# 法政大学学術機関リポジトリ

## HOSEI UNIVERSITY REPOSITORY

PDF issue: 2025-07-13

## 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の分野においても、CO2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ロマッハ 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	С	mm	41.2	40.4	43.3
Axial chord length	C <sub>ax</sub>	mm	37.3	37.3	37.3
Blade pitch	S	mm	29.14	29.14	29.14
LE metal angle	β <sub>1</sub>	degree	50.5	50.5	50.5
TE metal angle	β <sub>2</sub>	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. 数值解析法

## (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-w* 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 1.0×10<sup>5</sup>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/Cax*=-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/Cax*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.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<sup>+</sup>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<sub>2is</sub>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<sub>2is</sub>=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 α<sub>1</sub>を設計流入角の 46 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<sub>2is</sub>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M2ix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/Cax=0.50 ~0.99の範囲にZ/Cax=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 る翼列出ロマッハ数  $M_2$ 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.

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

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



方,前半負荷型の HS1D では,LE から急激に上昇し, Z/Cax=0.08 付近で音速に達し,SS の最大曲率が存在する Z/Cax=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/Cax=0.8 付近に M<sub>is</sub>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 SWTP)の SS 上への入射を表している.その M<sub>is</sub>の低下の度合いは SWTP 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 SWTP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<sub>is</sub>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 M2 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<sub>2is</sub>=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<sub>2</sub>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<sub>2</sub> 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 SWrP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<sub>2is</sub>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 M2=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 M2is の増加と ともに、SS に入射した SWTP 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]は転向角の大きい 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 SWss) 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 M2=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 M2is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 SWss の挙動に着目し、M2is=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 M2is がさらに増加すると, SWss 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<sub>2is</sub>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 SWss 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*<sub>2is</sub>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*<sub>2is</sub> 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<sub>2is</sub>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、SWTP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、SWTP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 SWrp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<sub>ps</sub>(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<sub>2is</sub>の条件に対応 している.また、C<sub>ps</sub>は次式により定義した.

$$C_{ps} = \frac{p}{p_{02,ma} - p_{2,ma}}$$
(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<sub>TP</sub>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<sub>SS</sub> の存在に起 因するものと考えられる.また, C<sub>ps</sub>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<sub>TP</sub>の方が強く、HS1CではSW<sub>SS</sub>の方が強いことが分 かる.一方、HS1Dにおいては、SW<sub>TP</sub>とSW<sub>SS</sub>が同程度 の強さで表れている.C<sub>ps</sub>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<sub>TP</sub>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<sub>SS</sub>による後縁付近の圧力上昇とH が、SW<sub>TP</sub>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、SWTP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/Cax=0.80付近の青色の点線で挟まれた領域でのSWTPの 影響による $C_{ps}$ の上昇幅として定義される $\Delta C_{ps}$ と、SWTP 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SWTPのSS近傍での入射角度 が垂直を維持する $M_{2is}$ の限界はHSIAでは1.05、HSID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、SWTPのSS近傍での入 射角度が垂直から傾斜に転じる際に、SWTP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。

![](_page_6_Figure_0.jpeg)

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

![](_page_6_Figure_2.jpeg)

最後に、衝撃波の増強と負圧面境界層との干渉に伴う 境界層の発達が形状損失に与える影響を調べるために、 Yと H<sub>max</sub>の M<sub>2is</sub>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<sub>max</sub>には相関があり、 HS1Aと HS1D ではそれぞれ M<sub>2is</sub>が 1.05 と 1.03 を境にし て Yと H<sub>max</sub>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<sub>2is</sub>の増加 に対する Yの局所的な減少は、SW<sub>TP</sub>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<sub>2is</sub>が 1.05 と 1.03 において生じることにより、SW<sub>TP</sub>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.

- 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。
- 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.
- 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,翼負圧面と後縁ウェ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.
- 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.
- 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.