

タービンにおけるリーン翼のエロージョン特性と 空力性能の数値シミュレーション

Numerical Simulation of Erosion and Aerodynamic Performance of Lean Vane in Turbine

荒井 直己^{*1}
ARAI Naoki

福留 功二^{*1}
FUKUDOME Koji

山本 誠^{*1}
YAMAMOTO Makoto

鈴木 正也^{*2}
SUZUKI Masaya

大北 洋治^{*2}
OKITA Yoji

ABSTRACT

The turbine inlet temperature (TIT) has been increasing to develop the high-efficiency jet engines. Realization of the high TIT needs a higher-heat-resistant material. Ceramic matrix composite (CMC) is the most promising candidate, though it is weak for erosion. We have focused on an aerodynamic approach to reduce the erosion damage for the safety and long lifetime. In this study, we carry out multi-physics numerical simulations for lean vanes to evaluate the erosion damage and aerodynamic performance change. As a result, lean vanes improve aerodynamic performance, while they enhance the erosion damage of ductile material. The erosion increase is caused by the primary and secondary impingements with low impinging angle. Therefore, lean vanes made by brittle material such as CMC are expected to decrease the erosion damage.

キーワード：数値シミュレーション，タービン，ジェットエンジン，リーン，サンドエロージョン

Key words : Numerical simulation, Turbine, Jet engine, Lean, Sand erosion

1. 諸言

ガスタービンの高効率化に向けて，タービン入口温度（TIT）の高温化が進んでいる。これまではNi基超合金や冷却技術の発展により，高温化を実現してきたが，近年ではTITが合金の融点に近づき，現状の材料による高温化の限界が近づいている。そこで，更に高い耐熱性を有するセラミックス複合材料（CMC）の利用が期待されている⁽¹⁾。しかし，CMCはNi基超合金に比べ，耐水蒸気性，耐エロージョン性に劣る。したがって，部材表面を保護し，長期利用を可能にする耐環境コーティング（EBC）が必要であり，EBCには耐エロージョン性が要求される。特に航空機用ジェットエンジンでは環境中の固体粒子の吸込みが想定され，EBCの損傷や剥離による安全性やメンテナンスコストへの影響が懸念されている。

宇宙航空研究開発機構（JAXA）は，材料的アプロー

チに加え，空力的アプローチによる対策でEBCの長寿命化を検討している。しかしながら，この空力的アプローチを用いたエロージョン抑制に関する先行研究は少ない。Wenら⁽²⁾は，軸流ファンに対してスweepとリーンを適用し翼形状を変化させ，リーンはエロージョン量の低減効果が高いことを示した。しかし，タービンについては十分な知見が得られておらず，設計指針が得られていない。また，翼形状の変化による空力性能への影響も考慮し，悪影響がないことを確認する必要がある。

本研究は，タービン静翼のエロージョンを三次元数値解析により評価する。11種類のリーン形状を有する静翼のエロージョン量と空力性能を比較し，リーンによるタービン静翼の耐エロージョン性向上に関する設計指針を得ることを目的とする。

2. 数値計算手法と計算対象

2.1 数値計算手法

本研究では，JAXAが開発したCFD汎用化基盤プログラムUPACS^{(3),(4)} (Unified Platform for Aerospace Computational Simulation) を用いて，以下の手順で計算を行った。粒子の混入によって流体が受ける影響は小さいため，One-Way Couplingを採用し，弱連成法に

原稿受付 2019年11月25日

査読完了 2021年4月8日

*1 東京理科大学

〒125-8585 葛飾区新宿6-3-1

*2 宇宙航空研究開発機構（JAXA）

〒182-8522 調布市深大寺東町7-44-1

よって計算を行った。計算の手順は以下の通りである。

- (1)流れ場計算：エロージョン前の流れ場の定常解を算出する。
- (2)粒子軌道計算：流れ場の情報を用いて粒子追跡を行い、壁面への衝突情報を取得する。
- (3)エロージョン計算：粒子の衝突情報から、エロージョン量を算出する。

流れ場は、三次元圧縮性乱流場を仮定した。支配方程式には、ファールブル平均した連続の式、ナビエ・ストークス方程式、エネルギー式を使用し、乱流モデルにはSpalart-Allmarasモデル⁽⁵⁾を採用した。離散化はセル中心有限体積法に基づき、対流項にはRoeの近似リーマン解法⁽⁶⁾と二次精度MUSCL法、粘性項には二次精度中心差分を使用した。時間進行にはMFGS陰解法⁽⁷⁾を適用した。

粒子軌道は、粒子をラグランジュ的に追跡して得た。粒子は球形で、変形・回転はなく、粒子への作用力は流体からの定常抗力のみとした。粒子濃度が希薄なため、粒子から流れ場への影響、粒子間衝突は無視した。

エロージョン計算にはNeilson-Gilchristモデル⁽⁸⁾を用いた。このモデルでは、粒子衝突による壁面材料のエロージョン量 W_T を変形エロージョン量 W_D と切削エロージョン量 W_C の和として考える。

$$W_T = W_D + W_C \quad (1)$$

変形エロージョン量と切削エロージョン量は、ヘルツの接触理論に基づいて、次式のように評価される。

$$W_D = \begin{cases} \frac{1}{2} m_p (V_p \sin \alpha - K)^2 & (V_p \sin \alpha > K) \\ \psi & \\ 0 & (V_p \sin \alpha \leq K) \end{cases} \quad (2)$$

$$W_C = \begin{cases} \frac{1}{2} m_p V_p^2 \cos^2 \alpha \sin n\alpha & (V_p \sin \alpha > K, \alpha \leq \alpha_0) \\ \frac{1}{2} m_p V_p^2 \cos^2 \alpha & (V_p \sin \alpha > K, \alpha \geq \alpha_0) \\ 0 & (V_p \sin \alpha \leq K) \end{cases} \quad (3)$$

$$\alpha_0 = \frac{\pi}{2n} \quad (4)$$

ここで、 m_p 、 V_p 、 α はそれぞれ粒子の質量、衝突速度、衝突角度である。 K は変形エロージョンが生じるか否かの閾値であり、衝突速度の壁面垂直方向成分が K よりも小さい場合、弾性変形のみが生じ、エロージョンは一切生じない。また、変形エロージョン量は衝突角度 90° で、

切削エロージョン量は衝突角度 α_0 でピークを持つ形式となっている。衝突角度が α_0 よりも大きい場合、衝突速度の接線方向成分のエネルギーは全て切削エロージョンにより消費され、跳ね返り速度の接線方向成分は0になる。Fig. 1に衝突角度の定義と跳ね返り速度の関係を示す。 ψ と ϕ はそれぞれ変形エロージョン、切削エロージョンにより壁面から単位質量の材料を除去するために要するエネルギーである。エロージョン痕の形状を線状に近似表現するエロージョンライン法⁽⁹⁾を用いて、式(1)から得られるエロージョン量を各セルに配分した。

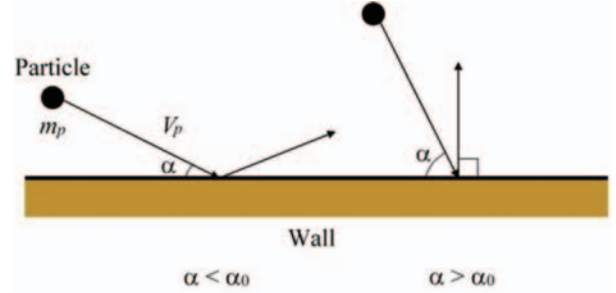


Fig. 1 Schematics of particle impingement and rebound

2.2 計算対象および計算条件

計算対象は、JAXAで行われた「グリーンエンジン技術の研究開発」⁽¹⁰⁾で設計された高圧タービン翼列である。この高圧タービンは推力20,000 lbsクラスの小型エンジン用ながら 1600°C クラスのタービン入口温度を狙ったもので、小型かつ高温のタービンでも成立する冷却技術の研究開発が行われた⁽¹¹⁾。計算領域と計算格子の概略をFig. 2, 3に示す。計算格子にはマルチブロック法を適用し、H-O-H型のトポロジーを採用した。ブロック数は27, 総格子点数は約180万点である。図中の色は各ブロック

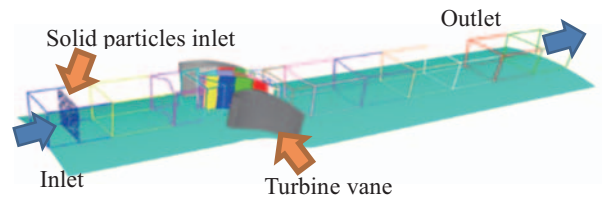


Fig. 2 Computational domain



Fig. 3 Grid around Original vane

を表す。リーン方法の概略をFig. 4に示す。リーン形状は、翼断面A, B, Cを周方向に回転させる角度を定義し、スタックラインをベジエ曲線で補間して与えた。回転角度 0° をOriginal, 回転角度が正のものをCompound Lean (CL), 負のものをReverse Compound Lean (RCL)と呼称する。本研究の対象としたリーンパラメータをTable 1に、翼の外形をFig. 5に示す。CL1-3はスパン方向比を変化させた形状, CL4-5はエンドウォール近傍の変化を抑えた形状, CL6-8はCL1, 3, 5の角度を抑えた形状, RCL1-3はCL1, 3, 5の逆角度の形状である。

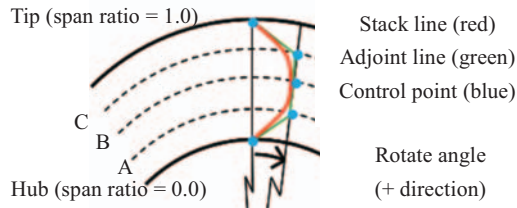


Fig. 4 Lean method (view from inlet)

Table 1 Details of lean parameters

	Control section	A	B	C
Original	Span ratio[-]	N/A	N/A	N/A
	Rotate angle[deg.]	N/A	N/A	N/A
CL1	Span ratio[-]	0.45	0.50	0.55
	Rotate angle[deg.]	1.0	1.0	1.0
CL2	Span ratio[-]	0.40	0.50	0.60
	Rotate angle[deg.]	1.0	1.0	1.0
CL3	Span ratio[-]	0.25	0.50	0.75
	Rotate angle[deg.]	1.0	1.0	1.0
CL4	Span ratio[-]	0.10	0.50	0.90
	Rotate angle[deg.]	0.0	1.0	0.0
CL5	Span ratio[-]	0.05	0.50	0.95
	Rotate angle[deg.]	0.0	1.0	0.0
CL6	Span ratio[-]	0.45	0.50	0.55
	Rotate angle[deg.]	0.5	0.5	0.5
CL7	Span ratio[-]	0.25	0.50	0.75
	Rotate angle[deg.]	0.5	0.5	0.5
CL8	Span ratio[-]	0.05	0.50	0.95
	Rotate angle[deg.]	0.0	0.5	0.0
RCL1	Span ratio[-]	0.45	0.50	0.55
	Rotate angle[deg.]	-1.0	-1.0	-1.0
RCL2	Span ratio[-]	0.25	0.50	0.75
	Rotate angle[deg.]	-1.0	-1.0	-1.0
RCL3	Span ratio[-]	0.05	0.50	0.95
	Rotate angle[deg.]	0.0	-1.0	0.0

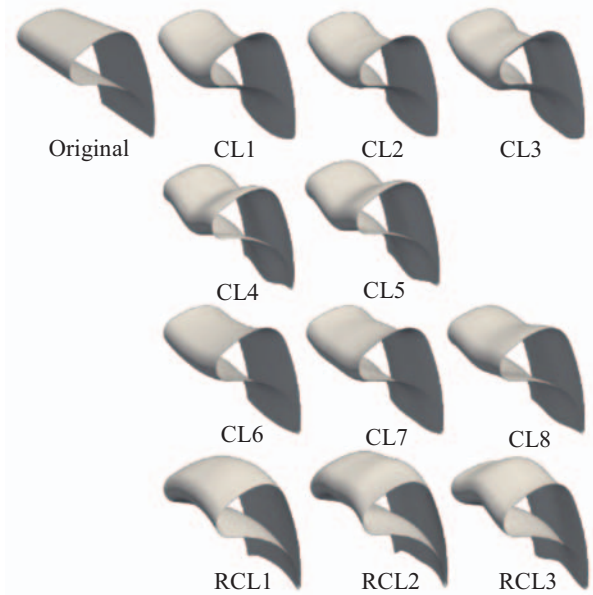


Fig. 5 Profiles of Original and leaned vanes

周期境界条件を周方向に用いて翼1枚のセクター計算を行った。流入境界はリーマン不変量を用いて全圧・全温・乱流粘性パラメータを固定し、流出境界は静圧を固定した。流入境界では一様な全温, 全圧を与え, 流入境界から翼までの計算領域によって境界層厚さが決定される。流入境界から翼まではコード長の3倍, 翼から流出境界まではコード長の9倍に設定した。固定する値は, 全ケースでOriginal翼の空力設計点のパラメータと同一である。壁面は滑りなし・断熱壁とした。壁材質はIN718であり, 密度は 8.19 g/cm^3 である。IN718は通常, 高圧タービンに適用される材料ではないが, 比較的高温の条件でのエロージョン試験データが公開されている⁽¹²⁾ため, 本研究ではIN718を採用した。粒子はアルミナとし, 密度は 3.89 g/cm^3 , 直径は $50 \mu\text{m}$ で均一とした。エロージョンパラメータは試験データ⁽¹²⁾にフィットするように与え, $\psi = 5.77 \times 10^6 \text{ m}^2/\text{s}^2$, $\phi = 2.97 \times 10^6 \text{ m}^2/\text{s}^2$, $n = 4.5$, $K = 2.72 \times 10^{-2} \text{ m/s}$ を用いた。衝突角度とエロージョン量の関係をFig. 6に示す。粒子投入量はMIL-E-5007D⁽¹³⁾に規定される砂吸込試験に相当する量とした。

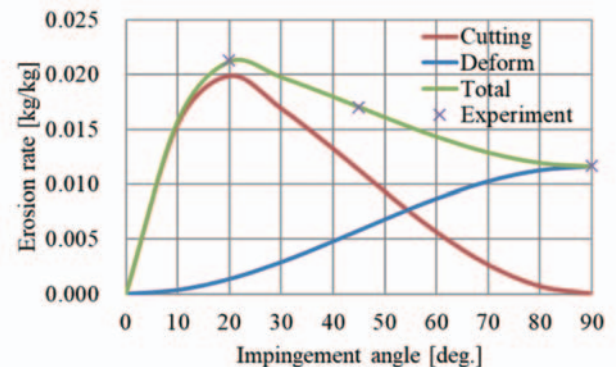


Fig. 6 Comparison of experiment and model prediction on impingement angle vs. erosion rate

なお、全粒子の追跡は計算コストが過大となるため、追跡粒子数は100万個とし、総量の収支から求めた係数を乗じて局所損失質量を補正した。粒子は流入境界に均一に配置し、流入速度と流入角度は周囲流体と同値とした。

3. 結果と考察

3.1 エロージョン前の流れ場

Original翼のエロージョン前のミッドスパン断面における流れ場をFig. 7に示す。静圧、全圧は流入全圧で無次元化している。流入マッハ数と流出マッハ数はそれぞれ約0.1, 0.8である。ノズルスロット部でマッハ数が1.0に近づく領域が確認できるが、チョークの発生は確認されなかった。マッハ数分布で確認できるように、翼間での加速に対応する膨張が静圧分布に現れている。また、後流の低速領域に対応して、全圧分布では低全圧領域が確認できる。なお、上述の通り、マッハ数は1未満のため、衝撃波に起因する損失は確認されていない。

負圧面の静圧分布をFig. 8、限界流線をFig. 9、翼後縁における軸方向断面の全圧分布をFig. 10に示す。リーン形状によってスパン方向に圧力勾配が生じ、スパン方

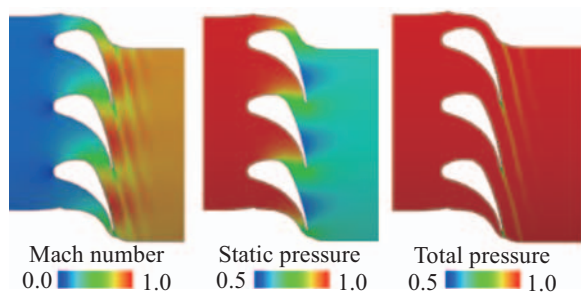


Fig. 7 Flow field at midspan before erosion (Original)

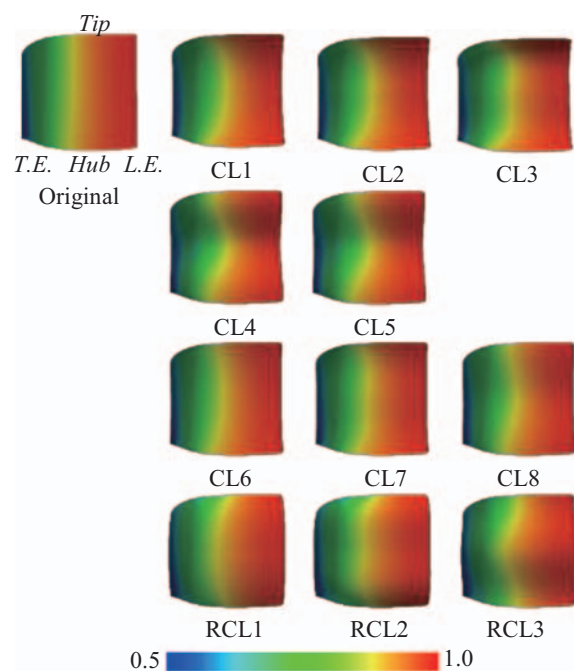


Fig. 8 Static pressure on suction surface before erosion

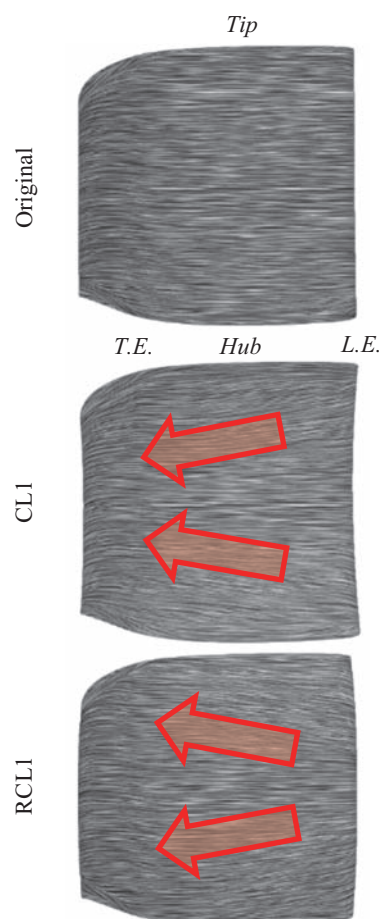


Fig. 9 Limiting streamlines on suction surface

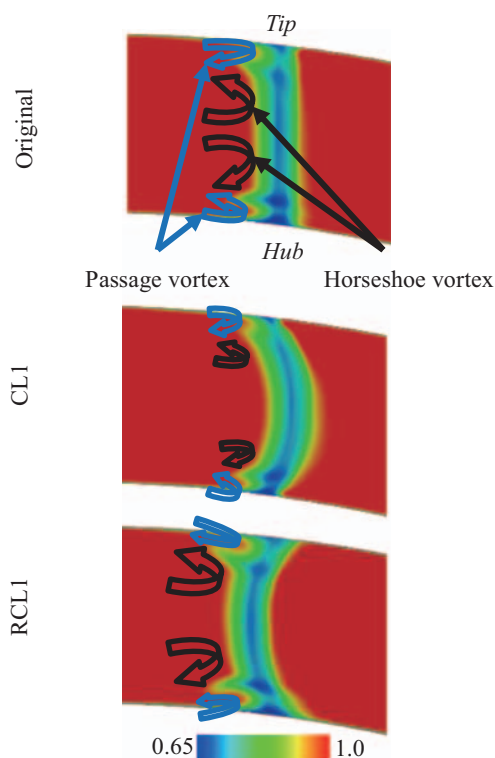


Fig. 10 Total pressure in axial section at trailing edge (view from inlet)

向の流れが誘起される。CLはミッドスパンに流れが集中し、主流が加速、二次流れが減速する。このため、二次流れ損失を抑制するが、主流の摩擦損失を増大させる傾向がある。RCLは逆の傾向が確認された。リーン角度が大きいほど、発生する圧力勾配も大きくなり、スパン方向の流れは強くなる。また、正圧面の静圧分布と限界流線の図は割愛するが、リーンによる圧力勾配は負圧面と逆向きとなり、損失に与える影響も逆転する。しかしながら、負圧面と比べて正圧面の流れは損失に与える影響が小さく、全体の性能にはほとんど影響しない。

空力性能を評価するために、全圧損失係数を導入する。全圧損失係数 ω は次式で定義される。

$$\omega = \frac{P_{\text{total,in}} - P_{\text{total,out}}}{\rho_{\text{in}} V_{\text{in}}^2 / 2} \quad (4)$$

ここで、 P_{total} 、 ρ 、 V はそれぞれ流体の全圧、密度、速度を示しており、添え字in, outはそれぞれ流入、流出を示している。全圧損失係数は小さいほど良い空力性能を有していることを意味する。本計算の条件では、静翼下流のスワールが残留し、下流のエンドウォール境界層の発達が過大となることから、評価断面は計算領域の両端ではなく、流入評価面を翼の1コード長上流、流出評価面を翼の0.3コード長下流とし、下流を狭く設定した。

各翼のエロージョン前の全圧損失係数をFig. 11に示す。CLはOriginal翼よりも良い空力性能を示している。スパン方向比の異なるCL1-3を比較すると、CL2、CL1、CL3の順に空力性能が向上した。Table 1に示すリーンパラメータより、CL1はミッドスパンから±5%スパン、CL2は±10%スパン、CL3は±25%スパンが傾斜していない。したがって、ミッドスパンから±10%スパンの範囲を傾斜させないようにリーンさせると損失低減効果が高くなると推測される。エンドウォール近傍の変形を抑制したCL4とCL5では、さらに損失低減効果が大きく、特にCL5は全ての翼の中で最も空力性能が優れている。また、CL1-5とCL6-8の比較より、リーン角度が大きいほど空力性能の向上が確認できる。RCLの効果は相対的にCLよりも小さいが、CL5と同じくエンドウォール近傍の変形を抑制したRCL3で、空力性能が最も向上した。また、CL3と同じくミッドスパンの傾斜を抑えた

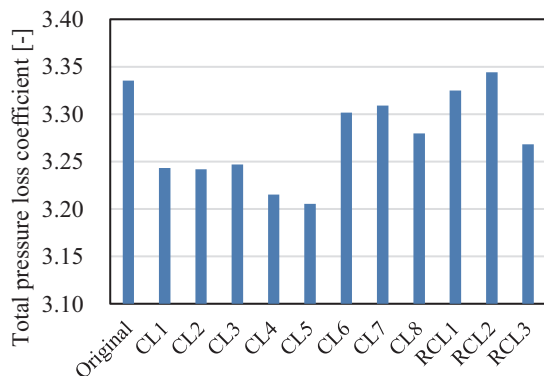


Fig. 11 Total pressure loss coefficient before erosion

RCL2のみOriginal翼よりも空力性能が低下した。

Original翼の速度勾配テンソルの第二不変量(Q値)の等値面をFig. 12に示す。渦は無次元ヘリシティで色付けしている。翼の前縁から馬蹄渦が発生しており、翼間では流路渦が発生している。これは一般的なタービン内で発生する渦と同じ傾向を示している^[4]。

代表的な翼のQ値の等値面を負圧面側から見た図をFig. 13、チップ側から見た図をFig. 14に示す。Fig. 10やFig. 13, 14から確認できるように、CLの場合、正圧面の馬蹄渦と負圧面の流路渦は、リーンによるスパン方向の圧力勾配と逆方向に回転するため、Original翼より小さくなる。一方、負圧面の馬蹄渦はOriginal翼より大きくなるが、正圧面から負圧面に向かう圧力勾配により減衰する。このため、負圧面の馬蹄渦は相対的に影響が小さく、全体として二次流れ損失が低減される。RCLの場合はその逆である。このことから、渦の抑制が空力性能に大きな影響を与えていると考えられる。CL1とCL2の比較では、制御するスパン方向比の変化が小さいため、渦構造はさほど変化しない。空力性能が最も優れているCL5は、渦が縮小するとともに、ヘリシティの大きい領域(Fig. 13赤丸部)がミッドスパンに移動する。Fig. 14より、CL1とCL6を比較すると、リーン角度が大きいほど、渦構造の変化が大きいことが確認できる。

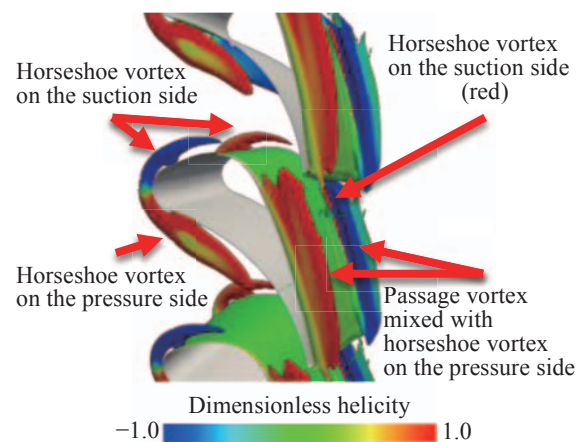


Fig. 12 Q-criterion of Original vane

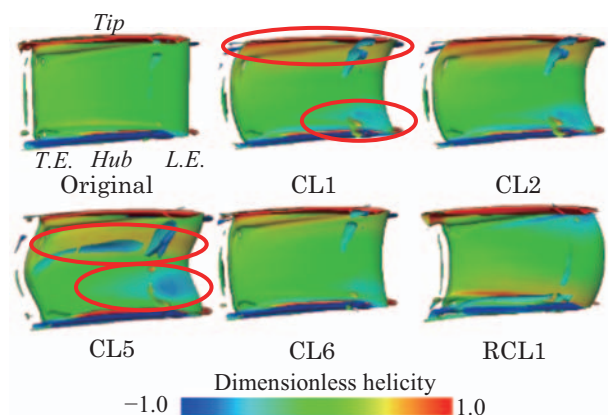


Fig. 13 Q-criterion on suction surface

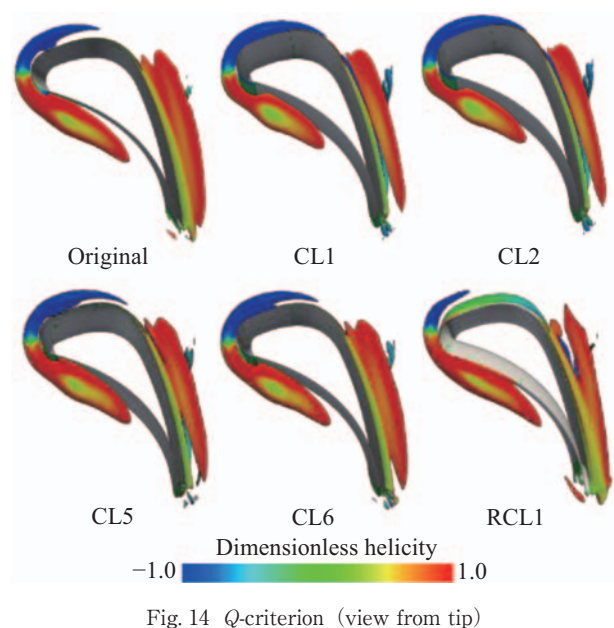


Fig. 14 Q-criterion (view from tip)

3.2 粒子軌道

50%スパンから流入させたOriginal翼の粒子軌道をFig. 15に、25%スパンから流入させたOriginal翼と代表的なリーン翼の粒子軌道をFig. 16に示す。また、Fig. 17と18にそれぞれ50%、25%スパンから流入させた代表的な粒子の速度と衝突角度の履歴を示す。図中の x は軸方向座標、 X_c は軸方向コード長である。粒子速度は流入速度で無次元化した。粒子は主に正圧面に衝突し、下流で正圧面に再び衝突する (Fig. 15, 16青矢印)。一方、前縁負圧面側に衝突した粒子は、隣接する翼の正圧面後縁付近に二次衝突する (Fig. 15, 16赤矢印)。この挙動を示す粒子は、隣接する翼に二次衝突するまでに加速され、一次衝突時と同程度の速度を有している。二次衝突した粒子は、その後、非常に小さい衝突角度で正圧面に衝突を繰り返しながら移動し、後縁から脱出する。これらの三次以降の衝突は衝突角度が著しく小さく、一回の衝突当たりの損傷は一次衝突および二次衝突と比べると小さい。50%スパンから流入させた粒子は、跳ね

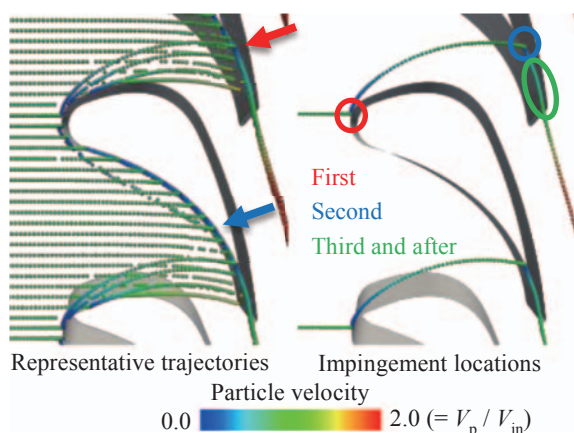


Fig. 15 Particle trajectories at midspan before erosion (Original)

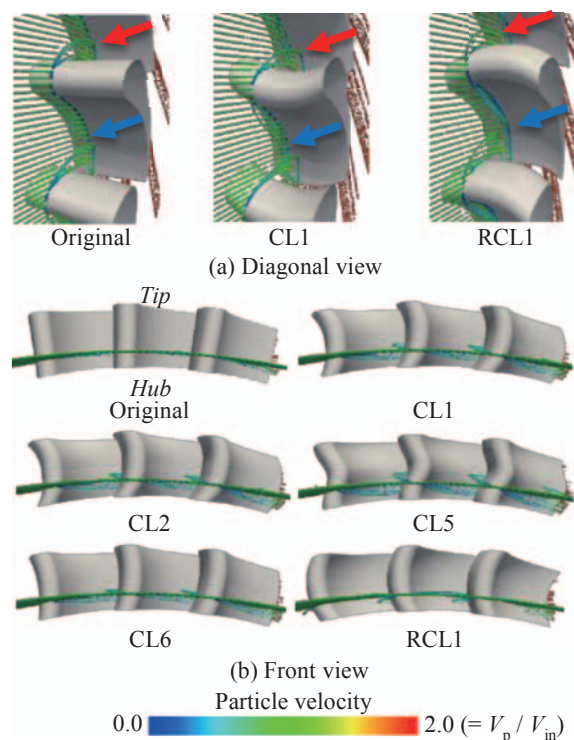


Fig. 16 Particle trajectories at 25% span before erosion

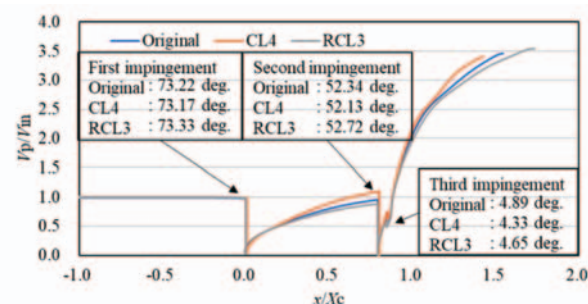


Fig. 17 Histories of particle velocity and impingement angle at midspan

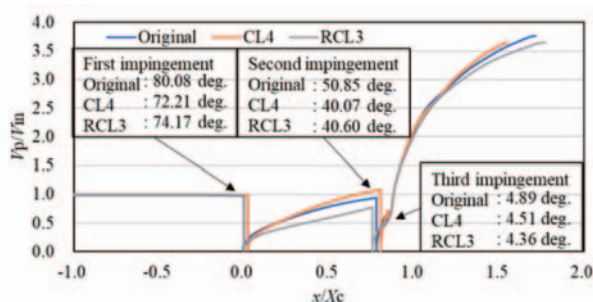


Fig. 18 Histories of particle velocity and impingement angle at 25% span

返りの際にスパン方向にほとんど移動しない。しかし、25%スパンから流入させた粒子は、リーンによる翼面の傾斜により、CLの場合、正圧面に衝突した粒子はハブ側に跳ね返り、負圧面に衝突した粒子はミッドスパン側に跳ね返る。RCLの場合はその逆である。

スパン方向比が異なるCL1とCL2を比較すると、制御

するスパン方向比がミッドスパンに集中しないCL2では、25%スパンの傾きが緩やかになり、粒子のスパン方向運動は小さくなる。空力性能の良いCL5は25%スパンにおける傾斜が大きいので、粒子のスパン方向運動が大きく、ミッドスパン近傍に再衝突する。リーン角度が異なるCL1とCL6を比較すると、リーン角度が小さいCL6では、粒子のスパン方向の運動が小さくなるため、衝突位置はOriginal翼に近づく。

一次衝突の衝突速度分布をFig. 19に示す。衝突速度は流入速度で無次元化した。衝突速度は、リーンによる流れ場の変化に影響を受ける。そのため、流れが集中する箇所、すなわち、CLではミッドスパン付近、RCLではエンドウォール付近でOriginal翼よりも大きくなる。逆に、CLではエンドウォール付近、RCLではミッドスパン付近の衝突速度が低下する。

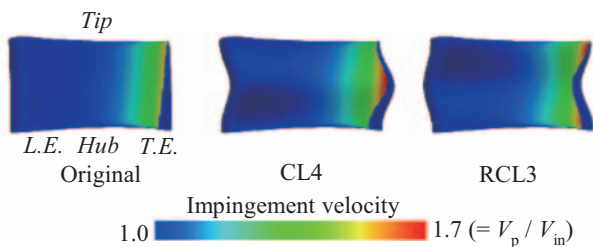


Fig. 19 Impingement velocity on pressure surface of first impingement

3.3 損傷パターン

各翼のエロージョン量をTable 2及びFig. 20に示す。エロージョン量はOriginal翼のエロージョン量で無次元化している。すべてのリーン翼はOriginal翼よりもエロージョン量が増加していることが確認できる。また、リーン角度が大きいほどエロージョン量が大きくなっている。一般に、延性材料は切削エロージョンが生じやすく、脆性材料は変形エロージョンが生じやすいことが知られている。切削エロージョンは衝突角度が小さいときに生じやすい現象である。

Fig. 21, 22にOriginal翼とCL, RCLで最も切削エロージョン量が増加したCL4, RCL3における衝突角度、衝

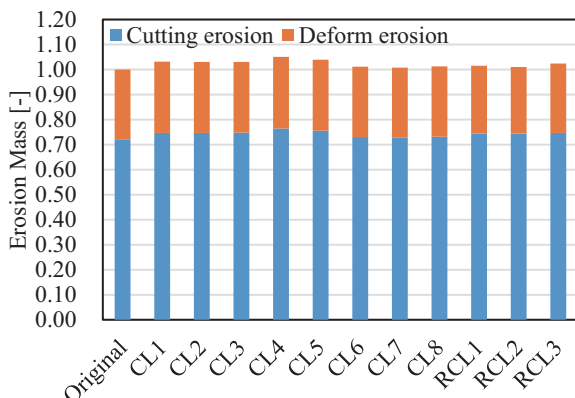


Fig. 20 Comparison of erosion mass

Table 2 Breakdown of erosion mass

	Cutting erosion [-]	Deform erosion [-]	Total erosion [-]
Original	0.722	0.278	1.000
CL1	0.747	0.284	1.032
CL2	0.747	0.284	1.031
CL3	0.748	0.283	1.031
CL4	0.764	0.286	1.050
CL5	0.755	0.284	1.039
CL6	0.730	0.282	1.012
CL7	0.727	0.281	1.008
CL8	0.731	0.281	1.013
RCL1	0.744	0.270	1.015
RCL2	0.745	0.266	1.010
RCL3	0.747	0.277	1.024

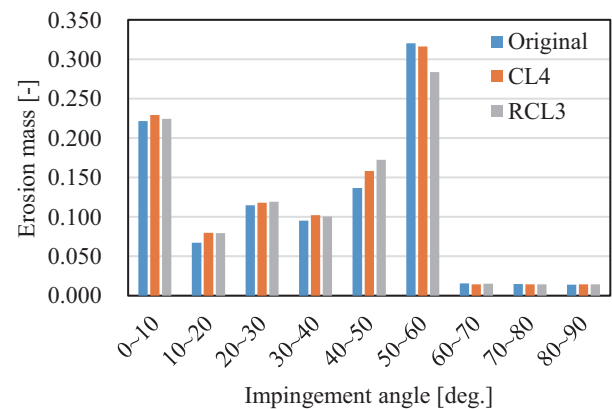


Fig. 21 Effect of impingement angle on erosion mass

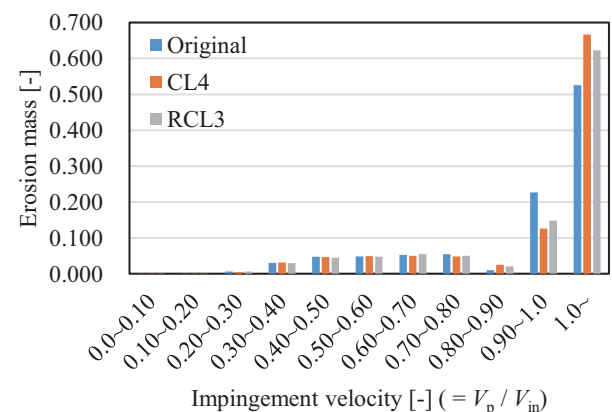


Fig. 22 Effect of impingement velocity on erosion mass

突速度ごとのエロージョン量を示す。エロージョン量はOriginal翼のエロージョン量、衝突速度は流入速度で無次元化した。一次衝突では、リーンの幾何形状により、Fig. 23のようにOriginal翼よりも衝突角度が小さくなる。その結果、衝突角度50°以下でエロージョン量が増加し、50°以上でエロージョン量が減少する。また、Fig. 19の通り、リーンによりスパン方向流れが誘起され、衝突速度はスパン方向の流量配分に応じた分布が生じる。二次

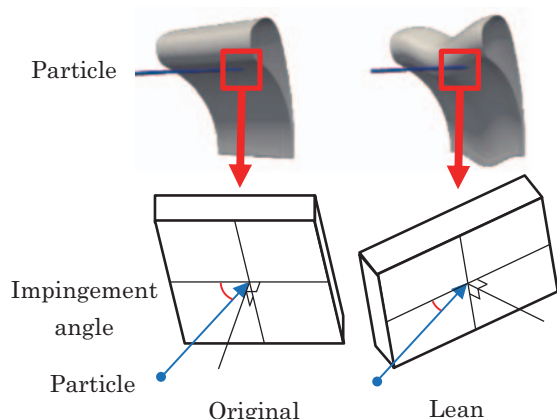


Fig. 23 Schematic diagram of difference in impingement angle between Original and leaned vanes

衝突では、一次衝突と同様のメカニズムで、衝突角度は全スパンに渡って小さくなり、衝突速度はスパン方向の流量配分に応じた分布が生じる。三次衝突以降では、正圧面を這うように移動するため、リーンによる衝突角度の差は生じない。衝突速度は一次衝突、二次衝突と同様である。

したがって、リーン翼では一次衝突および二次衝突の衝突角度の減少によってエロージョン量が増加する。衝突速度はスパン毎に増減があるため、全体として相殺される傾向にあり、リーン形状によって影響に相違がある。本研究では延性材料であるIN718が対象のため、エロージョン量の増加は、切削エロージョンの増加に起因すると考えられる。よって、脆性材料であるCMCが対象の場合はエロージョン量が減少すると推測される。

各翼のエロージョン深さ分布をFig. 24に示す。エロージョン深さはOriginal翼の最大エロージョン深さで無次

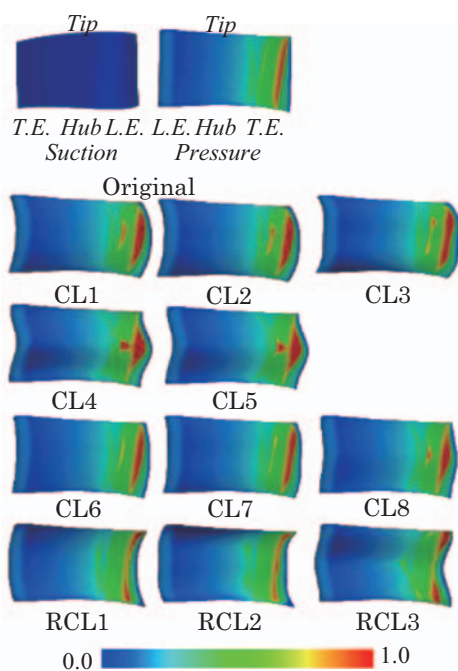


Fig. 24 Erosion depth on suction surface

元化している。正圧面後縁付近でエロージョンが激しくなっており、負圧面側でのエロージョンはほとんど見られない。正圧面後縁付近は一次衝突に加え、隣接翼前縁に衝突した粒子の二次衝突の影響によって、エロージョンが激しくなる。以上の傾向は全ケースで共通である。

CLの場合、二次衝突がミッドスパン側に集中するため、ミッドスパン側のエロージョンが激しくなり、RCLではエンドウォール側のエロージョンが激しくなる。CL1-3を比較すると、ミッドスパン付近の形状変化が穏やかなほど、二次衝突位置はスパン方向に広がるため、CL3では後縁付近のエロージョン深さの集中は比較的小さい。これはRCL1とRCL2の比較でも同様である。逆に、CL4, CL5, CL8のようなエンドウォール近傍の形状変化を抑えたケースでは、ミッドスパン付近の傾斜が急峻になり、粒子の二次衝突位置が著しくミッドスパンに集中し、エロージョンが激しくなる。特に、スタックラインの変曲点近傍では二次衝突が集中するため、顕著なエロージョンが発生する。同様にRCL1とRCL3の比較では、RCL3で二次衝突の集中による局所的なエロージョンが強められる。また、CL1-5とCL6-8の比較より、リーン角度が小さくなると、二次衝突位置がOriginal翼に近づくため、エロージョン深さもOriginal翼に近くなることが分かる。

4. 結言

リーンによるタービン静翼の耐エロージョン性向上に関する設計指針を得るため、11種類のリーン翼についてサンドエロージョン現象の数値シミュレーションを実施した。得られた知見は以下の通りである。

- ・本研究で対象としたタービン静翼では、Compound Leanで空力性能の向上、Reverse Compound Leanで空力性能が向上する場合と低下する場合が確認された。
- ・リーンを制御するスパン方向比によって空力性能に差が生じ、ミッドスパンから $\pm 10\%$ スパンの範囲を傾斜させないようにリーンさせる場合、エンドウォール近傍はリーンさせない場合において、損失低減効果が高い。
- ・本研究のリーン角度では、リーン角度が大きいほど、空力性能への影響が大きい。
- ・リーン翼ではOriginal翼よりも二次衝突の衝突角度が低くなるため、切削エロージョンの影響が大きくなる。延性材料であるIN718を材料とした場合、全てのリーン翼はOriginal翼よりもエロージョン量が増加した。
- ・リーン形状はエロージョン分布に大きく影響し、スタックラインの変曲点近傍にエロージョンが集中する。
- ・リーン角度が大きいほどエロージョン量の増加は大きくなる。

本研究では、エロージョンパラメータが既知のIN718を対象としたが、リーンによるエロージョン低減効果はCMCを想定しているため、今後は材料をCMCとした解析を行う。また、空力性能についてはリーン形状を有する複数の静翼についてエロージョン前の状態で比較を行ったが、エロージョン後については評価ができていない。リーン形状によってエロージョン分布が大きく異なるため、エロージョン後の空力性能の低下率にも影響を及ぼすことが予想される。エロージョン後の空力性能に関する比較については今後の課題としたい。

謝辞

本研究の一部は学術研究助成基金助成金：挑戦的萌芽研究16K14165，科学研究費補助金：若手研究（A）16H06067の助成を受けて行われた。ここに記して謝意を表する。

参考文献

- (1) 科学技術振興機構，セラミックコーティング，https://www.jst.go.jp/sip/k03/sm4i/dl/pamph_c_j.pdf (accessed on 24 January, 2019)
- (2) Wen, S., Wang, J., Li, T., and Xi, G., Reducing Solid Particle Erosion of an Axial Fan with Sweep and Lean using Multidisciplinary Design Optimization, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science, Vol. 228, No. 14 (2014), pp. 2584-2603.
- (3) Yamane, T., Yamamoto, K., Enomoto, S., Yamazaki, H., Takaki, R., and Iwamiya, T., Development of a Common CFD Platform UPACS, Proceedings of the Parallel CFD 2000 Conference, (2000), pp. 257-264.
- (4) 畠谷尊明，鈴木正也，山本 誠，CFD共通基盤プログラムUPACSを用いたサンドエロージョンの数値計算，計算工学講演会論文集，Vol. 19, C-5-4 (2014), pp. 1-5.
- (5) Spalart, P. R. and Allmaras, S. R., A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows, AIAA-1992-439 (1992), pp. 5-21.
- (6) Roe, P. L., Characteristic-Based Schemes for the Euler Equations, Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 18 (1986), pp. 337-365.
- (7) 嶋英志，構造/非構造CFDのための簡単な陰解法，第29回流体力学講演会講演集，(1997)，pp. 325-328.
- (8) Neilson, J. H. and Gilchrist, A., Erosion by a Stream of Solid Particle, Wear, Vol. 11, No. 2 (1968), pp. 111-122.
- (9) Suzuki, M., Inaba, K., and Yamamoto, M., Numerical Simulation of Sand Erosion in a Square-section 90-degree Bend, Journal of Fluid Science and Technology, Vol. 3, No. 7 (2008), pp. 868-880.
- (10) 宇宙航空研究開発機構，グリーンエンジン技術，<http://www.aero.jaxa.jp/research/ecat/greenengine/> (accessed on 21 January, 2019).
- (11) 田口秀之，田頭剛，石井達哉，山本武，山根敬，中村俊哉，次世代ジェットエンジンに適用するグリーンエンジン技術の研究開発，GTSJセミナー第46回資料集「ガスタービンおよびエネルギー関連技術の最新動向」，(2018)，pp.41-48.
- (12) Swar, R., Hamed, A., Shin, D., Woggon, N., and Miller, R., Deterioration of Thermal Barrier Coated Turbine Blades by Erosion, International Journal of Rotating Machinery, 601837 (2012), pp. 1-10.
- (13) MIL-E-5007D: Engine, Aircraft, Turbojet and Turbofan, General Specification For, US Military Specification (1973).
- (14) Sieverding, C.H., Recent Progress in the Understanding of Basic Aspects of Secondary Flows in Turbine Blade Passages, J. Eng. Gas Turbines Power, 107 (1985), pp. 248-257.