

3B6 宇宙工学分野における多目的最適化

○大山聖, 谷直樹, 山西伸宏, 藤井孝藏 (宇宙航空研究開発機構)

Multiobjective Design Optimization in Space Engineering
Akira Oyama, Naoki Tani, Nobuhiro Yamanishi, and Kozo Fujii (JAXA)

Key words: multiobjective design exploration, optimization, space engineering, turbopump, flapping

Abstract

Application of multiobjective design exploration (MODE) to aerodynamic design of a rocket turbopump and aerodynamic analysis of flapping motion for future Mars exploration airplane is presented. The MODE approach reveals tradeoff relation among objectives, and sensitivity of design variables to each objective. Analysis of flow of some non-dominated solutions also leads to flow mechanism for improving design objectives. These results confirm feasibility of MODE in space engineering.

1. はじめに

通常, 単目的設計最適化はある与えられた理想的な条件での最適解を与えるだけであるが, 多目的設計最適化や多目的設計最適化とデータマイニング手法などを組み合わせた多目的設計探索[1]は複数の設計目的間のトレードオフ関係や各設計パラメータの設計目的に対する感度など, 設計者にとって有意義な設計知識を得ることができるため, 実世界の設計問題にはより有効なアプローチであると考えられる. 実際, 航空機設計[2]や自動車設計, カメラの設計などさまざまな分野で使われ, その有用性が認識されつつある[3].

宇宙工学分野においても, 多目的設計最適化や多目的設計探索は再使用型宇宙往還機に関する研究[4]や国際宇宙ステーションに用いられる宇宙機器の開発[5], ターボポンプの設計に関する研究 [6]などに用いられており, その利用範囲はますます拡大しつつある.

宇宙航空研究開発機構(JAXA)においても, 多目的設計最適化や多目的設計探索を用いたさまざまな取り組みが行われているが, 本論文では著者らが行っているロケットエンジンのターボポンプの空気力学的研究とはばたき型火星航空機の空気力学的研究をとりあげ, その結果を紹介するとともに, 宇宙工学分野における多目的設計最適化および多目的設計探索の有効性と課題について議論を行う.

2. ロケットターボポンプの多目的空力設計探索

2.1 背景

人工衛星や月・惑星探査衛星などを打ち上げるロケットには今後ますます高い信頼性が要求されると同時に開発コストの削減も要求されている. ロケットを構成する数多くのコンポーネントの中でターボポンプはロケットエンジン性能に大きな影響を与える心臓部ともいえるコンポーネントであり, ターボポンプの性能向上, 信頼性向上, 開発コストの削減は重要な課題となっている.

近年の数値流体力学と計算機の発展により, ターボポンプの設計開発にも流体シミュレーションが用いられるようになってはきたが, いまだ熟練者の試行錯誤と実験による検証に頼ることが多く, 多目的設計探索を用いることで性能改善, 信頼性改善, コスト削減が可能であると考えられる.

よって本研究では, ロケットエンジンのターボポンプ空力設計に多目的設計探索を適用し, ターボポンプ空力設計への多目的設計探索の有効性を確認するとともに, ターボポンプ空力設計に関する知見を得ることを目的とする.

2.2 設計問題

本研究では, ターボポンプの第一段動翼の空力最適化を行う. 設計目的は1)断熱効率の最大化, 2)軸馬力の最大化, 3)次翼流入角の最小化, とする. 制約条件は与えない. 翼形状は翼根断面形状, 中間断面形状, 翼端

面形状で表現することとし、それぞれの断面は B スプラインでパラメータする。設計変数は各断面での B スプラインの制御点座標、前縁・後縁の周方向座標などあわせて58個である(図1)。解析条件は空気を用いた地上リグ試験とあわせることとした。

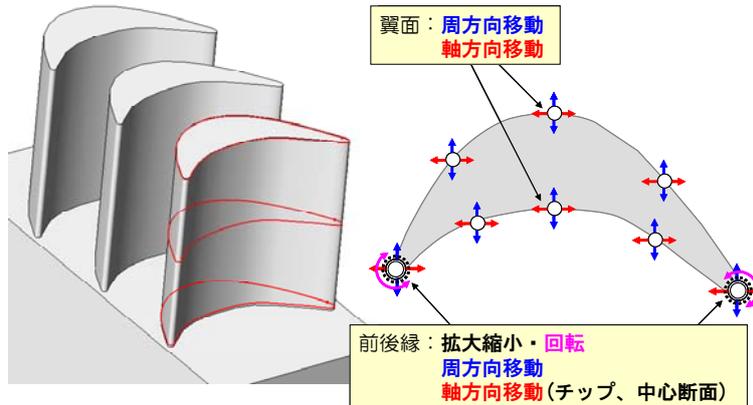


図1 動翼形状のパラメータ化(模式図)

2.3 計算手法

各設計候補の流体解析格子は市販の格子変形ソフト SCULPTOR[7]を用いる。計算格子は O-H 型で格子点数は約17万点である。各設計候補の目的関数値の評価には市販の流体解析ソフトウェア FLUENT[8]を用いる。解法には圧縮性を考慮した SIMPLE 法を用い、乱流モデルは k-e モデルを採用する。入口境界条件は質量流量・全温を固定とし、流速分布はベース設計の全段解析から得られた平均流束ベクトルを与える。出口境界条件はベース設計の全段解析により得られた静圧分布を与える。壁面は断熱壁を仮定する。多目的最適化手法としては多目的進化アルゴリズム[9]を用いる。各個体の適応度評価にはパレートランキングとシェアリング法を用いた。親個体の選択には SUS 法、交叉には BLX-0.5、世代交代には Best-N 選択を用いた。世代数は50とし、各世代の個体数は16とした。得られた非劣解からの知識抽出にはコホネンの自己組織化マップ[10]を用いる。

2.4 計算結果

多目的最適化により得られた非劣解群および劣解群を目的関数空間にプロットしたものが図2である。それぞれの点を次段流入角で色づけしている。この図から断熱効率の最大化と軸馬力の最大化の間に強いトレードオフ関係があることがわかる。

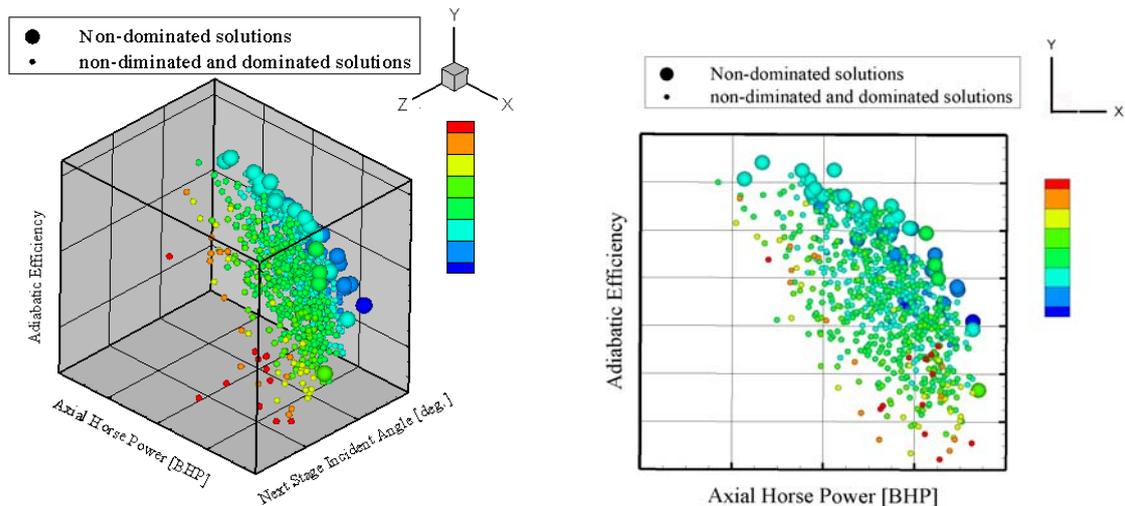


図2 非劣解および劣解の分布。

つぎに考察を深めるため、多目的最適化により得られた非劣解群を自己組織化マップを用いて2次元格子にマッピングする。ここでは目的関数値の類似性をもとにマッピングし、各目的関数値(図3)および各設計変数値(図4)で色づけを行った。目的関数については数値が大きいものほど赤い色で色づけされるようにしている。また、設計

変数の色づけの範囲は各設計変数の設計空間に対応している。まず、図3を見ると軸馬力の大きな解が左側に分布し、効率の大きな解が右下に分布していることがわかる。このことから、断熱効率の最大化と軸馬力の最大化の間につよいトレードオフがあることが確認できる。また次段流入角の分布をみると効率を高くするにつれて次段流入角も大きくなっている傾向がみてとれる。図4をみると、非劣解は中間断面および翼端断面において後縁周方向位置が大きく、出口角度が大きくなっていることがわかる。また、軸馬力が大きな解についてのみ中間断面の出口角度がそれほど大きくはなっていないことがわかる。また中間断面および翼端断面の前縁軸方向座標が小さくなっていることもこの図からわかる。その他の設計変数についても自己組織化マップの分析を行ったが、目的関数との強い相関はみつからなかった。

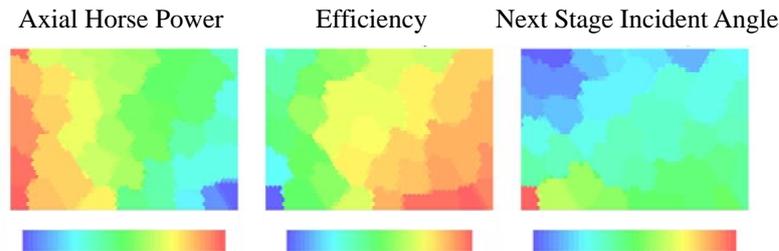


図3 自己組織化マップによる非劣解群の分析(目的関数)

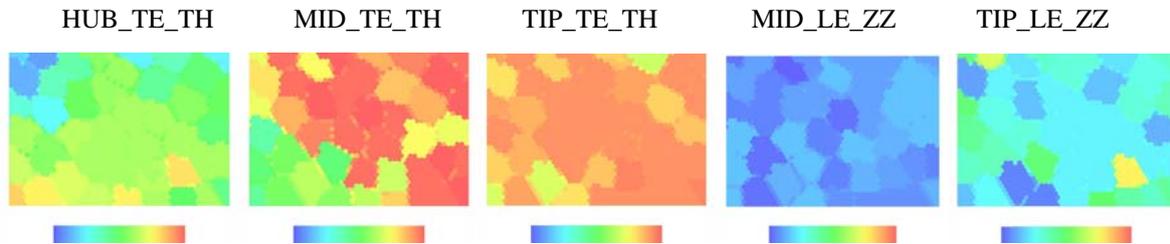


図4 自己組織化マップによる非劣解群の分析(設計変数). それぞれ、翼根断面後縁周方向位置(HUB_TE_TH), 中間断面後縁周方向位置(MID_TE_TH), 翼端断面後縁周方向位置(TIP_TE_TH), 中間断面前縁軸方向位置(MID_LE_ZZ), 翼端断面前縁軸方向位置(TIP_LE_ZZ).

図5に効率が一番高かった非劣解および軸馬力が一番高かった非劣解の形状を比較する。翼腹面中心部が平坦になっており、軸馬力最大の非劣解でこの傾向が強い。また、ここには示していないが元形状と比較すると、両非劣解は前縁半径及び後縁半径が大きくなっている。

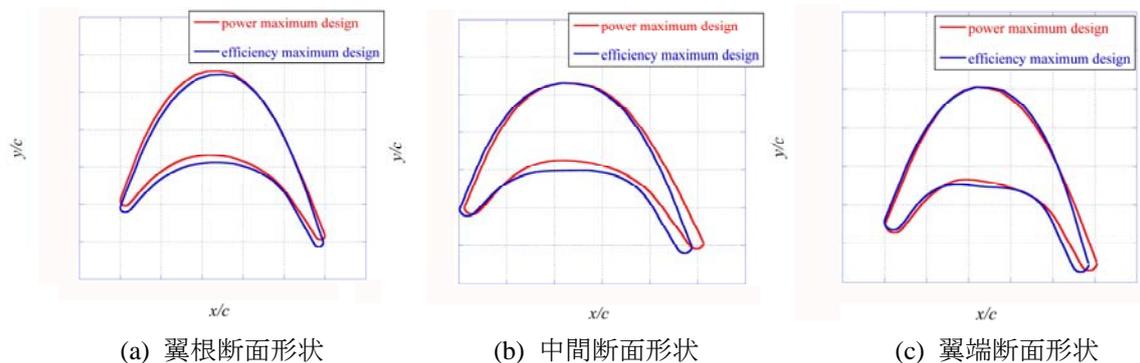


図5 効率最大形状および軸馬力最大形状の比較

図6に効率が一番高かった非劣解、軸馬力が一番高かった非劣解、および元形状の背面側の流線を示す。元形状で見られるコーナー渦が非劣解では抑制されていることがわかる。とくに効率最大の非劣解のコーナー渦抑制が顕著である。これが翼周り流れの損失を減少させ効率を増加させている重要なメカニズムのひとつだと考えられる。コーナー渦を抑制するために非劣解は前縁半径および後縁半径を増加させて流路を狭くしていると考えられる。

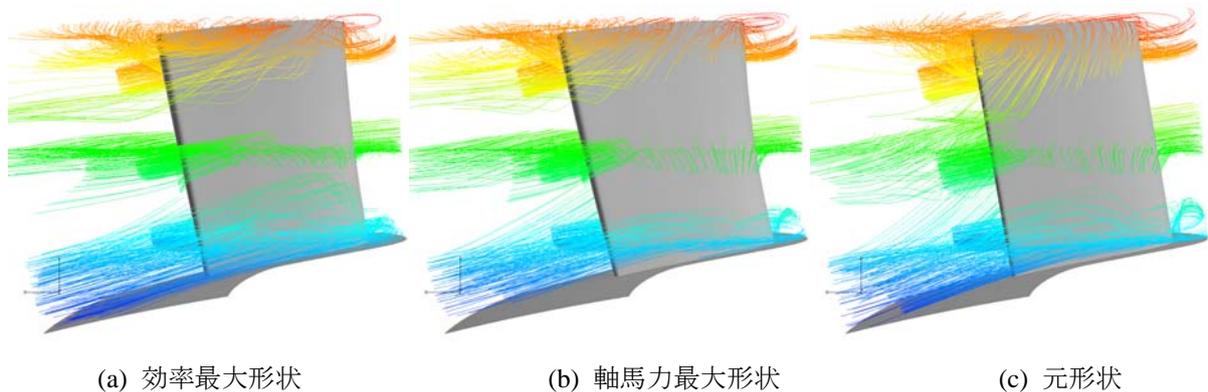


図6 効率最大形状, 軸馬力最大形状, 元形状の翼背面付近の流線の比較

2. 5 まとめ

本研究により, ポンプの断熱効率および軸馬力を向上させるためには翼腹面を平坦化すること, 前縁および後縁の曲率半径を大きくし流路幅を狭くすることで二次流れ(コーナー渦)の発達を抑制すること, が重要であることがわかった. ただし, 流路幅が狭くなると正負圧面の干渉が強くなるため軸馬力が低下する. また, 翼腹面中央部を平坦化すると流れが急激に曲げられるため効率が低下する. そのため, 断熱効率最大化と軸馬力最大化との間にはトレードオフが存在する.

3. はばたき型火星探査飛行機のはばたき方に関する多目的空力設計探査

3. 1 背景

現在 JAXA 宇宙科学研究本部において, 飛行機を用いた火星探査の可能性について議論を行っている. 火星大気は地球上の約 1/100 であることから, 巡航動圧が小さく, 高い揚力係数を得ることが必要となる. スパン長 1m の飛行機を考えた場合, 巡航レイノルズ数は 10^3 程度になる可能性がある. このレイノルズ数条件では固定翼よりもはばたき翼のほうが揚力を発生させる可能性があるといわれている. これまではばたき翼についてさまざまな研究があるが[11-15], はばたき運動に関する理解は十分ではない. よって本研究では多目的設計探査を用いて, はばたき運動に関する考察を行う. ただし, ここでは簡単のために2次元の振動翼型を扱う. なお, 紙面数の制限からここでは概略を示すが, 詳細については文献[16,17]を参照されたい.

3. 2 設計問題

ここでは米国内で検討されている火星探査機[18]を参考に設計条件を設定する. スパン長 1[m], コード長 0.1[m]の機体を考え, 巡航速度 10[km/hour]とする. コード長を基準長としたレイノルズ数は 10^3 となる. 目的関数ははばたき1周期の平均揚力係数, 平均推力係数, 平均必要パワーとする. 制約条件は平均揚力係数及び平均推力係数が正であることである. 翼型は NACA0002 翼型と仮定する. はばたき運動は上下運動およびピッチング運動の重ねあわせで表現する. それぞれ式(1)および(2)に示すように同一周波数のサイン曲線で表現する.

$$y(t) = h \cdot \sin(kt) \quad (1)$$

$$\alpha(t) = \alpha_0 \sin(kt + \phi) + \alpha_1 \quad (2)$$

設計変数は 上下運動振幅 h , 周波数 k , ピッチオフセット角 α_0 , ピッチ角振幅 α_1 , 位相差 ϕ の5つである.

3. 3 計算手法

各はばたき運動の空力評価は2次元非圧縮ナビエ・ストークスコードを用いる. 計算格子は C 型で格子点数は約2万点である. はばたき運動の多目的最適化には多目的進化アルゴリズムを用いる. また, 得られた非劣解からの知識抽出にはコホネンの自己組織化マップを用いる.

3. 4 計算結果

計算により得られた非劣解, 劣解を3次元の目的関数空間にプロットしたのが図7である. この図からはわかりにくいですが, 3つの目的関数間にトレードオフがあり, トレードオフ面が形成されている.

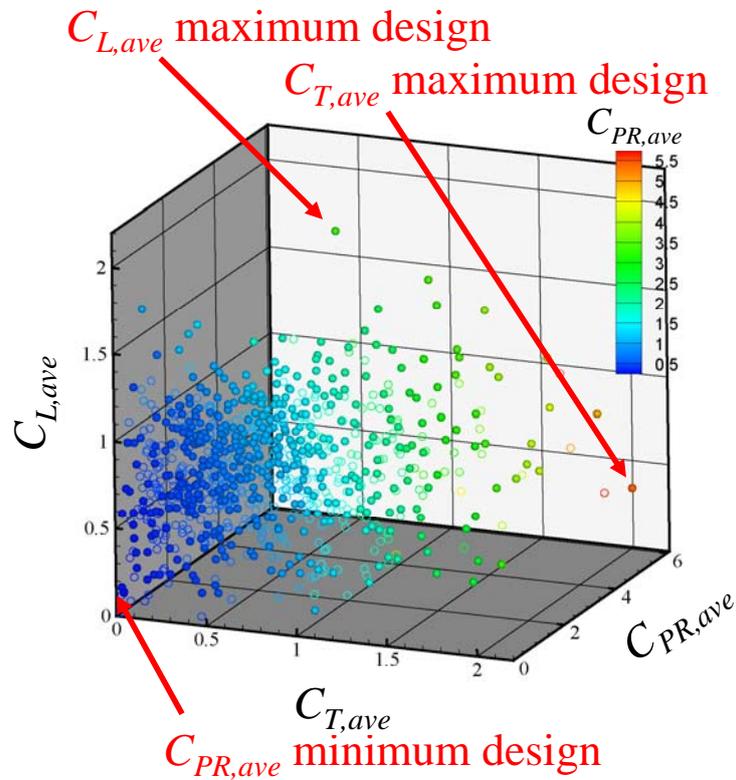
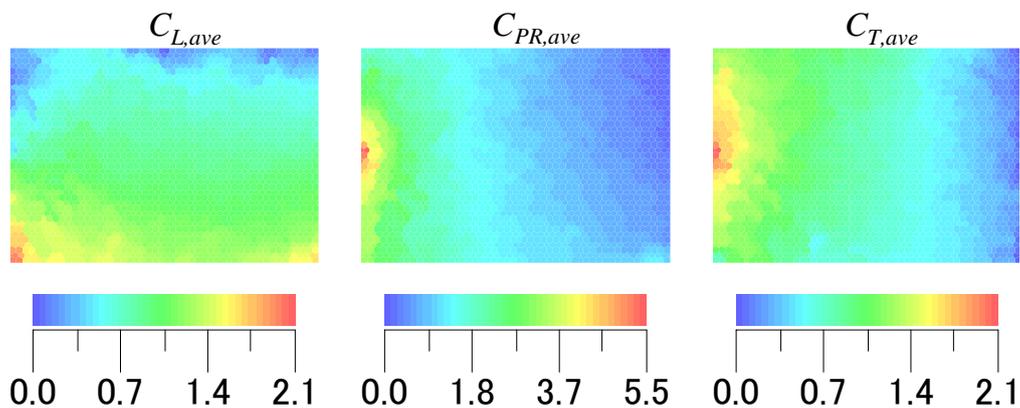


図7 非劣解(球)および劣解(円)の分布.

つぎに考察を深めるため, 非劣解を自己組織化マップ手法を用いて2次元にマッピングする. ここでは目的関数値の類似性をもとにマッピングし, 各目的関数値および各設計変数値で色づけを行った(図8). 設計変数の色づけの範囲は各設計変数の設計空間に対応している. これらの図の分布を比較することでさまざまな知見が得られる.

- 1) 非劣解になるためには位相差 ϕ は90度前後である必要がある.
- 2) ピッチオフセット角 α_0 は平均揚力と強い相関がある
- 3) 周波数 k は平均必要パワー最小化および揚力/推力最大化との間のトレードオフに強い影響を与える.
- 4) 上下運動振幅 h は推力に強い影響がある.



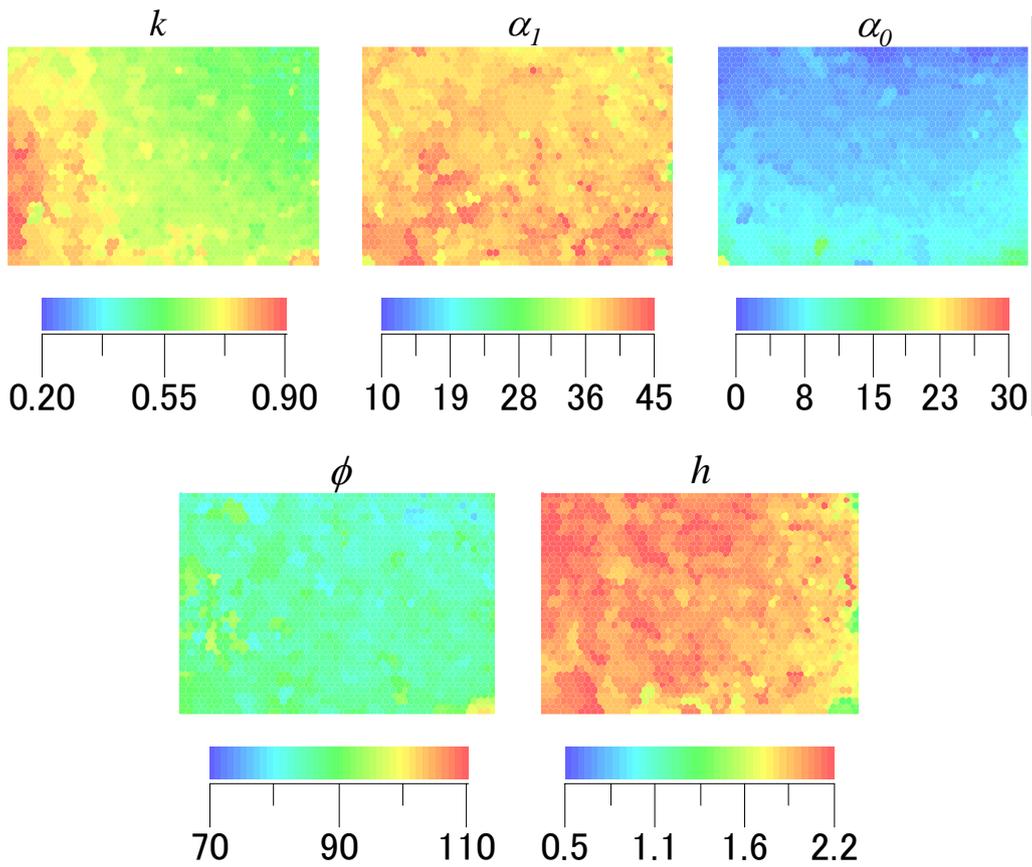


図8 自己組織化マップによる非劣解群の分析

次に、非劣解の流れ場について考察を行う。図9に平均推力最大のはばたき運動の圧力係数分布の時間履歴を示す。打ち上げ時、打ち下ろし時とも、有効迎角を大きくとり大きな渦を発生させることで推力を得ていることがわかる。打ち上げ時に渦を発生させると負の揚力が発生してしまうが、平均推力最大のはばたきは1周期あたりの平均揚力正の制約条件をぎりぎりみたくように推力を発生させている。

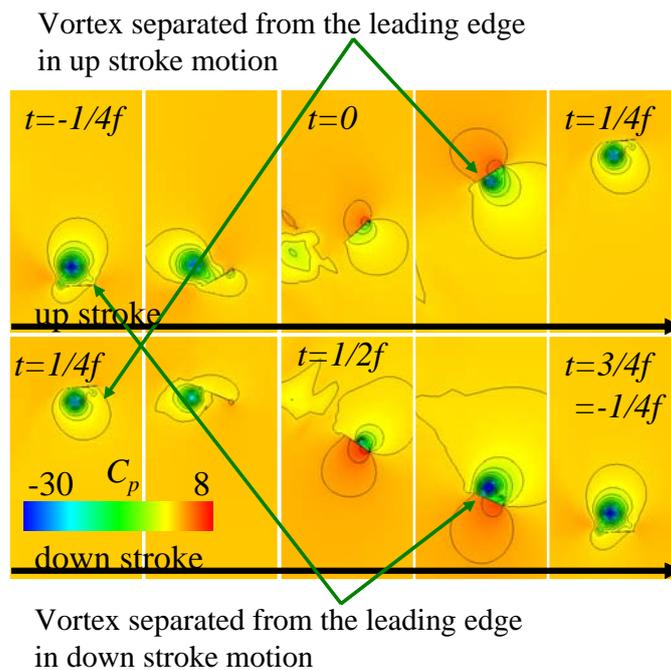


図9 推力最大のはばたきの圧力係数の履歴

図10に平均揚力最大のはばたき運動の圧力係数分布の時間履歴を示す。打ち上げ時には有効迎角をほぼゼロにして渦を発生させず、打ち下ろし時には有効迎角を大きくして渦を発生させていることがわかる。これは打ち上げ時に渦を発生させると負の揚力が発生するためである。

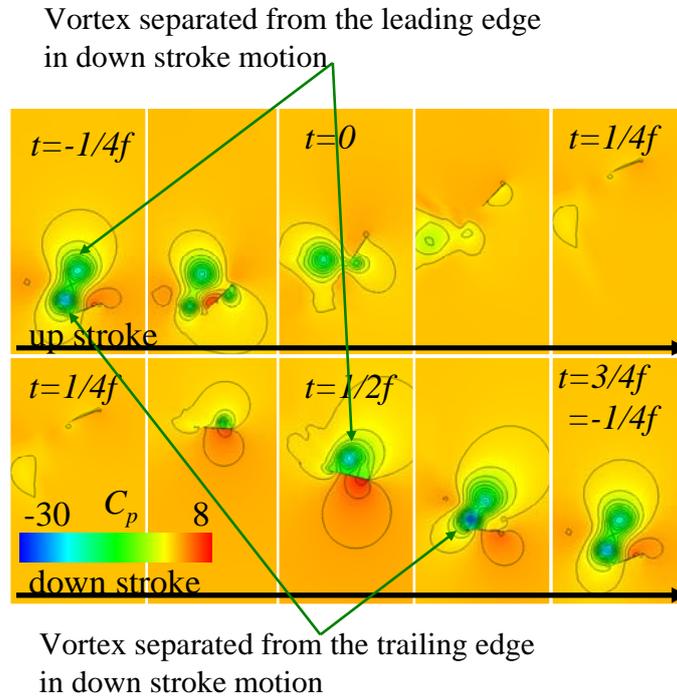


図10 揚力最大のはばたきの圧力係数の履歴

図11に平均必要パワー最小のはばたき運動の時間履歴を示す。この図から、打ち上げ時打ち下ろし時ともに有効迎角をほぼゼロとして渦を発生させずパワーをなるべく消費しない運動になっていることがわかる。

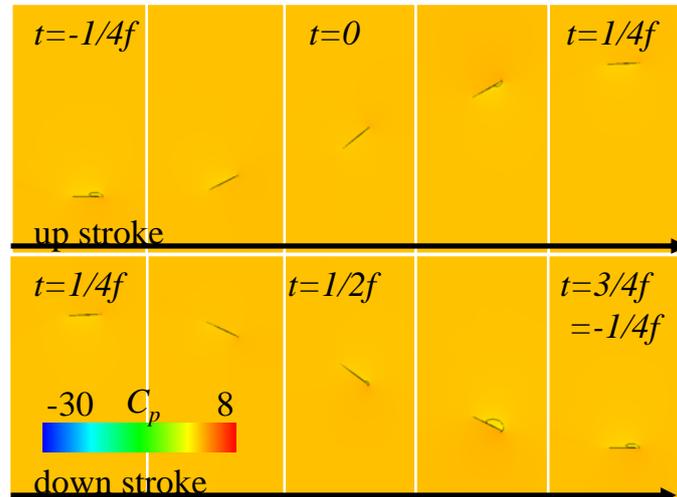


図11 必要パワー最小のはばたきの圧力係数の履歴

3.5 まとめ

2次元翼のはばたき運動について多目的設計探索を行い、その結果を考察した。その結果、平均推力最大化、平均揚力最大化、平均必要パワー最小化の間にはトレードオフがあることがわかった。また、設計変数と目的関数間の関係が明らかになった。さらに非劣解の流れ場を分析することで、目的関数を向上させるための流れ場のメカニズムが明らかになった。

4. 結論

本論文では JAXA における多目的設計探索の宇宙工学分野での応用例としてロケットエンジンターボポンプ動翼の空力設計と火星探査用飛行機のはばたき運動に関する研究の例を紹介した。多目的設計探索を用いることで目的関数間の関係、目的関数と設計変数の関係、目的関数と流れ場の関係などが明らかになり、宇宙工学分野における多目的設計探索の有効性が確認された。現在人工衛星のレイアウト問題などへの多目的設計探索手法の適用について議論を開始しているところである。

参考文献

- [1] 大林茂, 多目的最適化とデータマイニング, 日本機械学会誌, Vol. 109, No. 1050, 2006, pp. 383-385.
- [2] K. Chiba, S. Obayashi, and K. Nakahashi, "High-Fidelity Multidisciplinary Design Optimization of Aerostructural Wing Shape for Regional Jet," 23rd AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA-2005-5080, 2005.
- [3] 日本機械学会誌, Vol. 109, No. 1050, 2006.
- [4] K. Chiba, S. Jeong, S. Obayashi, and K. Yamamoto, "Knowledge Discovery in Aerodynamic Design Space for Flyback-Booster Wing Using Data Mining," 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA-2006-7992, 2006.
- [5] 古川亮, 黒岩正, 大富浩一, 神澤拓也, 多目的最適化を用いた宇宙機器のトレードオフ設計, 日本機械学会年次大会後援論文集, Vol. 2004, No. 7, 2004, pp. 215-216.
- [6] A. Oyama and M.-S. Liou, "Multiobjective Optimization of Rocket Engine Pumps Using Evolutionary Algorithm," Journal of Propulsion and Power, Vol. 18, No. 3, 2002, pp. 528-535.
- [7] <http://www.vinas.com/jp/seihin/sculptor/>
- [8] <http://www.fluent.co.jp/>
- [9] K. Deb, *Multi-Objective Optimization Using Evolutionary Algorithms*, John Wiley & Sons, Ltd., Chichester, UK, 2001.
- [10] T. Kohonen, *Self-Organizing Maps*, Second edition, Springer, Heidelberg, Germany, 1997.
- [11] I. E. Garrick, "Propulsion of a Flapping and Oscillating Airfoil," NACA Report 567, 1936.
- [12] I. H. Tuncer, and M. F. Platzer, "Thrust Generation Due to Airfoil Flapping," *AIAA Journal*, Vol. 34, No. 2, 1995, pp. 324-331.
- [13] K. Isogai, Y. Shinmoto, and Y. Watanabe, "Effects of Dynamic Stall on Propulsive Efficiency and Thrust of Flapping Airfoil," *AIAA Journal*, Vol. 37, No. 10, 1999, pp. 1145-1151.
- [14] I. H. Tuncer, and M. Kaya, "Optimization of Flapping Airfoils for Maximum Thrust and Propulsive Efficiency," *AIAA Journal*, Vol. 43, No. 11, 2005, pp. 2329-2336.
- [15] J. M. Anderson, K. Streitlien, D. S. Barrett, and M. S. Triantafyllou, "Oscillating Foils of High Propulsive Efficiency," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 360, Issue 01, 1998, pp. 41-72.
- [16] 岡部能幸, 下山幸治, 藤井孝藏, 羽ばたき型火星航空機の羽ばたき運動に関する考察, 第19回数値流体力学シンポジウム講演論文集, 2005.
- [17] A. Oyama, Y. Okabe, K. Fujii, and K. Shimoyama, "A Study on Flapping Motion for MAV Design Using Design Exploration," Infotech@Aerospace 2007 Conference and Exhibit, AIAA-2007-2878, 2007.
- [18] <http://avdil.gtri.gatech.edu/RCM/RCM/Entomopter/EntomopterProject.html>