

超高負荷軸流タービン直線翼列内の二次流れ 低減に関する実験的研究：前縁フィレット の高さの影響

水村, 光太 / MIZUMURA, Kota

(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)

63

(開始ページ / Start Page)

1

(終了ページ / End Page)

5

(発行年 / Year)

2022-03-24

(URL)

<https://doi.org/10.15002/00025281>

超高負荷軸流タービン直線翼列内の二次流れ低減に関する 実験的研究

—前縁フィレットの高さの影響—

EXPERIMENTAL STUDY ON REDUCTION OF SECONDARY FLOW
IN ULTRA-HIGHLY LOADED AXIAL TURBINE LINEAR CASCADE
-INFLUENCE OF HEIGHT OF LEADING EDGE FILLET-

水村光太

Kota MIZUMURA

指導教員 辻田星歩 教授

法政大学大学院理工学研究科機械工学専攻修士課程

The leading edge fillet (LEF) is known to be effective for the reduction of the horseshoe vortex, which is a predominant secondary flow in the turbine cascade. Since the pressure side-leg of the horseshoe vortex and the passage vortex have the same sense of rotation and merge with each other, the LEF may also reduce the passage vortex. In this study, two types of LEF with different heights were applied to the ultra-highly loaded axial turbine linear cascade (UHLTC) with the allowable maximum turning angle of 160 degrees. The effectiveness of LEF on the UHLTC was verified by performing internal flow measurements and oil flow visualizations on the solid walls.

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

1. 結論

近年、人口増加と経済の急発展により世界各国でエネルギーの消費量が増加している。エネルギーの多くは石油や石炭など有限の化石燃料から生み出され、今後のエネルギー消費量の増加を考慮すると、それらの化石燃料の枯渇はより深刻な問題となっている。また、化石燃料の燃焼による副産物として二酸化炭素に代表される温室効果ガスが大量に排出されている。その結果、地球温暖化が進行し、気候変動によって人間の生活のみならず自然の生態系に様々な影響を与えている。そのため産業用ガスタービンや航空用ジェットエンジンの燃費の向上や軽量化による性能向上により、資源削減および環境負荷の低減を図ることが喫緊の課題である。

ガスタービンの空気力学的性能向上技術の一つに、タービン翼の高負荷化がある。この技術は翼流入角と翼流出角の和で表される転向角を増加させることにより、翼一枚当たりから得られる負荷を増加させる。それに伴いタービンの翼枚数および段数の削減を可能にし、その結果タービンの小型化、軽量化およびメンテナンスの簡素化などのメリットが得られる。しかしながら、転向角の増加による高負荷化は同時に翼間圧力勾配を増加させ、それに伴い二次流れの増強を招く。流れの軸方向成分を維持しうる極限の転向角 160°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、高負荷化が二次流れの増強およびそれに起因する損失生成に与える影響を調査し、それらを抑制する技術の適用が必要不可欠である。

主な二次流れとして流路渦、馬蹄形渦および漏れ渦が挙げられるが、そのうち馬蹄形渦は翼列に流入する Endwall 上の境界層流体が翼前縁に衝突することにより、前縁上をスパン方向に低下する圧力勾配による Endwall へ向かう流れと、Endwall 上を翼列に流入する主流方向に増加する圧力勾配による逆流により形成される。馬蹄形渦の低減技術として、Hub 側 Endwall と翼前縁の接合部にフィレットを施し、境界層流体をフィレットに衝突させ、スパン方向および主流方向の圧力勾配を制御する前縁フィレット[1]、[2]がある。馬蹄形渦の圧力面へ分岐した脚と、翼間圧力勾配により誘起される流路渦の回転方向は同一でありそれらは融合することから、馬蹄形渦の低減により二次流れ損失の主要因とされる流路渦の抑制も期待される。

本研究では、前縁フィレットを転向角 160°を有する超高負荷軸流タービン直線翼列に適用し、5 孔ピトー管による翼列内部の流動測定および固体壁面上の油膜法による流れの可視化実験を行った。得られた測定結果から馬蹄形渦および流路渦の挙動を調査することにより、前縁フィレットの適用効果およびフィレット高さがその効果に与える影響について調査した。

2. 試験装置

(1) 風洞試験装置

図1に本研究で使用した実験装置の概略図を示す。本試験装置は吸込み型風洞であり、翼列軸方向と入口案内板がなす角度 β_i および出口案内板がなす角度 β_o は任意の角度に設定可能な構造となっている。

(2) 供試翼

本研究で使用した供試翼の形状を図2に、その主な仕様を表1に示す。入口翼角度 α_1 と出口翼角度 α_2 は共に 80.0° であり、轉向角は 160.0° である。供試翼はスパン方向に翼形状が一般的な二次元翼であり、図中の LE は翼前縁、TE は翼後縁、PS は圧力面および SS は負圧面を示している。

(3) 前縁フィレット

図3に本研究で使用した3種類の Hub 側 Endwall 面の翼前縁周りの起伏を表した等値線図を示す。Type1 は基準となるフィレット無しで、Type2, Type3 は高さの異なる前縁フィレットをそれぞれ施したものとなっている。フィレット高さの最高点は共に前縁に位置し、最高点高さは Type2 では翼高さの 10% に相当する 10 mm, Type3 は 20% に相当する 20 mm とした。

3. 実験方法

(1) 実験条件

本研究では入口案内板の角度を $\beta_i=80.0^\circ$ 、入口流速を 35 m/s に設定し、出口案内板の角度は本試験装置を模した数値解析[3]から見積もられた自然流出角 $\beta_o=83.5^\circ$ に設定して、Type1~3 の翼列に対して実験を行った。また、翼弦長および翼列下流における流速に基づくレイノルズ数は約 2.8×10^5 である。本実験では流路高さとして翼高さ H を等しくし翼端間隙が及ぼす影響を取り除いている。

(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自動トラバース装置に装着した 5 孔ピトー管により、図1に示す赤色の翼の負圧面側の翼間流路において行った。測定は図4において青線で示す断面で行い、断面の軸方向位置 Z/C_{ax} および測定点数を表2に示す。ここで、 Z/C_{ax} 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) 油膜法による可視化実験

フィレット面を含む Endwall 面、翼圧力面および翼負圧面の各固体壁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。油膜を各固体壁面上に均一に塗布した後、送風機を 30 分間運転し、形成された油膜のパターンをデジタルカメラにより記録した。油膜は流動パラフィン、二酸化チタン、オレイン酸を配合して生成し、それらの質量混合比は 1:1:1 である。

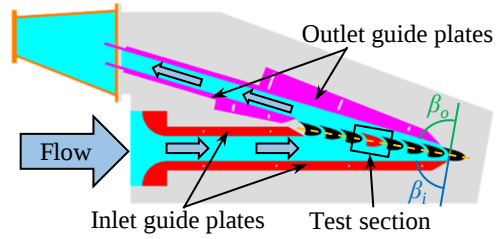


Fig.1 Test wind tunnel

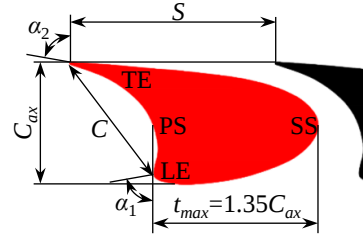


Fig.2 Test blade

Table 1 Specifications of cascade

Number of blades N [-]	8
Chord length C [mm]	80.0
Axial chord length C_{ax} [mm]	68.5
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

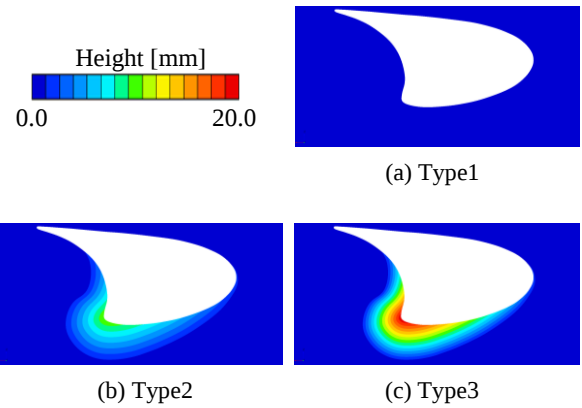


Fig.3 Contour of endwall around blade leading edge

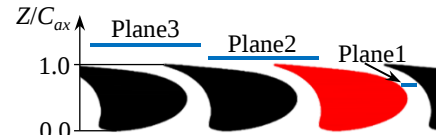


Fig.4 Measured planes

Table 2 Locations and numbers of measured points

Plane	Z/C_{ax}	Numbers of measured points		
		Pitch	Span	Total
1	0.70	14	49	686
2	1.10	41	35	1435
3	1.30	41	35	1435

4. データ解析方法

(1) 全圧損失係数(C_{pt})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。

$$C_{pt} = (P_a - P_t) / (0.5 \cdot \rho \cdot V_{mout}^2) \quad (1)$$

ここで、 P_a は大気圧（入口全圧）， P_t は全圧， ρ は空気密度および V_{mout} は翼列下流の $Z/C_{ax}=1.3$ における断面質量平均流速である。

(2) 二次流れ運動エネルギー係数(C_{sk})の定義

翼列内の流れ場の二次流れの強さを評価するパラメータとして、二次流れ運動エネルギー係数 C_{sk} を次式で定義した。

$$C_{sk} = (V_{si}/V_{mout})^2 \quad (2)$$

ここで、 V_{si} は二次流れ速度ベクトルの大きさである。

5. 実験結果および考察

(1) 油膜法による流れの可視化結果

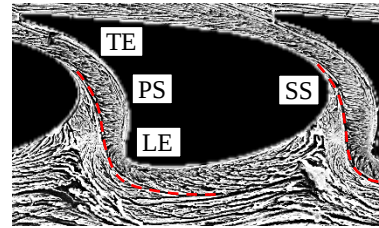
図 5, 6 および 7 にフィレット面を含む Endwall 面上、翼間流路入口付近の負圧面上とフィレット面を含む Endwall 面上、および翼負圧面後半部の翼面上の油膜法による流れの可視化結果をそれぞれ示す。各図中における赤色の破線ははく離線を示している。

図 5 より、Endwall 面およびフィレット面の前縁付近において Type1 では馬蹄形渦によるはく離線が明確に確認できるが、Type2 でははく離線と前縁との距離が縮小し、さらに Type3 でははく離線の存在が確認できない。これは、前縁フィレットの効果により馬蹄形渦が Type2 では縮小し、Type3 では発生していないことを示していると考えられる。

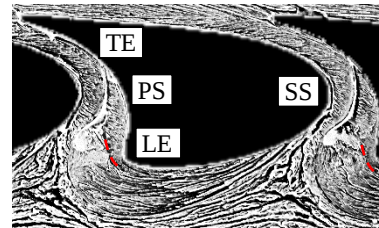
図 6 より、翼間流路前半部の負圧面上において隣接翼からの圧力面側の馬蹄形渦と負圧面上の境界層流との干渉に起因すると考えられるはく離線が表れ、その位置が Type2, Type3 の方が Type1 より Endwall 側さらに下流側に移動している。これは、前縁フィレットを施したことにより馬蹄形渦の圧力面側へ分岐する脚が弱まったためと考えられる。また、そのはく離線の移動の傾向に着目すると Type3 の方が Type2 より Endwall 側に移動している。これは、Type3 では馬蹄形渦の消滅により、負圧面上の境界層流との干渉が抑えられたためと考えられる。

図 7 より、翼列下流の負圧面上において図 6 のはく離線とつながる流路渦によるはく離線が確認できるが、その位置が Type2, Type3 の方が Type1 より Endwall 側に近づいている。これは、フィレットによる馬蹄形渦の低減に伴い、圧力面側の馬蹄形渦の周りに翼間流路後半部の Endwall 上の境界層が巻き付くことにより形成される流路渦の発達抑制されたためと考えられる。また、Type3 の方が Type2

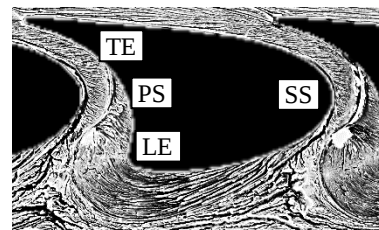
よりはく離線の位置が Endwall 側に近づいている。これは Type3 では馬蹄形渦が発生しなかったことにより、流路渦の発達がさらに抑制されたためと考えられる。



(a) Type1

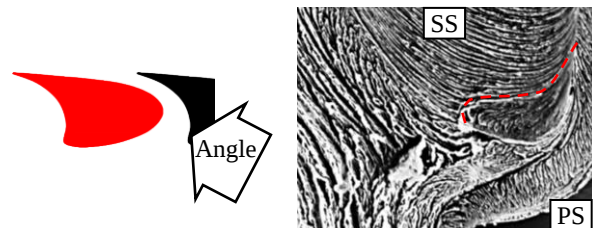


(b) Type2

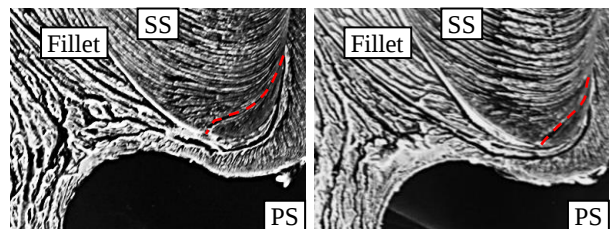


(c) Type3

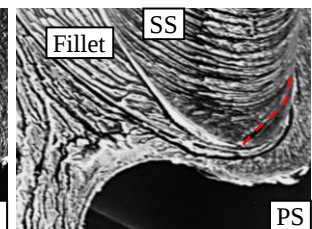
Fig.5 Oil flow visualization on endwall



(a) Type1



(b) Type2



(c) Type3

Fig.6 Oil flow visualizations on SS and endwall near inlet of turbine cascade

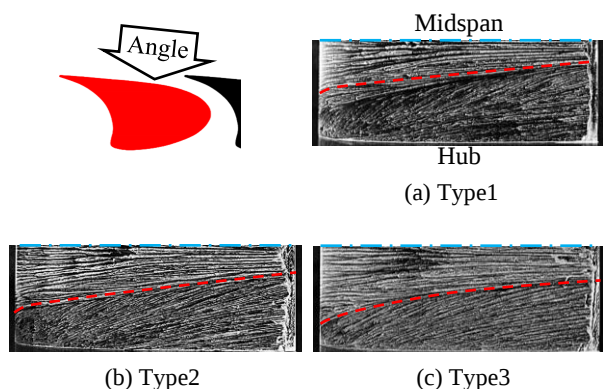


Fig.7 Oil flow visualization on SS

(2) 5 孔ピトー管による内部流動測定結果

図 8 に翼間内の $Z/C_{ax}=0.7$ (Plane1)の断面における翼列下流側から観察した二次流れ速度ベクトルを示す。図 9 および図 10 には Plane1 の断面での二次流れ運動エネルギー係数 C_{sk} のピッチ方向質量平均値 $C_{sk,p}$ および全圧損失係数 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それぞれ示す。また図 11 に翼列下流の $Z/C_{ax}=1.1$ (Plane2)の断面における翼列下流側から観察した二次流れ速度ベクトルを、図 12 に Plane2 の断面での全圧損失係数 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示す。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。

翼間内では図 8 より、Type2、Type3 では Type1 に比べ Hub 側の流路渦中心(図中 PV で示す)が Hub 側 Endwall 方向へ移動している。また、その位置は Type3 の方が Type2 に比べて僅かではあるがより Endwall 側へ移動している。これは、先に述べたようにフィレットによる Hub 側の馬蹄形渦の低減に伴い、流路渦の発達が抑制され、特に Type3 では馬蹄形渦が発生しなかったことから Type2 に比べ流路渦の発達が抑制されたためと考えられる。

図 9 より、 $Y/H=0.0\sim 0.2$ において Type2、Type3 の方が Type1 より $C_{sk,p}$ の値が低くなっている。これは、流路渦が図 8 において $Y/H=0.1$ 付近に存在することから、馬蹄形渦の低減による Hub 側流路渦の発達の抑制に伴い、流路渦が縮小し二次流れが低減したためと考えられる。また、Type3 の方が Type2 よりも $C_{sk,p}$ の値が低い。これは、Type3 の方が Type2 よりも流路渦の発達の抑制効果が高まることと一致しており、それに伴って流路渦が縮小し二次流れが低減したと考えられる。

図 10 より、Type2、Type3 の方が Type1 より $C_{pt,p}$ のピーク位置が $Y/H=0.0$ の Hub 側 Endwall の方向へ移動している。また、そのピークの値も Type1 より低くなっている。これは、流路渦が図 8 において $Y/H=0.1$ 付近に存在することから、このピークは流路渦によるものであり、ピーク位置の Hub 側への移動は図 8 における流路渦が Hub 側へ移動していることと一致している。また、流路渦が縮小されたことで二次流れ損失も低減したため、ピークの値も低くなったと考えられる。さらに、Type3 の方が Type2 よりもピーク

位置が Hub 側へ移動し、ピークの値も低くなっている。これは、Type3 の方が Type2 よりも流路渦の発達の抑制効果が高まり、流路渦中心がさらに Hub 側へ移動することと流路渦が縮小することと一致している。

翼列下流では図 11 より、Type2、Type3 では Hub 側の流路渦中心が Hub 側 Endwall へ移動し、それに伴い Tip 側の流路渦との干涉位置も Midspan から Hub 側へ移動している。これは、Hub 側流路渦の発達が抑制され、縮小したことで

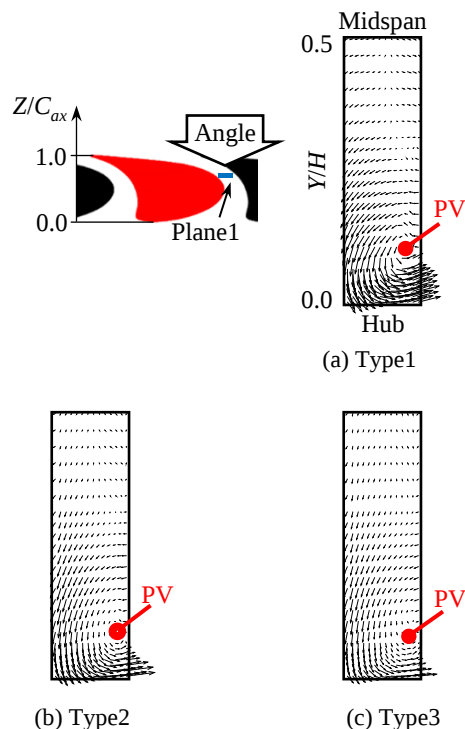


Fig.8 Secondary flow velocity vectors (Plane1)

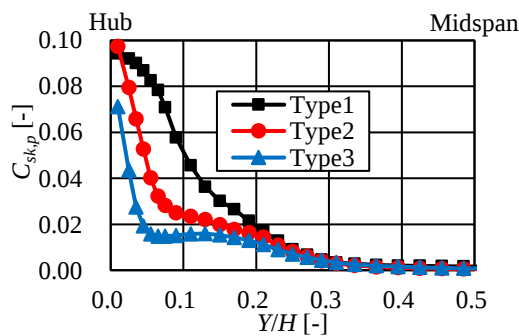


Fig.9 Pitchwise mass-averaged C_{sk} (Plane1)

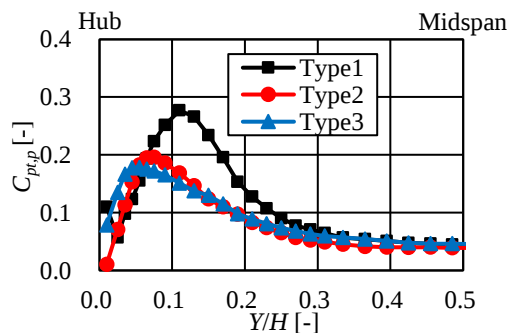
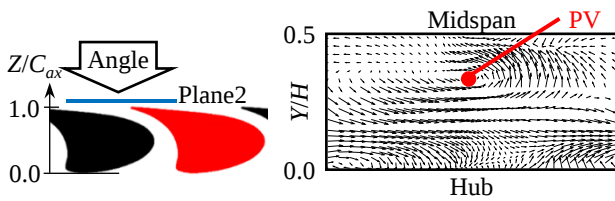
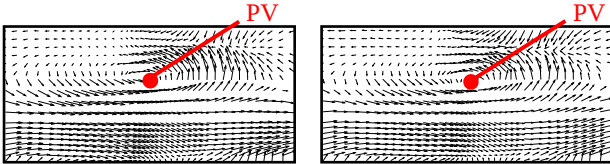


Fig.10 Pitchwise mass-averaged C_{pt} (Plane1)



(a) Type1



(b) Type2

(c) Type3

Fig.11 Secondary flow velocity vectors (Plane2)

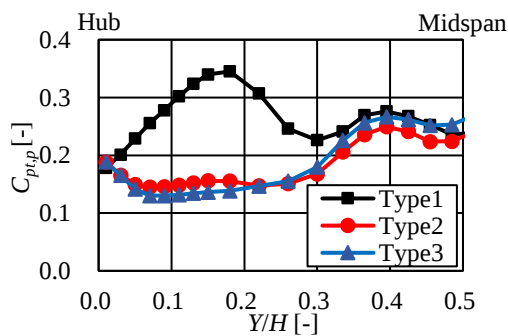


Fig.12 Pitchwise mass-averaged C_{pt} (Plane2)

Hub 側流路渦中心が Hub 側へ移動し、さらに Hub 側に比べて相対的に Tip 側の流路渦が強くなったためと考えられる。また、その干渉位置は Type3 のほうが Type2 よりも Hub 側に僅かに移動している。これは、特に Type3 では馬蹄形渦が発生しなかったことから、Type2 に比べ流路渦の発達が抑制されたためと考えられる。

図 12 より $C_{pt,p}$ の値は $Y/H=0.0\sim0.3$ において Type2, Type3 の方が Type1 よりも低くなっている。これは、Hub 側流路渦が図 11 において $Y/H=0.2$ 付近に存在することから、先

に述べた Hub 側流路渦の縮小に伴いそれに起因する損失が低減したためと考えられる。さらに、Type2 と Type3 との間で比較すると、 $Y/H=0.1\sim0.2$ において後者の方が $C_{pt,p}$ は低くなっている。これは、Type3 では馬蹄形渦が発生しなかったことにより、Type2 よりも流路渦の発達が抑制されたためと考えられる。

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の発達を抑え、それらに起因する二次流れ損失を低減させる効果を生むことが分かった。

6. 結論

本研究により、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、馬蹄形渦を低減させることにより流路渦の発達を抑制し、それらに起因する二次流れ損失を低減させる。
2. 前縁フィレットの適用は、Hub 側流路渦の発達の抑制により、流路渦を縮小させ Tip 側流路渦との干渉位置を Hub 側へ移動させる。
3. フィレット高さの増加は、馬蹄形渦と共に流路渦の抑制効果を高めることにより、それらに起因する二次流れ損失の低減効果を向上させる。

参考文献

- 1) 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), pp. 167-175, 2002
- 2) 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), pp. 184-195, 2016
- 3) 江藤量一, 朝賀裕一郎, 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, pp. 12-13, 2005