

形状最適化技術およびタービン最適設計問題への適用

Shape Optimization Technique and the Application on Turbine Optimum Design

趙 希禄¹⁾, 中村 和彦²⁾, 遠藤 正司³⁾, 名取 孝⁴⁾

XILU ZHAO, Kazuhiko NAKAMURA, Masashi ENDO and Takashi NATORI

- 1) 工博 (株)富士テクニカルリサーチ 技術本部 副本部長 (〒240-0003 横浜市保土ヶ谷区天王町 1-19-17)
- 2) (株)富士テクニカルリサーチ システム開発課 (〒240-0003 横浜市保土ヶ谷区天王町 1-19-17)
- 3) (株)富士テクニカルリサーチ 技術本部 本部長 (〒240-0003 横浜市保土ヶ谷区天王町 1-19-17)
- 4) (株)富士テクニカルリサーチ 代表取締役社長 (〒240-0003 横浜市保土ヶ谷区天王町 1-19-17)

In this paper, in order to solve complex structure shape optimization problem in turbine structure optimum design, show the structure optimum design software "3D FINAL DESIGN", that is used the basis vector method as a base technique and which developed at our company. And describe the composition of structure optimum design system, the problem and that solution method under development. Explain some application example of shape optimization problem in turbine design field by using "3D FINAL DESIGN" software, such as to solving the shape optimization problem of blade effective part and fixed part. The design variables are proposed basis vector coefficient to express the structure shape changes. Impose displacement and stress of constrained conditions; Let stress be the objective function to make blade stress decentralize. Two application examples that searched for the optimization shape of turbine blades are reported.

Key Words: Optimal Design, Basis Vector Method, Turbine Design and Shape Optimization.

1. はしがき

発電用火力設備における蒸気タービンは高温・高圧の非常に厳しい蒸気条件下で運行され、寿命的にも約 30 年という長い期間が要求されている。それゆえ、蒸気タービンの安全性に対する関心が年々強まっている。一方、有限要素法を代表とする構造解析技術の向上を背景に、複雑な境界条件をもつ大規模な構造モデルを用いての FEM 解析により、蒸気タービンを構成する構造各部の変形、応力や振動などの力学特性、及び構造各部の破損発生の主な原因と思われる要因などが、かなり解明されている。

しかし、蒸気タービン部品のほとんどは、三次元的に複雑な形状をもち、かつ運転時には遠心力および振動荷重がかかるため、FEM 構造解析の結果に基づき、「構造の剛性を高める」、「集中応力を分散化させる」、「固有振動数をロータ回転周波数から離す」..... などの目標を達成するには、蒸気タービン構造各部のどのような幾何学パラメータを改善基準とし、如何に修正すれば良いか?いわゆる蒸気タービンの構造最適設計問題の解決は蒸気タービン設計の重要課題となっている。

3D FINAL DESIGN は、産業界における様々な設計分野によく見られる構造最適化問題を解決するために開発したソフトである。3D FINAL DESIGN のプログラム構成は、汎用構造解析モジュールと、設計感度解析モジュール及び最適化モジュールを一体化とし、さらにプリプロセッサとポストプロセッサを加えて構成した構造最適設計専用パッケージである。

本報告では、3D FINAL DESIGN を利用して、蒸気タービン

の動翼羽根の有効部と植込み部の形状最適化問題を対象とし、羽根の集中応力を分散させることを最適化の目的とし、設計の要求にあわせて、いくつかの変形と応力の上限值を制約条件としてかけたうえで、羽根の最適形状を求めた結果を報告する。

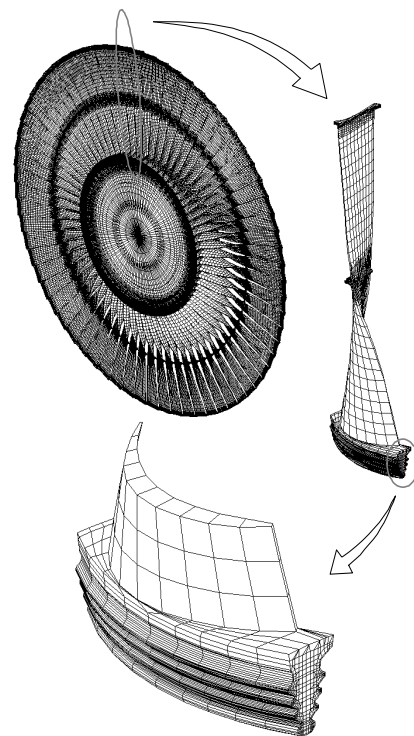


Fig.1 The Moving Blade of Steam Turbine

2. 蒸気タービンの動翼羽根構造

蒸気タービンの動翼は、蒸気の熱エネルギーを回転エネルギーに変換する部分であり、最も重要な部品である。

本報告で扱った蒸気タービンの動翼は、圧力が低く、蒸気体積流量が大きくなるため、長大な羽根が必要となる低圧部最終段の動翼である。蒸気の半径方向流れ成分が無視できなくなることから、ねじれた形状の羽根が採用されている。ロータに固定する部分は、クリスマスツリーのような形状をしており、ロータ軸方向に植え込まれる。具体的な構造を図1に示すのは、組立てた動翼、動翼から分解した一枚の羽根、および羽根植込み部の構造である。

3. 動翼羽根有効部の形状最適化

図2は、動翼有効部のFEM解析モデルである。節点数2889、要素数2263で、この部分のみを解析するため、モデル最下部を完全に拘束する。荷重条件として回転による遠心力が加わる。

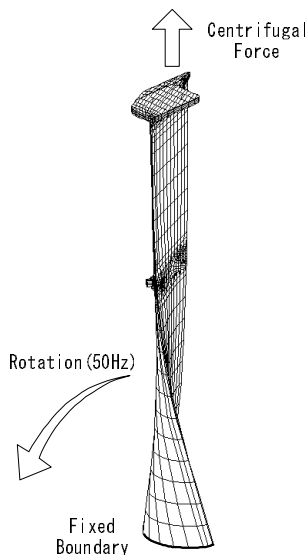


Fig.2 FEM Model for Effective part of the Blade

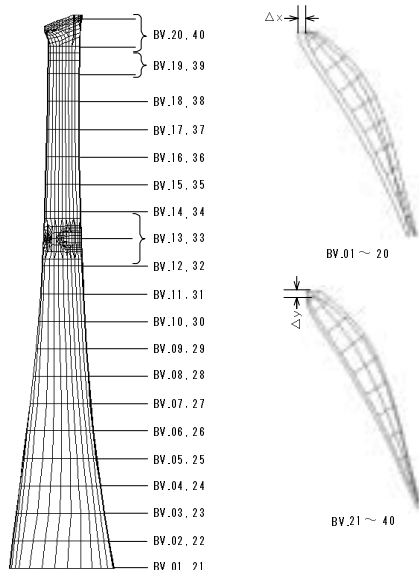


Fig.3 Basis Vectors to Change Shape of Effective part

最適設計の目的は、初期形状で応力の高い部分を抑え、羽根全体に応力を分散化させる。具体的には、応力の高い要素をいくつか選び、その応力の和を最小化する。制約条件は、応力の高い下部の要素を抑えるとともに、背側と腹側の応力バランスをとるため、各断面で背腹1組の要素の応力差を $5\text{kgf}/\text{mm}^2$ 以下に抑えることである。条件数は、合計19個である。形状変更パターンを図3に示す。羽根の根元から先端までの20断面を、それぞれx、y方向に平行移動させるベシスベクトル(x方向にはBV.1~20;y方向にはBV.21~40)、羽根全体をx、y方向に傾けるベシスベクトル(x方向にはBV.41、y方向にはBV.42)とする。設計者の要求により、各断面の形状と面積は変更しない。

最適化計算は、2回に分けて行う。Case1は20断面をすべて独立に平行移動し、即ちBV1~40の設計変数とする。Case2は設計上の問題とCase1の結果を考慮し変更パターンに制限し、さらに羽根全体を傾けるパターンを加えて、BV.2、3、4、22、23、24、41と42の設計変数とする。

すべての最適化計算は、パソコン(Pentium II 450MHz)で行う。Case1は、設計変数が多いため、7回の反復計算、2時間30分で収束し最適解を得た。Case2は、4回の反復計算、20分で収束し最適解を得た。初期形状、最適形状および応力分布は、図4に示す。図中により、初期形状では、下部中央と根元ルート面の右側に応力集中が見られる。

Case1の最適形状では、応力集中がほとんど解消され、全表面に渡り応力を分散している。しかし、根元から先端まで、40個の独立な形状変更パターンが存在するため、集中応力を最小限に抑えた結果、羽根下部の形状変更が著しく、力学的には応力低減に有利であるが、実用的には使用しにくい形状であった。

Case2の最適形状では、Case1の40個の形状変更パターンから、羽根下部にある6つの形状変更パターンに絞り、さらに羽根全体を傾けるパターンを加えて8個の設計変数とした最適形状は、形状変更可能な範囲が制限されるため、Case1の最適形状と比べ、集中応力はやや高く見えている。しかし、すべての応力制約条件が満たされたことで、背腹両側の応力バランスが取られていることがわかる。また、その最適形状は、初期形状より多少の変更で得られ、設計者の要求にあう全体的に滑らかな形状となった。

一方、初期形状における羽根の根元右側にある集中応力はかなり大きい。Case1の最適形状では、40個の形状変更パターンを調整した結果、最大集中応力が33.7%下がった。Case2の最適形状では、制限された8個の形状変更パターンを調整した結果、集中応力が17.1%下がった。両方の結果を比較すると、Case1は理論的な優位性があり、Case2は実用的な設計要求を満たし、加工上有利な最適解であると考えられる。

表1と表2は、それぞれ初期形状、Case1とCase2の最適形状における羽根下部の応力集中部分の背腹応力差を比較するものである。表中により、初期形状の応力差はほとんど許容値 $5\text{kgf}/\text{mm}^2$ を超えている。Case1とCase2の最適形状では、すべての応力差は許容範囲以内に戻ったことが分かった。



(a). Original (b). Case 1 (c). Case 2

Fig. 4 Shape and Stress Distribution of Effective part

Table.1 Comparison of Stress Difference in Case 1

Section	Limit	Initial	Optimum	Change
1	5.00	7.76	4.99	-35.7%
2	5.00	5.55	5.00	-9.8%
3	5.00	8.08	5.00	-38.1%
4	5.00	6.84	1.12	-83.7%
5	5.00	5.48	0.05	-99.1%

Table.2 Comparison of Stress Difference in Case 2

Section	Limit	Initial	Optimum	Change
1	5.00	7.76	5.00	-35.6%
2	5.00	5.55	5.00	-9.9%
3	5.00	8.08	2.95	-63.5%
4	5.00	6.84	5.01	-26.8%
5	5.00	5.48	5.00	-8.8%

本例題の形状最適化問題では、羽根の各断面の形状と面積は変更しないため、回転による遠心力を減少させることはできず、各断面の平均応力値も減少させることはできない。よって、縦方向に沿ってなるべく多くの部位で平均的に応力を分散させる形状と、横方向に沿って各断面における背腹両側の応力差を小さくする形状は、最適形状として妥当であると考えられる。

4. 動翼植込み部の形状最適化

動翼植込み部の構造とFEM解析モデルを図5に示す。対称性を考慮するため、構造の半分を取って解析モデル化をして計算を行う。解析メッシュの節点数656、要素数559である。回転による遠心力が加わるため、羽根有効部の遠心力に相当する荷重を引張り荷重として植込みの先端に加える。ロータと接触する部分には、多点拘束条件を用いて接触面法線方向のみに力が伝わるようにする。

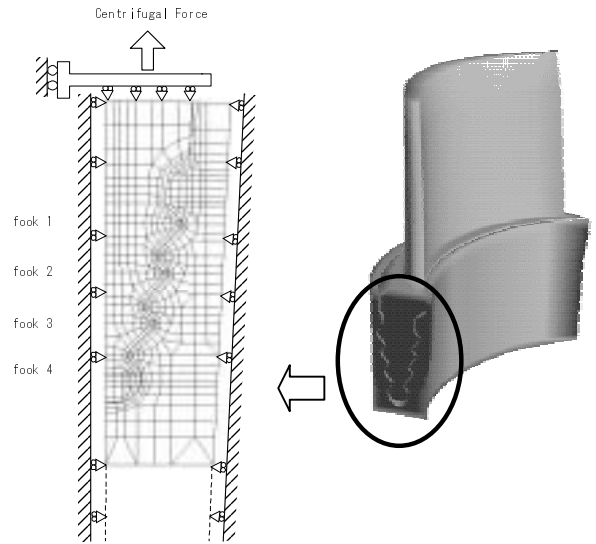


Fig.5 FEM Model for Fixed part of the Blade

図6は、ベークスベクトルで表される形状変更パターンである。これらの変更パターンは、歯先傾き角度 $\Delta\alpha$ 、横幅 ΔL 、縦幅 ΔH 、歯接触面角度 $\Delta\beta$ 、歯表面挟み角度 $\Delta\gamma$ を変更するパターンと、第1フックの応力が比較的大きく、これを低減するために設けた第1フック傾斜角度 $\Delta\theta$ 、第1フック曲率半径 Δr を変更する局所的なパターンで、合計7個である。最適設計では、応力の高い部分を抑えることを目的とする。各フック及び羽根側、ロータ側に代表的な要素を選択し、その要素応力の和を最小化する。

制約条件としては、各フックにおける羽根側とロータ側の応力を許容値以下に制限する条件である。さらに、各フック間の応力差にも制約条件を加えた。制約条件の数は、合計27個である。

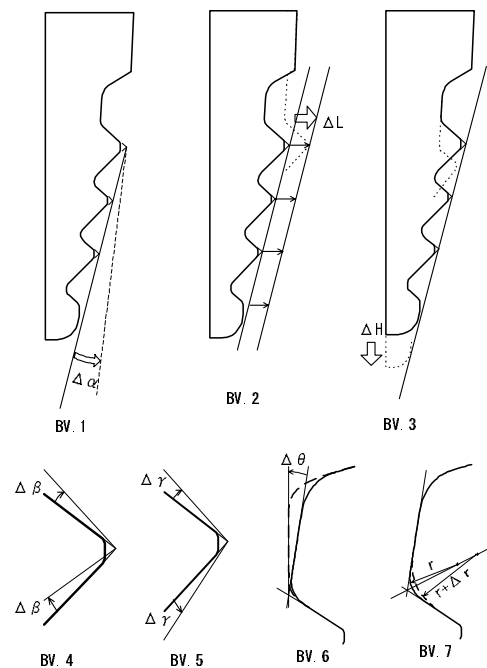
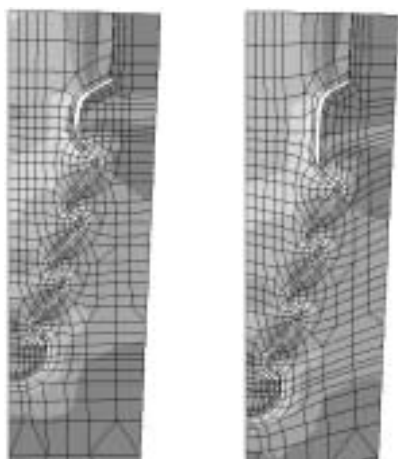


Fig. 6 Basis Vectors to Change Shape of Fixed part

すべての最適化計算は、パソコン (Pentium II 450MHz) で実行し、13秒の時間で7回の反復計算で収束し最適解を得た。

初期形状と最適形状の応力分布を図7に示す。図中により、初期形状の応力分布では、ロータ側の上及び、羽根側の下部に比較的低い分布が見られる。最適化により平均化された結果、歯先傾き角度は垂直面に対し大きくなり、動翼の横幅は増加した。横幅の増加に伴い、羽根側の応力は低く、ロータ側の応力は高くなる傾向があるため、接触面角度は、水平面に対し鋭角になった。歯表面挟み角度は大きくなった。また、第1フックの応力集中を減少させ、応力バランスをとるため、その曲率半径は増加した。



(a). Initial Shape (b). Optimum Shape

Fig. 7 Shape and Stress Distribution of Fixed part of Blade

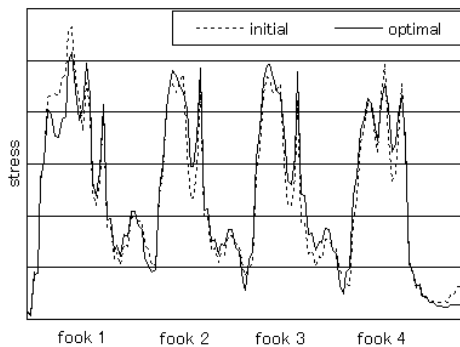


Fig. 8 Stress Distribution along Face of Blade Side

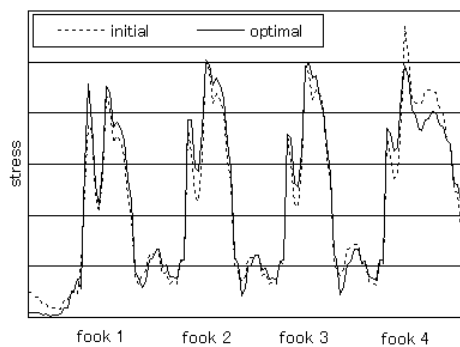


Fig. 9 Stress Distribution along Face of Rotor Side

Table.3 Change of Design Variable Coefficients

Variable	Low Limit	Up Limit	Initial	Optimal
$\Delta \alpha$	-1.00	1.00	0.00	-0.401
ΔL	-1.00	1.00	0.00	0.745
ΔH	-1.00	1.00	0.00	1.000
$\Delta \beta$	-1.00	1.00	0.00	-0.573
$\Delta \gamma$	-1.00	1.00	0.00	0.214
$\Delta \theta$	-1.00	1.00	0.00	1.000
Δr	-1.00	1.00	0.00	0.956

図8は、羽根の表層に沿って要素積分点のミーゼス応力値を、初期形状と最適形状について示した分布である。縦軸はミーゼス応力値で、横軸に対応するフックは図3に表しておく。同様に、図9はロータ側の表層に沿って要素積分点のミーゼス応力分布である。

表3は、各変更パターンに対応するベシスベクトル係数の変化である。各係数の変化範囲は-1から1まで、初期値は0とする。最適形状では、係数が1になるのは、図6に示した形状と一致する、係数がマイナスになるのは、図6に示した形状と逆方向に変化することを表す。

これらより、初期形状で応力が高い見られる羽根側の第1フックと、ロータ側の第4フックの集中応力を減少された。また、各フックでの最大応力はほとんど同じ値となり、各フックの応力差が減少され、全体的な応力バランスが改善されたことがわかった。

5. まとめ

1. 蒸気タービンの動翼羽根有効部と植込み部の最適設計を行った。いずれも、設計者の要求に沿う最適形状を見出すことができた。これらの結果により、3D FINAL DESIGNの有効性と実用性を明らかにした。

2. 構造最適設計システム 3D FINAL DESIGNは、今後の製造業における設計分野への展開も含め、広く使用されていくと期待される。これに応じて、更に3D FINAL DESIGNの機能拡張と性能改善を行うと共に、設計者が直接使用できるよう、もっと実用的な問題での最適化適用技術を確認することを検討する必要がある。

参考文献

- (1). 趙希祿、中村和彦等：静的な制約条件をもつ三次元板・シェル構造の振動特性最適化、機械学会 D&D`99 講演会論文集、pp333-336、1999
- (2). 趙希祿、中村和彦等：ベシスベクトル法を用いた三次元構造の形状最適設計、機械学会 D&D`99 講演会論文集、p139-142、1999
- (3). 趙希祿、中村和彦等：構造最適設計システムの開発について、第17回設計シンポジウム論文集、p333-336、1999
- (4). 趙希祿、中村和彦等：構造最適設計システム 3D FINAL DESIGNの適用事例、計算工学講演会論文集、Vol. 5、No. 1、pp495、2000