

超高負荷タービン翼列内の二次元圧縮性流れの数値解析：翼形状に対する出口マッハ数の影響

小暮, 啓太 / KOGURE, Keita

(出版者 / Publisher)

法政大学大学院理工学・工学研究科

(雑誌名 / Journal or Publication Title)

法政大学大学院紀要. 理工学・工学研究科編 / 法政大学大学院紀要. 理工学・工学研究科編

(巻 / Volume)

57

(開始ページ / Start Page)

1

(終了ページ / End Page)

7

(発行年 / Year)

2016-03-24

(URL)

<https://doi.org/10.15002/00012945>

超高負荷タービン翼列内の二次元圧縮性流れの数値解析 -翼形状に対する出口マッハ数の影響-

NUMERICAL ANALYSIS OF TWO-DIMENSIONAL COMPRESSIBLE FLOW IN ULTRA-HIGHLY LOADED TURBINE CASCADE -INFLUENCE OF EXIT MACH NUMBER FOR BLADE PROFILE-

小暮啓太

Keita KOGURE

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 objective of this study is to obtain the knowledge to apply an ultra-highly loaded turbine cascade (UHLTC) with the turning angle of around 160 degrees to a practical gas turbine. In the present study, the two-dimensional flows in three types of UHLTC, which are different in the maximum blade thickness, were analyzed numerically for the subsonic and the supersonic exit Mach number conditions in order to clarify the influence of the blade profile itself on the shock formation and the associated loss generation. The computed results clarified that the increase of the exit Mach number intensified the shock wave on the suction surface around the blade trailing edge and consequently strengthened its interaction with the boundary layer on the suction surface and reduced the outlet flow angle. The interaction of shock wave with the boundary layer increased the profile loss by generating the boundary layer separation according to the decrease of maximum blade thickness.

Key Words : Ultra-Highly Loaded Turbine Cascade, Two-Dimensional Flow, Exit Mach Number, Blade Profile

1. 結論

近年、地球温暖化の進行による異常気象の発生や世界規模の人口増加によるエネルギー資源の枯渇化により、各産業において温室効果ガスの削減や燃料消費量の低減への取り組みが盛んに行われている。特に民間航空機業界においては、高い環境性能を有する燃費効率に優れた航空機の開発が求められており、航空機のジェットエンジンに用いられるガスタービンにおいても、多くの研究、開発が行われている[1-3]。ガスタービンの性能向上方法として、その主要構成要素の一つであるタービン翼の転向角の増大による高負荷化がある。高負荷化は従来型の翼に比べ翼一枚あたりの負荷を増加させ、段数の削減や単段であれば翼枚数の削減を可能にし、結果としてエンジン重量の軽量化による燃費向上やメンテナンスの簡素化による維持コストの低減を可能とするなど多くの利点がある。また、タービン入口温度(TIT)の高温化もガスタービンの高効率化に対して有効な手段であり、TITの高温化を目的に耐熱材料の開発が進められている。近年のガスタービンに使用される耐熱材料である Ni 基超合金は 1100℃程度の耐熱温度を有しているが[4]、比重が高くエンジン重量に占める割合が高い。さらに、最新の航空用ガスタービンエンジンの TIT は 1600℃程度であり、タ

ービン翼はその耐熱温度を超える高温の燃焼ガスに曝される。このため、タービン翼の表面には遮熱コーティングが施され、さらにフィルム冷却などを用いた冷却技術が用いられている。今後も TIT は上昇していくと予想され、さらなる冷却技術の向上と冷却空気流量の削減が求められる。これに対して、タービン翼の高負荷化による翼枚数の削減は、軽量化にはもちろんのこと冷却空気流量の低減にも大きく貢献するものと考えられる。さらに、民間の回転翼航空機においてはターボシャフトエンジンが主流となっており、小型で軽量のエンジンの開発が求められている[5]。また、高圧タービンにおいては、エンジン出力に比例して回転数が変化するため、タービン動翼の慣性力が変化する。結果としてエンジン出力の応答性に僅かに遅れが生じる。これに対して、タービン翼の高負荷化はエンジン重量の軽量化やタービン翼の小型化を可能にするため、エンジン出力の変化に伴う高圧タービン段の慣性力を低減させると考えられる。

以上のようにタービン翼の高負荷化は多くの利点を有する一方で、翼間圧力勾配を増強させるため、流路渦や漏れ渦が増強し、これらの渦に起因する損失が増加する。さらに、近年の航空用ガスタービンエンジンにおける高負荷化に伴い、遷音速および超音速タービンの研究

が進められている[6-7]．これらのタービンにおいては出口マッハ数の増加に伴い衝撃波が形成され、翼列性能に多大な影響を及ぼす可能性が示されている．したがって、実機レベルの作動条件下において高転向角を有するタービン翼列の空力性能の向上を図るには、出口マッハ数の変化に起因する損失が翼列性能に及ぼす影響を解明する必要がある．

本研究では、転向角 160° を有する超高負荷軸流タービン翼列(UHLTC)の実機への適用に必要な知見の収集を目的として、最大翼厚の異なる三種類の UHLTC の内部流れに対して二次元数値解析を実施し、出口マッハ数の変化が衝撃波の形成および形状損失などの二次元特性に与える影響について明らかにした．

2. 供試翼列

図 1 に解析対象である UHLTC の翼列形状を、表 1 に主な仕様を示す．

基準となる翼形状を Original 翼とし、圧力面形状は同じで、負圧面長さを長くしたものが Up 翼、短くしたものが Down 翼であり、それぞれ最大翼厚が異なる．

3. 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 を使用して翼列内の流れの二次元解析を行った．離散化には有限体積法を、計算アルゴリズムには SIMPLEC 法を、対流項の評価には衝撃波の捕獲精度を考慮して MUSCL 法、乱流モデルには低レイノルズ数型 SST $k-\omega$ モデルを使用し、定常圧縮性流れを仮定して解析を実行した．

4. 境界条件

表 2 に境界条件を示す．

入口および出口境界の軸方向位置はそれぞれ $Z/C_{ax}=-2.0$ と 6.0 に設定した．ここで Z/C_{ax} は翼前縁(LE)を 0.0 、後縁(TE)を 1.0 とする軸方向無次元距離である．入口境界条件として絶対流入角 γ_a を設計流入角である 80.0° に固定し、入口全圧および全温は大気状態を仮定して設定した．また、ピッチ方向境界には周期境界条件を設定した．出口境界条件には入口全圧 P_{t1} と出口静圧 P_{s2} の圧力比 P_{t1}/P_{s2} によって規定される出口マッハ数 M_{out} が 1.0 、 1.2 および 1.4 となるように静圧を設定した．

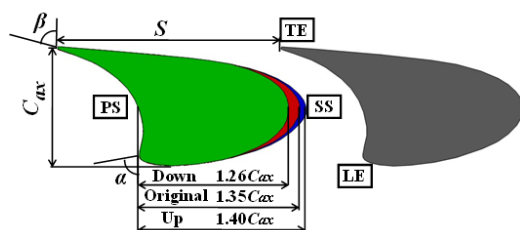


Fig.1 Configuration of UHLTC

Table1 Specification of cascade

Design inlet flow angle : α [deg.]	80.0
Design outlet flow angle : β [deg.]	80.0
Axial chord length : C_{ax} [mm]	6.57
Blade pitch : S [mm]	12.25

Table2 Boundary conditions

Absolute Inlet flow angle : γ_a [deg.]	80.0		
Inlet Total Pressure : P_{t1} [Pa]	101,325		
Inlet Total Temperature : T_{t1} [K]	288		
Exit Mach Number ($Z/C_{ax}=1.3$) : M_{out}	1.0	1.2	1.4
Outlet Static Pressure : P_{s2} [Pa]	50,175	35,325	23,725
Stagnation-to-Static Pressure Ratio : P_{t1}/P_{s2}	2.02	2.87	4.27

5. 評価パラメータ

本研究では以下のパラメータにより翼列の性能評価を行った．

$$\text{全圧損失係数} \quad : \quad C_{pt} = (P_{t_{in}} - P_t) / P_{t_{in}} \quad (1)$$

$$\text{静圧係数} \quad : \quad C_{ps} = P_s / P_{t_{in}} \quad (2)$$

ここで、 $P_{t_{in}}$ は入口境界での断面質量平均全圧、 P_t は全圧、 P_s は静圧である．

6. 解析結果および考察

(1) 翼形状による影響

翼形状の違いが二次元翼列内の圧縮性流れの挙動や損失生成に与える影響について、出口マッハ数 $M_{out}=1.2$ の条件下で解析した 3 種類の翼に対する結果を比較することにより考察する．

最初に基準翼形状である Original 翼の結果を示す．図 2 に全圧損失係数 C_{pt} のピッチ方向質量平均値として定義される形状損失係数 C_{ptp} の軸方向分布を、図 3 に翼間マッハ数分布を、図 4 には翼面静圧係数 C_{ps} 分布を示す．また、図 5 に翼間 C_{ps} 分布を、図 6 に翼後縁部付近の C_{pt} 分布と流線を重ねた図を示す．

図 2 より、翼後縁 $Z/C_{ax}=1.0$ から下流において、損失が急激に増加している．これは図 3 より、負圧面後縁部から下流領域へ伸びる後縁衝撃波の形成が確認でき、この衝撃波に起因する損失が増加したためと考えられる．この衝撃波による損失生成のメカニズムについて考察する．図 4 より翼間流路入口部から後半部にかけての流路幅の減少に伴う増速により、負圧面後半部における静圧が低下している．また図 5 から負圧面後縁部に形成された衝撃波の前後での静圧の急激な上昇により強い逆圧力勾配が生じ、負圧面後半部における境界層を発達させている．さらに、その発達した境界層は図 6 に示すように負圧面後縁部において衝撃波と干渉することにより翼面から剥離し、その結果高損失領域が形成されたことが分かる．

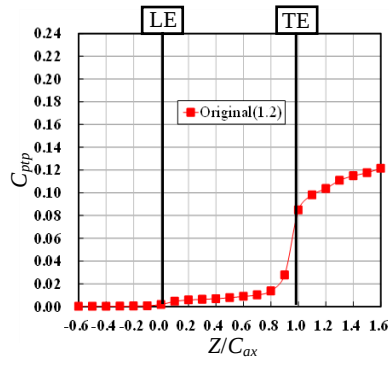


Fig.2 Streamwise distribution of C_{ptp} (Original, $M_{out}=1.2$)

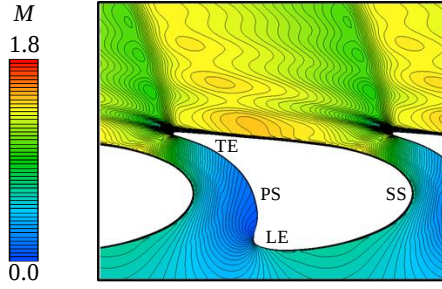


Fig.3 Distribution of Mach number (Original, $M_{out}=1.2$)

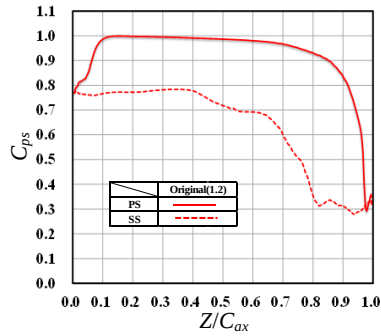


Fig.4 Distribution of C_{ps} on blade surface (Original, $M_{out}=1.2$)

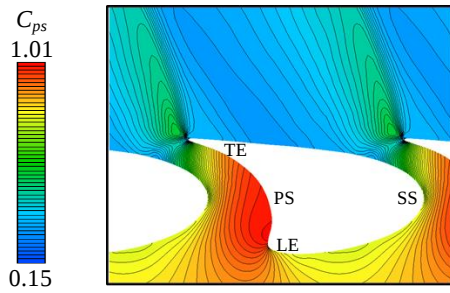


Fig.5 Distribution of C_{ps} (Original, $M_{out}=1.2$)

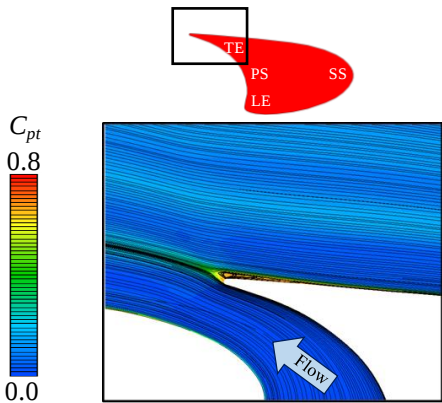


Fig.6 Distribution of C_{pt} and streamline (Original, $M_{out}=1.2$)

つぎに Up 翼および Down 翼の結果について、Original 翼の結果と比較しながら考察する．図 7 に各翼形状に対する C_{ptp} の軸方向分布を、図 8 と 9 に各翼形状に対する翼面 C_{ps} 分布と翼面マッハ数分布をそれぞれ示す．図 10 に各翼形状に対する翼間流路前半部の負圧面近傍における C_{pt} 分布と流線を重ねた図を、図 11 と 12 に Up 翼と Down 翼における翼間マッハ数分布と翼間 C_{ps} 分布をそれぞれ示す．図 13 に Up 翼と Down 翼における翼後縁部付近の C_{pt} 分布と流線を重ねた図を、図 14 に各翼形状に対するピッチ方向質量平均した流出角 θ_p 分布を示す．

図 7 より、翼間流路前半部において Down 翼で最も損失が増加している．この原因は、図 8, 9, 10 より、Down 翼では最大翼厚が最も薄いため、設計入射角付近では翼間流入前から翼間流路前半部にかけての流路の拡大率が最も大きくなり、それに伴って増強した逆圧力勾配が負圧面上の境界層流を剥離させることで損失を増加させたと考えられる．この負圧面前半部での流れの剥離に伴い Down 翼の同領域でマッハ数が急激に減少していることが分かる．また、図 3, 7, 11 より、全ての翼形状で負圧面後縁部から下流領域へ伸びる後縁衝撃波が形成されており、さらに流路後半部における損失が Down 翼で最も大きく、Up 翼で最も小さくなっている．この流路後半部での損失に翼形状間で差異を生じる原因について考察する．図 8, 12 より Down 翼では最大翼厚が最も薄く、負圧面転向部から後半部にかけての曲率半径が最小となることで流れの転向が大きくなり、負圧面後半部の静圧が最も低下すると同時に同領域のマッハ数が増加する．さらに、負圧面後縁部に生じる強い衝撃波の形成により、Down 翼で最も逆圧力勾配が増強される．このため、図 6, 13 より Down 翼では、負圧面後半部における境界層の発達が最も促進され、負圧面後縁部における境界層と衝撃波との干渉による境界層の剥離に起因した損失が最大となったと考えられる．これに対し、Up 翼では最大翼厚が最も厚いためスロート幅が最も狭くなり翼間流路出口にかけての流路の拘束力が強くなることで、図 14 より Up 翼で流出角 θ_p が最大となる．このため、図 9 に示すように負圧面後縁部まで高いマッハ数を維持することで境界層の発達が抑えられ、Down 翼に比べ損失が低減したと考えられる．

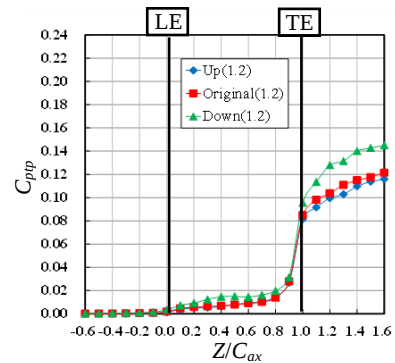


Fig.7 Streamwise distribution of C_{ptp} ($M_{out}=1.2$)

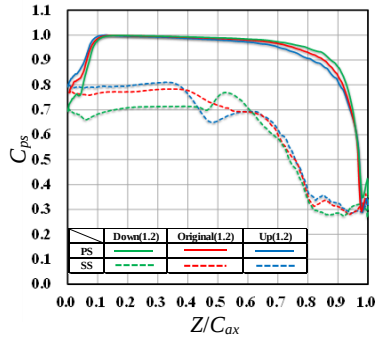


Fig.8 Distribution of C_{ps} on blade surface ($M_{out}=1.2$)

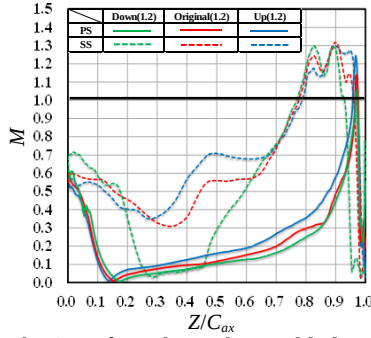


Fig.9 Distribution of Mach number on blade surface ($M_{out}=1.2$)

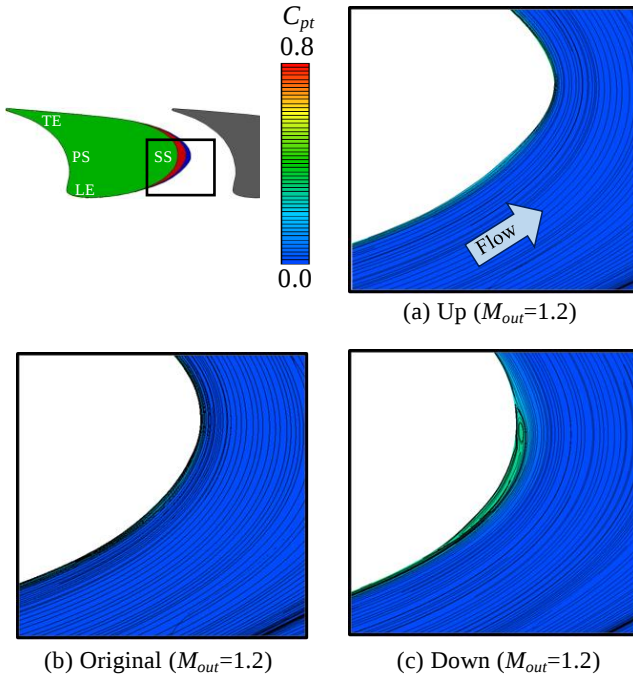


Fig.10 Distribution of C_{pt} and streamline ($M_{out}=1.2$)

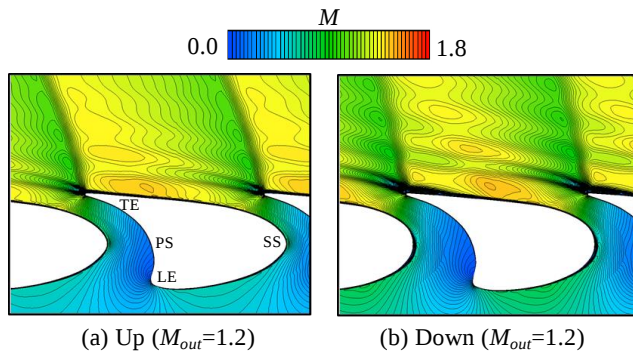


Fig.11 Distribution of Mach number ($M_{out}=1.2$)

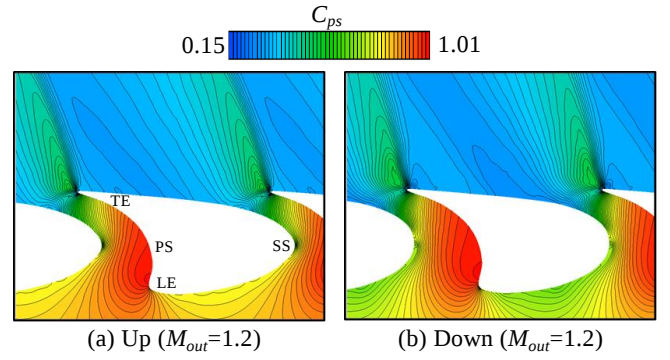


Fig.12 Distribution of C_{ps} ($M_{out}=1.2$)

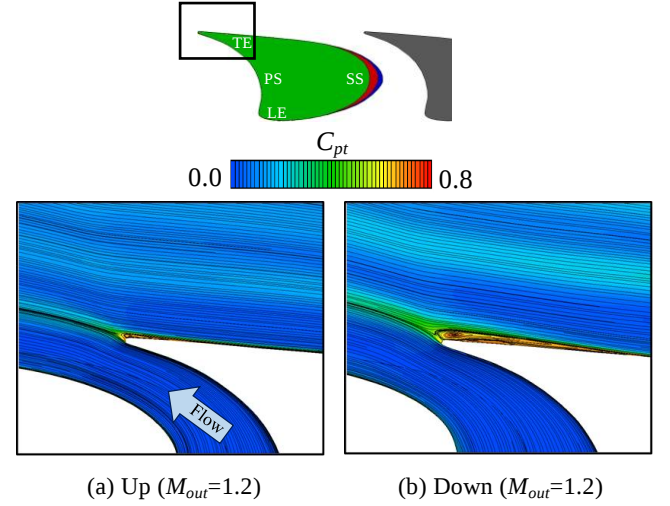


Fig.13 Distribution of C_{pt} and streamline ($M_{out}=1.2$)

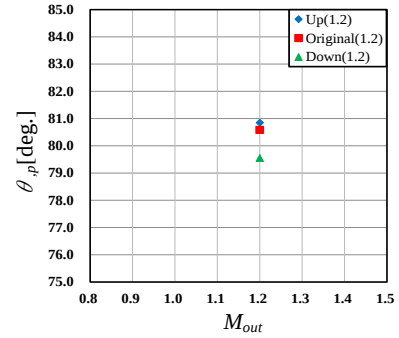


Fig.14 Outlet flow angle ($Z/C_{ax}=1.3$, $M_{out}=1.2$)

(2) 翼形状に対する出口マッハ数による影響

出口マッハ数の変化による影響について、基準翼形状である Original 翼の結果に対し、出口マッハ数の違いによる影響を考察する。

図 15, 16 および 17 に、形状損失 C_{tp} 、翼面 C_{ps} 分布および翼面マッハ数分布の軸方向分布を、出口マッハ数 M_{out} をパラメータとしてそれぞれ示す。図 18, 19 および 20 に、 $M_{out}=1.0$ と $M_{out}=1.4$ における翼間マッハ数分布、翼間 C_{ps} 分布および翼後縁部付近の C_{pt} 分布と流線を重ねた図をそれぞれ示す。また、図 21 には M_{out} に対するピッチ方向質量平均出口流出角 θ_p の変化を示す。

図 15 より、 M_{out} の増加に伴い流路後半部における損失が増加している。これは、図 16, 17 から M_{out} の増加に

伴い負圧面後半部の静圧を低下させ、負圧面近傍におけるマッハ数を増加させることで、図 3, 18 に示すように負圧面後縁部付近から発生する後縁衝撃波を増強させたためと考えられる。さらに、図 5, 19 から衝撃波の増強に伴い逆圧力勾配が増大し、負圧面後半部における境界層を発達させることで、図 6, 20 に示すように負圧面後縁部に生じる境界層と衝撃波との干渉による高損失領域を増強させたと考えられる。また、図 21 より M_{out} の増加に伴い流出角 θ_p が低下していることが分かる。これは、図 3, 17, 18 より $M_{out}=1.0$ では、負圧面後縁部に生じる衝撃波が負圧面上に対しほぼ垂直に生じているのに対し、 M_{out} の増加に伴い負圧面後半部におけるマッハ数が増加し衝撃波が増強されることで、衝撃波が負圧面に対して流れ方向に傾き、図 6, 20 に示すように負圧面後半部における境界層と衝撃波との干渉による境界層の剥離領域が拡大したためと考えられる。

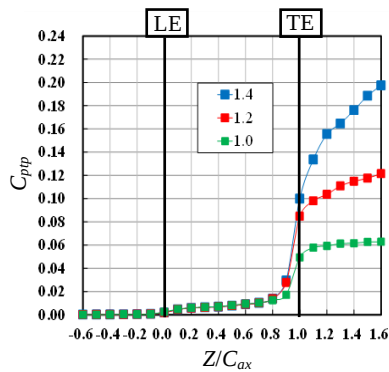


Fig.15 Streamwise distribution of C_{ptp} (Original)

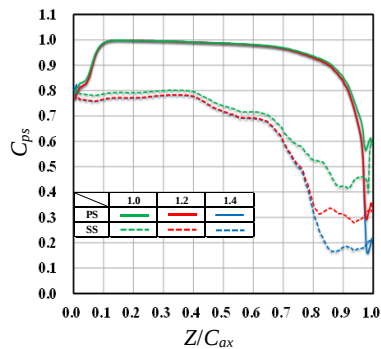


Fig.16 Distribution of C_{ps} on blade surface (Original)

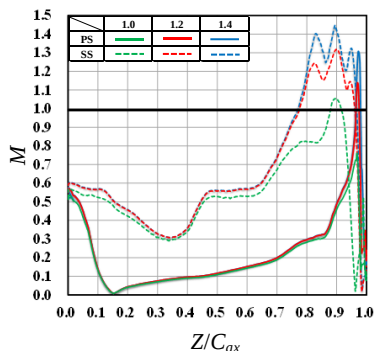
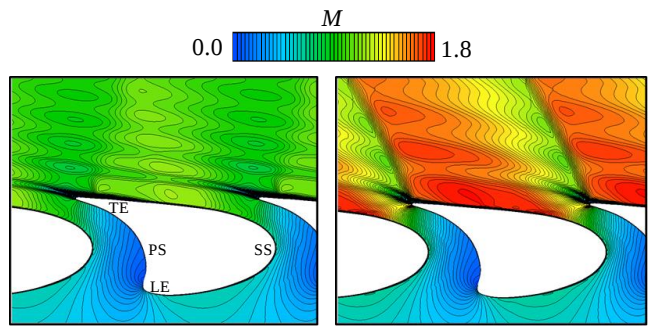


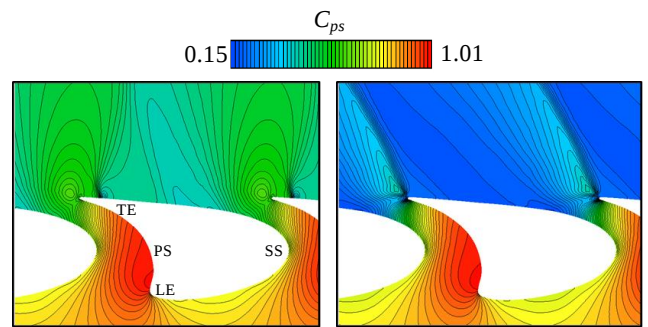
Fig.17 Distribution of Mach number on blade surface (Original)



(a) $M_{out}=1.0$

(b) $M_{out}=1.4$

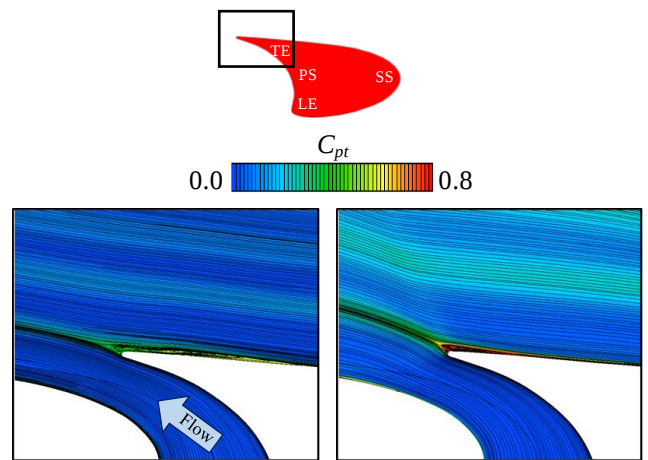
Fig.18 Distribution of Mach number (Original)



(a) $M_{out}=1.0$

(b) $M_{out}=1.4$

Fig.19 Distribution of C_{ps} (Original)



(a) $M_{out}=1.0$

(b) $M_{out}=1.4$

Fig.20 Distribution of C_{pt} and streamline (Original)

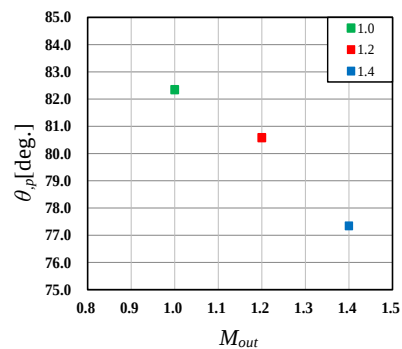


Fig.21 Outlet flow angle (Original, $Z/C_{ax}=1.3$)

つぎに Up 翼および Down 翼の結果も加えて考察する．
 図 22 に各翼形状に対する $M_{out}=1.0$ および $M_{out}=1.4$ における C_{ptp} の軸方向分布を示す．図 23 には Up 翼と Down 翼に対する $M_{out}=1.0$ および $M_{out}=1.4$ における翼後縁部付近の C_{pt} 分布と流線を重ねた図を示す．図 24 と 25 に各翼形状に対する $M_{out}=1.0$ および $M_{out}=1.4$ における翼面 C_{ps} 分布と翼面マッハ数分布をそれぞれ示す．また図 26 と 27 に、Up 翼と Down 翼に対する $M_{out}=1.0$ および $M_{out}=1.4$ における翼間マッハ数分布と翼間 C_{ps} 分布をそれぞれ示し、図 28 には各翼形状に対する M_{out} と θ_p の関係を示す．

図 22 より流路後半部において、全ての M_{out} に対して Down 翼で損失が最大となっている．また、Down 翼では、図 23 より負圧面後半部における高損失領域が最も拡大していることがわかる．これは、図 24, 25, 26, 27 に示すように、前述の翼形状の影響及び M_{out} の増加により、負圧面後半部における静圧低下が Down 翼で最大となり、衝撃波の形成による逆圧力勾配が増強されることで、負圧面後縁部における境界層と衝撃波との干渉が最も強くなったためと考えられる．また、図 28 より Original 翼の場合と同様に Up 翼および Down 翼の場合においても M_{out} の増加に伴い流出角 θ_p が減少しており、さらに Down 翼において最も低下している．これは、 M_{out} の増加による衝撃波の増強および負圧面後縁部における境界層と衝撃波との干渉が最も強くなるためと考えられる．

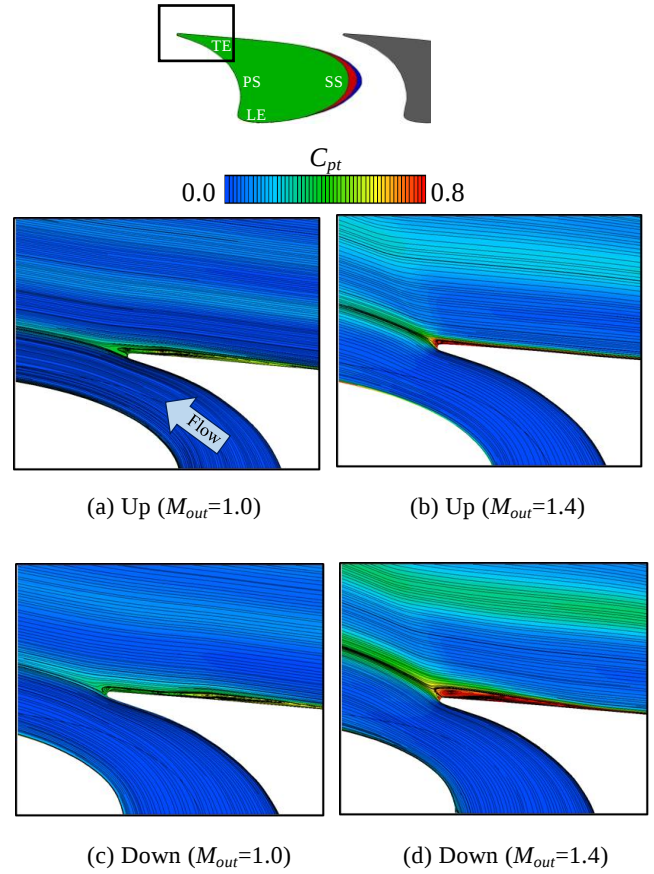
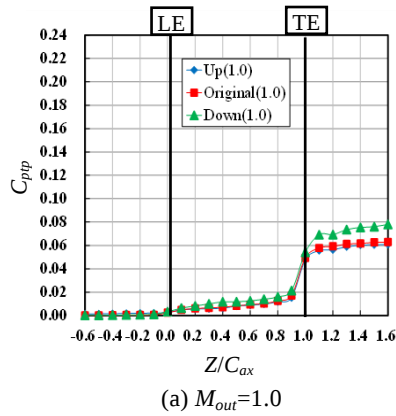
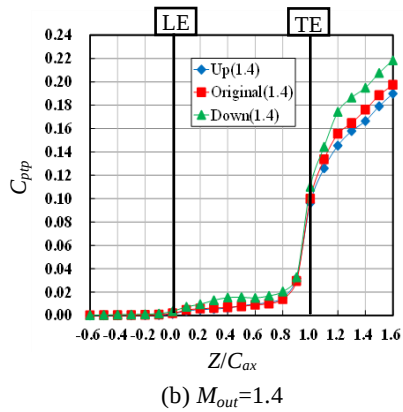


Fig.23 Distribution of C_{pt} and streamline

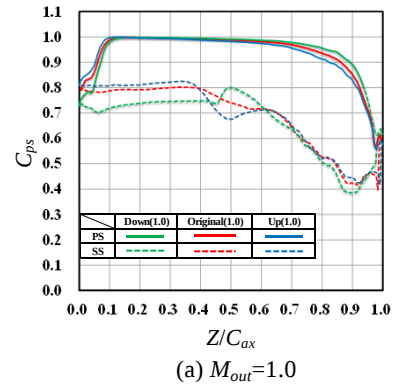


(a) $M_{out}=1.0$

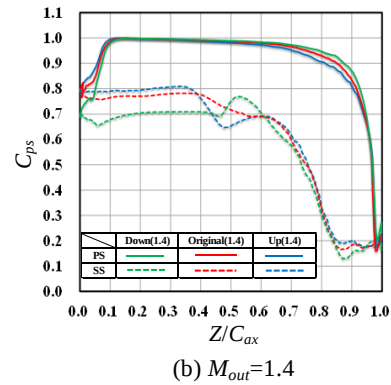


(b) $M_{out}=1.4$

Fig.22 Streamwise distribution of C_{ptp}



(a) $M_{out}=1.0$



(b) $M_{out}=1.4$

Fig.24 Distribution of C_{ps} on blade surface

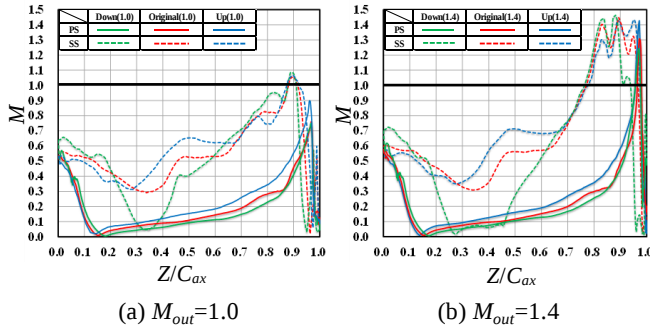


Fig.25 Distribution of Mach number on blade surface

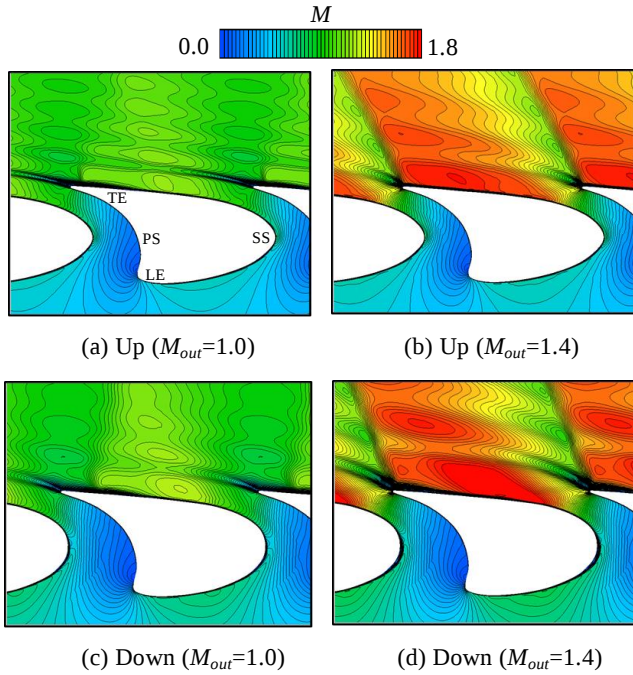
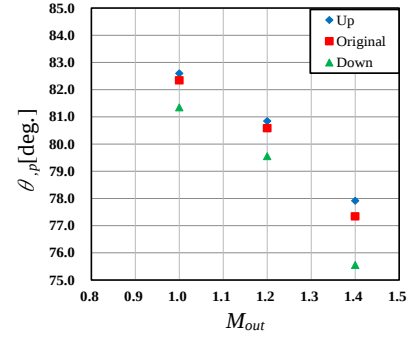


Fig.26 Distribution of Mach number

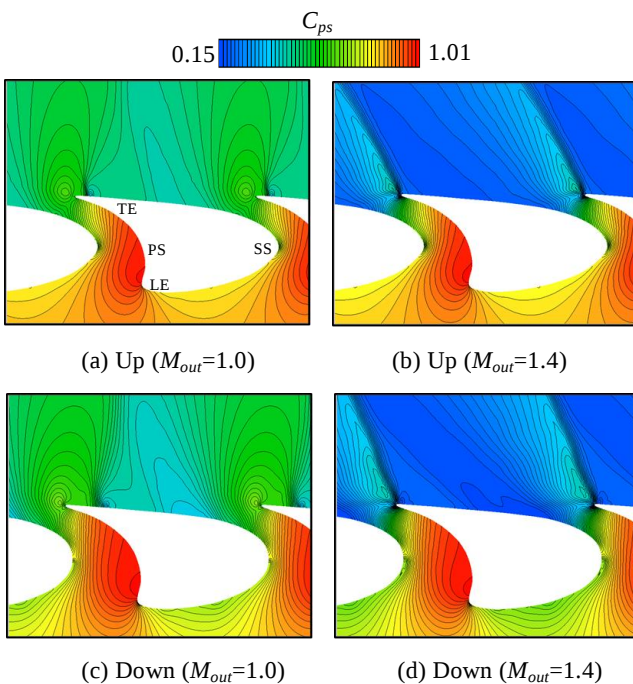


Fig.27 Distribution of C_{ps}

7. 結論

本研究により以下の結論を得た。

1. 遷音速の出口マッハ数の条件下での超高負荷タービン翼列内の二次元圧縮性流れにおいては、負圧面後縁部から下流領域へ伸びる後縁衝撃波が形成される。さらに、それは負圧面の境界層と干渉することで境界層の剥離を生じ損失を増加させる。
2. 出口マッハ数の増加は後縁衝撃波を増強させ、負圧面の境界層との干渉による損失を増加させる。また、その増加量は最大翼厚の減少により増加する。
3. 出口マッハ数の増加に伴い、流出角が低下し、また、その減少量は最大翼厚の減少により大きくなる。

参考文献

- 1) 伊藤 栄作, 坂元 康朗, 1700℃級ガスタービンの空力技術, 日本ガスタービン学会誌, Vol.36, No.5, pp.352-357, 2008.
- 2) 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, pp.40-46, 1994.
- 3) 辻田 星歩, 林 宏樹, 山本 孝正, 超高負荷タービン翼列内の二次流れと損失生成への入射角の影響, 日本機械学会論文集(B編), Vol.79, No.800, pp.577-593, 2013.
- 4) 三浦 信祐, 航空機エンジン用耐熱合金の最近の動向, 電気製鋼, Vol.83, No.1, pp.35-42, 2012.
- 5) 内田 誠之, 河合 道雄, 三菱式 MG5-100 ターボシャフトエンジン, 日本ガスタービン学会誌, Vol.26, No.101, pp.121-122, 1998.
- 6) Toyotaka Sonoda, Toshiyuki Arima, Markus Olhofer, Bernhard Sendhoff, Friedrich Kost, P.-A.Giess, "A Study of Advanced High-Loaded Transonic Turbine Airfoils", ASME, Vol.121, No.4, pp.650-657, 2006.
- 7) R.Kiock, F.Lenthaus, N.C.Baines, C.H.Sieverding, "The Transonic Flow Through a Plane Turbine Cascade as Measured in Four European Wind Tunnels", ASME, Vol.108, No.2, pp.277-284, 1986.