CHIBA, Tohoku University, Katahira 2-1-1, Aoba-ku, Sendai
Shigeru ODAYASHI, Institute of Fluid Science, Tohoku University
Kazuhiro NAKAHASHI, Dept. of Aeronautics and Space Engineering, Tohoku University

The wing shape of booster stage for Two-Stage-To-Orbit Reusable Launch Vehicle is optimized in consideration of supersonic region, transonic cruise and subsonic landing. Navier-Stokes computation is used for aerodynamic evaluation because transonic cruise and subsonic landing have flow condition that vorticity dominants. ARMOGA is used for aerodynamic optimization problem with four objective functions because it is expected that tradeoff can be obtained using low individual numbers. The results show the relationship of each objective functions.

Key words: Reusable Launch Vehicle, Booster Stage, Aerodynamic Optimization, ARMOGA.

1. 序論

情報通信をはじめ幅広い分野で宇宙空間は利用され、宇宙開発は益々進歩すると期待されるが、宇宙開発は常に軌道までの輸送コストとの関わり合いである。現在使用されている宇宙輸送機であるロケットは使い捨て故コストダウンには限界があり、その唯一の打開策として機体の再使用化が考えられている。

本研究では、早期実現を目指し液体燃料ロケットエンジンを搭載し垂直離陸水平着陸方式を採用した、オービターとブースターで構成された 2 段式再使用型宇宙輸送機を考える。これまでブースター段は再使用を考慮してこず、再使用化に不向きだったが、これに翼を付加することでクロスレンジを伸ばし、再使用に必要な効率的な回収を目的に機体形状の空力設計を試みる。

2. 空力最適化問題定義

地球周回低軌道に 10t のペイロードを輸送するミッションを前提に、宇宙開発事業団の提案した機体規模算定法により初期形状を決定すると、胴体最低直径及び胴体長が決定される。推進システムに液体ロケットを想定した宇宙輸送機の場合、胴体はほぼ燃料タンクで満たされ最適化の余地はあまり無く、本研究では決定された最低直径と胴体長を満たす形状を作成し、最適化の中では何れの個体に於いても胴体は固定とし、翼の 3 次元形状の最適化問題を定義する。

2.1 最適化目的関数

上記ミッションに対し X-34 の空力データを基に飛行経路解析を行った⁽¹⁾ところ、オービターとブースターとの分離は上空約 30,000km, Mach 数約 3 であり、そこからブースターは急旋回の後速度を落とし、遷音速領域で巡航し、亜音速域で着陸をする経路を取ることがわかった。民間輸送機の場合、亜音速から遷音速までの領域でのみ運用されており、宇宙輸送機ブースターとは運用速度領域が全く異なる。即ち、航空機のような確立された形状が存在しない以上、新たに形状を模索する必要がある。そこで本研究では超音速から亜音速領域まで考慮に入れ、以下の 4 目的関数を定義する。

Obj.1. 超音速域と遷音速巡航時の空力中心移動の最小化

超音速領域から遷音速領域への速度移動時に空力中心が大きく変化してしまい、制御が困難になる可能性がある。よってこれを抑制し、制御の簡便性を図る。

Obj.2. 遷音速巡航時のピッチングモーメントの最小化

高性能航空宇宙機体には、その性能の高さからアロー翼が用いられ

るが、この形状はピッチングモーメントが大きくなる欠点を持つため、これを抑制し機体の trim をとり易くする。

Obj.3. 遷音速巡航時の抵抗最小化

最も効率的な再使用の運用には、機体の射場への自力帰還が望ましい。そのため、巡航時の抵抗を最小化することでクロスレンジをより稼げる形状を検討する。

Obj.4. 亜音速着陸時の揚力最大化

揚力が大きい程着陸に必要な滑走路を短縮化でき、射場の選定の幅を広げ、ひいてはミッションの幅を広げることを目的とする。

2.2 形状定義と空力評価手法

翼形状は平面形状と断面形状および翼の 3 次元的な振りによって定義される。平面形状は図 1 に示すように、前縁に Kink を設け高迎角着陸時の前縁剥離渦による揚力増加を加味する。また、胴体との取り付け位置等も含め、1 個体の設計変数計 71 個をもって表現する。最終的に表面に計算格子を生成するため、形状定義された胴体と翼の干渉点列を抽出し、翼の胴体内部に存在する部分を排除し、翼胴一体形状を作成⁽²⁾して、1 つの個体が完成する。

また、空力評価法だが、本計算では計算格子として形状融通性に優れた非構造格子法⁽³⁾を採用する。支配方程式として 3 次元 Navier-Stokes 方程式を用いて個体を評価する。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法⁽⁴⁾を採用する。個体の一つとその空間格子を図 2 に示す。尚、乱流モデルには、全面層流を仮定し、剥離渦を捉えるのに適した修正 Spalart-Allmaras 一方程式モデル⁽⁵⁾を用いる。

Fig. 1 Planform shape definition

3. 最適化手法

CFD による一個体の空力評価には多大な時間を要するため、総評価回数を減らす必要がある。一方実数型進化計算法では探索空間が非常に広くなるため効率的な大域的最適解の探索が求められる。以上を鑑み、ARGA を実数型に拡張し、多目的問題に対応した ARMOGA⁽²⁾を採用し最適化を図る。

Fig. 2 Indicative views of RLV geometry and its unstructured hybrid mesh cut views at $x/L = 0.6$

4. 最適化結果

8世代までに得られた全探索解を図3に示す。実際には4目的最適化問題であるため、4次元空間に存在する解を各2次元平面に投影している。図3(a)から分かる通り遷音速抵抗力と垂直音速揚力には線形的トレードオフが確認できる。

図3(b)からは超音速領域と遷音速巡航時でのピッチングモーメントの差の最小化及び遷音速巡航時でのピッチングモーメントの最小化はいずれも比較的容易に行え、この二つの目的関数にトレードオフが存在しないことが読み取れる。但し、両関数とも小さくするためには遷音速抵抗が増加する、或いは垂直音速揚力が小さくなるトレードオフが確認できる。

図3(c),(d)からも同様のことが確認でき、超音速領域と遷音速巡航時でのピッチングモーメントの差、或いは遷音速巡航時でのピッチングモーメントをかなり小さく抑えつつ、遷音速抵抗を小さく或いは垂直音速揚力を増加させることは比較的容易であることが明らかになった。ここで、遷音速抵抗値を大幅に下げられておらず、胴体形状が大きな抵抗の要因になっていると考えられる。宇宙輸送機の場合液体燃料タンクを収納する制約が付くため、制約を満たしつつ機体形状の最適化を行うことで遷音速抵抗をさらに低減できるか検討する必要があるといえる。

5. 結論

本研究では、液体燃料ロケットエンジンを搭載した垂直離陸水平着陸方式の2段階再使用宇宙輸送機ブースター段の翼形状についてARMOGAを用いた4目的空力最適化を行った。その結果、4次元空間に存在する探索解から各目的関数間の情報が得られた。より詳細な情報の取得のため、今後さらに探索を行う必要がある。

参考文献

- [1] Iwata, T., Sawada, K. and Kamijo, K. "Conceptual Study of Rocket Powered TSTO with Fly-back Booster," AIAA paper 2003-4813, 2003.
- [2] Sasaki, D., Yang, G. and Obayashi, S. "Automated Aerodynamic Optimization System for SST Wing-Body Configuration," AIAA paper 2002-5549, 2002.
- [3] Ito, Y. and Nakahashi, K. "Direct Surface Triangulation Using Stereolithography(STL) Data," AIAA paper 2000-0924, 2000.
- [4] Ito, Y. and Nakahashi, K. "Unstructured Mesh Generation for Viscous Flow Computations," *Proceedings of the 11th International Meshing Roundtable*, Ithaca, NY, 2002, pp. 367-377.
- [5] 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.

(a) Obj.3 v.s. Obj.4

(b) Obj.1 v.s. Obj.2

(c) Obj.3 v.s. Obj.4

(d) Obj.3 v.s. Obj.4

Fig. 3 All solutions plotted in the objective function space.