法政大学学術機関リポジトリ
HOSEI UNIVERSITY REPOSITORY

PDF issue: 2025-07-16

超高負荷軸流タービン直線翼列内の前縁フィレットによる二次流れ低減に関する実験的研究 : フィレット幅の影響

菅, 匠 / SUGA, Takumi

(出版者 / Publisher)
法政大学大学院理工学研究科
(雑誌名 / Journal or Publication Title)
法政大学大学院紀要. 理工学研究科編
(巻 / Volume)
64
(開始ページ / Start Page)
1
(終了ページ / End Page)
6
(発行年 / Year)
2023-03-24
(URL)
https://doi.org/10.15002/00026306

超高負荷軸流タービン直線翼列内の前縁フィレットによる二次流れ低減に関する実験的研究 —フィレット幅の影響—

EXPERIMENTAL STUDY ON REDUCTION OF SECONDARY FLOW IN ULTRA-HIGHLY LOADED AXIAL TURBINE LINEAR CASCADE BY APPLICATION OF LEADING EDGE FILLET
-EFFECT OF FILLET WIDTH-

菅匠
Takumi SUGA
指導教員　辻田星歩

法政大学大学院理工学研究科機械工学専攻修士課程

An increase of turbine blade loading by increasing the blade turning angle contributes to the downsizing and weight reduction of gas turbines, but simultaneously intensifies the secondary flows. The application of a fillet at the leading edge endwall junction (LEF) is effective for the reduction of the horseshoe vortex, which is a predominant secondary flow. Since the pressure side leg of horseshoe vortex entrains the endwall boundary layer and grows into the passage vortex, the reduction of the horseshoe vortex leads to the reduction of the passage vortex. In this study, the LEF was applied to the ultra-highly loaded axial turbine linear cascade (UHLTC) with the turning angle of 160 degrees. The effectiveness of the LEF on the UHLTC was examined focusing on the fillet width by means of the internal flow measurement, the endwall surface pressure measurement and the oil flow visualization. The experimental results showed that the application of LEF to the UHLTC suppressed the passage vortex as well as the horseshoe vortex, and consequently reduced the secondary flow losses. In addition, the increase of the fillet width enhanced the suppression effect caused by the LFE.

Key Words *: High Loading, Axial Turbine, Linear Cascade, Leading Edge Fillet, Horseshoe Vortex*

１．緒論

近年，世界各国での経済発展に伴い，人間の社会活動におけるエネルギーの消費量が増大している．代表的なエネルギー資源である化石燃料は燃焼により大きなエネルギーを取り出すことができるが，その副産物として大量の温室効果ガスが排出される．その結果，地球の平均気温が上昇することで気候変動をもたらし，自然環境や人々の暮らしに世界規模で被害をもたらす恐れがある．さらに，化石燃料は有限の資源であるため，エネルギー需要の急増に伴う化石燃料の消費量の増大が問題となっている．そのため航空用ジェットエンジンや産業用ガスタービンにおいて燃費の向上や軽量化などの性能向上により，環境負荷の低減および化石燃料の節約を図っていくことが急務である．

ガスタービンの空気力学的性能向上技術の一つに，転向角の増加によるタービン翼の高負荷化がある．これは翼流入角と翼流出角の和で定義される転向角の増加により翼一枚あたりの翼負荷を増大させる技術であり，タービンの翼枚数さらに段数の削減を可能にする．その結果タービンの小型化や軽量化，メンテナンスの簡素化に繋がる．一方，転向角の増加によるタービン翼の高負荷化は，翼間ピッチ方向の圧力勾配の増大による二次流れの増強により，それに起因する損失を増加させる．転向角の増加により翼負荷の増大を図る場合，翼間流路内の流れの軸方向成分を確保するにはその最大値は 160 deg.付近と考えられる．そのような高転向角を有する超高負荷軸流タービン翼列(UHLTC)を実用化するには，高負荷化による二次流れの増強が損失生成に与える影響を調査し，それを抑制する技術の適用が不可欠である．

二次流れの要因の一つである馬蹄形渦は，翼列に流入する Endwall 面上の境界層流体の翼前縁への衝突により，前縁上を Midspan から Endwall 方向に低下する圧力勾配に誘起されたスパン方向の流れと，Endwall 面上を翼前縁へ向かって上昇する逆圧力勾配に起因する逆流により形

成される．前縁圧力面側の馬蹄形渦は，翼間圧力勾配により生じる Endwall 面上の低運動量の横断流と融合し，流路渦に成長する．したがって，馬蹄形渦の低減は二次流れ損失の主要因である流路渦の低減に繋がる．馬蹄形渦を低減させる技術の一つに，翼前縁と Hub 側 Endwall の接合部にフィレットを設け，境界層流体をフィレット面に衝突させることにより前述の圧力勾配を局所的に制御する前縁フィレットがある[1][2][3]．前縁フィレットの形状はその高さや幅などの幾何学的パラメータにより規定されるため，最適化を図るには個々のパラメータが翼列内の損失生成に与える影響を調査する必要がある．

本研究では，前縁フィレットを転向角 160 deg.を有する超高負荷軸流タービン直線翼列に適用し，フィレット幅をパラメータとして 5 孔ピトー管による内部流動測定，Endwall 面とフィレット面上の壁面静圧測定および油膜法による可視化実験を実施した．得られた実験結果を比較することにより，フィレット幅が翼列内の二次流れの形成および損失生成に与える影響を調査した．

２． 実験装置

（１）直線翼列試験装置

本研究で用いた試験装置の概略図を**図 1** に示す．本試験装置は吸込み型風洞であり，翼列軸方向に対して入口案内板がなす角度 β_i を設定流入角，出口案内板がなす角度 β_o を設定流出角として定義した．

（２）供試翼形状

本研究で使用した供試翼形状を**図 2** に，その主な仕様を**表 1** に示す．供試翼はスパン方向に翼形状が一様な二次元翼である．また，入口翼角度 α_1 と出口翼角度 α_2 はともに 80.0 deg.であり，転向角は 160 deg.である．図中の LE は翼前縁，TE は翼後縁，PS は翼圧力面および SS は翼負圧面を示している．

（３）前縁フィレット形状

本研究で使用した前縁フィレットの形状とそれを規定する幾何学的パラメータを**図 3** と**表 2** にそれぞれ示す．基準となる前縁フィレットを適用していないモデルが Normal，幅 L_{up} が，翼弦長の 12.5%のモデルが Type1，23.75%のモデルが Type2，35%のモデルが Type3 である．なお，L_{up} は隣接翼のフィレットと干渉しない範囲で設定した．

３． 実験方法

（１）実験条件

本研究では入口流速 V_{in}=35 m/s, 入口案内板角度 β_i=80.0 deg.に設定し，出口案内板角度は先行研究の数値解析[4]から見積もられた自然流出角 β_o=83.5 deg.に設定して実験を行った．

（２）5 孔ピトー管による内部流動測定

翼列内部の流動測定は，5 孔ピトー管を自動トラバース装置に装着し，**図 4** 中に赤で示す各断面において実施した．それらの断面の軸方向位置 Z/C_{ax} および測定点数を**表 3** に示す．なお，Plane1 の Type1,2,3 においてフィレットと 5 孔ピトー管の干渉を避けるために，フィレットが存在する部分の測定点は除外した．ここで Z/C_{ax} とは翼前縁を 0.0，翼後縁を 1.0 とする軸方向無次元距離である．

（３）壁面静圧測定

Endwall 面およびフィレット面上の壁面静圧を**図 5** に示す静圧孔により測定した．静圧孔の軸方向位置 Z/C_{ax} および測定点数を**表 4** に示す．また，静圧孔のピッチ方向間隔 $\Delta X/S$ は 0.021 である．

（４）油膜法による可視化実験

翼列内部の壁面近傍の流れの挙動を調べるために，油膜法による可視化実験を行った．フィレット面を含む Endwall 面上および翼面上に油膜を均一に塗布した後，風洞を約 30 分間運転し形成された油膜のパターンを記録した．油膜は流動パラフィン，二酸化チタン，オレイン酸を 1:1:1 の割合で配合した．

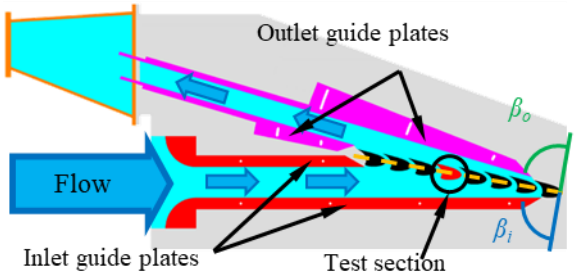


Fig.1 Test wind tunnel

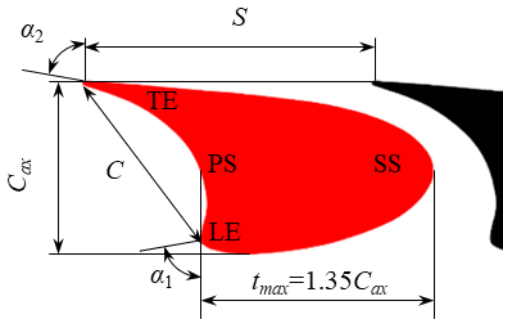


Fig.2 Test blade

Table 1 Specifications of cascade

Number of blades N [-]	8
Chord length C [mm]	80.0
Axial chord length C_{ax} [mm]	68.3
Blade pitch S [mm]	114.28
Blade height H [mm]	100.0
Inlet metal angle α_1 [deg.]	80.0
Outlet metal angle α_2 [deg.]	80.0

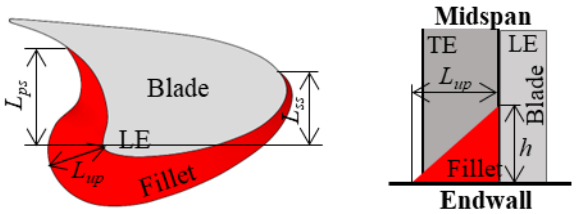


Fig.3 Configuration of leading edge fillet

Table 2 Specifications of leading edge fillet

Fillet height at LE： h [-]		$0.25H$
Fillet length at PS： L_{ps} [-]		$0.70C_{ax}$
Fillet length at SS： L_{ss} [-]		$0.53C_{ax}$
Fillet width at LE： L_{up} [-]	Normal	-
	Type1	$0.125C$
	Type2	$0.2375C$
	Type3	$0.35C$

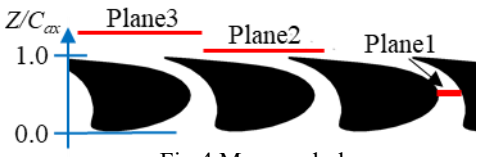


Fig.4 Measured planes

Table 3 Axial location and number of measured points

Plane	Z/C_{ax}	Number of measured points		
		Pitch	Span	Total
1	0.5	13	49	637
2	1.1	41	35	1435
3	1.3	41	35	1435

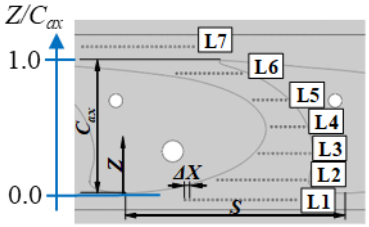


Fig.5 Static pressure taps on endwall

Table 4 Axial location and number of static pressure taps

Line	Z/C_{ax}	Number of measured points
L1	-0.05	25
L2	0.1	20
L3	0.3	12
L4	0.5	8
L5	0.7	8
L6	0.9	15
L7	1.1	25

4． データ解析方法

（1）静圧係数の定義

Endwall 面とフィレット面上の静圧の測定結果を評価するパラメータとして，静圧係数 C_{ps} を次式で定義した．

$$C_{ps}=P_s/(\frac{1}{2}\cdot\rho\cdot V_{mout}^2) \qquad (1)$$

ここで，P_s は測定静圧，ρ は空気密度で，V_{mout} は Z/C_{ax}=1.3 における断面質量平均流速である．

（2）全圧損失係数の定義

翼列内の流れ場の空気力学的損失を評価するパラメータとして，全圧損失係数 C_{pt} を次式で定義した．

$$C_{pt}=(P_a-P_t)/(\frac{1}{2}\cdot\rho\cdot V_{mout}^2) \qquad (2)$$

ここで，P_a は大気圧，P_t は全圧である．

5． 実験結果および考察

（1）壁面静圧測定結果

図 6 に Endwall 面およびフィレット面上における各モデルの静圧係数 C_{ps} 分布を示す．**図 6(b),(c),(d)**中の黒色の輪郭線は前縁フィレットが施された領域の境界線を示す．

図中の青丸で囲んだ前縁付近において，前縁に向かって流入方向に上昇する圧力勾配がすべてのモデルで確認できるが，Normal と比較するとフィレットを施した Type1,2,3 で緩和されている．これは，境界層流体が前縁から上流側に張り出したフィレット面に衝突することにより，前縁圧力面側の圧力上昇がより上流側で生じるためと考えられる．また，フィレット幅の異なる Type1,2,3 間で比較すると，Type1，Type2，Type3 の順に圧力勾配の緩和傾向が強くなっている．これはフィレット幅の増加に伴い，境界層流体とフィレットとの衝突がより上流側で発生し，その結果，圧力上昇の開始位置が上流側へ移動するためと考えられる．

（2）油膜法による可視化結果

図 7 に Endwall 面およびフィレット面上における各モデルの油膜法による可視化結果を，**図 8** には**図 7** において青枠で囲まれた前縁付近の拡大図を示す．また，**図 9** に翼間転向部の翼負圧面上と Endwall 面およびフィレット面上における各モデルの油膜法による可視化結果を示す．これらの図中の赤い破線は馬蹄形渦に起因するはく離線を，黄色の輪郭線は前縁フィレットが施された領域の境界線を示す．

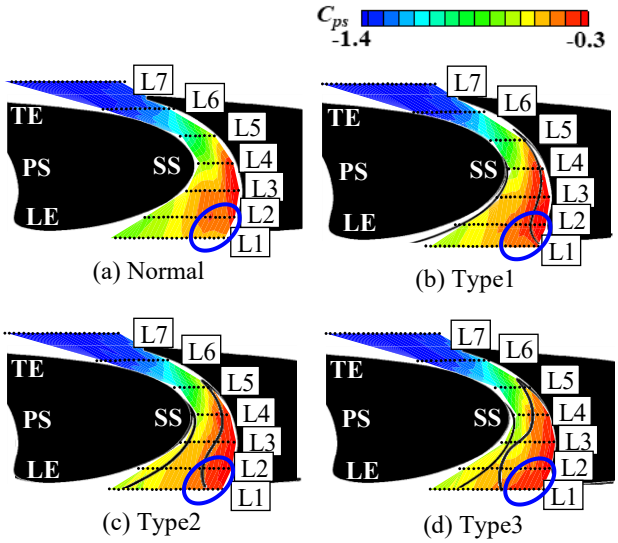
図 7 から Endwall 面上の前縁部から負圧面転向部にかけて馬蹄形渦によるはく離線が Normal，Type1 および Type2 で確認できるが，Type3 では確認できない．**図 8** において，そのはく離線と前縁フィレットとの間隔に着目すると，Type1 より Type2 の方が小さくなっていることが分かる．これは前述のとおり，馬蹄形渦を誘起する前縁へ向かう流入方向の圧力勾配が，フィレット幅の増加に伴い低減することにより馬蹄形渦を抑制し，さらに消滅させるためと考えられる．

図 9 から翼間転向部の負圧面上において，Midspan に向かって巻き上げられた流れがはく離する線が，すべてのモデルで確認できる．その始点に着目すると，フィレットを施したことにより下流側へ移動していることが分かる．

これは，前述の馬蹄形渦の縮小に伴って，その圧力面側の脚の Endwall 上の横断流を構成する境界層流体の巻き上げが低減することにより，流路渦の発達が抑制され，その負圧面上での巻き上がりが低下したためと考えられる．

（３）5 孔ピトー管による内部流動測定結果

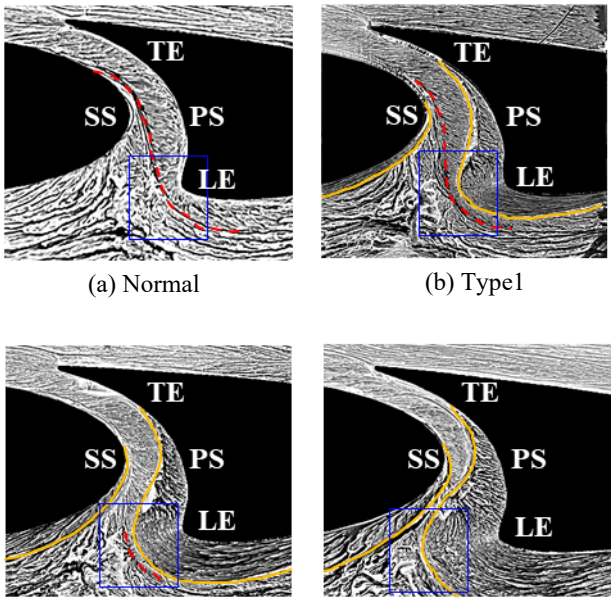
各モデルの測定断面 Plane1 での二次流れ速度ベクトルを**図 10** に，全圧損失係数 C_{pt} 分布を**図 11** に示す．また，各モデルの Plane3 での二次流れ速度ベクトルを**図 12** に，全圧損失係数 C_{pt} のピッチ方向質量平均値 $C_{pt,p}$ のスパン方向分布を**図 13** に示す．なお，Plane2 に関しては Plane3 での結果と同様の傾向を示したため，ここでは省略する．**図 10**，**図 12** 中に示す PV は流路渦中心を表す．ここで Y/H は Hub を 0.0，Midspan を 0.5 とするスパン方向無次元距離である．



(a) Normal (b) Type1

(c) Type2 (d) Type3

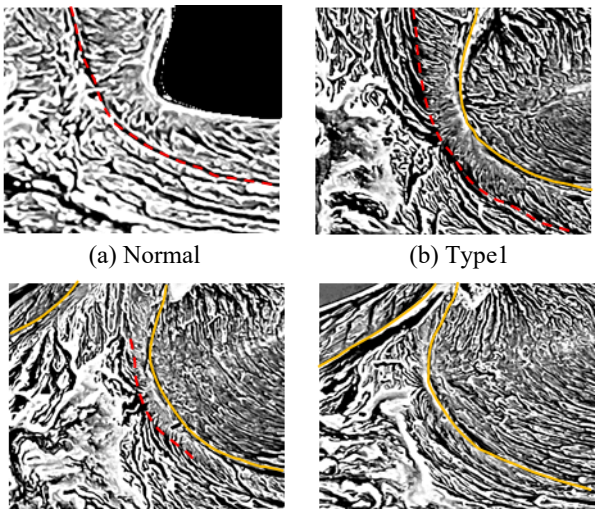
Fig.6 Distribution of C_{ps} on endwall



(a) Normal (b) Type1

(c) Type2 (d) Type3

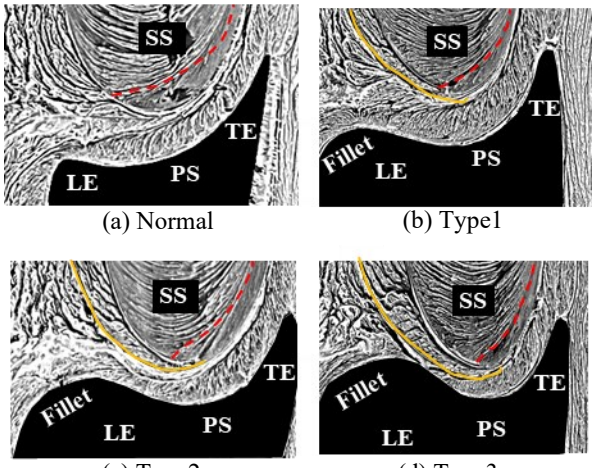
Fig.7 Oil flow visualization on endwall



(a) Normal (b) Type1

(c) Type2 (d) Type3

Fig.8 Enlarged view around leading edge in Fig.7



(a) Normal (b) Type1

(c) Type2 (d) Type3

Fig.9 Oil flow visualization on SS and endwall near inlet of turbine cascade

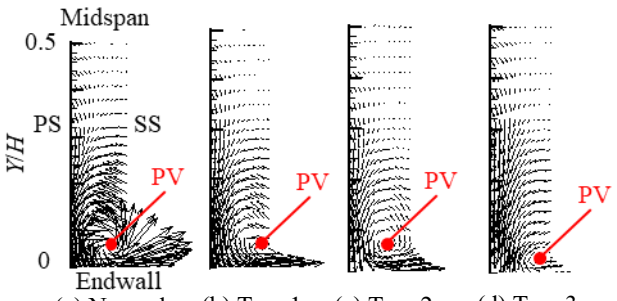
図 10 より，すべてのモデルにおいて Y/H=0.0 から 0.2 付近に流路渦が確認できるが，その規模は Normal と比べて Type1,2,3 の方が縮小しており，その傾向は Type1，Type2，Type3 の順に強くなっていることが分かる．これは，前述のフィレットの効果により，圧力面側馬蹄形渦に Endwall 面上の横断流が巻き付くことにより形成される流路渦の発達が抑制されたためと考えられる．また，Type3 の流路渦中心のスパン方向位置に着目すると，他のモデルと比べて顕著に Endwall 近くに存在している．これは，馬蹄形渦の消滅により流路渦が横断流のみにより形成されることで，流路渦の発達が抑制されたためと考えられ，**図 9** で見られた負圧面上のはく離線の巻き上がりの挙動と対応していることが分かる．

図 11 より，すべてのモデルにおいて Y/H=0.0 から 0.2 付近に高損失領域が分布しているが，その強さおよびスパン方向の広がりは Normal と比べて Type1,2,3 の方が低減しており，その傾向は Type1，Type2，Type3 の順に強くなっていることが分かる．これは，前述のフィレット幅

の増加に伴う流路渦の抑制により，それに起因する損失が低減したためと考えられる．

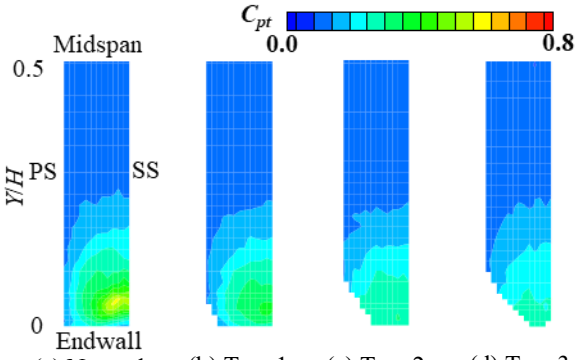
図 12 より，すべてのモデルにおいて *Y/H*=0.2 付近に Hub 側流路渦による強い二次流れが確認できるが，その中心位置は Normal と比べて Type1,2,3 の方がわずかに Endwall 側に移動しており，その傾向は Type1，Type2，Type3 の順に強くなっていることが分かる．これは，前述のフィレットの効果により，翼列下流においても Hub 側流路渦の発達を抑制したことで，その半径が縮小したためと考えられる．また，すべてのモデルの *Y/H*=0.5 付近に発生している Tip 側流路渦と Hub 側流路渦の干渉は，フィレットを施したことでその位置が Hub 側の Endwall 側に移動していることが分かる．これは，フィレットの効果により抑制された Hub 側流路渦に対して，抑制されていない Tip 側流路渦の方が優勢となり，干渉位置が Hub 側へ押されたためと考えられる．さらに，Normal の *Y/H*=0.0 から 0.2 付近において負圧面コーナー渦とみられる強い二次流れが確認できるが，Type1,2,3 で低減しており，その傾向は Type1，Type2，Type3 の順に強くなっていることが分かる．負圧面コーナー渦は，前縁の圧力面側から負圧面の転向部に向かう圧力勾配により誘起される横断流が，翼負圧面に衝突することで馬蹄形渦と同様のメカニズムにより翼負圧面と Endwall の角部に発生することが示されている[5]．**図 7** の翼間流路後半部において，上記の横断流がすべてのモデルで確認できるが，**図 6** よりフィレット幅の増加により前縁圧力面側での圧力上昇の開始位置が上流側に移動したことに伴い，それに起因する横断流の向きが Normal と比べて主流方向に向いていることが分かる．それにより横断流と翼負圧面の衝突による圧力上昇が低減し，負圧面コーナー渦を誘起するスパン方向とピッチ方向の圧力勾配が緩和する．その結果，フィレット幅の増加に伴い負圧面コーナー渦が抑制されたと考えられる．

図 13 より，*Y/H*=0.0 から 0.3 において Normal と比べて Type1,2,3 の方が損失 $C_{pt,p}$ が低減しており，その傾向はフィレット幅の増加に伴い強くなっている．これは，**図 12** から分かるように *Y/H*=0.1 付近には負圧面コーナー渦が，*Y/H*=0.2 付近には流路渦が存在しており，前述のフィレット幅の増加に伴う両渦の抑制により，それらに起因する損失が低減したためと考えられる．



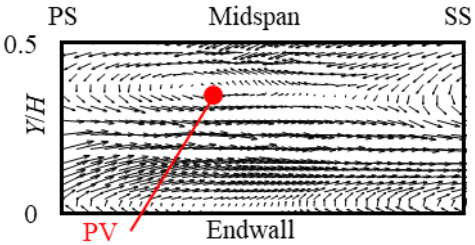
(a) Normal (b) Type1 (c) Type2 (d) Type3

Fig.10 Secondary flow velocity vectors (Plane1)

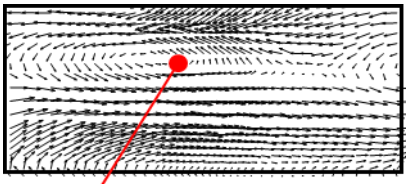


(a) Normal (b) Type1 (c) Type2 (d) Type3

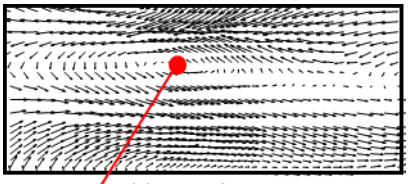
Fig.11 Distribution of C_{pt} (plane1)



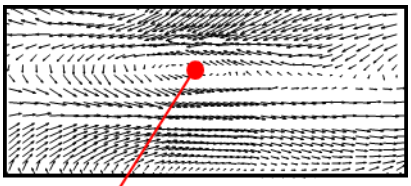
(a) Normal



(b) Type1



(c) Type2



(d) Type3

Fig.12 Secondary flow velocity vectors (Plane3)

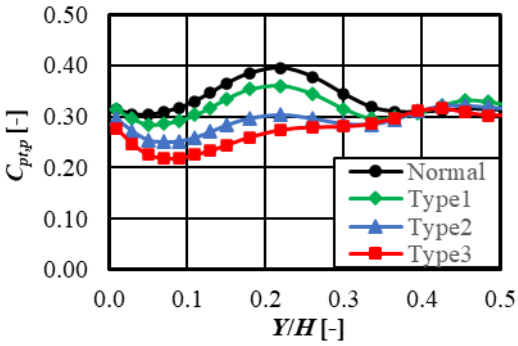


Fig.13 Pitchwise mass-averaged C_{pt} (Plane3)

以上の結果から UHLTC への前縁フィレットの適用は，馬蹄形渦と共に流路渦および負圧面コーナー渦を抑制するため，それらに起因する二次流れ損失の低減に有効であると云える．また，フィレット幅の増加に伴いその適用効果も増大すると考えられる．

６．結論

前縁フィレットを超高負荷軸流タービン直線翼列に適用することにより以下の結論を得た．

1. 前縁フィレットの適用は，馬蹄形渦と共に流路渦を抑制することにより，それらに起因する二次流れ損失を低減する．
2. 前縁フィレットの適用は，負圧面コーナー渦を抑制することにより，それに起因する二次流れ損失を低減する．
3. 前縁フィレットの適用により，Hub 側流路渦の発達が抑制されるため Tip 側流路渦が優勢となり，それらの干渉位置は Hub 側へ移動する．
4. フィレット幅の増加は，前縁へ向かう流入方向の圧力勾配を低減させることにより，馬蹄形渦と共に流路渦の抑制効果を高めるため，それらに起因する二次流れ損失の低減効果を増大させる．
5. フィレット幅の増加は，翼間流路後半部に存在する横断流の向きを軸方向に向けることにより，負圧面コーナー渦の抑制効果を高めるため，それに起因する二次流れ損失の低減効果を増大させる．

参考文献

1) Z. J. Wei, W. Y. Qiao, J. Liu, and W. H. Duan : Reduction of endwall secondary flow losses with leading-edge fillet in a highly loaded low-pressure turbine, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part A Journal of Power and Energy*, Vol.230(2), (2016), pp.184-195.

2) G. A. Zess, and K. A. Thole : Computational Design and Experimental Evaluation of Using a Leading Edge Fillet on a Gas Turbine Vane, *Journal of Turbomachinery*, Vol.124(2), (2002), pp.167-175.

3) 小田竜太郎，辻田星歩：超高負荷タービン直線翼列内の二次流れの前縁フィレットによる抑制効果，第 49 回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集，B-19，(2021).

4) 江藤量一，朝賀裕一朗，辻田星歩，水木新平，山本孝正：超高負荷直線タービン翼列試験風洞内の流れの数値解析，日本機械学会東北支部第 40 期総会・講演会講演論文集，No.051-1 (2005)，pp.12-13.

5) 辻田星歩，金子雅直：超高負荷軸流タービン直線翼列内の渦構造，法政大学情報メディア教育研究センター研究報告，Vol.36 (2021)，pp.31-36.