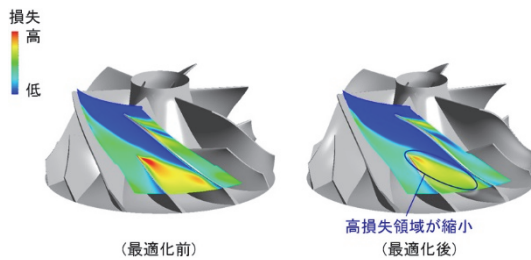


感度情報を活用して性能・強度を同時に最適化する ターボ機械の翼設計

Turbomachinery Blade Design that Simultaneously Optimizes Performance
and Strength Using Sensitivity Information



谷口 直^{*1}
Nao Taniguchi

神坂 直志^{*2}
Tadashi Kanzaka

Tom Verstraete^{*3}

Mohamed Hassanine Aissa^{*4}

Arnaud Châtel^{*5}

ターボ機械の翼形状は空力性能と翼強度に強いトレードオフがあり、両者を満足させる形状設計の難度が高い。それを受けて、三菱重工業株式会社では、形状最適化手法の一つである Adjoint 法を用いた性能・強度同時最適化技術を開発し、翼強度を維持しつつ高性能なターボ機械の翼設計を可能とした。また、性能・強度の感度情報を元にした設計パラメータの追加により、最適化における解の探索範囲を効果的に拡大し、更なる高性能化を実現できる見通しを得た。本報では、遠心圧縮機の翼に対して開発した技術を適用し、翼強度を維持しつつ高性能化を達成した事例を紹介する。

1. はじめに

三菱重工業株式会社(以下、当社)の主力製品であるターボ機械は様々な産業に使用されており、人々の生活の根幹を支えている。ターボ機械の高性能化を実現することは、エネルギー資源の有効活用やインフラの信頼性向上、ひいてはカーボンニュートラル社会の達成に繋がることから、当社の重要な使命となる。また、製品性向上のためターボ機械に対して小型・大容量化などの市場ニーズも高まっており、これらの要求仕様を満足する設計パラメータの組合せは非常に限定的になってきている。

このような問題には最適化計算技術の適用が有効であり、ターボ機械を構成する翼などの性能向上に向けて、CFD (Computational Fluid Dynamics) を活用した形状最適化を設計プロセスに導入することが一般的になってきている。当社では、遺伝的アルゴリズムなどを用いた確率論的手法⁽¹⁾や Adjoint 法などを用いた決定論的手法を、開発対象に応じて適切に選択している。近年では、高い性能を達成するために多くの複雑な設計パラメータが設定される傾向にあり、計算コストに利点のある決定論的手法に注力した開発を進めている。

一方で、既存の最適化手法では、空力性能に関しては最適解を得ることができるが、形状の複雑化に伴い強度や振動面などの信頼性向上のための設計調整に時間を要し、それに伴う性能低下や開発サイクルの長期化が問題となっている。それを受けて、翼強度の観点から翼高さや翼厚などの設計パラメータを限定する対応を行うが、最適化のポテンシャルを十分に活用できず、更なる高性能化の障壁となっている。そこで、強いトレードオフの関係にある空力性能と翼強度に対し、それぞれの感度情報を活用した同時最適化技術を開発することで、性能と信頼性を両立するターボ機械の創出を実現した事例について紹介する。

*1 三菱重工業株式会社 総合研究所 知能化機械研究推進部

*2 三菱重工業株式会社 総合研究所 知能化機械研究推進部 主席研究員 技術士(機械部門)

*3 von Karman Institute for Fluid Dynamics, Turbomachinery and Propulsion Department, Professor 博士(機械工学)

*4 von Karman Institute for Fluid Dynamics, Turbomachinery and Propulsion Department, Senior Project Manager 博士(航空宇宙工学)

*5 von Karman Institute for Fluid Dynamics, Turbomachinery and Propulsion Department, Research Engineer 博士(機械工学)

2. 複合領域 Adjoint 最適化技術の開発

本報では、図 1 に示す乗用車用ターボチャージャ遠心圧縮機の翼を対象に、性能及び強度と複数の分野を跨ぐ Adjoint 最適化を行った事例を示す。対象とする遠心圧縮機は、長翼の間に短翼を有する 6+6 枚のオープンインペラで構成されている。

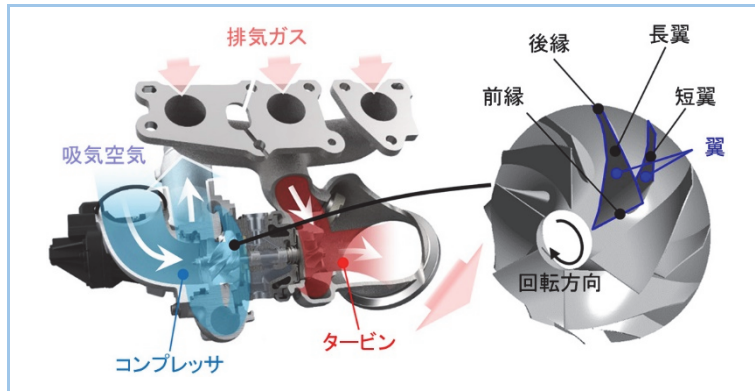


図1 乗用車用ターボチャージャ遠心圧縮機翼

Adjoint 法とは、求解対象とする支配方程式と評価関数を結び付けた随伴方程式を解き、形状変化に対する評価関数の感度に基づいて最適化を図る、決定論的手法の一種である。確率論的手法のように大域的な最適解の探索はできないものの、一度に全ての設計パラメータに対する感度を求められるため、最適化計算の効率が高く短時間で最適解を得ることができる。なお、汎用ソルバなどに搭載されている Adjoint 法では、評価対象とする表面形状を直接動かすことで最適解を得る Node-based 手法が採用されている。ここで、ターボ機械の主要空力コンポーネントである翼への適用を考えると、翼先端がエッジ形状かつ薄翼であるため、得られる感度情報によっては翼形状が破綻し、最適化が機能しない問題がある。

そこで、図 2 に示すように、羽根角などの物理設計パラメータに基づく制御点により翼形状をベジエ曲線にて定義する、パラメトリック Adjoint 最適化手法を開発した。各設計パラメータの感度を求め、その感度に応じて制御点を変化させることで、最適な翼を形状破綻なく探索することを可能にした。図 3 にパラメトリック Adjoint 最適化における最適化フローを示す。ここで、 α は設計パラメータ、 X は解析格子点全体、 X_b は表面格子点、 U は保存量、 J は目的関数、添え字 k は最適化計算の反復回数を示す。ここで、静強度及び振動強度は、CSM (Computational Structural Mechanics) に基づき求解する。

パラメトリック Adjoint 最適化では、設計パラメータ α に対する目的関数 J の感度を求めるため、以下の連鎖律を用いて計算する。

$$\frac{dJ}{d\alpha} = \frac{dJ}{dX} \frac{dX}{d\alpha}$$

右辺第一項は、流体計算では圧縮性 RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes) を、静強度及び振動強度計算では運動方程式を支配方程式とした際の、解析残差ベクトルを拘束条件とした Adjoint 方程式を解くことで求める。右辺第二項は、各設計パラメータが微小に変化した際の計算格子点の移動量を表し、Complex Step 法を用いて算出する。個体探索に用いた最適化アルゴリズムは逐次二次計画法であり、目的関数に改善が見られなくなるまで図 3 に示す最適化フローを繰り返すことで、最適解を得る。

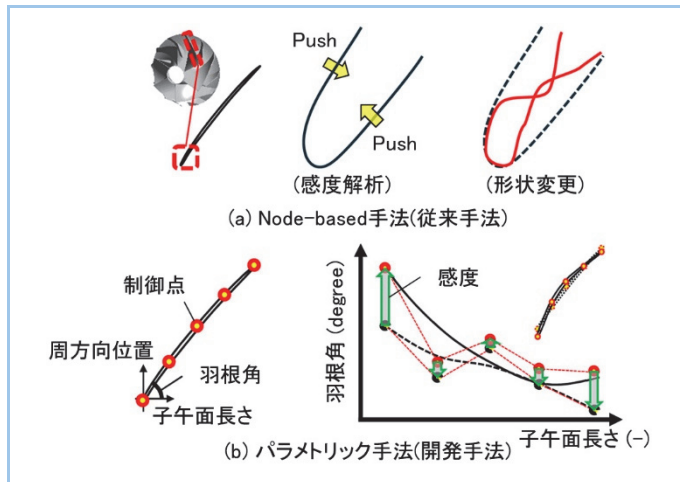


図2 翼形状のパラメータ化

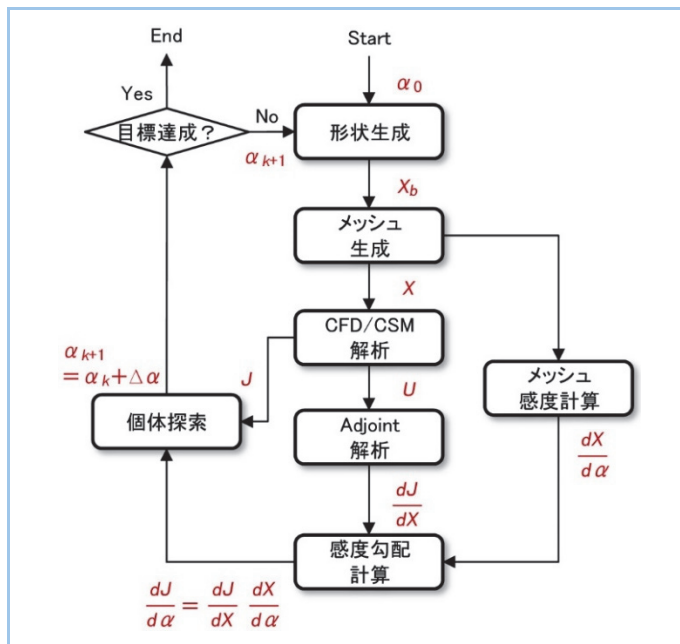


図3 Adjoint 最適化フローチャート

3. 最適化計算による有効性の検証

3.1 複合領域最適化の問題設定

開発した手法の有効性を確認するため、最適化計算を行った。図 4 に解析モデルを示す。CFD は約 230 万要素の構造格子で 1 ピッチモデル化し、翼前後に入口配管及びベーンレスディフューザを設けた。CSM ではノーズや背面形状含め、約 28 万要素の構造格子で 1 ピッチモデル化した。

CFD ではインハウスコードを使用した。連続の式、エネルギー保存式及び圧縮性 RANS 方程式を支配方程式としており、移流項は近似リーマン解法である Roe 法を MUSCL 法 (Monotone Upwind Scheme for Conservation Laws) により高次精度化し、粘性項はガウスの発散定理に基づく 2 次精度中心差分で評価した。また、時間積分には Implicit Runge-Kutta 法を使用し、乱流モデルは 1 方程式モデルである Negative Spalart-Allmaras を用いた。CSM でも同様にインハウスコードを使用しており、6 面体 2 次要素にて定式化した有限要素法に基づき、支配方程式を解いた。

最適化では、評価回転数におけるピーク効率点を対象に、ベーンレスディフューザ出口定義の全圧効率が最大化するように目的関数を設定した。CFD の流入境界には全圧・全温を与え、流出境界は静圧指定とした。CSM では同回転数におけるミーゼス応力及び 1 次固有振動数を解

き、制約条件として最適化問題に課すことで複合領域の同時最適化を行った。

翼は表 1、図 5 に示すような設計パラメータに基づき、3 次元形状を定義した。初めに、短翼前縁の子午面位置、中間断面を含めた長短翼の羽根角、翼根本に付与されるフィレット R などを経設計パラメータとして選定した (Level 1, 45 パラメータ)。また、図 6 に設定した設計パラメータにおける各評価指標の感度を示す。それぞれ、全圧効率やミーゼス応力及び 1 次固有振動数に対する感度を可視化しており、赤色及び青色は目的関数に対する感度の方向を示す。翼表面形状が直接動く場合の理想的な感度情報と並べて示しており、全圧効率は翼全体に、ミーゼス応力は翼後半部及び背面部に、1 次固有振動数は長翼前縁チップ側に高い感度を有していることが分かる。一方 Level 1 では、設計パラメータにより表現できる翼形状が限定的であり、理想的な感度情報を十分に再現できていないことが確認できる。本結果を受けて、高い感度が得られた翼 40%, 60%, 85% スパンの羽根角などに制御点を追加することで、最適化において活用できる感度情報の最大化による全圧効率の更なる向上を図った (Level 2, 88 パラメータ)。

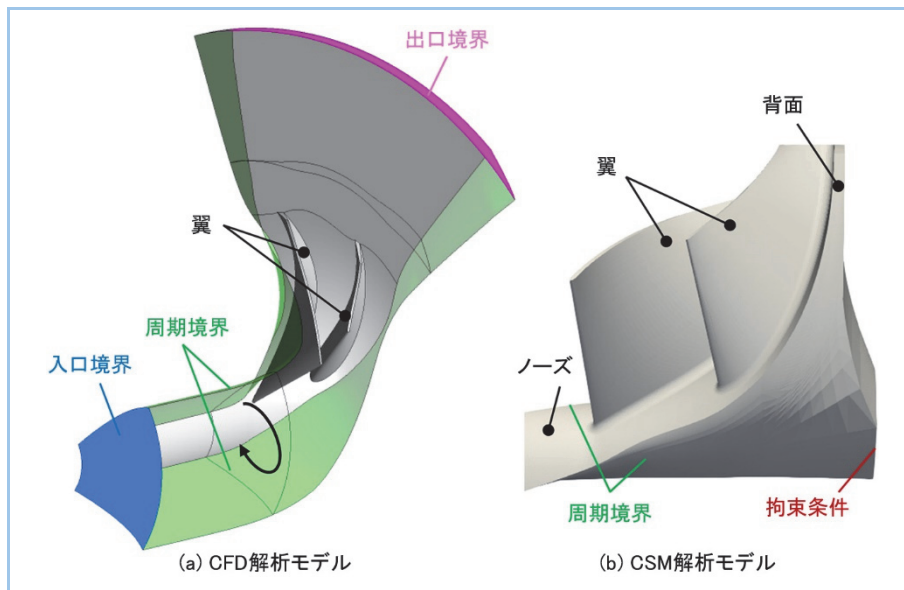


図4 解析モデル

表1 設計パラメータと制御点

設計パラメータ/制御点		Level 1	Level 2
子午面形状		2	11
長翼	羽根角	15	21
	フィレット R	10	10
	翼厚	0	14
短翼	羽根角	8	8
	フィレット R	10	10
	翼厚	0	14
合計		45	88

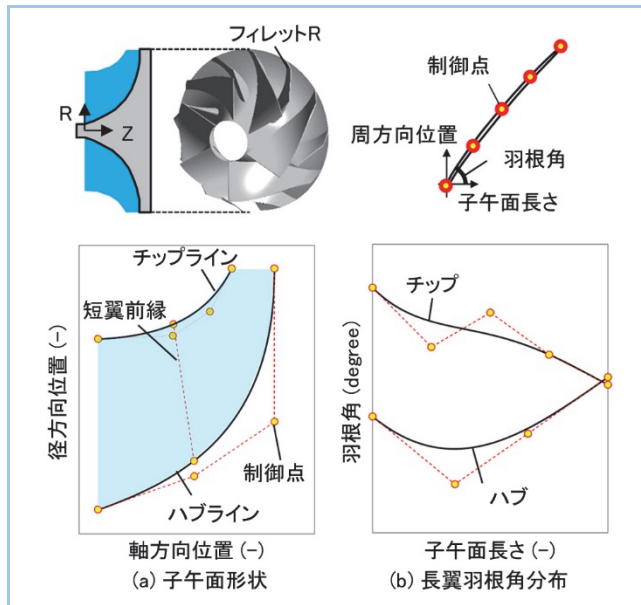


図5 翼形状を表現する設計パラメータ

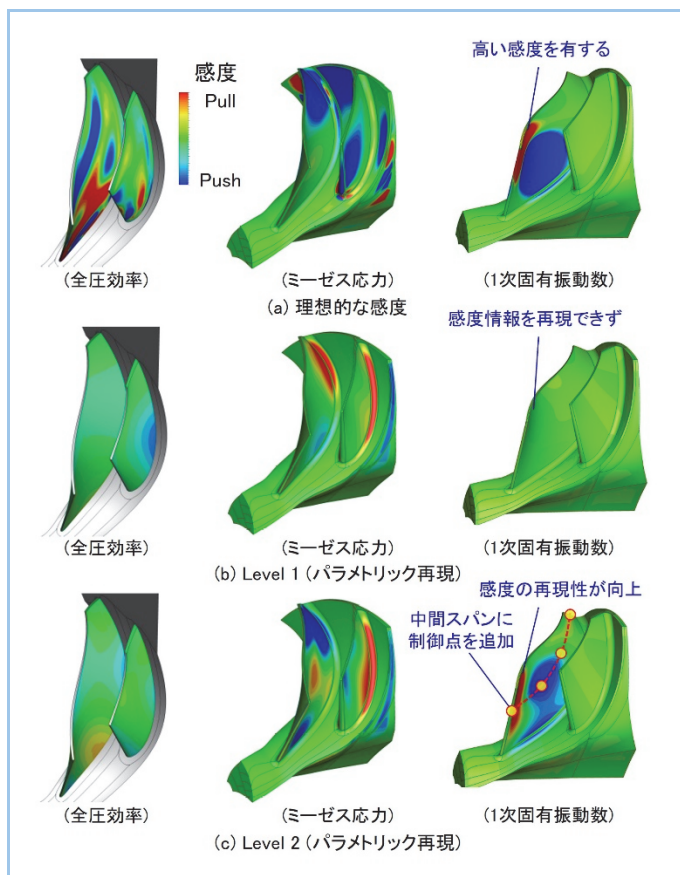


図6 各評価指標に対する感度

3.2 全圧効率向上に向けた最適化計算

図 7 に最適化計算履歴を示す。横軸は最適化の反復回数を、縦軸はベース形状に対する全圧効率の向上量及びミーゼス応力、1 次固有振動数の変分を示している。

Level 1 では、ベース形状に対して、ミーゼス応力及び 1 次固有振動数は同等を維持しつつ全圧効率が +2.0%pt となり、全圧効率と翼強度を両立した最適化が行えていることが分かる。一方で、翼強度に関する制約を付与することで、最適化による形状変化が限定されるため、全圧効率の向上量としては小さい傾向にある。

そこで、Level 1 の最適解をベースに、設計パラメータを追加した上で Level 2 の最適化を継続した。その結果、Level 2 は Level 1 に対し、翼強度は同等を維持しつつ、更に 2.3%pt 全圧効率

が向上することを確認した。これは、形状感度を踏まえた効果的な制御点の追加により、最適化における感度の活用性が向上したためと考えられる。特に、1次固有振動数の感度を有効に活用できたことで、それに伴う数値の良化が確認でき、翼振動特性に改善が見られた。

図8にチップ断面近傍におけるマッハ数及び損失を示す。Level 2はLevel 1に対し、流動を踏まえた翼チップ入口径の縮小や前縁羽根角の調整により、長翼前縁の衝撃波が弱化する結果を得た。また、羽根角分布や翼厚分布に加え、翼チップラインの子午面曲率が最適化されたことで、短翼入口における高損失領域が更に縮小していることを確認した。即ち、最適化による全圧効率の改善が鈍化した場合においても、感度情報に応じた設計パラメータの追加により、更なる高性能化を実現できる技術を得た。

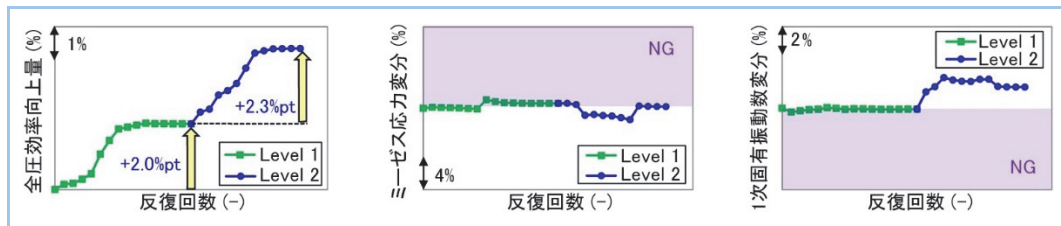


図7 最適化計算履歴

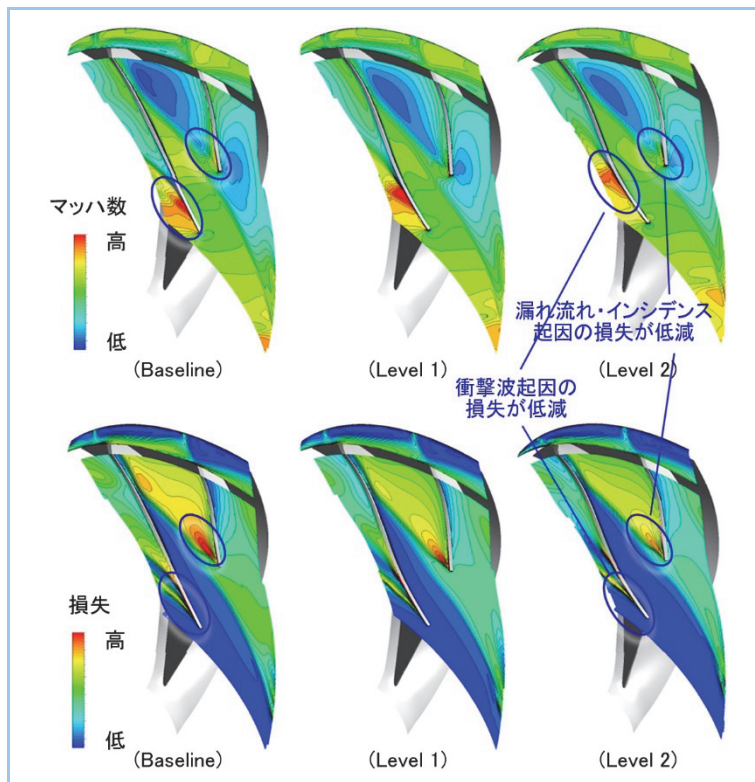


図8 インペラ内部流動の比較

4. まとめ

空力性能に加えて翼強度の感度を Adjoint 法により抽出・最適化する技術を開発し、翼強度を成立させた上での高性能な翼形状の獲得を可能にした。さらに、強度制約の付与により得られる性能向上量が限定的となった場合においても、感度情報を最大限活用するための設計パラメータ追加により更なる高性能化を実現し、性能と信頼性を高い次元で両立できる見通しを得た。

産業業界を取り巻く環境は目まぐるしく変化しており、それに必須なターボ機械においても市場ニーズに応じた高性能化が強く求められる。開発した最適化技術を活用することで、ターボ機械の早期高性能化を達成し、エネルギー利用の効率化を牽引することで社会の発展に貢献していく。

ここで、本報で紹介した Adjoint 最適化技術は、フォンカルマン研究所(ベルギー)と共同開発したものであり、同所の Tom Verstraete 教授, Mohamed Hassanine Aissa 博士, Arnaud Châtel 博士に謝意を示します。

参考文献

- (1) 横山 隆雄ほか, ターボチャージャの高性能化を支える高度空力設計技術, 三菱重工技報 Vol.54 No.1 (2017), pp79~87