

遺伝的アルゴリズムと格子モーフィングを使用した

ロケットエンジン用タービン翼形状最適化

Rocket engine turbine cascade shape optimization with generic algorithm and grid morphing

○谷直樹, 宇宙航空研究開発機構, 茨城県つくば市千現 2-1-1, E-mail: tani.naoki@jaxa.jp
 大山聖, 宇宙航空研究開発機構, 神奈川県相模原市由野台 3-1-1, E-mail: oyama@flab.isas.jaxa.jp
 山西伸宏, 宇宙航空研究開発機構, 茨城県つくば市千現 2-1-1, E-mail: yamanishi.nobuhiro@jaxa.jp
 Naoki Tani, Japan Aerospace Exploration Agency, 2-1-1 Sengen Tsukuba-Shi Ibaraki JAPAN
 Akira Oyama, Japan Aerospace Exploration Agency, 3-1-1 Yoshinodai Sagamihara Kanagawa JAPAN
 Nobuhiro Yamanishi, Japan Aerospace Exploration Agency, 2-1-1 Sengen Tsukuba-Shi Ibaraki JAPAN

Turbine efficiency for a rocket engine turbo-pump has great influence to total engine performance, therefore, the multi-objective design exploration (MODE) was applied to a turbine blade shape design. In the present study, a grid morphing method was used for the shape change. By using such method, computational time is greatly reduced and effectiveness of the method is validated.

1. 緒言

ロケットエンジン用ターボポンプのタービン効率にはエンジンサイクルによってはエンジン成立性に大きく影響し、その高効率化は極めて重要である。しかし、一般的なガスタービンに比べると小型で、かつ短秒時作動と軽量化のため段あたりの負荷が高いことから、現行エンジンで使用されているタービン翼効率はさほど高くはないのが現状である。これらを克服するために、多数のリーグ試験を行い、データを蓄積することも選択肢として考えられるものの、コストと時間の双方が必要となることから、CFDへの期待が大きくなっている。しかし、たとえCFDを活用したとしても、高効率形状を試行錯誤的に求めるのは極めて困難であることには変わりはない。また、一般に工学的に有意な知見は単一目的の最良解の導出ではなく、トレードオフ情報等を含めた複数の目的に関する最良解群を求めることが要求される。そこで、本報告では、これらの目的に適しており、多くの分野で有効性も示されている⁽¹⁾⁽²⁾遺伝的アルゴリズムを用いてタービン翼形状の多目的最適化を行った例を報告する。

ターボ機械に対する形状最適化は過去から多くなされておられ、近年では軸流コンプレッサ⁽³⁾、多段タービン⁽⁴⁾、ファン出口ガイドベーン⁽⁵⁾、タービン冷却⁽⁶⁾などが発表されている。形状最適化を、CFDを用いて行う際に問題となる点として、形状変形に伴う解析格子の再生成手法の構築が挙げられる。翼列の格子生成であれば、C型格子⁽³⁾やO-H型格子⁽⁴⁾⁽⁵⁾を使用したパラメトリックな格子生成が多く用いられており、比較的スタガ角が大きい場合でも格子生成が可能であることが示されている。翼列のみの最適化を考慮する場合には前記手法は極めて有効で広く用いられているが、ポリュートのような翼列以外の形状や、極めて大きなスタガ角を有するインデューサへの適用を考慮した場合、パラメトリックな格子再生成が困難な場合も予想されることから、汎用性を持たせる意味で今回は格子モーフィング法⁽⁶⁾を使用した最適化を試みる。格子モーフィング法では格子を移動させることで形状変形を行うことから、パラメトリックな形状変形が難しい場合であっても、モーフィング用のコントロールポイントを設定するだけで可能となる利点があり、高い汎用性を期待できる。

2. 計算手法と計算格子

多目的最適化手法は Oyama⁽²⁾らによって使用されている多目的進化アルゴリズムを用いた。進化アルゴリズムで用いた各種法に

関しては表1にまとめている。

Table 1 Generic algorithm methods and parameters

適応度評価法	パレートランキング + シェアリング法
親個体選択法	SUS 法
交叉法	BLX-0.5
世代交代法	Best-N 選択
突然変異率	0.2
世代数	50
個体数	16

各個体の CFD 解析は汎用流体解析ソフトウェアである FLUENT6.3.26 を使用した。解析方法は圧縮性を考慮した SIMPLE 法を用い、移流項の空間精度は風上2次精度を用いた。境界条件は極力作動点が最適化中に変化しないように、入口で質量流量と全温を一定とし、出口では静圧を固定した。なお、入口流れの流入方向及び全温分布と、出口圧力分布は全段解析から得られた結果を用いている。乱流モデルは、FLUENT に実装されている乱流モデルの中から、試験結果と最も良い一致を示した Realizable k-ε モデル⁽⁷⁾を用いた。

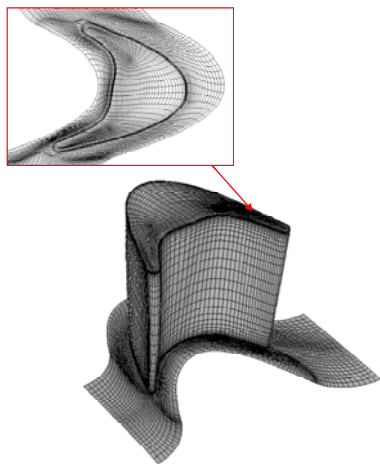


Fig.1 Computational grid

今回の最適化の対象はロケットエンジン用のターボポンプに使用されている2段式タービンのうち、1段動翼を模擬した形状とした。選定したタービンは超音速流入での作動となるため負荷が高く、損失が大きいことから選定した。使用した解析格子は図1に示すようにO-H型の解析格子を使用し、壁面第1層格子幅は平均して $Y^+ \approx 5$ 程度とし、チップクリアランス部分には8層の格子を配置した。総格子数は約16.5万セルとなった。解析は1流路のみで行い、周期境界条件を課している。

3. 設計問題

タービン動翼にとって最も重要なパラメータは、全圧損失と強い関係を持つ断熱効率と、仕事量を表す出力馬力である。加えて、多段タービンの場合、出口流出角度と次段流入角の関係、すなわち次段マッチングも重要となることから、目的関数は次の3つとした。

- 断熱効率
- 出力馬力
- 出口流出角度

設計変数は図2に示すように、翼のハブ、中間、チップ断面それぞれ断面形状で与えることとした。また、各翼断面にはそれぞれ定義点を8点配置し、軸方向移動、周方向移動、回転、拡大縮小などを各定義点に割り振っており、最終的な設計変数の数は58個となった。なお、制約条件は今回考慮していない。これらの形状パラメータを使用した際の形状変形に伴う解析格子変更には格子モーフィングを使用した。この点に関しては後に詳しく述べる。

作動条件は地上でのリグ試験を想定し、作動流体は空気とした。

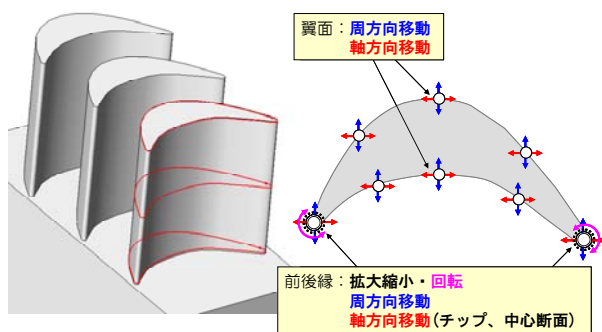


Fig.2 Design parameters

4. 格子モーフィング

最適化を行う際に問題になる点として、形状変更した際の格子生成処理の作成が困難であることが挙げられる。また、大量のCFD解析を行うことから、計算負荷が高い点も問題となっている。これらの点は、将来的にエンジン開発フェーズでの使用を考えると極めて大きな問題であり、何らかの対応が必要とされる。そこで、今回は格子を再生成することなく形状変形が可能な格子モーフィング手法³⁾を使用した。本手法を用いる場合、各格子の位置関係やインデックスなどはそのまま保たれることから、変形前の形状の解析結果を初期条件として用いることで、変形後の形状に関する解を迅速に求めることが出来ることが期待できる。また、変形定義点を形状の周りに配置することで任意形状に対して用いることが出来ることから、高い汎用性を有する特徴があることから、開発段階での最適化を使用する場合には非常に有効であると考えられる。これらの特徴から、今回は形状変形に汎用格子モーフィングソフトウェアであるSCULPTORを使用した。

格子モーフィング法を使用する場合、始めにベースラインとする格子を作成し、その周囲にコントロールポイントを配置して、これらを動かして形状のみならず、周囲の格子を含めて変形を行う。今回は図2の設計変数定義点をそのまま格子モーフィング用コントロールポイントとし、前縁、後縁の回転、拡大縮小はそれぞれ9つのコントロールポイントを集合させ、それらを変形させることで対応した。実際に配置したコントロールポイントの配置を図3に示す。

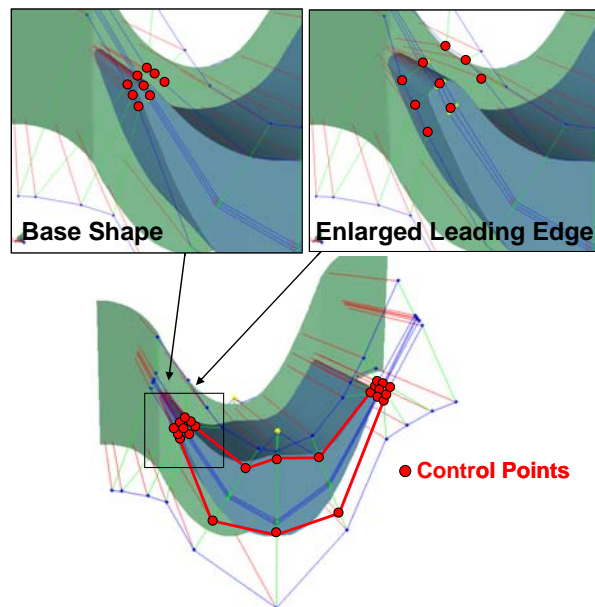


Fig.3 Control points for grid morphing

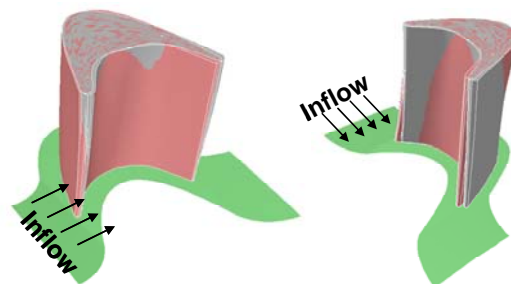


Fig.4 Initial (gray) and modified (red) shape

次に形状変形を行った際の初期条件の設定に関して検討する。図 4 に初期形状と変形後の形状を示す。初期形状、変形後の形状ともにベースライン形状をランダムに変形させた形状を使用した。初期形状の解析結果を変形後の形状にそのまま読み込んで再解析を行った場合と、いったん入口条件で初期化をした場合、初期形状の解析結果を内挿して初期解とした場合の 3 種類で連続の式の収束性を比較した結果を図 5 に示す。格子モーフィング法を使用した場合、約 5000 ステップで収束解が得られているが、入口条件で初期化した場合はほとんど収束していないことがわかる。

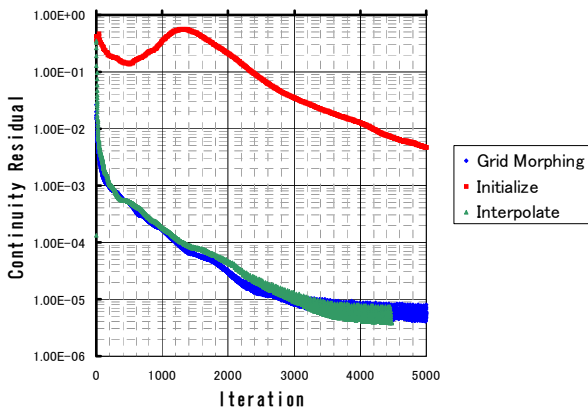


Fig.5 Convergence history of continuity equation

また、初期形状の解析結果を変形後の形状に読み込んだ場合と単純に内挿した場合ではほぼ同等の収束性となっている。しかし、初期形状の結果を内挿して初期解を与える方法では、図 6 に示すように初期状態に物理量に不連続面が発生してしまっている。変形後の形状が初期形状物体の壁面の内部になってしまう場合には内挿元の定義点が存在しないため、このような分布になっていると考えられる。これに対し、格子モーフィング法を用いた場合は滑らかな等高線となっていることがわかる。内挿法で発生した様な不連続面の存在は解析安定性に影響することを考えると、初期状態で滑らかな等高線が得られている格子モーフィング法の方が良いと判断できる。以上のように、形状変形の量は小さいものの、有意な違いが見られることがわかる。

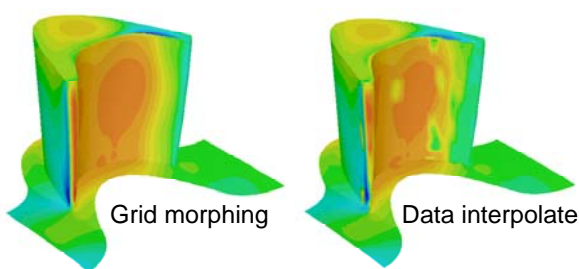


Fig.6 Initial pressure contours

また、格子モーフィング法は対象形状が変化した場合でもコントロールポイントを定義すれば良いだけであることから、対応が容易であることを考えると、開発段階で CFD を用いた最適化をより容易に適用可能となることが期待できる。

5. 計算結果

多目的最適化より得られた非劣解、及び劣解分布を図 7, 8 に示す。グラフは、ベースとなった形状の値で無次元化している。この図より、効率と軸馬力には強い相関関係があるが、出口流出角

度に関しては非劣解中ではほぼ一定となっており、他の目的関数との相関が低いことがわかる。

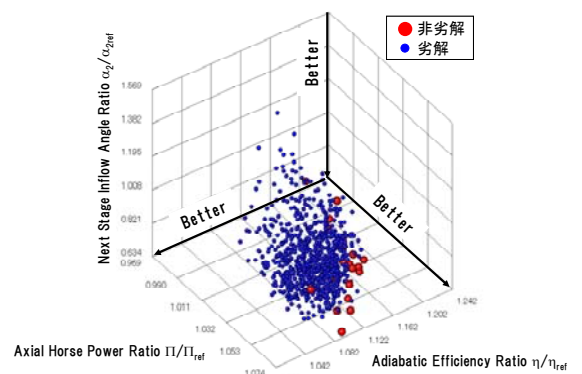


Fig.7 Non-dominated and dominated solutions 3D plot

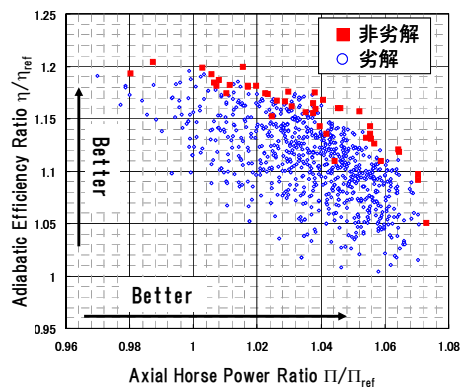
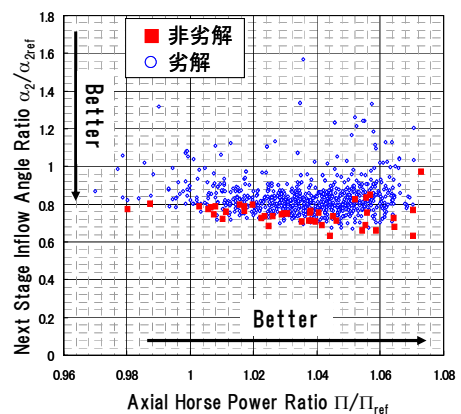


Fig.8 Non-dominated and dominated solutions

次に、大林によって有効性が示されている⁽¹⁾ 自己組織化マップを使用して、得られた非劣解群の目的関数と特徴的な設計パラメータをマッピングし、それらの相関を見たのが図 9, 10 となる。図 9 では目的関数をマッピングし、それに基づいて図 10 の設計変数をマッピングしている。設計変数を図 8 から明らかに、自己組織化マップにおいても効率と軸馬力は相関関係が得られているが、加えて効率と次段流入角の関係も弱い相関関係が得られていることがわかる。一般的に、駆動軸馬力は出入口の流れ角度の差、つまり轉向角に依存し、轉向角が小さくなるほど断熱効率が向上することを考えるとこの結果は妥当であることがわかる。

次に、目的関数と設計変数の相関を見ると、非劣解群は全体的に後縁側の周方向位置と出口角度が大きくなっており、かつ中間断面および翼端断面の前縁軸方向座標を小さくして前縁を後退させる方向に変化していることがわかる。これら一連の変化のうち、後縁側の変化は転向角を増大する方向の変化となっている。加えて、軸馬力が大きな解についてのみ中間断面の出口角度が他の非劣解に比べると小さくなっている。この原因に関しては次節の考

察の所で述べる。前縁位置の変化は、超音速流入による衝撃波発生に起因する損失を低減しようとする方向に進化していると考えられる。その他の設計パラメータには有意な相関は見られなかった。効率と軸馬力には強い相関関係が見られたことから、これらがそれぞれ最大を示す形状を図 11 に示す。図 10 の自己組織化マップで見られたように、軸馬力が大きな解では出口角度が小さくなっていることが見て取れる。

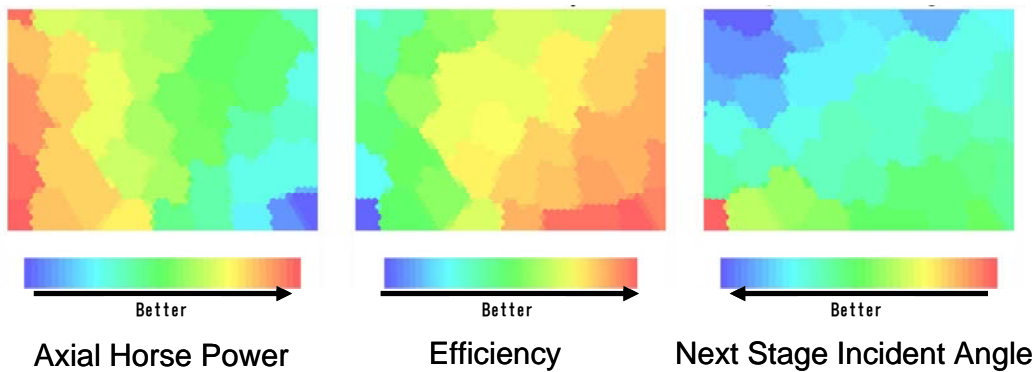


Fig.9 Self organizing maps (SOM) for objective functions of non-dominated solutions

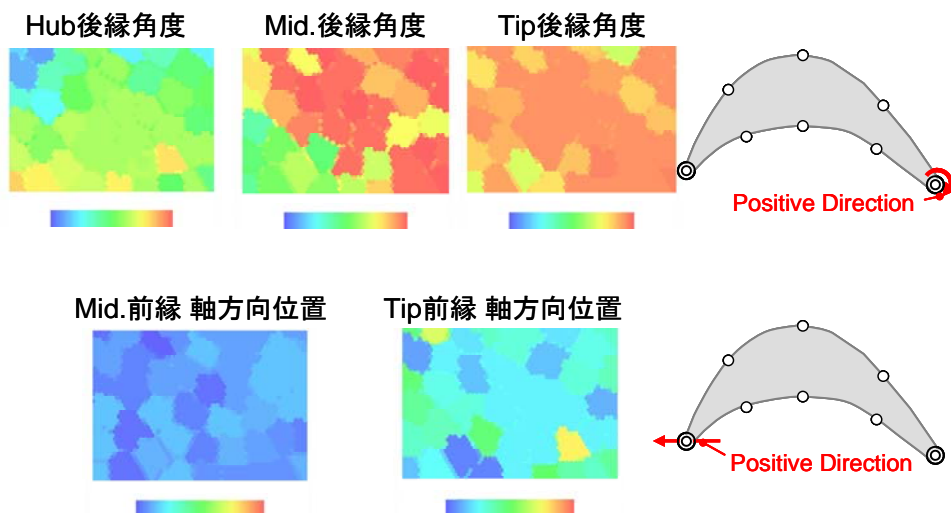


Fig.10 SOM for design parameters of non-dominated solutions

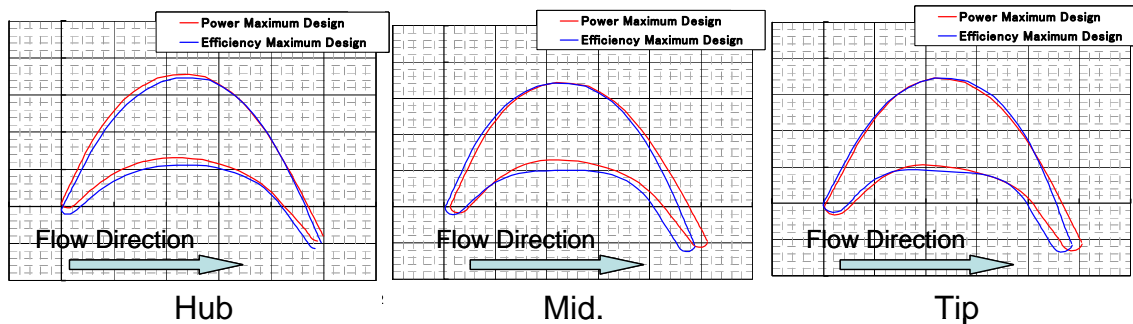


Fig.11 Blade shape of Maximum-efficiency shape and Maximum-power shape

することがわかった

- 効率が高い解では二次流れを抑制することで損失を低減し、軸馬力が高い解では翼正負圧面の干渉を少なくすることで回転力を大きくしていることがわかった

今後は格子モーフィング法の汎用性を検証するために、他のコンポーネントにも試行する予定である。

6. 内部流れに関する考察

次に、内部流れの観点から最適化結果の考察を行う。図12に翼列中央断面での流速数分布と翼列出口でのエントロピ分布を示す。効率が大きな解では翼間出口部の流速が大きくなっている。同様の傾向はGriffinら⁽⁴⁾の報告にも見られる。図13には流線を示すが、翼出口近傍ではコーナー剥離が大きく発達していることがわかる。高効率形状では、翼列出口近傍で高い流速を維持することでコーナー剥離が大規模に発達する前に翼列から排出することで効率低下を防いでいるものと考えられる。これに対して、軸馬力が高い形状の場合、図11からもわかるように最も仕事を受け持つ中心断面で翼が薄くなっている。一般に翼列形状の場合は翼間隔が小さくなるにつれ、翼の負圧面の低圧力部と、正圧面の高圧力部分が互いに打ち消しあうことで翼に発生する力が小さくなる。このため、今回の最適化結果より得られた高軸馬力形状においても、翼を薄くして正圧面と負圧面の干渉を低くすることで、翼面にかかる力を大きくし、回転軸馬力を増大させていることがわかる。これは図14に示す翼面圧力分布からも、翼正圧面の圧力が高効率形状よりも全体的に高くなっていることからわかる。図10の自己組織化マップより、軸馬力が高い形状の場合は出口翼角度が小さくなっていることが示されたが、これは翼角度を小さくすることで翼間隔を大きくし、翼の正負圧力面の干渉を小さくする方向の最適化であったことがわかる。

最後に、最適化の最初の段階で使用したベースライン形状との比較を示す。図13にはベースライン形状の流線も示している。ベースライン形状では、翼負圧面から顕著なコーナー渦が発生しているが、高効率形状と高軸馬力形状では双方とも渦の発生が抑制されていることが確認できる。

6. まとめ

本報告では、遺伝的アルゴリズムを用いた多目的最適化に対して、将来的な汎用性を考えて格子モーフィング法を使用した。そして、その手法をロケットエンジン用ターボポンプの翼列に適用した。その結果をまとめると次のようになる。

- 格子モーフィング法を使用する際の初期条件の設定は、ベースライン解析結果を用いる方が、単純に初期化する場合や、他の解析結果を内挿する場合に比べて安定に解析可能であることがわかった
- タービン翼列の設計問題では、軸馬力と断熱効率の間で強い相関が、流出角度と軸馬力の間には弱い相関が存在

7. 謝辞

本研究を行うに当たり、株式会社 IHI 関係各位、JAXA 宇宙基幹システム本部関係各位、航空プログラムグループ千葉一永殿には多くのご助言と協力を頂いた。この場を借りて感謝の意を表す。

参考文献

- 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.
- 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.
- Akira Oyama, et al., "Transonic Axial-Flow Blade Optimization Using Evolutionary Algorithms and a Three-Dimensional Navier-Stokes Solver," AIAA Journal of Propulsion and Power, Vol. 20, No. 4 (2004), pp. 612-619
- L.W. Griffin, et al., “Design and Analysis of Turbines for Space Applications,” Proceeding of 33rd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, Orland, FL, (2003), AIAA2003-3993
- D. Sasaki, “Adaptive Range Multi-Objective Generic Algorithms for Aerodynamic Design Problems,” Doctoral dissertation of Tohoku University (2004)
- Y. Rousseau, et al., “Morphing-Based Shape Optimization in Computational Fluid Dynamics,” TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, Vol. 50 (2007), pp.41-47
- T.H., Shin, et al. “A New k-ε Eddy-Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows-Model Development and Validation,” Computers and Fluids, Vol.24 (1995), pp.227-238
- T. Nagumo, et al. “Geometry Optimization of Turbine Blade with Surface Injection,” Proceedings of the International Gas Turbine Congress, Tokyo (2003), TS-035

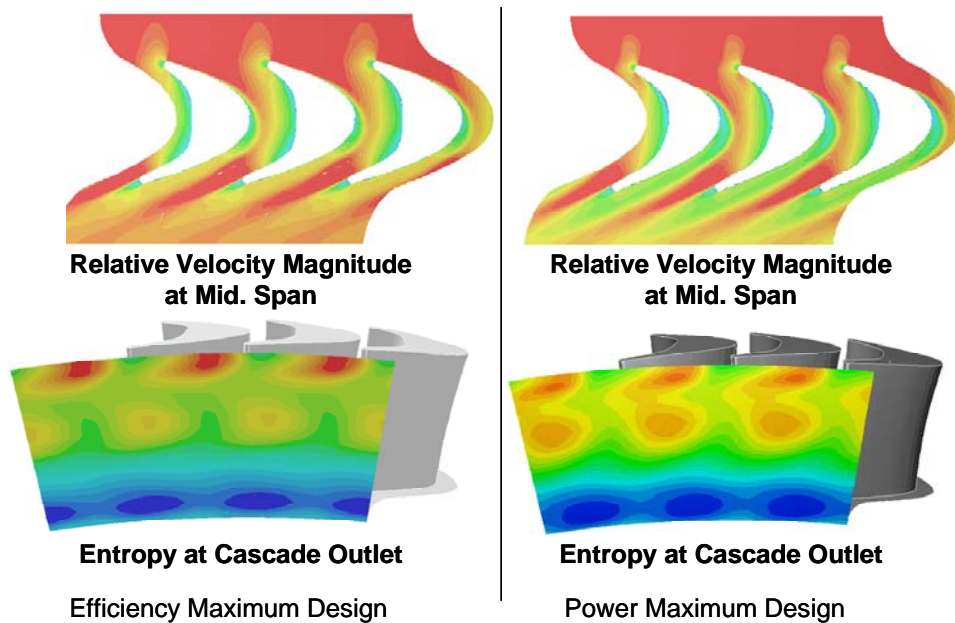


Fig.12 Relative velocity magnitude and entropy contours

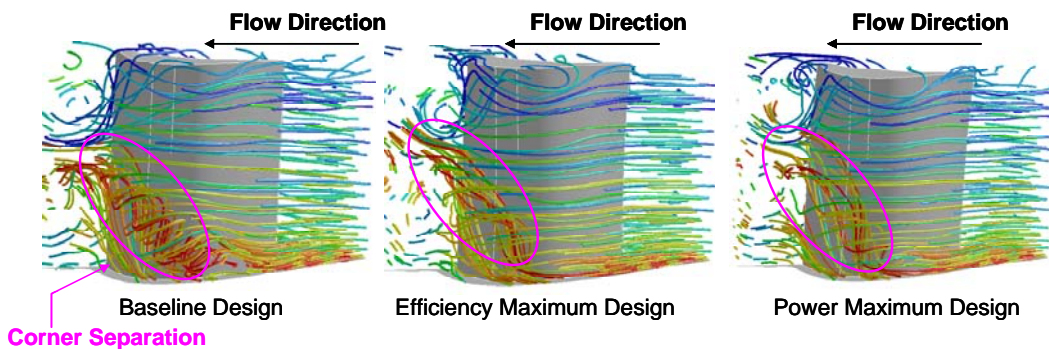


Fig.13 Streamline of suction surface

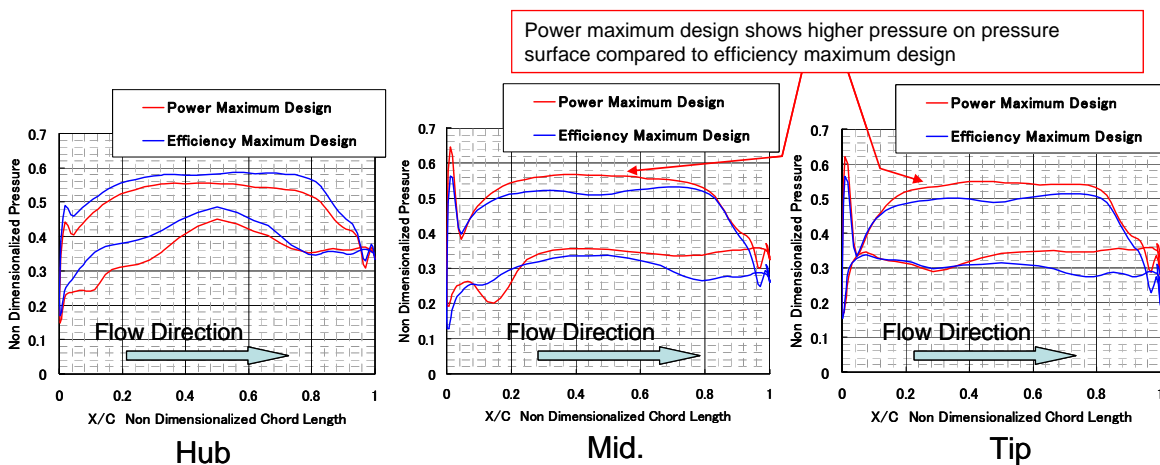


Fig.14 Pressure distribution at middle span