一方向凝固合金翼の振動特性に関する研究*

金子 康智^{*1}

Study on Vibration Characteristics on Directionally Solidified Blade

Yasutomo KANEKO^{*1}^{*1} Ryukoku Univ. Dept. of Mechanical and Systems Engineering
1-5 Yokotani Oe-Cho, Seta, Otsu, Siga, 520-2194 Japan

Recently, DS (Directionally Solidified) and SC (Single Crystal) alloys have been widely applied for gas turbine blades instead of CC (Conventionally Casting) alloys to meet the requirement of the high temperature operation and to improve the thermal efficiency. The SC blade consists of one columnar grain, and the DS blade consists of several columnar grains where the growing direction of the columnar crystal is set to the direction of the centrifugal force. Therefore, the vibration analysis of the SC and DS blades has to be carried out, taking account of the anisotropy. In this study, first, the effect of the anisotropy of elastic constants on the vibration characteristics of the SC and DS blades are investigated in detail. Second, the validity of the assumption of the transverse isotropy for the DS blade is examined, carrying out the Monte Carlo simulation. From these results, it is concluded that the actual DS blade can be treated as a transversely isotropic material.

Key Words : Turbomachinery, Vibration of Rotating Body, Blade, Resonance

1. 緒 言

近年、ガスタービンの更なる高温・高性能化の要求に対応するため、従来の多結晶合金翼に代わり、単結晶合金翼 (SC 翼) や一方向凝固合金翼 (DS 翼) の実用化が進められている⁽¹⁾⁽²⁾。SC 翼は、1 個の柱状単結晶だけから構成される翼であり、結晶粒界が存在しないため強度向上を達成できる。但し、結晶方向により材料定数が異なるため、振動解析では異方性材料として取り扱うことが必要になる。一方、DS 翼は特定方向 (遠心力が作用する翼高さ方向) に結晶を連続的に成長させた柱状単結晶合金の集合体から構成されており、その方向に直交する結晶粒界が存在しないため強度向上を図ることができる。しかし、一方向に結晶方位が揃うため、DS 翼の振動解析でも SC 翼と同様に材料定数の異方性を考慮する必要がある。

このような DS 翼の振動解析では、本来、DS 翼を構成する単結晶合金を忠実にモデル化して振動解析を行うべきと考えられるが⁽³⁾⁽⁴⁾、現実には個々の単結晶合金の正確な形状や面内の結晶方位を正確に知ることは困難である。また、各単結晶合金の面内の結晶方位が既知であれば Reuss 平均や Voigt 平均により体積平均した弾性定数を使用することにより、実用的な精度で振動解析ができることが報告されているが⁽⁵⁾、DS 翼を構成する個々の単結晶合金の面内の方位や体積を知ることも現実には困難である。従って、現実の DS 翼の振動強度設計では、DS 翼を構成する単結晶合金の本数が十分多いと見なして、結晶成長方向に直交する面内では等方性と仮定して振動解析を行っている⁽¹⁾。このような背景を踏まえ、本研究では、SC 翼や DS 翼の振動特性に及ぼす弾性定数の異方性の影響を系統的に調査する。さらに、モンテカルロシミュレーションにより、DS 翼に対する面内等方性の仮定の妥当性を検証する。すなわち、実際の DS 翼の単結晶合金の本数はせいぜい 5~10 本程度であり、十分に多いと言えないため、このような場合でも DS 翼を面内等方性と見なして振動強度設計ができるかどうかを検討する。

* 原稿受付 2011 年 10 月 8 日

^{*1} 正員, 龍谷大学 (〒520-2194 滋賀県大津市瀬田大江町横谷 1-5)
E-mail: y_kaneko@rins.ryukoku.ac.jp

2. 解析方法

2・1 SC 翼と DS 翼の応力 - 歪み関係式⁽¹⁾

本論文では、翼の形状や材料特性を定義するために、図 1 と図 2 に示す二つの座標系を使用する。 x_1, x_2, x_3 座標系は、翼の形状を定義するための座標系である。一方、 X_1, X_2, X_3 座標系は結晶方向を表す座標系であり、各軸は結晶の主軸方向 $[100]$, $[010]$, $[001]$ と一致している。また、 θ は $[010]$ 軸回りの回転角であり、 ϕ は $[001]$ 軸回りの回転角である。なお、図には示していないが、 γ は $[100]$ 軸回りの回転角である。

ガスタービンに使用される SC 翼や DS 翼の材料には、Ni 基合金が使用されている。Ni 基合金は面心立方晶であり、図 1 に示すように、結晶の主軸に一致するように座標軸 X_1, X_2, X_3 を選ぶと、応力 - 歪み関係式（一般化した Hooke の法則）は、式 (1) で表わすことができる。

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \gamma_{12} \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{33} & S_{13} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{13} & S_{33} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{13} & S_{13} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{44} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \tau_{12} \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \end{Bmatrix} \quad (1)$$

ここで、 S_{ij} は、コンプライアンスマトリックスであり、SC 合金の独立な定数は、 S_{33} , S_{13} , S_{44} の 3 個である。これらは、工学的弾性定数を使用すると、式 (2) で表わされる。

$$S_{33} = 1/E_0, \quad S_{13} = -\nu_0/E_0, \quad S_{44} = 1/G_0 \quad (2)$$

ここで右辺の下添え字 ' $_0$ ' は、結晶の主軸方向に関する値であることを示す。一方、等方性材料の場合には、式 (3) の関係が成立するので、独立な弾性定数は E_0 と G_0 の 2 個だけになる。

$$G_0 = \frac{E_0}{2(1+\nu_0)} \quad (3)$$

DS 合金は図 1 に示すように SC 合金の集合体であり、個々の SC 合金の結晶方位は結晶成長方向（翼高さ方向、 X_3 方向）には揃っているが、それに直交する面内（ X_1 - X_2 面内）の方位はランダムである。このため、 X_1 - X_2 面内では等方性を仮定すると、DS 合金の応力 - 歪み関係式は式 (4) で表わされる。

Fig. 1 Coordinate and material property of SC and DS alloy

Fig. 2 Coordinate system of blade and FE model

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \gamma_{12} \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \overline{S_{11}} & \overline{S_{12}} & \overline{S_{13}} & 0 & 0 & 0 \\ \overline{S_{12}} & \overline{S_{11}} & \overline{S_{13}} & 0 & 0 & 0 \\ \overline{S_{13}} & \overline{S_{13}} & \overline{S_{33}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \overline{S_{44}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \overline{S_{55}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \overline{S_{55}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \tau_{12} \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \end{Bmatrix} \quad (4)$$

ただし,

$$\overline{S_{44}} = 2(\overline{S_{11}} - \overline{S_{12}}) \quad (5)$$

であり, 独立な材料定数は 5 個になる. ここで, X_3 軸に直交する方向は SC 合金と同一であるから, 次式のように表すことができる.

$$\overline{S_{33}} = S_{33}, \quad \overline{S_{55}} = \overline{S_{66}} = S_{44}, \quad \overline{S_{13}} = \overline{S_{23}} = S_{13} \quad (6)$$

X_1 - X_2 面内に関する弾性定数は, 面内の方位がランダムであると仮定し SC 合金の弾性定数を平均化することにより得られる. 平均化の方法として Wells の方法⁽⁶⁾を採用すると, X_1 - X_2 面内に関する弾性定数を次式で表わすことができる.

$$\begin{aligned} \overline{S_{11}} = \overline{S_{22}} &= \frac{1}{2} \sqrt{S_{33}(2S_{33} + 2S_{13} + S_{44})}, \\ \overline{S_{44}} &= \sqrt{2S_{44}(S_{33} - S_{13})} \end{aligned} \quad (7)$$

さらに式 (5) から,

$$\overline{S_{12}} = \overline{S_{11}} - \frac{\overline{S_{44}}}{2} \quad (8)$$

が成立する. すなわち, 単結晶合金の本数が十分に多く, X_1 - X_2 面内では等方性であると仮定できれば, DS 合金の独立な弾性定数は 3 個になる. 通常は, 結晶配列に影響されにくい DS 翼の弾性定数として, E_0, E_{90}, G_0 が採用されている. これらの弾性定数とコンプライアンスマトリックスの要素の関係は, 式 (9) で表わすことができる.

$$\overline{S_{33}} = 1/E_0, \quad \overline{S_{11}} = 1/E_{90}, \quad \overline{S_{55}} = 1/G_0 \quad (9)$$

ここで, E_0 と E_{90} は, 図 1 に示すように, 翼の高さ方向, およびコード方向の縦弾性係数であり, G_0 は X_3 軸 (結晶成長方向の軸) 回りの剛性率である. なお, 結晶の主軸方向が X_1, X_2, X_3 軸から x_1, x_2, x_3 軸にずれたときのコンプライアンスは, 次式から求めることができる.

$$[S'] = [\Psi]^T [S] [\Psi] \quad (10)$$

ここで, $[\Psi]$ は X_1, X_2, X_3 軸から x_1, x_2, x_3 軸への応力変換マトリックスであり, T はマトリックスの転置を示す. 式 (2) や式 (4) を式 (10) に代入することにより, SC 翼や DS 翼の結晶方位がずれたときの弾性定数の変化を

計算することができる。さらに、式 (10) から求まるコンプライアンスマトリックスを使用して FEA による振動解析を行えば、結晶方位がずれたときの振動特性を求めることができる。

2・2 コンプライアンスの Reuss 平均と Voigt 平均

DS 翼の振動解析を行う場合、DS 翼を構成する個々の単結晶合金の面内の結晶方位や体積が既知であれば、Reuss 平均や Voigt 平均により体積平均した弾性定数を使用することにより、実用的な精度で振動解析ができることが報告されている⁽⁶⁾。しかしながら現実には DS 翼を構成する個々の単結晶合金の面内の方位や体積を事前を知ることは困難である。このため実際の DS 翼の振動強度設計では、DS 翼を構成する単結晶合金の本数が十分多いと見なして、結晶成長方向に直交する面内では等方性と仮定して振動解析を行っている。Wells の平均化法 (式 (7)、式 (8)) は、DS 翼の材料特性を面内等方性で近似する代表的な方法である。

本研究では、せいぜい 5~10 本程度の SC 合金の柱状晶から構成される DS 翼の振動解析に、Wells の方法で平均化した弾性定数を使用することの妥当性を検証する。具体的には、先ず、結晶本数を ∞ と仮定して Wells の方法で求めた DS 合金の弾性定数と、有限個の結晶に対して Reuss 平均 (応力一定の条件で計算した体積平均、式 (11)) や Voigt 平均 (歪み一定の条件で計算した体積平均、式 (12))⁽⁶⁾で求めた弾性定数を比較する。

$$[S]_R = \sum_k V_k [\Psi]_k^T [S]_k [\Psi]_k \quad (11)$$

$$[S]_V = \sum_k V_k ([\Phi]_k^T [C]_k [\Phi]_k)^{-1} \quad (12)$$

ここで、 $[S]_R$ と $[S]_V$ は Reuss 平均および Voigt 平均で求めたコンプライアンスマトリックス、 V_k は k 番目の SC 柱状晶の体積率、 $[\Psi]_k$ と $[\Phi]_k$ は k 番目の SC 柱状晶に対する応力、およびひずみの座標変換マトリックスである。

図 3 に、モンテカルロシミュレーションを利用して Wells の方法で求めた弾性定数の妥当性を検証する具体的な手順を示している。先ず、結晶本数、すなわち DS 合金を構成する SC 合金の本数を仮定し、各結晶の方位角度 ϕ をランダムに抽出して DS 合金を作成する。つぎに、作成した DS 合金の弾性定数を Reuss 平均や Voigt 平均で計算する。この計算を多数回繰り返し、計算結果を統計処理して DS 合金の弾性定数の分布を求める。そしてこの結果を、面内等方性を仮定して Wells の方法で計算した材料定数と比較する。

一方、振動解析による検証では、DS 翼を図 4 に示すように 5 個の SC 翼の結晶から成る平板でモデル化し、5 個の結晶の方位を変化させた有限要素モデルを作成し、有限要素法で直接固有振動数を計算する。有限要素法で直接計算した固有振動数を、面内等方性翼 (Wells の方法で平均化した弾性定数を有する翼) の固有振動数解析値と比較し、振動モードによりどの程度の振動数の予測誤差が現れるかを検証する。

さらに、共振応力についても有限要素法で直接計算した結果を、面内等方性を仮定した計算結果と比較し、振動モードによりどの程度の共振応力の予測誤差が現れるかを確認する。

Fig. 3 Procedure of Monte Carlo simulation for elastic constants of DS alloy

Fig. 4 DS blade model consisting of 5 SC alloys

3. 解析結果

3・1 振動特性に及ぼす結晶方位角の影響

DS 合金は SC 合金の集合体であり, SC 翼の振動特性は DS 翼の振動特性を把握する上での基本になると考えられる. このため, 最初に, SC 翼を図 2 に示す片持ち平板でモデル化して, 振動数に及ぼす弾性定数の異方性の影響を調査した. 解析モデルの寸法は $100 \times 200 \times 6 \text{ mm}$ である. また, 解析モデルの材料定数は文献 (3) と同一の値 (ニッケル基単結晶合金の弾性定数, $s_{11}=0.73 \times 10^{-5} \text{ MPa}^{-1}$, $s_{12}=-0.27 \times 10^{-5} \text{ MPa}^{-1}$, $s_{44}=0.80 \times 10^{-5} \text{ MPa}^{-1}$) を使用しており, 汎用有限要素法コード NASTRAN で解析した.

図 5 は, 図 2 に示す単結晶平板の振動解析を行い, 結晶方位が固有振動数におよぼす影響を解析した結果である. 図 5 (a) は θ の変化に伴う固有振動数の変化を, 図 5 (b) は ϕ の変化に伴う固有振動数の変化を示している. 図 2 に示すように, θ は X_2 軸回りの回転角度を, ϕ は X_3 軸回りの回転角に対応している.

図 6 は単結晶平板の振動モードの解析例であり, 図中の線は振動モードの節線を示している. また, B_1, B_2, B_3, B_4 モードは, 翼高さ方向の曲げモード (平板の面外曲げモード) であり, A_1 モードは面内曲げモードである. T_1, T_2, T_3 モードはねじりモードであり, U_1, U_2 モードは翼コード方向の曲げモードである.

Fig. 5 Natural frequency and crystal angle of SC blade

Fig. 6 Vibration mode of SC blade ($\theta = \phi = \gamma = 0$)

図 7 は, 結晶方位角度のずれが弾性定数に及ぼす影響を解析した結果であり, 結晶方位角度のずれ (θ, ϕ) によって生じる弾性定数 E_1, E_3, G_3 の変化を示している. ここで, E_1 と E_3 は, 図 2 に示すように, 翼のコード方向, および高さ方向の縦弾性係数であり, G_3 は X_3 軸 (結晶成長方向の軸) 回りの剛性率である.

(a) Young's Modulus E_3

(b) Young's Modulus E_1

(c) Shear rigidity G_3

Fig. 7 Elastic constant and crystal angle θ , ϕ of SC blade

図 5 (b) から分かるように、低次モードの固有振動数に及ぼす ϕ の変化の影響は小さく、モード 6 までの固有振動数はほとんど変化しない。すなわち、 ϕ の影響は、翼コード方向の曲げモード (モード 7 やモード 10 の U_1 , U_2 モード) だけで大きくなっている。一方、図 5 (a) から分かるように θ の影響は低次モードから現れており、翼高さ方向の曲げモード (モード B_1 , モード B_2 , モード A_1 , モード B_3) では θ の増加に伴い固有振動数が増加しており、ねじりモード (モード T_1 , モード T_2) では θ の増加に伴い固有振動数が減少している。

以上のような結晶方位の変化に対する振動数への影響は、図 7 の解析結果と対応していることが分かる。すなわち、図 7(a) に示すように翼高さ方向 (X_3 軸方向) のヤング率 E_3 は、 ϕ の増加に対しては変化しないが、 θ が大きくなると増加し、 $\theta=45$ 度で最大値になる。一方、図 7(b) に示すように翼コード方向 (X_1 軸方向) のヤング率 E_1 は、 ϕ や θ が大きくなると増加する。また、図 7(c) に示すように X_3 軸回りの剛性率 G_3 は、 ϕ の増加に対しては変化しないが、 θ が大きくなると減少し、 $\theta=45$ 度で最小値になる。その結果、図 5(a) に示すように、 θ が増加すれば翼高さ方向の曲げモードの振動数は上昇し、ねじりモードの振動数が低下している。また、図 5(b) に示すように、 ϕ の変化の影響は翼コード方向の曲げモード (U_1 , U_2 モード) だけに顕著に現れている。

3・2 DS 翼の面内等方性の仮定の検証 (弾性定数の比較)

図 8 は、DS 翼を直交異方性翼 (結晶成長方向に直交する面内では等方性) として取り扱えるかどうかを検討するため、Wells の方法で平均化した翼高さ方向 (X_3 軸方向) のヤング率 E_3 と Reuss の方法で体積平均したヤング率 E_3 を比較した結果である。Reuss の方法で体積平均する場合には、図 3 に示すように単結晶合金の結晶方位 ϕ をランダムに抽出して DS 合金を構成し、式 (11) から弾性定数を求めた。この計算を 100 回繰り返して、得られた結果を統計処理した (モンテカルロ法)。

図 8 から分かるように、単結晶合金の結晶本数が少ない場合 ($N=5$ の場合) にも、平均値で見れば Wells の方法で平均化した弾性定数と Reuss の方法で体積平均した弾性定数はほぼ一致している。また、 θ が 20 度より小さい場合には ϕ のランダムネスによるばらつきはほとんど発生しない。これは、図 7 (a) に示すように、単結晶合金では θ が 20 度より小さい場合には、 ϕ が変化しても E_3 や G_3 はほとんど変化しないためである。一方、翼コード方向のヤング率 E_1 に対しては、結晶本数が少ない場合には ϕ のランダムネスによるばらつきが大きくなる。

図 9 は、 θ を 15 度に固定し、結晶本数と弾性定数の変動係数 (標準偏差/平均値) の関係を調べた結果である。これから分かるように、結晶本数が多くなれば弾性定数のばらつき (変動係数) は単調に減少していく。DS 翼のコード方向のヤング率 E_1 の標準偏差を 1% 以下にするためには、DS 合金を構成する SC 合金の結晶本数を 200 本程度にすることが必要であるが、現実の翼設計で振動数を管理するのは低次の曲げモードやねじりモード (E_3 や G_3 が支配的なモード) である。これらのモードに影響を与える E_3 や G_3 の変動係数は結晶本数が 5 本程度でも 1% 以下であり、面内等方性を仮定して振動解析を行っても問題ないと考えられる。

Fig. 8 Young's modulus E_3 by Wells and Reuss average method ($N=5$)

Fig. 9 No. of crystals and variation of elastic modulus by Reuss method ($\theta=15$ deg)

3・3 DS 翼の面内等方性の仮定の検証（固有振動数比較）

図 10 は、図 4 に示す DS 翼 ($\theta=0^\circ$) の固有振動数を有限要素法で直接解析した結果と、Wells の方法で面内等方性翼として解析した結果の比較を示している。図 4 のモデルの解析では、文献 (3) を参考にして各結晶粒の回転角 ϕ は、対称性を考慮して 0° 、 25° 、 45° の 3 種類にし、 $\phi=0^\circ$ の結晶粒が 1 個、 25° と 45° の結晶粒がそれぞれ 2 個含まれると仮定した。この場合、結晶粒の配列の組み合わせは全部で 16 通りであり、全てのケースについて解析を行った。

図 11 は、DS 翼 ($\theta=0^\circ$) の固有振動数を有限要素法で直接解析した結果の平均値と Wells の方法で解析した結果の誤差、および 16 ケースの振動数のばらつき ($3\sigma/\mu$ 、 σ :標準偏差、 μ :平均値)を示している。これから分かるように、低次の曲げモードやねじりモードについては、両者の計算結果は良く一致しており、予測誤差は 1%以下である。また、16 ケースの振動数のばらつきも無視できる位小さい。高次の U_1 モード（翼コード方向の曲げモード）については、振動数の予測誤差や振動数のばらつきが大きくなるが、通常これらの高次モードは振動数管理の対象外である。従って、結晶本数が少ない場合にも DS 翼を面内等方性翼として取り扱い、Wells の方法で平均化した弾性定数を用いて振動解析を行っても実用上問題ないと考えられる。

Fig. 10 Frequency of DS blade ($\theta=0^\circ$)

Fig. 11 Frequency error and deviation of DS blade ($\theta=0^\circ$)

図 12 は、DS 翼 ($\theta=15^\circ$) の固有振動数を有限要素法で直接解析した結果と、Wells の方法で面内等方性翼として解析した結果の比較を示している。また、図 13 は DS 翼 ($\theta=15^\circ$) の固有振動数を有限要素法で直接解析した結果の平均値と Wells の方法で解析した結果の誤差、および 16 ケースの振動数のばらつき ($3\sigma/\mu$)を示している。結晶粒の方位角が通常の許容値 15° の場合についても、低次の曲げモードやねじりモードについては、両者の計算結果は良く一致しており、予測誤差は 1%程度である。また、16 ケースの振動数のばらつきも無視できる位小さいことが示されている。

図 14 は DS 翼の応力モード（ミーゼス応力分布）の解析例であり、振動数の予測誤差が最も大きかった高次の U_1 モードについて、Wells の方法で面内等方性として解析した結果と有限要素法で直接解析した結果とを比較している。これから分かるように、結晶方位角 θ が 0° から 15° に変化すれば応力モードは大きく変化するが、 θ が一定であれば両者の応力分布には顕著な差は現れていない。

Fig. 12 Frequency of DS blade ($\theta=15$ deg) Fig. 13 Frequency error and deviation of DS blade ($\theta=15$ deg)

Fig. 14 Distribution of vibratory stress (Mises stress, Mode 7)

図 15 は、Wells の方法で解析した共振応力と有限要素法で直接解析した共振応力 (16 ケースの平均値) との誤差、および 16 ケースの共振応力のばらつき ($3\sigma/\mu$, σ :標準偏差, μ :平均値) を示している. なお, θ が同一であれば 16 ケースの振動モードにはほとんど差異なかったため, 各振動モードのモーダル質量が 1 になるように振動モードを正規化し, 各振動モードの振幅最大位置に単位加振力が作用すると仮定して共振応力を計算している. また, DS 翼を直接有限要素法で解析した結果と, 面内等方性を仮定して解析した結果の相対比較が目的であり, 応力集中などについては配慮していない. 図 15 に示すように, 振動応力については最大で 8% 程度の予測誤差が現れており, ばらつき ($3\sigma/\mu$) も最大で 16% に達している. これは, 振動応力が局所的な物理量のため, 固有振動数 (図 11) に比較すると面内等方性を仮定したことによる予測誤差やばらつきが大きくなるためと考えられる. 但し, DS 翼の振動強度設計では, この程度の予測誤差が生じることがあらかじめ判明していれば予測誤差を安全率の中に織り込むことは可能であり, 面内等方性を仮定して共振応力解析やランダム振動応力解析を行っても問題ないと考えられる.

図 16 は, DS 翼 ($\theta = 15^\circ$) に発生する各振動モードの最大共振応力について, 有限要素法で直接解析した結果 (16 ケースの平均値) と Wells の方法で解析した結果の比較を示している. 図 15 との比較から分かるように,

凝固方向がずれた場合には共振応力のばらつき ($3\sigma/\mu$) の値はやや増加するが最大でも 20%程度であり、面内等方性を仮定して DS 翼の振動強度設計を行っても問題ないと考えられる。

Fig. 15 Resonant stress error and deviation of DS blade ($\theta=0$ deg)

Fig. 16 Resonant stress error and deviation of DS blade ($\theta=15$ deg)

4. 結 論

本研究では、SC 翼や DS 翼の翼振動数に及ぼす弾性定数の異方性の影響を系統的に調査すると共に、DS 翼の振動強度解析で採用されている面内等方性の仮定の妥当性について検討した。その結果、結晶方位のずれにより生じる SC 翼の固有振動数の変化は、翼高さ方向の曲げモード、翼コード方向の曲げモード、ねじりモードの何れについても、弾性定数の変化と対応していることが確認できた。また、現実の DS 翼の振動強度設計では結晶本数が 5~10 本程度であるが、面内等方性として仮定して解析しても固有振動数の予測誤差は無視できるほど小さく、共振応力の予測誤差やばらつきも許容レベルであるため、面内等方性を仮定して共振応力解析やランダム振動応力解析を行っても問題ないことが分った。すなわち、面内等方性を仮定した DS 翼の振動強度設計法の妥当性を検証することができた。

文 献

- (1) Kaneko, H., and Sakon, T., "A Study on Biaxial Thermal Fatigue Life of A Directionally Solidified Alloy for Gas Turbine Blade", *Proceedings of International Conference on Power Engineering-97*, Vol.2(1997), pp.113-117.
- (2) Manetti, M., Giovannetti, L., Pieroni, N., Horculescu, H., Peano, G., Zonfrillo, G. and Giannozzi, M., "The Dynamic Influence of Crystal Orientation on a Second Generation Single Crystal Material for Turbine Buckets", *Proceedings of ASME Turbo Expo 2009*, GT2009-59091(2009), pp.1-9.
- (3) 長谷部忠司, 坂根政男, 大南正瑛, "ニッケル基単結晶および一方向凝固超合金平板の振動解析", 日本機械学会論文集中 A 編, Vol.59, No.561 (1993), pp. 1333-1339.
- (4) Hasebe, T. and Sakane, M., "Vibration of Nickel-Base Single Crystal and Directionally Solidified Superalloy Plates", *JSME International Journal, Series A*, Vol. 37, No. 4(1994), pp.481-487.
- (5) Hasebe, T., Sakane, M. and Ohnami, M., "Elastic Anisotropy of Directionally Solidified Superalloy", *Trans. of the ASME, Journal of Engineering Material and Technology*, Vol. 114(1992), pp141-146.
- (6) Wells, C. H., "The Elastic Constants of a Directionally-Solidified, Nickel-Base Superalloy, Mar. M-200", *Trans. of the ASM*, Vol. 60(1967), pp270-271.