技術論文

静止フィンを用いた回転ラビリンスシールのフラッタ抑制に関する検討

A Study of Flutter Suppression of Rotating Labyrinth Seal Utilizing Stator Fin

三浦 聡允*1 MIURA Toshimasa
阪井 直人*1 SAKAI Naoto
今井 卓也*2 IMAI Takuya
酒井 祐輔*2 SAKAI Yusuke

ABSTRACT

In aero engines, a rotating labyrinth seal is commonly used to reduce the flow leakage. It is susceptible to flutter vibration since its lower stiffness. The aim of this study is to investigate the way to suppress it effectively while improving the flow leakage performance. To realize this, stator fin is introduced at upstream and downstream location of the rotor seal fins and its effects of the flutter suppression are evaluated utilizing one-way fluid-structure interaction (FSI) simulation. The simulation results show that upstream stator fin significantly improves the aeroelastic stability and the detailed mechanism to enhance the stability is revealed. Through this study, a new method to suppress the flutter with high leakage performance is established.

キーワード：ラビリンスシール，空力弾性，フラッタ，漏れ流れ，流体構造連成解析，受動制御
Key words：Labyrinth Seal, Flutter, Flow Leakage, Fluid Structure Interaction Simulation, Passive Control

1．はじめに

ターボ機械では回転部品と静止部品の間において，高圧領域から低圧領域にかけて漏れ流れが発生して機器の性能低下の一因となる。一般的には，この漏洩を抑制して高性能を確保するためにラビリンスシールが使用される。航空エンジンにおいては，燃費向上を目指してシール部品の軽量化が追及されるため，シール部品においてもフラッタによる振動問題が生じやすい[(1)-(3)]。

ラビリンスシール部品で発生するフラッタは，Alford[(1)]によって1960年代に初めて確認され，シールの支持位置によりフラッタの発生有無が決まることが報告された。より詳細なフラッタ発生条件は，Abbot[(4)]によって詳細に研究されており，シール固有振動数f_mとキャビティ内部音響周波数f_{ac}の比と支持位置の関係が大きく発生有無に影響を及ぼすことが示された。具体的には，シール固有振動数が音響周波数よりも高い場合は，高圧空気側で支持されたシールがフラッタを起こしやすい。逆に音響周波数の方が高い場合は，低圧側から支持されると不安定となりやすい。また，シールフィン先端部のクリアランス絶対値や各フィンにおけるクリアランス分布も安定性に大きな影響を及ぼす事が確認されている[(3),(5),(6)]。一般的にはシールクリアランスが小さくなるほどフラッタが発生しやすい。フラッタ発生条件だけでなく，発生の物理的メカニズムについても研究が行われてきており，実験的＆理論的アプローチによる研究が多いが，近年ではコンピュータの計算能力の進歩に伴い，流体解析（CFD）と構造解析を連成させた数値解析によるアプローチが増えてきている[(6)-(10)]。

過去の研究によって，シールフラッタの発生条件や物理メカニズムについては多くの知見が得られている一方で，制御方法に関する研究は例が少ない。制御法の研究では主に回転シールを対象に形状の変更を行うことやダンパーを設置するなどの検討に限られている[(6),(9)]。本検討では，回転シール部の前後領域静止壁にフィンを設けることによって，シールフラッタの抑制を試みた。検討対象のシールは，既に川崎重工業におけるシールフラッタ試験装置[(6)]にてフラッタ発生が確認されているシールを用いた。安定性評価には，流体解析と構造解析を連成させた連成解析手法を用い，フラッタ抑制効果と共に漏洩量についても評価を行った。

記号

A：シール表面積
B：振動振幅
G：質量流量
m：シール質量（Fig. 1 (a) に示す子午面部全体の質量）
T：振動１サイクル時間

原稿受付　2020年８月24日
査読完了　2021年４月８日
＊1　川崎重工業㈱　技術研究所
＊2　川崎重工業㈱　航空宇宙システムカンパニー
〒673-8666　明石市川崎町１番１号

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.149.230.44, 2024/04/25.

f ：振動周波数
N：シール回転数
ND：節直径数（Nodal Diameter）
P ：圧力
v ：流速
t ：時間
a ：音速
π：シール圧力比 （出口圧力/入口圧力）
E ：運動エネルギー
δ：対数減衰率
u ：滑り速度

添え字

in：シール入口
out：シール出口
max：最大値
F ：Forward mode
B ：Backward mode

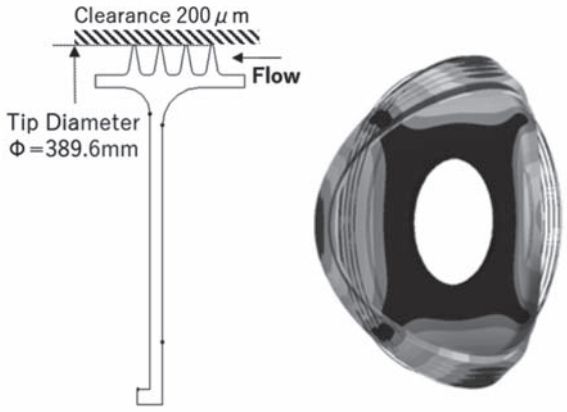
2．解析検討方法

2.1　検討を行うラビリンスシール

本稿で検討に用いたシール形状をTable 1，Fig. 1にまとめる。Fig. 1 (b)は，不安定となる振動モードの変位パターンを示している。シールはストレートタイプでフィン数 4 の形状となっている。当シールは，テストリグにおける評価試験にて 2 節直径（Nodal Diameter，以下ND）モードの進行波，後退波モードにてフラッタが発生することが確認されている[6]。本稿でフラッタ抑制を試みるために設けられた静止壁側のフィン形状をFig. 2に示す。回転シールの上流側（Case A）及び下流側（Case B）に静止壁側からフィンを設けることによって，2NDモードのフラッタ及び漏れ流れの抑制を試みた。

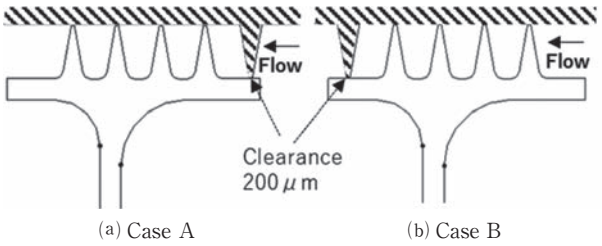
Table 1 Specification of tested Labyrinth seal

Number of fin	4
Fin clearance	200 μm
Support location	Low pressure side



(a) Test labyrinth seal　(b) Unstable mode［2 ND］

Fig. 1 Test Labyrinth seal and unstable vibration mode



(a) Case A　(b) Case B

Fig. 2 Geometry of stator Fin

2.2　フラッタの解析評価手法

フラッタ解析評価に用いた解析評価フローをFig. 3に示す。解析時間と精度の関係から，流体解析と構造解析を組み合わせた1-way FSI解析によって評価を行った。解析検討には，ANSYS社のANSYS CFX及びANSYS Mechanical V.2019R3を使用した。解析では，まず初期段階としてプリストレスモーダル解析によって，対象となるモード変形パターンと初期変位，振動周波数などの情報を抽出する。抽出された変形パターンは前進波，後退波モードに変換して流体ソルバへインポートを行う。流体ソルバではインポートされた情報を元に，メッシュモーフィングを使用した非定常解析を行い，シールに作用する 1 振動サイクル当たりの空力仕事Wcycを式(1)から算出する。微小振動理論[11]の線形仮定より，空力仕事Wcycと振動のエネルギ（E_{max}）の比から空力減衰を評価する手順となっている。

$$W_{cyc}=\int_{t_0}^{t_0+T}\int_{A_{su}}\rho v n \, dA dt \qquad (1)$$

$$\delta=\frac{-W_{cyc}}{2E_{max}} \qquad (2)$$

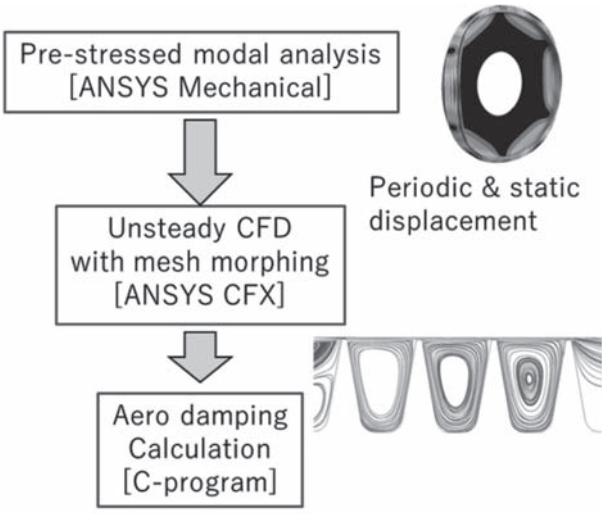


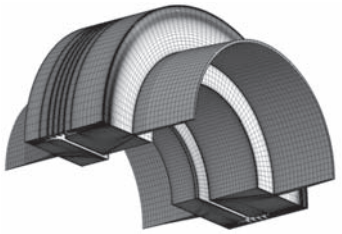
Fig. 3 Simulation of stability evaluation［one-way FSI］

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.149.230.44, 2024/04/25.

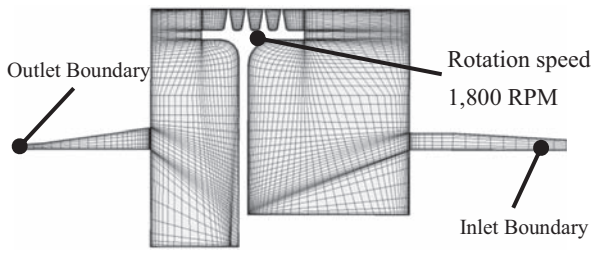
モーダル解析及び流体解析の解析領域及び条件をTable 2，Fig. 4 ～ 5に示す。試験でフラッタが確認されたシール前後の圧力比2.8，シール回転数1,800rpm条件で安定性評価を実施した。流体解析では，解析負荷を低減させるために変形モードの周期対称性を利用して1/2モデルを採用している。フィン先端部の最小格子幅は12.5 μmとしており，スパン方向に9nodeを設けている。乱流モデルはSSTモデルを使用しており，壁関数は対数則ベースモデルを利用した。当手法で，定量的に高い精度でシールの静特性と動特性の評価が可能であることが，過去の研究で確認されている[6]。

Table 2 Boundary condition of CFD

Location	Item	Value
Inlet boundary	Total pressure	0.28[MPaA]
	Total temperature	297.15[K]
	Flow direction	Normal to boundary
Outlet boundary	Static pressure	0.10[MPaA]
Wall	Labyrinth seal	Rotation speed 1,800rpm Non-slip, Adiabatic
	Other walls	Non-slip, Adiabatic



(a) Overall View（1/2 model for 2 ND mode）



(b) Cross sectional view

Fig. 4 Computational domain of flow simulation

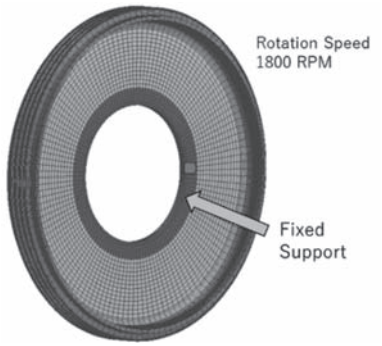


Fig. 5 Simulation settings[Modal analysis]

3．解析評価の結果と考察

3.1 安定性の評価結果

FSI解析によって評価された空力減衰の比較をTable 3に示す。実験の静止時打撃試験で計測された2 NDモードの構造減衰はδ=0.0082程度であったため，Original形状ではTotal減衰値が負となりフラッタの発生を計算で予測できている結果となった。振動周波数についても試験で計測された2 NDモードのフラッタ発生時振動周波数は335Hzとなり，計算で予測された342Hzと比較的良く一致する結果を得た。シール上流側にフィンを設けたケースでは，空力減衰の値が正の値になっており2 NDモードのフラッタを効果的に抑制することができている。一方で，下流側にフィンを設けたケースでは負減衰の程度がより強くなっており，より不安定化する結果となった。安定性が変化した要因を確認するために，シール各部位における無次元化された空力仕事W_{norm}（式(3)）の分布をFig. 6にまとめる。空力仕事の無次元化には，最大変位量B_{max}，シール質量mを用いている。静止側壁からのフィンを設けたことによって，新たにキャビティが形成される上下流の壁（U-wall，D-wall）において，空力仕事が大幅に増減している様子を確認することができる。当部位の空力仕事変化によって系全体の安定性変化が生じていることを確認できた。

$$W_{norm}=\frac{W_{cyc}}{m\,(2\pi f B_{max})^2} \tag{3}$$

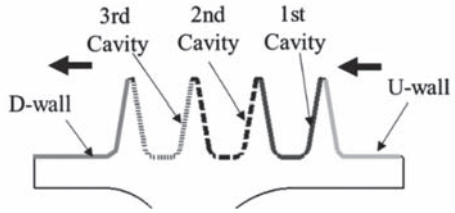
過去に報告された制御手法[6]では，特定のNDモードを制御によって安定化させると，他のNDモードが不安定となるケースが報告されている。今回導入した上流側のフィンによって，2 NDモード以外が不安定化していないかを同様の解析手法を用いて確認した。1 ～ 4 NDモードの進行波，後退波それぞれのモードの空力減衰評価結果をFig. 7に示す。Case Aでは2 ND以外の全てのモードでも空力減衰が正の値を示しており，安定性が悪化していない結果が得られた。特に3 ND以上の節直径モードについては，静止フィン設置前と減衰の値が大きく変わらないことが確認された。5 ND以上のモードについては4 NDと同様の変形パターンと周波数比f_m/f_{ac}を示す為，同様の傾向を示すと考えられる。以上から，当制御法によって全NDモードのフラッタを効果的に抑制できることが確認された。

計算された空力減衰の値とシール固有振動数と音響周波数比f_m/f_{ac}の関係をFig. 8に示す。シールキャビティ内部の音響周波数については，以下の式(4)を用いて算出を行っている。ここでの滑り速度uについては，CFDの計算結果を用いて算出を行った。静止フィンが存在しないOriginal形状では，周波数比が1より小さいモードは不安定となっている。一方で周波数比が1より大きいモードは全て安定となっており，本シールは低圧側で支持されているため，Abbotの安定性判断基準に従う結果を示した。一方で，静止フィンを設けたケースでは，周波数

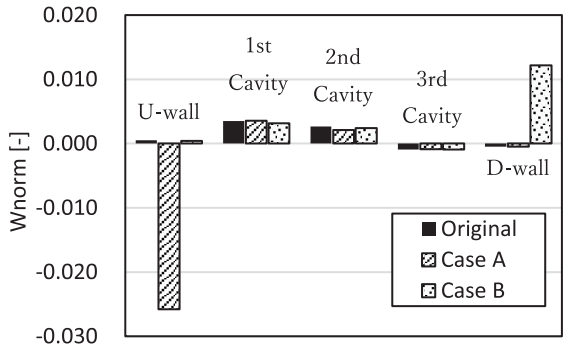
Download service for the GTSJ member of ID , via 3.149.230.44, 2024/04/25.

比と安定性に関しての明確な傾向が見られない結果となった。特に音響周波数とシール固有振動数が近いモードでは，空力減衰の特性が大きく変化している。同様の傾向は過去に実施された研究でも報告されている[6]。以上の検討結果から，静止フィンがシール周りに存在するケースでは，Abbotの安定性判断法を適用することが難しいことが分かった。これは，Abbotの検討では安定性計算時に回転するフィン間のキャビティにおける空力仕事のみが考慮されており，今回のような静止フィンと回転フィン間のキャビティの仕事が加味されないためである。下流側にフィンを設けたケースは，安定性を大きく損なう結果を示したため，フラッタ抑制の観点からは静止フィン設置位置は設計時に十分に配慮する必要があることが判明した。

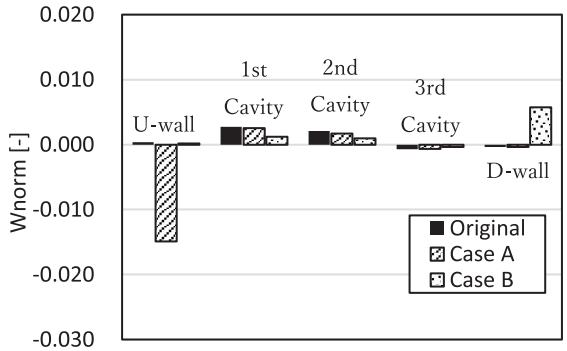
$$f_{ac}=\frac{ND(a\pm u)}{2\pi R} \quad (4)$$



[a] Surface to evaluate aerodynamic work



[b] 2 ND forward mode



[c] 2 ND backward mode

Fig. 6 Distribution of W_{norm}

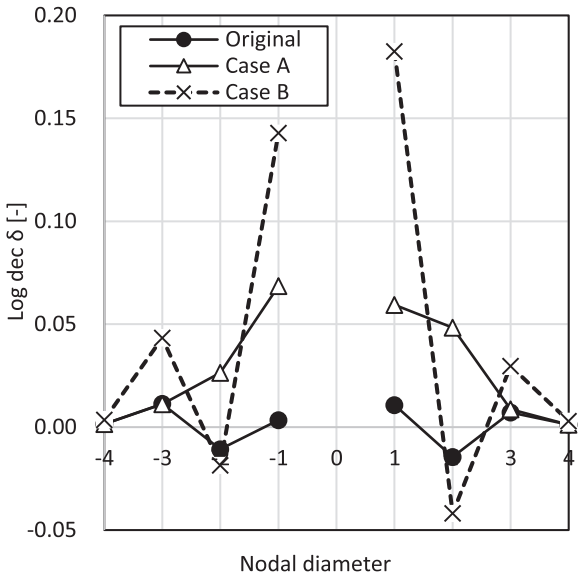


Fig. 7 Aerodynnamic damping

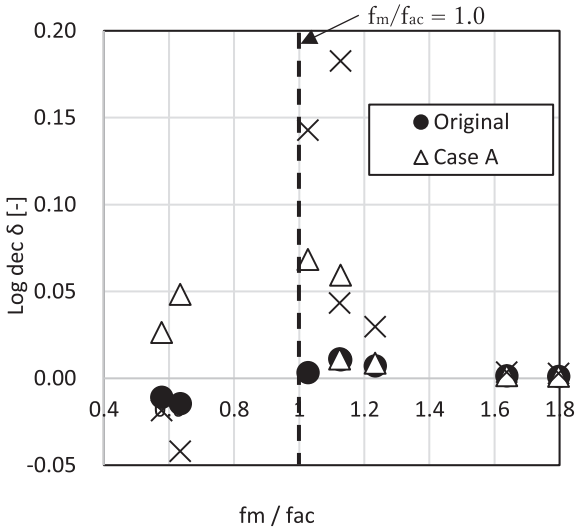


Fig. 8 Relationship between δ and f_m/f_{ac}

Table 3 Simulated aerodynamic damping (Log-dec)

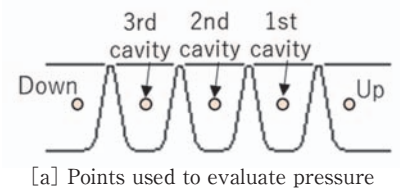
Mode	Original	Case A	Case B
2 ND forward	−0.0145	0.0484	−0.0419
2 ND backward	−0.0107	0.0264	−0.0185

3.2　安定性向上のメカニズム分析

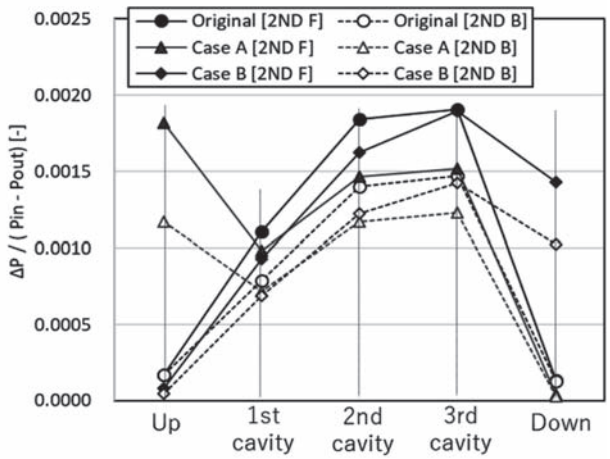
静止フィンの設置によって安定性が変化したメカニズムをより詳細に分析するため，各フィン前後の圧力変動レベル，及びシール変位とシール内部圧力の位相差をFig. 9にまとめる。フィンを設けたケースでは，回転フィンと静止フィンの間に新たなキャビティが形成されるため（図中のUp，Downの部分），シール変形に伴って比較的高レベルの圧力変動が生じている。上流側に静止フィンを設けた場合は，回転シールの初段フィン上流部に働く軸方向の力が変位に対して約90° 遅れた位相となるため，この部位にて正の減衰力を発生させることが

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.149.230.44, 2024/04/25.

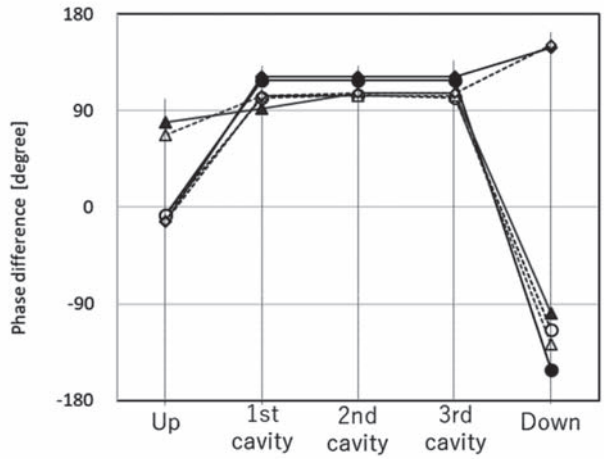
分かった。一方で下流側にフィンを設置した場合は，回転シールの最下流フィンに作用する軸方向の力の向きが前者とは逆になるため，力と変位の位相差が−90° となり負の減衰力を発生させる。このため，Case AとBでは真逆の特性を示すことが分かった。シール周りのマッハ数分布をFig. 10に示す。何れのケースも最下流のフィン Tip部でマッハ数が最大となっており，最大マッハ数は1を下回っている。Cavity内部マッハ数の分布が大きい場合は，複雑な仕事分布を示すことが報告されている[8]が，本検討ではキャビティ内部で比較的一様なマッハ数分布となっており，周方向圧力場の伝播にキャビティ内部で大きな分布が生じない条件となっている。



［a］Points used to evaluate pressure

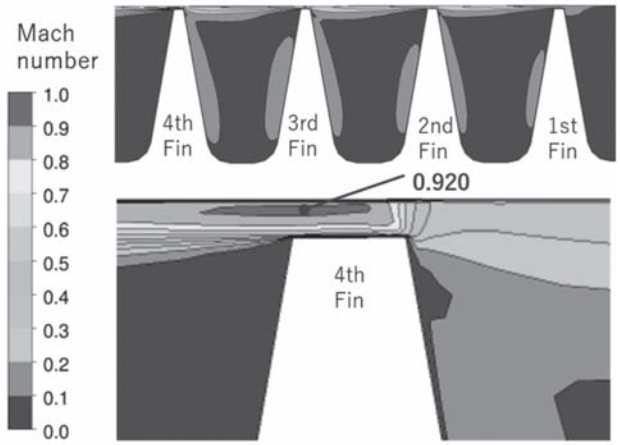


［b］Pressure fluctuation level

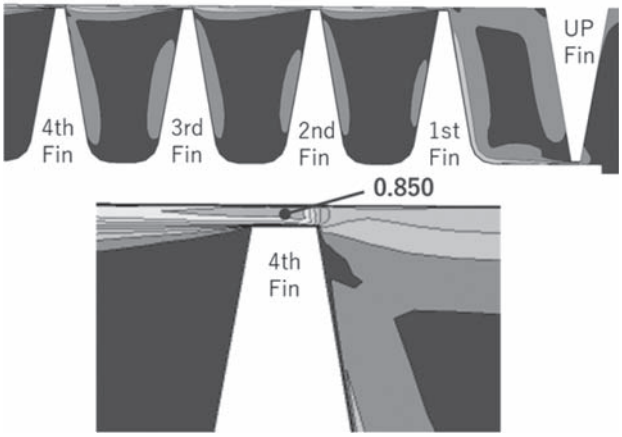


［c］2 ND backward mode

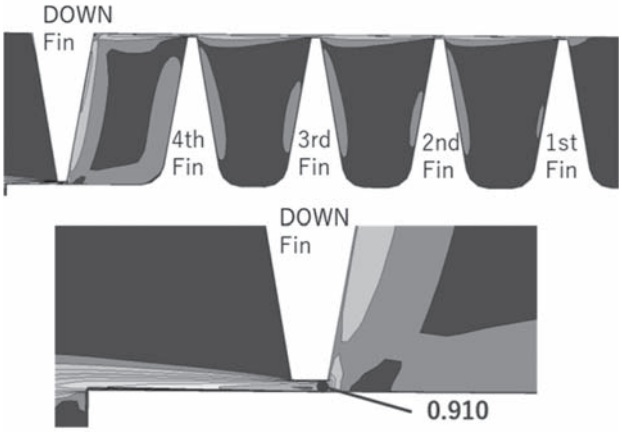
Fig. 9 Pressure fluctuation level and phase difference



［a］Original



［b］Case A



［c］Case B

Fig. 10 Mach number distribution around the cavity

3.3 シールの漏洩性能

本制御によるシール性能変化を確認するために，漏洩量の計算結果をFig. 11に示す。隙間部の最小クリアランスは全ケース同一の200 μmであるが，最小隙間部環状面積がFig. 12にようにCase AやBでは5%程度小さくなっている。更に過去の研究で報告されているように[12]，フィン数増加と食い違いstep形状効果の導入によって，総漏洩量は12%程度低減することが確認できた。本制御

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.149.230.44, 2024/04/25.

手法によって，漏洩量を効果的に低減させつつ同時にフラッタも効果的に抑制できることが確認できた。

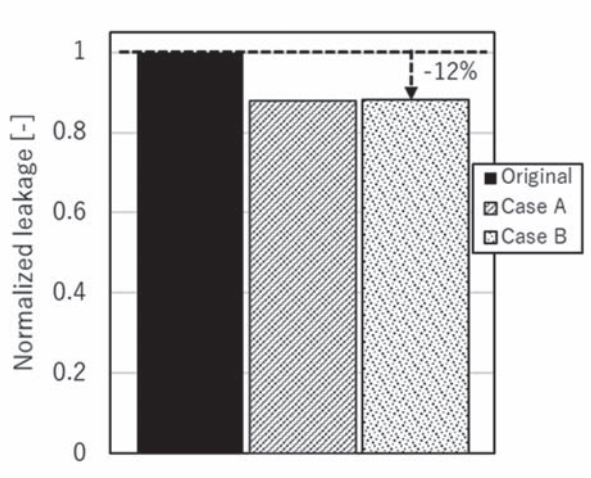


Fig. 11　Leakage performance

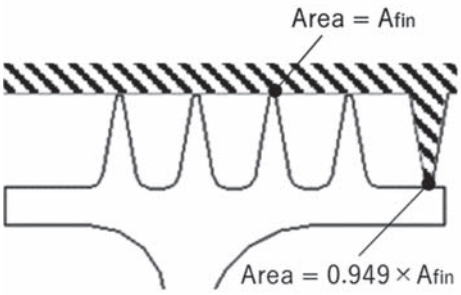


Fig. 12　Area of fin tip

4．結論

本研究では，回転ラビリンスシールを対象にフラッタ及び漏洩量を同時に抑制する手法の検討を行った。その結果，以下の知見を得た。

(1) 回転シールのフィン前後に静止壁側からフィンを設けることによって，空力弾性の安定性が大きく変化することを確認することができた。
(2) Originalシールにおいて不安定となっていた2 NDモードについては，シール上流側に設けた静止フィンにて安定性を大幅に向上できることが分かった。下流側に設けたフィンについては，逆に不安定を助長させる結果となった。空力仕事の分布を分析することによって，安定性を向上させることができるメカニズムを確認することができた。
(3) 静止フィンによる制御によって，もともと安定であった振動モードが不安定とならないことが確認できた。本制御手法は漏洩量とフラッタを同時に抑制することができるため，機器の高性能化のために有効な手法であると考えられる。

今後の課題として，フラッタ安定性を保ちつつ更に軽量化や漏洩性能を向上できるシール形状や静止壁形状を，自動最適化システムを導入するなどによって模索していきたい。

参考文献

(1) Alford, J.,“Protection of Labyrinth Seals From Flexural Vibration”. Journal of Engineering for Power, 86, pp. 141-147. Paper No. 63-AHGT-9 (1964).
(2) Ehrich, F.,“Aeroelastic Instability in Labyrinth Seals”. ASME J. Eng. Gas Turbines Power, 90 (4), PP. 369-374 (1968).
(3) Lewis, D., Platt, C., and Smith, E.,“Aeroelastic Instability in F100 Labyrinth Air Seals”. Journal of Aircraft, 16 (7), pp. 484-490. AIAA Paper 78-1087 (1979).
(4) Abbot, D. R.,“Advances in Labyrinth Seal Aeroelastic Instability Prediction and Prevention”. ASME J. Eng. Gas Turbines Power, 103 (2), pp. 308-312.
(5) Vega, A., Corral, R.,“Conceptual Flutter Analysis of Labyrinth Seals Using Analytical Models. Part2: Physical Interpretation”. Journal of Turbomachinary, Vol. 140, P. 121007.
(6) Toshimasa, M., Naoto, S.,“Numerical and Experimental Studies of Labyrinth Seal Aeroelastic Instability”. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power Vol. 141 (11), P. 111005. (2019).
(7) Sayma, A. I., Breard, C., Vahdati, M., and Imregun, M.,“Aeroelasticity analysis of air-riding seals for aeroengine applications”. Journal of Tribology, 124 (3), PP. 607-616. (2002).
(8) Phibel, R., Mare, L. D., Green, J. S., and Imregun, M.,“Numerical Investigation of Labyrinth Seal Aeroelastic Stability”. ASME Turbo Expo 2009 Power for Land, Sea and Air, Orland, GT2009-60017.
(9) Mare, L. D., Imregun, M., Green, J. S., and Sayma A. I.,“A Numerical Study of Labyrinth Seal Flutter”. Journal of Tribology, 132, pp. 022201-7. (2010).
(10) Zhanng, Q.,“Parametric Study on the Aeroelastic Stability of Rotor Seals” Master's thesis, Royal Institute of Technology 2012.
(11) Carta, F. O.,“Aeroelastic Coupling - An Elementary Approach” AGARD Manual on Aeroelasticity in Axial Flow Turbomachines, Volume 2, Structural Dynamics and Aeroelasticity, Chapter 18, AGARD0AG-298 (1988).
(12) 小茂鳥和生.,“非接触シール論: ラビリンスシールの研究と応用”コロナ社.　1973.　ISBN-10: 4339042443

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.149.230.44, 2024/04/25.