

# 多段軸流ガスタービン動翼における高次モードの 翼振動応答に関する研究

## Study on Vibration Response at High-Order Modes of Turbine Blade for Gas Turbine

大高 裕矢<sup>\*1</sup>  
OTAKA Yuya

下原 直人<sup>\*1</sup>  
SHIMOHARA Naoto

佐藤 渉<sup>\*1</sup>  
SATO Wataru

谷口 皓一<sup>\*2</sup>  
TANIGUCHI Koichi

浅井 尚<sup>\*2</sup>  
ASAI Hisashi

### ABSTRACT

In order to keep and improve reliability of turbo machinery, it is important to understand and predict characteristics of blade vibration. There are few studies evaluating blade response at high-order modes even it could be a factor of high cycle fatigue fracture. In this study, vibration measurement and prediction of rotor blades for multiple stage gas turbine were carried out focusing on high-order vibration modes. A non-contact vibration measurement by using optical sensor was performed. A one-way fluid structure interaction analysis was conducted to predict response amplitude. The predicted response amplitudes showed good agreement with the measurement results, with a maximum error of 16 %. Moreover, magnitude correlation of response amplitude for each vibration mode was correctly predicted. From these results, it is confirmed that response amplitude of rotor blades for multiple stage gas turbine can be predicted even for high-order vibration modes.

キーワード：ガスタービン，翼振動計測，翼振動応答解析，流体構造連成解析，高次モード

Key words : Gas Turbine, Blades Vibration Measurement, Blade Vibration Analysis, Fluid Structure Interaction Analysis, High-Order Modes

### 1. 緒言

多段軸流ターボ機械の動翼設計では，静翼枚数と回転数の積を基本周波数とした動静翼干渉が問題となる。動静翼干渉は，前段側静翼の後流や，静翼の圧力場とのポテンシャル干渉に起因し，その基本周波数が動翼の固有振動数と一致した場合，共振し過大な振動応力が発生する。動翼に生じる振動応力が大きいほど，高サイクル疲労により翼が損傷する危険性が高まる。ターボ機械の信頼性を向上させるためには，翼の振動特性を把握し，共振周波数や共振発生時の応答振幅を正確に評価することが必要不可欠であり，これまでも数多くの動静翼干渉に関する研究が行われている。

Aschenbruckらは，多段軸流タービンを対象に，非接触翼振動計測と，周波数応答解析を実施している<sup>(1)</sup>。1-2次の低次モードを対象に，最終段静翼において隣り合う翼のスタガ角を1.5°変化させることによって，静翼枚数の0.5倍と回転数の積を基本周波数とする空力励

振力が発生することを示した。これによって，スタガ角が一定である場合と比較して応答振幅が1.9倍大きくなることを計測により示している。また，Miuraらは4段軸流圧縮機の全段解析モデルを用いて最終段動翼の応答振幅を予測し，1段静翼および2段静翼から発生した後流が最終段動翼の空力励振力として影響を及ぼすことを示している<sup>(2)</sup>。いずれの文献も評価対象は低次の曲げモードや振りモードである。一方，高次モードについてはDuanらが軸流圧縮機を対象に，6-8次モードの翼振動応答を予測している<sup>(3)</sup>。ミスチューン特性を考慮した周波数応答解析を実施し，応答振幅がチューン時の10倍になることを解析的に示したが，計測値との比較には至っていない。高次モードの翼振動応答について解析と計測の両方を通じて評価した事例は少ない。高次モードはモード形状が複雑であり，加工誤差による翼形状の変化の影響も受けやすい。また，計測時のモード判別が難しいことも計測値との比較に至らない要因のひとつと考えられる。

本研究では多段軸流タービンの3段動翼について，動静翼干渉を起因とした高次モードの応答評価に取り組み，流体構造連成（FSI：Fluid Structure Interaction）解析および翼振動計測を通じてその妥当性について検証を行った。本論文ではその結果について報告する。

原稿受付 2025年6月27日

査読完了 2025年11月20日

\*1 (株)IHI 技術開発本部  
〒235-0023 横浜市磯子区中原町1番地  
E-mail: otaka8060@ihi-g.com

\*2 (株)IHI原動機 技術センター商品開発部  
〒957-0101 北蒲原郡聖籠町東港5-2756-3  
E-mail: taniguchi2133@ihi-g.com

## 2. 評価対象

本研究の評価対象であるNGT2B型の非常用ガスタービンは、停電時に大容量電力を迅速かつ安定して供給するための発電装置として用いられており、データセンタや公共施設、上水道施設および雨水排水ポンプ施設などに設置されている。Table 1にNGT2B型ガスタービンの主要目表を示す。本機種出力は1,600 kWであり、停止状態から40秒以内に発電が開始できる仕様となっている。NGT2B型ガスタービンの内部構造をFig. 1に示す。ガスタービンは、2段の遠心圧縮機と、3段の軸流タービンによって構成されている。本研究では、軸流タービンの最終段に着目して3段静翼との動静翼干渉によって生じる3段動翼の応答評価を行う。

## 3. 評価概要

### 3.1 翼振動応答解析

Fig. 2に翼振動応答解析の手順を示す。翼振動応答解析は、CFD解析とFEM解析を連携させた一方向の流体構造連成解析によって行う。

CFD解析ソルバーにはANSYS CFX 2021 R2を用い、解析領域は3段静翼入口から3段動翼出口までの翼列とする。評価対象としたガスタービンは静翼と動翼の枚数の最大公約数が3であり、解析時間を短縮するため1/3周分のみをモデル化する。高次モードの応答評価では、モード形状が複雑であるため、空力励振力分布の僅かな変化が応答振幅に大きな影響を及ぼす可能性がある。

Table 1 Gas turbine basic specification <sup>(4)</sup>

Output power	1,600 kW
Rotor Speed	22,000 rpm
Start-up time	Within 40 seconds
Fuel types	Kerosene, Diesel oil, High grade heavy fuel oil, Gaseous fuel
Compressor type	2 stage centrifugal
Combustor type	Single can type
Turbine type	3 stage axial

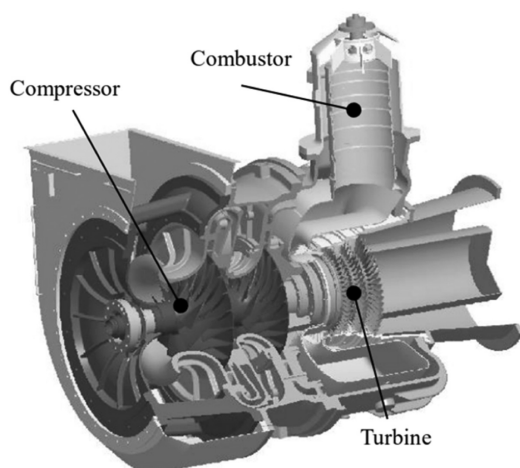


Fig. 1 Cutaway view of gas turbine <sup>(4)</sup>

空力励振力の算出においては、非定常CFD解析における1ステップあたりの時間刻みやモデル格子点数の影響を受けやすく、これらをパラメータとした空力励振力分布および応答振幅の評価が必要となる。そこで、Table 2およびTable 3に示す条件で翼振動応答解析を実施し、非定常CFD解析における1ステップあたりの時間刻み、格子点数が空力励振力分布や応答振幅に及ぼす影響を評価する。

各表における1ステップあたりの時間刻みはCase 1を基準に正規化している。格子点数は静翼と動翼の1ピッチあたりの値を示している。Fig. 3およびFig. 4にCFD解析モデルの外観を示す。入口境界条件は、3段動翼の共振が発生する運転条件における全圧、全温、流れ角を与え、乱流モデルはSST (Share Stress Transport) とする。

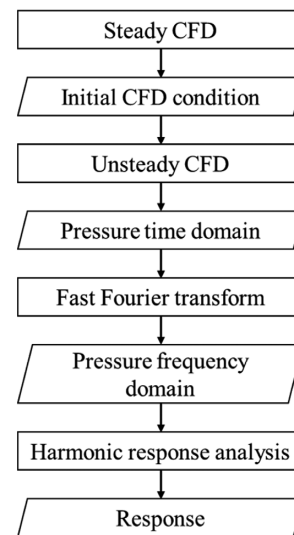


Fig. 2 Flow chart of one-way FSI simulation

Table 2 Mesh and time resolution setting for time resolution sensitivity study

	Number of Nodes [million]		Time Resolution [-]
	Stator	Rotor	Time/Step
Case 1	0.92	2.61	1.00
Case 2	↑	↑	0.50
Case 3	↑	↑	0.33
Case 4	↑	↑	0.25
Case 5	↑	↑	0.07

Table 3 Mesh and time resolution setting for mesh sensitivity study

	Number of Nodes [million]		Time Resolution [-]
	Stator	Rotor	Time/Step
Case 6	0.45	1.31	0.25
Case 7	0.92	2.61	↑
Case 8	1.76	4.96	↑
Case 9	2.87	8.01	↑

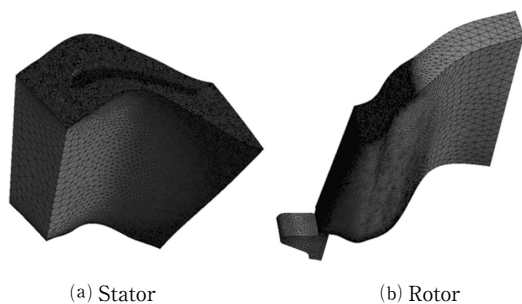


Fig. 3 Computational mesh of Case 8

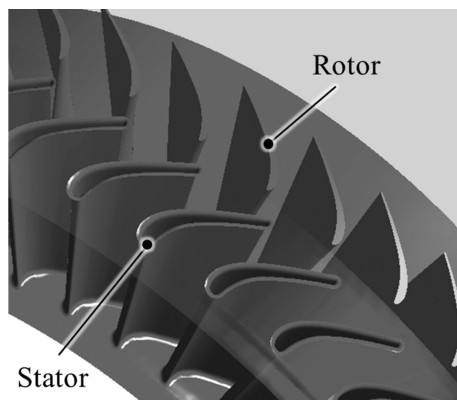


Fig. 4 Computational model for unsteady CFD analysis

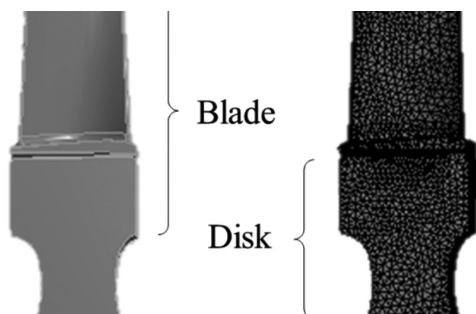


Fig. 5 Computational model for harmonic response analysis

周波数応答解析にはANSYS Mechanical 2021 R2を用いる。非定常CFD解析から得られた翼面静圧の時刻歴データをFFT (Fast Fourier Transform) 処理し、静翼枚数に相当する回転次数の圧力変動成分を抽出する。これを入力として翼振動応答解析を行う。Fig. 5にFEM解析モデルの外観を示す。翼部およびディスク部はファッツアー構造となっている。解析モデルは1ピッチとし、周期対称境界を付与する。格子点数は翼部2万点、ディスク部10万点程度である。材料特性として、ガスタービンの共振が発生する運転条件における環境温度を想定したNi基超合金の密度、ポアソン比およびヤング率を与える。減衰比は、翼振動計測試験で得た評価振動モードの応答曲線に対し1自由度系のカーブフィッティングを行い算出した値を採用する。

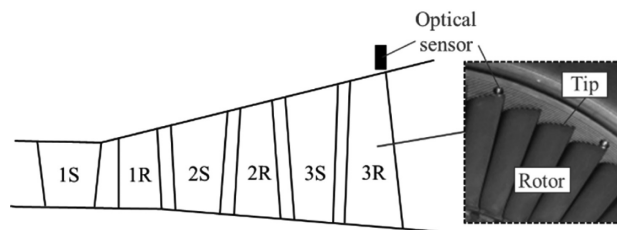


Fig. 6 Cross-sectional view of gas turbine and Optical sensor setup

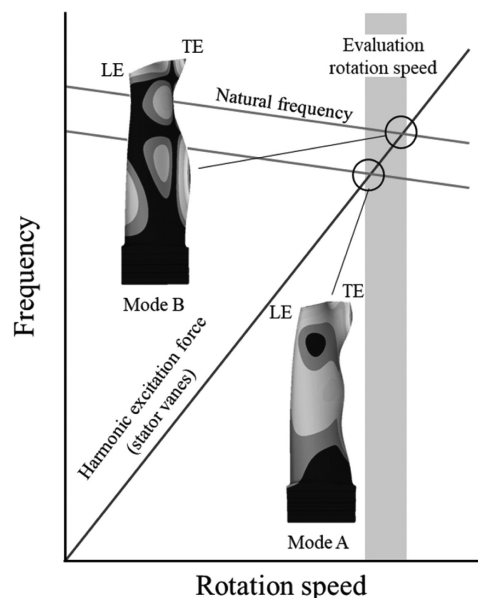


Fig. 7 Schematic Campbell diagram and eigen mode of rotor

### 3.2 翼振動計測

翼振動計測には、非接触翼振動計測手法<sup>(5)</sup>を採用する。Fig. 6にタービン動翼および光学センサの計装図を示す。評価対象である3段動翼の静止側ケーシングに8本の光学センサを配置する。光学式センサの周方向および軸方向位置は、評価回転次数やモード形状を考慮し最適な位置としている。センサが翼通過時の翼端からの反射光を感知することで翼通過時間を記録し、翼の変形が生じる共振時と非共振時の翼通過時間との差から共振周波数、応答振幅、位相差などを求める。

Fig. 7に3段動翼のキャンベル線図および評価対象モードのモード形状を示す。3段動翼には、運転回転数と3段静翼枚数の積を基本周波数とする空力励振力が作用する。本研究では、高次モードMode AおよびMode Bを評価対象モードとする。翼振動計測は、両モードの共振が予想される回転数域を一定の掃引率で昇速/下降を繰り返しながら行う。計測した応答の振動モード判定は、設計形状モデルをはじめ、3次元計測した複数の翼形状モデルを用いたモーダル解析や多点ハンマリング試験で得た固有振動数やモード形状情報を参照して行う。

## 4. 結果および考察

### 4.1 時間刻みの影響

Fig. 8に非定常CFD解析における1ステップあたりの時間刻み条件を変化させた場合の翼振動応答解析結果を示す。応答振幅はCase 4の値を基準に正規化している。Fig. 8より、時間刻み条件の違いによって、応答振幅も変化することが分かる。Mode A, Mode B共に、時間刻みが細かく時間分解能が高くなるに伴い、応答振幅は一定値に漸近している。Fig. 9に、Case 1およびCase 4について、非定常CFD解析から抽出した静翼枚数次数の空力励振力の振幅分布および位相分布を示す。Fig. 9 (a)より、時間分解能が変化したとき、空力励振力の振幅分布には大きな差異は確認されなかった。一方で、Fig. 9 (b)より、時間分解能の違いにより、翼後縁 (TE) 側中腹、翼端ミッドコード近傍の位相分布が異なっていることが分かる。

これらの結果より、時間分解能の違いによって空力励振力の位相分布が変化し、応答振幅がMode Aでは最大14%, Mode Bでは最大25 %変化することが分かった。

Case 4に対するCase 5の応答振幅変化は、Mode AおよびMode Bそれぞれ2 %であった。Case 4に対して

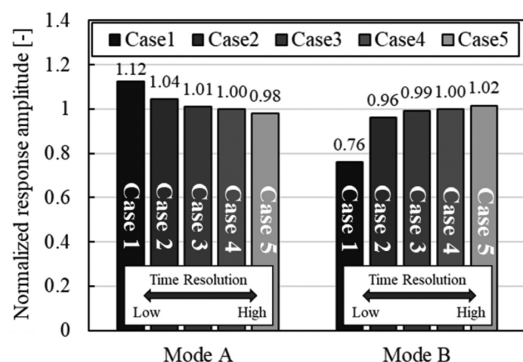
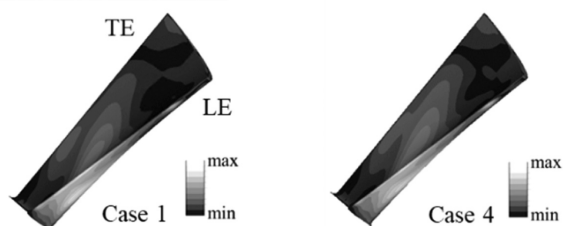
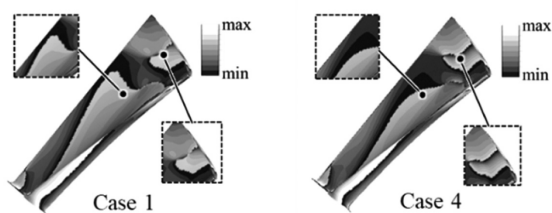


Fig. 8 Relation between time resolution for unsteady CFD and response amplitude



(a) Amplitude distribution



(b) Phase distribution

Fig. 9 Excitation force distribution of Case 1 and Case 4

Case 5の時間刻みはおよそ0.3倍であり、解析の所要時間を考慮すると、今回検討した範囲ではCase 4の時間刻み条件が短時間で収束解を得るために適していると考えられる。

### 4.2 格子点数の影響

Fig. 10に格子点数を変化させた場合の翼振動応答解析結果を示す。応答振幅は格子条件Case 8の値を基準に正規化している。1ステップあたりの時間刻みは、Case 4と同様である。Fig. 10より、格子点数の違いによって、応答振幅も変化することが分かる。特に、Mode Bでは格子点数の増加に伴って応答振幅が一定値に漸近することが確認できた。

Fig. 11に、Case 6およびCase 8について、非定常CFD解析から抽出した静翼枚数次数の空力励振力の振幅分布および位相分布を示す。Fig. 11 (a)より、格子点数の違いにより翼後縁側先端における空力励振力の振幅分布が異なっていることが分かる。一方で、Fig. 11 (b)より、位相については大きな差異は確認されなかった。これらの結果より、格子点数の違いによって空力励振力の振幅分布が変化し、応答振幅がMode Aでは最大10 %, Mode Bでは、最大24 %程度変化することが分かった。

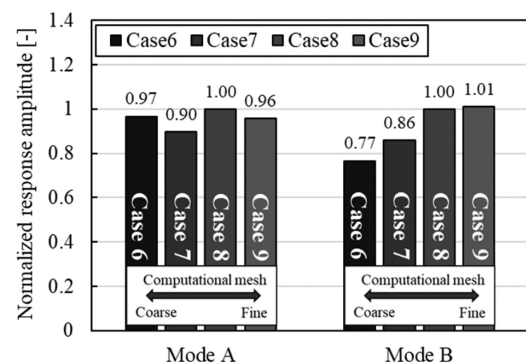
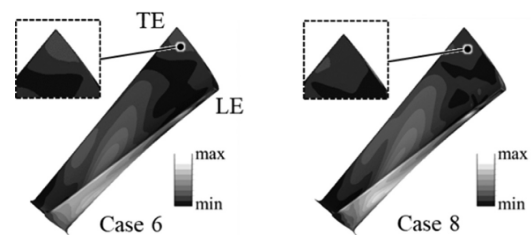
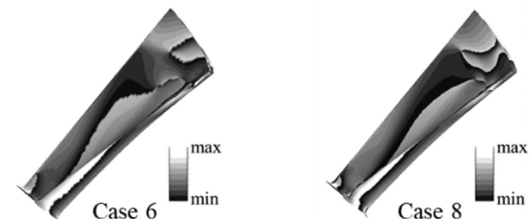


Fig. 10 Relation between the number of nodes and response amplitude



(a) Amplitude distribution



(b) Phase distribution

Fig. 11 Excitation force distribution of Case 6 and Case 8

た。Case 8に対するCase 9の応答振幅変化はMode Aについて4%, Mode Bについて1%であった。Case 8に対してCase 9の格子点数はおよそ1.6倍であり、解析の所要時間を考慮すると、今回検討した範囲ではCase 8の格子条件が短時間で収束解を得るために適していると考えられる。

非定常CFD解析における1ステップあたりの時間刻みやモデル格子点数の変化によりMode A, Mode Bの応答振幅は変化する。その変化はMode AよりもMode Bの方が顕著である。これは、Mode Bのモード形状が翼後縁側先端、翼中腹でモード変位が大きく、空力励振力分布の変化の影響を強く受けたためと考える。

### 4.3 翼振動応答解析の妥当性

Fig. 12に翼振動計測および翼振動応答解析から得た応答振幅の比較結果を示す。解析結果は、Case 1およびCase 8の値を示している。応答振幅はMode Aの計測結果を基準に正規化している。実際のガスタービンでは製造誤差などにより各翼の固有振動数がばらつき、翼間の応答振幅も様々ではない。このため、解析結果と計測結果を比較するためには、ミチューンの影響を考慮しなければならない。Liらは、非接触翼振動計測から得られた各翼の応答振幅の平均値が、チューン系における応答振幅の0.75 - 0.8倍であることを示している<sup>(6)</sup>。本研究においては、翼振動応答計測から得られた各翼の応答振幅の平均値を0.8で除した値をチューン系相当の計測応答振幅とし、解析結果と比較した。

Fig. 12より、計測結果と解析結果の差異は、Case 1よりもCase 8の方が小さく解析が計測をより再現できていることが分かる。Case 8と計測結果の差異は、Mode Aについて16%, Mode Bについて14%である。また、計測結果のMode AとMode Bの応答振幅を比較すると、Mode Bの値がMode Aに対して7%大きい。Case 8の解析結果でも、Mode Aの応答振幅に対してMode Bの値が5%大きく、Mode間の応答振幅の大小関係についても計測結果と一致することが明らかとなった。

一方、Case 1ではMode Aに対してMode Bの応答振幅が32%小さく、Mode Bの応答振幅を過小に評価していることが分かる。Case 8に対して、Case 1

では、非定常CFD解析における時間分解能が低く、格子点数も少ない。これらのパラメータを適切に設定することで、対象を高次モードとした場合でも応答振幅を予測することが可能であることが分かった。

なお本研究では、一方向の流体構造連成解析によって応答振幅を予測しているため、CFDモデルにおける翼形状は各振動モードのモード形状および変位を反映していない。したがって、周波数応答解析から得られた変位を反映した翼形状にてCFD解析を実行し、空力励振力を抽出することで、解析と計測の間に生じる差異をさらに改善することができると考えられる。

## 5. 結言

本研究では、多段軸流タービン3段動翼の高次モードを評価対象とし、翼振動計測および翼振動応答解析を行った。

翼振動応答解析において、CFDモデルの格子点数および時間刻みは空力励振力の振幅および位相に影響を及ぼすことが明らかになった。また、これらの設定を適切に与えることによって、解析結果は計測結果におけるモード間の応答振幅の大小関係を再現し、多段軸流タービンの3段動翼について高次モードであっても翼振動応答を予測することが可能であることを示した。翼振動応答予測結果と計測結果の間に生じる差異は、CFD解析時にモード形状を反映することでさらに改善すると考えられ、今後の検討事項としたい。

## 参考文献

- (1) Aschenbruck, J., Seume, J. R., Experimentally Verified Study of Regeneration-Induced Forced Response in Axial Turbines, Transactions of the ASME, Journal of Turbomachinery, Vol. 137 (2015), pp. 031006-1-10.
- (2) Miura, T., Sakai, N., Kanazawa, N., Nakayama, K., Forced Response Excitation Due to the Stator Vanes of Two and Three Compressor Stage Away, Transactions of the ASME, Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 143 (2021), pp. 111018-1-9.
- (3) Duan, Y., Zang, C., Petrov, E. P., Forced Response Analysis of High-Mode Vibrations for Mistuned Bladed Disks with Effective Reduced-Order Models, Transactions of the ASME, Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 138 (2016), p. 112502-1-12.
- (4) 谷口皓一, 浅井尚, 佐藤渉, 1800kW非常用ガスタービン発電装置向け遠心圧縮機の開発, 第47回日本ガスタービン学会定期講演会(函館)講演論文集, B-21, (2019), pp. 1-6.
- (5) 金子康智, 飯塚信也, 改良小数点法を利用した可搬型非接触翼振動計測システムの研究開発, 日本機械学会 Dynamics and Design Conference 論文集, 201, (2001), pp. 1-6.
- (6) Li, J., Aye-Addo, N., Kielb, R., Key, N., Mistuned High-order Mode Forced Response of An Embedded Compressor Rotor Part II : Mistuned Forced Response Prediction, Proceedings of ASME Turbo Expo 2017, GT2017-64647 (2017), pp. 1-13.

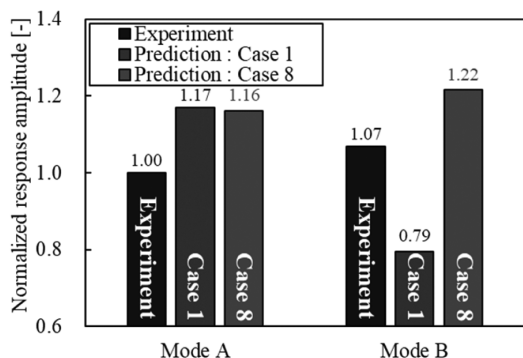


Fig. 12 Measured and predicted response amplitude