部分挿入時のショックロードによる蒸気タービン動翼の振動応答*

金子 康智^{*1}, 森 一石^{*1}, 宮脇 俊裕^{*2}Vibration of Steam Turbine Blade Caused by Shock Load
due to Partial AdmissionYasutomo KANEKO^{*3}, Kazushi MORI and Toshihiro MIYAWAKI^{*3} Takasago Research and Development Center, Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.,
2-1-1 Shinhamma, Arai-cho, Takasago-shi, Hyogo, 676-8686 Japan

Partial admission has been applied to the control stage of steam turbine because it produces high turbine efficiency at low loads. The shock load caused by partial admission generates excitation force on a blade, and the vibratory stress of the blade may become a cause of HCF (High Cycle Fatigue). Therefore, in designing a control stage blade of steam turbine, the vibratory stress caused by partial admission should be exactly predicted. Recently, ISB (Integral Shroud Blade) structure has been applied to not only the low-pressure end blade but also the control stage blade of steam turbine. Because the traditional analysis method based on experiments can predict only the vibratory stress of the grouped blade structure, it is indispensable to develop the general analysis method of vibratory stress caused by shock load, which can be applied to both of the grouped blade and ISB structure. This paper, first, presents the analysis method for the grouped blade and ISB structure to calculate the vibratory stress caused by partial admission. Second, the vibration response characteristics to shock load is explained, using some calculated results of simplified blade models. Finally, the response analysis is carried out for the actual grouped blade and ISB structure, and the results are evaluated from the viewpoint of blade reliability.

Key Words: Vibration of Rotating Body, Forced Vibration, Transient Response, Finite Element Method, Blade

1. 緒 言

蒸気タービンの調速段では、部分負荷時の効率を向上させるため、ノズルの周方向の一部だけから蒸気を挿入する部分挿入が採用されることがある。このような部分挿入段では、動翼は1回転に1回、蒸気挿入部を通過するため、図1に示すようなショックロードを受けながら振動する。すなわち、挿入部に入る瞬間に動翼は入口衝撃力を受けて振動を始め、その後、挿入部に完全に入り動翼に作用する負荷が一定になると翼の振動は、ダンピングにより減少していく。次に、挿入部を抜出す瞬間に動翼は出口衝撃を受け、その後完全に非挿入部に入り翼に作用する荷重が零になると、再度挿入部に入るまで振動は減衰していく。このように、挿入部通過後の残留振動に、次のショックロードが次々に重畳していき、ショックロードから供給されるエネルギーとダンピングにより散逸されるエネルギーがバランスするまで振動は増加を続け、定常状態に達する。

この定常振動応力は、翼のダンピング、ショックロードのパターン、部分挿入域を通過するときの翼振動のサイクル数や翼振動と衝撃荷重の位相関係などから決まるが、一般には無視できないほど大きく、高サイクル疲労の原因になることがある。このため、ショックロードにより生じる振動応力を精度良く予測することは、蒸気タービン調速段動翼の設計では重要である。

このようなショックロードに対する応答解析法として、Pigott⁽¹⁾は綴り翼構造に対してデュアメル積分を

Fig.1 General character of blade forces due to shock load

* 原稿受付 2006年9月12日。

^{*1} 正員、三菱重工業(株) (〒676-8686 高砂市荒井町新浜2-1-1)。

^{*2} 三菱重工業(株)。

E-mail: yasutomo_kaneko@mhi.co.jp

利用した解析法を提案している。この解析法は、綴り翼構造の調速段動翼の設計に広く適用されてきたが、伝達マトリックスを利用したビームモデルによる計算をベースにしているため、マッシブな調速段動翼の振動応答の評価には必ずしも適していないと思われる。

一方、最近の蒸気タービンでは、綴り翼構造よりも信頼性に優れた ISB (Integral Shroud Blade) 構造が調速段動翼にも採用され始めている⁽²⁾。ISB 構造では、隣接する翼のシュラウドをコンタクトさせることにより全周リング翼構造にするため、ショックロードを受けると節直径モードが応答する。このため、信頼性が高い ISB 構造の調速段動翼を開発するためには、ISB 構造に適したショックロードによる応答解析法を開発し、簡便に振動強度評価ができるシステムを開発していくことが重要である。

このため本論文では、最初に CFD と FEM を利用して、ショックロードによる応答を評価する一般的な手法を提案する。次に、提案した定式化に基づき、簡略化したモデルを使用して応答解析を行い、綴り翼構造と ISB 構造の応答特性を説明する。最後に、綴り翼構造と ISB 構造についてショックロードによる応答解析を行い、両者の特性を比較する。

2. 解析方法

2.1 ショックロードの解析 部分挿入時に動翼に作用するショックロード(図1)は、全周 360° についてノズルと動翼をモデル化し、CFD による翼列干渉解析から求める。ここでは、動翼がショックロードを受けながら回転し、最終的に定常状態に達した状態を取扱うため、CFD から求めたショックロードをフーリエ級数に展開して、式(1)のようにハーモニック成分に分解する。

$$\begin{aligned} F_i(t) &= \frac{a_{i,0}}{2} + \sum_{H=1}^{\infty} (a_{i,H} \cos H\Omega t + b_{i,H} \sin H\Omega t) \\ &= \frac{a_{i,0}}{2} + \sum_{H=1}^{\infty} P_{i,H} \cos(H\Omega t - \gamma_{i,H}) \\ P_{i,H} &= \sqrt{a_{i,H}^2 + b_{i,H}^2}, \quad \gamma_{i,H} = \tan^{-1} \frac{b_{i,H}}{a_{i,H}} \end{aligned} \quad \dots\dots\dots (1)$$

ここで、 $F_i(t)$ は、0 番翼の i 番めの自由度に作用するショックロード、 $a_{i,H}$, $b_{i,H}$, $P_{i,H}$ は、ショックロードの各ハーモニック成分の振幅、 Ω は翼の回転角速度、 H は加振力のハーモニック数である。なお、以下の定式化では全周の翼枚数を N とし、各翼に回転方向と逆方向に零から $(N-1)$ の番号を付けている。本論文では、式(1)のハーモニック加振力に対する応答を 2・

2 節に示す方法で別々に求め、これを時間領域で加算して翼の定常応答を求める。

2.2 ISB 構造の応答解析 ISB 構造のような全周リング翼構造の翼・ディスク系が、式(1)のハーモニック加振力を受けて回転するとき、翼・ディスク系全体の運動方程式は式(2)で表すことができる。

$$\begin{aligned} [M_T]\{\ddot{U}_{T,H}\} + [K_T]\{U_{T,H}\} &= \{P_{T,H}\} \dots\dots\dots (2) \\ [M_T] &= \begin{bmatrix} [M] & & 0 \\ & [M] & \\ & & \ddots \\ 0 & & & [M] \end{bmatrix} \quad (\text{Cyclic matrix}) \\ [K_T] &= \begin{bmatrix} [K_1] & [K_2] & [0] & \cdots & [K_2]^T \\ [K_2]^T & [K_1] & [K_2] & & \\ & 0 & [K_2]^T & [K_1] & \\ & & & \ddots & \\ & & & & [K_1] \end{bmatrix} \quad (\text{Cyclic matrix}) \\ \{U_{T,H}\}^T &= \{\{U_{0,H}\}^T \{U_{1,H}\}^T \cdots \{U_{N-1,H}\}^T\} \\ \{P_{T,H}\}^T &= \{\{P_H\}^T \cos(\omega t - \gamma_H) \{P_H\}^T \cos \\ &\quad \times (\omega t - \gamma_H - \alpha_H) \\ &\quad \cdots \{P_H\}^T \cos(\omega t - \gamma_H - (N-1)\alpha_H)\} \dots\dots\dots (3) \end{aligned}$$

ここで、 $[M]$, $[K_1]$ は部分構造(翼 1 枚分)の質量マトリックス、および剛性マトリックスであり、 $[K_2]$ は隣接する翼の境界条件から決まる剛性マトリックス、 $\{U_{k,H}\}$ は k 番めの翼の変位ベクトルである。下添字 T は、全系(全周の翼・ディスク系)であることを、 k は翼番号を表す。また、 $\{P_H\}$ は 0 番翼に作用するハーモニック加振力の振幅、 γ_H は位相である。 γ_H は、以後の計算に使用する基準位相であり、式(1)から求める任意の節点自由度に対する位相を γ_H にすれば良い。 ω はハーモニック加振力の角振動数、 α_H は翼・ディスク系が回転することによって生じる位相角であり、全周の翼枚数を N とすると式(4)で表すことができる。

$$\omega = H\Omega, \quad \alpha_H = \frac{2\pi H}{N} \dots\dots\dots (4)$$

定式化の詳細は省略するが、周期対称法とモーダル法を適用しモーダル減衰を導入すると、加振ハーモニック数 H に対する周波数応答を、式(5)で表すことができる⁽³⁾⁽⁴⁾。

$$\begin{aligned} \{U_{T,H}(t)\} &= \sum_{m=1}^M \{p_m(t)\{\Psi_{n1}^m\} + q_m(t)\{\Psi_{n2}^m\}\} \dots\dots\dots (5) \\ \left. \begin{aligned} p_m(t) &= (P_1^m X_c^m + P_2^m X_s^m) \cos(\omega t - \gamma_H) \\ &\quad + (P_1^m X_s^m - P_2^m X_c^m) \sin(\omega t - \gamma_H) \\ q_m(t) &= (P_2^m X_c^m - P_1^m X_s^m) \cos(\omega t - \gamma_H) \\ &\quad + (P_2^m X_s^m + P_1^m X_c^m) \sin(\omega t - \gamma_H) \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (6) \end{aligned}$$

$$\left. \begin{aligned} X_c^m &= \frac{1 - \beta_m^2}{(1 - \beta_m^2)^2 + (2\zeta_m \beta_m)^2} \frac{1}{M_m \omega_m^2} \\ X_s^m &= \frac{2\zeta_m \beta_m}{(1 - \beta_m^2)^2 + (2\zeta_m \beta_m)^2} \frac{1}{M_m \omega_m^2} \\ \beta_m &= \frac{\omega}{\omega_m} \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (7)$$

$$M_m = \{\phi_{nR}^m\}^T [M] \{\phi_{nR}^m\} + \{\phi_{nI}^m\}^T [M] \{\phi_{nI}^m\} \dots\dots\dots (8)$$

$$P_1^m = \{\phi_{nR}^m\}^T \{P_H\}, \quad P_2^m = \{\phi_{nI}^m\}^T \{P_H\} \dots\dots\dots (9)$$

ここで ω_m は固有振動数, ζ_m はモーダル減衰比, $\{\phi_{nR}^m\}, \{\phi_{nI}^m\}$ は式(2)の右辺を零とおいた固有値方程式から求まる複素固有ベクトルの実部と虚部であり, 下添字 n は振動モードのハーモニク数(広義の節直径数)を, m は振動モードの次数を表す。また $\{\Psi_{n1}^m\}, \{\Psi_{n2}^m\}$ は 0 番から $(N-1)$ 番までの翼の固有ベクトルを縦に並べた列ベクトル(重根モード対)である。

$$\left. \begin{aligned} \{\Psi_{n1}^m\}^T &= \{ \{\phi_{nR}^m\}^T (\cos \alpha_n \{\phi_{nR}^m\}^T - \sin \alpha_n \{\phi_{nI}^m\}^T) \\ &\quad \dots (\cos(N-1)\alpha_n \{\phi_{nR}^m\}^T - \sin(N-1)\alpha_n \{\phi_{nI}^m\}^T) \} \\ \{\Psi_{n2}^m\}^T &= \{ \{\phi_{nI}^m\}^T (\cos \alpha_n \{\phi_{nI}^m\}^T + \sin \alpha_n \{\phi_{nR}^m\}^T) \\ &\quad \dots (\cos(N-1)\alpha_n \{\phi_{nI}^m\}^T + \sin(N-1)\alpha_n \{\phi_{nR}^m\}^T) \} \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (10)$$

よく知られているように, ISB 構造のような全周リング翼構造では, $H \pm n \neq \lambda N$ (λ は任意の整数)のときは翼の応答が零になるため, 式(5)では $H \pm n = \lambda N$ を満足する振動モードだけを加算すればよい⁽⁵⁾。特に共振時 ($\omega = \omega_m$) には, 式(7)より

$$X_c^m = 0, \quad X_s^m = \frac{1}{2\zeta_m} \frac{1}{M_m \omega_m^2}, \quad \beta_m = 1 \dots\dots\dots (11)$$

であり, 式(11)を式(6), (5)に代入すると, 式(12)が得られる。

$$\begin{aligned} \{U_{r,H}(t)\} &= X_s^m (P_2^m \{\Psi_{n1}^m\} - P_1^m \{\Psi_{n2}^m\}) \cos(\omega t - \gamma_H) \\ &\quad + X_s^m (P_1^m \{\Psi_{n1}^m\} + P_2^m \{\Psi_{n2}^m\}) \sin(\omega t - \gamma_H) \\ &\dots\dots\dots (12) \end{aligned}$$

式(12)の左辺は, 0 番翼から $(N-1)$ 番翼までの共振振幅を縦に並べた列ベクトルである。式(12)の右辺に式(10)を代入して共振振幅を $\{\phi_{nR}^m\}$ と $\{\phi_{nI}^m\}$ で表した後, k 番めの翼の共振振幅だけを抜出すと, 式(13)と式(14)が得られる。

$$\begin{aligned} \{U_{k,H}(t)\} &= \frac{1}{2\zeta_m} \frac{1}{M_m \omega_m^2} \\ &\quad \times [\{A\} \cos(\omega t - \gamma_H - k\alpha_H) \\ &\quad + \{B\} \sin(\omega t - \gamma_H - k\alpha_H)] \dots\dots\dots (13) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \{A\} &= \{\phi_{nI}^m\}^T \{P_H\} \{\phi_{nR}^m\} - \{\phi_{nR}^m\}^T \{P_H\} \{\phi_{nI}^m\} \\ \{B\} &= \{\phi_{nI}^m\}^T \{P_H\} \{\phi_{nI}^m\} + \{\phi_{nR}^m\}^T \{P_H\} \{\phi_{nR}^m\} \end{aligned} \dots\dots\dots (14)$$

式(13)からわかるように, 共振時には回転方向と逆方向に節直径が移動する後退波モード, または同方向に移動する進行波モードが励振される。以上の説明を

要約すると, ISB 構造は式(15)を満足するときのみ共振し, そのときの共振振幅は式(13)で表すことができる。そして, 式(15)の第2式で(−)記号が成立する場合は後退波モードが, (+)記号が成立する場合は進行波モードが励振され, 共振時の振幅はすべての翼で同一となり, 位相のみが翼間で α_H だけ異なることになる。

$$\omega = \omega_m, \quad H \pm n = \lambda N \dots\dots\dots (15)$$

実際の翼設計でショックロードに対する定常応答を計算する場合には, 式(15)を考慮して定格回転時にハーモニク共振の可能性がある振動モードを抽出し, これらの振動モードが共振している ($\beta_m = 1$) と仮定して共振応答を計算する。次に, 各ハーモニク加振力に対する共振応答を式(16)のように時間領域で加算してショックロードに対する定常応答を求める。

$$\{U^{\infty}(t)\} = \sum_{H=1}^{H_{\max}} \{U_{T,H}(t)\} \dots\dots\dots (16)$$

式(16)の時刻歴波形から疲労強度評価に使用する最大応答を求める。なお, 式(16)は変位についての定式化であるが, 応力についても式(5)の $\{\Psi_{n1}^m\}, \{\Psi_{n2}^m\}$ を応力モードに置換えると全く同様にハーモニク加振力に対する応力を求めることができる。

2・3 綴り翼構造の応答解析 ここで解析の対象にする調速段動翼は, ディスクが比較的剛であるため, ディスクの影響を無視する。綴り翼が, ハーモニク加振力を受けながら回転するとき, 運動方程式は式(17)で表すことができる。

$$[M_G] \{\ddot{U}_{G,H}\} + [K_G] \{U_{G,H}\} = \{P_{G,H}\} \dots\dots\dots (17)$$

ここで, $[M_G], [K_G], \{U_{G,H}\}$ は翼群全体の質量マトリックス, 剛性マトリックス, および変位ベクトルである。 $\{P_{G,H}\}$ は, 翼群に作用する加振力ベクトルであり, 式(18)のように表すことができる。

$$\begin{aligned} \{P_{G,H}\}^T &= \{ \{P_H\}^T \cos(\omega t - \gamma_H) \{P_H\}^T \\ &\quad \times \cos(\omega t - \gamma_H - \alpha_H) \\ &\quad \dots \{P_H\}^T \cos(\omega t - \gamma_H - (N_G - 1)\alpha_H) \} \dots\dots\dots (18) \end{aligned}$$

ここで N_G は, 翼群の綴り枚数である。式(17)の解をモーダル法で求めると共振振幅を次式で表せる。

$$\begin{aligned} \bar{X}_m &= \frac{1}{2\zeta_m} \frac{1}{M_{Gm} \omega_m^2} \\ &\quad \times \sqrt{ \left(\sum_{k=1}^{N_G} f_k^m \sin \beta_{k,H} \right)^2 + \left(\sum_{k=1}^{N_G} f_k^m \cos \beta_{k,H} \right)^2 } e^{i\theta_G} \\ \beta_{k,H} &= \gamma_H + (k-1)\alpha_H \\ \theta_G &= \tan^{-1} \frac{\sum_{k=1}^{N_G} f_k^m \sin \beta_{k,H}}{\sum_{k=1}^{N_G} f_k^m \cos \beta_{k,H}} \end{aligned} \dots\dots\dots (19)$$

$$f_k^m = \{\phi_k^m\}^T \{P_H\}, \quad M_{Gm} = \{\Psi_G^m\}^T [M_G] \{\Psi_G^m\} \quad \dots\dots\dots (20)$$

ここで、 $\bar{X}_m$ は共振振幅、 $\{\Psi_G^m\}$ は翼群全体の振動モード、 $\{\phi_k^m\}$ は翼群内の k 番めの翼の振動モードである。

ショックロードに対する定常応答を計算する場合には、ハーモニク加振力 $\{P_{G,H}\}$ と共振する可能性があるすべての振動モード $\{\Psi_G^m\}$ について共振している ($\beta_m=1$) と仮定して、式(19)から共振応答 $\bar{X}_m$ を計算する。次に、各ハーモニク加振力に対する共振応答を式(21)のように時間領域で加算してショックロードに対する定常応答を求め、さらに式(21)の時刻歴波形から疲労強度評価に使用する最大応答を求める。

$$\{U_s(t)\} = \sum_{H=1}^{H_{\max}} \{U_{G,H}(t)\} \quad \dots\dots\dots (21)$$

なお、綴り枚数が1枚の場合、すなわち単独翼 (FSB: Free Stading Blade) の共振応答は式(19)に $N_G=1$ を代入することにより求めることができ、式(22)で表すことができる。

$$\{U_{s,H}(t)\} = \frac{1}{2\zeta_s} \frac{\{\phi_s\}^T \{P_H\} \{\phi_s\}}{M_s \omega_s^2} \sin(\omega t - \gamma_H - \theta_s) \quad \dots\dots\dots (22)$$

添字 s は、単独翼の諸量であることを示す。また、 θ_s は0番翼に作用するハーモニク加振力と応答の位相である。

3. 解析結果

3・1 ISB 構造と綴り翼構造の応答特性 図2に綴り翼構造の振動モードを模式的に示す。一般に綴り翼構造では、翼先端が同相に接線方向に振動するモード(接線方向曲げ一次モード、 T_1 モード)、同相に軸方向に振動するモード(軸方向曲げ一次モード、 H_1 モード)、逆相に振動するモード(X_1 モード)、U 形に振動するモード(U_1 モード)の順に振動モードが現れる。このような綴り翼構造の応答特性を定性的に調査するため、図2に示す典型的な振動モードを使用して綴り翼の応答解析を行った。なお、以下の解析では、減衰はすべての翼構造に対して同一と仮定している。

Fig. 2 Vibration mode of grouped blades

図3と図4は、全周の翼枚数が80枚の場合について、綴り枚数をパラメータにして式(19)から T_1 モードと X_1 モードについて綴り翼の応答特性を計算した結果である。図3、4の横軸は加振ハーモニク H と全周の翼枚数 N の比、縦軸は綴り翼のレスポンスファクタ、すなわち単独翼一次モードの共振振幅 [式(22)で固有振動数 ω_s と振動モード $\{\phi_s\}$ を綴り翼の T_1 モード $\{\phi_k\}$ と同一と仮定して求めた共振振幅] で正規化した綴り翼の共振振幅である。これらの解析では翼に作用する加振力を一定にし、翼先端部の振動モードを図2のように仮定し、翼高さ方向のモードは全モードとも相似とみなしている。なお、綴り翼の応答特性を解釈しやすいように、図3と図4の計算では、各モードの固有振動数 ω_m は綴り枚数 N_G によらず一定と仮定しており、 T_1 モードと X_1 モードの固有振動数を回転角速度 Ω の33倍および50倍 [後述の図6(a)の6枚綴り翼に相当] にしている。なお、翼群の中央に関して完全な対称、または逆対称モードを仮定しており、レスポンスファクタは $H/N=0.5$ に対して鏡面对称になる。

図3や図4からわかるように、綴り翼の応答は、振動モードの形状 $\{\Psi_G^m\}$ 、綴り枚数 N_G 、加振力のハーモ

Fig. 3 Response factor of grouped blades (T_1 mode)

Fig. 4 Response factor of grouped blades (X_1 mode)

ニック数 H により周期的に変化する。例えば、図3の T_1 モード(同相モード)は、翼群中の翼の振幅が同一であるため、綴り枚数が10枚であれば、全周の翼枚数が80枚の場合は、周方向の1/8の区間で翼の振幅が同一になる。したがって、ハーモニック加振力(静止側に固定した偏流)の一波長、またはその整数倍が1/8区間に一致する場合、すなわち、加振力のハーモ

Fig. 5 Harmonic excitation force of square shock load

(a) Blade A, $N=80$

(b) Blade B, $N=52$

Fig. 6 Natural frequency of grouped blades

ニック数が、8, 16, 24, ... の場合(H/N が 0.1, 0.2, 0.3, ... の場合)は、モデル外力が翼群内でキャンセルされるため応答は零になり、その中間の H/N で応答は極大になる。

部分挿入時のショックロードを図5に示す矩形波で近似し、図2の振動モードと図6の固有振動数を使用して式(21)からショックロードに対する綴り翼の応答を求めた結果を図7と図8に示している。図5は、ショックロードをフーリエ解析し、その包絡線を求めた

Fig. 7 Superposed vibration response to square shock load (Blade A, $T_s/T=0.6$, $N_c=6$)

(a) Blade A, $N=80$

(b) Blade B, $N=52$

Fig. 8 Vibration response of grouped blade to square shock load

ものであり、これをハーモニク加振力〔式(18)の $\{P_H\}$ 〕として使用している。図5中の T はロータの回転周期、 T_s はショックロードの作用時間である。図6は、解析に使用した綴り翼の綴り枚数 N_0 と固有振動数の関係を示しており、典型的な2種類の翼を解析している。図7は、ショックロードに対する各モードの応答を求め、それらを重ね合わせた応答を、図6(a)の6枚綴り翼について計算した例である。図8は、綴り枚数 N_0 とショックロードの周期 T_s をパラメータにして図7と同様な計算を行い、ショックロードによって生じる最大応答〔式(21)の $\{U(t)\}$ の最大値〕を求めた結果であり、縦軸は式(22)の最大値、すなわち単独翼一次モードの最大共振応答で正規化している。

図5に示すように、ショックロードにより生じるハーモニク加振力は、ショックロードの作用時間によらず30ハーモニクで定常負荷の約2%、60ハーモニクで約1%の大きさであり、高次のハーモニクまで加振力が残ることを示している。ただし、一般には、翼高さ方向に節を有する高次の振動モードは、モーダル外力が翼高さ方向でキャンセルされ応答が小さくなるため、通常は低次の3~4個のモードに対して強度を評価すれば十分である。また、これらの振動モードの周波数は回転角速度に比較すれば十分高く、疲労強度評価に使用する振動振幅(図7の時刻歴波形において、隣接する山と谷の差の最大値)は、各振動モードの最大振幅の和として評価してもほとんど差を生じない。

図8(a)の解析結果では、綴り枚数を増加するとショックロードに対する応答は、低減していく。これは、ショックロードに対する応答には最低次の T_1 モード(同相モード)の占める割合が大きいく、図3に示すように T_1 モードは綴り枚数を大きくするほど応答が小さくなるためである。また、ショックロードに対する応答は、ショックロードの周期を変化させてもほとんど変化しないが、これは図5に示すように、ショックロードの周期を変化させても高次のハーモニクに対してはハーモニク加振力の振幅がほとんど変化しないためである。

一方、図8(b)の解析結果では、ショックロードに対する応答は4枚綴り翼の場合が極小になっている。これは、4枚綴り翼の T_1 モードから U_1 モードまでの固有振動数〔図6(b)〕が、図3や図4のレスポンスファクタを、ほぼ極小にする値になっているためである。例えば、図6(b)より、4枚綴り翼の T_1 モードの振動数は27ハーモニク ($H=27$)、全周の翼枚数 N

は52枚であるから、図3の横軸 H/N はほぼ0.5になり、 T_1 モードはほとんど応答しないことになる。言い換えれば、ショックロードに対する綴り翼構造の応答を小さくするためには、低次のモードのレスポンスファクタが小さくなるように、綴り枚数や固有振動数を調整すれば良い。

図9は、ISBの周方向の振動モードを完全な正弦波と仮定して、ショックロードに対するISB一次モードの応答解析を行った結果である。縦軸は式(22)の最大値、すなわち単独翼(FSB)一次モードの最大共振応答(翼1枚の高さ方向の振動モードは綴り翼、単独翼、ISBとも同一と仮定)で正規化している。これからわかるように、振動モードが単独翼と同一の場合は、単独翼とISBの振動応答比は固有振動数比だけの関数になり、ISBの固有振動数が単独翼の2倍以上になれば応答は単独翼の10%以下に低下する。

翼形状にもよるが、通常はISBの一次モードの固有振動数は同形状の翼を単独翼構造や綴り翼構造にした場合の数倍になることが期待でき、綴り翼よりも減衰を大きくできるため、図8と図9の比較より、一般にはISB構造のほうがショックロードに対して振動強度上有利と考えられる。ただし、綴り枚数や固有振動数を調整してレスポンスファクタを小さくする設計ができれば、綴り翼のほうが振動強度上有利になることもありうる。

3・2 CFDとFEMによるショックロードに対する応答解析

ショックロードに対する綴り翼構造とISB構造の強度を比較するため、機械駆動用蒸気タービンの調速段動翼(翼長20 mm、使用回転数6870~9610 rpm)について、2章の方法に従って応答解析を行った。図10にFEMモデルを示す。全周の翼枚数 ($N=52$) や翼形状などは綴り翼構造とISB構造で同一であり、シェラウドの形状のみが異なる。

図11と図12は、25%アドミッション時(全周の1/4

Fig. 9 Vibration response of ISB to square shock load

Fig. 10 FEM model of control stage blade

Fig. 11 Total pressure distribution calculated by CFD (25% admission)

Fig. 12 Pressure fluctuation on the blade calculated by CFD (25% admission)

から蒸気を挿入時)のCFD解析結果である。図12中のL.E.は、翼の前縁(Leading Edge)であることを示す。ショックロードの計算では、回転周期を約5200ステップに分割して計算しており、図12は翼が1回転するときを受けるショックロードを示している。蒸気挿入部と非挿入部では翼の定常圧力が明りょうに変化しており、いくつかの実験結果でも示されているように⁽⁶⁾動翼は矩形波に近いショックロードを受けている。なお図12において、蒸気挿入部に見られる高

Fig. 13 Normalized safety factor for shock load

調波の加振力は、113ハーモニックのノズルウェーク加振力である。ノズルウェーク加振力は、前置静翼の後流(ウェーク)の中を動翼が通過していくために動翼に作用する加振力であり、ノズルウェーク加振力の周波数は前置静翼枚数と回転角速度の積になる。

図13は、低次から約10個の振動モードを使用して、綴り翼構造とISB構造のショックロード(25%-75%アドミッション)に対する応答解析を実施し、材料強度との比較から安全率を求めた結果である。応答解析では、減衰は同一と仮定している。これからわかるように、綴り翼構造よりISB構造のほうが振動強度上有利であり、特に綴り翼構造では、翼を結合するための連結部材であるテノンが全体の振動強度を低下させている。

4. 結 言

本論文では、部分挿入時のショックロードにより生じる蒸気タービン翼の応答を、CFDとFEMを利用して簡便に評価する手法を示した。次に、提案した定式化に基づき、簡略化したモデルを使用して応答解析を行い、綴り翼構造とISB構造の応答特性を説明した。最後に、実際の綴り翼構造とISB構造についてショックロードによる応答解析を行い、両者の振動強度を比較した。これらの結果から、一般には綴り翼構造よりもISB構造のほうがショックロードに対しても振動強度上有利であることがわかった。

文 献

- (1) Pigott, R., Turbine Blade Vibration due to Partial Admission, *Int. J. Mech. Sci.*, Vol. 22 (1980), pp. 247-264.
- (2) Ikeno, K. et al., Application of Advanced Integral Shrouded Blades to High-Speed and High-Power Mechanical Drive Steam Turbine, Mitsubishi Heavy Industries, Ltd. *Technical Review*, Vol. 41, No. 3 (2004), pp. 1-7.
- (3) Kaneko, Y. et al., Analysis and Measurement of Reso-

- nant Vibratory Stress of Low Pressure End Blade for Steam Turbine (in Japanese), *CD-ROM of Dynamics and Design Conference*, (2003), pp. 1-6, Japan Society of Mechanical Engineers.
- (4) Kaneko, Y. and Iwasaki, Y., Study on vibration response of high head pump turbine runner (Vibration characteristics of mistuned runner), *Transaction of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series C*, Vol. 72, No. 717 (2006), pp. 1413-1419.
- (5) Wagner, L. F. and Griffin, J. H., Forced Harmonic Response of Grouped Blade Systems: Part 1-Discrete Theory, *Transaction of ASME, J. of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 118 (1996), pp. 130-136.
- (6) Fridh, J. E. et al., An experimental study on Partial Admission in a two-stage axial air test turbine with numerical comparisons, *ASME GT-2004-53774*, (2004).
-