

ガスタービンの動翼設計を目的とした 複合領域最適化手法を用いた設計支援システムの構築

Development of Multi-disciplinary Optimization Design Assist System for Gas Turbine Rotor Blades

青 木 拓¹

Taku AOKI

大 久 保 岳¹

Gaku OKUBO

釜 土 敏 裕²

Toshihiro KAMATSUCHI

田 中 久 人¹

Hisato TANAKA

榊 原 隆¹

Takashi SAKAKIBARA

Sebastian SCHMITT³

要 旨

ガスタービン動翼設計のための翼形状作成と空力、強度解析を自動でおこなうワークフローに最適化アルゴリズムを統合した設計支援システムを開発した。空力性能向上のための薄翼化や高負荷化が進む近年の動翼設計において、翼形状が強度に及ぼす設計感度が増加していることを考慮し、強度評価機能が充実したシステムとした。本稿ではシステムの概要を示すと同時に、遠心圧縮機動翼と遠心タービン動翼の設計への適用例を示す。本システムの導入により、空力設計、強度設計における多岐にわたる設計要素を考慮することができ、両者の設計目標を同時に満たす好適解の提案や、定量的な設計見通しが提示できることを示した。

ABSTRACT

An optimization design assist system was developed for gas turbine rotor blade design that integrates an optimization algorithm into a workflow automating blade shape creation and aerodynamic and structural analysis. In recent years, thinner blades and higher loads have been used to enhance aerodynamic performance. In view of the impact of increased blade shape design sensitivity on structural mechanics, the system was designed to enhance structural mechanics evaluation functions. This paper presents an overview of the system and example cases of its application to the design of a centrifugal compressor rotor blade and a radial turbine rotor blade. By introducing the system, engineers were able to consider a wide variety of design elements in aerodynamic and structural design, as well as to propose suitable solutions that simultaneously satisfy both aerodynamic and structural design goals and to present quantitative design prospects.

1. はじめに

ガスタービンエンジンは有限寿命設計がなされており、特に大きな遠心力や圧力、熱応力が発生する環境下で使用される動翼部品は、設計者があらかじめ設定した運転時間で部品の検査や交換が必要となる。部品寿命を延ばすことで、部品の交換コストが減り、商品性が向上できる。

燃費性能もまた商品性向上に寄与するため、設計者は部品の最大応力や重量、特定の翼振動モード周波数など必要な強度制約を確保したうえで、かつより長い部品寿命や高

い空力性能を追求している。

吸入空気の圧縮に始まり、燃焼ガスからタービンを使ってエネルギーを取り出すガスタービンエンジンの性質上、圧縮機動翼とタービン動翼がエンジンの燃費性能に対して大きな影響を与える。一方でその過酷な動作環境において十分な強度が確保されている必要がある。

これまでの動翼設計では、空力設計、強度設計の順でおこない、目標を満たさない場合は、満足するまで両者を順に繰り返していた。

しかし近年空力性能向上のための動翼の薄翼化、高負

¹ 先進パワーユニット・エネルギー研究所

E-mail: taku_aoki@jp.honda

² 先進パワーユニット・エネルギー研究所、博士(工学)

³ Honda Research Institute Europe GmbH, Ph.D.

荷化に進む傾向にあり^{(1), (2)}, 従来に比べて翼形状の変化が強度面に与える影響が増加している。そのため必要強度の確保を前提とした, より慎重な詳細設計が求められている。これらのことから, 初期設計の段階で空力と強度の両者を考慮するフロントローディングな設計手法が必要となる。

そこで我々は, ガスタービンの動翼設計を目的として, 翼形状定義から解析までを自動でおこなうワークフローを作成し, 最適化アルゴリズムと組み合わせることで空力と強度を同時に考慮する設計支援システムを開発した。

本稿では最初にシステムの概要を説明し, 次に強度解析モジュールについて詳細に説明する。一般的なターボ機械の最適化計算では空力性能のみ, もしくは空力性能とディスク中心部の応力など, 強度設計について比較的単純な評価指標のみを考慮している例が多く見られる⁽³⁾⁻⁽⁶⁾。本システムでは必要な強度制約を満足させうえて空力性能, 寿命の増大による製品競争力向上のために強度評価機能を充実させた。最後にターボ機械に広く用いられる遠心圧縮機と遠心タービン動翼の設計に適用した例を紹介する。

2. 複合領域最適設計支援システムの構成

システムの全体図を Fig. 1 に示す。本システムは空力と強度, それぞれの解析を同時におこない, 計算結果を最適化アルゴリズムが評価することで, 翼型を探索する。

本システムで採用している最適化ソフトウェアは Honda Research Institute Europe GmbH (HRI-EU) で開発された HScriptOpt であり, 世代交代型の最適化アルゴリズムをベースとした最適化ソフトウェアである。

2.1. 最適化計算の流れ

Fig. 1 に示す通り, 本システムは A. Blade definition に始まり, B. Aero module, C. Structure module と 2 種類の解析モジュールを通ったのちに D. Evaluation へとつながる 4 プロセスで構成される。

A. Blade definition では計算開始時の初期条件として,

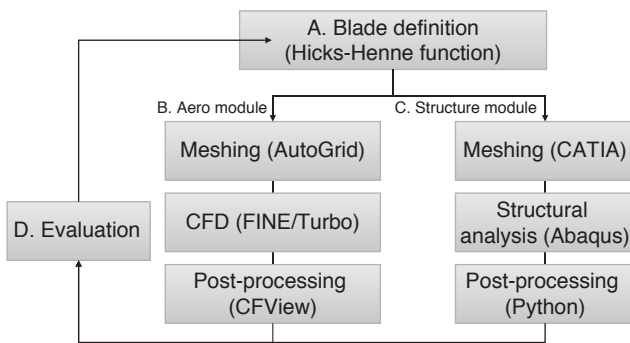


Fig. 1 Optimization workflow

Table 1 Objective variables

	Objectives
Aero performance	Efficiency
	Mach number
	Flow rate
	Pressure ratio
	Expansion ratio
Mechanics	Stress
	LCF life
	Modal frequency
	Vibration modes number
	Mass

任意の翼形状もしくは取りうる設計変数の範囲内で無作為に 11 の翼型が生成される。我々はこれを第 1 世代と呼び, B の Aero module と C の Structure module でそれぞれ空力解析と強度解析が実行される。最適化計算実行時には両モジュールは並列に処理される。

D の Evaluation では Fitness と呼ばれる評価関数を定義して個体を評価する。Fitness 関数の一例を式 (1) に示したが, ここでは断熱効率の重みを α とし, 残りの重みを低サイクル疲労 (LCF) 寿命に与えており, それらの和の最大化を最適化問題として定義している。なお, Fitness 関数に組み込むことのできる目的変数の数に制限はない。

$$\text{Fitness} = \alpha \times (\text{断熱効率}) + (1 - \alpha) \times (\text{LCF 寿命}) \quad (1)$$

本システムで目的変数や制約として設定することの多い主要な変数を Table 1 にまとめた。それぞれ空力, 強度の観点で整理した。

本システムの最適化計算では Fitness をもとに次世代以降の個体の生成と, 結果の評価を繰り返す。4 章で実施した本システムの効果確認には Covariance Matrix Adaptation Evolution Strategy (CMA-ES), 共分散行列適応進化戦略⁽⁷⁾を最適化アルゴリズムとして使用した。

各プロセスの自動化には Python を採用した。ここでは A から C の各プロセスについて説明する。

2.2. A. Blade definition

最適化計算では入力変数が多すぎると計算結果が収束するまでに多くの時間を要する。これを避けるため, 最適化問題を定義する際に使用する入力変数を減らしつつ, 設計のバリエーションを増やす必要がある。

翼型は一般的にはベジェ曲線による自由曲線によって定義されることが多いが⁽⁸⁾, 自由度を上げるために節点数を増やすほど, 入力変数が増加する。そこで本プログラムではより少ない入力変数で複雑な曲面を表すことができる Hicks-Henne 関数⁽⁹⁾を用いて翼型を定義した。

翼型は任意数の断面で定義され, ここでは本システムで定義された 5 断面のものを Fig. 2 に例示する。Hicks-

Henne 関数は Fig. 2 に示すように、波の重ね合わせで曲線を表現し、各位置の波の高さを変更することで翼形状を定義する。Hicks-Henne 関数を用いることで、通常のベジェ曲線を使う場合と同等精度の翼型を、一断面あたり約半数の入力変数によって定義できる。

2.3. B. Aero module

A で定義された翼形状に対して空力 meshing と空力解析を実行し、結果のポスト処理をおこなう。Fig. 3 に mesh 例を示す。mesh 生成には Cadence 社製の meshing ソフトウェアである Autogrid14.2 を使用し、空力解析は同社の Fine/Turbo14.2 を使用している。

2.4. C. Structure module

強度解析モデルは A で定義された翼型に対して Fig. 4 に示すようなメッシュを生成する。メッシュ生成時には翼面、翼根本フィレット、ディスクなどの部位ごとに異なる

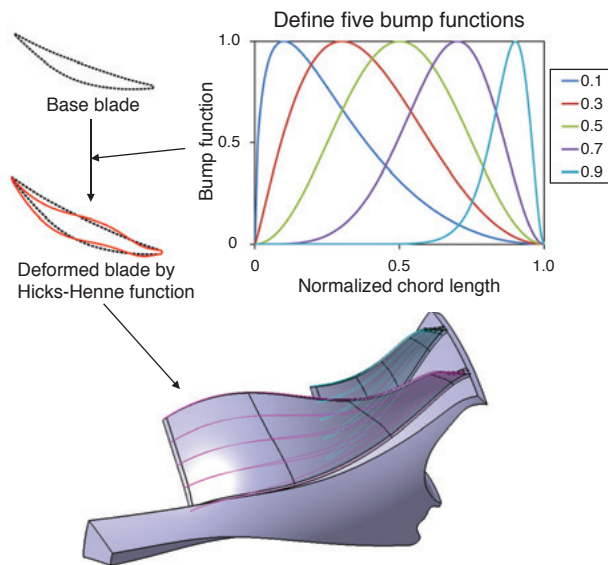


Fig. 2 Blade definition

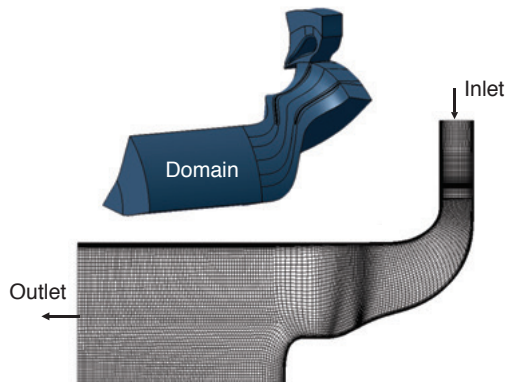


Fig. 3 CFD mesh



Fig. 4 Structural analysis mesh

メッシュ定義情報を与えておくことでメッシュ品質が保持され、精度のよい解析結果が得られる。

メッシュ生成が終了するとメッシュ情報と境界条件を含めた構造解析インプットファイルが生成される。一連の処理は CATIA のマクロ言語である Catia Script⁽¹⁰⁾ により自動で処理される。最適化計算中に部品重量や形状計測結果を取り扱う場合はここで情報を抽出することができる。構造解析は Dassault systems 社製の Abaqus/standard 2018 を使用した。CATIA 内のメッシュ定義部位ごとに個別に構造解析結果を抽出することができるために構造解析結果に細かい制約を課すこともできる。

本システムの構造解析では Stress Analysis や Modal Analysis などの複数の機能を有しており、必要な解析のみを選択し、解析結果を得るまでの解析時間を短縮できる。

3. 強度評価項目の詳細

本システムは動翼設計時に空力性能および寿命最大化のために強度評価機能の充実を図った。

Fig. 5 に示す (i) から (v) が強度評価項目の内訳となる。(i) Temperature mapping では温度の時刻歴、(ii)

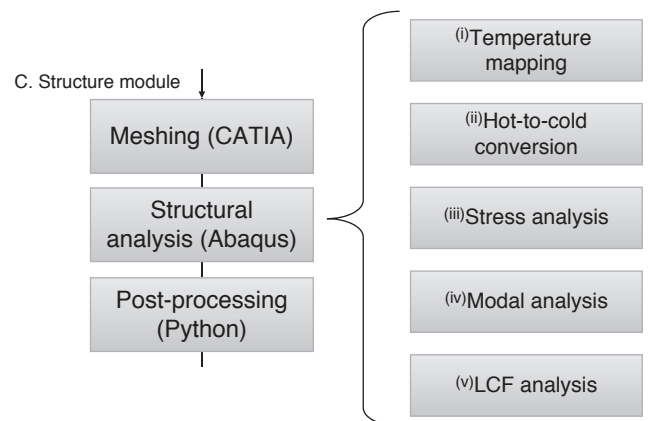


Fig. 5 Structure module

Hot-to-cold conversion では後述する理由により翼型の変換をおこなう, (iii) Stress analysis では翼面応力や任意箇所の最大応力, (iv) Modal analysis では共振点や固有振動数, (v) LCF analysis では運転中の応力の時刻歴に基づいて LCF 寿命を算出する。

3.1. (i) Temperature mapping

運転中の温度分布を強度解析モデルに温度情報として与えるプロセスとなる。温度分布は CFD から求めた気体の温度および部品の熱伝達率を元に熱伝導解析から計算される。

本システムでは初期翼型について熱伝導解析をおこなった結果である 3 次元の温度分布を任意の翼型に 3 次元マッピングする。Fig. 6 にマッピング後の温度分布の例を示した。

LCF 寿命を評価する時刻の温度など、必要な時刻の温度をモデルに与える。ここでの熱マッピングには内製ツールを使用した。一般的に圧縮機よりもタービンの方が温度の絶対値が大きく、勾配が大きいため、熱応力が強度設計に与える影響が大きい。

3.2. (ii) Hot-to-cold conversion

動翼の空力設計では離陸や高空での巡行飛行時などエンジン性能を決める代表的な条件がいくつか存在し、これらの中で最も重要度の高い条件に着目する。この条件から決定される回転数を空力設計回転数と呼ぶ。

本システムで定義される翼型は空力設計回転数における外力により変形した翼型 (hot 形状) であるために、構造解析の前に翼型をゼロ回転数の状態 (cold 形状) に逆変形する必要がある。これを hot to cold 変換と呼ぶ。

hot 形状と cold 形状の差の一例を Fig. 7 に示す。Front view では hot 形状が cold 形状に対して左側に倒れているのがわかる。また、Side view からは hot 形状の方は cold 形状に対して翼高がやや高くなっていることがわかる。

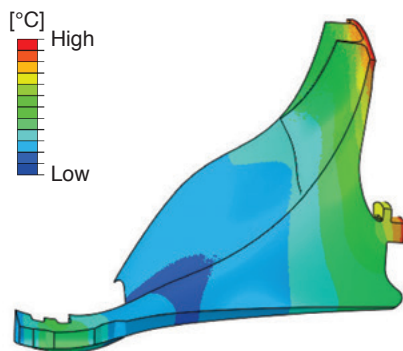


Fig. 6 Mapped temperature

強度計算の初期形状として hot 形状をそのまま採用すると二重に外力を考慮した形状の計算をおこなうことになってしまう。厳密な強度評価のために hot 形状の翼型を cold 形状に変換する。内部的には有限要素法 (FEM) で反復計算をおこない、空力設計形状から逆算して cold 形状を特定するプロセスとなる。

3.3. (iii) Stress analysis

動翼は高速回転するために遠心応力や圧力、熱応力を発生する。Fig. 8 に示すように Fillet や Disk bore, Blade 各所で応力ピークが見られ、降伏応力を超えて大きな塑性変形が生じないことなどの強度評価を実施する。

3.4. (iv) Modal analysis

動翼は上流に位置するノズルや静翼から生じる偏流を励振源として、翼の固有振動数と共振を起こし、大きな振動応力を発生する場合がある。Fig. 9 に示すキャンベル線図では加振力の周波数と翼の固有振動数の共振点 (図中の斜め鎖線と各振動モードの実線が交差する●で示された点) の数を図示する。この例では運転レンジ内に 19 か所の共振点が存在することがわかる。

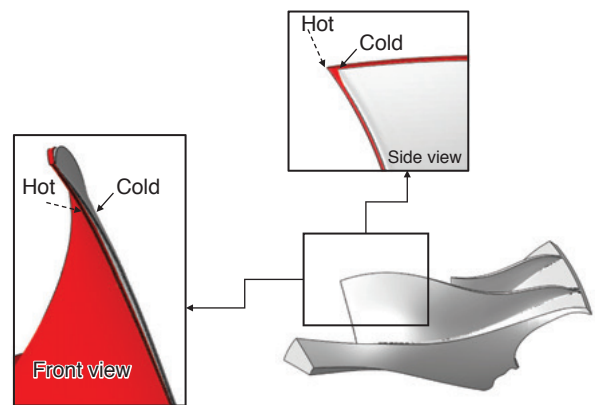


Fig. 7 Hot to cold

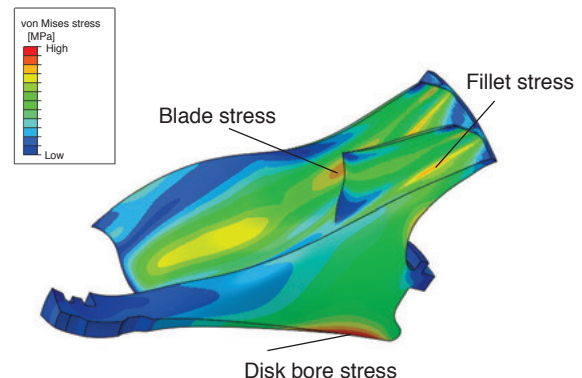


Fig. 8 Stress contour

運転レンジ内に共振点を含む設計が避けられない場合には、各共振モードが有害な振動応力を発生しないことを確認する必要がある。空力性能のための薄翼化が推進されると高次のモードが増加する傾向があり、結果として振動応力の測定や各振動モードの特定が難しくなる。運転レンジ内に含まれる振動モードの数を減らすことでこの問題に対処しやすくなる。

3.5. (v) LCF analysis

動翼は有限寿命設計をおこなっており、LCF 寿命が一定以上確保されていることが必要であり、かつこの寿命を高めることが部品交換コスト低減につながる。動翼の LCF 寿命は主に遠心応力と熱応力の時刻歴に支配される。遠心応力と熱応力は時定数が異なるために、応答遅れがあることと、その遅れが部位によって異なる。このため複数の運転状態を持つ動翼を想定すると、Fig. 10 のように異なる運転条件の遠心応力解析を複数実行し部品内の部位ごとの時刻歴に基づいて LCF 寿命を算出する。

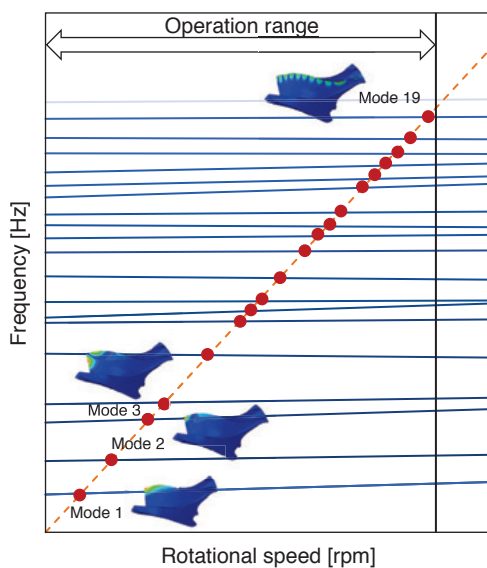


Fig. 9 Campbell diagram

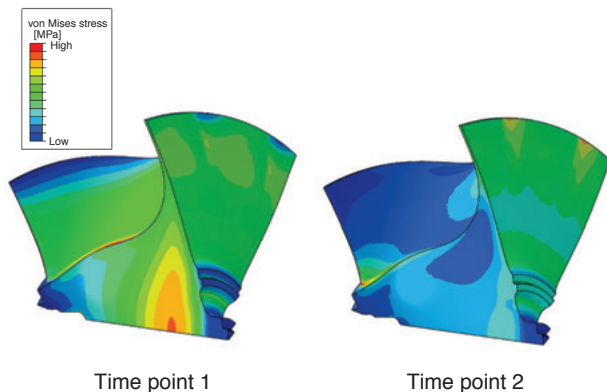


Fig. 10 Stress analysis result for LCF calculation

4. システム導入の効果

設計支援システム導入の効果確認として、動翼設計に適用した例を二つ紹介する。1 例目は遠心圧縮機の最適化計算であり、翼振動モード数、ディスクボア応力と断熱効率の関係を評価した。2 例目は遠心タービンの計算であり、温度勾配を考慮した LCF 寿命と断熱効率の関係を評価した。

4.1. 遠心圧縮機最適化計算

運転レンジ内に含まれる動翼の振動モードの数削減を考えたときに、それが応力や断熱効率に及ぼす影響を評価する。今回の計算では振動モードの数削減率 10% 以上を制約条件としつつ、断熱効率の最大化と振動モードの数最小化を目的とした。Fig. 11 に最適化計算結果の一部を示す。初期個体 (Base line) を■, その他個体を○で示し、縦軸にディスクボア応力 (同図にディスクボア応力位置を示す)、横軸に振動モードの数を表す。横軸縦軸ともに Base line の値で正規化した。

Fig. 11 より、固有振動モードの数の減少に伴い、ディスクボア応力が上昇する方向に動いていることがわかる。この関係をディスクボア応力と振動モードの数のトレードオフとして点線で図示した。翼厚みの増加により翼剛性を増加した一方で、自重の増加によりディスクボア応力が上昇したためにこのような関係になっている。

次に振動モードの数と断熱効率の関係を Fig. 12 に示す。縦軸は断熱効率、横軸は固有振動モードの数を表す。Base line から振動モードの数が減少するに伴い、断熱効率が減少する方向に動くことがわかる。

これは振動モードの数を削減するための翼厚増加により、結果として断熱効率の低下を招いたと考えられる。こ

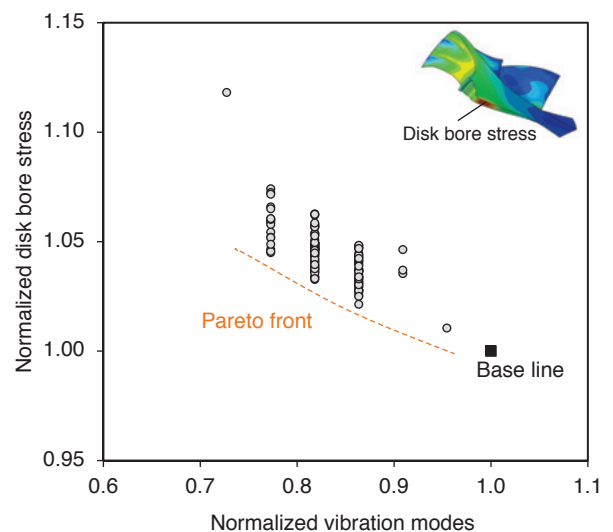


Fig. 11 Disk bore stress vs. vibration modes

の結果から、振動モードの数を 10% 削減するためには断熱効率が 0.7% 程度低下することがわかる。

4.2. 遠心タービン最適化計算

遠心タービンの断熱効率と翼根本フィレットの LCF 寿命増加を試みた。Fig. 13 に計算結果とともに LCF 寿命の計算対象とした翼根本フィレット位置を示した。ここでは LCF 寿命を律速する運転中の 2 点について遠心・熱応力を計算し、LCF 寿命を算出した。

Base line を■, その他個体を○で示し横軸に断熱効率, 縦軸に LCF 寿命をとった。横軸縦軸ともに Base line の値で正規化した。LCF 寿命と断熱効率のパレートフロントを点線で示した。このパレートフロント上で最も効率のよい解である ID233 に着目する。Fig. 14 に Base line と ID233 の翼型を重ね合わせて比較した。翼厚みや翼型に大きな変化はないが、翼先端の傾きが増加している。これにより流

れ場に大きな変化はない一方で翼根本フィレット応力を数% 緩和することで LCF 寿命が 5% 増加した。

今回の遠心タービン最適化計算結果からは、断熱効率および LCF 寿命の最大化を検討すると断熱効率同等のまま、LCF 寿命の増加代は 6% 程度となり、それ以上の LCF 寿命の増加を考えると断熱効率の低下は避けられないことが予測される。また、現状の設計制約のままでは LCF 寿命を維持しつつ断熱効率を飛躍的に向上させることは容易ではないことが読み取れる。

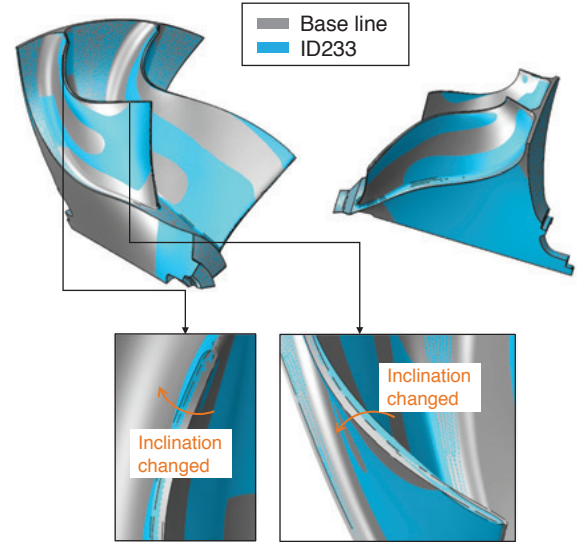


Fig. 14 Base line design vs. ID233 design

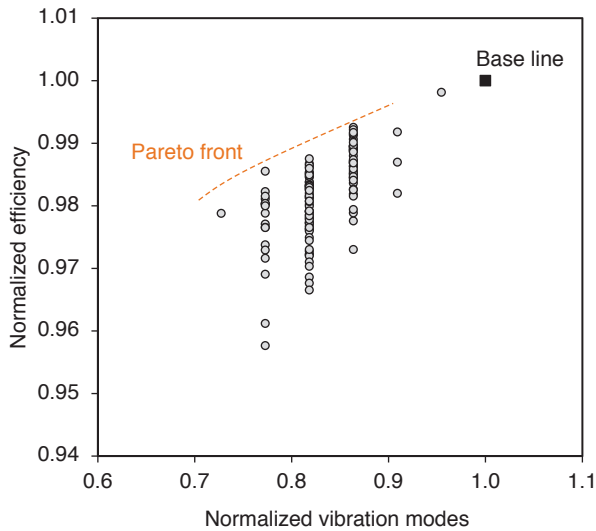


Fig. 12 Efficiency vs. vibration modes

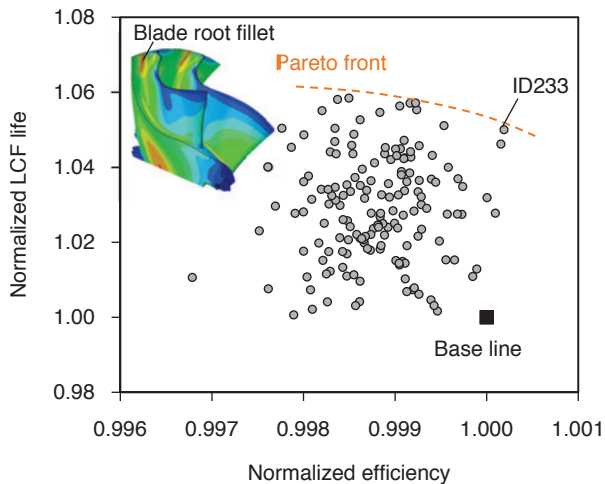


Fig. 13 Efficiency vs. LCF life

5. まとめ

ガスタービン動翼を目的とした設計支援システムについて紹介した。システムの効果確認では、空力と強度二つの領域を考慮した検討事例を示した。

このシステムを活用することで、単に設計変数における好適解を選択するだけでなく、例えば振動モードの数を a% 削減するためにはディスクボア応力や断熱効率が b%, c% 変動するといった具合にトレードオフ関係にある設計要素への影響を定量的に提示することができる。

動翼の初期設計の段階において、必要な強度制約を満足しつつ空力と強度の設計目標を同時に満たす好適解の提案や、定量的な設計見通しの提示は設計の効率化につながるため、ガスタービンの開発において有効であると考えている。

参考文献

- (1) Funazaki, K., Tanaka, N., Shiba, T., Tanimitsu, H., Hamabe, M.: Studies on two-dimensional contouring of

- high-lift turbine airfoil suction surface as separation-control device: separation suppression under steady-state flow conditions, Proceedings of ASME Turbo Expo 2011, GT2011-45156, (2011)
- (2) Chen, P.-P., Qiao, W.-Y., Luo, H.-L., Farhan Ali Hashmi: Investigation of low solidity LP turbine cascade with flow control: Part 1 – active flow control using jet-flap, Proceedings of ASME Turbo Expo 2010, GT2010-22328, (2010)
- (3) Elliott, M., Spence, S., Seiler, M., Geron, M.: Aeromechanical optimization of scalloping in mixed flow turbines, Proceedings of ASME Turbo Expo 2021, GT2021-58901, (2021)
- (4) Cuciumita, C., John, A., Qin, N., Shahpar, S.: Structurally Constrained Aerodynamic adjoint optimisation of highly loaded compressor blades, Proceedings of ASME Turbo Expo 2021, GT2021-59717, (2021)
- (5) Itou, S., Oka, N., Furukawa, M., Yamada, K., Ibaraki, S., Iwakiri, K., Hayashi, Y.: Optimum Aerodynamic Design of Centrifugal Compressor using a Genetic Algorithm and an Inverse Method based on Meridional Viscous Flow Analysis, 17th International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery (ISROMAC2017), hal-02981000, (2017)
- (6) Walther, B., Nadarajah, S.: Constrained Adjoint-Based Aerodynamic Shape Optimization of a Single-Stage Transonic Compressor, ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 135, No. 2, Paper No. 021017, (2013)
- (7) Hansen, N., Ostermeier, A.: Adapting arbitrary normal mutation distributions in evolution strategies: The covariance matrix adaptation, Proceedings of IEEE International Conference on Evolutionary Computation, p. 312-317, (1996)
- (8) Sonoda, T., Yamaguchi, Y., Arima, T., Olhofer, M., Sendhoff, B., Schreiber, H.-A.: Advanced high turning compressor airfoils for low Reynolds number condition – part 1: design and optimization, Proceedings of ASME Turbo Expo 2003, GT2003-38458, (2003)
- (9) Hicks, R. M., Henne, P. A.: Wing Design by Numerical Optimization, J. Aircraft, Vol. 15, No. 7, (1978)
- (10) Ziethen, D. R.: CATIA V5: Macro Programming with Visual Basic Script, 1st Edition, McGraw-Hill Education, (2013)

■ 著 者 ■



青 木 拓



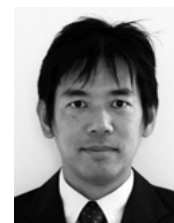
釜 土 敏 裕



榊 原 隆



大 久 保 岳



田 中 久 人



Sebastian SCHMITT