

超高負荷タービン翼列におけるスキューラ翼端による漏れ流れの低減メカニズム

Reduction Mechanism of Leakage Flow by Squealer Tip in Ultra-Highly Loaded Turbine Cascade

- 田澤 紘之, 法大院, 東京都小金井市梶野町 3-7-2
- 秋山 浩二, 法大院, 東京都小金井市梶野町 3-7-2
- 辻田 星歩, 法大, 東京都小金井市梶野町 3-7-2
- 金子 雅直, 東電大, 埼玉県比企郡鳩山町石坂
- Hiroyuki TAZAWA, Hosei University, 3-7-2, Kajino-cho, Koganei, Tokyo
- Koji AKIYAMA, Hosei University, 3-7-2, Kajino-cho, Koganei, Tokyo
- Hoshio TSUJITA, Hosei University, 3-7-2, Kajino-cho, Koganei, Tokyo
- Masanao KANEKO, Tokyo Denki University, Ishizaka, Hatoyama-machi, Hiki-gun, Saitama

The objective of this study is to investigate the reduction mechanism of tip leakage flow by squealer tip in ultra-highly loaded turbine cascade (UHLTC) with the turning angle of 160 degrees. The flow in the UHLTC with the squealer tip was numerically analyzed by using the commercial CFD code. The computed results were examined in detail by comparing with the experimental results obtained by oil flow visualization, and consequently clarified that the separation vortex along the squealer rim and the re-circulating flow in the cavity reduced the leakage flow into and out of the tip clearance region.

1. 結論

地球温暖化や化石燃料の枯渇に対する懸念から、航空用および発電用として用いられるガスタービンの環境負荷低減に向けた研究が盛んに行われ続けている⁽¹⁾。ガスタービンの空気力学的性能を向上させる方法の一つとして、その主要構成要素の一つであるタービン翼の轉向角の増加による高負荷化がある。この高負荷化はタービン翼一枚あたりから得られる負荷が増加するため、タービン翼枚数および段数の削減を可能にする。しかし、高負荷化は必然的に翼間圧力勾配を増大させるため翼間流路内の二次流れを増強させ、翼列の空力性能を著しく低下させる恐れがある。そのため、二次流れの増強を抑えつつ高負荷化を実現するためには、二次流れを低減できる技術の適用が必要不可欠となる。二次流れは主に馬蹄形渦、流路渦および翼端漏れ流れなどにより構成されており、各現象に対して低減技術が提案されている。

本研究では、漏れ流れの低減技術として知られているスキューラ翼端を適用した轉向角 160° を有する超高負荷タービン翼列(UHLTC)内の流れに対して数値解析を行い、実験結果との比較を行うことによりスキューラ翼端による漏れ流れの低減メカニズムについて調査した。

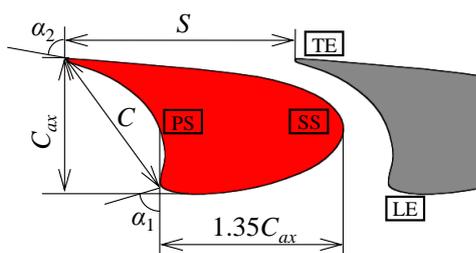


Fig.1 Configuration of UHLTC

2. 供試翼列形状

解析対象である翼列形状を図 1 に、その主な仕様を表 1 に示す。また、スキューラの幾何学的パラメータの定義を図 2 に示す。翼端間隙高さは $TCL(=\delta/H_o \times 100) = 1\%$ に設定し、スキューラ深さは $D = 0\text{ mm}$ と $D = 4\text{ mm}$ に設定した(表 1)。

Table 1 Specification of cascade

Inlet metal angle : α_1 [deg.]	80.0	
Outlet metal angle : α_2 [deg.]	80.0	
Chord length : C [mm]	80.0	
Axial chord length : C_{ax} [mm]	68.5	
Blade pitch : S [mm]	114.28	
Passage Height : H_o [mm]	100	
Blade height : H [mm]	99	
Tip clearance size : δ [mm]	1	
Tip clearance : TCL [%]	1	
Squealer depth : D [mm]	0	4
Squealer rim width : W [mm]	0	4

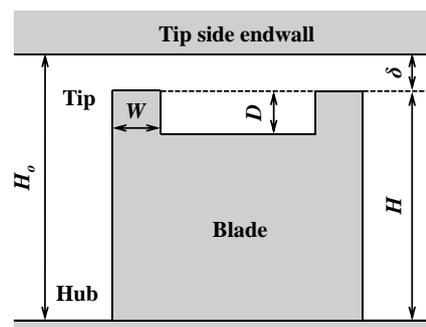


Fig.2 Definition of tip clearance and squealer tip parameters

3. 解析方法

3. 1 数値解析法

本研究では (株) ソフトウェアクレイドルの非構造格子系汎用 CFD コード SCRYU/Tetra Ver.12 を使用して数値解析を行った。支配方程式の離散化には有限体積法を、計算アルゴリズムには SIMPLEC 法を、対流項の評価には MUSCL 法を、乱流モデルとして低レイノルズ数型 SST $k-\omega$ モデルを使用し、定常非圧縮性流れを仮定して解析を行った。

3. 2 解析モデルおよび境界条件

図 3 に本研究で使用した解析モデルを示す。解析モデルの入口境界および出口境界位置はそれぞれ $Z/C_{ax} = -0.8$ と 3.0 に設定した。ここで、 Z/C_{ax} とは翼前縁(LE)を 0.0, 翼後縁(TE)を 1.0 とした軸方向無次元距離である。

入口境界条件として、図 4 に示す流速分布を軸方向に対して 80° をなす方向に与えた。図中の Y/H_o は Hub 壁を 0.0, Tip 側 Endwall(EW)を 1.0 とするスパン方向無次元距離である。出口境界には連続の条件を満たす自由流出境界条件を適用した。

3. 3 評価パラメータ

本研究の数値解析においては、以下のパラメータにより翼列性能の評価を行った。

$$\text{全圧損失係数} : C_{pt} = (P_{tin} - P_t) / (\rho V_{out}^2 / 2) \quad (1)$$

$$\text{静圧係数} : C_{ps} = P_s / (\rho V_{out}^2 / 2) \quad (2)$$

ここで P_t は全圧, P_s は静圧, P_{tm} は翼列上流 $Z/C_{ax} = -0.8$ における断面質量平均全圧, V_{out} は翼列下流 $Z/C_{ax} = 1.3$ における断面質量平均流速である。

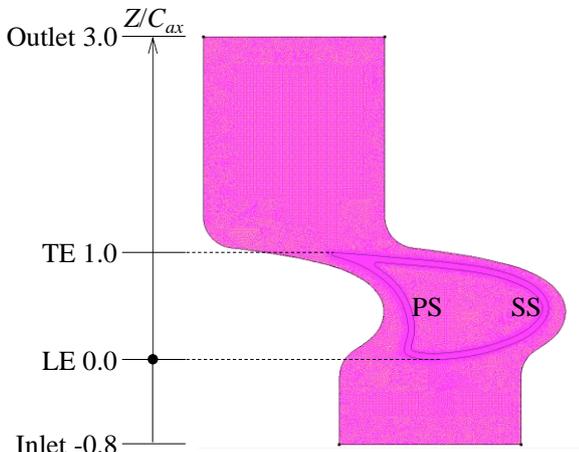


Fig.3 Computational grid

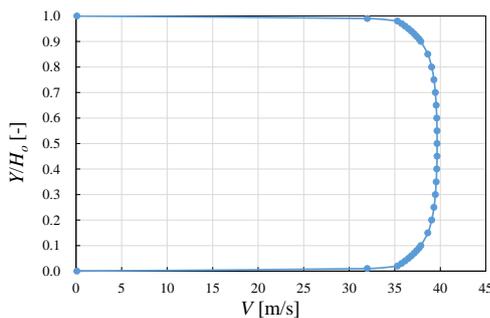


Fig.4 Spanwise distribution of inlet velocity

4. 実験方法

4. 1 試験装置

図 5 に本研究で用いた試験装置を示す。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 , 同様に出口案内板角度 β_o は任意の角度に設定可能な構造となっている。

4. 2 実験方法

本研究では、入口案内板の角度 $\beta_i = 80.0^\circ$, 入口流速を 35.0m/s に設定して実験を行った。出口案内板の角度については、超高負荷タービン直線翼列風洞を対象にした、設計入射角における数値解析結果⁽²⁾から見積もられた自然流出角 $\beta_o = 83.5^\circ$ に設定した。なお、翼弦長と翼列下流における流速に基づくレイノルズ数は約 3.1×10^5 である。また、油膜を図 5 に示す測定領域内の翼端面および Tip 側 EW に均一に塗布し、約 30 分間送風機を運転した後、形成された流れのパターンをデジタルカメラで記録した。さらにキャビティ内の複雑な流れの向きを特定するために、キャビティ底面と Tip 側 EW において油点法による可視化実験も行った。可視化に用いた油膜は、二酸化チタン、流動パラフィン、オレイン酸を、1.0:1.2:1.0 で配合して作成した。また、油点法では配合比を 1.0 : 2.0 : 1.0 とした。

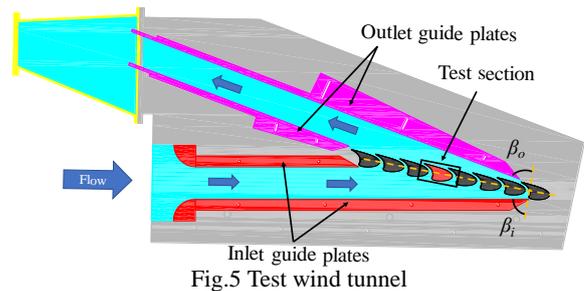


Fig.5 Test wind tunnel

5. 結果および考察

5. 1 翼列内部流れ

図 6, 図 7 および図 8 に計算結果による $Z/C_{ax} = 0.5, 0.85, 1.1$ における二次流れ速度ベクトルと全圧損失係数分布を、表 2 に計算結果による $Z/C_{ax} = 1.1$ における全圧損失係数の断面質量平均値として定義される総損失を示す。

翼間流路方向中央 $Z/C_{ax} = 0.5$ では両 EW 付近において流路渦 V_p の存在が確認でき、 $D = 4 \text{ mm}$ の方が V_p に起因する損失が増加している(図 6)。これはスキューラ翼端の適用により、Tip 側 EW 上の境界層流体が圧力面側から翼端間隙内へ流入するのが抑制され、さらにそれに伴い翼間流路内の流量が増加したことにより V_p が発達したためと考えられる。また翼間後半部 $Z/C_{ax} = 0.85$ でも両 EW において V_p が、さらに Tip 側 EW 付近に流れ渦 V_L の存在が確認でき、 $D = 4 \text{ mm}$ の方が V_L に起因する高損失領域が低減されている(図 7)。この高損失領域の低減はスキューラ翼端の適用により、翼間流路内に流出する流れが低減されたことを示すものと考えられる。さらに翼列下流 $Z/C_{ax} = 1.1$ では Midspan(MS)付近に V_p が、Tip 側 EW 付近に V_L の存在が確認できる(図 8)。また、同位置における総損

失が $D=4$ mm の方が低減されている(表 2)。これは V_L の低減に伴う損失の低下に加えて V_L と Tip 側の V_P との干渉による損失生成も低減されたためであると考えられる(図 8)。このことから、スキューラ翼端の適用は超高負荷タービン翼に対しても損失低減に有効であることが分かる。

5. 2 スキューラキャビティ内の流れの挙動

図 9 と図 10 に計算結果による $D=0$ mm と 4 mm の翼端面と Tip 側 EW 上の限界流線をそれぞれ示す。図 11 に $D=0$ mm の翼端面と Tip 側 EW 上の油膜法による実験結果を、図 12 と図 13 に $D=4$ mm の翼端面と Tip 側 EW 上の油膜法および油点法による可視化結果をそれぞれ示す。また、図 14 には計算結果によるスキューラキャビティ底面近傍 $Y/H_0=0.951$ と Tip 側 EW 近傍 $Y/H_0=0.999$ における静圧係数分布に速度ベクトルを重ねた図を、図 15 にはスキューラキャビティ内の流れの 3 次元流線を示す。

翼端面および Tip 側 EW 上の計算結果と可視化実験結果による限界流線を比較すると、同様の流れの挙動を示しており全体的に良好な一致が見られる(図 10,12)。スキューラ翼端の無い $D=0$ mm の流れは圧力面および負圧面前半部から翼端間隙内に流入し、負圧面後半部から翼間流路内に流出している(図 9,図 11)。スキューラ翼端の有る $D=4$ mm においても $D=0$ mm の場合と同様に流れは圧力面および負圧面前半部から翼端間隙内に流入している(図 10,図 12)。スキューラキャビティ底面では圧力面側のリムに沿って逆流を伴うはく離線(図中の一点鎖線)が確認できる(図 10(a),図 12(a))。一方、Tip 側 EW ではそのはく離線より下流側で順流を伴うはく離線(図中の破線)が確認できる(図 10(b),図 12(b))。これは流れが翼端間隙内からスキューラキャビティ内へ入る際に、流路断面積拡大に伴う逆圧力勾配の影響を受けて、はく離渦 V_1 を形成していると考えられる(図 14)。また、負圧面前半部のリムに沿ってもキャビティ底面に逆流を伴うはく離線(図中の一点鎖線)が確認できる(図 10(a),図 12(a))。このはく離線は負圧面前半部から翼端間隙内へ流入する流れが、 V_1 と同様の原因によりはく離渦 V_2 を形成していると考えられる。圧力面および負圧面前半部から流入した流れはそれぞれ V_1 と V_2 を形成し、 V_1 は圧力面側のリムに沿ってキャビティ内を進み負圧面後縁付近から流出し、 V_2 は負圧面前半部のリムに沿って流れるが翼轉向部へは向かわず負圧面後半部より翼間流路内に流出している(図 12(b),図 13(b),図 15)。キャビティ内の負圧面轉向部付近に高圧領域が分布している(図 14)。この圧力上昇は同領域におけるキャビティ底面上の流れが圧力面へ向かって逆流していることから(図 13(a),図 14(a))、主に負圧面前半部からキャビティ内に流入した流れが負圧面轉向部のリムに衝突することによるものと考えられる。また、この逆流は V_2 と干渉することにより負圧面前半部のリム付近に時計回りの循環流 V_3 を形成していることが確認できる(図 14(a))。この V_3 の径は非常に小さいため可視化実験結果においては確認できないが、図 12(a)の赤の矢印で指す付近にわずかな油溜まりが確認でき、その存在を示唆していると考えられる。この逆流と V_3 により V_2 が負圧面轉向部ではなく負圧面後半

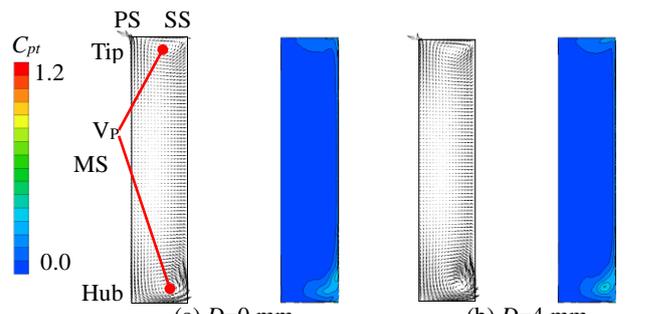


Fig.6 Secondary flow velocity vector and distribution of C_{pt} ($Z/C_{ax}=0.5$,Calc.)

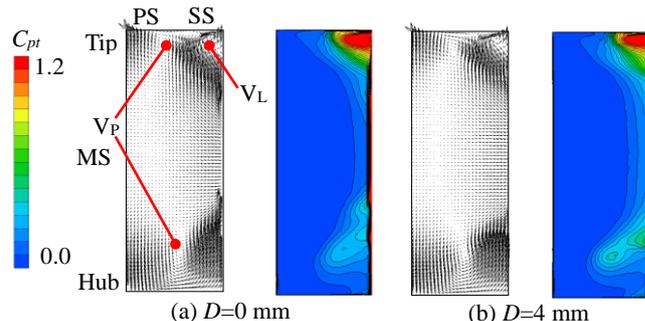


Fig.7 Secondary flow velocity vector and distribution of C_{pt} ($Z/C_{ax}=0.85$,Calc.)

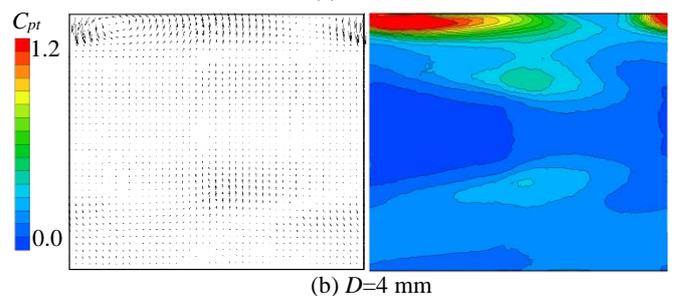
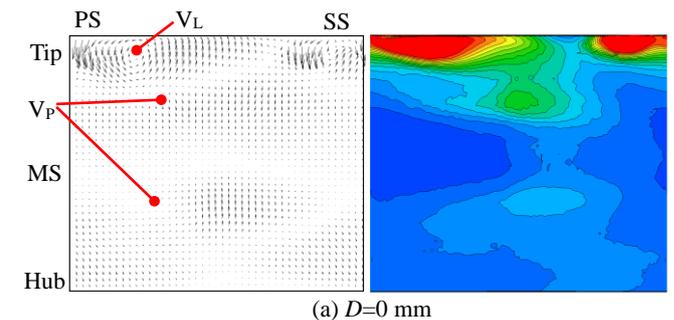


Fig.8 Secondary flow velocity vector and distribution of C_{pt} ($Z/C_{ax}=1.1$,Calc.)

Table 2 Mass-averaged total pressure loss ($Z/C_{ax}=1.1$,Calc.)

D [mm]	0	4
C_{ptt} [-]	0.27	0.24

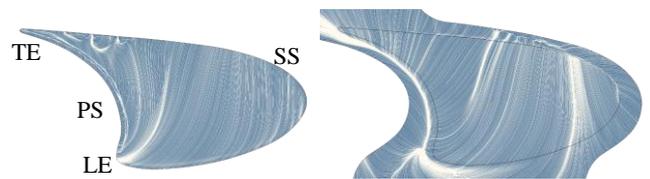


Fig.9 Limiting streamline ($D=0$ mm,Calc.)

部へ偏向した原因であると考えられる。さらに V_1 と V_2 に囲まれたキャビティ底面中央部には油溜まりが確認でき、よどみ状態になっている(図 12(a))。この領域には反時計回りの循環流 V_4 が存在することが確認できる(図 13, 図 14)。キャビティ内前縁付近の逆流領域に低圧領域が分布している(図 14(a))。この低圧領域は V_1 と V_2 が連結する領域であることから、各渦の回転中心付近の圧力低下が相乗的に引き起こしたものと考えられる。また、 V_1 は圧力面に対してほぼ垂直に翼端間隙内に流入する流れによって形成されているのに対して、 V_2 は負圧面に対して接線方向に近い角度で流入する流れによって形成されている(図 12, 図 15)。したがって、 V_1 よりも V_2 の方が回転軸方向の速度成分が支配的なピッチの長い螺旋渦となっている。その結果、この低圧領域がキャビティ底面上の V_1 と V_2 の間のよどみ領域の低運動エネルギー流体を引き込み、また逆方向に流れる特にピッチの長い方の V_2 と干渉することにより循環流 V_4 が形成されたと考えられる。 V_4 と同様の循環流は Tip 側 EW でも確認できることから、 V_4 はキャビティ底面から Tip 側 EW に至る回転軸を有する渦であると考えられる(図 10, 図 12)。また V_4 の回転中心付近の圧力が低下していることからこの渦は負圧面後半部から流出する流れを巻き込んで吸収し、さらに圧力面から流入してきた流れをブロックする効果があると考えられる。以上の結果から、 V_1 と V_2 の流れの流入抑制効果と V_4 の流れのブロック効果および流出抑制効果により流れが低減し、翼列下流での総損失の低下につながったと考えられる。

6. 結論

本研究により以下の結論を得た。

1. スキーラ翼端は翼間前半部では圧力面側から翼端間隙内へ流入する流れを抑制することにより流路渦とそれに起因する損失を増加させる。
2. スキーラ翼端は流れを抑制することにより、流れ渦とそれに起因する損失を低減させる。さらに流れ渦の低減により、その流路渦との干渉およびそれに起因する損失生成も低下させる。
3. スキーラ翼端は圧力面と負圧面前半部のリムに沿うはく離渦とキャビティ中央部に循環流を形成し、それらの流入抑制効果とブロック効果により流れを弱め、それに起因する損失生成を低減させる。

参考文献

- (1) 山本 孝正, “タービンの最近の技術進歩について”, 日本ガスタービン学会誌, Vol.21, No.84, (1994), pp.40-46.
- (2) 江藤, 朝賀, 辻田, 水木, 山本, “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, (2005-3), pp.12-13.

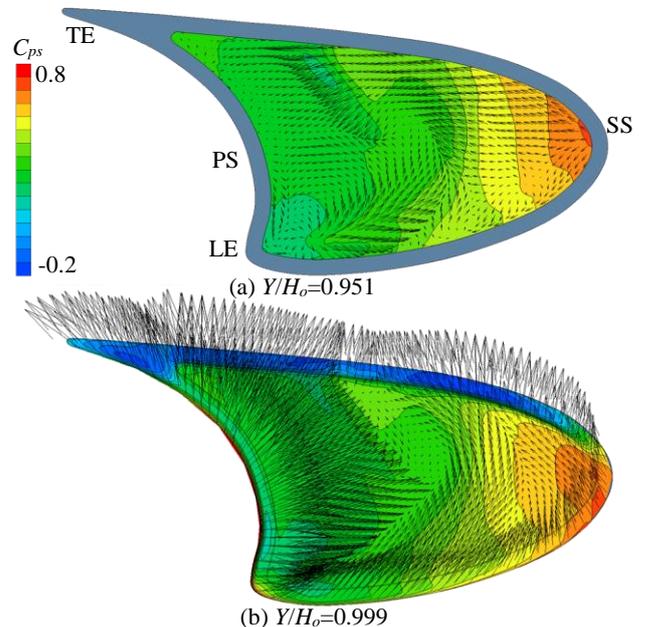
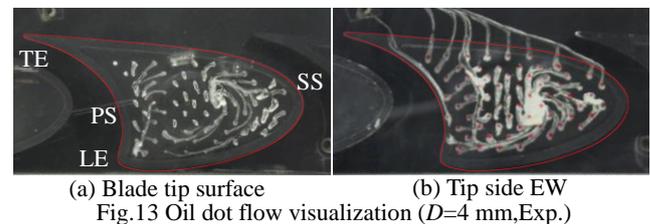
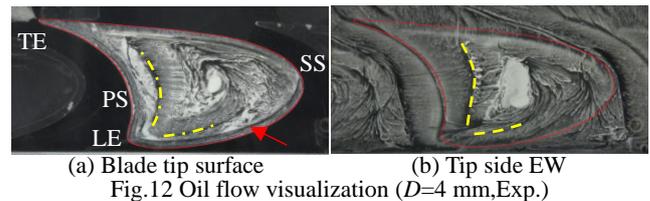
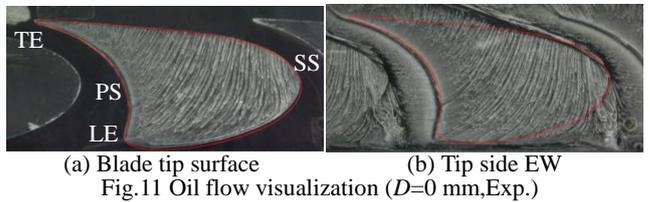
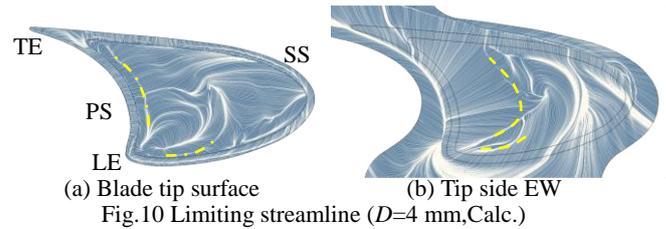


Fig.14 Distribution of C_{ps} and velocity vector ($D=4$ mm, Calc.)

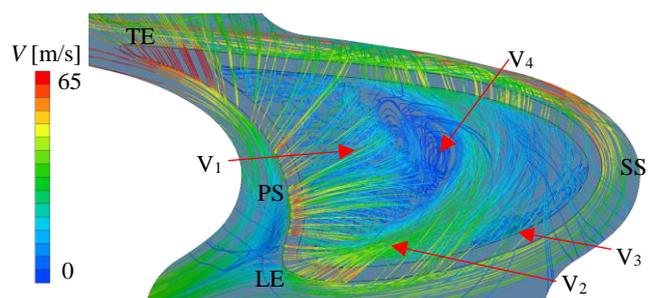


Fig.15 Streamlines in squealer cavity ($D=4$ mm, Calc.)