

### 遷音速軸流タービン翼列の二次元流れ場の数値解析：翼負荷分布と出口マッハ数の影響

HASEBE, Jun / 長谷部, 潤

---

(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/10.15002/00026310>

# 遷音速軸流タービン翼列の二次元流れ場の数値解析 —翼負荷分布と出口マッハ数の影響—

NUMERICAL ANALYSIS OF TWO-DIMENSIONAL FLOW FIELDS  
IN TRANSONIC AXIAL TURBINE CASCADE  
-EFFECTS OF BLADE LOADING DISTRIBUTION AND EXIT MACH NUMBER-

長谷部潤

Jun HASEBE

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

To investigate the effects of blade loading distribution and exit Mach number on the profile loss in the transonic axial turbine cascade, numerical analyses were performed for the two-dimensional flow fields in three types of axial turbine cascades, which were different in axial-wise blade loading distribution, termed as the mid-loaded, the aft-loaded, and the front-loaded airfoil, respectively. The computed results showed the similar characteristic phenomena caused by the difference of the blade loading distribution to those in the experimental results. The mid-loaded one generated the impingement on the suction surface of the trailing-edge shock from the adjacent blade at lower exit Mach number than the others, and consequently increased the profile loss. On the other hand, the aft-loaded one exhibited the inverse phenomena to those of the mid-loaded one.

**Key Words** : *Transonic, Turbine cascade, Numerical analysis*

## 1. 緒論

近年の地球温暖化や気候変動に対処するために、世界各国が2050年カーボンニュートラルを目標に掲げ、脱炭素社会の実現に向けた取り組みを精力的に行っている。そのため、ガスタービンが中核的な役割を担う発電システムや航空機推進システム分野においても、CO<sub>2</sub>の排出量削減や回収技術に関する研究開発が進められている。ガスタービンの熱効率の向上には、その主要構成要素である圧縮機の圧力比の上昇が重要である。そのため、圧縮機を駆動するタービン段の回転数は上昇傾向にある。その結果、タービン翼列内の流れ場は遷音速状態に至り、翼間流路幅の縮小や、翼面の曲率に起因する局所的な流れの加速により衝撃波が発生する。一般的な軸流タービンの遷音速状態の流れ場においては、両翼面の後縁付近から衝撃波が発生する。圧力面側の衝撃波は、翼間流路を横切って隣接翼の負圧面上に入射し、翼面境界層と干渉することにより、境界層厚さとともに形状損失を著しく増加させることが知られている。翼面の曲率は翼負荷分布に影響を与え、衝撃波の形成状態を変化させる。また、出口マッハ数を増加させると、その入射位置が負圧面上を後縁側へ移動するとともに、入射角度が変化することにより、出口マッハ数の増加に対する形状損失の増

加傾向が、一時的に減少する特性を生じることが、示唆されている[1]。したがって、ガスタービンの熱効率を向上させるには、翼負荷分布および出口マッハ数が衝撃波の形成状態に与える影響を解明し、翼面境界層厚さおよび形状損失の増加を抑制するための知見の収集が重要である。

本研究では、軸方向の翼負荷分布の異なる3種類の高圧段軸流タービン翼列内の二次元遷音速流れ場の数値解析を実施することにより、翼負荷分布および出口マッハ数が翼列内で発生する衝撃波の形成に与える影響と、その翼面境界層との干渉が形状損失の生成に与える影響について調査した。

## 2. 供試翼列形状

本研究では、軸方向の翼負荷分布の異なる3種類の軸流タービン翼を解析対象とした。それらの形状と仕様をそれぞれFig.1とTable 1に示す。基準翼となる中央負荷型のHS1AはPratt & Whitney Canadaで設計されており、典型的な高圧タービンのミッドスパンでの形状を有している。他の2つのタービン翼[2]はHS1Aに対して、前縁翼角度 $\beta_1$ と後縁翼角度 $\beta_2$ を固定した状態で、負圧面の最大曲率の軸方向位置が後縁側に移動し、翼後縁側で負荷

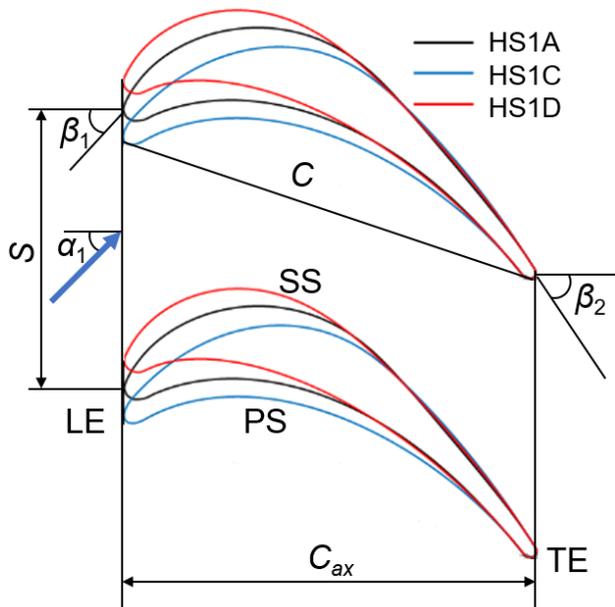


Fig.1 Test Cascades

Table 1 Specification of Cascades

Parameter	Symbol	Unit	HS1A	HS1C	HS1D
Chord length	$C$	mm	41.2	40.4	43.3
Axial chord length	$C_{ax}$	mm	37.3	37.3	37.3
Blade pitch	$S$	mm	29.14	29.14	29.14
LE metal angle	$\beta_1$	degree	50.5	50.5	50.5
TE metal angle	$\beta_2$	degree	59.0	59.0	59.0

が高くなる後半負荷型(HS1C), 反対に翼前縁側で負荷が高くなる前半負荷型(HS1D)の設計仕様となっている. これらの翼列に対しては高速風洞により詳細な空力特性の測定が行われており, 実験データとともに翼形状の座標が公開されている[2][3]. なお, Fig.1中のPS, SS, LE, TEはそれぞれ翼圧力面, 翼負圧面, 翼前縁, 翼後縁を示している.

### 3. 数値解析法

#### (1) 計算方法

本研究では, 汎用 CFD コードの Ansys CFX R1 を用い, 3 種類のタービン翼列内の 2 次元流れ場を, 定常圧縮性流れを仮定して解析を行った. 乱流モデルには低レイノルズ数型の SST  $k-\omega$  モデルを用いた. また, 収束判定は, 全ての支配方程式の残差が  $1.0 \times 10^{-5}$  以下となった場合とした.

#### (2) 計算格子と境界条件

解析領域と境界条件の設定位置を Fig.2 に示す. 本研究では, 解析モデルの入口境界と出口境界位置を  $Z/C_{ax} = -1.5$  および  $6.0$  にそれぞれ設定して計算格子を作成した. ここで,  $Z/C_{ax}$  とは翼前縁を  $0.0$ , 翼後縁を  $1.0$  とした軸方向無次元距離を指す. 解析に用いた翼面周りの計算格子を, HS1A を例に Fig.3 に示す. スパン方向には 3 セルの

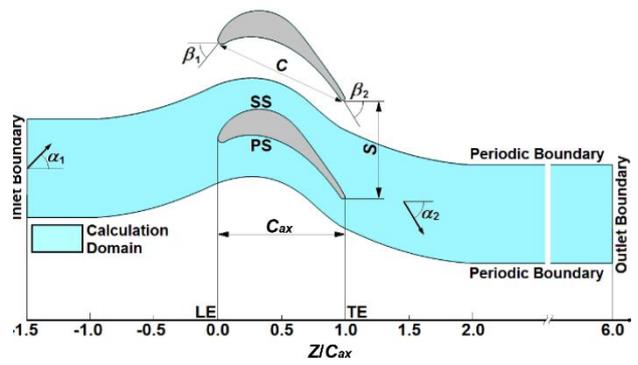


Fig.2 Boundary Conditions

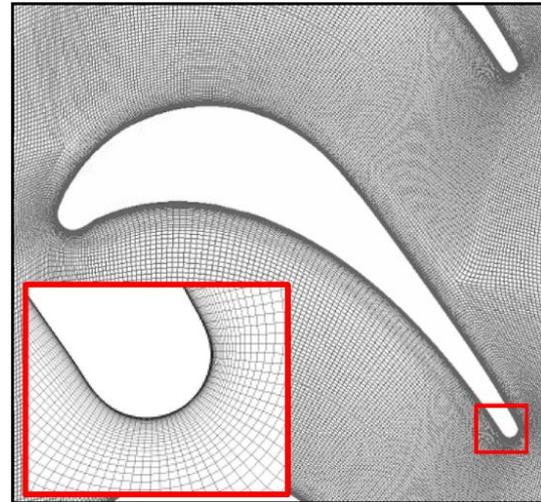


Fig.3 Grid Arrangement around Blade

格子を配置して, 対称境界条件を課すことにより, 2 次元流れ場の数値解析を実施した. 全ての翼列に対して, 計算格子の総セル数は約 16 万である. また, 翼面からの第一格子点は, そこにおける無次元距離  $y^+$  の値が  $1.0$  以下になるように全て配置した.

遷音速状態の流れ場の解析を行うために, 翼列出口境界における等エントロピーマッハ数  $M_{2is}$  を  $0.70$  から  $1.30$  までの間で, 32 種類の条件に設定し, それぞれ 3 種類のタービン翼列に対して解析を実施した. 特に, 出口マッハ数の増加に対して形状損失の増減が特徴的な傾向を示す  $M_{2is} = 0.95$  から  $1.20$  の間を  $0.01$  間隔で細かく変化させて条件を設定した. 入口境界条件として, 入口境界に標準大気圧と標準温度をそれぞれ全圧と全温として一様に与え, 軸方向に対する流入角  $\alpha_1$  を設計流入角の  $46 \text{ deg.}$  に設定した. また, 出口境界条件として, 出口境界に各等エントロピー出口マッハ数  $M_{2is}$  に対応する出口静圧を与えた. ピッチ方向の周期境界には周期境界条件を課した.

### 4. 境界層パラメータの算出方法

遷音速軸流タービン翼列の翼負荷分布が, 形状損失に与える影響を調査した結果[1], 圧力面側から発生した後縁衝撃波が隣接翼の SS に入射する位置が  $M_{2is}$  の増加とともに下流側へ移動し, それと同時に SS に対するその入射

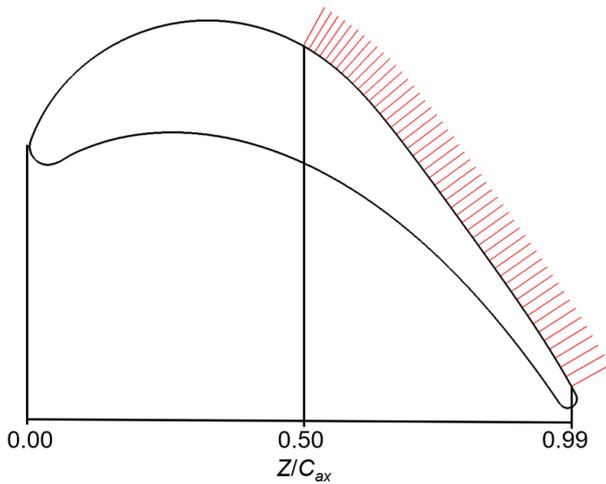


Fig.4 Location for Boundary Layer Assessment

角度の変化に伴い翼面境界層との干渉に変化を生じ、形状損失の生成に影響を与えることが示唆された。本研究では、SS上の境界層パラメータにより、翼面境界層と衝撃波の干渉の強さを評価した。Fig.4に境界層パラメータを算出した断面を赤線で示す。各断面のSS上の起点の軸方向位置を、衝撃波の入射範囲を考慮して、 $Z/C_{ax}=0.50 \sim 0.99$ の範囲に $Z/C_{ax}=0.01$ 間隔で設定した。また、各断面の翼面に対する垂直方向距離は3mmとした。各断面において等間隔に設定した100点での流速の分布から、境界層の排除厚さと運動量厚さを算出し、その比で定義される境界層の形状係数 $H$ を求めた。

## 5. 計算結果および考察

### (1) 解析結果の検証

本解析結果の妥当性を検証するために、本解析結果と実験結果[2][3]を比較する。Fig.5に $M_{2is}=1.05$ 付近の条件における翼面等エントロピーマッハ数 $M_{is}$ 分布の解析結果と実験結果の比較を示す。Fig.6には $Z/C_{ax}=1.5$ における翼列出口マッハ数 $M_2$ に対する形状損失 $Y$ の解析結果と実験結果の比較を示す。 $Y$ は次式により定義した。

$$Y = \frac{p_{01,ma} - p_{02,mo}}{p_{02,mo} - p_{2,mo}} \quad (1)$$

ここで、 $p_{01}$ と $p_{02}$ はそれぞれ入口全圧と出口全圧、 $p_2$ は出口静圧であり、添え字の $ma$ は質量平均値、 $mo$ は混合平均値を表している。Fig.5の翼面 $M_{is}$ 分布において、3種類の翼形状に起因する特徴は、SS上において顕著に表れている。翼間前半部において、中央負荷型のHS1AではLEから $Z/C_{ax}=0.1$ まで急激に上昇し音速付近で一定となり、 $Z/C_{ax}=0.4$ から再び上昇し超音速に達した後、 $Z/C_{ax}=0.6$ でピークを示している。これに対して後半負荷型のHS1Cでは、LEから $Z/C_{ax}=0.6$ 付近までほぼ線形に上昇し、 $Z/C_{ax}=0.4$ 付近で音速に達しており、前縁付近での負荷がHS1Aより低下していることを示している。一

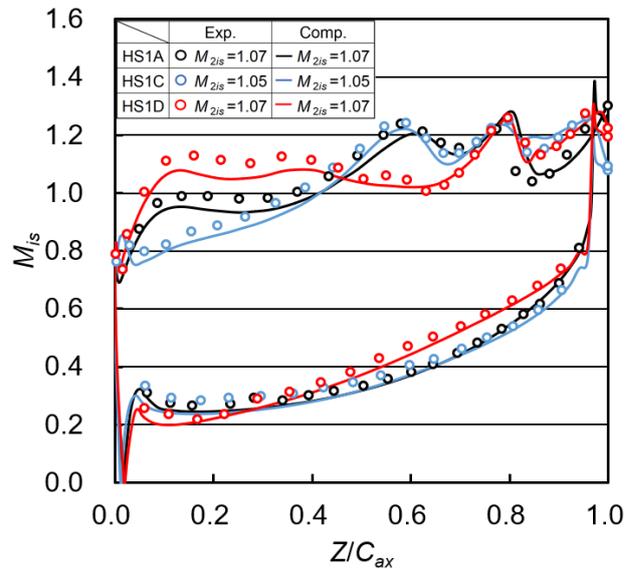


Fig.5 Isentropic Mach Number Distribution on Blade Surface

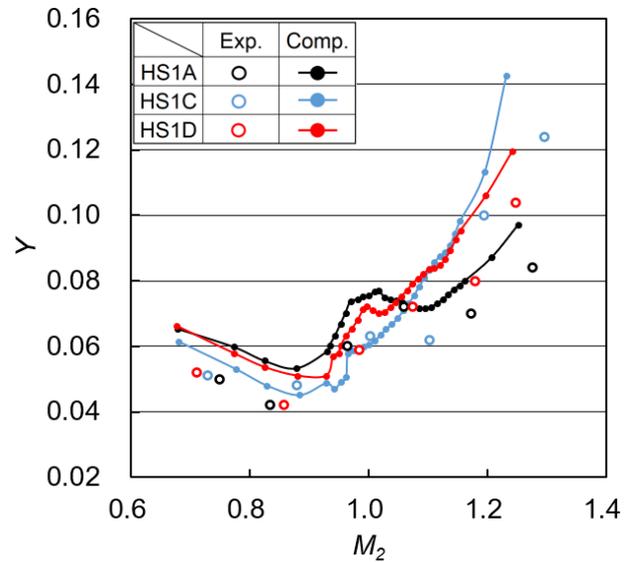


Fig.6 Profile Loss

方、前半負荷型のHS1Dでは、LEから急激に上昇し、 $Z/C_{ax}=0.08$ 付近で音速に達し、SSの最大曲率が存在する $Z/C_{ax}=0.2$ 付近まで上昇した後、わずかに減少傾向を示している。翼間後半部においては、全ての翼列に対して $Z/C_{ax}=0.8$ 付近に $M_{is}$ の上昇と急激な低下がみられる。これは隣接翼の圧力面側の後縁衝撃波（以下 $SW_{TP}$ ）のSS上への入射を表している。その $M_{is}$ の低下の度合いは $SW_{TP}$ のSS上での強度に対応しており、両結果ともにHS1Aにおいて $SW_{TP}$ が最も強くなっていることから、本解析結果は実験結果を精度良く捉えていると云える。以上のことから、翼面の曲率に起因する3種類のタービン翼の翼面 $M_{is}$ 分布の特徴は、実験および解析結果の双方で同様の傾向を示しており、また、衝撃波の強度および存在位置についても、本解析結果は精度良く予測していることが分かる。

Fig.6に示す形状損失 $Y$ の $M_2$ に対する変化の傾向につ

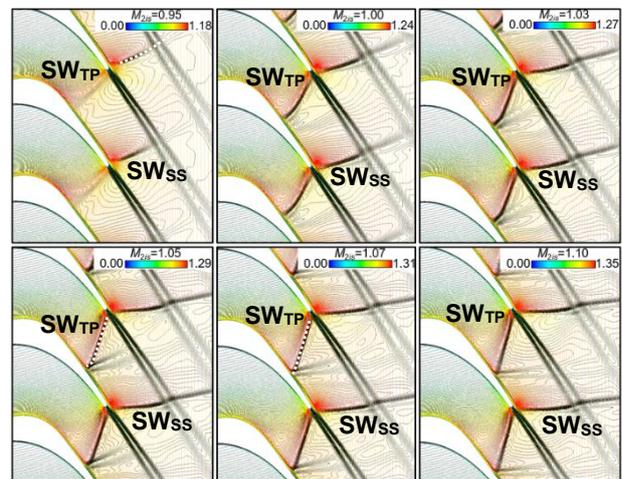
いては, Corriveau ら[4]が結論付けているように, 後半負荷型の HS1C は設計点の  $M_{2is}=1.05$  付近で基準翼の HS1A より著しく  $Y$  が減少するが, 設計点以上の  $M_2$  の増加に対しては迅速に  $Y$  が増加し性能が低下している. また, 前半負荷型の HS1D は他の翼列より形状損失が減少する  $M_2$  の領域はほぼ存在しないことが分かる. この傾向は解析結果においても同様に確認できるが, 定量的には差を生じており, 負圧面境界層の発達およびその衝撃波との干渉を CFD により精度良く捉えることの困難さを示唆していると云える.

以上, 実験値との比較により本解析結果の精度を検証した結果, 定量的に差を生じている部分も見られたが, 翼負荷分布の異なる翼形状の違いおよび SW<sub>TP</sub> の SS 上への入射に起因する現象については, 少なくとも定性的には精度良く捕獲していることを確認した. したがって, 本解析結果により翼負荷分布が衝撃波の形成および形状損失に与える影響を調査することは妥当であると考えられる.

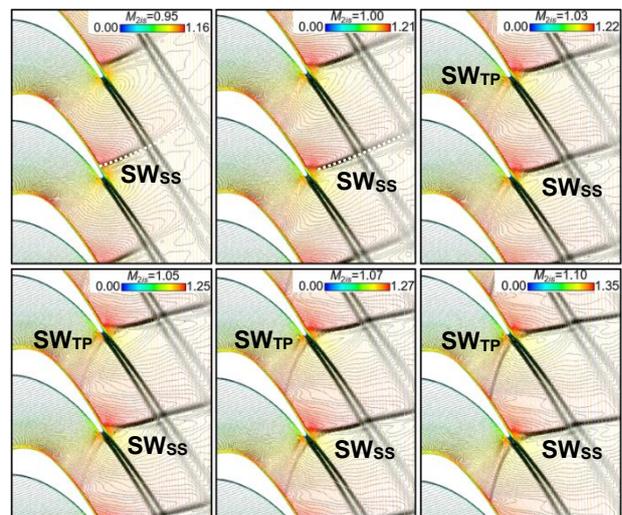
## (2) 衝撃波の負圧面境界層との干渉の挙動

一般的に軸流タービン翼列の遷音速領域の形状損失  $Y$  は, 等エントロピー出口マッハ数  $M_{2is}$  の増加とともに, 衝撃波の発生および成長などにより増加するが, Fig.6 の全ての翼列において  $M_2=1.0$  付近で  $Y$  が局所的に減少する領域が存在する. Kibsey ら[3]はこの現象は  $M_{2is}$  の増加とともに, SS に入射した SW<sub>TP</sub> が翼後縁を通過する際に生じることを確認している. Tsujita ら[5]は轉向角の大きい超高負荷軸流タービン翼列に対しても同様の現象を確認しており, 翼負圧面と後縁ウェーク間の空気力学的スロート部で発生する SS 上に脚を持つ衝撃波 (以下 SW<sub>SS</sub>) が, 翼後縁を通過する際に生じると結論付けている. これらの結果は,  $Y$  の減少は SS 上から衝撃波が離脱することにより境界層との干渉が消滅することが原因であることを示している. Fig.6 において  $Y$  の局所的な減少が生じている  $M_2=1.0$  付近の領域での, 翼間マッハ数分布を Fig.7 に示す.  $Y$  が局所的な減少を開始する  $M_{2is}$  は, Fig.6 から HS1A では 1.05, HS1C では 0.95, HS1D では 1.03 と翼列によって異なっている. Fig.7 において衝撃波 SW<sub>SS</sub> の挙動に着目し,  $M_{2is}=0.95$  において翼列間で比較すると, HS1A では翼後縁に位置し SS から離脱しかけており, HS1D においてもほぼ翼後縁に達している. これに対して, HS1C では明確に SS 上に位置していることが分かる. また, HS1C においては  $M_{2is}$  がさらに増加すると, SW<sub>SS</sub> の SS 上の脚が翼後縁に達するとともに離脱しており, 翼面境界層と SS 上の衝撃波の干渉が低減していることが分かる. したがって, HS1C における  $M_{2is}$  の増加に対する  $Y$  の局所的な減少は, 文献[5]と同様に, SS 上から SW<sub>SS</sub> が離脱することによる境界層との干渉の消滅に起因するものと推察される.

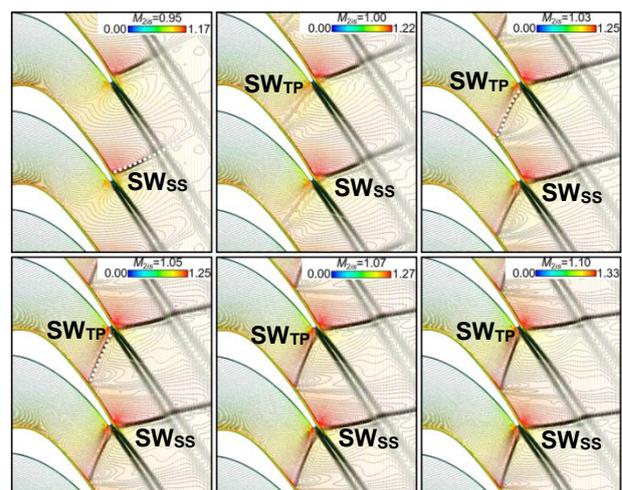
つぎに, HS1A と HS1D において  $M_{2is}$  の増加に対する  $Y$  の局所的減少が生じる原因について考察する. Fig.7 より, 両翼の局所的な  $Y$  の減少が生じる  $M_{2is}$  が 1.0 を超える条



(a) HS1A



(b) HS1C



(c) HS1D

Fig.7 Mach Number Distribution

件において, SW<sub>SS</sub> の SS 上の脚の位置は両翼ともに翼後縁から既に離脱していることから, SW<sub>SS</sub> の挙動は無関係と考えられる. 一方, SW<sub>TP</sub> については, 両翼ともに隣接翼の SS 上に存在し,  $M_{2is}$  の増加に伴って増強しながら後

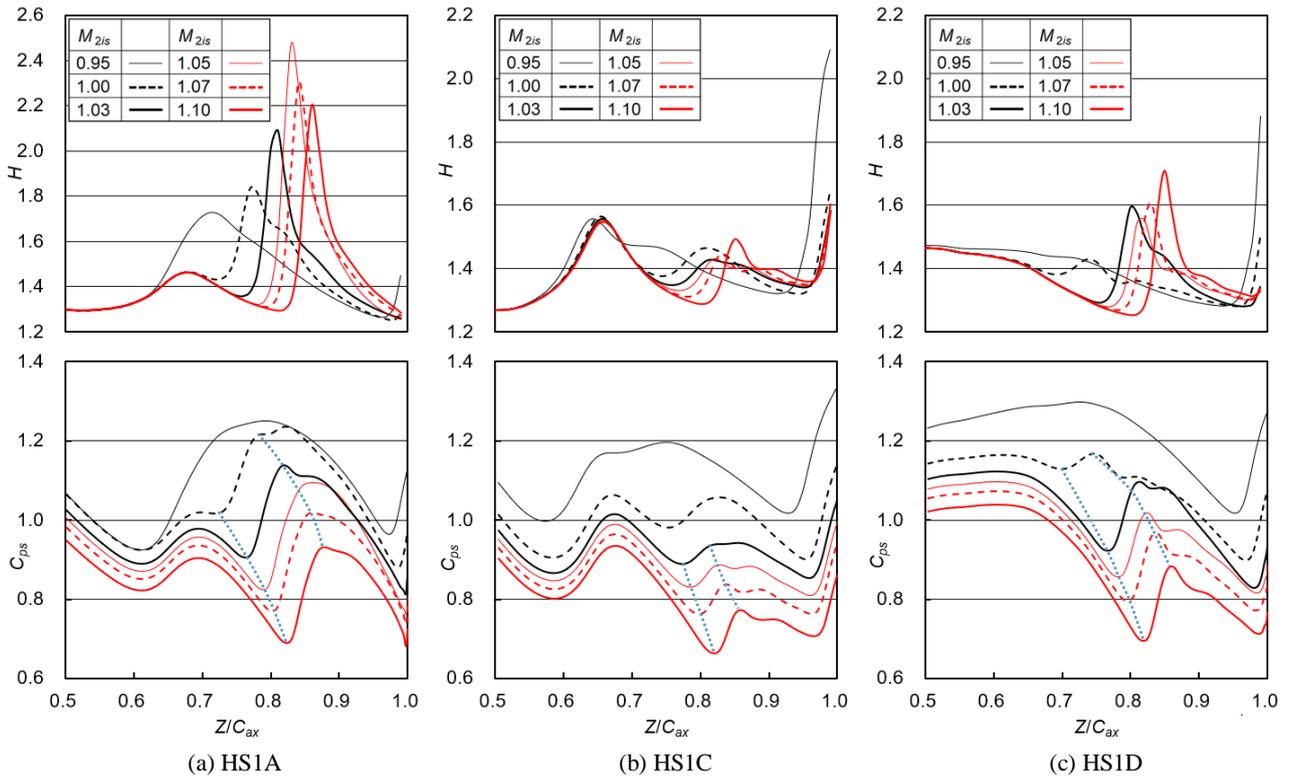


Fig.8 Shape Factor and Static Pressure Distributions on Suction Surface

縁側へ移動しているが、翼後縁には達することなくSS上に存続している。ここで、 $SW_{TP}$ のSSに対する翼面近傍における入射角度に着目すると、 $Y$ が局所的な減少を開始する $M_{2is}=1.05$ (HS1A)と1.03(HS1D)まではほぼ垂直であるのに対して、それ以降は傾斜していることが分かる。したがって、HS1AとHS1Dの $M_{2is}$ の増加に対する $Y$ の局所的減少は、 $SW_{TP}$ のSSへの入射角度の変化に伴う、翼面境界層との干渉の強さの違いに起因するものと推察される。

### (3) 衝撃波と負圧面境界層との干渉の定量的評価

HS1AとHS1Dにおいて見られた $SW_{TP}$ のSS上の入射角度の垂直から傾斜への変化が、境界層との干渉の強さにもたらす影響について定量的に評価する。衝撃波と翼面境界層の干渉の強さに関係づけられる物理現象としては、境界層の発達と衝撃波の強さを表す圧力上昇と考えられる。Fig.4に示す各評価断面において算出した境界層の発達の指標となる形状係数 $H$ (上段)と、同領域におけるSS上の静圧係数 $C_{ps}$ (下段)の軸方向分布をFig.8に示す。同図に示す結果はFig.7に示した $M_{2is}$ の条件に対応している。また、 $C_{ps}$ は次式により定義した。

$$C_{ps} = \frac{p}{p_{02,ma} - p_{2,ma}} \quad (2)$$

ここで、 $p$ は静圧である。Fig.8の $C_{ps}$ 分布において、 $Z/C_{ax}=0.8$ 付近の青色の点線で挟まれた領域内で $C_{ps}$ が減少後に急上昇しており、 $SW_{TP}$ のSS上への入射を表している。また、 $Z/C_{ax}=1.0$ 付近の上昇は、 $SW_{SS}$ の存在に起

因するものと考えられる。また、 $C_{ps}$ の上昇の程度は衝撃波のSS上での強度に対応するため、3種類の翼列間で両衝撃波によるそれらの程度を比較すると、HS1Aでは $SW_{TP}$ の方が強く、HS1Cでは $SW_{SS}$ の方が強いことが分かる。一方、HS1Dにおいては、 $SW_{TP}$ と $SW_{SS}$ が同程度の強さで表れている。 $C_{ps}$ が上昇する衝撃波の存在する領域において、 $H$ がピーク値を取っていることが分かる。この現象は $SW_{TP}$ とSS上の境界層との干渉により、境界層が発達していることを示している。また、Fig.8(b)からHS1Cにおいては $SW_{SS}$ による後縁付近の圧力上昇と $H$ が、 $SW_{TP}$ のものよりいずれも大きくなっており、それが後縁に達しSS上を離脱する挙動が、 $Y$ の局所的減少を引き起こす主な原因であることを裏付けている。

つぎに、 $SW_{TP}$ のSS上での強さと、それとの干渉による境界層の発達の相関を調べるために、Fig.8の $Z/C_{ax}=0.80$ 付近の青色の点線で挟まれた領域での $SW_{TP}$ の影響による $C_{ps}$ の上昇幅として定義される $\Delta C_{ps}$ と、 $SW_{TP}$ の影響による $H$ の局所的なピーク値として定義される $H_{max}$ の $M_{2is}$ に対する変化をFig.9に重ねて示す。同図から、全ての翼列において、 $\Delta C_{ps}$ と $H_{max}$ の間に相関があることが分かる。先に述べた $SW_{TP}$ のSS近傍での入射角度が垂直を維持する $M_{2is}$ の限界はHS1Aでは1.05、HS1Dでは1.03であり、そこで $H_{max}$ が局所的なピークを示し、その後低下している。この現象は、 $SW_{TP}$ のSS近傍での入射角度が垂直から傾斜に転じる際に、 $SW_{TP}$ の強さが低減することにより、それとの干渉に伴うSS上の境界層の発達が低下することを示している。

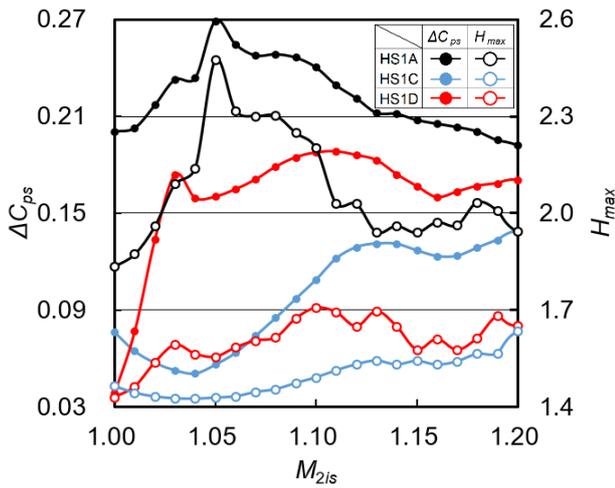


Fig.9 Static Pressure Rise of Shock Wave and Maximum Shape Factor on Suction Surface

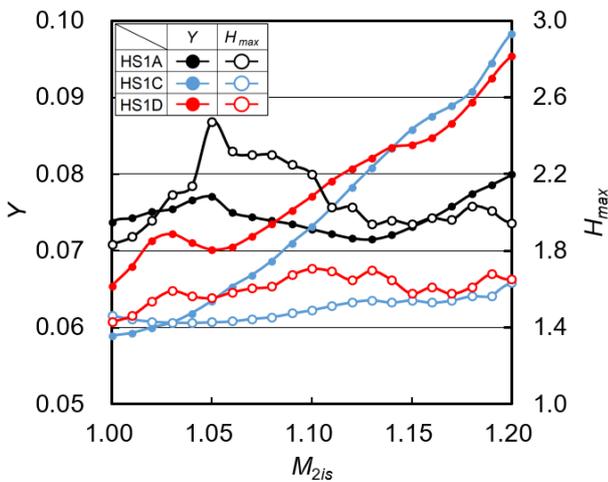


Fig.10 Profile Loss and Maximum Shape Factor on Suction Surface

最後に、衝撃波の増強と負圧面境界層との干渉に伴う境界層の発達形状損失に与える影響を調べるために、 $Y$ と $H_{max}$ の $M_{2is}$ に対する変化をFig.10に重ねて示す。同図から、全ての翼列において $Y$ と $H_{max}$ には相関があり、HS1AとHS1Dではそれぞれ $M_{2is}$ が1.05と1.03を境にして $Y$ と $H_{max}$ がともに増加から減少に転じていることが分かる。したがって、HS1AとHS1Dにおける $M_{2is}$ の増加に対する $Y$ の局所的な減少は、 $SW_{TP}$ のSS上での入射角度の垂直から傾斜への変化が、それぞれ $M_{2is}$ が1.05と1.03において生じることにより、 $SW_{TP}$ の強さが減少に転じ、その結果、負圧面境界層との干渉の強さも低減することに起因していると考えられる。

## 6. 結論

本研究により、以下の結論を得た。

1. 本解析結果により翼負荷分布と翼列出口マッハ数が、形状損失の生成に影響を与える特徴的な現象を予測することができた。
2. 後縁圧力面側衝撃波の隣接翼の負圧面上への入射による圧力上昇、境界層の形状係数および形状損失の間には相関がある。
3. 後縁圧力面側衝撃波の隣接翼の負圧面への入射角度の垂直から傾斜への変化は、圧力上昇を低下させることにより負圧面境界層との干渉を弱め、形状損失の生成を抑制する。
4. 後半負荷型の翼列では、翼負圧面と後縁ウエーク間の空気力学的スロート部で発生する負圧面に脚を持つ衝撃波が、出口マッハ数の増加に伴い翼後縁を離脱する際に、負圧面境界層との干渉が消滅することにより、形状損失が一時的に減少する。
5. 中央負荷型および前半負荷型の翼列では、圧力面側後縁衝撃波の隣接翼負圧面への入射角度が出口マッハ数の増加により垂直から傾斜に変化する際に、負圧面境界層との干渉が低下することにより、形状損失が一時的に減少する。

## 参考文献

- 1) 長谷部潤, 辻田星歩: 遷音速軸流タービン翼列の翼負荷分布が形状損失に与える影響, 第49回日本ガスタービン学会定期講演会, B-20, 2021.
- 2) Corriveau, D. : Influence of loading distribution on the performance of high-pressure turbine blades, PhD thesis, Carleton University, 2005.
- 3) Kibsey, M. D., Sjolander, S. A. : Influence of Mach Number on Profile Loss of Axial-Flow Gas Turbine Blades, Proceedings of ASME Turbo Expo 2016, GT2016-56410, 2016.
- 4) Corriveau, D., Sjolander, S. A. : Influence of loading distribution on the performance of transonic HP turbine blades, Proceedings of ASME Turbo Expo 2003, GT2003-38079, 2003.
- 5) Tsujita, H., Kaneko, M. : Profile loss of Ultra-Highly loaded turbine cascade at transonic flow condition, Proceedings of ASME Turbo Expo 2019, GT2019-91264, 2019.