

### 遷音速遠心圧縮機羽根車の主翼と短翼から発生する漏れ流れが内部流動に及ぼす影響

金子, 雅直 / KANEKO, Masanao

---

(開始ページ / Start Page)

1

(終了ページ / End Page)

115

(発行年 / Year)

2017-03-24

(学位授与番号 / Degree Number)

32675甲第398号

(学位授与年月日 / Date of Granted)

2017-03-24

(学位名 / Degree Name)

博士(工学)

(学位授与機関 / Degree Grantor)

法政大学 (Hosei University)

(URL)

<https://doi.org/10.15002/00013953>

遷音速遠心圧縮機羽根車の主翼と短翼から  
発生する漏れ流れが内部流動に及ぼす影響

金子 雅直

法政大学審査学位論文

遷音速遠心圧縮機羽根車の主翼と短翼から  
発生する漏れ流れが内部流動に及ぼす影響

金子 雅直

# 目次

おもな記号	i-ii
<b>第1章 緒論</b>	1-5
1.1 研究背景	2
1.2 遷音速遠心圧縮機	3
1.3 翼端漏れ流れ	3-4
1.4 流れ場の調査方法	4
1.5 研究目的	4
1.6 論文概要	4-5
<b>第2章 供試圧縮機</b>	6-7
<b>第3章 計算方法</b>	8-11
<b>第4章 計算精度の検証</b>	12-35
4.1 本章の概要	13
4.2 計算格子への依存性	
4.2.1 本節の概要	13
4.2.2 計算条件および境界条件	13-16
4.2.3 計算結果および考察	16-24
4.3 実験データとの比較 (供試圧縮機)	
4.3.1 本節の概要	25
4.3.2 計算条件および境界条件	25
4.3.3 計算結果および考察	25-28
4.4 実験データとの比較 (NASA Rotor 37)	
4.4.1 本節の概要	29
4.4.2 解析対象	29
4.4.3 計算条件および境界条件	30-31
4.4.4 計算結果および考察	31-35
<b>第5章 翼端間隙が内部流動に与える影響</b>	36-107
5.1 本章の概要	37
5.2 解析モデル	37
5.3 計算条件および境界条件	38-39
5.4 計算結果および考察	
5.4.1 設計作動点における翼端間隙の影響	39-55

5.4.1.1	TC の内部流れの挙動	40-49
5.4.1.2	主翼入口付近の流れ場に及ぼす翼端間隙の影響	49
5.4.1.3	短翼入口から下流の流れ場に及ぼす翼端間隙の影響	49-51
5.4.1.4	翼端間隙が流動現象に及ぼす影響のまとめ	51-52
5.4.1.5	損失生成と羽根車効率に及ぼす翼端間隙の影響	52-55
5.4.2	高流量作動点における翼端間隙の影響	56-81
5.4.2.1	TC の内部流れの挙動	69-70
5.4.2.2	主翼入口付近の流れ場に及ぼす翼端間隙の影響	70-72
5.4.2.3	短翼入口から下流の流れ場に及ぼす翼端間隙の影響	72-74
5.4.2.4	翼端間隙が流動現象に及ぼす影響のまとめ	74-75
5.4.2.5	損失生成と羽根車効率に及ぼす翼端間隙の影響	75-81
5.4.3	低流量作動点における翼端間隙の影響	82-105
5.4.3.1	TC の内部流れの挙動	95-97
5.4.3.2	主翼入口付近の流れ場に及ぼす翼端間隙の影響	97
5.4.3.3	短翼入口から下流の流れ場に及ぼす翼端間隙の影響	97-99
5.4.3.4	翼端間隙が流動現象に及ぼす影響のまとめ	99-100
5.4.3.5	損失生成と羽根車効率に及ぼす翼端間隙の影響	100-105
5.4.4	翼端間隙の影響と流量との関係	106-107

<b>第 6 章 結論</b>	108-110
-----------------	---------

<b>参考文献</b>	111-114
-------------	---------

<b>謝辞</b>	115
-----------	-----

## おもな記号

### 記号

$C_{ps}$	: 静圧係数	
$D$	: 直径	[m]
$H$	: 流路高さ	[m]
HLR	: 高損失領域	
$h$	: 翼高さ	[m]
$h_{ic}$	: 翼端間隙高さ	[m]
$k$	: 乱流エネルギー	[m <sup>2</sup> /s <sup>2</sup> ]
LE	: 翼前縁	
LMR	: 低マッハ数領域	
MB	: 主翼	
$M_r$	: 相対マッハ数	
PS	: 翼圧力面	
$P_s$	: 静圧	[Ps]
$P_t$	: 全圧	[Ps]
$Q$	: 流量	[kg/s]
$Q_c$	: チョーク流量	[kg/s]
$r$	: 半径	[m]
$S^*$	: エントロピー関数	
SB	: 短翼	
SL	: はく離線	
SS	: 翼負圧面	
SW	: 衝撃波	
TE	: 翼後縁	
$T_t$	: 全温	[K]
$U$	: 周速度	[m/s]
$u$	: 速度	[m/s]
$V_s$	: Scraping vortex	
$V_t$	: 翼端漏れ渦	
$Y$	: 任意のスパン方向高さ	
$Y^+$	: 壁面からの無次元距離	
$Z$	: 翼枚数	
$\alpha$	: 翼角度	[deg.]
$\triangle$	: 等値線間隔	
$\triangle C_{ps}$	: 翼負荷係数	
$\delta_{ij}$	: クロネッカーのデルタ	
$\eta$	: 断熱効率	[%]

$\theta$	: 流れ角	[deg.]
$\kappa$	: 比熱比(=1.4)	
$\mu$	: 渦粘性係数	[m <sup>2</sup> /s]
$\nu$	: 分子動粘性係数	[m <sup>2</sup> /s]
$\tilde{\nu}$	: 渦動粘性係数	[m <sup>2</sup> /s]
$\pi$	: 全圧力比	
$\rho$	: 密度	[kg/m <sup>3</sup> ]
$\rho_{\infty}$	: 標準大気状態における空気密度 (=1.205)	[kg/m <sup>3</sup> ]
$\omega$	: 渦度	[1/s]

#### 添え字

1	: 羽根車入口
2	: 羽根車出口
m	: 主翼
m-ps	: 主翼圧力面
m-ss	: 主翼負圧面
s	: 短翼
s-ss	: 短翼負圧面

# 第 1 章 緒論



## 第1章 緒論

### 1.1 研究背景

産業革命以降の急速な工業化が進む中で、地球を取り巻く環境が大きく変化している。熱波や寒波、大雨や干ばつなどの異常気象が世界各地で頻発し、甚大な被害が出ている。また、海面は年々上昇しており、海拔以下や海拔の低い地域では、海面上昇が差し迫った問題となっている。

1950年代以降、地球の平均気温は過去に例を見ない上昇率で増加しており、この地球規模の温暖化が環境問題を引き起こしていると指摘されている[1]。近年、二酸化炭素の排出量は増加の一途を辿っており、大気中の二酸化炭素の濃度は、過去80万年の間で最も高く、1950年代以降の温暖化は、人為的な二酸化炭素をはじめとする温室効果ガスの排出量の増加が支配的な要因となっている可能性が極めて高いと報告されている[1]。このような報告があり、温室効果ガスの排出量の増加が地球環境に影響を及ぼしている可能性があることが認識されてからは、先進国を中心にその排出量の削減が強く要求されている。

現代の人々の生活や経済活動は電気に大きく依存している。発電方式には、火力発電、原子力発電、水力発電、太陽光や風力などの自然エネルギーを利用したものなどがある。この中で、電力の安定供給と安全面の観点から、世界的に火力発電が多く用いられており、特に、我が国では東北地方太平洋沖地震による福島第一原子力発電所事故以降、火力発電への依存度が大幅に増加している[2]。同発電方式では、蒸気タービンなどとともにガスタービンが中核技術として用いられている。一方、航空機は人々の移動範囲を拡大させ、経済活動のグローバル化などに貢献しており、今後20年間で世界全体の航空旅客輸送は年率4.7%で増大することが見込まれている[3]。航空機の推進力を生む方式には様々なものがあるが、現在の旅客機や貨物機などの大型輸送機の多くには航空用ガスタービンが用いられている。このようにガスタービンは様々な産業において用いられ、社会の繁栄に貢献しているが、それと同時に地球温暖化の原因と考えられている二酸化炭素を大量に排出している。ガスタービンは、主に圧縮機、燃焼器、タービンにより構成されており、その低環境負荷化を実現するために各構成要素に対して研究が盛んに行われている。特に、ガスタービンサイクルの最初に位置する圧縮機に対しては、高効率化と単段あたりの圧力比の増加が強く要求されており、その要求に応えるために多くの研究開発者が精力を注いでいる。

一方、人々の最も身近な移動手段の一つとして自動車を利用されており、自動車保有台数は新興国を中心に今後も増加することが予測されている[4]。自動車からの二酸化炭素の排出割合は非常に高く[5]、世界的に自動車の二酸化炭素の排出量に関する規制が年々強化されている。過給機は、主に圧縮機とタービンにより構成され、エンジンからの排気エネルギーをタービンが回収し、同軸上の圧縮機を回転させ、圧縮空気をエンジンの燃焼室に供給することで、エンジン出力を向上させる装置である。自動車の二酸化炭素排出量に関する規制の強化に伴い、ガソリンエンジン、ディーゼルエンジン共に小排気量化による出力の低下を補うために過給機の搭載が拡大しており、過給機を構成する圧縮機に対しても高効率化と単段あたりの圧力比の増加が要求されている。

圧縮機には大きく分けて軸流型と遠心型があり、遠心圧縮機は産業用ガスタービンや過給機の主要構成要素として用いられ、特に過給機では、軸流型に比べて単段あたりの圧力比が高い遠心型がほぼ100%の割合で採用されている。また、回転する羽根車に対する相対流れのマッハ数が局所的に1を超える圧縮機を一般的に遷音速圧縮機、特に遠心型のものを遷音速遠心圧縮機と呼び、産業用ガスタービンや過給機を構成する圧縮機には、高圧力比化が進む中で遷音速遠心圧縮機が多く採用されている。

## 1.2 遷音速遠心圧縮機

遠心圧縮機は、羽根車およびその下流に配置されたディフューザにより構成され、その羽根車の特徴として作動流体が軸方向から半径方向へ転向する構造となっている。この半径方向流は回転による遠心力の作用による圧力上昇を誘起し、さらに羽根車出口の作動流体の動圧の一部がその下流のディフューザ内で圧力に回復するため、単段あたりの圧力比は軸流型に比べて高くなる。遠心圧縮機は、Rateau[6]によって1899年に初めて開発されて以降、要求される圧力比の上昇と共に、1960年頃から遷音速遠心圧縮機が開発が行われるようになった。遷音速遠心圧縮機では、一般的にオープン羽根が採用されており、同羽根車はコード長の異なる主翼と短翼を有している。

産業用ガスタービンや過給機に用いられる遷音速遠心圧縮機には、先に述べたように高効率化と単段あたりの高圧力比化が要求されている。この要求を達成するには、遠心羽根車に特有の遠心力による圧力上昇は羽根車出口周速に依存するため、羽根車の直径または回転数を増加させる必要がある。しかしながら、これらの増加は回転する羽根車の周速の上昇に繋がるため相対マッハ数の増加を引き起こす。さらに、遷音速遠心圧縮機においては相対マッハ数が局所的に1を超えるため、流路内に衝撃波が発生し、それに起因する損失増加のために亜音速のものに比べて効率は著しく低下することが知られている。また、圧縮機はガスタービンや過給機の運転条件に合わせて、幅広い流量範囲での運転が要求されるが、最高圧力比からの流量の低下は旋回失速やサージング等の不安定現象[7]を誘起し、激しい振動による装置の破損をもたらす可能性がある。このため圧縮機は、一般的に不安定現象が生じる流量よりも十分に高流量側の作動範囲でのみ運転されている。

## 1.3 翼端漏れ流れ

遠心圧縮機の空気力学的性能を向上させるには、その内部の流動現象の詳細を把握することが必要不可欠である。1950年から1960年にかけて遠心圧縮機内の流れの挙動に関する先駆的な調査が現在のNASAで実施され、Hamrickは熱線流速計や圧力計測を用いて、スパン方向の圧力勾配に起因する二次流れによりShroud側に低エネルギー流体が堆積することを明らかにしている[8]。1970年代には、水木ら[9, 10]は遠心羽根車内の流れをヨーメータにより測定し、翼間流路内の二次流れのパターンを解明している。また、Eckardt[11]はSchodl[12]によって開発されたレーザー流速計Laser-2Focus-Velocimeterを用いて遠心圧縮機の翼間流路内の流動現象を調査し、羽根車出口において流路の35%を覆うWakeが翼負圧面Shroud側に形成されることを発見した。さらに、1980年以降では、数値解析技術(CFD)の向上により、Mooreら[13]やHathawayら[14, 15]をはじめとする研究者が亜音速の遠心圧縮機(NASA low-speed centrifugal compressor)を対象に、またKrainら[16-20]が遷音速の遠心圧縮機を対象に、レーザー計測と三次元数値解析の両技術を用いて圧縮機内部の流動現象を調査している。このような計測技術と数値解析技術の発展に伴い、遠心圧縮機内部の流動現象の詳細の解明が徐々に進む中で、翼端間隙の存在が圧縮機性能を低下させる支配的な要因となっていることが明らかになってきている。

翼端漏れ流れに関する研究は、遠心圧縮機に比べて軸流圧縮機の方が盛んに行われてきており、その挙動の解明が進んでいる。圧縮機においてオープン羽根を用いた場合、その回転する羽根車の翼先端と静止しているShroudケーシング壁面との間隙を通過する漏れ流れが翼面の圧力差により生じる。その流れは主流との干渉により漏れ渦を形成することが、亜音速の軸流圧縮機を対象とした研究において初めて明らかにされている[21]。一方、流路内に衝撃波が形成される遷音速の軸流圧縮機では、失速点近傍の作動点において翼端漏れ渦が衝撃波と干渉することで崩壊することが、Yamadaら[22]とSchlechtriem

ら[23]により示されている。Suder [24]は、衝撃波の境界層流れおよび翼端漏れ渦との干渉により形成されたブロッキングが空気力学的性能を低下させることを解明している。さらに、Vo ら[25]と Yamada ら[26]は、流量の減少に伴い翼端漏れ流れまたは漏れ渦に起因するブロッキングが翼への入射角を増加させることで、失速の初生に影響を及ぼすことを報告している。

一方、遠心型の遷音速圧縮機においても軸流型と同様に翼端漏れ流れが性能に大きな影響を及ぼすが、さらに遠心型の羽根車においては、翼間流路のスロート面積で制限されるチョーク流量の拡大を目的に、羽根車がコード長の異なる主翼と短翼の2種類の翼で構成されているため、両翼からの挙動の異なる翼端漏れ流れが内部流れの構造を一層複雑化する。前述の Krain ら[16-20]の研究以降、短翼を有する遷音速遠心圧縮機を対象とした研究が Yamada ら[27]、Higashimori ら[28]、Marconcini ら[29]、Ibaraki ら[30]などによって実施されているが、主翼と短翼から発生する漏れ流れおよび漏れ渦の挙動の違いに着目して、遷音速遠心圧縮機の内部流れの挙動を調査した例は見られない。したがって、それらの個々の挙動が羽根車の内部流れの流動現象および羽根車性能に及ぼす影響については十分に解明されていない。

#### 1.4 流れ場の調査方法

流れ場の詳細を調査し解明する方法としては、大きく分けて実験的手法と数値解析的手法がある。しかし、高速で回転する翼間流路内の非常に複雑な三次元流れの挙動を実験的に明らかにすることは極めて難しい。一方で、近年のコンピュータの急進的な普及および発展は、ターボ機械内部の流動現象の詳細を数値解析的手法により調査することを可能にしている。また、数値解析的手法の大きなメリットは、実験的手法では設定が不可能な流れ場を解明できる点である。本研究の目的は後述するように翼端間隙の存在が内部流れの挙動に及ぼす影響を解明することであり、その解明においては翼端間隙が有る条件と無い条件での羽根車内の流れ場を比較することが最も有効な方法と考えられる。しかし、オープン羽根に対する翼端間隙無しの条件の設定は、回転する羽根車の翼端面と静止している Shroud ケーシング間の間隙を無くして、両面を接触させながら前者を回転させることになるため、実験では設定が不可能である。したがって、本研究の目的の達成においては数値解析的手法が唯一の方法と云える。

#### 1.5 研究目的

本研究の目的は、短翼を有する遷音速遠心圧縮機の空気力学的性能の向上を図るために、設計点およびチョーク近傍と失速点近傍の二つの非設計点における翼端漏れ流れが、その内部の流れの挙動と損失生成機構および羽根車性能に及ぼす影響の詳細を解明することである。そのため、主翼と短翼共に翼端間隙が有る実機状態に対応する条件に加えて、翼端間隙が主翼には有るが短翼には無い条件、逆に主翼には無いが短翼には有る条件、および主翼と短翼共に無い条件に対して、幅広い流量範囲における遷音速遠心圧縮機内の流れの数値解析を実施した。本研究では、それらの条件下での解析結果を比較検討することにより、特に主翼と短翼の個々の翼端漏れ流れが圧縮機内部の流れの挙動と羽根車性能に及ぼす影響の詳細を解明した。

#### 1.6 論文概要

本論文は全6章から成っている。

第1章では、本研究の目的について述べているが、それにつながる研究の背景、遷音速遠心圧縮機および翼端漏れ流れに関する研究動向、および、その目的を達成し得る流れ場の調査方法について説明している。

第2章では、本研究において解析対象の供試圧縮機として用いた遷音速遠心圧縮機について、その設計仕様を中心に説明している。

第3章では、本研究で用いた計算方法について述べられており、解析アルゴリズム、差分スキーム、乱流モデルの特徴を説明している。

第4章では、本研究で用いた数値解析法による計算結果の精度に対する二種類の検証結果を示している。一つ目は格子密度への解の依存性について供試圧縮機の遷音速遠心圧縮機を対象に調査した結果について述べている。二つ目は、計算結果の妥当性の検証を行うために、供試圧縮機の遷音速遠心圧縮機に対する実験結果との比較に加えて、実験データが比較的多く公表され、数値解析結果の検証用データとしても広く利用されている軸流型の遷音速圧縮機を対象とした計算を行い、実験データと比較し評価した結果について述べている。

第5章では、本研究の目的である主翼と短翼の各々の翼端間隙の存在が遷音速遠心圧縮機内の流動現象、損失生成機構および羽根車性能に及ぼす影響について、設計点とチョーク近傍および失速点近傍の各作動点に対して述べられている。さらに各作動点における特徴的な現象を比較検討することにより、流量の増減に伴うそれらの現象の変化について考察している。

第6章では、本研究により得られた結果が総括されている。

## 第 2 章 供試圧縮機

## 第2章 供試圧縮機

本研究では圧縮機の形状データと実験データが共に公表されていることから、解析対象となる供試圧縮機としてドイツ航空宇宙センター(DLR)のKrainら[31]によって設計された羽無しディフューザを有する高圧力比遠心圧縮機を用いた。同圧縮機は、遷音速遠心圧縮機内の流動現象を調査するために設計されたもので、その羽根車形状を図 2.1 に、おもな仕様を表 2.1 に示す。羽根車は 13 枚の主翼と同数の短翼により構成されている。羽根車出口直径  $\phi D_2$  は 224 mm、設計回転数は 50,000 rpm で、羽根車出口周速度に基づくマッハ数は約 1.7 である。また、設計圧力比と流量は、それぞれ 6.1 と 2.55 kg/s である。翼先端と Shroud 壁間の翼端間隙のスパン方向高さは、翼に作用する回転による遠心力を考慮して主翼前縁から後縁に向かって 0.5 mm から 0.3 mm に変化している。同圧縮機に対する性能試験とレーザー計測法による内部流れの測定は、DLR において実施されている[16, 32]。本研究においては計算精度の検証のために、それらの実験データとの比較を行った。

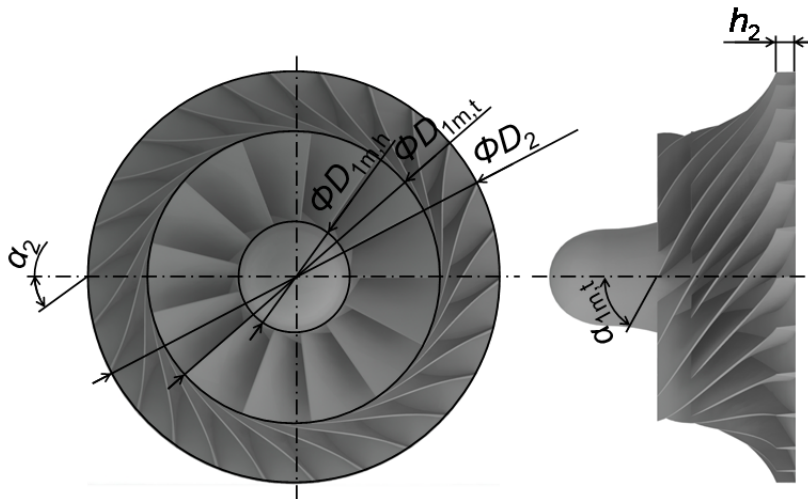


図 2.1 供試羽根車形状

表 2.1 供試圧縮機の仕様

Inlet hub diameter of main blade $D_{1m,h}$ (mm)	60
Inlet tip diameter of main blade $D_{1m,t}$ (mm)	156
Inlet tip diameter of splitter blade $D_{1s,t}$ (mm)	157.8
Outlet diameter $D_2$ (mm)	224
Number of blades $Z_m/Z_s$ (Main/Splitter)	13/13
Inlet blade angle at main blade tip $\alpha_{1m,t}$ (deg.)	63.5
Outlet blade angle $\alpha_2$ (deg.)	38
Outlet blade height $h_2$ (mm)	10.2

## 第 3 章 計算方法

### 第3章 計算方法

本研究では、汎用 CFD コードの株式会社 CD-adapco の STAR-CD Ver.4.18 を用い、定常圧縮性流れを仮定して供試圧縮機内の流れの数値解析を行った。全体の計算アルゴリズムには SIMPLE (Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations) 法を用いた[33]。このアルゴリズムは、密度が圧力と温度の関数となる気体の状態方程式が適用できない非圧縮性流れを計算するために開発されたものであり、運動方程式と連続の式を関連付けることにより、圧力を補正しながら連続の条件を満足する速度場を求める方法である。この速度と圧力補正の関係に状態方程式を導入することにより SIMPLE 法を圧縮性流れの計算にも拡張することができる。

計算精度に影響を与える対流項の評価には、MARS(Monotone Advection and Reconstruction Scheme)を用いた[34]。MARS は二次の風上差分と中心差分をブレンドしたスキームであり、そのブレンドングファクターを 0 に設定すると二次風上差分に、1.0 に設定すると二次中心差分に切り替えられる。本研究では同値を 0.5 に設定して計算を行った。

本研究では後述のように比較的多くの計算条件に対して数値解析を行う必要があるため、計算負荷を考慮してレイノルズ平均ナビエ・ストークス方程式を用いる乱流解析法(RANS)を選択した。この方法を用いた場合、Reynolds 応力項( $-\rho\overline{u_i u_j}$ )の付加により、支配方程式の数に対して未知の物理量の数の方が多くなるため、方程式の系が閉じなくなる。そこで、同項をモデル化することにより方程式の系を閉じる方法が考案されているが、その一つとしてデカルト座標系において Reynolds 応力項( $-\rho\overline{u_i u_j}$ )を次式のようにモデル化するブシネスク近似がある。

$$-\rho\overline{u_i u_j} = \mu_t \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \quad (3-1)$$

ここで、 $u$  は速度で、添え字の  $i, j=1$  は  $x$  方向に、 $i, j=2$  は  $y$  方向に、 $i, j=3$  は  $z$  方向に対応している。また、 $\mu_t$  は渦粘性係数、 $k$  は乱流エネルギー、 $\delta_{ij}$  はクロネッカーのデルタ( $i=j$  の場合  $\delta_{ij}=1$ ,  $i \neq j$  の場合  $\delta_{ij}=0$ )であり、上付きのバー( $\bar{\phi}$ )はレイノルズ分解した物理量( $\phi$ )の時間(定常計算の場合)またはアンサンブル(非定常計算の場合)平均成分を表す。このブシネスク近似を用いた乱流閉方モデルとして二方程式  $k$ - $\varepsilon$  モデルが最も有名であり、多くの工学的分野における数値解析的手法による研究において使用されてきた。ここで、 $\varepsilon$  は乱流エネルギーの散逸率である。しかしながら完全乱流を仮定したモデルであり、固体壁面上の境界層遷移については考慮されていない。一方、比較的新しい乱流モデルとして、一方程式の S-A(Spalart-Allmaras)モデル[35]がある。本モデルは  $k$ - $\varepsilon$  モデルと比べると、同等な能力を有するとともに遷移に対する考慮もされており、衝撃波と境界層の干渉などもより正確に予測できるとされている。さらに一方程式であるため、計算負荷も軽減することができる。そこで、本研究では Reynolds 応力項( $-\rho\overline{u_i u_j}$ )の評価に、S-A モデルを選択した。S-A モデルは渦動粘性係数 $\tilde{\nu}$ の輸送方程式であり、次式で表される。

$$\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial t} + u_j \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} = c_{b1}(1 - f_{t2})\tilde{S}\tilde{\nu} - \left( c_{\omega1}f_{\omega} - \frac{c_{b1}}{\kappa^2}f_{t2} \right) \left( \frac{\tilde{\nu}}{d} \right)^2 + \frac{1}{\sigma} \left[ \frac{\partial}{\partial x_j} \left( (\nu + \tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right) + c_{b2} \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_i} \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_i} \right] \quad (3-2)$$

同モデルでは $\tilde{\nu}$ を用いて渦粘性係数 $\mu_t$ を

$$\mu_t = \rho \tilde{\nu} f_{\nu1} \quad (3-3)$$



と表し、Reynolds 応力項( $-\rho\overline{u_i u_j}$ )は、次式で評価される。

$$-\rho\overline{u_i u_j} = \rho\tilde{\nu}f_{v1}\left(\frac{\partial\overline{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial\overline{u}_j}{\partial x_i}\right) \quad (3-4)$$

ここで、 $f_{v1}$ は

$$f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + c_{v1}^3} \quad (3-5)$$

で、 $\chi$ は

$$\chi = \frac{\tilde{\nu}}{\nu} \quad (3-6)$$

であり、 $\rho$ は密度、 $\nu$ は分子動粘性係数である。また、

$$\tilde{S} = \Omega + \frac{\tilde{\nu}}{\kappa^2 d^2} f_{v2} \quad (3-7)$$

であり、 $\Omega$ は平均渦度( $\sqrt{2\Omega_y\Omega_y}$ )、 $d$ は最も近い壁面からの距離である。式中に現れる他の記号の定義は以下の通りである。

$$f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}} \quad (3-8)$$

$$f_{\omega} = g \left( \frac{1 + c_{\omega3}^6}{g^6 + c_{\omega3}^6} \right)^{\frac{1}{6}} \quad (3-9)$$

$$g = r + c_{\omega2}(r^6 - r) \quad (3-10)$$

$$r = \min \left[ \frac{\tilde{\nu}}{\tilde{S}\kappa^2 d^2}, 10 \right] \quad (3-11)$$

$$f_{t2} = c_{t3} \exp(-c_{t4}\chi^2) \quad (3-12)$$

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (3-13)$$

また、乱流モデル定数は、

$$c_{b1} = 0.1355$$

$$\sigma = 2/3$$

$$c_{b2} = 0.622$$

$$\kappa = 0.41$$

$$c_{\omega2} = 0.3$$

$$c_{\omega3} = 2$$

$$c_{\nu 1} = 7.1$$

$$c_{t3} = 1.2$$

$$c_{t4} = 0.5$$

$$c_{\omega 1} = \frac{c_{b1}}{\kappa^2} + \frac{1+c_{b2}}{\sigma}$$

とした。

なお、S-A モデルには  $k$ - $\epsilon$  モデルと同様に、壁関数を併用する高 Reynolds 数型と境界層内まで同モデルを適用して解く低 Reynolds 数型がある。本研究では翼端間隙の存在が圧縮機内部の流動現象に及ぼす影響について解明することを目的としているため、その間隙から放出される流れおよび流れ渦の挙動の詳細を精度良く捉える必要がある。しかし高 Reynolds 数型の乱流モデルを用いた場合、固体壁面境界に最も近い第一格子点における無次元距離  $y^+$  に対する壁関数の適用に伴う制約により、特に翼端間隙内にはスパン方向に数セル程度の格子しか配置することができない。したがって、本研究では翼端間隙内の格子密度を高くすることが可能な低 Reynolds 数型の S-A モデルを選択した。収束判定条件としては、計算対象となる全ての物理量の残差が  $1.0 \times 10^{-4}$  以下になった場合とした。

## 第 4 章 計算精度の検証

## 第4章 計算精度の検証

### 4.1 本章の概要

本研究では、遠心圧縮機の回転している羽根車の翼先端と、静止している Shroud ケーシング壁面の間に必然的に確保せざるを得ない翼端間隙の存在に着目し、そこを通過する流れ流れおよび流れ渦の発生が圧縮機内部の全体の流れ場の挙動や損失生成、さらにそれらの変化に敏感に反応する圧縮機の性能特性へ与える影響を解明することを目的としている。したがって、本研究で用いた数値解析的手法により得られた計算結果が、流れ流れおよび流れ渦の挙動を正確に捕獲し、それらの流れ場全体への影響を議論できる精度を有しているかを検証する必要がある。計算結果の精度の検証においては、一般的に格子密度に対する解の依存性と実験結果との比較による計算結果の妥当性の検証が要求される。

本章においては、最初に本研究の供試圧縮機である遷音速遠心圧縮機を対象に、格子密度に対する解の依存性についての調査結果を示す。次に、同圧縮機に対して、本研究の計算結果を公表されている実験データと比較することにより、その結果の妥当性を検証する。しかしながら、その検証結果においては実験データの処理方法に関する情報不足により、両結果間に定量的な差異が認められた。そこで、遠心型ではなく軸流型ではあるが、実験データに関する詳細な情報が公開されており、多くの研究者が数値解析的研究の供試圧縮機として採用し、さらに計算結果の検証にも用いている NASA Rotor 37 を対象に、本研究で用いた数値解析法により解析を行いその結果を実験データと比較することにより、その結果の妥当性の検証を行う。

### 4.2 計算格子への依存性

#### 4.2.1 本節の概要

数値解析においては計算格子点間の物理量の変化を差分式で近似しているため、その近似精度は格子幅に依存する。したがって、解析領域中の場所によって異なる物理量の分布あるいは勾配をその領域全体において解像するには、十分に細かな計算格子を用いて解析する必要がある。しかしながら、解析領域全体に均一に細かな計算格子を配置して解析を実施することは、計算負荷の面で困難を生じる。したがって、通常は比較的粗い格子を用いて解析を行い、徐々に計算格子を増やしながらか同様の解析を実施し、それらの結果を順次比較しながら定量的な変化が比較的小さくなった段階での計算格子による解析結果を用いて物理現象の解明を行う。

本研究ではこれまで実施してきた数値解析の経験から得られたノウハウをもとに、遷音速圧縮機羽根車内の流れ場の挙動を正確に捉えうると予測される基準計算格子を生成し予備解析を行った。さらにその基準格子に対して 1.5 倍の格子密度を有する計算格子により同様の解析を行い、それらの計算結果を比較することにより格子密度に対する解の依存性を調査した。

#### 4.2.2 計算条件および境界条件

格子密度に対する解の依存性を調査するために、格子点数のみが異なる二種類の計算格子(基準格子と高密度格子)を形成した。基準格子を図 4.1 に示す。汎用格子形成ソフトの株式会社ヴァイナスの POINTWISE Ver.17.1 を用いて、マルチブロック計算格子を 1 ピッチ分の翼間流路に対して形成した。主流領域の計算ブロックは、H 型の格子を用いて形成した。翼周りおよび翼端間隙内の計算ブロックは格子の歪を低減するために、それぞれ O 型と CH 型の格子により形成した。基準となる計算格子(基準格子)の総格子点数は約 380 万点となっており、特に翼端間隙内の格子点数は、ピッチ方向とスパン方向にそれ

ぞれ 39 点と 37 点とした。一方、格子点数を増加させた計算格子(高密度格子)の総格子点数は約 580 万点となっており、基準格子の 1.5 倍程度の格子点数となっている。両計算格子ともに壁面から第一格子点までの距離は、0.001 mm に設定し、 $y^+$  が大部分の固体壁面上で 1.0 以下となっていることを確認している。

供試圧縮機の子午面形状を図 4.2 に、境界条件が適用される各境界面の位置を図 4.3 に示す。入口境界面は羽根車入口から上流に羽根車入口 Tip 径の 0.64 倍の位置に配置し(図 4.2, 図 4.3(a)), その面内で

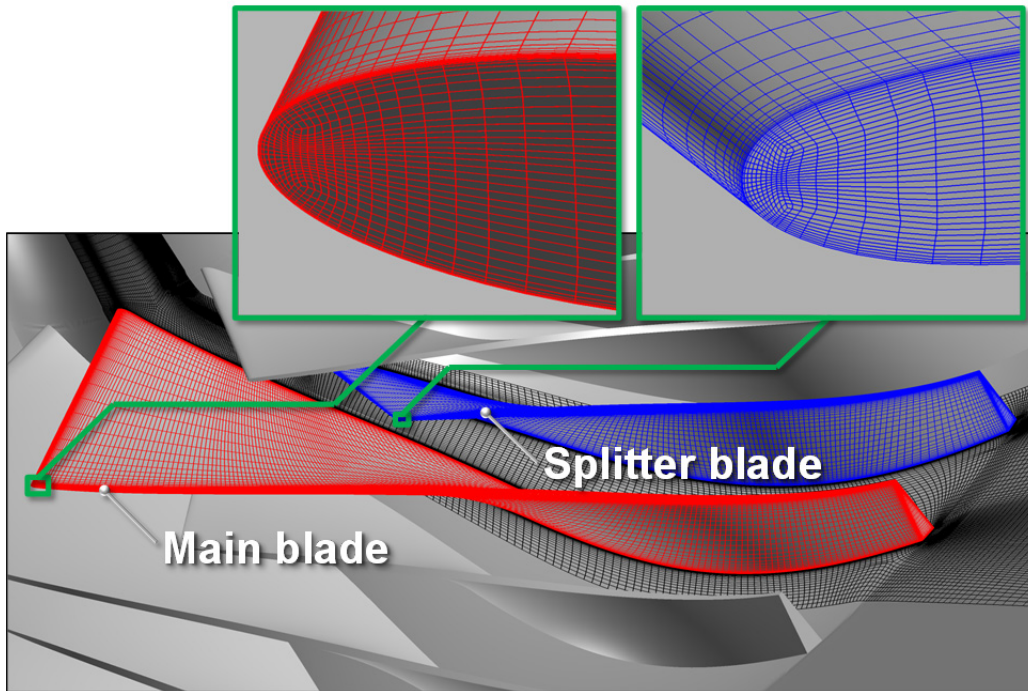


図 4.1 計算格子

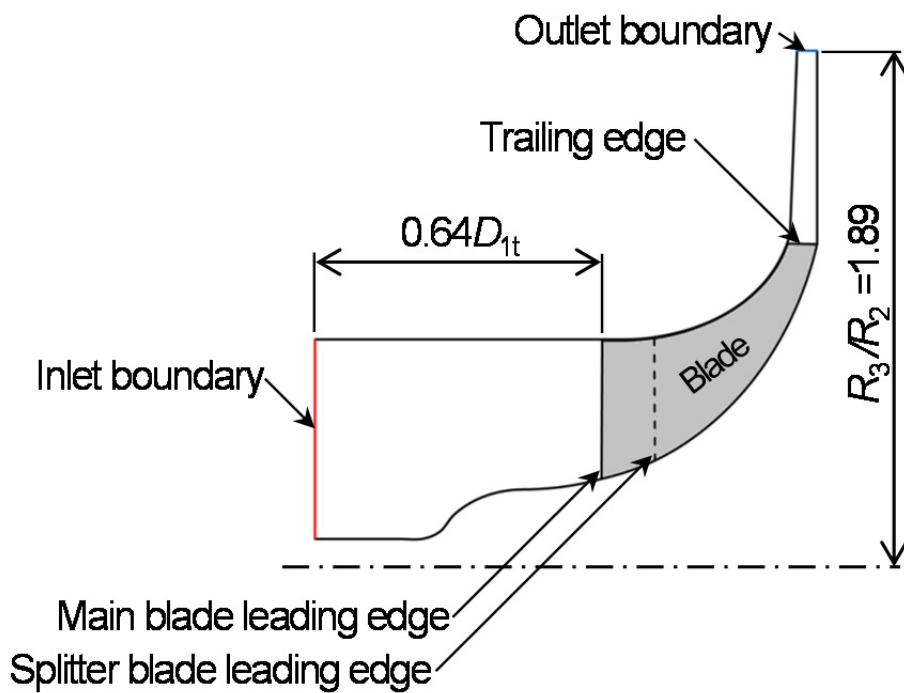
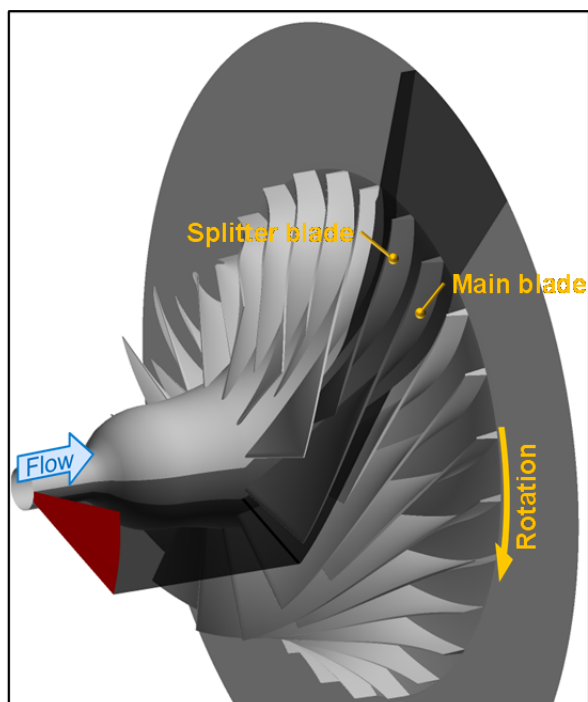
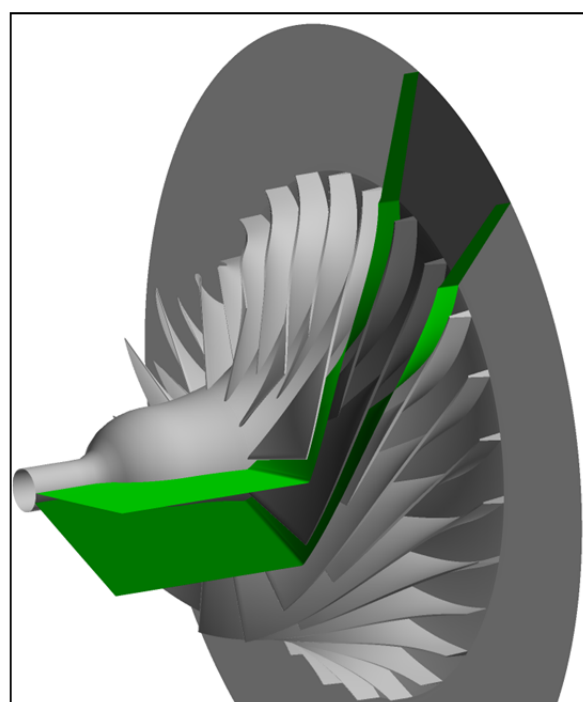


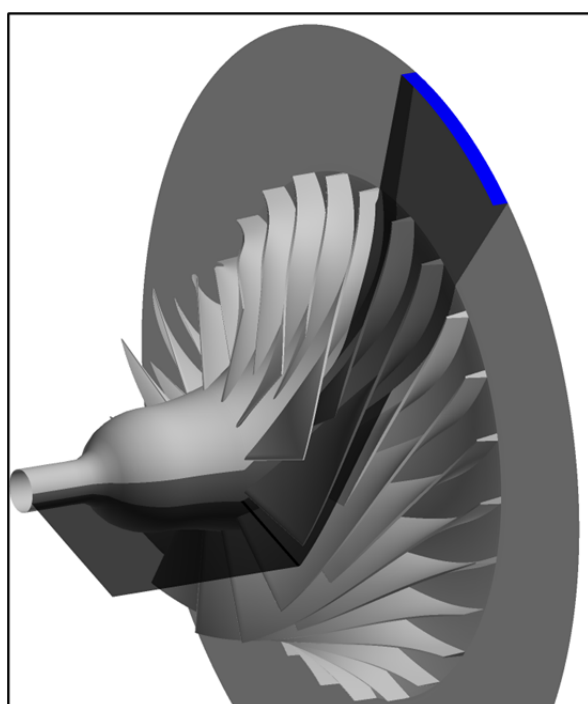
図 4.2 供試圧縮機子午面形状



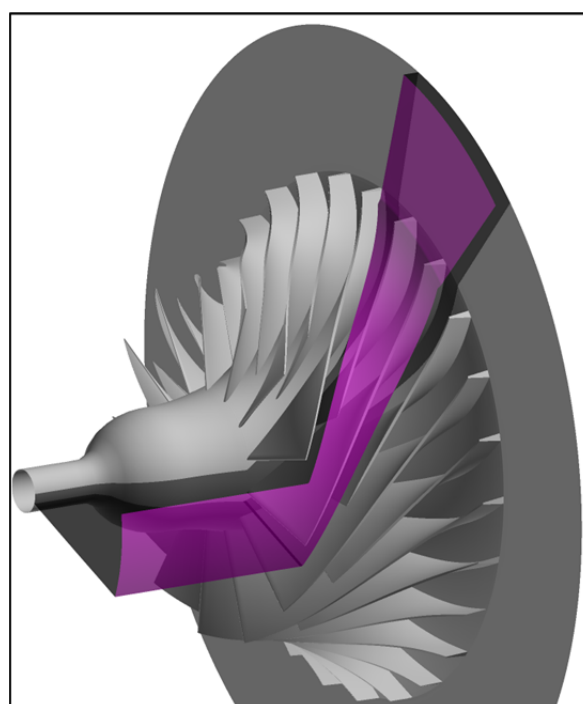
(a) 入口境界



(c) 周期境界



(b) 出口境界



(d) 壁面境界(相対運動考慮)

図 4.3 各境界面の位置

境界条件として全圧，全温および流れの向きを一様に与えた．出口境界面はディフューザ出口に対応する半径比  $r/r_2=1.89$  の位置に設定し，その境界面上に静圧を一様に与えた(図 4.2，図 4.3(b))．ピッチ方向境界面には周期境界条件を適用した(図 4.3(c))．また，Shroud 壁面には回転する羽根車に対する相対運動を考慮した壁面条件を適用している(図 4.3(d))．回転数は設計回転数の 50,000 rpm に固定した．

### 4.2.3 計算結果および考察

基準格子の設計流量付近( $Q/Q_c \doteq 0.8$ )における計算結果と，その結果が得られた時の出口静圧値を与えて数値解析を行った高密度格子の結果を比較する．各計算結果から得られた圧縮機性能パラメータの比較として，表 4.1 に流量  $Q$ ，全圧力比  $\pi_{12}$  および効率  $\eta_{12}$  を示す．全圧力比  $\pi_{12}$  は，羽根車入口と出口における断面質量平均全圧の比( $=P_2/P_1$ )であり，羽根車断熱効率  $\eta_{12}$  は次式により定義した．

$$\eta_{12} = \left[ (P_2/P_1)^{(\kappa-1)/\kappa} - 1 \right] / (T_2/T_1 - 1) \times 100 \quad (4-1)$$

ここで， $T_{11}$  と  $T_{12}$  は羽根車入口と出口における断面質量平均全温， $\kappa$  は比熱比(=1.4)であり，また，同表にはそれらの基準格子に対する高密度格子の差の割合も示されている．流量  $Q$  については，基準格子では 2.718 kg/s であるのに対し，高密度格子では 2.720 kg/s と両結果はほぼ一致している．羽根車全圧力比  $\pi_{12}$  は，基準格子では 7.72，高密度格子では 7.62 と後者の方が僅かに小さい値となっている．また，羽根車効率  $\eta_{12}$  についても，基準格子では 91.76% であるのに対して，高密度格子では 91.48% と後者の方が僅かに低い値を示している．しかしながら，基準格子と高密度格子間の全圧力比  $\pi_{12}$  の差は 1.295% で，効率  $\eta_{12}$  の差も 0.305% となっている．したがって格子密度による性能パラメータへの影響は無視できるものと判断する．さらに各パラメータの格子密度による僅かな差は，本研究で着目している翼端間隙の有無により生じる同パラメータの差に比べて十分に小さな値であり，1 オーダー低いことを確認している．

つぎに，本研究の主目的に直接関係する翼端間隙の有無により影響を受ける特徴的な圧縮機内部の流動現象について両計算格子間で比較を行う．図 4.4 に羽根車入口における相対流れ角のピッチ方向質量平均値  $\theta_{1m}$  のスパン方向分布を示す．相対流れ角  $\theta_1$  は相対速度ベクトルが軸方向となす角であり，羽根車回転方向と逆方向を正として定義した．なお，同図中の  $Y/H$  は Hub で 0.0，Shroud で 1.0 となる流路高さで無次元化したスパン方向距離であり，灰色の実線は主翼の前縁翼角度を示している．また，50% スパン，90% スパンおよび翼先端近傍の 98% スパンにおける翼間面内の相対マッハ数  $M_r$  分布と静圧係数  $C_{ps}$  分布を図 4.5 と図 4.6 にそれぞれ示す． $C_{ps}$  は次式により定義した．

$$C_{ps} = P_s / 0.5 \rho_\infty U_2^2 \quad (4-2)$$

ここで， $P_s$  は静圧， $\rho_\infty$  は標準大気状態における密度(=1.205 kg/m<sup>3</sup>)， $U_2$  は羽根車出口周速度である．図 4.7 には主翼と短翼の翼先端付近における圧力面と負圧面上の静圧係数  $C_{ps}$  の流路方向分布を示す．同図中の  $X/X_{max}$  は主翼前縁(LE)で 0.0，翼後縁(TE)で 1.0 となる流路方向無次元距離である．図 4.8 に短翼先端前縁付近における翼間面内の静圧係数  $C_{ps}$  分布に流線を重ねた図を示す．図 4.9 には主翼と短翼の翼端間隙内の翼先端付近に解放点を持つ流れの流線を示す．また図 4.10 と図 4.11 には，図 4.9 に示す流れ渦の流線を渦度  $\omega$  と次式で定義されるヘリシティ  $H$  でそれぞれ色付けして示す．

$$H = \vec{W} \cdot \vec{\omega} / (|\vec{W}| \cdot |\vec{\omega}|) \quad (4-3)$$

ここで、 $\vec{W}$  は相対速度ベクトル、 $\vec{\omega}$  は渦度ベクトルである。なお、 $H$  の定義式から分かるように、渦の崩壊の際には  $H$  は 0 に近づき、さらに逆流を伴う場合は符号が変わる。図 4.12 には羽根車出口断面内の相対マッハ数  $M_r$  分布を示す。

本研究においては、先にも述べたように翼端間隙の有無に起因する羽根車内部の流動現象への影響を明確に捉え、主翼前縁への入射角の違いによる影響を排除するために、流量が極力同じ条件間で比較考察を行う必要がある。したがって、格子密度の違いによる入射角への影響を確認することは非常に重要である。羽根車入口における相対流れ角  $\theta_{1m}$  は(図 4.4)、両計算格子において主翼前縁角度に対して正となっており、格子密度の違いによる差は僅かであることから、その違いによる流入状態への影響は無視できるものと考えられ、格子密度の違いによる流量への影響も僅かであったことと一貫した結果を示している。両計算格子において羽根車へ流入してきた流れは、主翼負圧面上で増速すると同時に(図 4.5)、静圧が低下しており(図 4.6)、この現象に起因する主翼前縁負圧面上( $X/X_{max} \doteq 0-0.18$ )における静圧の低下量についても格子密度の違いによる差はほとんど無いことが分かる(図 4.7(a))。また、この流れの増速により、両計算格子ともに主翼負圧面側に衝撃波が形成され(図 4.6)、負圧面上の静圧が  $X/X_{max} \doteq 0.18$  付近から急激に上昇しているが(図 4.7(a))、格子密度の違いによる衝撃波の形成位置および衝撃波による圧力上昇の差は非常に小さいことが分かる。さらに、この衝撃波の下流における主翼負圧面上の低マッハ数領域の分布にも両計算格子間で差異がほとんど無いことが確認できる(図 4.5)。翼先端付近における短翼前縁への入射角は両計算格子ともに正となっており(図 4.8)、それに伴い前縁負圧面側で静圧が低下している。また、その静圧の低下量についても格子密度の違いによる差が非常に小さいことが確認できる(図 4.7(b))。主翼と短翼ともに基準格子と高密度格子間で翼先端付近における翼面上の静圧分布に差異がほとんど無く(図 4.7)、その結果、本研究で注目している翼端流れ流れの挙動についても、両格子間でほぼ同様の流動状態を示している(図 4.9)。また、翼端流れ流れが主流と干渉することで形成された流れ渦の渦度  $\omega$  とヘリシティ  $H$  の分布についても格子密度の違いによる差は僅かであり(図 4.10, 図 4.11)、両計算格子において翼端流れ渦は、ほぼ同様に発生、発達および減衰しており、崩壊までには至っていない。そのため、翼端流れ流れの影響を強く受けると考えられる Shroud 壁近傍における低マッハ数領域の分布についても、基準格子と高密度格子間で差異がほとんど無いことが分かる(図 4.5(c))。さらに、羽根車入口から出口までの翼間流路内全域の流動現象の影響を受ける羽根車出口における Jet-Wake 構造についても、両計算格子間の差異は僅かである(図 4.12)。したがって、羽根車内の特徴的な流動現象についても格子密度の違いによる影響は無視できるものと判断する。

以上の結果から、格子密度の違いによる圧縮機の性能およびその内部の流動現象の差異は極めて小さく、基準格子は解析結果に対して十分な解像度を有していると判断できる。したがって、本研究では計算負荷等も考慮して、基準格子を用いて解析を行い、その結果を比較検討することにより翼端間隙の存在が羽根車内の流動現象に与える影響について明らかにした。



表 4.1 圧縮機性能

	基準格子	高密度格子	基準格子に対する 高密度格子の差
流量 $Q$ [kg/s]	2.718	2.720	+0.074%
全圧力比 $\pi_{12}$	7.72	7.62	-1.295%
効率 $\eta_{12}$ [%]	91.76	91.48	-0.305%

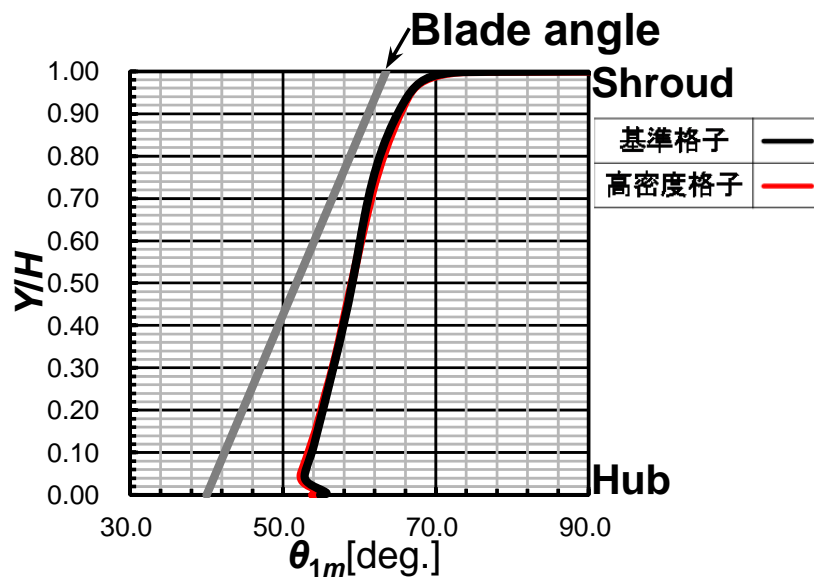


図 4.4 羽根車入口におけるピッチ方向平均相対流れ角  $\theta_{1m}$

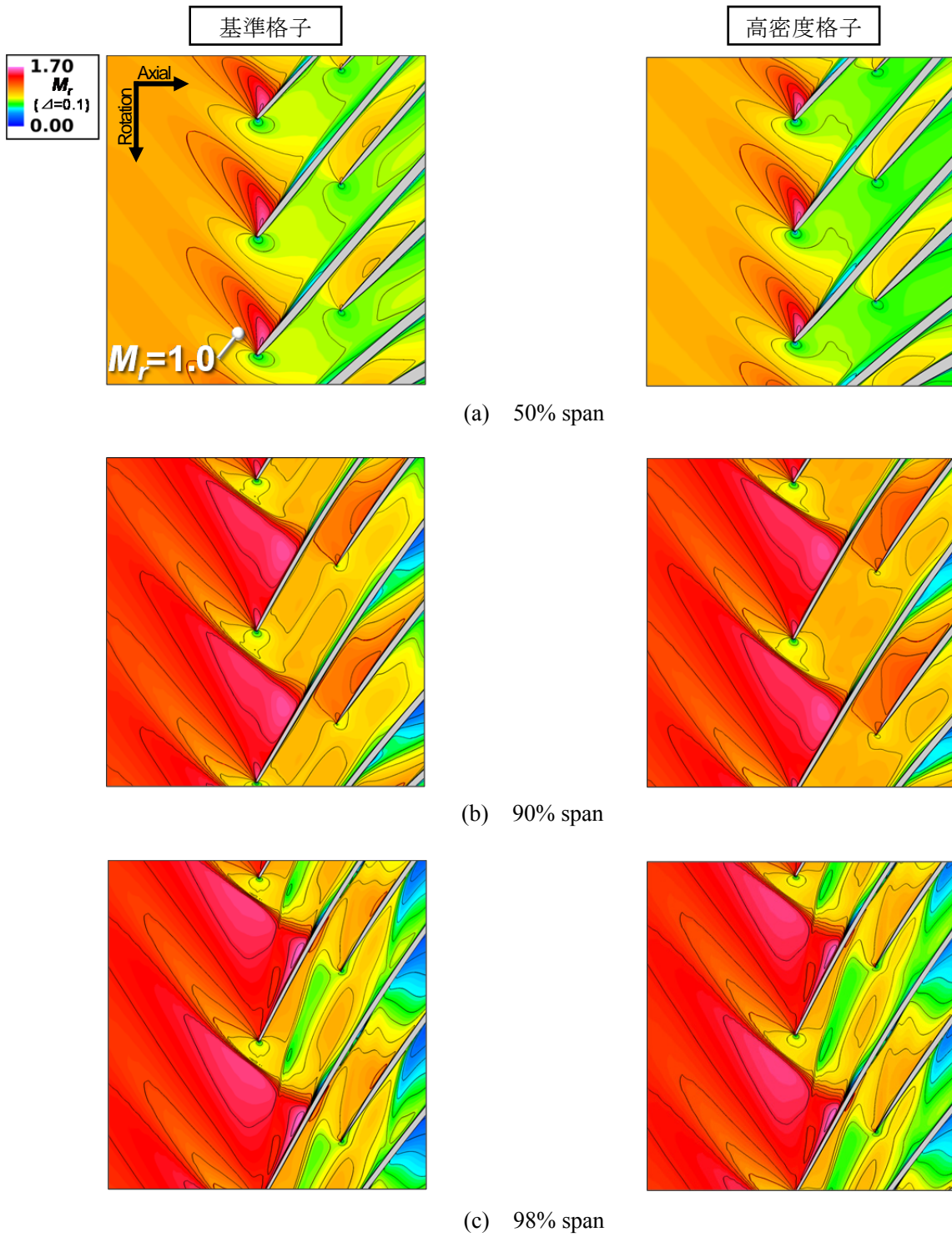


図 4.5 翼間相対マッハ数  $M_r$  分布

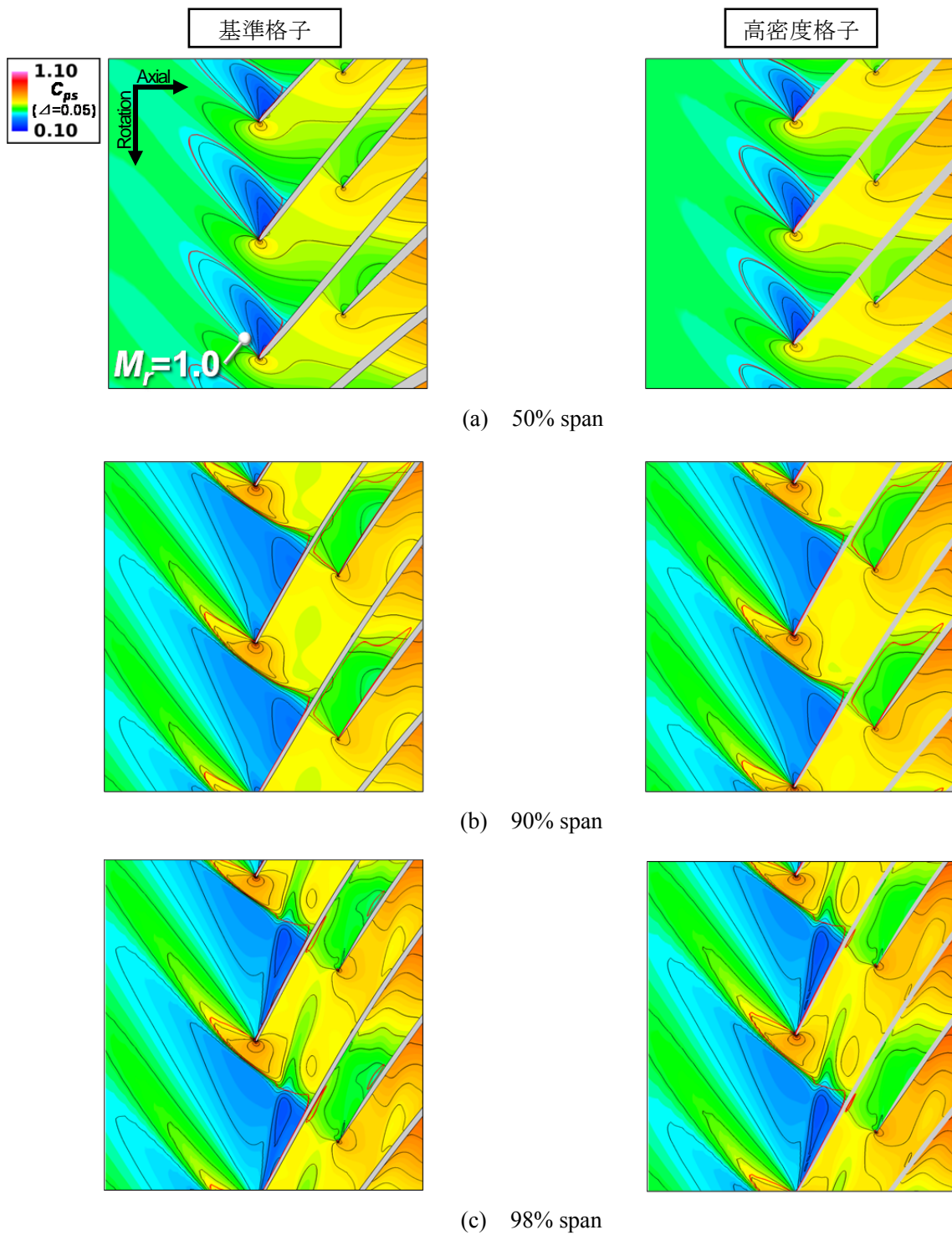
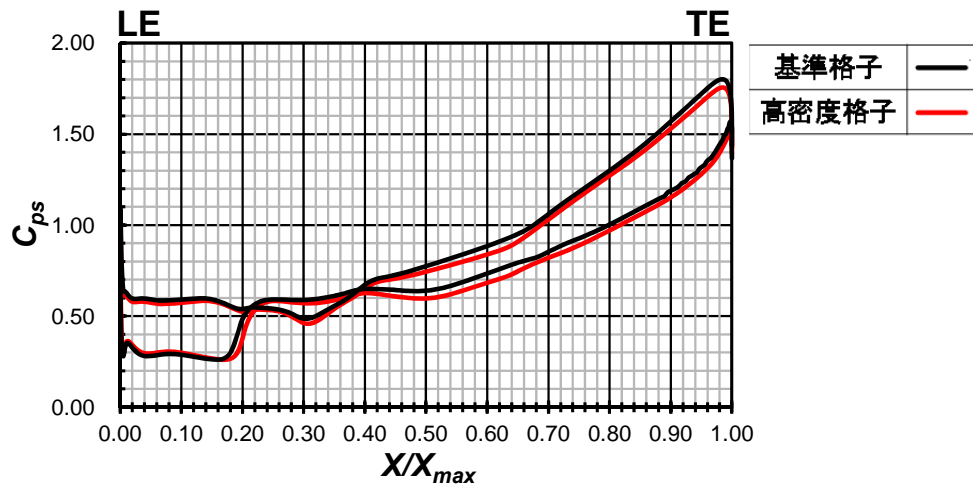
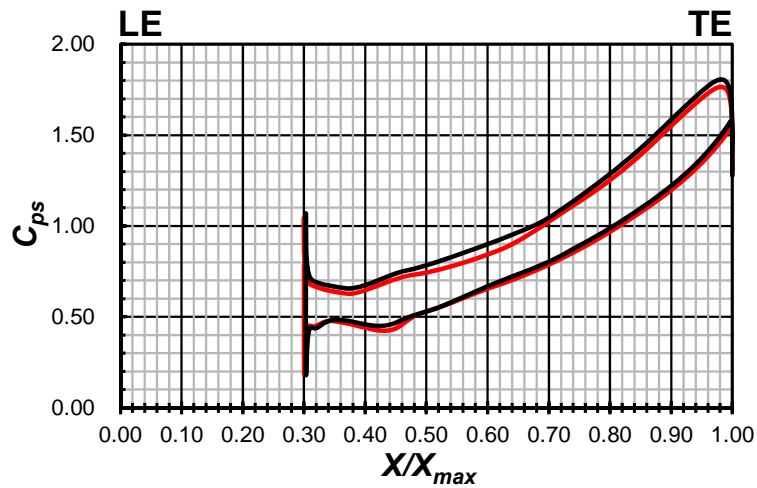


図 4.6 翼間静圧係数  $C_{ps}$  分布



(a) 主翼



(b) 短翼

図 4.7 翼端付近における翼面静圧係数  $C_{ps}$

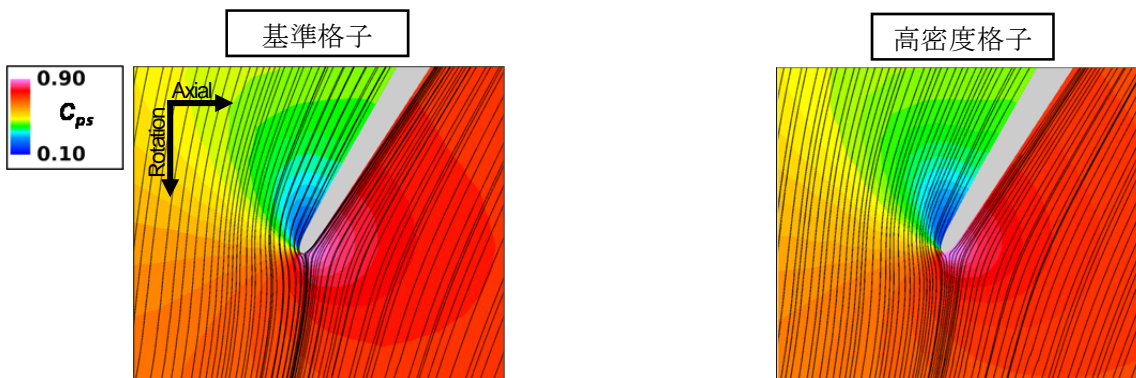
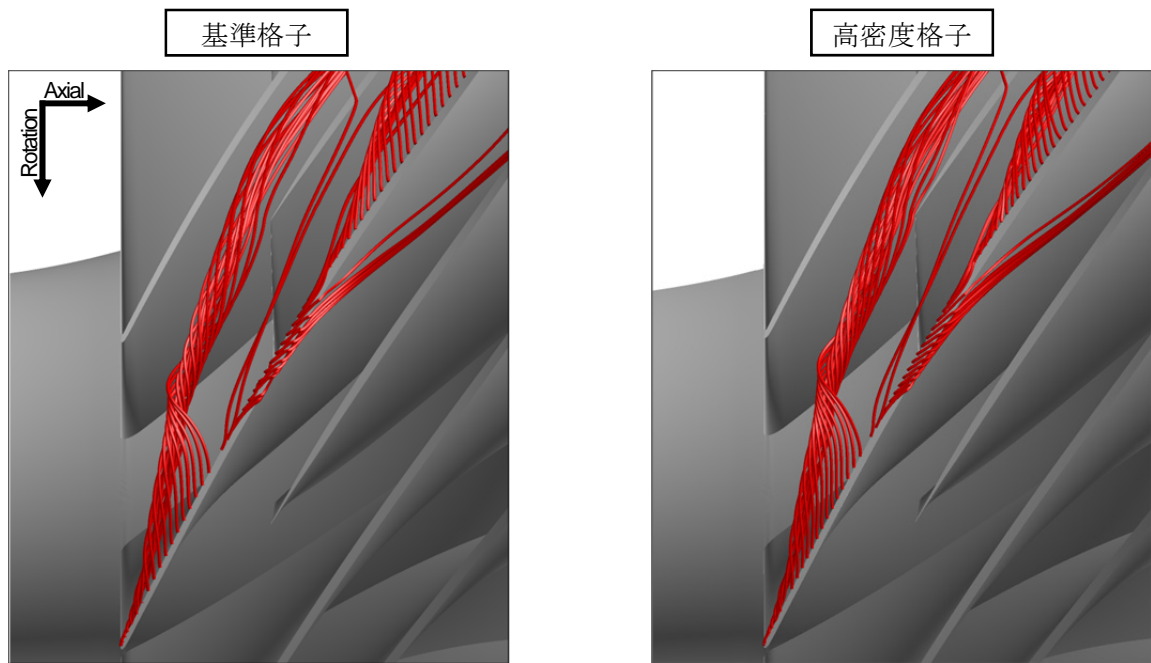
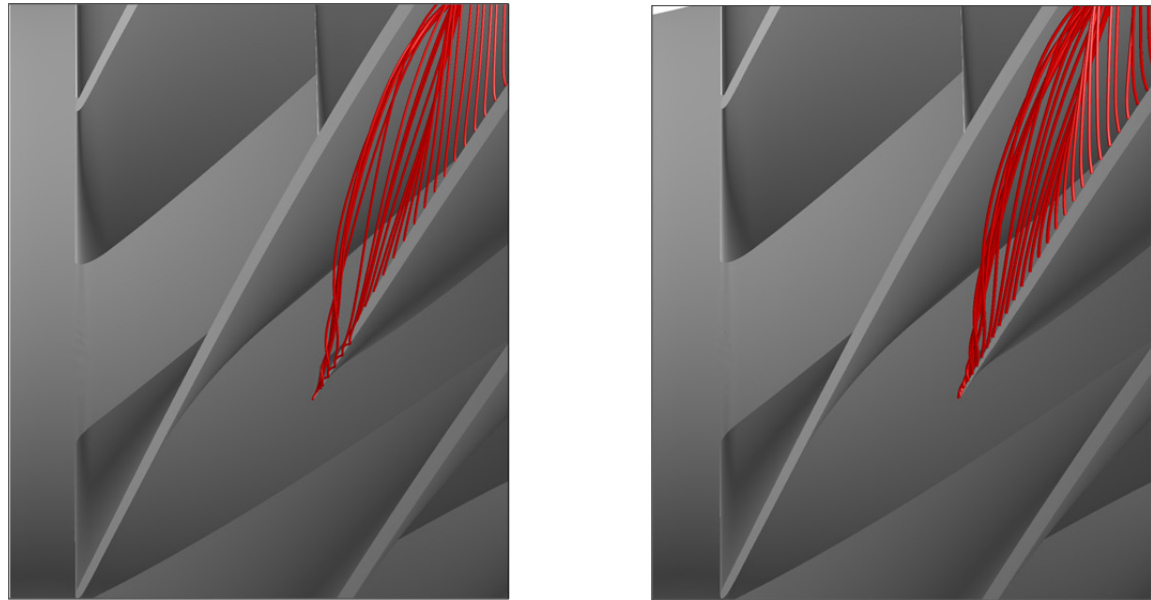


図 4.8 短翼前縁の翼先端付近における翼間静圧係数  $C_{ps}$  分布および流線

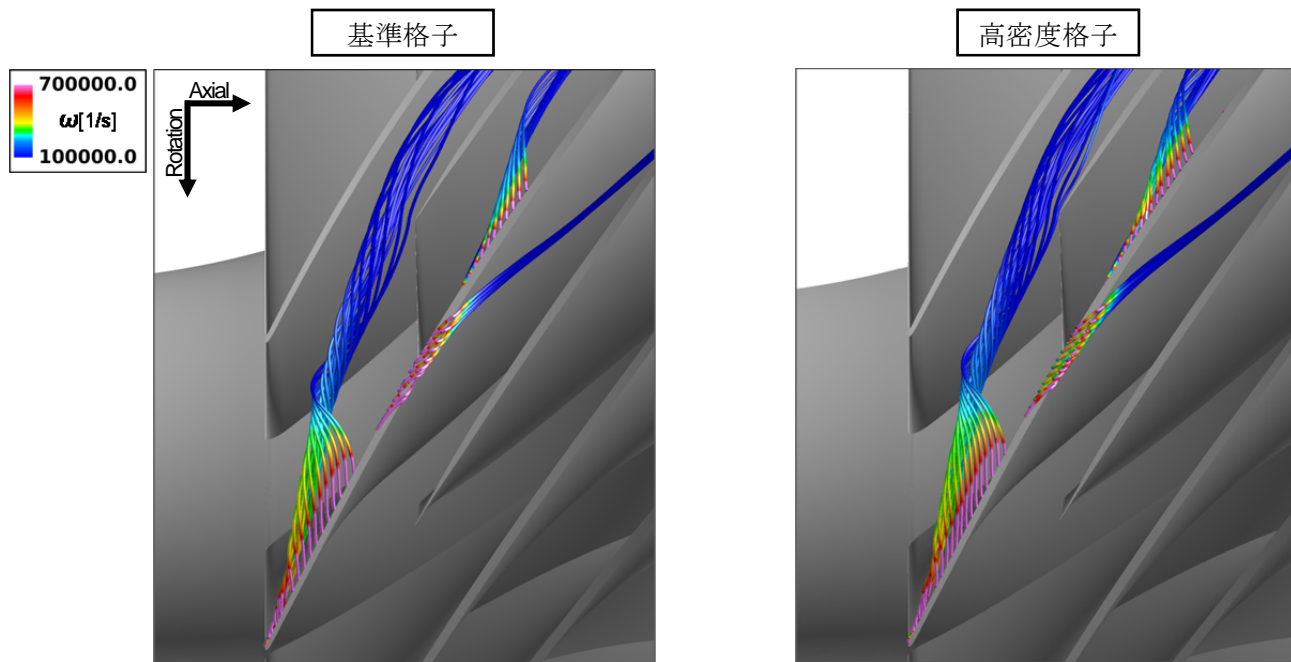


(a) 主翼

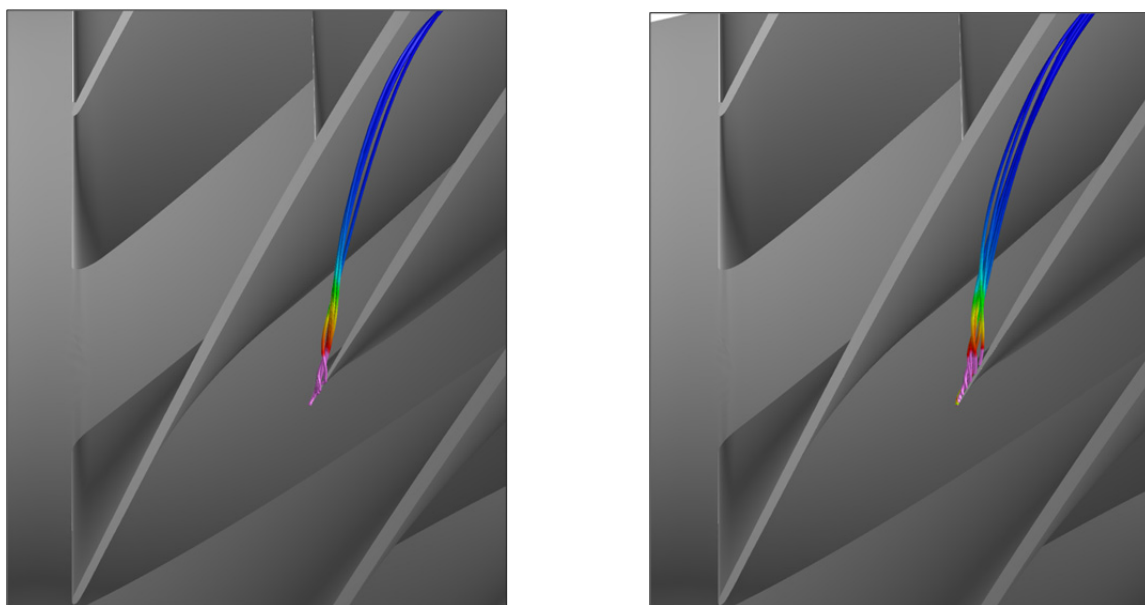


(b) 短翼

図 4.9 翼端流れの挙動

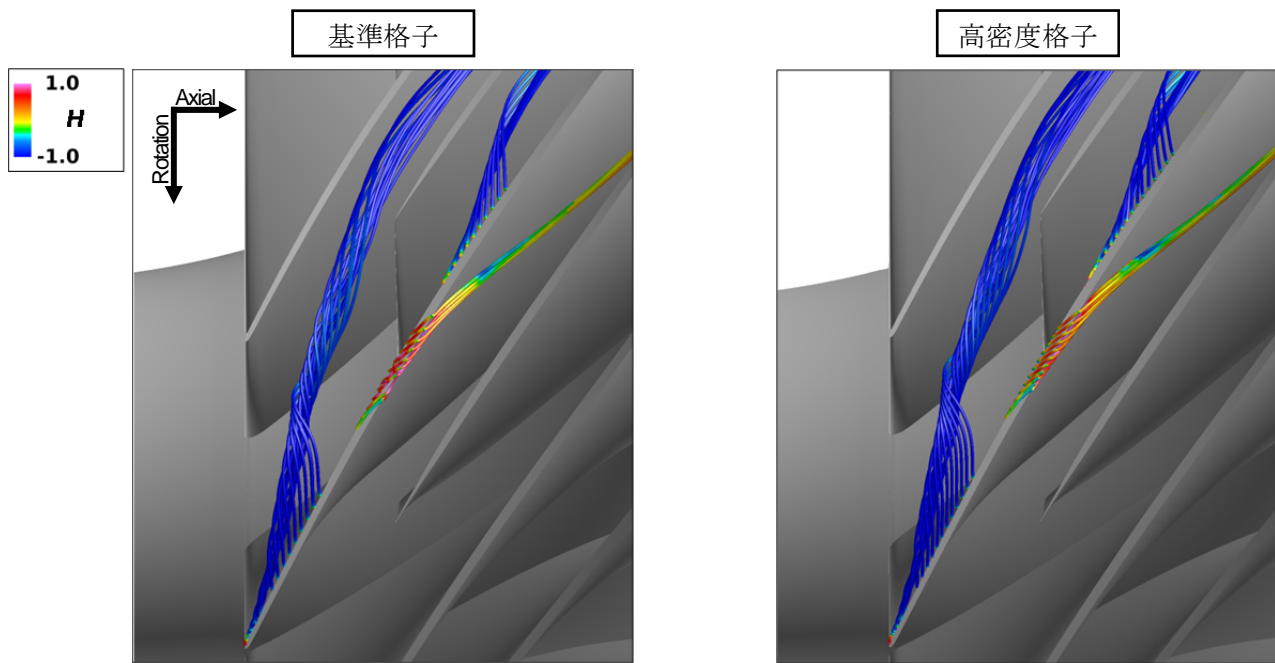


(a) 主翼

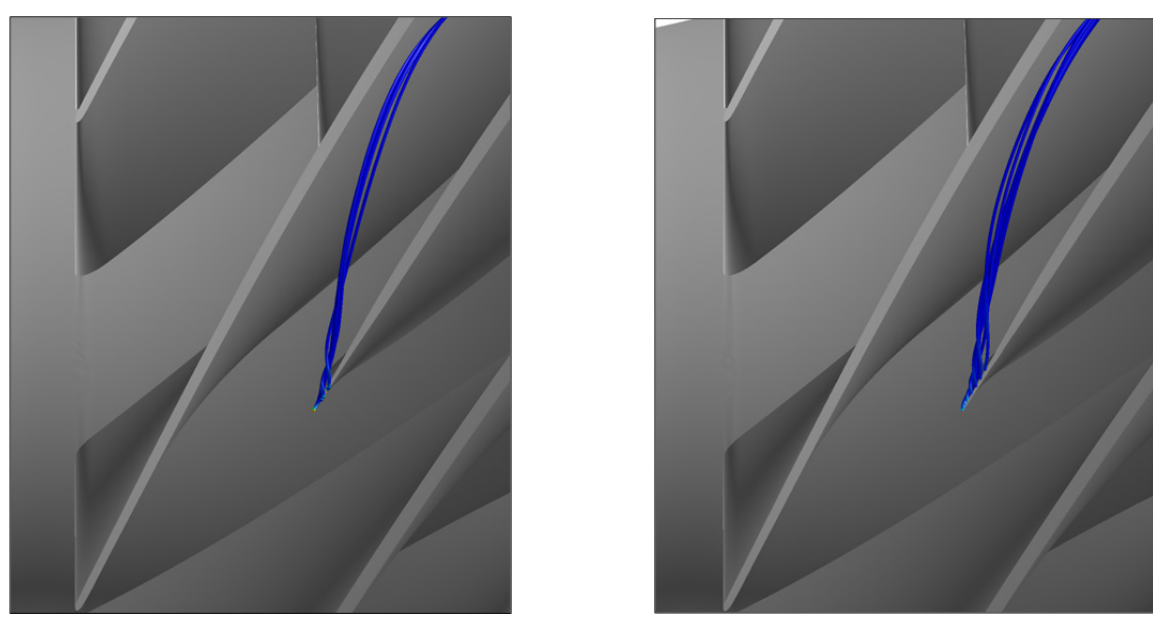


(b) 短翼

図 4.10 翼端漏れ渦の挙動(渦度  $\omega$  で色付け)



(a) 主翼



(b) 短翼

図 4.11 翼端漏れ渦の挙動(ヘリシティ $H$ で色付け)

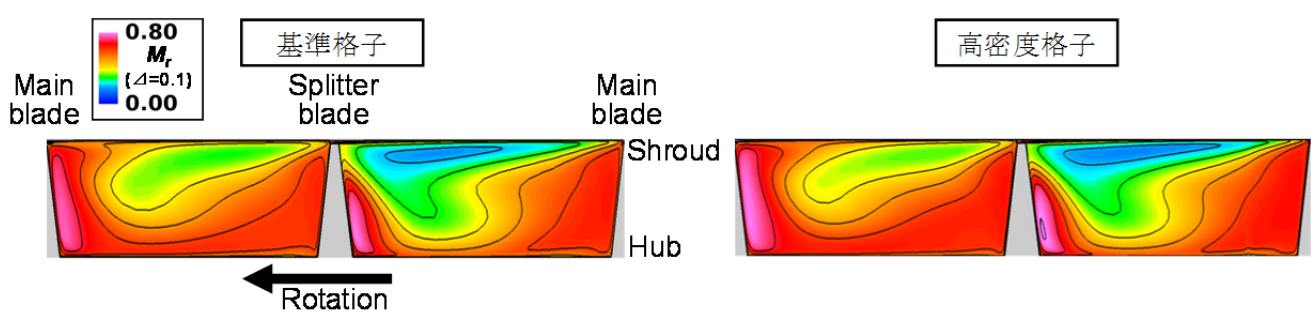


図 4.12 羽根車出口断面内の相対マッハ数  $M_r$  分布

### 4.3 実験データとの比較（供試圧縮機）

#### 4.3.1 本節の概要

一般的に数値解析結果により物理現象の解明を行う場合、実際の物理現象を正確に予測した計算結果を得ることが不可欠であり、そのためには解析対象となる流れ場の特性に適した計算方法の採用と境界条件の設定が重要となる。したがって、数値解析的手法を用いて流体機械内部の流動現象を調査する場合、用いた解析手法により得られた計算結果を実験データと比較することにより、その妥当性を検証する必要がある。

本研究の供試圧縮機である遷音速遠心圧縮機に対しては、Krain らが性能試験とレーザー計測法を用いた内部流動の測定を行っており[16, 32]、それらの結果が公表されている。本節では、同圧縮機を対象に、前節で議論した基準格子を用いた数値解析結果を公表されている実験データと比較することにより、その結果が本研究の目的である翼端間隙の存在が圧縮機内部の流動現象に及ぼす影響を解明できる十分な精度を有しているか調査する。

#### 4.3.2 計算条件および境界条件

実験データとの比較による計算精度の検証のために実施した計算で用いた計算格子と境界条件は、前節で示したものと同様である。なお、本節では圧縮機特性曲線を実験データと比較するために、高流量側のチョーク状態から数値解析を始め、低流量側で生じる旋回失速やサージング等の不安定現象の発生による非定常性の増強により解の振動が強まり、収束解が得られなくなるまで出口静圧の値を段階的に上げながら各作動点での解析を行った。

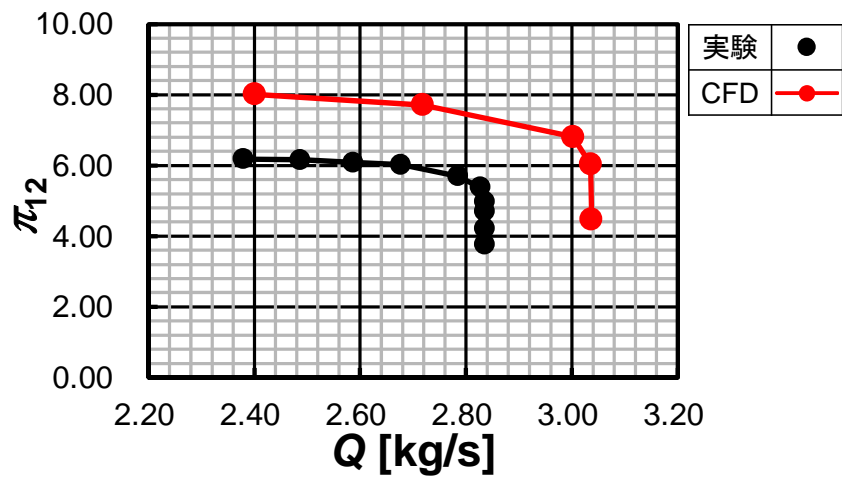
#### 4.3.3 計算結果および考察

本研究の計算結果を実験の公表データと比較して示す。図 4.13 に流量  $Q$  と全圧力比  $\pi_{12}$ 、効率  $\eta_{12}$  および全温比  $T_2/T_1$  の関係を示す。また、設計流量付近の作動点での 30% スパン、50% スパンおよび 90% スパンにおける翼間相対マッハ数  $M_r$  分布を図 4.14-図 4.16 に、羽根車出口断面内の相対マッハ数  $M_r$  分布を図 4.17 に示す。なお、これらの図における等値線間隔は 0.1 となっている。

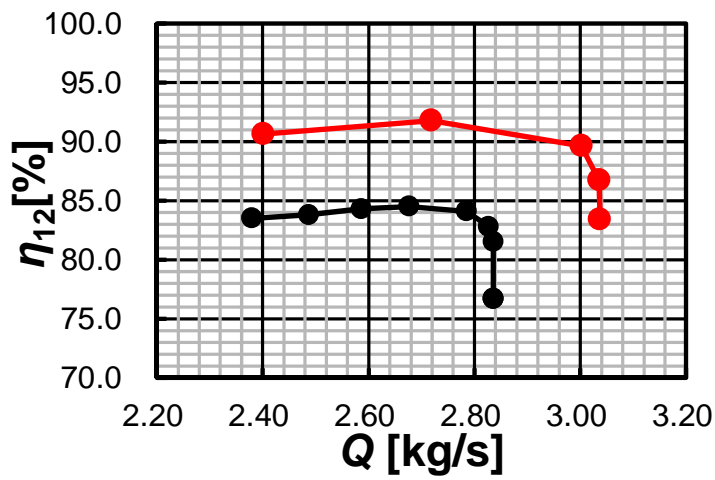
性能パラメータについて比較すると、本研究の計算結果から得られたチョーク流量は 3.037 kg/s であり、実験値の 2.836 kg/s に比べて高くなっている。同様の傾向は、本供試圧縮機を対象とした他の計算結果においても確認でき[36-38]、本研究におけるチョーク流量の実験値との差は、それらの計算結果における差と同程度である。本計算結果から得られた全圧力比  $\pi_{12}$ 、効率  $\eta_{12}$  および全温比  $T_2/T_1$  の性能曲線は、実験データと定性的に一致している(図 4.13)。しかしながら、実験データと比較して本計算結果は、 $\pi_{12}$ 、 $\eta_{12}$  および  $T_2/T_1$  を全て過大評価しており(図 4.13)、同様の傾向は文献[37, 38]でも見られるが、別の圧縮機を対象とした計算結果と実験値の差に比べて大きくなっている[29, 30, 39]。Krain 等が実施した実験における全圧力比  $\pi_{12}$  と効率  $\eta_{12}$  は、測定した全温、質量流量、壁面静圧および CFD 解析により見積もられたブロッケージファクタから、連続の式とオイラー方程式を用いて算出されている[16]。しかしながら、算出に必要なパラメータの数値やその方法の詳細が不明であるため、本研究では、羽根車入口と出口における全圧と全温の断面質量平均値を用いて全圧力比  $\pi_{12}$  と効率  $\eta_{12}$  を算出している。したがって、これらの算出方法の不一致により計算結果と実験データ間の全圧力比  $\pi_{12}$  と効率  $\eta_{12}$  の差が大きくなっていると考えられ(図 4.13)、この推測の裏付けとして、実験においても測定値から直接算出さ



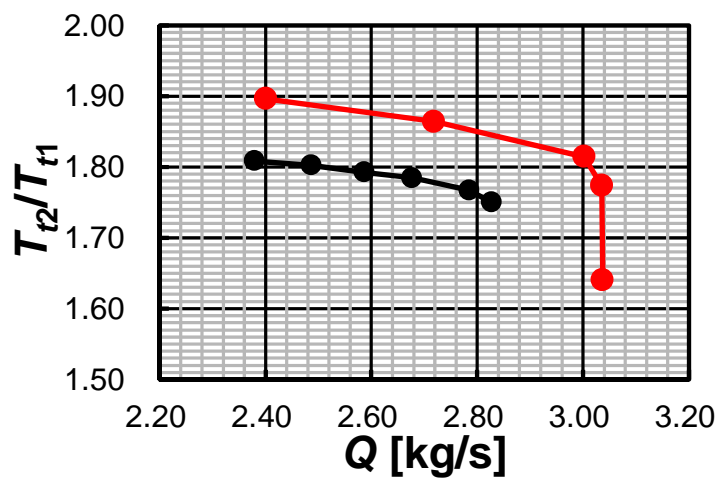
れている全温比  $T_2/T_1$  については、本計算結果と実験値との差が、全圧力比  $\pi_{12}$  と効率  $\eta_{12}$  における差に比べて小さくなっていることが分かる。



(a) 全圧力比  $\pi_{12}$



(b) 効率  $\eta_{12}$



(c) 全温比  $T_2/T_1$

図 4.13 性能特性

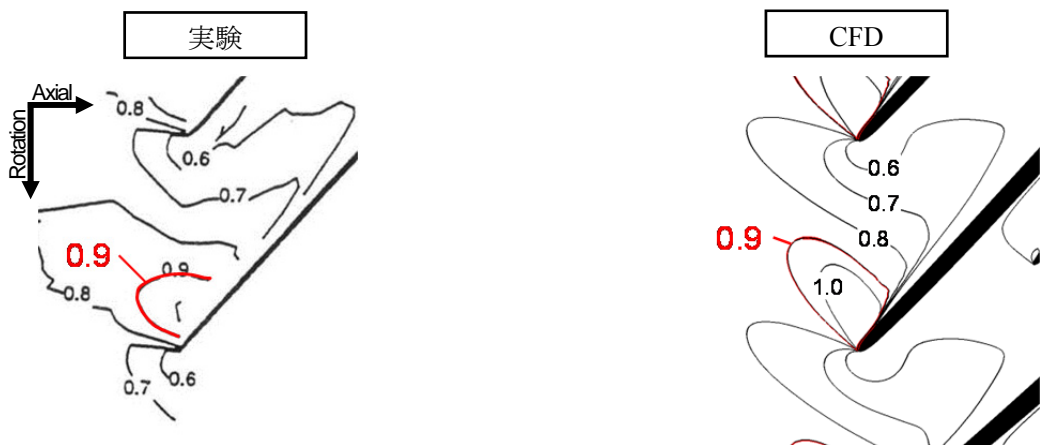


図 4.14 30% span における翼間相対マッハ数  $M_r$  分布

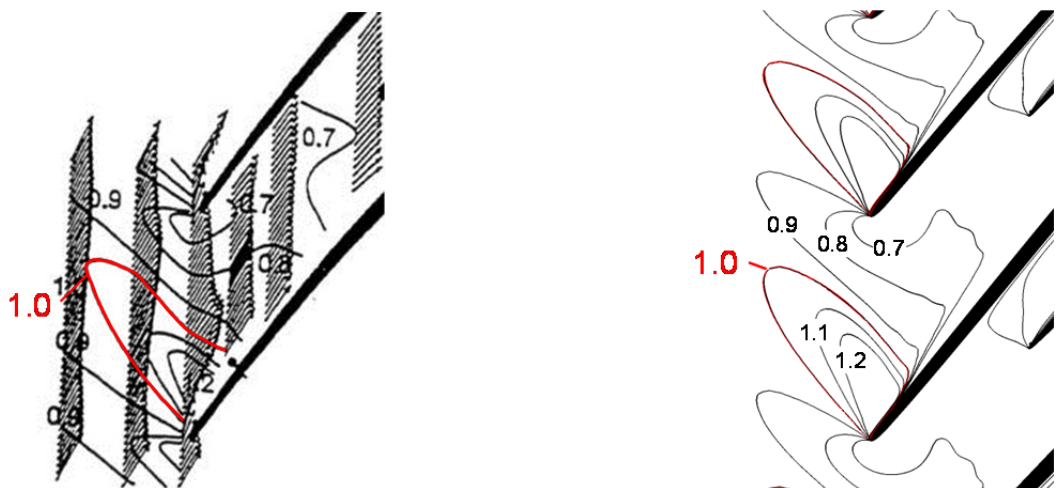


図 4.15 50% span における翼間相対マッハ数  $M_r$  分布

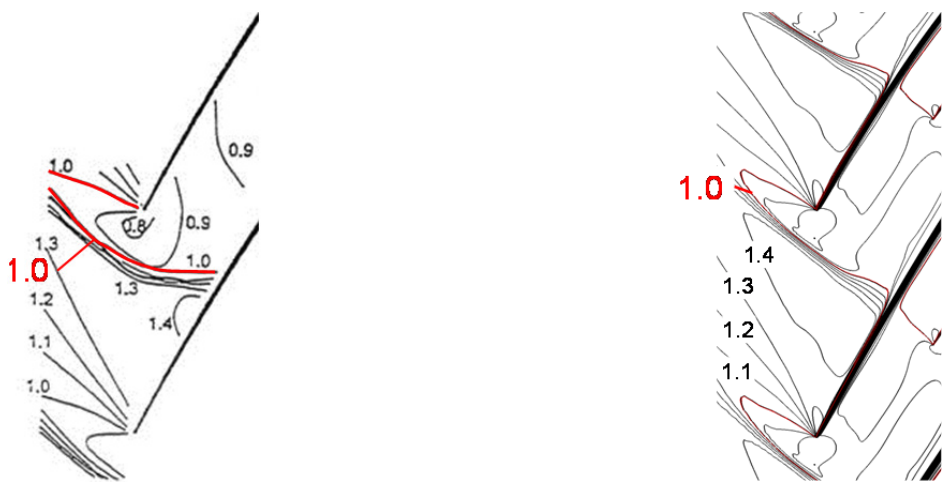


図 4.16 90% span における翼間相対マッハ数  $M_r$  分布

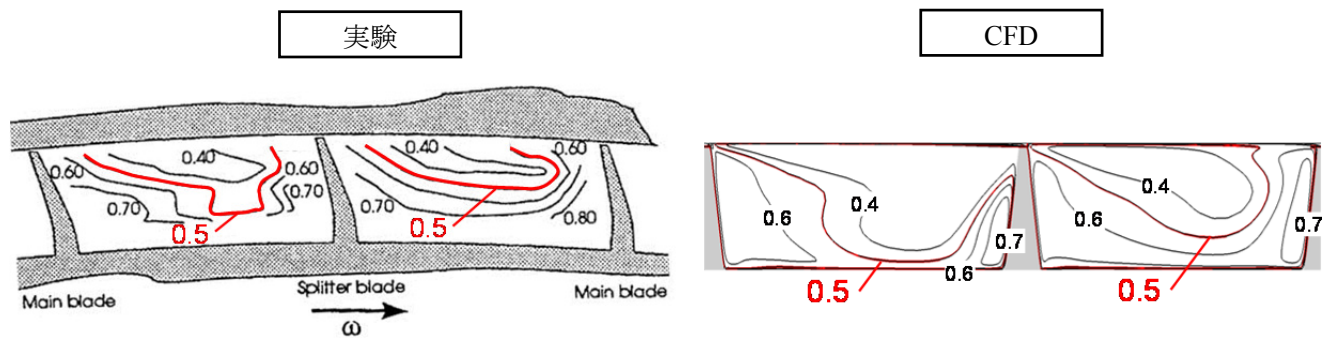


図 4.17 羽根車出口断面内の相対マッハ数  $M_r$  分布

内部流動について比較すると、設計流量付近の作動点における翼間流路内の相対マッハ数  $M_r$  分布については、本計算結果は 30%スパンおよび 50%スパンにおいて実験データと良い一致を示している(図 4.14, 図 4.15). 90%スパンでは、本計算結果と実験データ間に僅かに差異が見られるが、ほぼ同じ分布を示している(図 4.16). さらに、翼間流路内全域で生じている流動現象の影響を強く受ける羽根車出口における Jet-wake 構造についても、本計算結果は実験データと定性的に一致している(図 4.17).

以上の結果から、性能パラメータの全圧力比  $\pi_{12}$  と効率  $\eta_{12}$  については、その算出方法の不一致から本計算結果と実験値との間に定量的な差を生じているが、圧縮機内の流動現象についてはその特徴を精度良く捉えていると考えられる.

#### 4.4 実験データとの比較 (NASA Rotor 37)

##### 4.4.1 本節の概要

前節の結果から遷音速遠心圧縮機に対する本研究で用いている数値解析法による計算結果は、圧縮機内の流動現象についてはその特徴を精度良く捉えているが、性能パラメータについてはその算出方法の不一致から実験値との定量的な差が認められた。

本節では、遠心型でなく軸流型ではあるが、実験データおよびその処理に関する詳細な情報が公表されており、計算結果と実験データの比較をより正確に行うことが可能と考えられる。遷音速軸流圧縮機 NASA Rotor 37 を対象に、本研究で用いている数値解析法により得られた計算結果の妥当性を検証する。

##### 4.4.2 解析対象

解析対象は、NASA の Lewis Research Center において航空機用コアエンジンの圧縮機初段動翼を模擬して設計された NASA Rotor 37 である。同翼は、1994 年に ASME/IGTI(International Gas Turbine Institute) の主導のもと第 39 回国際ガスタービン会議で実施された CFD 検証ワークショップの Blind test モデルとして採用されている。実験は動翼単体に対して行われ、その結果の詳細が公開されていることから[40, 41]、前述のワークショップ以降も多くの研究者により数値解析的研究の供試圧縮機として用いられている[42-48]。NASA Rotor 37 の外観の写真を図 4.18 に、その主な仕様を表 4.2 に示す。設計回転数は 17,188.7 rpm で、羽根車 Tip 周速度に基づくマッハ数は約 1.48 である。また、設計圧力比と流量は、それぞれ 2.106 と 20.93 kg/s で、翼端間隙高さは 0.356 mm となっている。

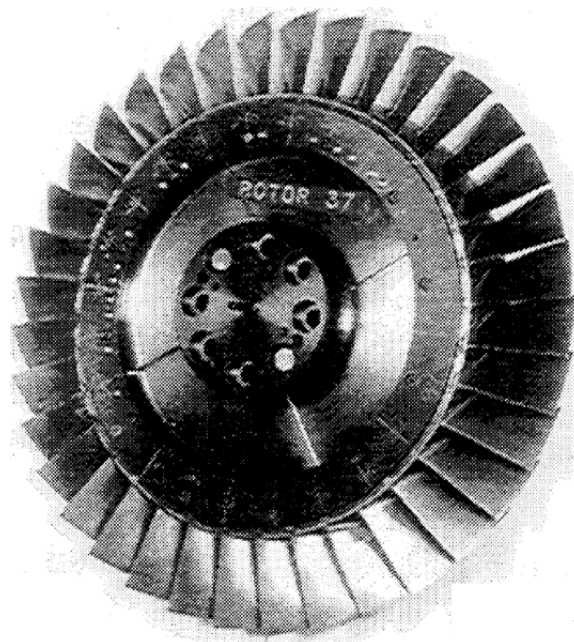


図 4.18 NASA Rotor 37

表 4.2 NASA Rotor 37 の仕様

Number of blades	36
Hub / tip radius ratio	0.70
Aspect ratio	1.19
Blading type	Multiple circular arc

#### 4.4.3 計算条件および境界条件

本解析で用いた計算格子を図 4.19 に示す. POINTWISE Ver.17.1 を用いてマルチブロック計算格子を 1 ピッチ分の翼間流路に対して形成した. 主流領域の計算ブロックは H 型の格子を用いて形成した. 翼周りと翼端間隙内の計算ブロックは, それぞれ O 型と OH 型の格子により形成した. 総格子点数は約 215 万点となっており, 翼端間隙内の格子点数は先に示した遷音速遠心圧縮機の基準格子とほぼ同様にピッチ方向とスパン方向にそれぞれ 39 点と 36 点とした. 壁面から第一格子点までの距離は, 0.001 mm に設定し,  $y^+$  は大部分の固体壁面上で 1.0 以下となっている.

境界条件が適用される各境界面の位置を図 4.20 に示す. 適用した境界条件の種類は遷音速遠心圧縮機の場合と同様であり, 入口境界面は羽根車入口から羽根車軸方向上流に翼コード長の 4 倍の位置に配置し(図 4.20(a)), その面内で境界条件として全圧, 全温および流れ角を一様に与えた. 出口境界面は羽根車出口から羽根車軸方向下流に翼コード長の 3 倍の位置に設定し, その境界面上に静圧を与えた(図 4.20(b)). ピッチ方向境界面には周期境界条件を適用した(図 4.20(c)). また, Shroud 壁面には回転する羽根車に対する相対運動を考慮した壁面条件を適用している(図 4.20(d)). 回転数は設計回転数の 17,188.7 rpm に固定した.

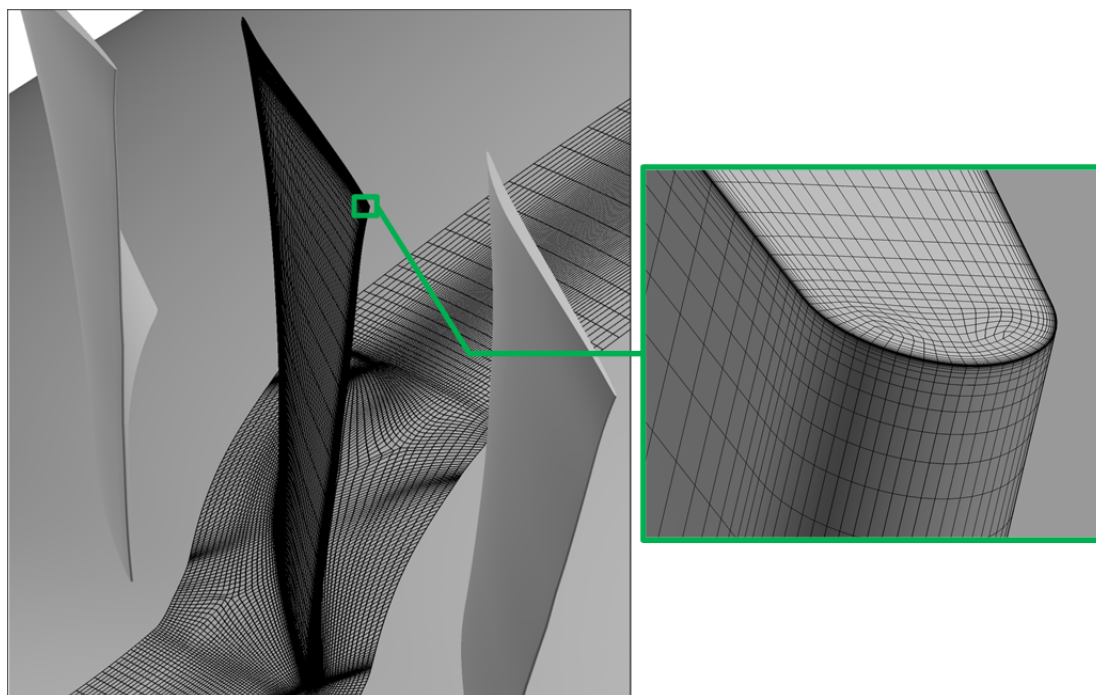


図 4.19 計算格子

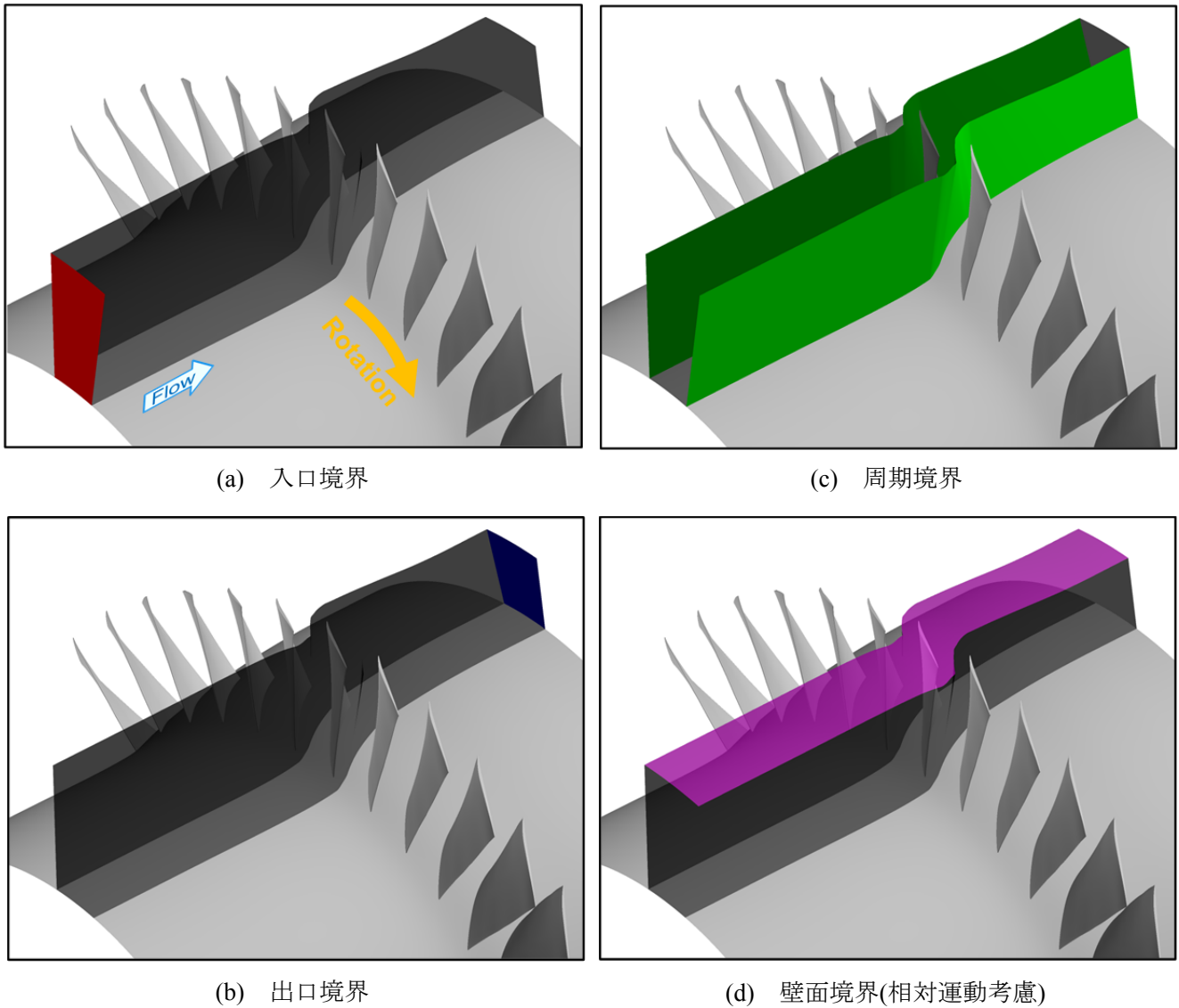


図 4.20 各境界面の位置

#### 4.4.4 計算結果および考察

本研究で用いている数値解析法による計算結果を公表されている実験データと比較して示す。図 4.21 には、全圧力比  $P_{t4}/P_{t1}$  と効率  $\eta_{1-4}$  が示されており、同図には実験値の誤差範囲も示されている。全圧力比  $P_{t4}/P_{t1}$  は、供試圧縮機の子午面形状を示している図 4.22 中の羽根車の上流側 Station 1 と下流側の Station 4 における断面質量平均全圧の比であり、効率  $\eta_{1-4}$  は次式により定義した。

$$\eta_{1-4} = \left[ \left( P_{t4}/P_{t1} \right)^{(\kappa-1)/\kappa} - 1 \right] / (T_{t4}/T_{t1} - 1) \times 100 \quad (4-4)$$

ここで、 $T_{t1}$  と  $T_{t4}$  は図 4.22 中の Station 1 と 4 における断面質量平均全温であり、 $\kappa$  は比熱比 (=1.4) である。また、両図の横軸はチョーク流量  $Q_c$  で除した無次元流量  $Q/Q_c$  である。図 4.23 には、無次元流量  $Q/Q_c = 0.98$  と  $0.92$  付近の作動点における 95% スパンでの翼間面内の相対マッハ数  $M_r$  分布が示されており、等値線間隔は 0.1 である。図 4.24 には計算結果から得られた 95% スパンでの翼間面内の静圧係数  $C_{ps}$  分

布と、翼前縁付近の翼端間隙内の翼先端近傍に解放点を持つ流れの流線を渦度  $\omega$  で色付けして示す。同図中の  $C_{ps}$  の等値線の間隔は 0.1 であり、 $C_{ps}$  は次式により定義した。

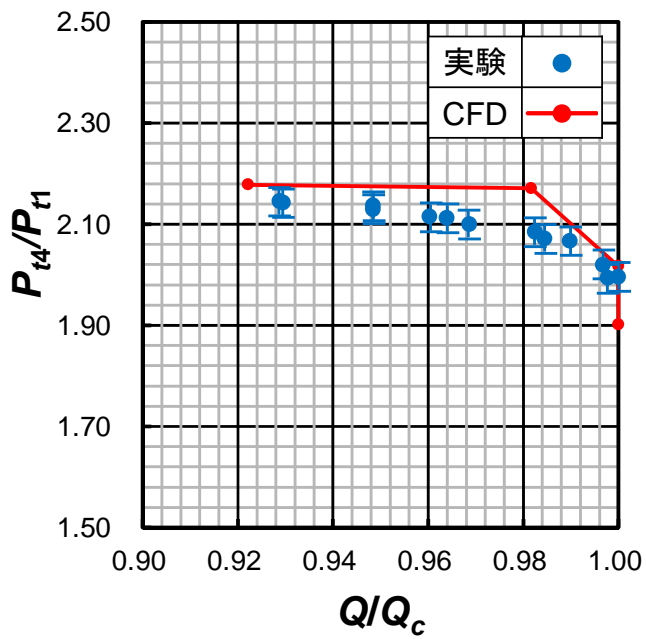
$$C_{ps} = P_s / 0.5 \rho_\infty U_t^2 \quad (4-5)$$

ここで、 $P_s$  は静圧、 $\rho_\infty$  は標準大気状態における密度 (= 1.205 kg/m<sup>3</sup>)、 $U_t$  は羽根車 tip 周速度である。

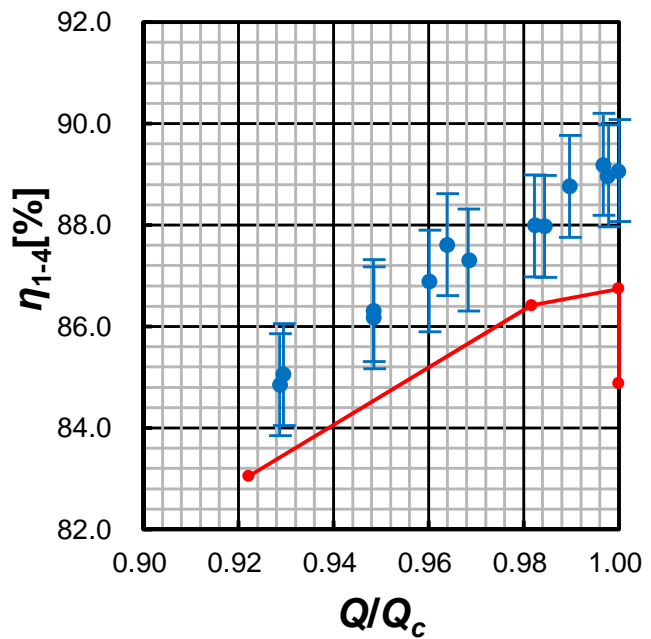
性能パラメータについて比較すると、本研究の計算結果から得られたチョーク流量  $Q_c$  は 20.84 kg/s であり、実験における  $20.93 \pm 0.14$  kg/s と良く一致している。また、本研究の計算結果から得られた全圧力比  $P_{t4}/P_{t1}$  と効率  $\eta_{1-4}$  の特性曲線は、定性的に実験結果と一致していることが分かる(図 4.21)。さらに実験データの誤差範囲を考慮すると定量的にも良い一致を示しているが、本計算結果は僅かながら全圧力比  $P_{t4}/P_{t1}$  を過大評価し(図 4.21(a))、効率  $\eta_{1-4}$  を過小評価している(図 4.21(b))。このような傾向は NASA Rotor 37 を対象とした他の研究の計算結果においても見られ[45, 46]、本計算結果と実験値の差はそれらの文献と比較しても、同等な誤差範囲に収まっている。また、NASA Rotor 37 における本計算結果と実験値間の圧力比と効率の差は、前述の遷音速遠心圧縮機における差に比べて非常に小さくなっている(図 4.13(a), (b), 図 4.21)。

羽根車内部の流れの挙動について比較すると、無次元流量  $Q/Q_c = 0.98$  付近の作動点における翼先端付近の相対マッハ数分布については、実験データでは衝撃波の下流の中央ピッチ付近に低マッハ数領域 LMR が形成されており(図 4.23(a))、本計算結果においても同様の領域を捉えていることが分かる。この LMR は翼端漏れ渦と衝撃波の干渉に起因して発生することが報告されており[22]、本計算結果においても翼前縁付近から翼端漏れ渦が形成され(図 4.24(a))、それは LMR が形成されている位置付近において衝撃波 SW との干渉により減衰していることが、渦度  $\omega$  の分布から分かる。無次元流量  $Q/Q_c = 0.92$  付近の作動点においても、実験データでは衝撃波下流の中央ピッチ付近に低マッハ数領域 LMR が形成されており(図 4.23(b))、本計算結果においても同領域の形成が確認できる。さらに、実験データではこの LMR が流量の低下に伴い拡大しており(図 4.23)、本計算結果でも同様傾向を予測できている。この LMR は前述のように翼端漏れ渦に起因するものであるため(図 4.24)、本研究の計算結果は流量の低下に伴う翼端漏れ渦の挙動の変化を精度良く再現できていると考えられる。

以上の結果から、本研究の計算結果は、NASA Rotor 37 の性能特性を他の研究と同程度の誤差の範囲内で定量的にも精度良く予測していることが分かった。したがって、遷音速遠心圧縮機の全圧力比と効率において見られた本研究の計算結果と実験データ間の定量的な差の主な原因は、それらの性能パラメータの算出方法の不一致にあると云える。さらに NASA Rotor 37 における本計算結果は翼端漏れ渦の挙動およびその流量の低下に伴う変化についても精度良く捉えていることから、本研究で用いた数値解析的手法により得られた計算結果により、本研究の主目的である翼端間隙の存在が圧縮機内部の流動現象と圧縮機性能に及ぼす影響を調査することは妥当と判断した。



(a) 全圧力比  $P_{t4}/P_{t1}$



(b) 効率  $\eta_{1-4}$

図 4.21 性能特性

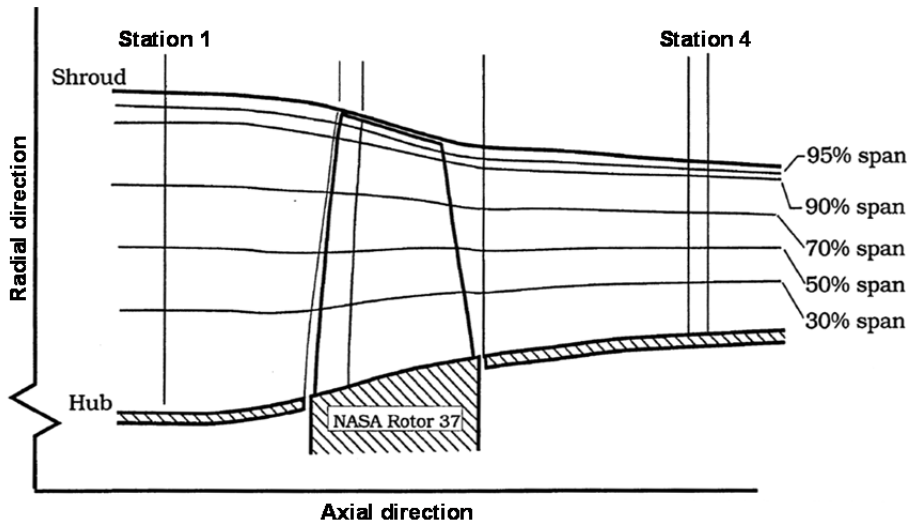
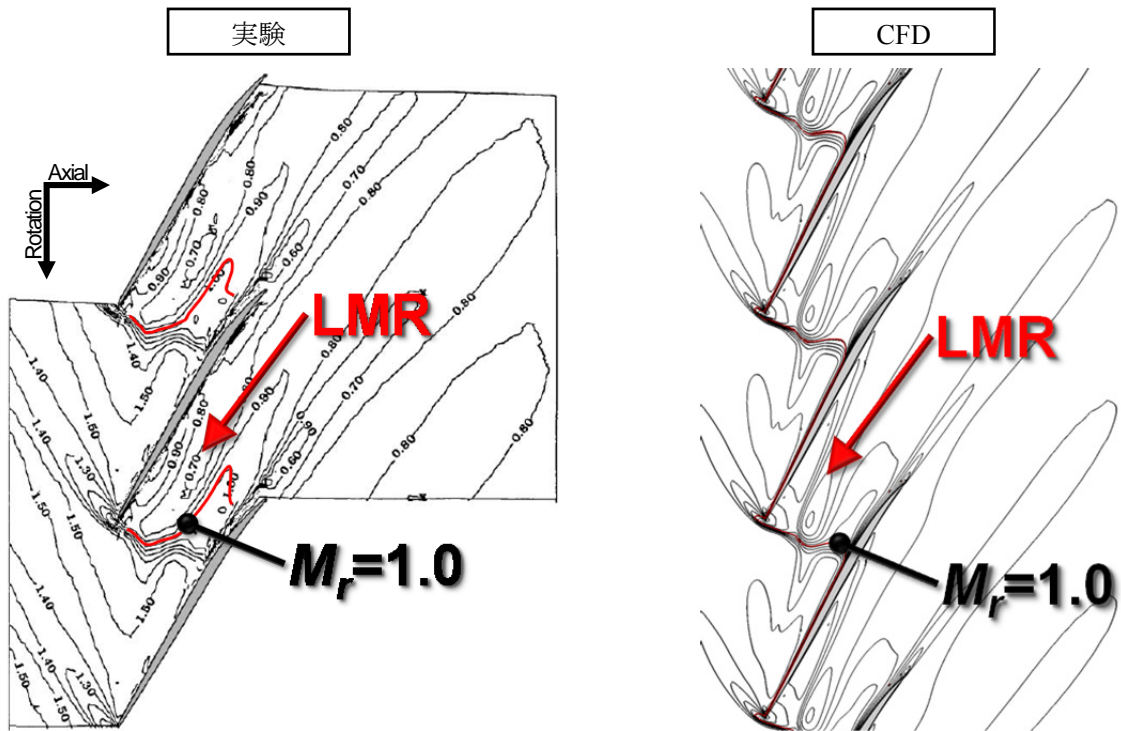
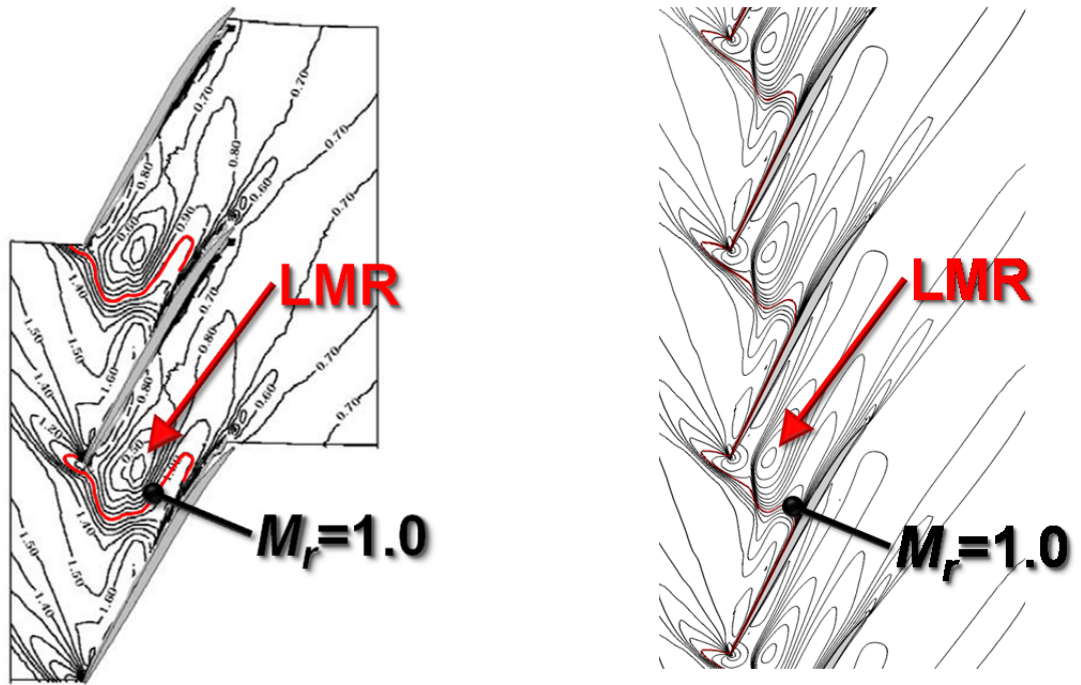


図 4.22 供試圧縮機子午面形状



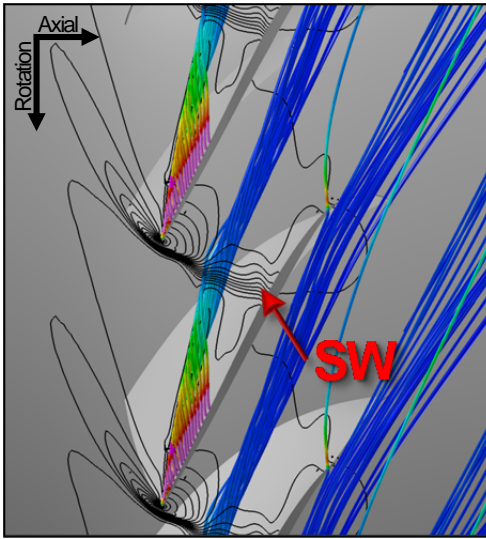
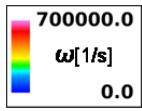


(a)  $Q/Q_c=0.98$

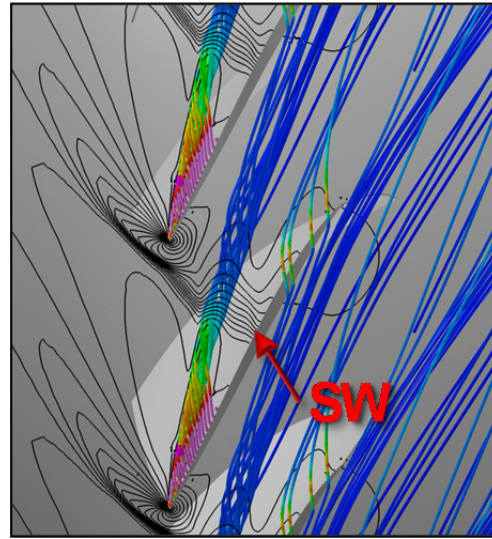


(b)  $Q/Q_c=0.92$

図 4.23 95% span における翼間相対マッハ数  $M_r$  分布 (等値線間隔 : 0.1)



(a)  $Q/Q_c=0.98$



(b)  $Q/Q_c=0.92$

図 4.24 95% span における翼間静圧係数  $C_{ps}$  分布と翼端漏れ渦の挙動 (等値線間隔 : 0.1)

## 第 5 章 翼端間隙が内部流動に与える影響

## 第5章 翼端間隙が内部流動に与える影響

### 5.1 本章の概要

流体機械内部の流動現象に対して翼端間隙の存在が及ぼす影響を調査するには、翼端間隙が有る実際の流れ場と、翼をスパン方向に Shroud 壁面まで延長し翼端間隙を無くした仮想的な流れ場を比較するのが最も有効な方法と考えられる。一般的に羽根車がコード長の異なる主翼と短翼により構成される遷音速遠心圧縮機では、それぞれの翼から放出される翼端漏れ流れの挙動は異なり、さらに互いの挙動に影響を及ぼし合う。したがって、主翼と短翼の各々の翼端間隙の存在が圧縮機内部の流動現象に与える影響の詳細を明らかにするには、両翼ともに翼端間隙が有る条件と無い条件の間で流れ場を比較するだけでは不十分である。そこで本研究においては、両翼ともに翼端間隙が有る条件と無い条件の2条件に、片方の翼のみに翼端間隙を設けた、主翼には有るが短翼には無い条件、逆に短翼には有るが主翼には無い条件の2条件を加えた計4条件に対する数値解析を行い、それらの結果を比較することにより個々の翼端間隙の圧縮機内部の流動現象に及ぼす影響をより明確化することを試みた。また、一般的に遠心圧縮機羽根車内の流れの挙動は流量の変化に伴う作動条件に依存する。さらに自動車用過給機の遠心圧縮機のように広範囲の作動条件で使用される場合もある。したがって、本研究から得られた知見を実機的设计へ活かすには、翼端間隙の存在が圧縮機内部の流動現象に及ぼす影響が作動条件に依存するかについても調査する必要性が生じてくる。

本章では、設計点に加えてチョーク近傍および失速点近傍の3つの特徴的な作動点において、主翼と短翼の各翼端間隙の有無をパラメータとした上記の4条件に対して遷音速遠心圧縮機内の流れの数値解析を行い、それらの結果を比較検討することにより、主翼と短翼の各々の翼端間隙が圧縮機内の流れの挙動と損失生成機構および羽根車効率に及ぼす影響について調査した結果を示す。

### 5.2 解析モデル

本研究では主翼と短翼の各々の翼端間隙が遷音速遠心圧縮機内部の流れの挙動と損失生成機構に及ぼす影響の詳細を解明するために、翼先端と Shroud 壁間に存在する翼端間隙を4つの条件(TC, TC-M, TC-S, NTC)に設定して解析を行った。各条件における翼端間隙の有無の状態をまとめたものを表5.1に示す。同表では、翼端間隙が有る状態が「○」で、無い状態が「×」で示されている。

実機状態に対応する TC では、主翼と短翼共に翼端間隙を考慮し、その高さは主翼前縁から後縁へ向かって 0.5 mm から 0.3 mm に徐々に変化している。一方、TC-M では主翼のみ、TC-S では短翼のみに翼端間隙が存在し、他方の翼の翼端間隙は、翼をスパン方向に Shroud 壁まで延長することにより無しに設定した。NTC では、同様の方法により主翼と短翼の翼端間隙を共に無しに設定した。なお、TC-M における主翼および TC-S における短翼の翼端間隙高さの分布は TC と同一となっている。

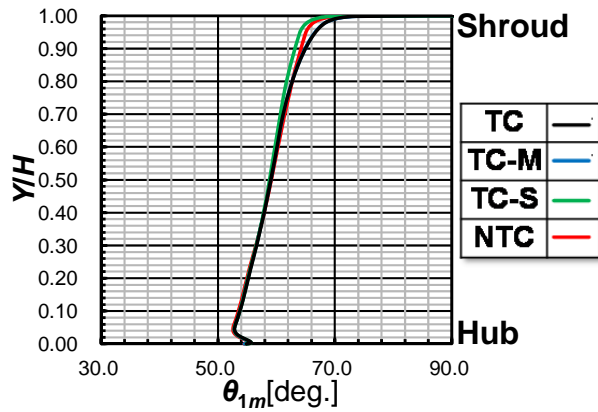
表 5.1 各条件における翼端間隙の有無

Condition name	Main blade	Splitter blade
TC	○	○
TC-M	○	×
TC-S	×	○
NTC	×	×

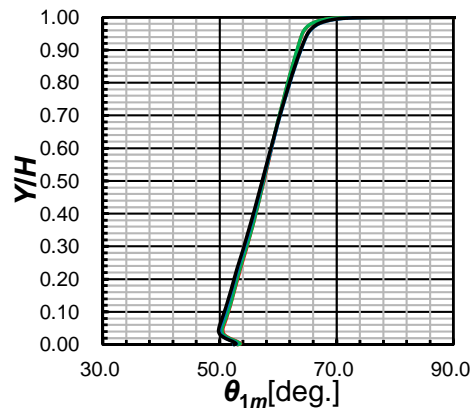
### 5.3 計算条件および境界条件

計算格子には、第4章において格子依存性の検証の際に遷音速遠心圧縮機に対して形成された基準格子を用いた。なお、TC-Mの短翼、TC-Sの主翼およびNTCの主翼と短翼の翼端間隙は、同領域の計算ブロックを固体領域として扱うことにより無しの状態に設定した。

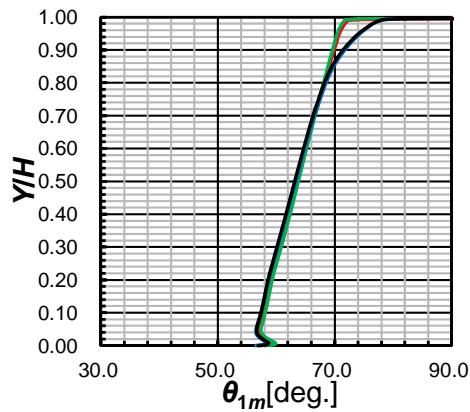
境界条件は、第4章の格子依存性の検証の際に遷音速遠心圧縮機を対象とした数値解析において設定した条件と同じであり、全ての条件において回転する羽根車に対するShroud壁面の相対運動を考慮している。



(a) 設計作動点



(b) 高流量作動点



(c) 低流量作動点

図 5.1 羽根車入口におけるピッチ方向平均相対流れ角  $\theta_{1m}$

本章では、設計作動点(基準流量： $Q/Q_c=0.9$ )，チョーク近傍の高流量作動点(基準流量： $Q/Q_c=0.98$ )および失速点近傍の低流量作動点(基準流量： $Q/Q_c=0.8$ )の3つの作動点における計算結果を得るために、計算結果から得られる流量( $Q/Q_c$ )がこれらの作動点における基準流量の $\pm 2\%$ 以内に収まるように、各条件で出口静圧の値を調節して数値解析を行った。なお、低流量作動点の流量( $Q/Q_c=0.8$ )については、基準間隙条件となる実機状態のTCにおいて収束解が得られた最小流量( $Q/Q_c=0.79$ )を基に設定した。また、各条件におけるチョーク流量 $Q_c$ 間の差はTCのものを基準として $\pm 0.05\%$ 以下である。流量を同一として得られた計算結果を各条件間で比較する理由としては、同一羽根車回転数に対して流量が異なると羽根車入口断面での特に入射角などの流入状態が変化するため、圧縮機内部の漏れ流れや漏れ渦などの流動現象の変化がこの流入状態の違いに起因するものか、本研究の主目的である翼端間隙の有無によるものかが不明確になるためである。図5.1に設計作動点、高流量作動点および低流量作動点における各条件での羽根車入口相対流れ角のピッチ方向質量平均値 $\theta_{1m}$ のスペン方向分布を示す。各条件において流量をほぼ同一とした結果、全ての作動点で羽根車への流入状態も後に示す翼端間隙の影響が現れるShroud側を除いてほぼ同様となっていることが分かる(図5.1)。

## 5.4 結果および考察

### 5.4.1 設計作動点における翼端間隙の影響

基準作動点となる設計点における翼端間隙の影響について考察する。

図5.2に羽根車入口における相対流れ角のピッチ方向質量平均値 $\theta_{1m}$ と主翼前縁翼角度のスペン方向分布を示す。図5.3と図5.4には、80%スペンにおける翼間面内の相対マッハ数 $M_r$ 分布と静圧係数 $C_{ps}$ 分布をそれぞれ示す。図中の白線は $M_r=1.0$ の分布を示し、 $\Delta$ は等値線の間隔である。図5.5には、主翼と短翼の各翼面上の静圧係数 $C_{ps}$ 分布に限界流線を重ねた図を示す。図5.6と図5.7には、主翼と短翼の翼先端付近における、圧力面と負圧面の静圧係数 $C_{ps}$ の差として定義される翼負荷係数 $\Delta C_{ps}$ の流路方向

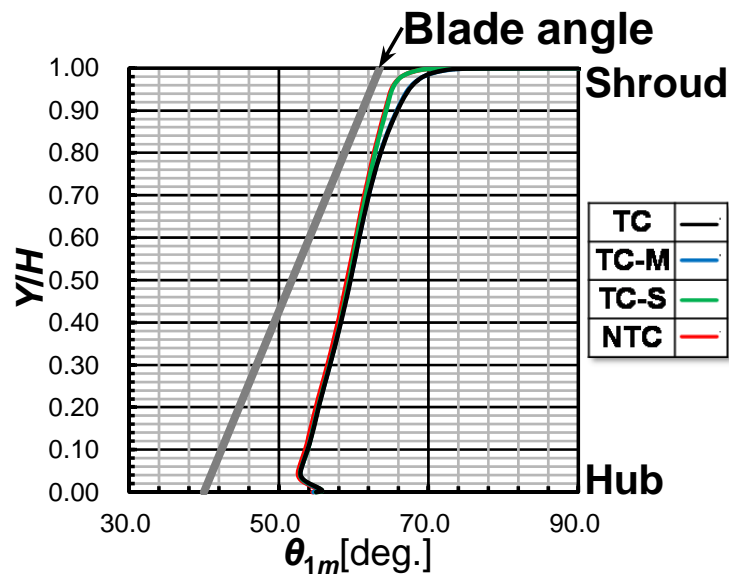


図 5.2 羽根車入口におけるピッチ方向平均相対流れ角  $\theta_{1m}$

分布をそれぞれ示す。図 5.8 には、主翼先端におけるキャンバーラインに垂直な断面内のエントロピー関数  $S^*$  分布が  $S^*=1.4$  以上の高損失領域に対して示されている。 $S^*$  は次式により定義した。

$$S^* = (T_i/T_{i1})^{\kappa/(\kappa-1)} / (P_i/P_{i1}) \quad (5-1)$$

なお、同図には翼端間隙が存在する TC、TC-M および TC-S の 3 つの条件における翼端間隙内の翼先端付近に配置した解放点から下流側へ向かう流れの流線を示しており、主翼からのものが赤色、短翼からのものが青色で示されている。図 5.9 と図 5.10 には、図 5.8 に示す流れ渦の流線を渦度  $\omega$  とヘリシティ  $H$  でそれぞれ色付けして示す。また、これらの図には翼先端付近における静圧係数  $C_{ps}$  の等値線を重ねて示してあり、等値線間隔は 0.01 である。図 5.11 には、翼先端付近における翼間相対マッハ数  $M_r$  分布を、図 5.12 には短翼先端前縁付近における翼間面内の静圧係数  $C_{ps}$  分布に流線を重ねた図を示す。

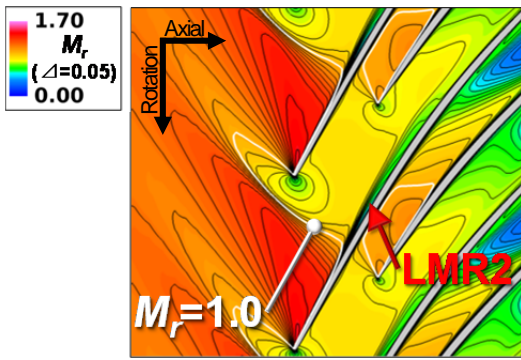
#### 5.4.1.1 TC の内部流れの挙動

基準羽根車である、実機状態の TC の内部流れの挙動の詳細を考察する。

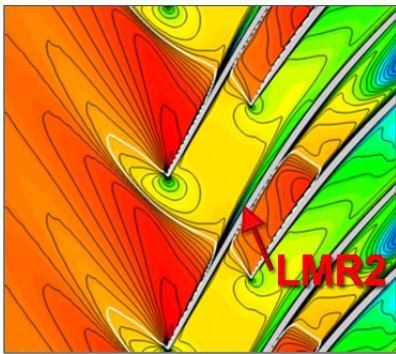
羽根車入口における相対流れ角  $\theta_{lm}$  は、主翼前縁角度に対して正の入射角となることが分かる(図 5.2)。主翼負圧面上では流れが増速し(図 5.3(a))、「強い逆圧力勾配を伴う衝撃波(SW<sub>m1</sub>)」が形成されている(図 5.4(a))。また、翼面上の境界層流れがその衝撃波と干渉することによりはく離している(図 5.5(a))。主翼先端付近の負荷は、前述の負圧面上の流れの増速に伴う静圧低下により、前縁付近で増加しているが(図 5.3(a)、図 5.4(a)、図 5.6)、SW<sub>m1</sub> の形成に伴う圧力上昇により  $X/X_{max} \doteq 0.2$  付近で急激に減少している。「主翼前縁付近の高負荷に誘起された翼端流れは、主流との干渉により流れ渦(V<sub>t,m-ss1</sub>)」を形成している(図 5.8(a))。さらに、SW<sub>m1</sub> を境にしてその下流で V<sub>t,m-ss1</sub> の渦度  $\omega$  が低下していることから(図 5.9(a))、この渦は衝撃波と干渉することで減衰していることが分かる。一方、V<sub>t,m-ss1</sub> のヘリシティ  $H$  は常に負の値を取っていることから(図 5.10(a))、SW<sub>m1</sub> との干渉に起因した渦の崩壊は生じていない。Shroud 壁近傍では「V<sub>t,m-ss1</sub> の減衰により SW<sub>m1</sub> の下流に低マッハ数領域(LMR1)」が形成されていることが確認できる(図 5.11(a))。

短翼への入射角は翼先端付近で正となり(図 5.12(a))、前縁付近の負荷が高くなっている(図 5.7)。「この短翼の前縁付近の高負荷により生じた翼端流れが流れ渦(V<sub>t,s-ss1</sub>)」を形成している(図 5.8(a))。さらに、短翼負圧面上では流れが増速し(図 5.3(a))、それに起因する静圧低下が短翼の負荷を増加させている(図 5.4(a)、図 5.7)。

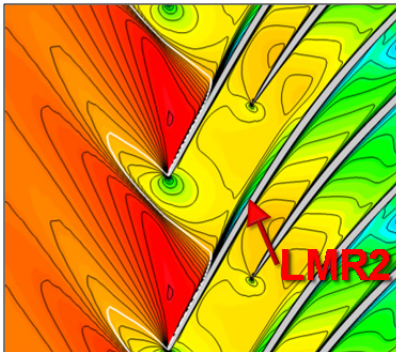
主翼先端の負荷が  $X/X_{max} \doteq 0.2-0.4$  の位置において負の値を示している(図 5.6)。これは、SW<sub>m1</sub> の形成に伴う主翼負圧面上の静圧上昇に加えて、短翼負圧面上の流れの増速に伴う静圧低下の影響が対面する主翼圧力面上にまで及んだためである(図 5.3(a)、図 5.4(a))。また、「この主翼端の負の負荷により生じた間隙内を負圧面側から圧力面側へ向かう流れが主流と干渉することにより流れ渦(V<sub>t,m-ps1</sub>)」を形成している(図 5.8(a))。V<sub>t,m-ps1</sub> の形成要因である翼負荷が負に至る現象は、短翼を有する遷音速遠心圧縮機を対象に設計点における内部流れの挙動を調査した Ibaraki ら[30]、Guo ら[39]および Chen ら[49]の結果では確認できるが、Mileshin ら[50]、Yamada ら[27]および Erdmenger[51]の結果では確認できない。したがって、V<sub>t,m-ps1</sub> の形成は設計点における短翼を有する遷音速遠心圧縮機において普遍的に現れる現象ではなく、羽根車形状および作動条件に依存すると考えられる。短翼負圧面上の流れの増速は局所的なもので(図 5.3(a))、主翼の負荷は同領域の下流では増加し、再び正の値を示している(図 5.6)。その結果



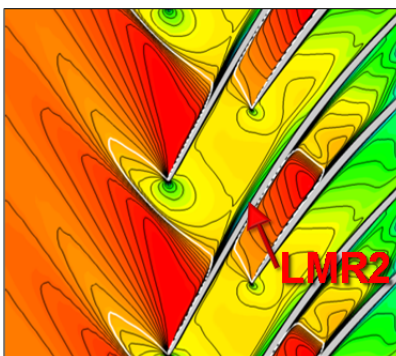
(a) TC



(b) TC-M

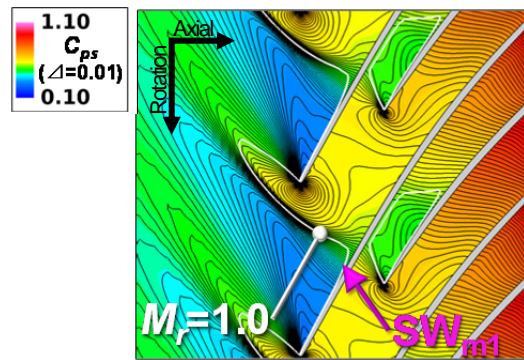


(c) TC-S

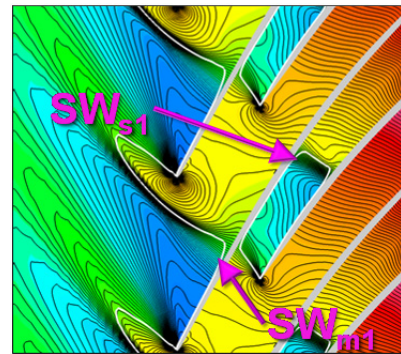


(d) NTC

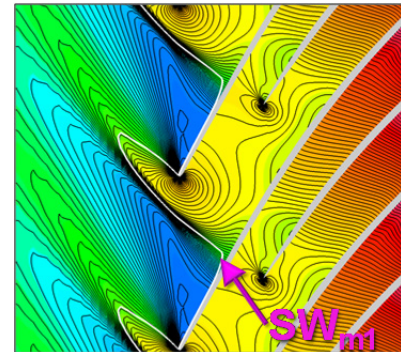
図 5.3 80% span における翼間相対マッハ数  $M_r$  分布



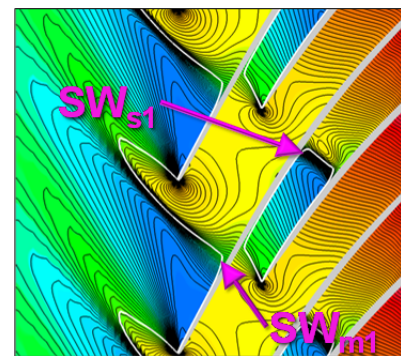
(a) TC



(b) TC-M



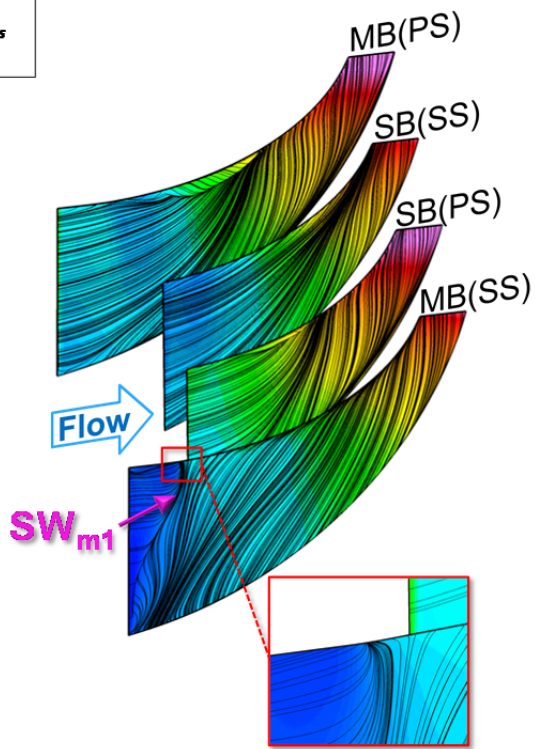
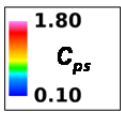
(c) TC-S



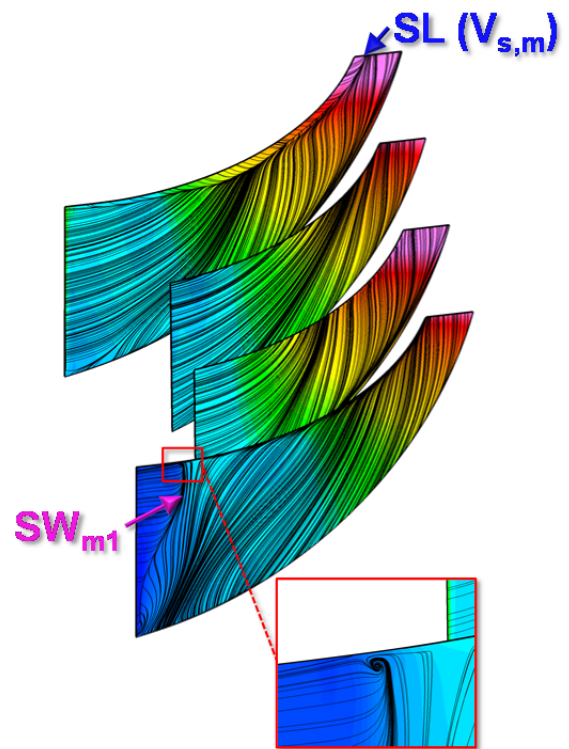
(d) NTC

図 5.4 80% span における翼間静圧係数  $C_{ps}$  分布

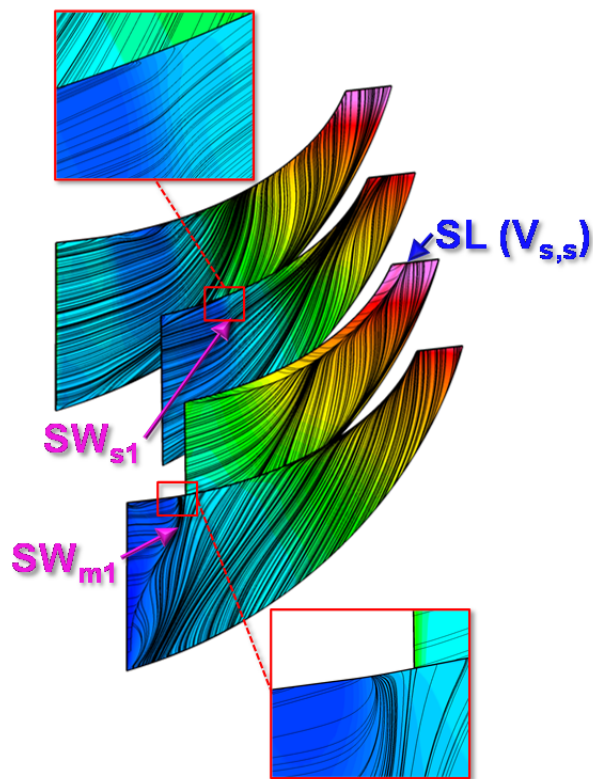




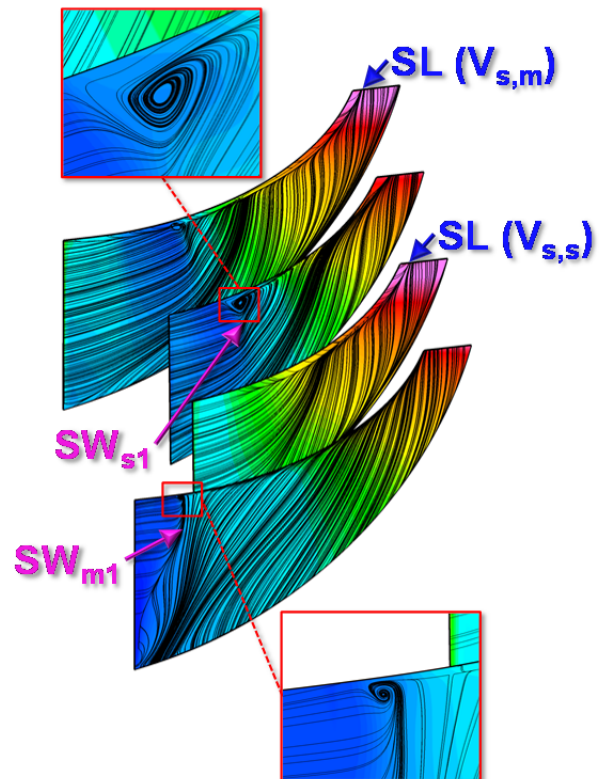
(a) TC



(c) TC-S



(b) TC-M



(d) NTC

図 5.5 翼面静圧係数  $C_{ps}$  分布および限界流線

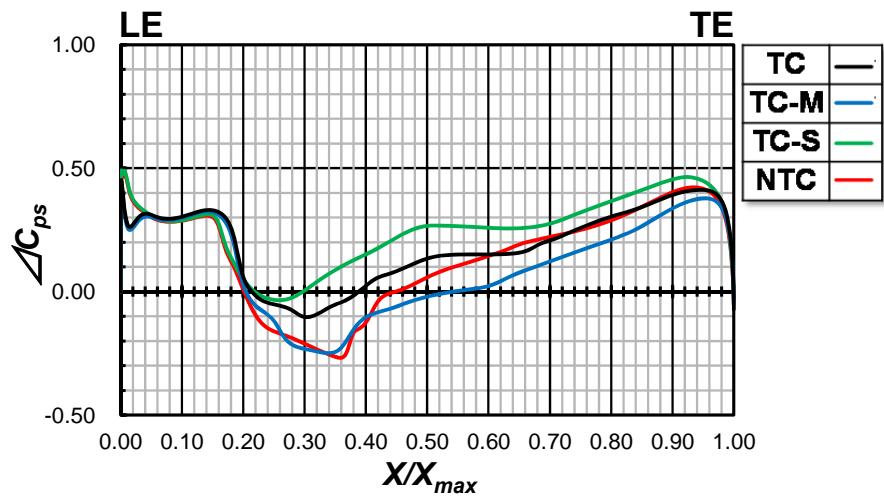


図 5.6 主翼の翼端付近における翼面静圧差係数 $\Delta C_{ps}$

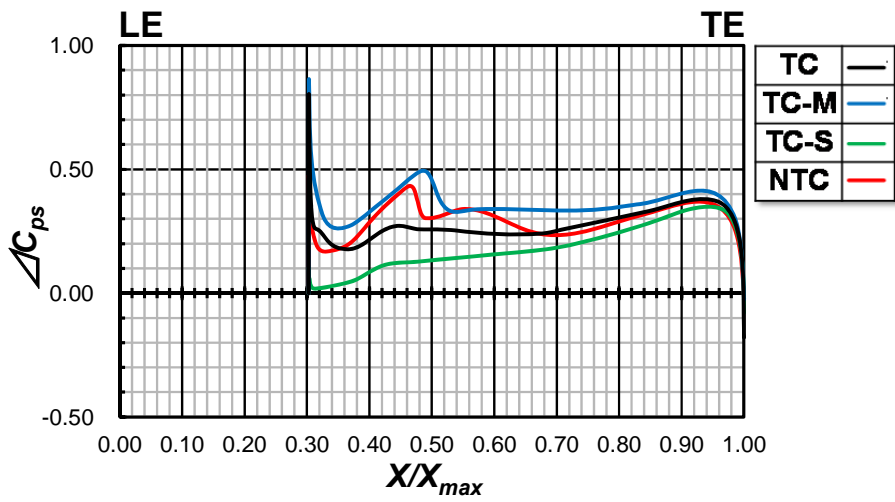
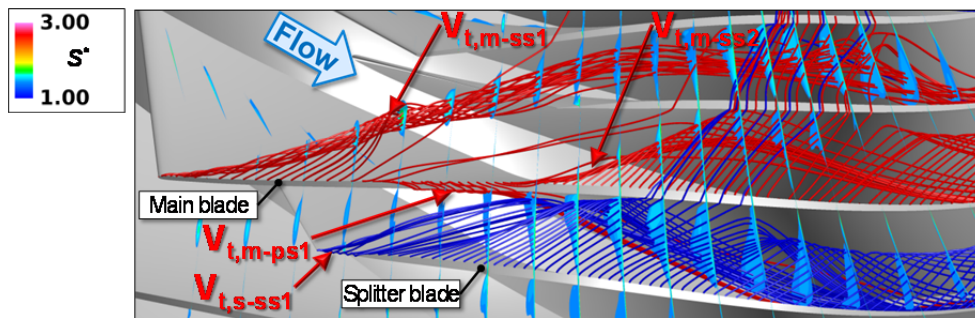
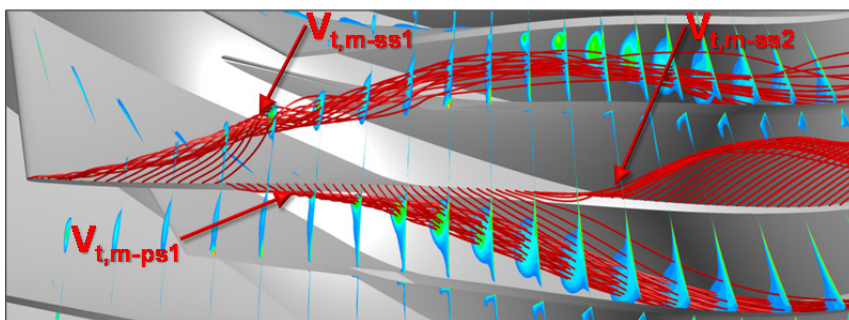


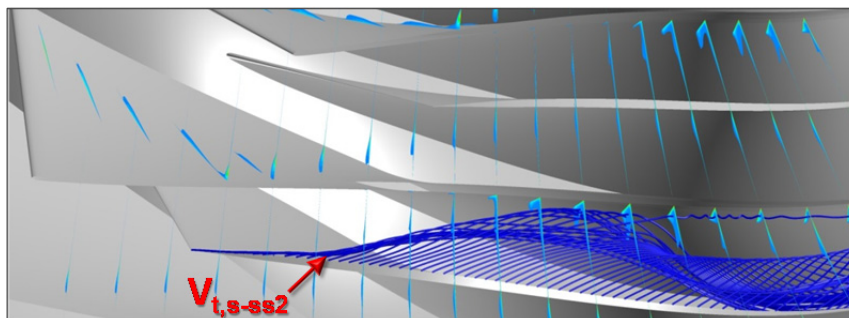
図 5.7 短翼の翼端付近における翼面静圧差係数 $\Delta C_{ps}$



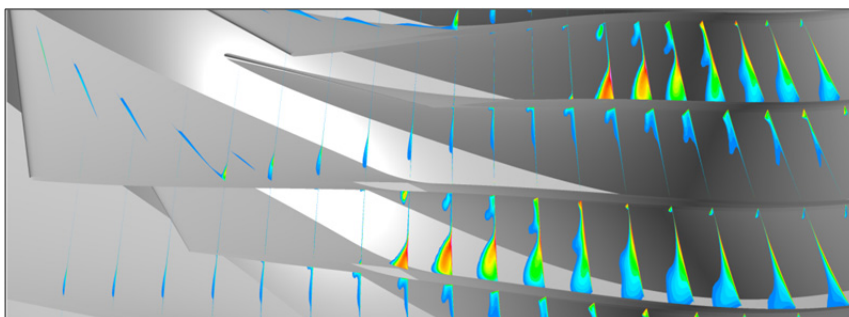
(a) TC



(b) TC-M

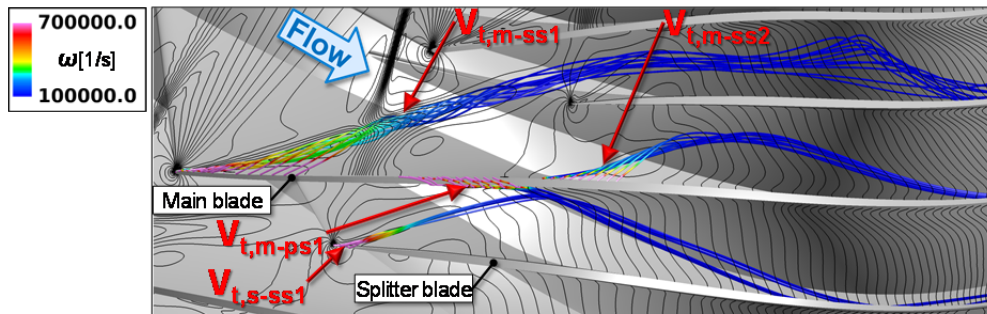


(c) TC-S

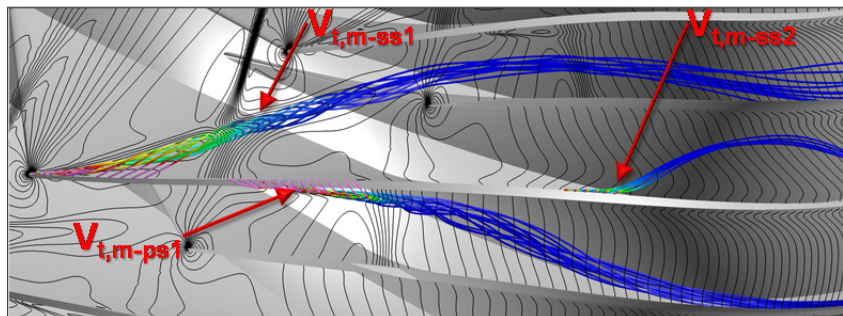


(d) NTC

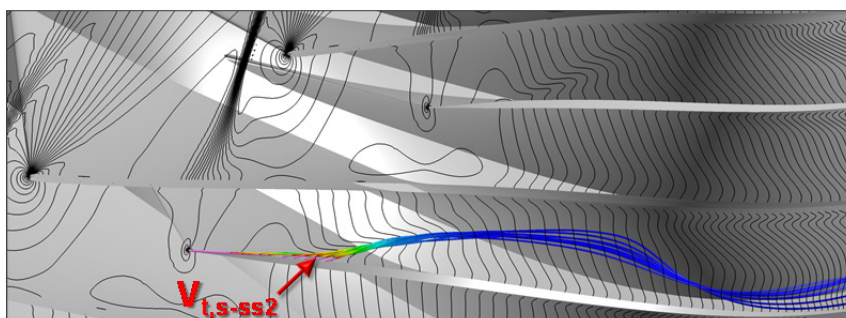
図 5.8 エントロピー関数  $S^*$  分布および翼端漏れ流れの挙動



(a) TC

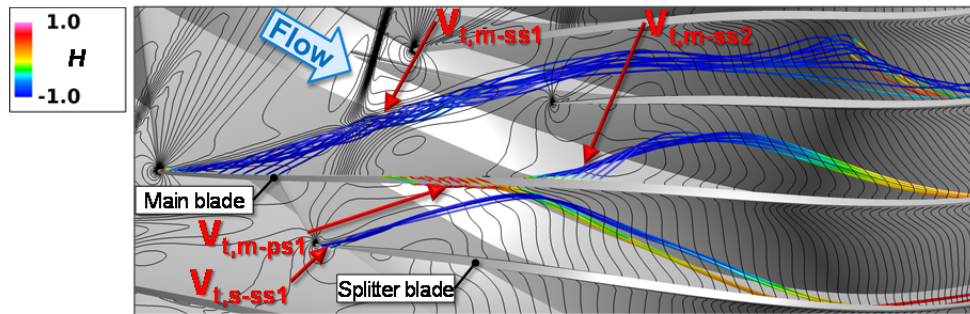


(b) TC-M

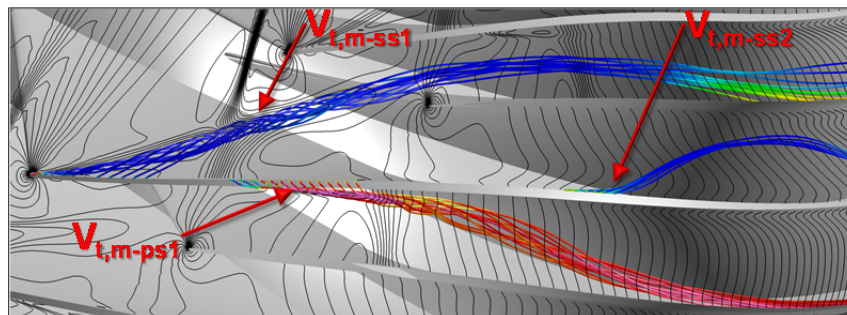


(c) TC-S

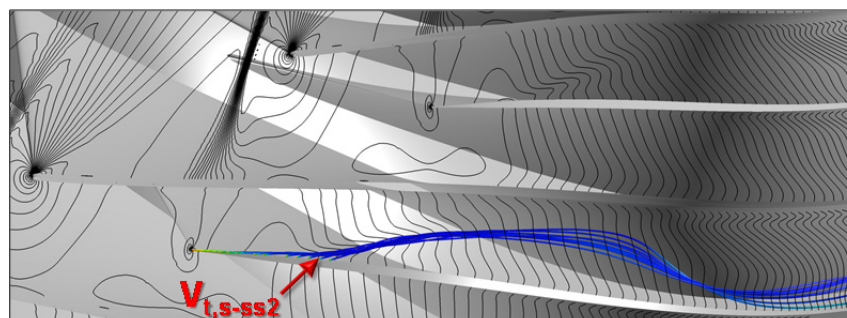
図 5.9 翼先端付近における翼間静圧係数  $C_{ps}$  分布および翼端漏れ渦の挙動(渦度  $\omega$  で色付け)



(a) TC

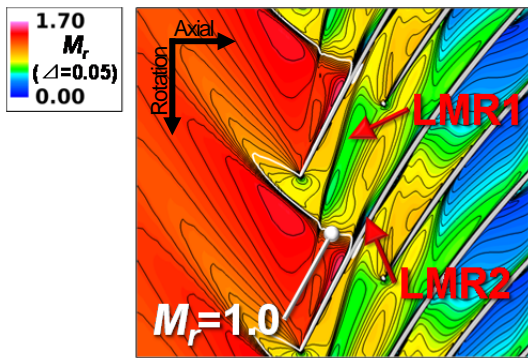


(b) TC-M

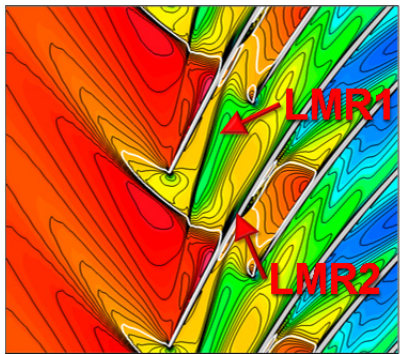


(c) TC-S

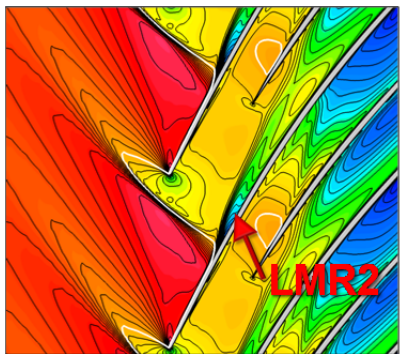
図 5.10 翼先端付近における翼間静圧係数  $C_{ps}$  分布および翼端漏れ渦の挙動(ヘリシティー  $H$  で色付け)



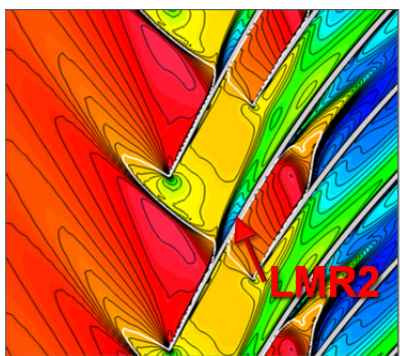
(a) TC



(b) TC-M

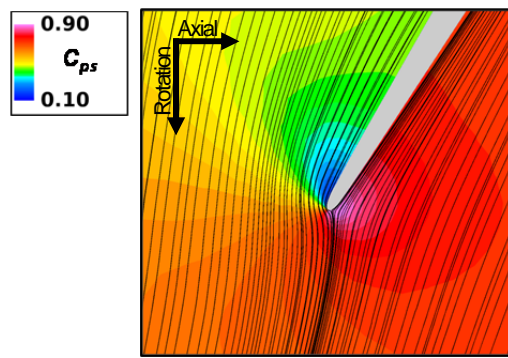


(c) TC-S

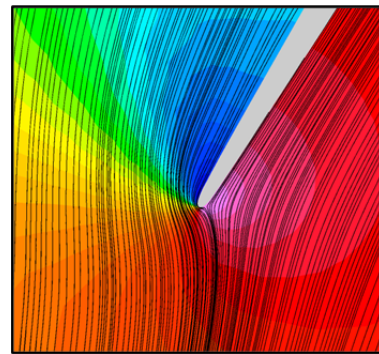


(d) NTC

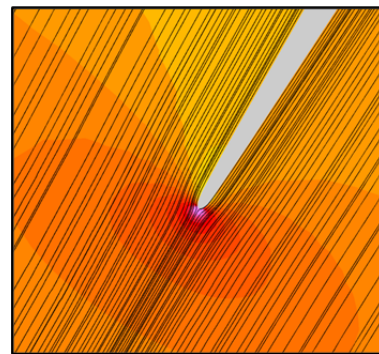
図 5.11 翼先端付近における翼間相対マッハ数  $M_r$  分布



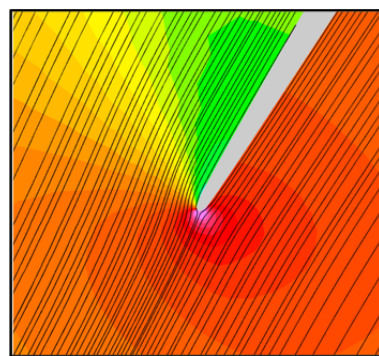
(a) TC



(b) TC-M

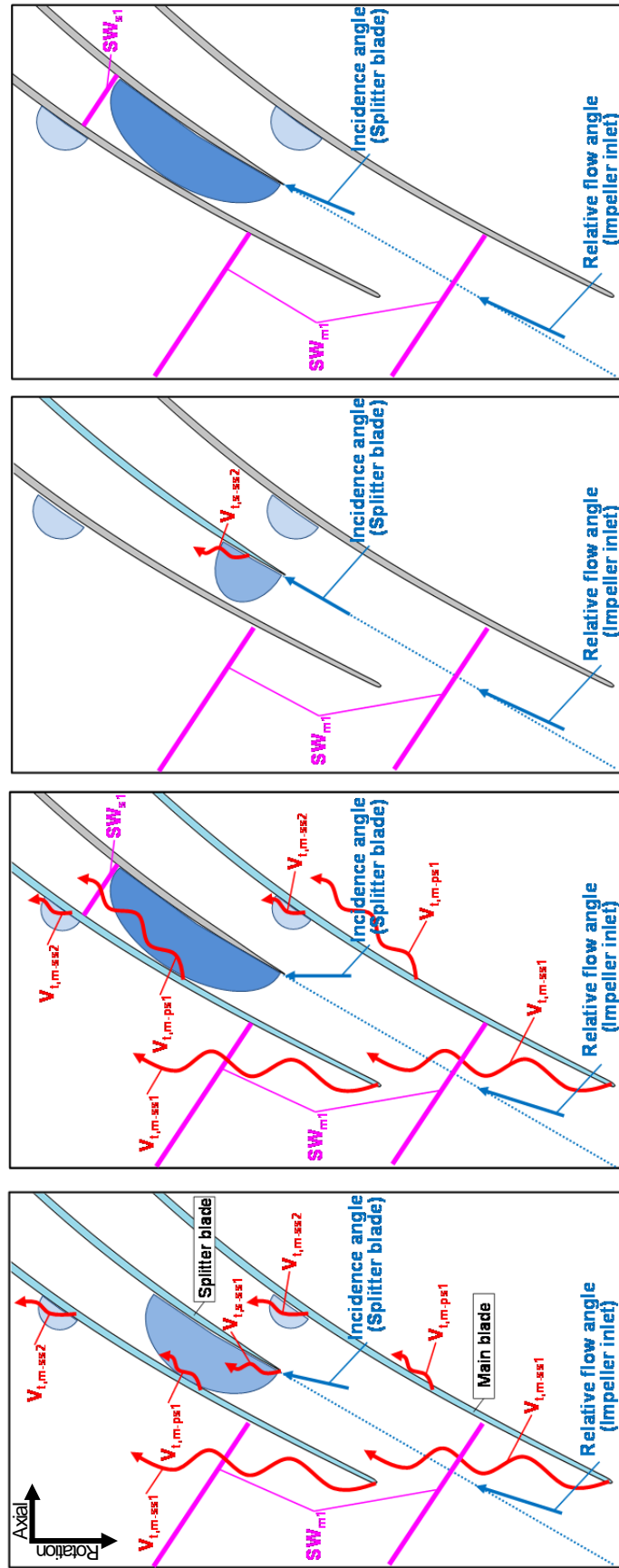


(c) TC-S



(d) NTC

図 5.12 短翼前縁の翼先端付近における翼間静圧係数  $C_{ps}$  分布および流線



(d) NTC

(c) TC-S

(b) TC-M

(a) TC

図 5.13 翼先端付近における流動現象の概略図

「主翼の負荷が負から正に回復することに起因した翼端漏れ渦( $V_{t,m-ss2}$ )」が主翼負圧面側に形成されている(図 5.8(a)). この渦は、特に干渉することなく下流に向かって徐々に減衰していることが渦度  $\omega$  の変化から分かる(図 5.9(a)).

図 5.13(a)に、本計算結果から得られた設計点での TC の翼先端付近における特徴的な流動現象をまとめた概略図を示す。羽根車に流入した流れは、主翼負圧面上において増速し、 $SW_{m1}$  が形成される。さらに、この流れの増速に伴い主翼前縁付近の負荷が増加し  $V_{t,m-ss1}$  が形成される。同渦は、 $SW_{m1}$  と干渉することで減衰する。短翼への正の入射角により短翼前縁付近の負荷が増加し、 $V_{t,s-ss1}$  が形成される。主翼負圧面上の  $SW_{m1}$  の形成に伴う静圧上昇に加えて、主翼圧力面に対面する短翼負圧面上の流れの増速に伴う静圧低下により主翼の負荷が負となり、 $V_{t,m-ps1}$  が形成される。この隣接短翼負圧面上の局所的な増速域の下流では、主翼の負荷は負から再び正に回復し、それに伴い  $V_{t,m-ss2}$  が形成される。

#### 5.4.1.2 主翼入口付近の流れ場に及ぼす翼端間隙の影響

主翼の翼端漏れ流れの影響のみが支配的と予想される、羽根車入口から短翼前縁までの領域内の流動現象に着目して、TC と他の 3 条件(TC-M, TC-S および NTC)の計算結果を比較することにより翼端間隙の影響を考察する。

羽根車入口の相対流れ角  $\theta_{1m}$  は、TC と同様に他の 3 条件においても主翼前縁角度に対して正の入射角となっている(図 5.2)。  $\theta_{1m}$  は TC と比較して、TC-M は顕著な差は無いが TC-S および NTC は Shroud 側で減少していることが確認できる(図 5.2)。 TC-M と TC 間の比較では、羽根車入口付近の主翼先端の負荷に顕著な差は無く(図 5.6)、TC-M においても前縁付近から翼端漏れ流れが生じ、主流と干渉することで  $V_{t,m-ss1}$  が形成されている(図 5.8(a), (b))。 また、同渦の渦度  $\omega$  とヘリシティ  $H$  の変化から  $SW_{m1}$  との干渉による減衰の状態も TC とほぼ同様であることが分かる(図 5.9(a), (b), 図 5.10(a), (b))。 したがって、羽根車入口 Shroud 側における入射角が主翼の翼端間隙を考慮している 2 条件の方が増加した原因は(図 5.2)、主翼前縁から形成された  $V_{t,m-ss1}$  のブロック効果により(図 5.11(a), (b)中の LMR1)、流量が低下したためと考えられる。

$SW_{m1}$  は全ての条件において形成され(図 5.4)、それとの干渉により主翼負圧面上の境界層流れがはく離している(図 5.5)。「 $SW_{m1}$  と境界層の干渉位置の下流の低マッハ数領域(LMR2)」は TC と比較して、80% スパンでは全ての条件で顕著な差が無いが(図 5.3)、翼先端付近では TC-S と NTC において拡大していることが分かる(図 5.11)。 TC と TC-M では、 $SW_{m1}$  と境界層の干渉に起因するはく離線が主翼負圧面上において翼先端に至るまで延びているが(図 5.5)、TC-S と NTC では翼先端付近において渦状の限界流線を形成していることから、コーナーはく離の発生が確認できる。 したがって、主翼の翼端間隙を考慮している 2 条件において翼先端付近の LMR2 が縮小した原因は、主翼の翼端漏れ流れが  $SW_{m1}$  と境界層の干渉に起因するコーナーはく離の発生を抑制したためと考えられる。

#### 5.4.1.3 短翼入口から下流の流れ場に及ぼす翼端間隙の影響

主翼と短翼の両翼端から発生した漏れ流れの影響が共に現われる、短翼前縁から羽根車出口領域内の流動現象について議論する。

短翼の翼先端前縁淀み点付近の入射角に着目すると、TC に比べて TC-M では増加し、TC-S および NTC では減少している(図 5.12)。 図 5.14 に設計点での TC の短翼前縁付近の翼端と Shroud 壁間の翼間面内における相対マッハ数  $M_r$  で色付けされた流線を示す。 同図から TC では、Shroud 側において短翼の前縁



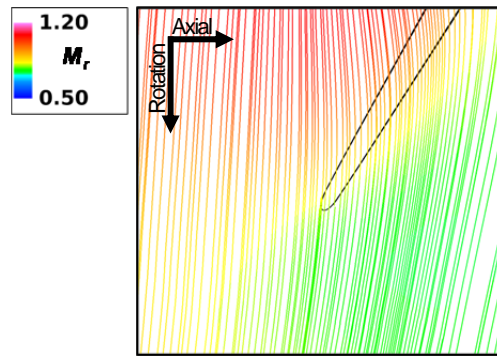


図 5.14 短翼前縁付近における翼先端と Shroud 壁間の翼間面内の流線  
(相対マッハ数  $M_r$  で色付け)

付近の流れが翼負荷により短翼の翼端間隙内部へ向かって増速していることが分かる。したがって、TC-M の入射角が TC より増加した原因は、短翼の翼端間隙が存在する TC の方が、翼負荷によりその間隙に吸い込まれる流れが生じることで翼先端前縁付近の流量が増加しているためと考えられる。一方、TC-S および NTC の入射角が TC に比べて減少した原因は(図 5.12)、主翼の翼端間隙が存在する TC の方が、短翼前縁の上流に位置する  $V_{t,m-ss1}$  のブロック効果により短翼先端前縁付近の流量が減少しているためと考えられる(図 5.11(a))。以上の結果から、短翼の翼端間隙は Shroud 付近の入射角を減少させ、一方、主翼の翼端間隙は翼前縁付近から  $V_{t,m-ss1}$  を形成することで短翼への入射角を Shroud 付近で増加させる効果を有すると考えられる。したがって短翼への入射角は、短翼の翼端間隙が無く、かつ  $V_{t,m-ss1}$  のブロック効果が存在する TC-M において最も大きく、逆に短翼の翼端間隙が有り、かつ  $V_{t,m-ss1}$  のブロック効果が存在しない TC-S において最も小さくなっていることが分かる(図 5.12)。

短翼負圧面上の流れの挙動に着目すると、TC で見られた流れの増速とそれに伴う静圧の低下が他の条件においても同様に観察される(図 5.3, 図 5.4)。しかし、その増速率は TC-M の方が TC よりも高く、その結果「短翼負圧面上での衝撃波( $SW_{s1}$ )」の形成に至っている(図 5.3(a), (b), 図 5.4(a), (b))。これは、TC-M の方が短翼への入射角が増加しているため、前縁負圧面における静圧低下が増強したこと(図 5.12(a), (b))、および TC で生じている短翼前縁付近の  $V_{t,s-ss1}$  によるブロックが形成されないためと考えられる(図 5.8(a), (b))。なお、この TC-M で形成された  $SW_{s1}$  は、短翼負圧面上の境界層との干渉によるはく離を誘起していないことが分かる(図 5.5(b))。短翼への入射角がほぼ零を示している TC-S では(図 5.12(c))、短翼負圧面上の流れの増速率が TC に比べて低減していることが分かる(図 5.3(a), (c))。これは、TC-S では TC で見られる増速率を下げる原因となる  $V_{t,s-ss1}$  によるブロックの形成は無いが(図 5.8(a), (c))、TC-S の方が短翼への入射角が小さいため(図 5.12(a), (c))、前縁負圧面側における静圧低下が TC に比べて低減したためと考えられる。一方、NTC の短翼への入射角は TC と比較して低減するため、短翼負圧面上の流れの増速率は低下すると予想されるが(図 5.12(a), (d))、 $V_{t,s-ss1}$  によるブロックが存在しないために増加することが分かる(図 5.3(a), (d))。この現象は、 $V_{t,m-ss1}$  によるブロックが入射角を増加させることで短翼負圧面上の流れの増速率を増加させる効果に比べて、 $V_{t,s-ss1}$  によるブロックがその増速率を低減させる効果の方が相対的に強いことを示唆していると考えられる。また、この短翼負圧面上の流れの増速率の増加により NTC では  $SW_{s1}$  が発生し(図 5.4(d))、それと負圧面上の境界層流れが干渉することで Shroud 側においてコーナーはく離が生じている(図 5.5(d))。

主翼負圧面と短翼圧力面に挟まれた流路内の流れの増速率に着目すると、先に述べた短翼の負圧面上の流れの増速率との相関が見られ、負圧面上の増速率が高い方の TC-M と NTC では低く、負圧面上の増速率が低い方の TC と TC-S では比較的高くなっている(図 5.3)。したがって、翼端間隙の存在に起因する流動現象は短翼を挟む流路間の通過流量へも影響を及ぼすことが分かる。

つぎに、短翼の翼負荷と翼端漏れ渦の形成との関係に着目する。短翼先端前縁における負荷は、TC-M と NTC では TC と同様に短翼への正の入射角により局所的に増加しており(図 5.7, 図 5.12)、その増加量は同入射角が TC に比べて高い TC-M では大きく、低い NTC では小さくなっている。また、TC-S では同入射角がほぼ零であるため(図 5.12(c))、短翼前縁付近の負荷は TC と比較して非常に低くなっていることが確認できる(図 5.7)。このため、TC-S では前述したように TC で見られた  $V_{t,s-ss1}$  が形成されなかったと考えられる(図 5.8(a), (c))。一方、短翼負圧面上の流れの増速により(図 5.3)、TC と同様に他の条件でも短翼の負荷が増加している(図 5.7)。特に  $V_{t,s-ss1}$  が形成されていない TC-S では、「この負荷の増加により翼端漏れ渦( $V_{t,s-ss2}$ )」が短翼前縁より下流側で発生しており(図 5.8(c))、 $V_{t,s-ss2}$  は下流に進むにつれて徐々に渦度  $\omega$  を低下させ、減衰している(図 5.9(c))。なお、短翼負圧面上の流れの増速に起因する負荷の増加量は、流れの増速率が高いほど大きくなっている(図 5.3, 図 5.7)。

つぎに、主翼の翼負荷と翼端漏れ渦の形成との関係に着目する。TC で見られた  $SW_{m1}$  の形成に伴う主翼負圧面上の静圧上昇と、隣接する短翼の負圧面側における静圧低下が主翼の負荷を局所的に負に至らせる現象を、他の条件でも確認することができる(図 5.4, 図 5.6)。この負荷の負への低下量については、負となる位置での主翼負圧面上の静圧分布には条件間で顕著な差は無いが、隣接する短翼負圧面上の流れの増速率が高いほど大きくなることが確認できることから(図 5.3, 図 5.4, 図 5.6)、短翼負圧面側の静圧低下に依存することが分かる。TC-M では TC に比べて、この主翼の負荷の低下量の増加に伴い  $V_{t,m-ps1}$  がより強く形成されている(図 5.6, 図 5.8(a), (b))。この  $V_{t,m-ps1}$  は  $SW_{s1}$  と干渉することにより、崩壊はしていないが急激に減衰していることが、ヘリシティ  $H$  と渦度  $\omega$  の変化から分かる(図 5.9(b), 図 5.10(b))。この負の負荷は、下流に向かうにしたがって TC と同様に他の条件においても正に回復している(図 5.6)。主翼の負荷が正に回復している位置付近からの負荷の増加量は、主翼負圧面上の増速が強いほど、また主翼圧力面に対面する短翼負圧面上の流れの増速が弱いほど大きくなることが分かる(図 5.3, 図 5.6)。TC-M においても  $V_{t,m-ss2}$  が形成されているが(図 5.8(a), (b))、TC と比較すると短翼負圧面上の流れの増速が強く(図 5.3(a), (b))、それに伴い主翼の負荷の増加量が小さくなっているため(図 5.6)、その強さは弱まっている。

TC-M の短翼、TC-S の主翼および NTC の主翼と短翼の圧力面上の Shroud 側に TC では見られないはく離線(SL)を確認することができる(図 5.5)。圧縮機の内部流れを対象とした数値解析において翼端間隙を無くし、Shroud 壁面の相対運動を考慮した場合、翼圧力面 Shroud 側に Scraping vortex ( $V_s$ )と呼ばれる渦が形成されることが知られており[30]、SL はその主翼の  $V_s(V_{s,m})$  と短翼の  $V_s(V_{s,s})$  の形成に伴うものである。

#### 5.4.1.4 翼端間隙が流動現象に及ぼす影響のまとめ

図 5.13 に本計算結果から得られた設計点における、主翼と短翼の翼端間隙が圧縮機内部の流動現象に及ぼす影響をまとめた概略図を示す。

主翼の翼端間隙は  $V_{t,m-ss1}$  を発生させ(図 5.13(a), (b))、そのブロッキング効果により羽根車入口 Shroud 側における入射角を増加させる。さらに、同ブロッキングは短翼前縁 Shroud 側の流量を低下させること

により短翼への入射角も増加させ(図 5.13(a), (b)), それに起因する短翼前縁付近の負荷の増加を引き起こすことにより  $V_{t,s-ss1}$  を発生させる(図 5.13(a)). また, この短翼への入射角の増加は, 短翼の負圧面上の流れの増速と静圧低下を増強することにより負荷を増加させる(図 5.13(a), (b)). 短翼負圧面上の静圧低下の影響は, 対面する主翼の圧力面にまで及び,  $SW_{m1}$  の下流における主翼の負荷の低下を増強する(図 5.13(a), (b)). その結果, 主翼の負荷が負に至ることにより  $V_{t,m-ps1}$  が形成される(図 5.13(a), (b)). さらに, 短翼への入射角の増加は, 短翼負圧面上の流れの増速を強めることにより短翼を挟む流路間の流量の片寄りを増大させ, 短翼圧力面側の流路を通過する流量を減少させる. この流量の減少は同流路の入口付近における主翼負圧面上の流れの増速と静圧低下を弱め(図 5.13(b)), その結果, 主翼の負荷が負から正に回復する位置付近の負荷の増加量が低減する.

一方, 短翼前縁から形成された  $V_{t,s-ss1}$  のブロック効果は(図 5.13(a)),  $V_{t,m-ss1}$  のブロック効果に起因する短翼負圧面上の流れの増速と静圧低下を低減させる. この現象は, 短翼の前縁下流における負荷の増加を低減するだけでなく, 隣接する主翼の負荷の低下を低減することにより,  $V_{t,m-ps1}$  を弱める(図 5.13(a)). しかしながら, 短翼負圧面上の静圧低下の低減は, 隣接する主翼の負荷が負から正に回復する位置付近からの負荷の増加量を増大させ(図 5.13(a)),  $V_{t,m-ss2}$  を増強すると考えられる.

#### 5.4.1.5 損失生成と羽根車効率に及ぼす翼端間隙の影響

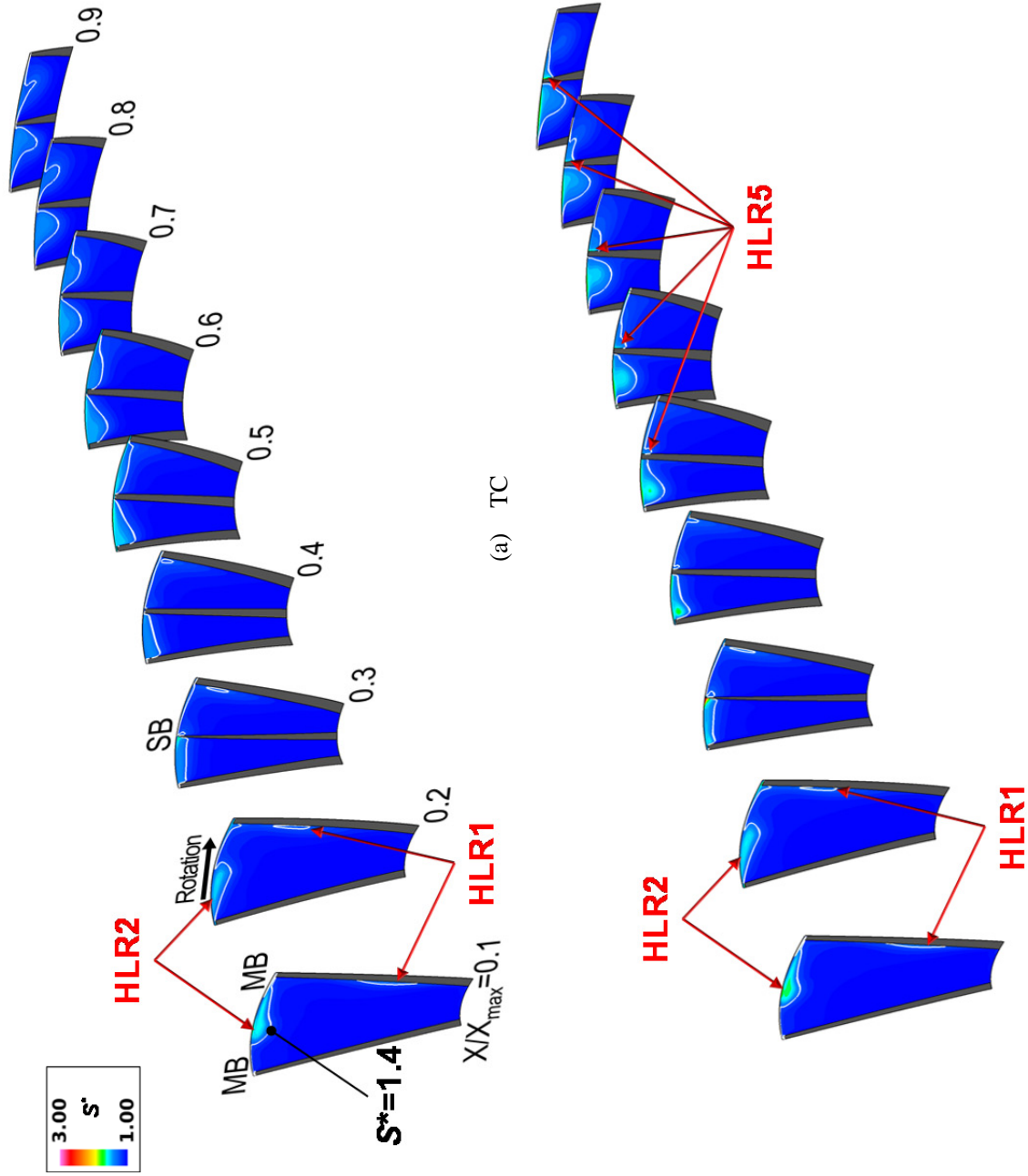
前述のように, 設計点における主翼と短翼の両翼端間隙による影響が明らかになった流動現象が, 羽根車流路内の損失生成と羽根車効率に及ぼす影響について考察する.

図 5.15 に  $X/X_{max}=0.1-0.9$  における翼間流路断面内のエントロピー関数  $S^*$  分布を示す. 同図中の白線は  $S^*=1.4$  の分布を示している. 図 5.16 には羽根車効率  $\eta_{12}$  を示す.

全ての条件において, 羽根車入口の主翼負圧面上に高損失領域 HLR1 が分布していることが確認できる(図 5.15). この領域は  $SW_{m1}$  の発生に起因するもので(図 5.4), 特に翼先端付近の領域は図 5.3 と図 5.11 に示される LMR2 に対応し, TC と TC-M では  $SW_{m1}$  と境界層の干渉のみ, TC-S と NTC では同干渉と Shroud 側におけるコーナーはく離の形成に起因している(図 5.5). TC と TC-M では羽根車入口 Shroud 面上にも高損失領域 HLR2 が形成されていることが確認でき(図 5.15(a), (b)), これは  $V_{t,m-ss1}$  の形成とその  $SW_{m1}$  との干渉に起因している(図 5.8(a), (b), 図 5.9(a), (b)). 一方, 主翼の翼端間隙を考慮していない TC-S と NTC ではこれらの現象が生じないため, 羽根車入口付近の Shroud 側では高損失領域がほとんど分布していない(図 5.15(c), (d)). また, これらの条件では, 主翼圧力面 Shroud 側における  $V_{s,m}$  の形成により(図 5.5(c), (d)), 下流へ向かって僅かに高損失領域 HLR3 が形成されているが, 羽根車入口付近ではその形成をほとんど確認できない(図 5.15(c), (d)).

短翼負圧面と主翼圧力面に挟まれた流路においては, 前述の羽根車入口 Shroud 側で形成された高損失流体の流入に加えて, TC では  $V_{t,s-ss1}$  と  $V_{t,m-ps1}$  に起因する損失が発生することにより高損失領域が拡大している(図 5.8(a)). 一方, TC-M では  $V_{t,m-ps1}$  の形成とその  $SW_{s1}$  との干渉に起因する損失が発生することにより高損失領域が拡大している(図 5.8(b), 図 5.9(b)). また, TC-S では  $V_{t,s-ss2}$  による高損失領域の形成が確認でき(図 5.8(c)), 一方 NTC では短翼負圧面 Shroud 側におけるコーナーはく離の形成による高損失領域 HLR4 が分布している(図 5.5(d), 図 5.15(d)).

主翼負圧面と短翼圧力面に挟まれた流路では, 全ての条件において羽根車入口 Shroud 面上で形成された高損失流体が流入しており(図 5.8), さらに TC と TC-M では  $V_{t,m-ss2}$  に起因する損失生成により僅かに



(b) TC-M

図 5.15 (1/2) 翼間流路断面内のエントロピー関数  $S^*$  分布

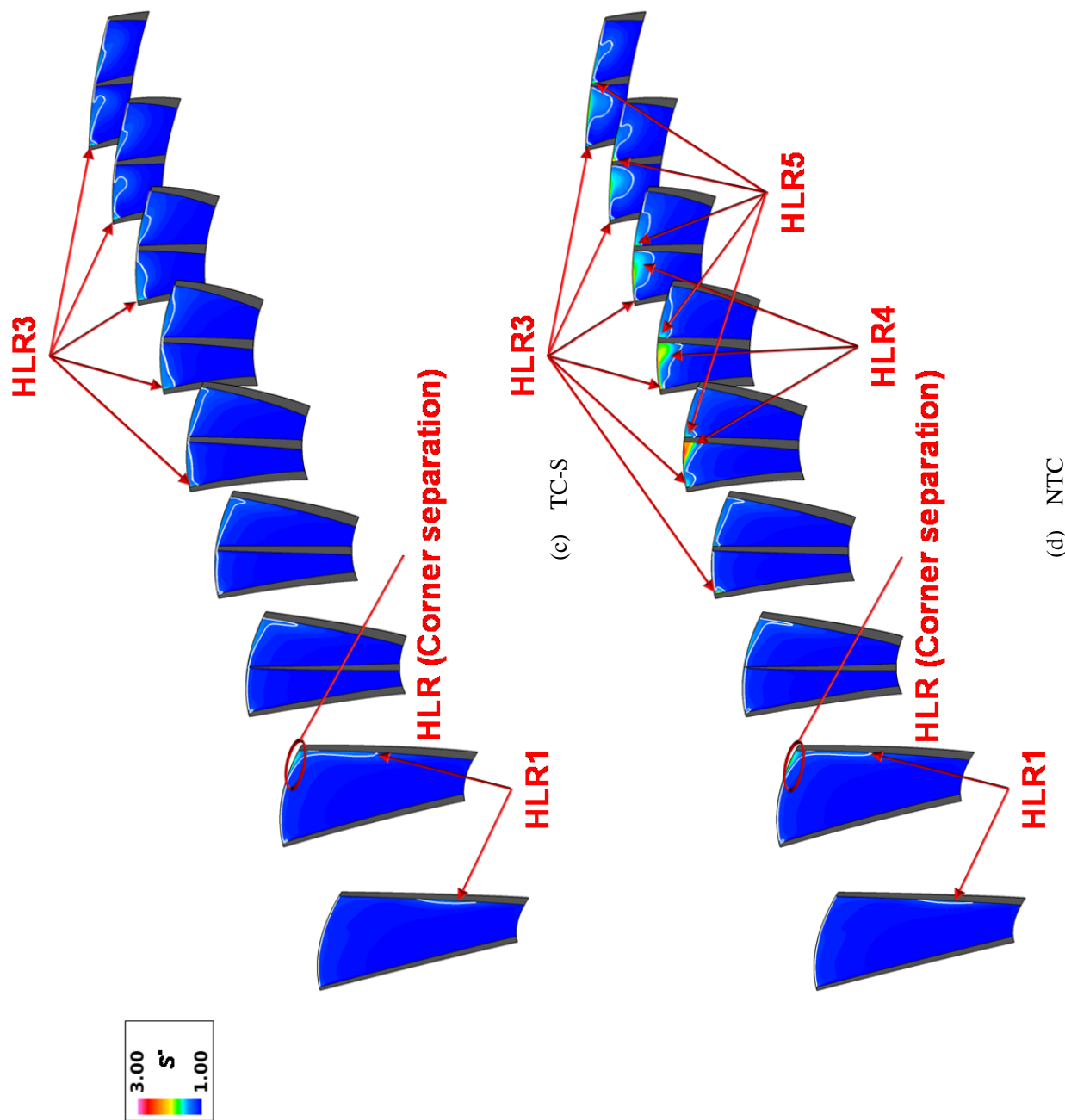


図 5.15 (2/2) 翼間流路断面内のエントロピー関数  $S^*$  分布

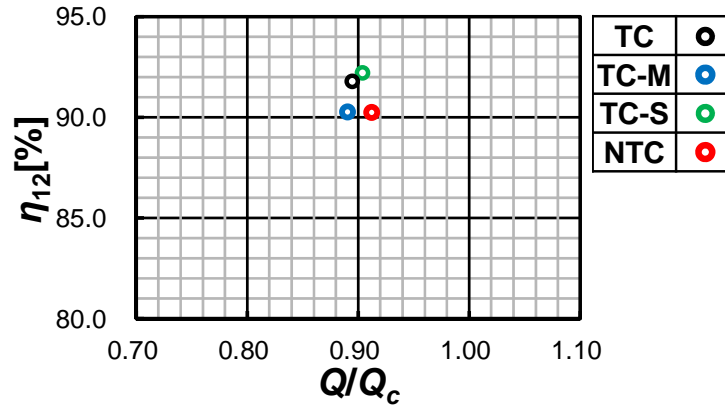


図 5.16 羽根車効率  $\eta_{12}$

高損失領域が拡大している(図 5.8(a), (b)). 一方, 短翼の翼端間隙の無い TC-M と NTC では  $V_{s,s}$  の形成により(図 5.5(b), (d)), 短翼圧力面 Shroud 側に僅かに高損失領域 HLR5 が形成されている(図 5.15(b), (d)). また, TC-S では損失増加を誘起するような流動現象が特に生じていないため, 羽根車入口 Shroud 側で形成された高損失流体の流入に起因する高損失領域のみが分布している(図 5.8(c)).

TC と比較して TC-M では  $V_{t,m-ss2}$  に起因する損失生成が低減しているが(図 5.8(a), (b)), 同渦が損失生成に及ぼす影響は TC と TC-M 共に比較的小さい. また, TC-M において形成されている  $V_{s,s}$  に起因する短翼圧力面 Shroud 側の高損失領域も小さい(図 5.5(b), 図 5.15(b)). 一方, TC-M では TC と比べて,  $V_{t,m-ps1}$  の増強とその  $SW_{s1}$  との干渉により短翼負圧面と主翼圧力面に挟まれた流路において高損失領域が顕著に増加しており(図 5.8(a), (b)), その結果, TC-M の羽根車効率の方が低下している(図 5.16). TC-S では TC に比べて, 主翼圧力面 Shroud 側の  $V_{s,m}$  の形成に加えて(図 5.5(c)), 図 5.15(c)の赤丸で囲まれた主翼負圧面 Shroud 側の領域ではコーナーはく離の形成により局所的に損失生成が増強しているが, 流路全体では高損失領域が減少している(図 5.15(a), (c)). これは, TC の方が  $V_{t,m-ss1}$ ,  $V_{t,m-ps1}$  と  $V_{t,s-ss1}$  の形成および  $V_{t,m-ss1}$  と  $SW_{m1}$  の干渉により損失生成が増強しているためと考えられ(図 5.8(a), 図 5.9(a)), その結果 TC-S の羽根車効率は TC よりも上昇している(図 5.16). NTC においては TC と比較すると, 主翼と短翼の圧力面 Shroud 側における  $V_{s,m}$  と  $V_{s,s}$  の形成(図 5.5(d)), および図 5.15(d)中の赤丸で囲まれた主翼負圧面 Shroud 側の領域におけるコーナーはく離の形成に起因する高損失領域の増加は比較的小さいが(図 5.15(a), (d)), 短翼負圧面 Shroud 側ではコーナーはく離の形成により大幅に高損失領域が拡大している. その結果, 翼端間隙の無い NTC の羽根車効率の方が翼端間隙の有る TC よりも低下したと考えられる(図 5.16). したがって, 翼端間隙は, 翼端漏れ渦の形成等により損失生成を増加させるだけでなく, 衝撃波に起因するコーナーはく離の形成等を抑制することで損失の増加を抑える効果を有することが分かる.

以上の結果から, 主翼の翼端前縁での高負荷により誘起された翼端漏れ流れは,  $V_{t,m-ss1}$  の形成とその  $SW_{m1}$  との干渉により損失を生成する. さらに  $V_{t,m-ss1}$  の形成は短翼への入射角を増加させ, それに起因する短翼前縁付近からの  $V_{t,s-ss1}$  の発生が損失を生成する. また, 短翼への入射角の増加は短翼負圧面上の流れの増速とそれに伴う静圧低下を増加させることにより隣接する主翼の負荷を局所的に負まで降下させ, それに起因する  $V_{t,m-ps1}$  を発生させることで損失を生成する. これらの損失生成が効率を低下させると考えられる. 一方, 短翼前縁から形成された  $V_{t,s-ss1}$  は, そのブロッケー効果により負圧面上の流れの増速と静圧低下を低減することで,  $SW_{s1}$  の形成を抑制するとともに  $V_{t,m-ps1}$  を弱めることで, 損失生成とともに羽根車効率の低下を抑える役割を果たすと考えられる.

### 5.4.2 高流量作動点における翼端間隙の影響

設計点よりも流量の高い、チョーク近傍の高流量作動点における翼端間隙の影響を考察していく。また、設計作動点における結果と比較することで、流量の増加に伴う翼端間隙の影響の変化についても議論する。

先に示した設計作動点における図 5.2-図 5.12 と同様の高流量作動点に対する図を、図 5.17-図 5.27 にそれぞれ示す。なお、これらの図には、作動点間の比較を容易にするために、設計作動点における結果が再度示されている。

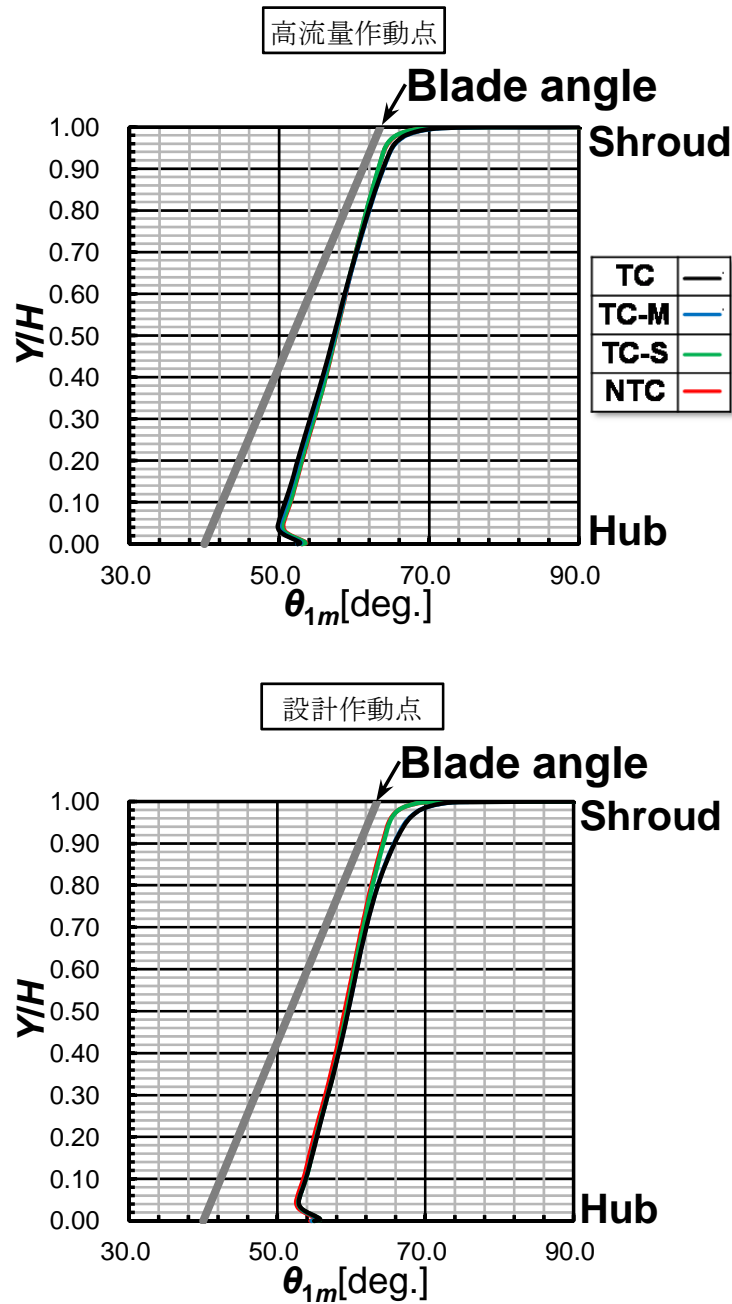


図 5.17 羽根車入口におけるピッチ方向平均相対流れ角  $\theta_{1m}$  (高流量作動点 VS. 設計作動点)

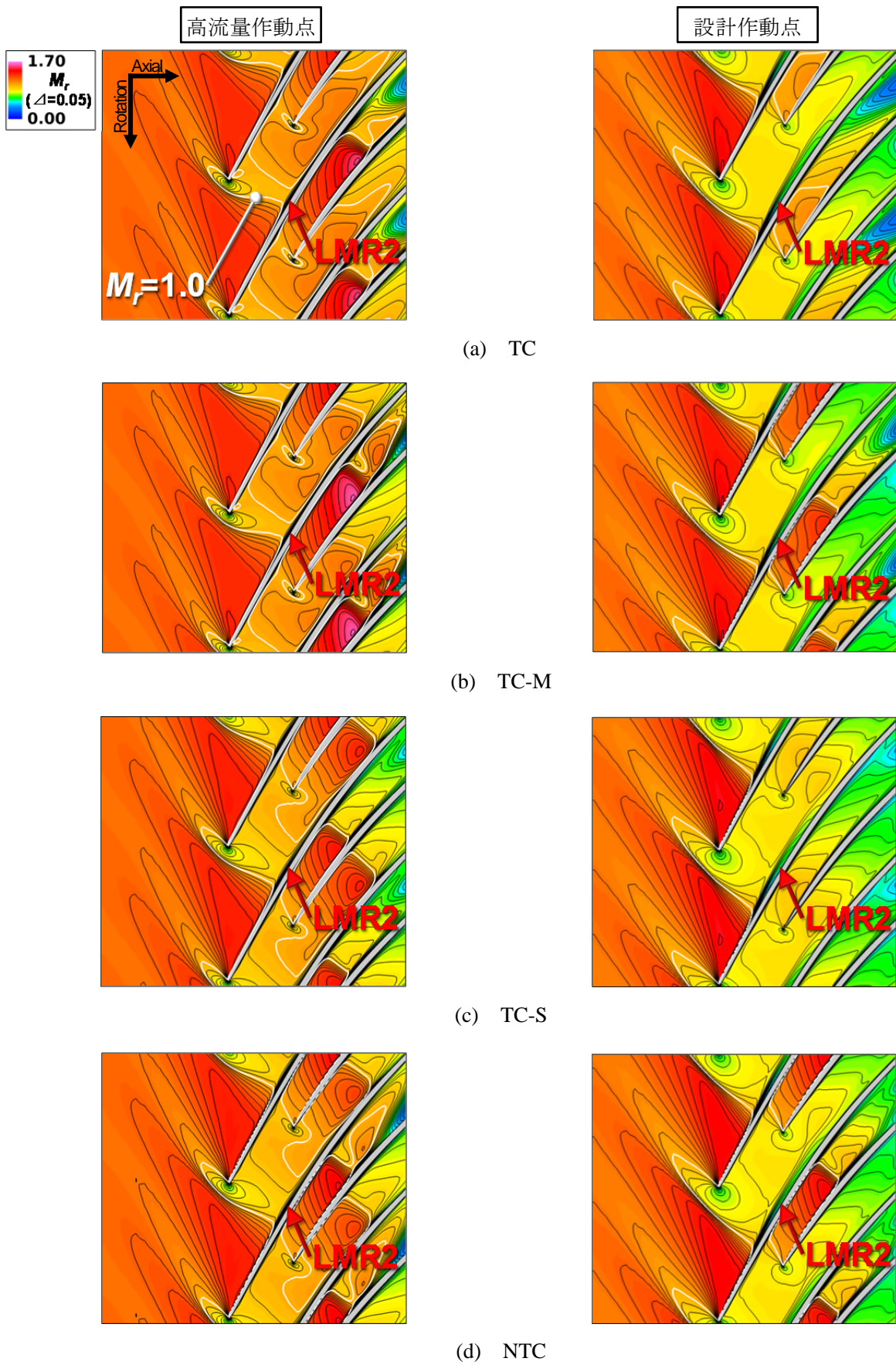


図 5.18 80% span における翼間相対マッハ数  $M_r$  分布 (高流量作動点 VS. 設計作動点)



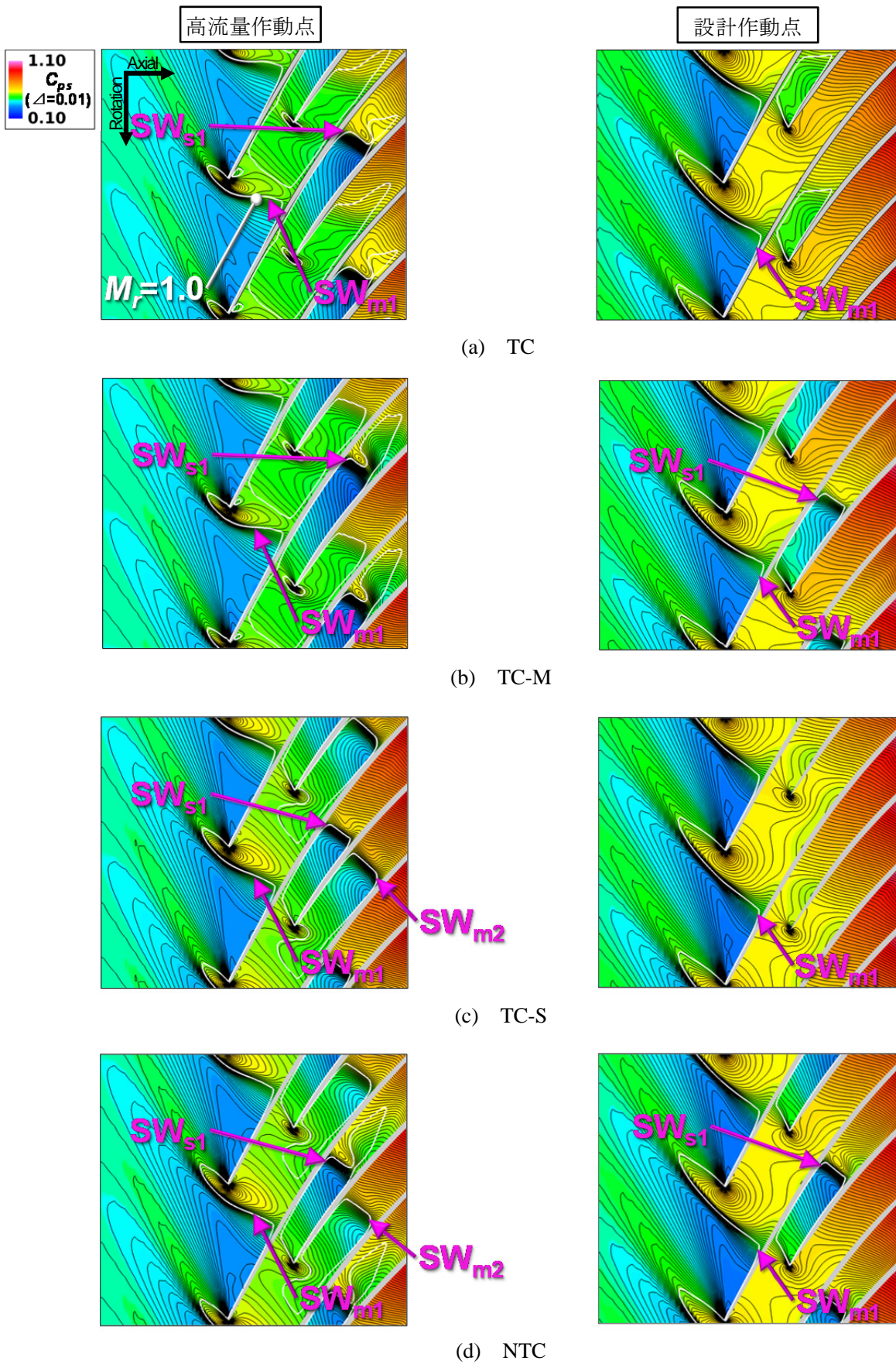


図 5.19 80% span における翼間静圧係数  $C_{ps}$  分布 (高流量作動点 VS. 設計作動点)

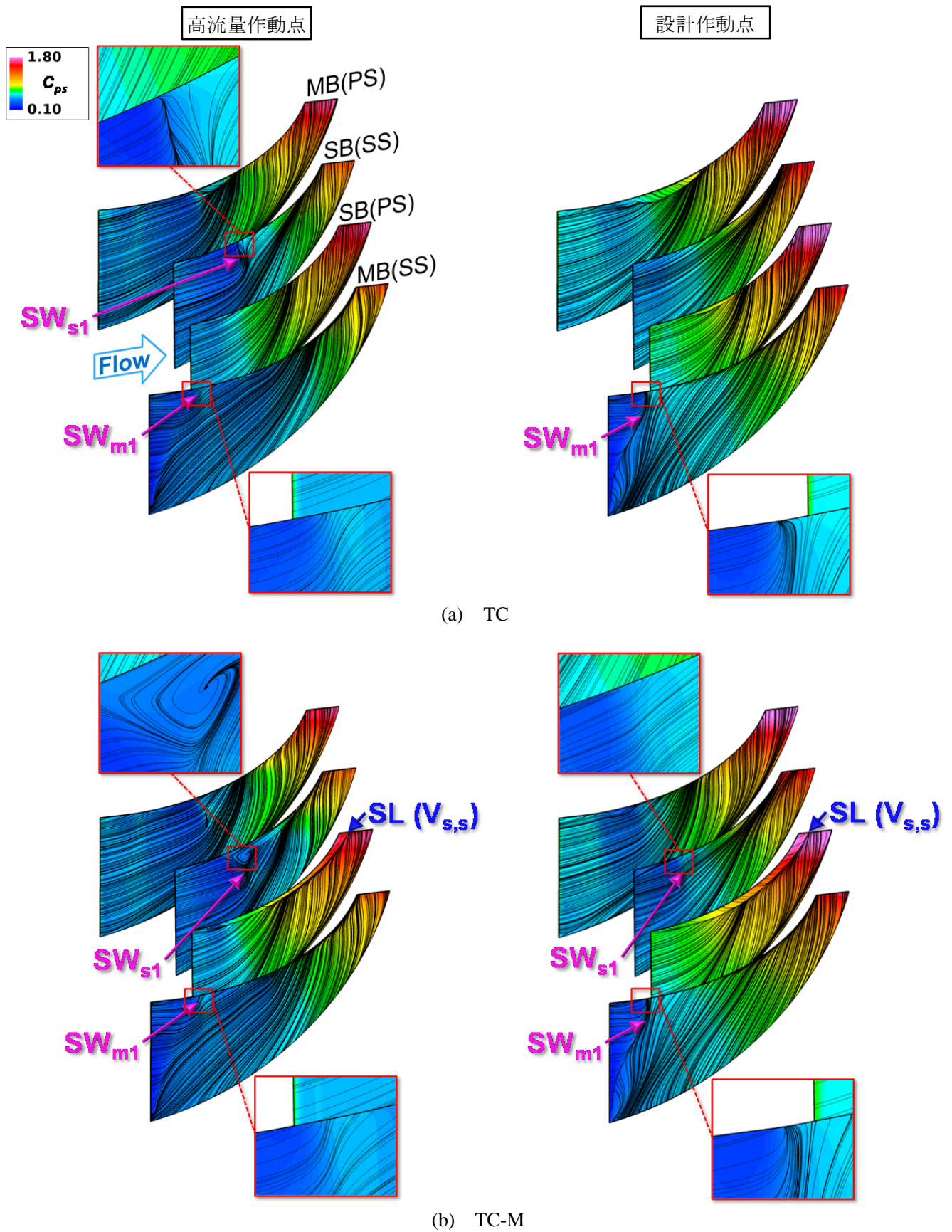
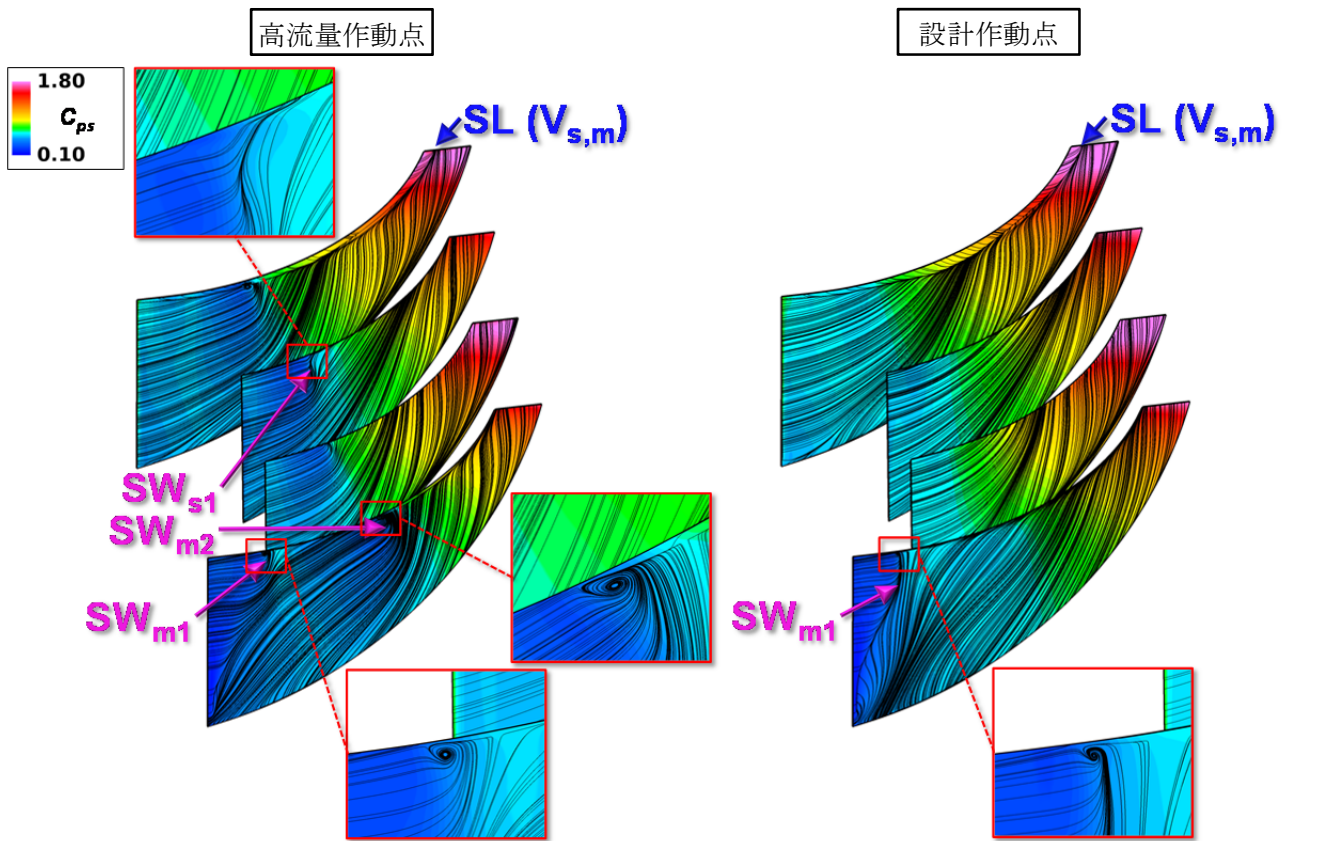
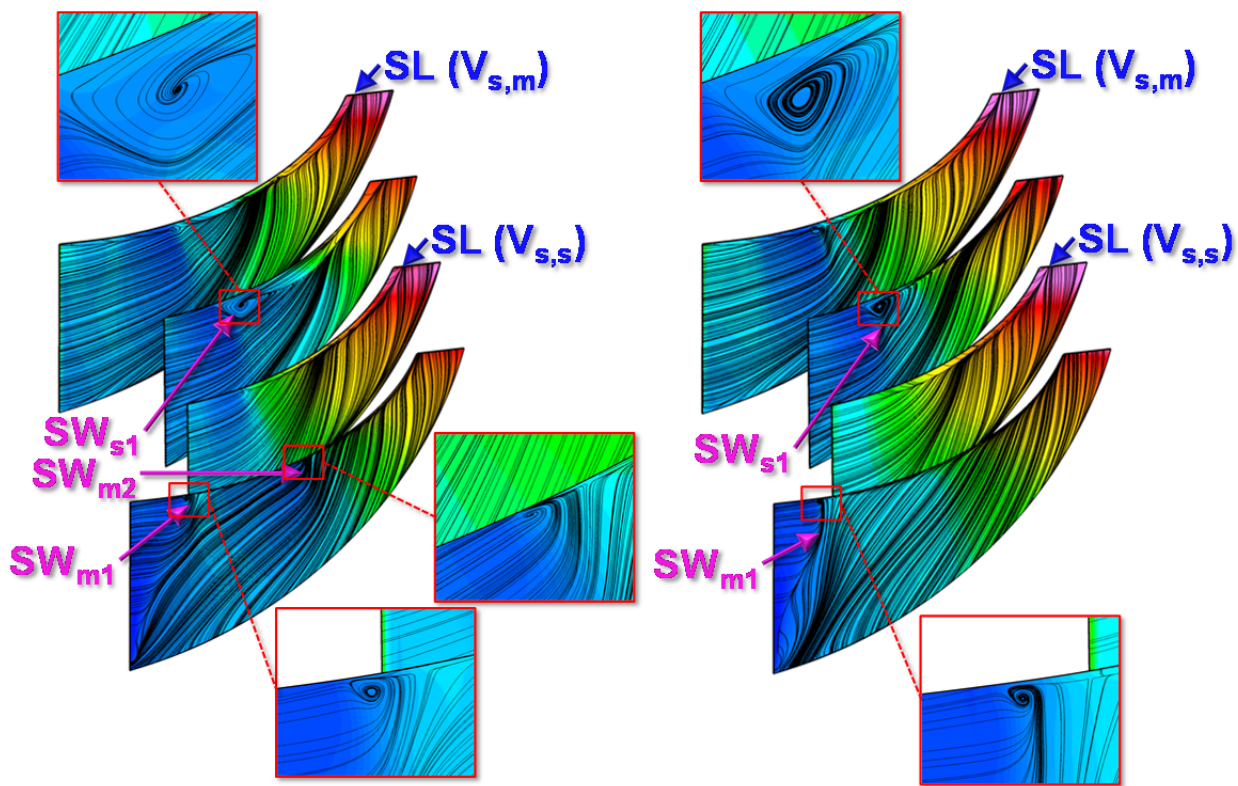


図 5.20 (1/2) 翼面静圧係数  $C_{ps}$  分布および限界流線 (高流量作動点 VS. 設計作動点)



(c) TC-S



(d) NTC

図 5.20 (2/2) 翼面静圧係数  $C_{ps}$  分布および限界流線 (高流量作動点 VS. 設計作動点)

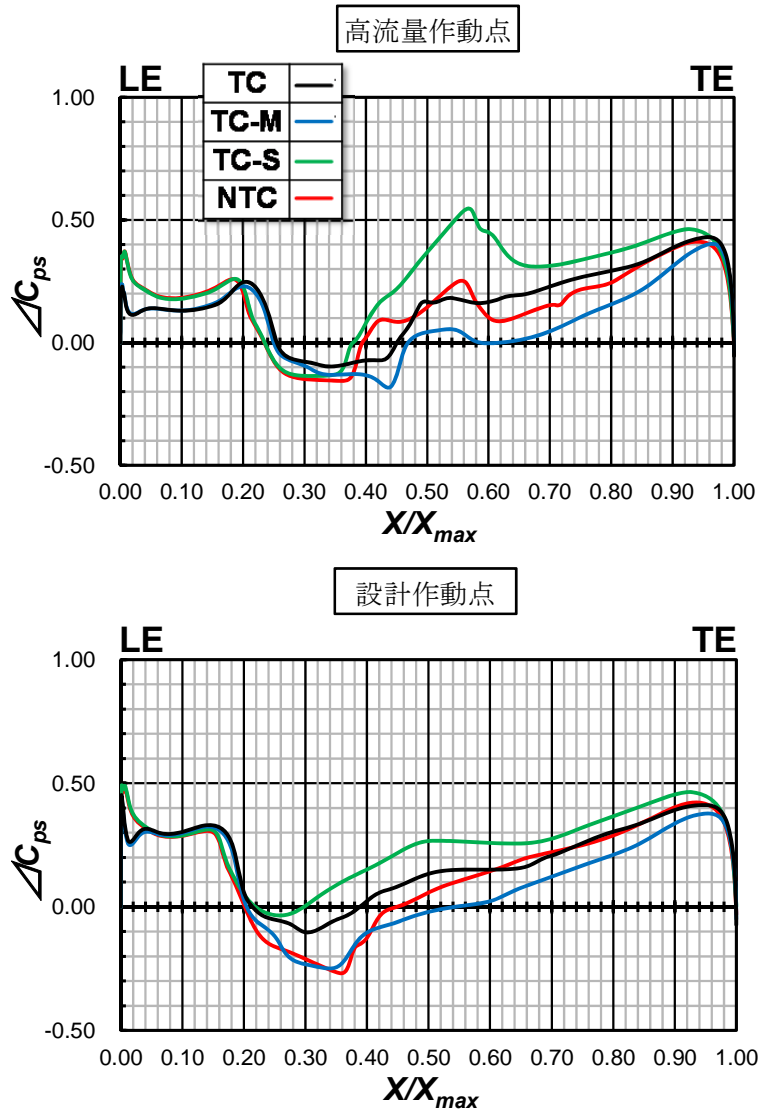


図 5.21 主翼の翼端付近における翼面静圧差係数 $\Delta C_{ps}$  (高流量作動点 VS. 設計作動点)

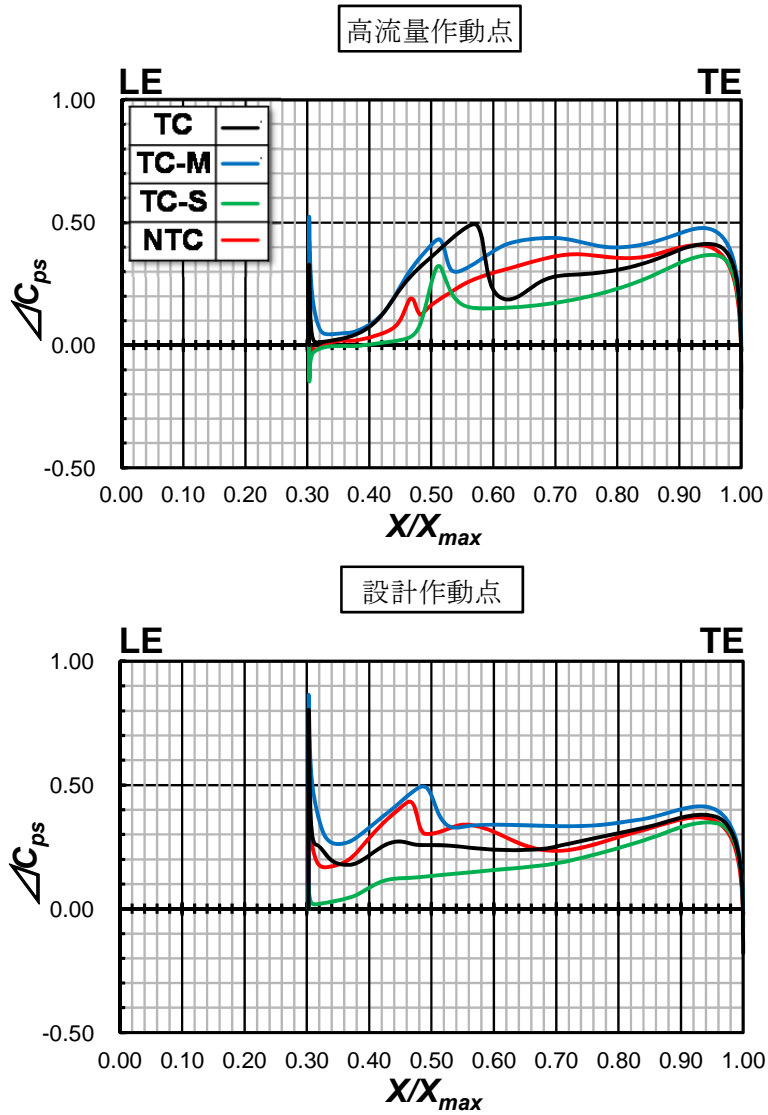


図 5.22 短翼の翼端付近における翼面静圧差係数 $\Delta C_{ps}$  (高流量作動点 VS. 設計作動点)

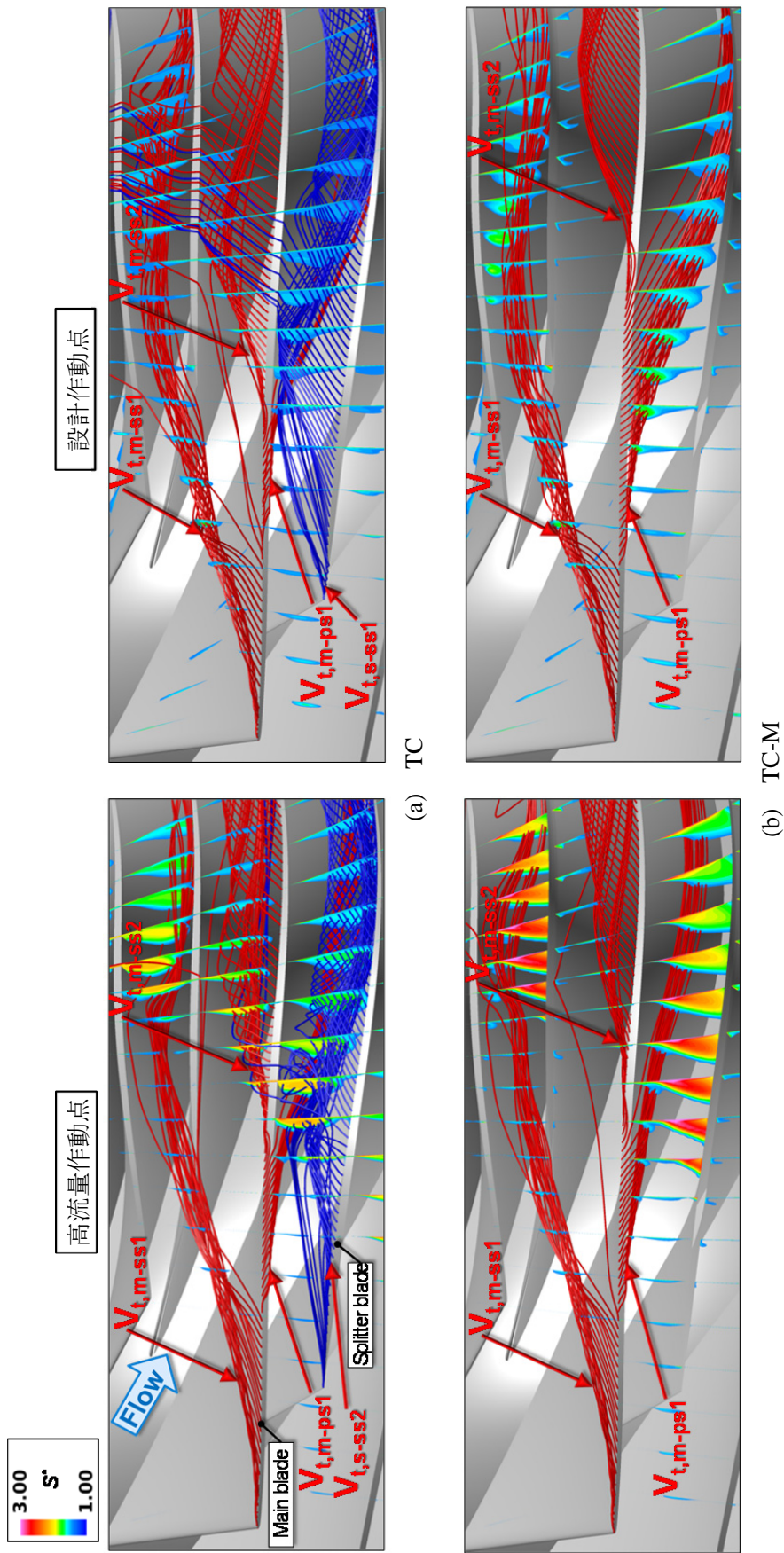


図 5.23 (1/2) エントロピー関数  $S^*$  分布および翼端流れの挙動 (高流量作動点 VS. 設計作動点)

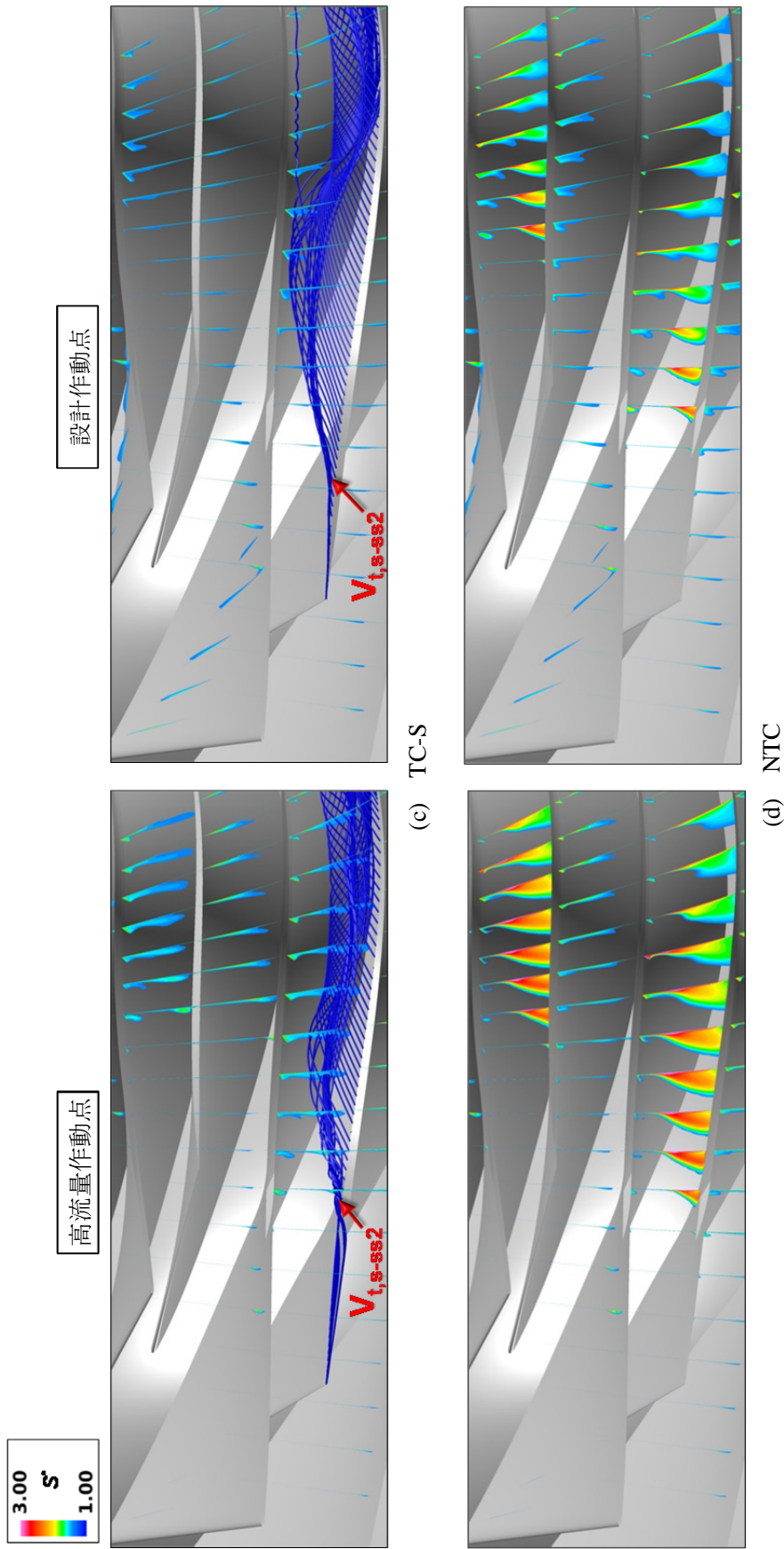


図 5.23(2/2) エントロピー関数  $S^*$  分布および翼端漏れ流れの挙動 (高流量作動点 VS. 設計作動点)

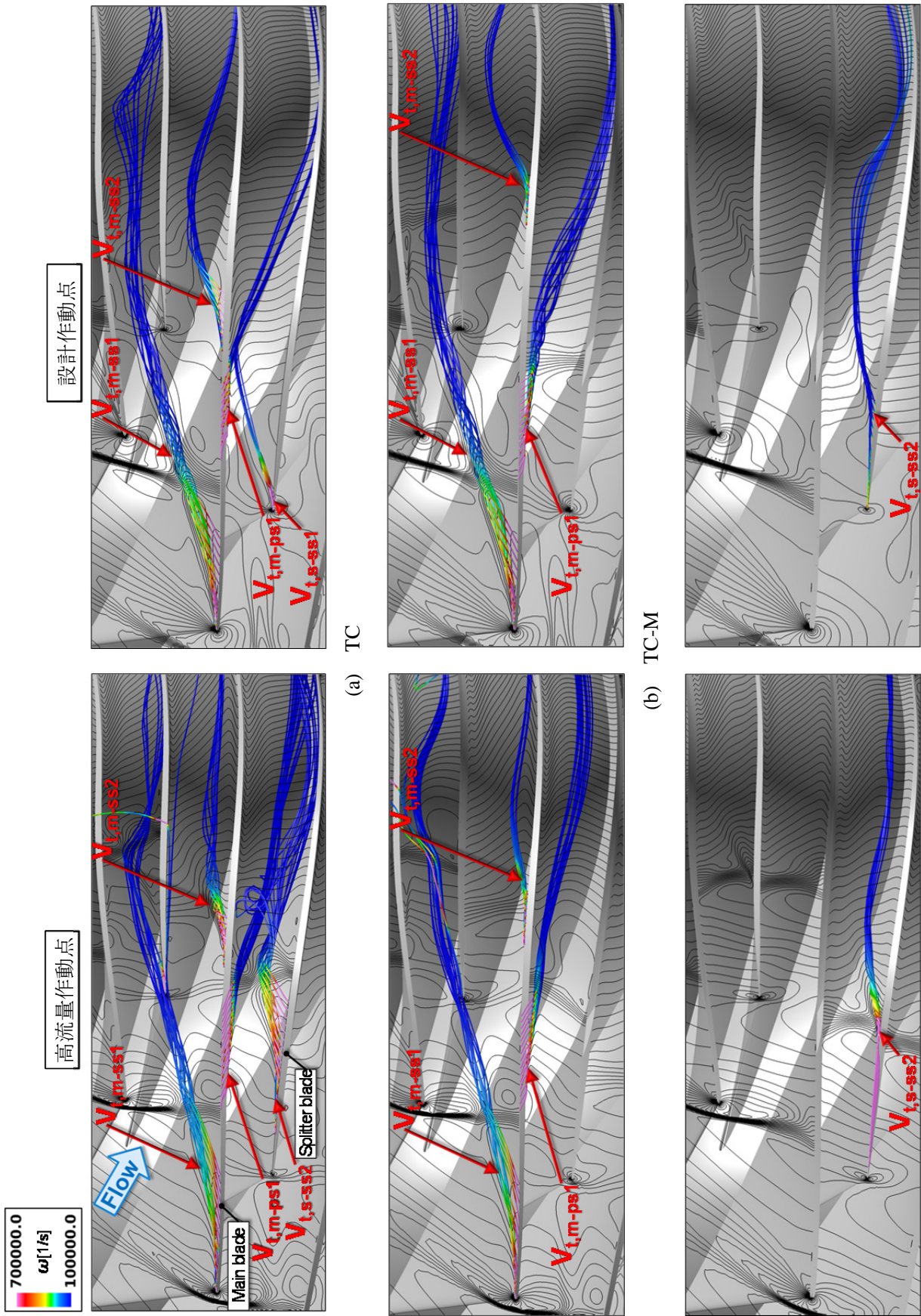


図 5.24 翼先端付近における翼間静圧係数  $C_{ps}$  分布および翼端漏れ渦の挙動(渦度  $\omega$  で色付け) (高流量作動点 VS. 設計作動点)



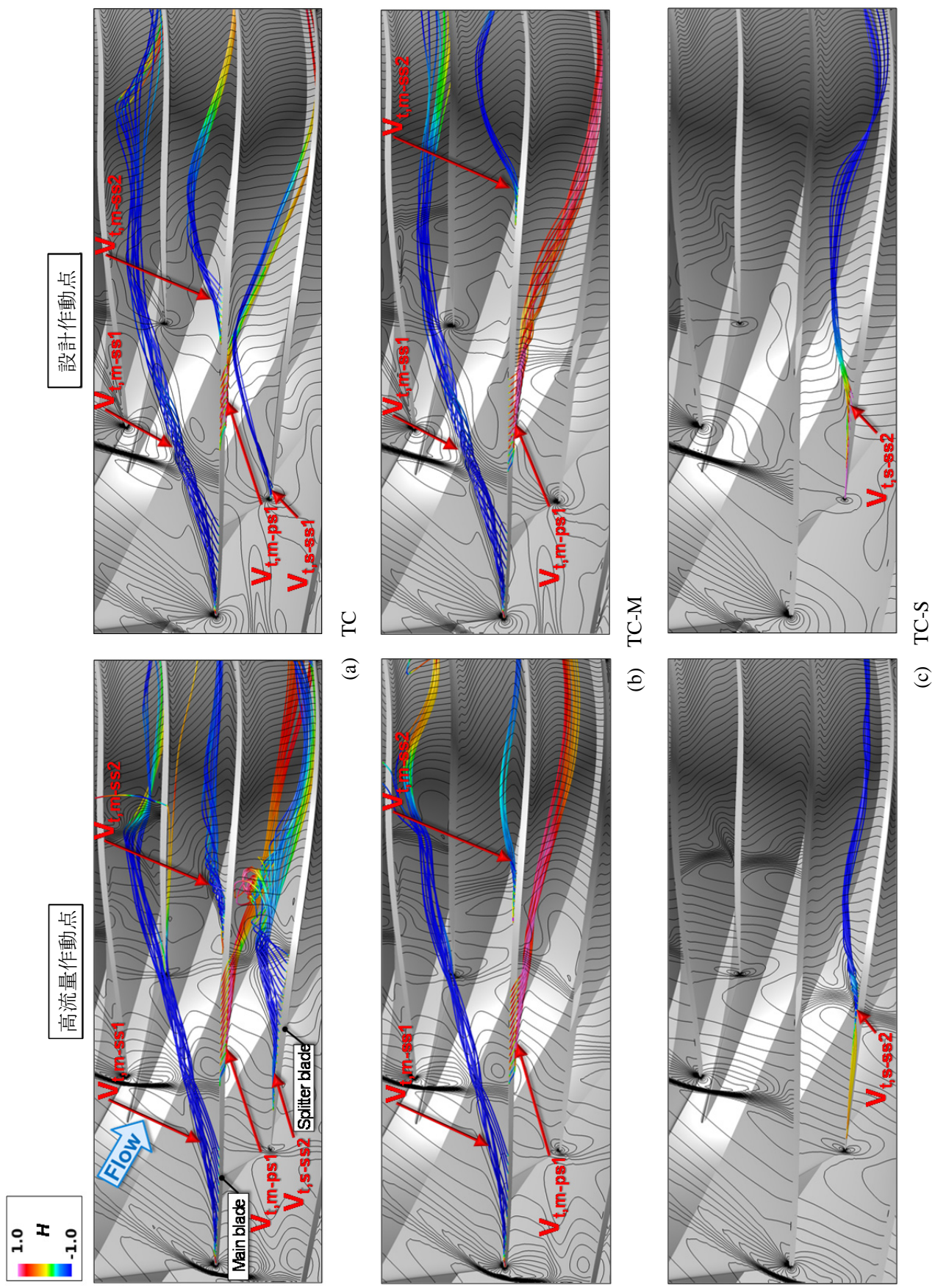


図 5.25 翼先端付近における翼間静圧係数  $C_{ps}$  分布および翼端漏れ渦の挙動(ヘリシテイーHで色付け) (高流量作動点 VS. 設計作動点)

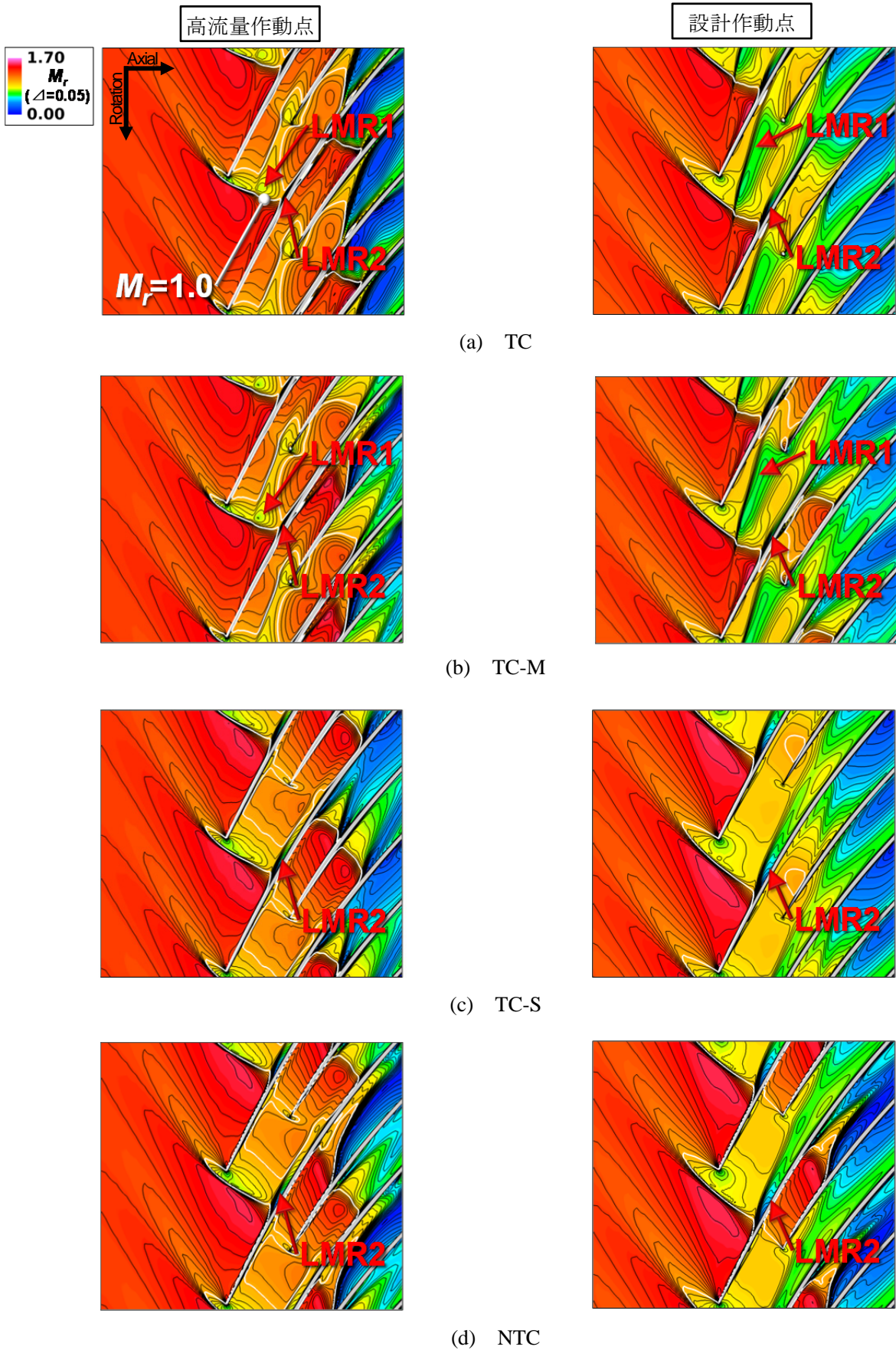


図 5.26 翼先端付近における翼間相対マッハ数  $M_r$  分布 (高流量作動点 VS. 設計作動点)

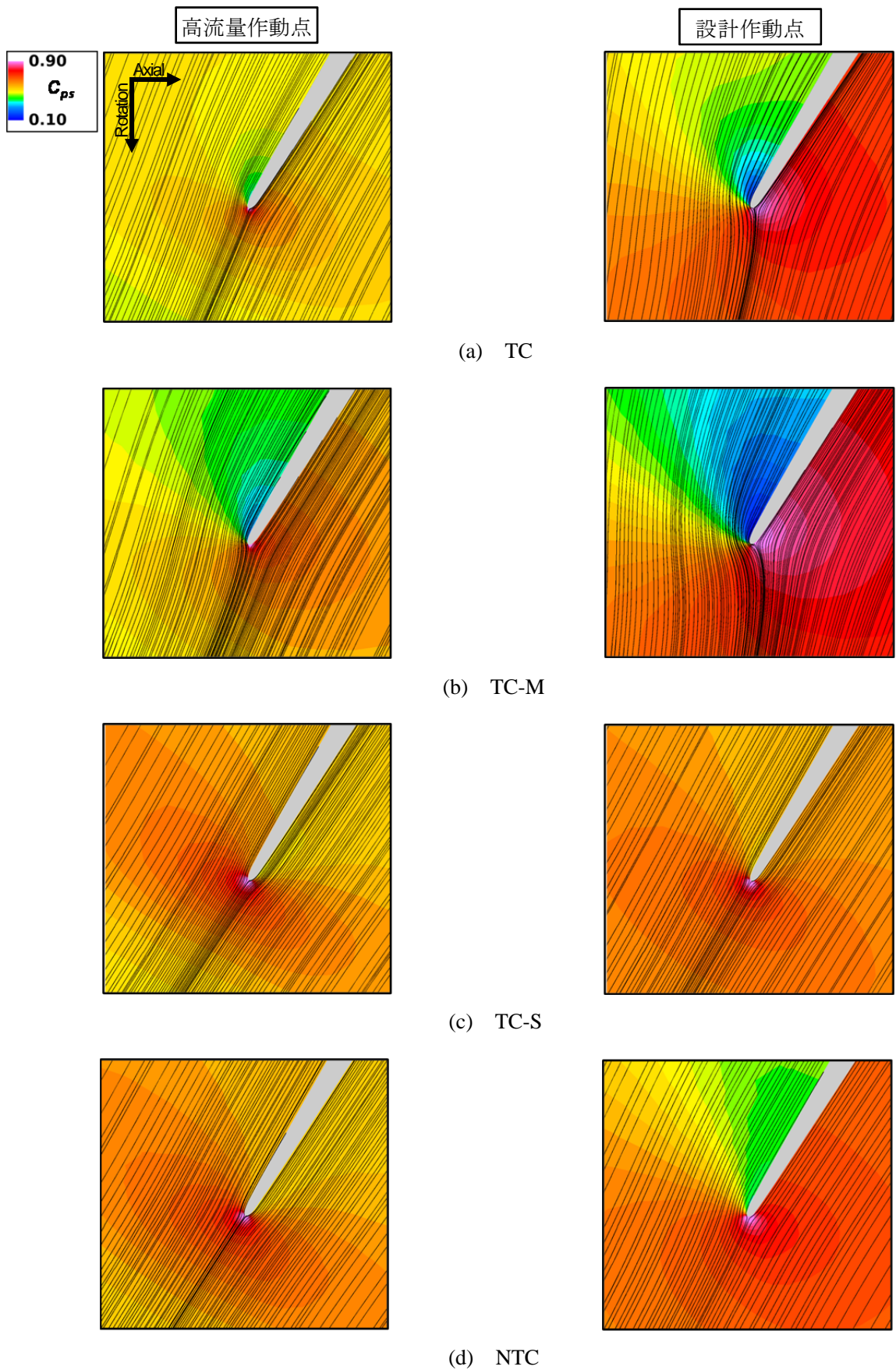


図 5.27 短翼前縁の翼先端付近における翼間静圧係数  $C_{ps}$  分布および流線  
(高流量作動点 VS. 設計作動点)

### 5.4.2.1 TCの内部流れの挙動

基準羽根車である、実機状態のTCの内部流れの挙動の詳細を考察する。

羽根車入口における相対流れ角 $\theta_{1m}$ は、主翼前縁角度に対して正の入射角となっているが(図 5.17)、設計点と比べると流量の増加に伴いスパン方向にほぼ一様に減少している。主翼負圧面上では流れが増速し(図 5.18(a)),  $SW_{m1}$  が形成されているが(図 5.19(a)), 設計点で見られた  $SW_{m1}$  と境界層の干渉によるはく離は生じていない(図 5.20(a))。これは、設計点に比べて主翼への入射角が減少し(図 5.17)、主翼負圧面上における流れの増速率が低減したことで(図 5.18(a)),  $SW_{m1}$  の逆圧力勾配が弱まったためと考えられる(図 5.19(a))。  $SW_{m1}$  の下流では、主翼負圧面上に低マッハ数領域 LMR2 が分布しているが(図 5.18(a)), これは負圧面境界層が  $SW_{m1}$  との干渉により発達したことによるもので、同干渉によりはく離が生じている設計点に比べて(図 5.20(a)), その領域は縮小している。主翼先端付近の負荷は、前述の負圧面上の流れの増速により前縁付近で増加し(図 5.18(a), 図 5.21),  $SW_{m1}$  の形成に伴い主翼負圧面上の静圧が上昇することで(図 5.19(a)),  $X/X_{max} \doteq 0.2$  付近から減少している。この主翼前縁付近の負荷の増加により、 $V_{t,m-ss1}$  が形成されているが(図 5.23(a)), 同渦は設計点に比べて弱まっている。これは、設計点と比べて入射角の低下に伴い主翼負圧面上の流れの増速率が低減し(図 5.18(a)), 前縁付近における負荷が低下したためである(図 5.21)。さらに、 $SW_{m1}$  を境にしてその下流で  $V_{t,m-ss1}$  の渦度 $\omega$ が低下していることから(図 5.24(a)), この渦は衝撃波と干渉することで減衰していることが分かる。しかしながら、その渦の減衰の程度は設計点に比べて低減しており、同現象に起因する Shroud 壁近傍の低マッハ数領域 LMR1 も縮小している(図 5.26(a))。これは、設計点と比較して  $SW_{m1}$  の逆圧力勾配と  $V_{t,m-ss1}$  がともに弱まったことで、それらの干渉が低減したためと考えられる。また、 $V_{t,m-ss1}$  のヘリシティー $H$ は常に負の値を取っていることから(図 5.25(a)),  $SW_{m1}$  との干渉に起因した渦の崩壊は設計点と同様に生じていないことが分かる。

短翼への翼先端付近における入射角は正となっているが(図 5.27(a)), 設計点に比べて減少している。その結果、短翼前縁付近の負荷が設計点と比較して低下しており(図 5.22),  $V_{t,s-ss1}$  の形成が抑制されている(図 5.23(a))。短翼負圧面上では流れが増速し(図 5.18(a)), それに伴う静圧低下により短翼の負荷が増加しており(図 5.19(a), 図 5.22), 翼前縁よりも下流側で  $V_{t,s-ss2}$  が形成されている(図 5.23(a))。この流れの増速率は、設計点と比べて増加しており(図 5.18(a)), この現象に起因する短翼の負荷の増加量も増大している(図 5.22)。さらに、この流れの増速率の増加により、短翼負圧面上において設計点では生じていない衝撃波  $SW_{s1}$  が形成されている(図 5.19(a))。この衝撃波は、短翼の負圧面上の静圧を上昇させることで負荷を  $X/X_{max} \doteq 0.58$  付近から急激に低下させるとともに(図 5.22), 短翼負圧面上の境界層と干渉し、はく離を引き起こしている(図 5.20(a))。また、 $V_{t,s-ss2}$  は  $SW_{s1}$  と干渉しており、同渦のヘリシティー $H$ が  $SW_{s1}$  の下流で急激に負から正に変化していることから(図 5.25(a)),  $V_{t,s-ss2}$  はこの干渉により崩壊していることが分かる。

主翼端の負荷は、負圧面上の  $SW_{m1}$  の下流における静圧上昇と(図 5.19(a)), 圧力面上の対面する短翼負圧面上の流れの増速に起因する静圧低下により、 $X/X_{max} \doteq 0.25-0.45$  の位置において負の値を示しており(図 5.18(a), 図 5.19(a), 図 5.21), この主翼の負の負荷により  $V_{t,m-ps1}$  が形成されている(図 5.23(a))。設計点と比較して主翼の負荷が負の値を示している領域が隣接する短翼負圧面上の流れの増速域の拡張に伴い拡大しており(図 5.18(a), 図 5.21), その結果  $V_{t,m-ps1}$  が増強している(図 5.23(a))。短翼負圧面上の流れの増速は局所的なもので(図 5.18(a)), 同領域の下流では主翼の負荷が増加し(図 5.21), 正に回復することで主翼負圧面側に  $V_{t,m-ss2}$  が形成されている(図 5.23(a))。主翼の負荷は、負から再び正に回復する

位置付近から、 $SW_{s1}$ の形成に伴う主翼圧力面上の静圧の急激な上昇により(図 5.19(a))、増加量を増しており、これに伴い $V_{t,m-ss2}$ は設計点に比べて増強している(図 5.21, 図 5.23(a)).

図 5.28(a) に、本計算結果から得られた高流量作動点での TC の翼先端付近における特徴的な流動現象をまとめた概略図を示す。また、同図には設計点における同様の図が比較のために再度示されている。高流量作動点においても羽根車に流入した流れが主翼負圧面上において増速することで、 $SW_{m1}$  が形成される。さらに、この流れの増速に伴い主翼前縁付近の負荷が増加し $V_{t,m-ss1}$ が形成される。しかしながら、流量の増加に伴う主翼への入射角の減少により、設計点と比較して主翼負圧面上における流れの増速率が低下し、 $SW_{m1}$ の逆圧力勾配と $V_{t,m-ss1}$ が弱まる。その結果、 $V_{t,m-ss1}$ は $SW_{m1}$ と干渉するが、その干渉の強さは設計点と比較して弱まる。短翼への翼先端付近における入射角は正であるが、設計点と比較して減少しており、これに伴う短翼前縁付近の負荷の低下により、高流量作動点では $V_{t,s-ss1}$ の形成が抑制される。また、短翼負圧面上では流れが増速するが、その増速率は設計点と比較して増加しており、高流量作動点では $SW_{s1}$ が形成される。さらに、この流れの増速に起因する短翼の負荷の増加により高流量作動点では $V_{t,s-ss2}$ が形成され、同渦は $SW_{s1}$ と干渉することで崩壊する。一方、主翼負圧面上の $SW_{m1}$ の形成に伴う静圧上昇と、主翼圧力面上の対面する短翼負圧面上の流れの増速に伴う静圧低下により、主翼の負荷が負となり、設計点と同様に $V_{t,m-ps1}$ が形成される。同渦は設計点と比較して、短翼負圧面上の流れの増速域の拡大に伴い増強する。この隣接短翼負圧面上の局所的な増速域の下流では、主翼の負荷が負から再び正に回復することで $V_{t,m-ss2}$ が形成される。 $SW_{s1}$ の形成に伴う主翼圧力面上の静圧の急激な上昇に伴い、主翼の負荷が負から正に回復する位置付近からの負荷の増加量が増大することにより、 $V_{t,m-ss2}$ は設計点と比較して増強する。

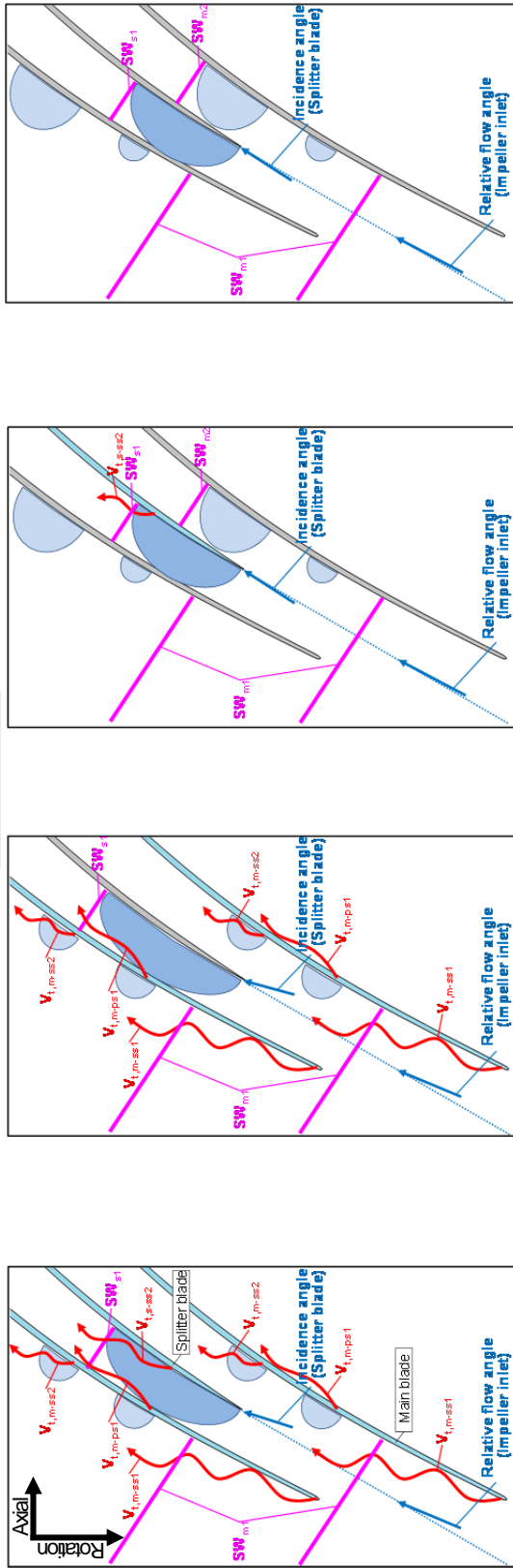
#### 5.4.2.2 主翼入口付近の流れ場に及ぼす翼端間隙の影響

主翼の翼端間隙が羽根車入口から短翼前縁までの領域内の流動現象に及ぼす影響を考察する。

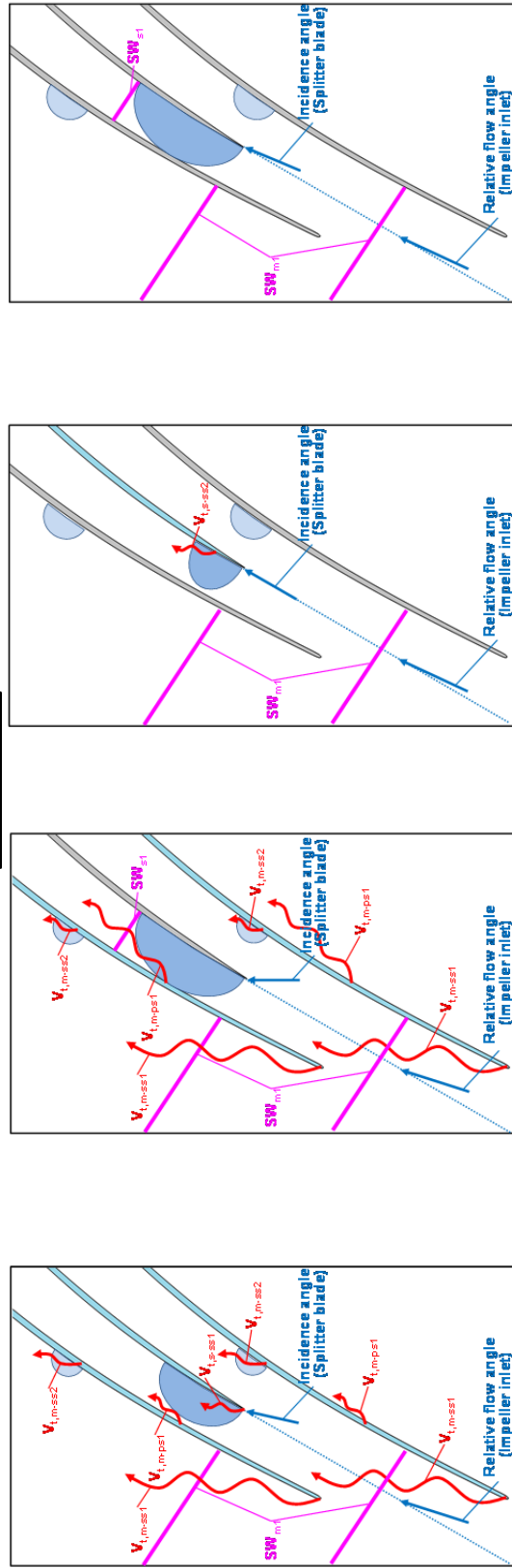
羽根車入口の相対流れ角 $\theta_{1m}$ は、TCと同様に他の3条件においても主翼前縁角度に対して正の入射角となっている(図 5.17)。 $\theta_{1m}$ はTCと比較して、TC-Mは顕著な差は無いが、TC-SおよびNTCはShroud側で減少していることが確認できる(図 5.17)。この傾向は設計点の場合と同様であり、高流量作動点においても $V_{t,m-ss1}$ のブロック効果(図 5.26(a)中の LMR1)、主翼への入射角をShroud側で増加させていることが分かる。しかし、このShroud側における $\theta_{1m}$ の増加量は、設計点に比べて減少している(図 5.17)。これは、設計点に比べて流量の増加に伴う主翼への入射角の減少、およびそれに伴う主翼前縁付近の負荷の低下により(図 5.17, 図 5.21)、 $V_{t,m-ss1}$ が弱くなり、さらにその主翼負圧面からの放出角度が羽根車軸方向へ向いたこと(図 5.26(a))、そのブロック効果が弱まったためと考えられる。

$SW_{m1}$ は、TCと同様に他の3条件においても形成されている(図 5.19)。 $SW_{m1}$ と境界層の干渉に起因する LMR2 をTCと比較すると、80% スパンでは全ての条件で顕著な差が無いが(図 5.18)、翼先端付近ではTC-SとNTCにおいて拡大していることが分かる(図 5.26)。TC-Mでは、TCと同様に主翼負圧面上の境界層の $SW_{m1}$ との干渉によるはく離は生じていないが(図 5.20(a), (b))、TC-SとNTCでは、主翼負圧面Shroud側において渦状の限界流線が形成されており、 $SW_{m1}$ に起因するコーナーはく離の発生を確認することができる(図 5.20(c), (d))。したがって、翼先端付近の LMR2 が主翼の翼端間隙を考慮している2条件において縮小した原因は、設計点の場合と同様に主翼の翼端流れが $SW_{m1}$ と境界層の干渉に起因するコーナーはく離の発生を抑制したためと考えられる。また、主翼の翼端間隙の有無によるShroud側における LMR2 の規模の差は、設計点に比べて減少している(図 5.26)。このことから、主翼の

高流量作動点



設計作動点



(a) TC

(b) TC-M

(c) TC-S

(d) NTC

図 5.28 翼先端付近における流動現象の概略図(高流量作動点 VS. 設計作動点)

翼端漏れ流れが  $SW_{m1}$  に起因するコーナーはく離の発生を抑制することで LMR2 を縮小する効果は、設計点と比較して主翼への入射角の減少による  $SW_{m1}$  の逆圧力勾配の減少に伴い(図 5.17, 図 5.19), 弱まると考えられる。

#### 5.4.2.3 短翼入口から下流の流れ場に及ぼす翼端間隙の影響

主翼と短翼の両翼端間隙が、短翼前縁から羽根車出口領域内の流動現象に及ぼす影響について議論する。

短翼の翼先端前縁淀み点付近の入射角は、TC に比べて TC-M では増加している(図 5.27)。この原因は、設計点での考察でも言及したように、「短翼の翼端間隙は翼負荷により流れを吸い込むことで短翼前縁 Shroud 側の流量を増加させる効果を有する」ためと考えられる。一方、TC に比べて TC-S と NTC では短翼への入射角が減少しており(図 5.27), 設計点と同様に TC では「主翼の翼端間隙が  $V_{t,m-ss1}$  を形成し、そのブロッキング効果により短翼前縁 Shroud 側の流量を減少させる効果を有する」ためであることが分かる。しかしながら、設計点との比較において、TC では短翼への入射角が減少しており(図 5.27), さらに TC と主翼の翼端間隙が無い条件との入射角の差も小さくなっている。これは、設計点と比べて主翼前縁付近の負荷が低下したことで  $V_{t,m-ss1}$  のブロッキング効果が弱まり(図 5.21, 図 5.26(a)), 同効果が短翼への入射角に及ぼす影響が弱まったためと考えられる。

短翼負圧面上の流れの挙動に着目すると、TC で見られた流れの増速とそれに伴う  $SW_{s1}$  の形成が他の条件においても観察される(図 5.18, 図 5.19)。短翼負圧面上の流れの増速率は、主翼の翼端間隙が有る条件の方が無い条件に比べて増加している(図 5.18)。これは、主翼の翼端間隙が有る条件では短翼を挟む二つの流路に対して、圧力面側の流路のみを塞ぐような角度で  $V_{t,m-ss1}$  の放出およびそれによるブロッキングが形成され(図 5.26(a), (b)), その結果、圧力面側の流路を通過する流量の低下に伴い負圧面側の流路の流量が増加したためと考えられる。したがって、主翼の翼端間隙は、 $V_{t,m-ss1}$  の放出角度を作動点により変化させることで、設計点では短翼を挟む両翼面側の流路を塞ぐように  $V_{t,m-ss1}$  のブロッキングを形成するのに対して、高流量作動点では圧力面側の流路のみを塞ぐように  $V_{t,m-ss1}$  のブロッキングを形成することで、短翼負圧面上の流れの増速率を増加させることが分かる。さらに、主翼の翼端間隙が有る条件間で比較すると、TC-M の方が TC に比べて短翼負圧面上の流れの増速率が増加している(図 5.18(a), (b))。これは、設計点の場合と同様に短翼の翼端間隙が考慮されている TC の方が、短翼への入射角が減少し(図 5.27(a), (b)), 短翼前縁負圧面における静圧低下が低減しているためと考えられる。しかしながら、TC と TC-M 間の短翼負圧面上の流れの増速率の差は、設計点と比較して減少している(図 5.18(a), (b))。これは、設計点に比べて  $V_{t,m-ss1}$  のブロッキング効果が低減したことで(図 5.26(a), (b)), 短翼負圧面上の流れの増速を低減する効果の大きい  $V_{t,s-ss1}$  の形成が TC において抑制されたためと考えられる(図 5.23(a))。  $SW_{s1}$  と短翼負圧面上の境界層の干渉については、TC-S では TC と同様にその干渉に起因するはく離線が翼先端に至るまで延びているのに対して(図 5.20), 短翼の翼端間隙が無い TC-M と NTC では、Shroud 側においてコーナーはく離が生じている。  $SW_{s1}$  に起因するコーナーはく離は、  $SW_{s1}$  の逆圧力勾配が TC に比べて強くなっている TC-M と、弱くなっている NTC の双方で生じていることから(図 5.19), その発生は逆圧力勾配の低下ではなく翼端漏れ流れにより抑制されることが分かる。

主翼負圧面と短翼圧力面に挟まれた流路内の流れの増速率に着目すると、先に述べた短翼の負圧面上の流れの増速率との相関が設計点の場合と同様に見られ、負圧面上の増速率が高い TC と TC-M では低くなっているのに対して(図 5.18), 負圧面上の増速率が低い TC-S と NTC では高くなっている。したが

って、 $V_{t,m-ss1}$  のブロッケー効果は、短翼を挟む両流路間の通過流量へも影響を及ぼしていることが分かる。また、TC-S と NTC では、「この流れの増速率の増加により衝撃波  $SW_{m2}$ 」が新たに生じており(図 5.19(c), (d)), 主翼負圧面 Shroud 側にこの衝撃波に起因するコーナーはく離が形成されている(図 5.20(c), (d)).

つぎに、短翼の翼負荷と翼端漏れ渦の形成との関係に着目する。短翼先端前縁における負荷は、TC に比べて短翼への入射角が増加している TC-M では増加し(図 5.22, 図 5.27), 減少している TC-S と NTC では低下している。また、同負荷は、設計点に比べて全ての条件で減少しており(図 5.22), 短翼の翼端間隙が有る TC-S においても TC と同様に  $V_{t,s-ss1}$  は形成されていない(図 5.23(c)). さらに、各条件間の短翼先端前縁の負荷の差についても設計点と比べて減少していることが分かる(図 5.22). 以上の現象は、設計点と比較して主翼への入射角の低下に伴う主翼前縁付近の負荷の低下により(図 5.21),  $V_{t,m-ss1}$  のブロッケー効果が低減し(図 5.26), そのブロッケーが短翼への翼先端付近における入射角に及ぼす影響が弱まったためと考えられる(図 5.27). この下流側では短翼の負荷が TC と同様に他の 3 条件でも増加していることが分かる(図 5.22). この負荷の増加量は(図 5.22), 短翼負圧面上の流れの増速が強いほど(図 5.18), また、短翼圧力面側では対面する主翼負圧面上の流れの増速が弱いほど、大きくなることが分かる。TC-S でもこの負荷の増加により  $V_{t,s-ss2}$  が形成されているが(図 5.23(c)), 同渦は TC と比較して、短翼負圧面上の流れの増速率の低下と(図 5.18), 短翼圧力面側における対面する主翼負圧面上の流れの増速率の増加に伴い、負荷の増加量が低減することにより弱まっている(図 5.22, 図 5.23(a), (c)). さらに、主翼翼端間隙の無い TC-S でも  $V_{t,s-ss2}$  が  $SW_{s1}$  と干渉しているが(図 5.24(c)), TC に比べて  $V_{t,s-ss2}$  と  $SW_{s1}$  の逆圧力勾配が共に弱まっているため(図 5.19(a), (c), 図 5.23(a), (c)), TC で見られた  $V_{t,s-ss2}$  の崩壊は生じていないことが同渦のヘリシティー  $H$  の分布から確認できる(図 5.25(a), (c)). したがって、高流量作動点において主翼の翼端間隙の存在は、 $V_{t,m-ss1}$  のブロッケー効果により短翼負圧面上の流れの増速率を増加させることで  $SW_{s1}$  を強め(図 5.18, 図 5.19, 図 5.26), さらにこの流れの増速率の増加と短翼圧力面側での対面する主翼負圧面上の流れの増速率の減少により短翼の負荷の増加量を増大させ(図 5.22), その結果  $V_{t,s-ss2}$  が増強することで、同渦の  $SW_{s1}$  との干渉による崩壊を引き起こしていると考えられる(図 5.25). また、TC-S と NTC は TC に比べて、短翼の前縁下流における負荷の増加量は前述のように低減しているが、増加の勾配はより強くなっていることが分かる(図 5.22). これは、TC では生じていない  $SW_{m2}$  の形成に伴い短翼圧力面上の静圧が急激に上昇しているためである(図 5.19(c), (d)). この下流では、TC-S と NTC 共に  $SW_{s1}$  の形成に伴う短翼負圧面上の静圧上昇により(図 5.19(c), (d)), 負荷が急激に低下しており(図 5.22), 同様の  $SW_{s1}$  の形成に伴う短翼の負荷の低下は TC と TC-M においても確認できる(図 5.19(a), (b), 図 5.22).

つぎに、主翼の翼負荷と翼端漏れ渦の形成との関係に着目する。TC と同様に他の条件でも、 $SW_{m1}$  の下流における主翼負圧面上の静圧上昇と、主翼圧力面上の対面する短翼負圧面上の流れの増速に伴う静圧低下により(図 5.18, 図 5.19), 主翼の負荷が局所的に負の値を示している(図 5.21). TC-M では、TC に比べてこの主翼の負荷の低下量が増加しており(図 5.21),  $V_{t,m-ps1}$  が増強している(図 5.23(a), (b)). これは、TC の方が設計点の場合と同様に短翼の翼端間隙の存在により、短翼への入射角が減少し、短翼負圧面上の流れの増速率が低減したためと考えられる(図 5.18(a), (b), 図 5.27(a), (b)). 一方、主翼の翼端間隙が無い条件では TC に比べて主翼の負荷が負となる領域が縮小している(図 5.21). これは、主翼の翼端間隙が有る TC の方が、 $V_{t,m-ss1}$  のブロッケー効果により短翼負圧面上における流れの増速域が拡張されているためと考えられる(図 5.18, 図 5.26). この負の負荷は、下流に向かうにしたがって TC



と同様に他の条件においても正に回復している(図 5.21). TC-M においてもこの正への回復により  $V_{t,m-ss2}$  が形成されているが, 同渦は TC に比べて弱まっている(図 5.23(a), (b)). これは設計点と同じく, 短翼の翼端間隙が有る TC の方が, 短翼負圧面上の流れの増速率が低減し(図 5.18(a), (b)), 主翼の負荷が正に回復している位置付近からの負荷の増加量が增大しているためである(図 5.21). この主翼の負荷の増加が TC に比べて TC-S と NTC の方が増大している(図 5.21). これは, TC においては主翼の翼端間隙が  $V_{t,m-ss1}$  を発生させ, そのブロッケージ効果により主翼圧力面に対面する短翼負圧面上の流れの増速を強め(図 5.18, 図 5.26), さらに主翼負圧面上の流れの増速を弱めることで, 主翼の負荷が負から正に回復する位置付近からの負荷の増加量を低減させているためと考えられる(図 5.21). また,  $SW_{m2}$  が生じている TC-S と NTC では, それに起因する主翼負圧面上の静圧上昇により(図 5.19(c), (d)), 主翼の負荷が  $X/X_{max} \doteq 0.55$  付近から再度急激に低下している(図 5.21).

翼端間隙が無い TC-M の短翼, TC-S の主翼および NTC の主翼と短翼の圧力面上の Shroud 側には, 設計点と同様に SL を確認でき(図 5.20),  $V_s$  が形成されていることが分かる.

#### 5.4.2.4 翼端間隙が流動現象に及ぼす影響のまとめ

図 5.28 に本計算結果から得られた高流量作動点における, 主翼と短翼の翼端間隙が圧縮機内部の流動現象に及ぼす影響をまとめた概略図を設計点の場合のものとともに示す.

主翼の翼端間隙は  $V_{t,m-ss1}$  を発生させ(図 5.28(a), (b)), そのブロッケージ効果により, Shroud 側において主翼と短翼の双方への入射角を増加させる. その増加の程度は設計点と比較して, 主翼への入射角の減少に伴う主翼前縁付近の負荷の低下による  $V_{t,m-ss1}$  の衰退, さらにその主翼負圧面からの放出角度の羽根車軸方向への偏向により(図 5.28(a), (b)), 低減する. その結果, 短翼先端前縁付近では設計点と比較して負荷が低下するため  $V_{t,s-ss1}$  の形成が抑制される(図 5.28(a)). 一方, この下流側では短翼負圧面上の流れの増速による短翼の負荷の増加により, 高流量作動点においては  $V_{t,s-ss2}$  が形成される(図 5.28(a), (c)).  $V_{t,m-ss1}$  は, 短翼を挟む二つの流路に対して短翼圧力面側の流路のみを塞ぐようにブロッケージを形成することで, 短翼負圧面上の流れの増速率を増加させ, さらに短翼圧力面側では対面する主翼負圧面上の流れの増速率を低減させる. その結果,  $SW_{s1}$  の逆圧力勾配が強まり(図 5.28(a), (b)), さらに短翼の負荷の増加量の増大により  $V_{t,s-ss2}$  が増強されることで, 同渦の  $SW_{s1}$  との干渉による崩壊が生じる(図 5.28(a)). また, 主翼の負荷は,  $SW_{m1}$  の形成に伴う主翼負圧面上の静圧上昇と, 主翼圧力面上の対面する短翼負圧面上の流れの増速に伴う静圧低下により負の値を示し, その負の翼負荷に起因する  $V_{t,m-ps1}$  が形成される.  $V_{t,m-ss1}$  のブロッケージ効果は, 短翼負圧面上の流れの増速域を拡張することにより, 隣接する主翼の負荷が負の値を示す領域を拡大する. その下流では, 主翼の負荷が負から正に回復することで  $V_{t,m-ss2}$  が形成されるが(図 5.28(a), (b)),  $V_{t,m-ss1}$  のブロッケージ効果は, 主翼圧力面に対面する短翼負圧面上の流れの増速を強め, さらに主翼負圧面上の流れの増速を弱めることで, 主翼の負荷が負から正に回復する位置付近からの負荷の増加量を減少させる.

短翼の翼端間隙は, 設計点と同様に翼負荷によりその間隙内に流れを吸い込むことで短翼への入射角を減少させ,  $V_{t,m-ss1}$  のブロッケージ効果に起因する短翼負圧面上の流れの増速と静圧低下を低減する(図 5.28(a)). その結果, 隣接する主翼の負荷の低下を低減し,  $V_{t,m-ps1}$  を弱める(図 5.28(a)). また, 短翼の翼端間隙は, この短翼負圧面上の流れの増速率の低減により, 主翼の負荷が負から正に回復する位置付近からの負荷の増加と  $V_{t,m-ss2}$  を増強していると考えられる(図 5.28(a)). しかしながら, この短翼の翼端間

隙が短翼負圧面上の流れの増速率を低減する程度を設計点と比較すると、同増速率を低減する効果が大きい  $V_{t,s-ss1}$  の形成が抑制されたことで低減していると考えられる。

#### 5.4.2.5 損失生成と羽根車効率に及ぼす翼端間隙の影響

前述のように、高流量作動点における主翼と短翼の両翼端間隙による影響が明らかになった流動現象が、羽根車流路内の損失生成と羽根車効率に及ぼす影響について考察する。

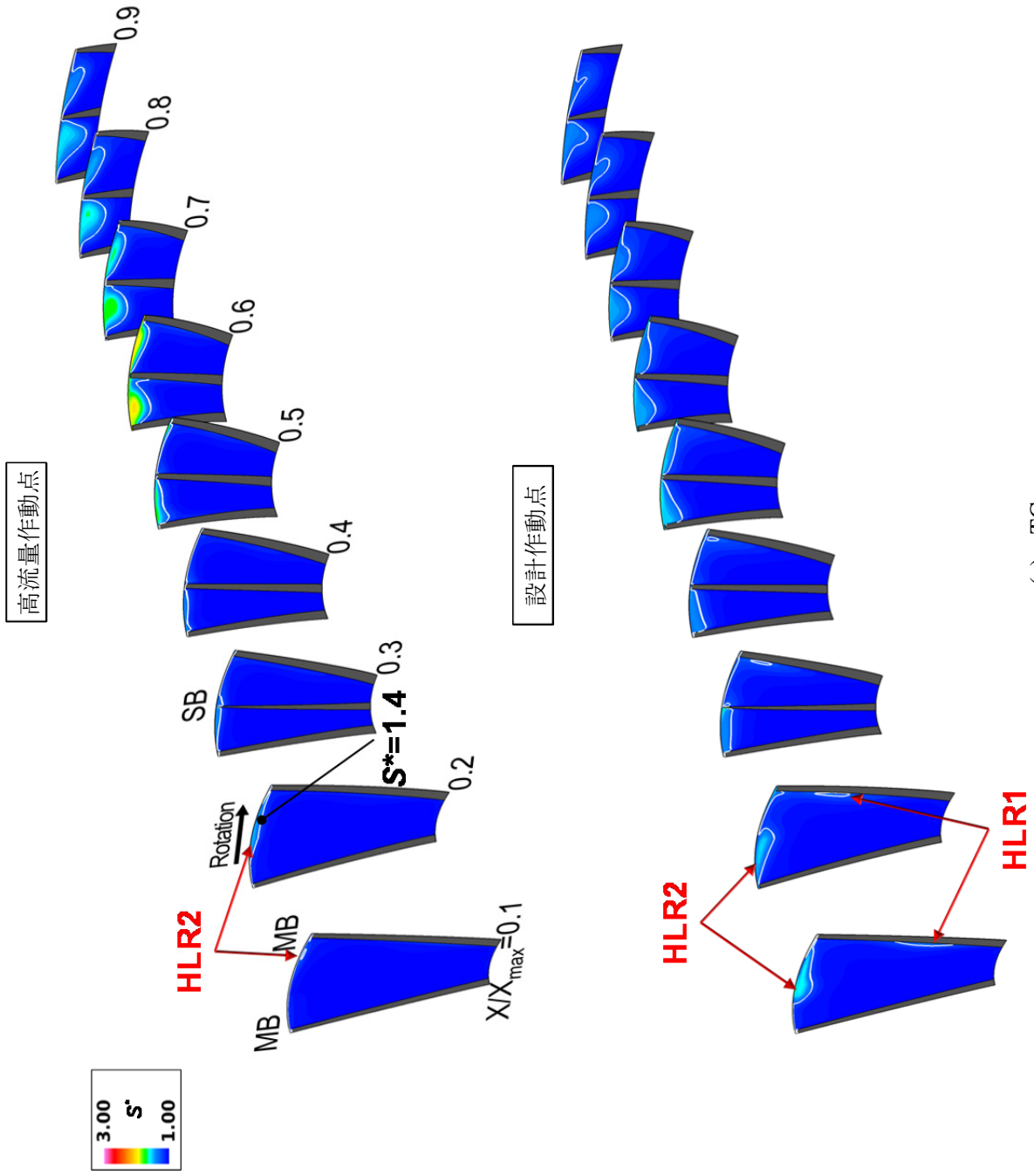
高流量作動点と設計作動点の  $X/X_{max}=0.1-0.9$  における翼間流路断面内のエントロピー関数  $S^*$  分布を図 5.29 に、羽根車効率  $\eta_{12}$  を図 5.30 に示す。

損失生成については、TC と TC-M では設計点で見られる  $SW_{m1}$  と境界層の干渉に起因する高損失領域 HLR1 は確認できない(図 5.29(a), (b)). 一方、TC-S と NTC では、図 5.20 の(c)と(d)に示される  $SW_{m1}$  によるコーナーはく離の形成に伴い主翼負圧面 Shroud 側に僅かに高損失領域が分布している(図 5.29(c), (d)). 羽根車入口 Shroud 面上では、主翼の翼端間隙を考慮している TC と TC-M において高損失領域 HLR2 が形成されており(図 5.29(a), (b)), その形成は設計点と同じく  $V_{t,m-ss1}$  の形成とその  $SW_{m1}$  との干渉に起因している(図 5.23(a), (b), 図 5.24(a), (b)). 一方、TC-S と NTC では、主翼圧力面 Shroud 側においては  $V_{s,m}$  の形成により下流へ向かって僅かに高損失領域 HLR3 が形成されているが(図 5.29(c), (d)), 羽根車入口付近ではその形成がほとんど確認できない。

短翼負圧面と主翼圧力面に挟まれた流路において、TC では羽根車入口 Shroud 側で形成された高損失流体の流入に加えて(図 5.23(a)),  $V_{t,s-ss2}$  と  $V_{t,m-ps1}$  の形成およびそれらの渦の  $SW_{s1}$  との干渉、さらに  $V_{t,s-ss2}$  の同干渉に起因する崩壊により高損失領域が拡大している(図 5.24(a), 図 5.25(a)). また、TC-M では羽根車入口 Shroud 側で形成された高損失流体の流入に加えて(図 5.23(b)),  $V_{t,m-ps1}$  の形成とその  $SW_{s1}$  との干渉により損失が生成されており(図 5.24(b)), さらに  $SW_{s1}$  に起因するコーナーはく離の形成により(図 5.20(b)), 比較的大規模な高損失領域 HLR4 が短翼負圧面 Shroud 側に分布している(図 5.29(b)). 一方、TC-S では上流側からの高損失流体の流入はほとんどなく(図 5.23(c)),  $V_{t,s-ss2}$  の形成とその  $SW_{s1}$  との干渉が高損失領域を拡大している(図 5.24(c)). NTC においても上流側からの高損失流体の流入はほとんどないが(図 5.23(d)),  $SW_{s1}$  に起因するコーナーはく離の形成により(図 5.20(d)), 高損失領域 HLR4 が分布している(図 5.29(d)).

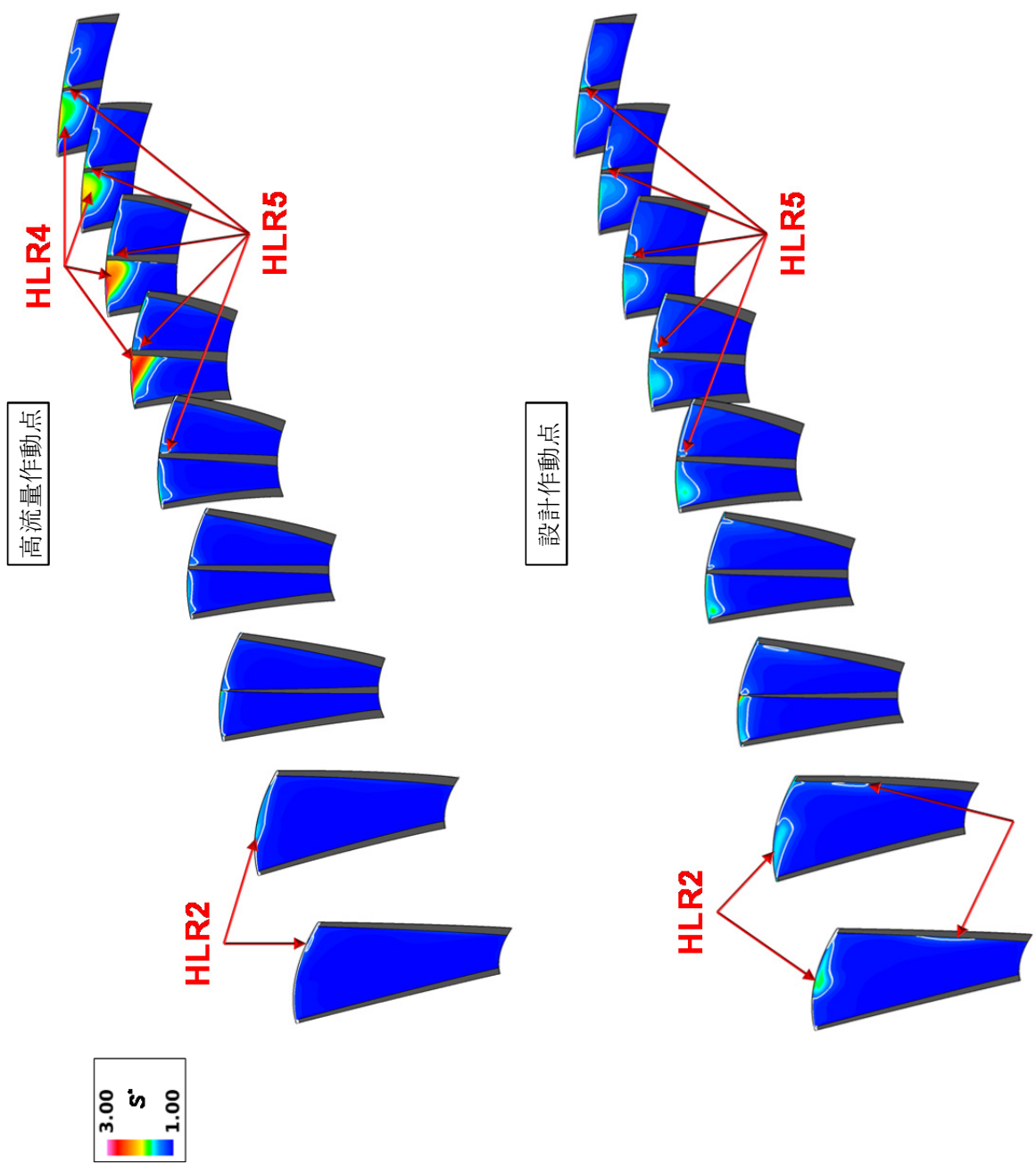
主翼負圧面と短翼圧力面に挟まれた流路内においては、TC では上流側からの高損失流体の流入はほとんどなく(図 5.23(a)), 損失生成は  $V_{t,m-ss2}$  のみに起因している。TC-M では、 $V_{t,m-ss2}$  による損失生成が確認でき(図 5.23(b)), さらに短翼圧力面の Shroud 側に  $V_{s,s}$  に起因する高損失領域 HLR5 が分布していることが分かる(図 5.29(b)). 一方、TC-S と NTC では、 $SW_{m1}$  によるコーナーはく離に起因すると考えられる高損失流体が僅かに流入しており(図 5.23(c), (d)), さらに  $SW_{m2}$  によるコーナーはく離に起因する高損失領域 HLR6 が分布していることが分かる(図 5.20(c), (d), 図 5.29(c), (d)). また、NTC では短翼圧力面の Shroud 側に  $V_{s,s}$  に起因する高損失領域 HLR5 が分布している(図 5.29(d)).

つぎに損失生成と効率の相関関係に着目すると、TC では設計点と比較して  $SW_{m1}$  と境界層の干渉、 $V_{t,m-ss1}$  の形成とその  $SW_{m1}$  との干渉および  $V_{t,s-ss1}$  の形成による損失生成は低減するが(図 5.23(a), 図 5.24(a), 図 5.29(a)),  $V_{t,m-ps1}$ ,  $V_{t,s-ss2}$  と  $V_{t,m-ss2}$  の形成、 $V_{t,m-ps1}$  と  $V_{t,s-ss2}$  の  $SW_{s1}$  との干渉および同干渉に起因する  $V_{t,s-ss2}$  の崩壊により高損失領域が拡大し(図 5.25(a)), 結果的に効率は低下する(図 5.30). 高流量作動点において TC と TC-M を比較すると、TC-M では  $V_{s,s}$  による損失生成は比較的小さいが(図 5.29(b)), 主に  $V_{t,m-ps1}$  の形成とその  $SW_{s1}$  との干渉および  $SW_{s1}$  に起因するコーナーはく離の形成により損失生成が



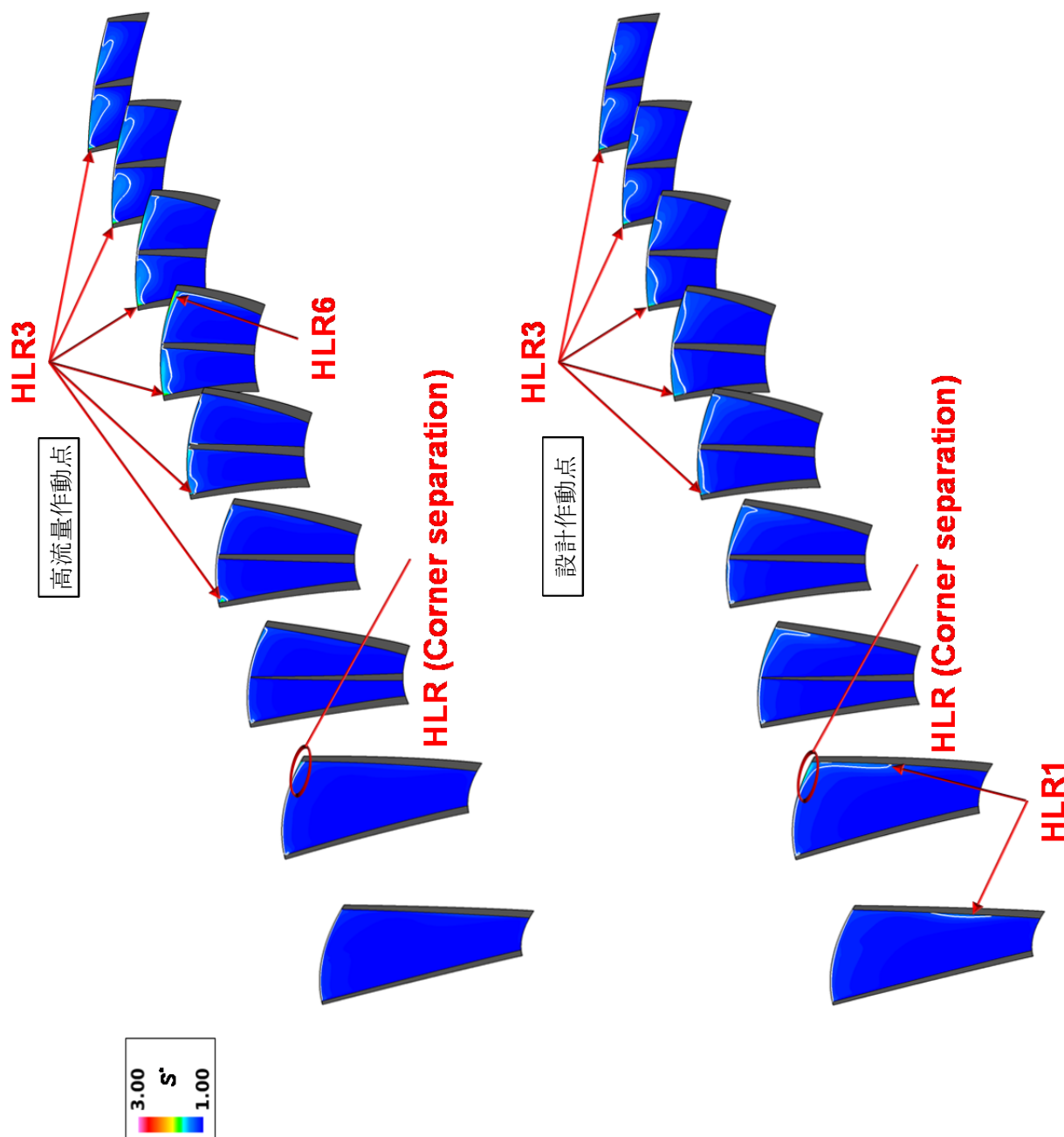
(a) TC

図 5.29 (1/4) 翼間流路断面内のエントロピー関数  $S^*$  分布 (高流量作動点 VS. 設計作動点)



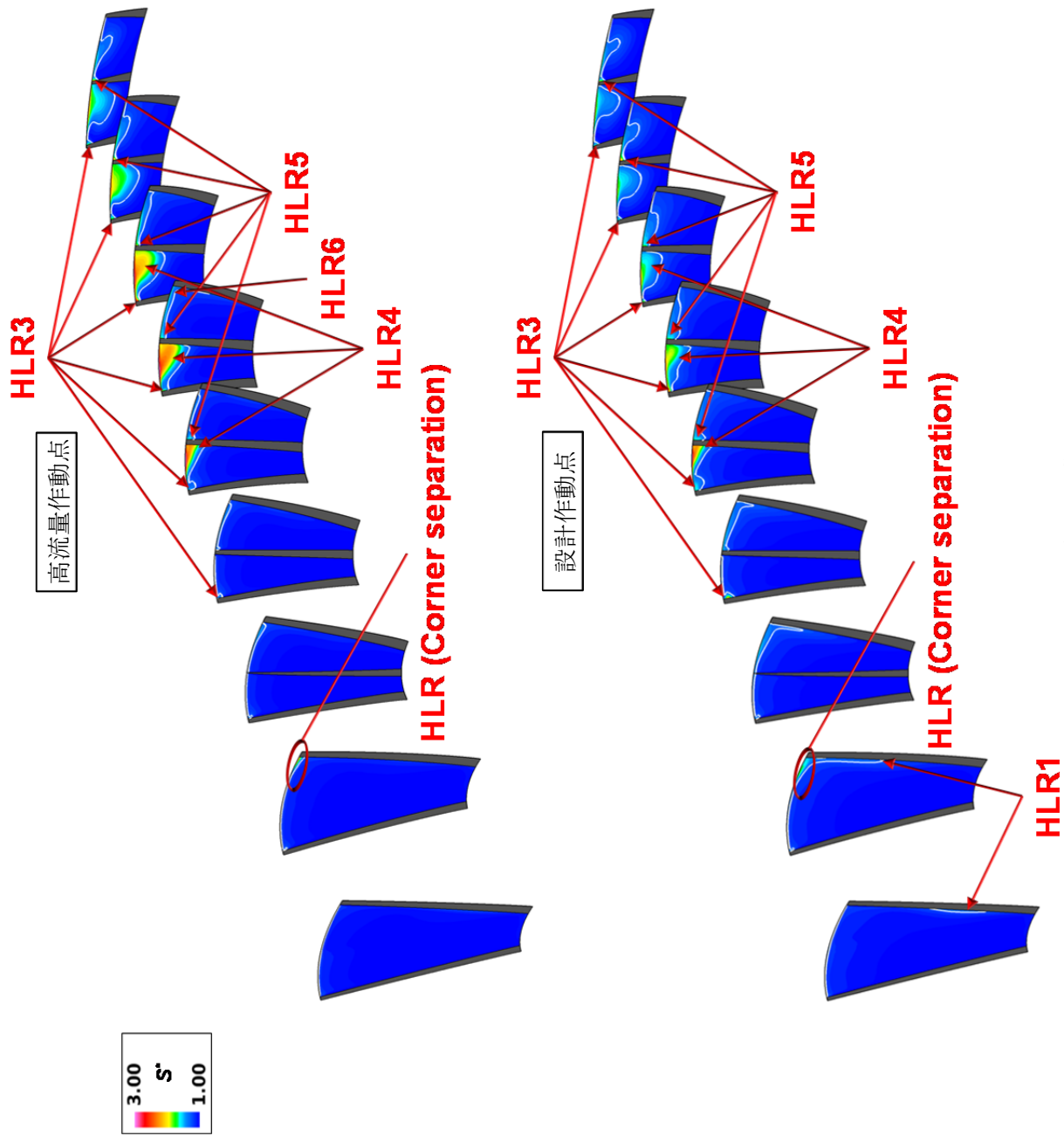
(b) TC-M

図 5.29 (2/4) 翼間流路断面内のエントロピー関数  $S^*$  分布 (高流量作動点 VS. 設計作動点)



(c) TC-S

図 5.29 (3/4) 翼間流路断面内のエンтроピー関数  $S^*$  分布 (高流量作動点 VS. 設計作動点)



(d) NTC

図 5.29 (4/4) 翼間流路断面内のエントロピー関数  $S^*$  分布 (高流量作動点 VS. 設計作動点)

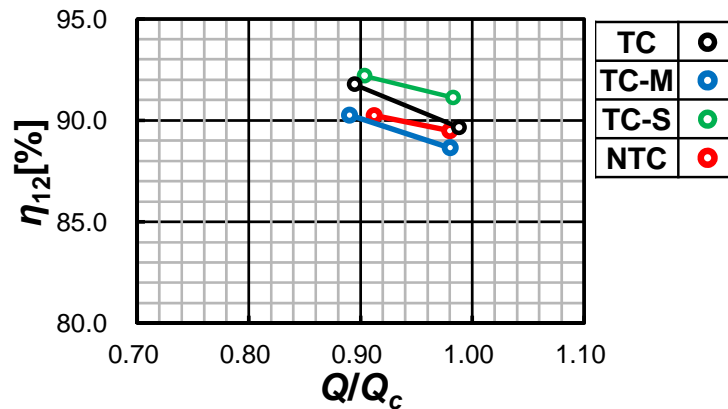


図 5.30 羽根車効率  $\eta_{12}$  (高流量作動点 VS. 設計作動点)

増強し(図 5.20(b), 図 5.23(a), (b), 図 5.24(a), (b), 図 5.29(a), (b)), 効率が低下している(図 5.30). TC-S では TC と比べて,  $SW_{m1}$  と  $SW_{m2}$  によるコーナーはく離に起因する損失生成が新たに付加されるが(図 5.20(c), 図 5.29(c)), TC では生じる  $V_{t,m-ss1}$ ,  $V_{t,m-ps1}$  と  $V_{t,m-ss2}$  の形成および  $V_{t,m-ss1}$  と  $SW_{m1}$  ならびに  $V_{t,m-ps1}$  と  $SW_{s1}$  の干渉に起因する損失生成が生じないこと(図 5.23(a), (c), 図 5.24(a), (c)), さらに  $V_{t,s-ss2}$  の形成とその  $SW_{s1}$  との干渉に起因する損失生成も低減しているため高損失領域は縮小しており, それに伴い効率が上昇している(図 5.30). また, NTC では TC に比べて効率が低下しているが(図 5.30), これは  $V_{s,m}$  と  $V_{s,s}$  による損失生成が比較的小さいことから(図 5.29(d)),  $SW_{m1}$ ,  $SW_{m2}$  および  $SW_{s1}$  に起因するコーナーはく離の形成に伴う損失生成の増強に起因していると考えられる(図 5.20(d)).

以上の結果から, 高流量作動点においても主翼端前縁での高負荷により誘起された翼端流れの主流との干渉による  $V_{t,m-ss1}$  の形成と, その  $SW_{m1}$  との干渉により損失が生成される. 高流量作動点では設計点と比較して, 主翼への入射角の減少に伴う主翼負圧面上の流れの増速率の低減により  $SW_{m1}$  の逆圧力勾配が弱まり, さらにこの流れの増速率の低減に伴う主翼前縁付近の負荷の低下により  $V_{t,m-ss1}$  が弱まることで,  $V_{t,m-ss1}$  の形成とその  $SW_{m1}$  との干渉に起因する損失生成は低減される. また,  $V_{t,m-ss1}$  のブロック効果設計点と比較して低減することにより短翼への翼先端付近の入射角が減少し, その結果  $V_{t,s-ss1}$  の形成とそれに伴う損失生成が抑制される. しかしながら, 高流量作動点ではこの下流側における短翼の負荷の増加により,  $V_{t,s-ss2}$  が形成される.  $V_{t,m-ss1}$  のブロック効果は, 短翼負圧面上の流れの増速率を増加させるとともに, 短翼圧力面側の流路内の流れの増速率を低減することで, 短翼の負荷の増加量を増大させ, その結果  $V_{t,s-ss2}$  を強める. これに加えて,  $V_{t,m-ss1}$  のブロック効果は短翼負圧面上の流れの増速率の増加により  $SW_{s1}$  の逆圧力勾配を強めることで,  $V_{t,s-ss2}$  の  $SW_{s1}$  との干渉による崩壊を引き起こすことにより高損失領域を拡大させる. また, 高流量作動点では  $V_{t,m-ss1}$  のブロック効果は短翼負圧面上の流れの増速率を増加させることで, 隣接する主翼の負荷の低下を助長し, 負の翼負荷に起因する  $V_{t,m-ps1}$  の形成とその  $SW_{s1}$  との干渉による損失を増加させる. また, この下流側では主翼の負荷が負から正に回復することで  $V_{t,m-ss2}$  が形成され, それに伴い高損失領域が拡大する. その損失生成は設計点と比較して,  $SW_{s1}$  の形成に伴う主翼の負荷が負から正に回復する位置付近からの負荷の増加量の増大により増加する. 以上の損失生成により, 高流量作動点においても主翼の翼端間隙は羽根車効率を低下させるが, その低下の程度は主に  $V_{t,s-ss2}$  の形成とその  $SW_{s1}$  との干渉による崩壊および  $V_{t,m-ss2}$  の形成に起因する損失生成の大幅な増加により, 設計点に比べて増大していると考えられる.

一方、短翼の翼端間隙は、短翼への入射角を減少させることで  $V_{t,m-ss1}$  のブロッキング効果による短翼負圧面上の流れの増速を低減し、 $V_{t,m-ps1}$  とその  $SW_{s1}$  との干渉に起因する損失生成を低減する。また、この短翼負圧面上の流れの増速の低減は、隣接する主翼の負荷が負から正に回復している位置付近からの負荷の増加を助長し、 $V_{t,m-ss2}$  とそれに起因する損失生成を増強する。しかしながら、高流量作動点では、短翼負圧面上の流れの増速を低減させる効果が強い  $V_{t,s-ss1}$  の形成が抑制されることで、設計点に比べて短翼の翼端間隙の存在が損失生成に及ぼす影響は弱まる。



### 5.4.3 低流量作動点における翼端間隙の影響

設計点よりも流量の低い、失速点近傍の低流量作動点における翼端間隙の影響を考察していく。また、設計作動点における結果と比較することで、流量の低下に伴う翼端間隙の影響の変化についても議論する。

設計作動点における図 5.2-図 5.12 と同様の低流量作動点に対する図を、図 5.31-図 5.41 にそれぞれ示す。また、これらの図には、作動点間の比較を容易にするために、設計作動点における結果も再度示されている。

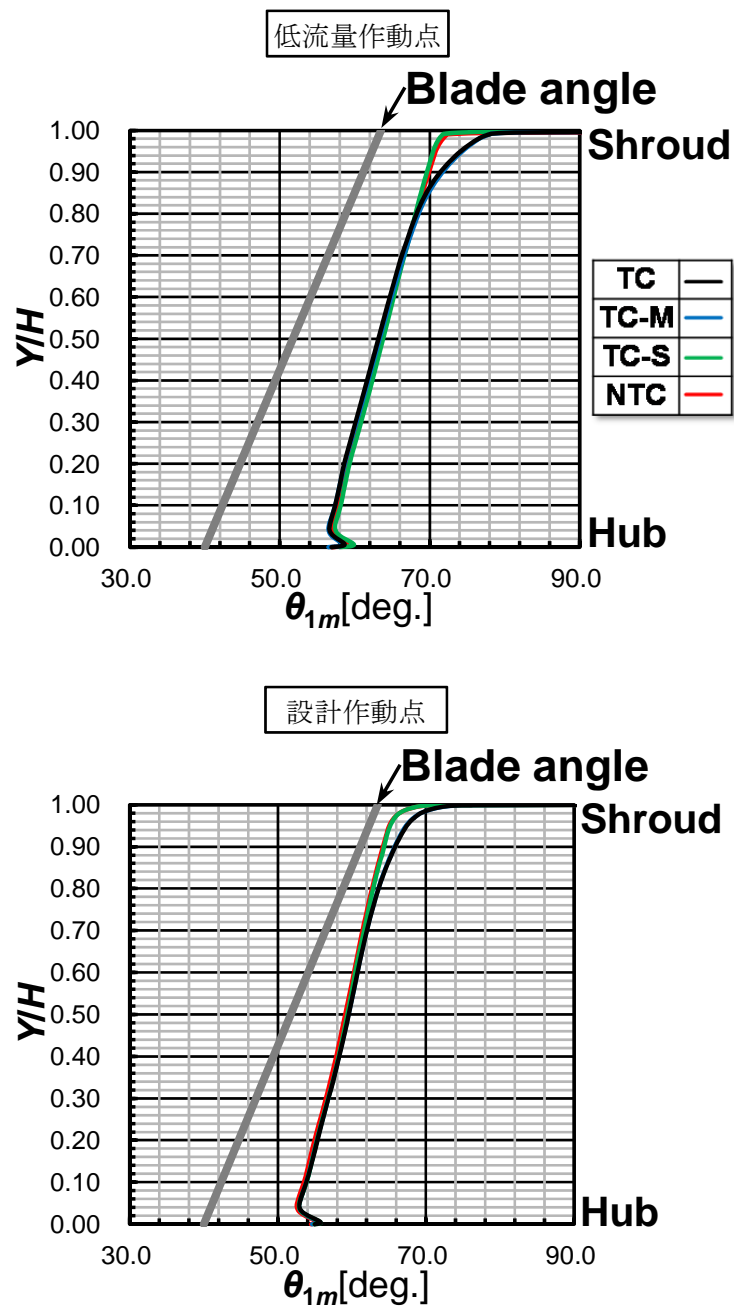


図 5.31 羽根車入口におけるピッチ方向平均相対流れ角  $\theta_{1m}$  (低流量作動点 VS. 設計作動点)

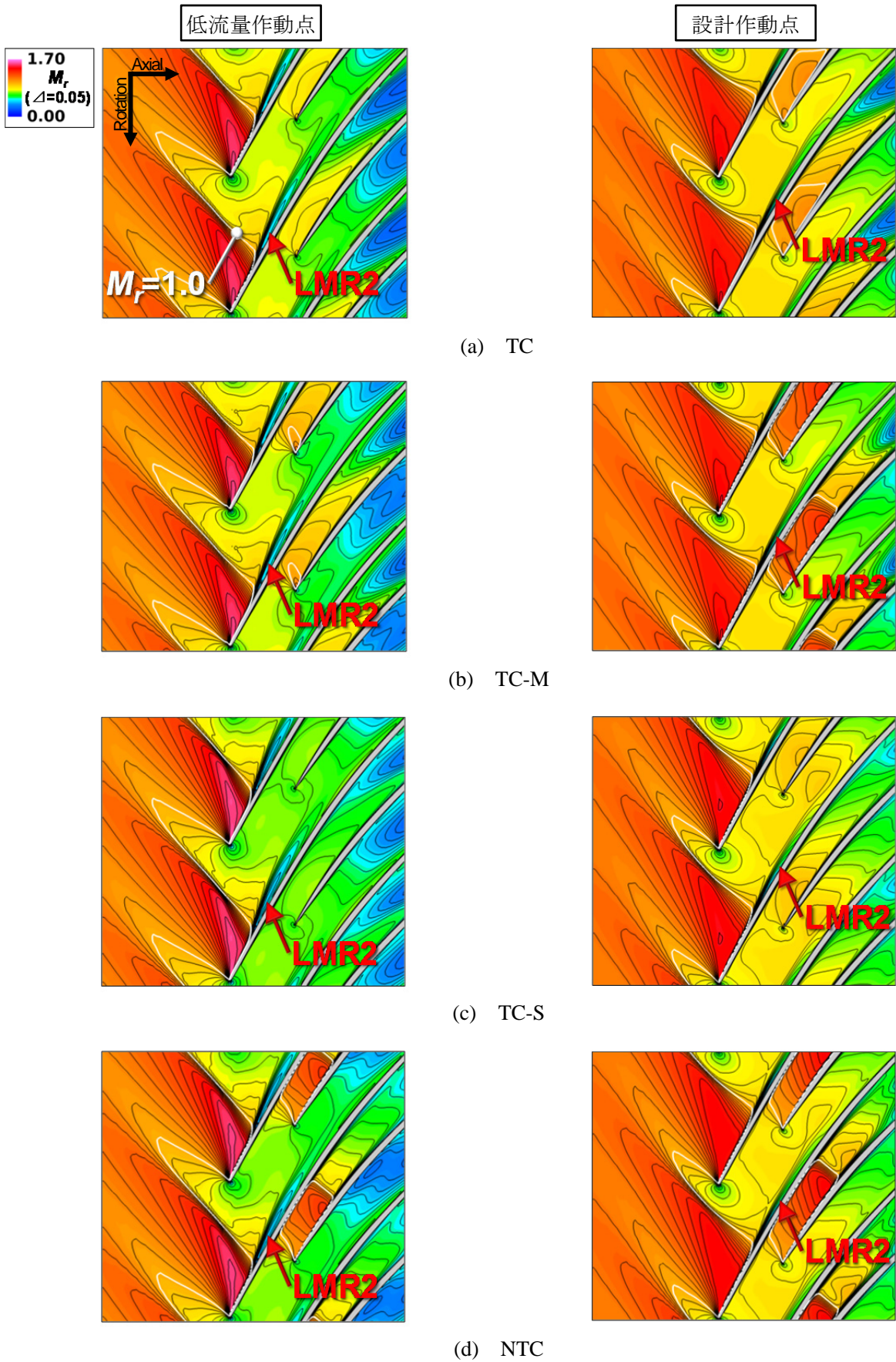


図 5.32 80% span における翼間相対マッハ数  $M_r$  分布 (低流量作動点 VS. 設計作動点)

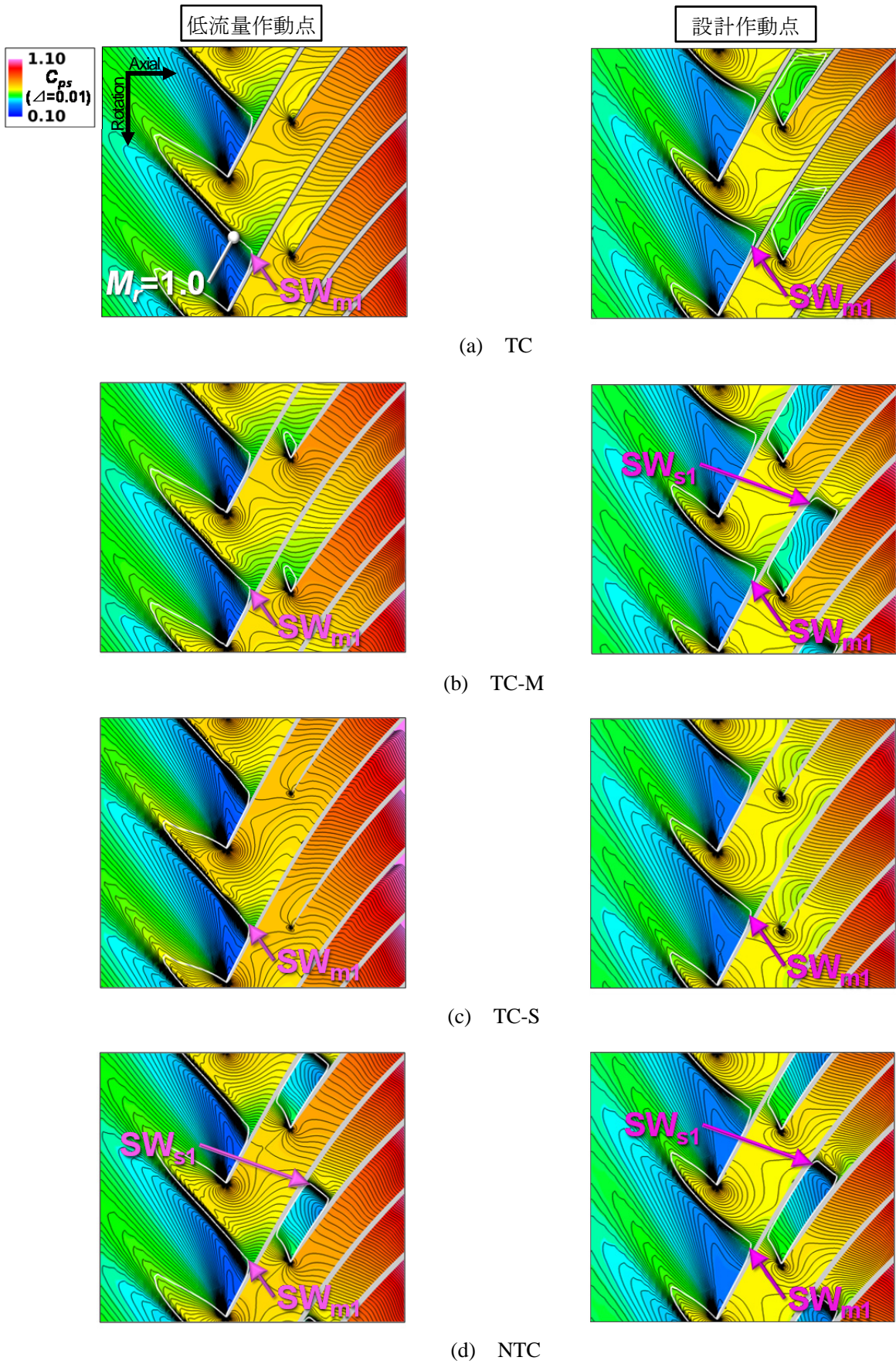


図 5.33 80% span における翼間静圧係数  $C_{ps}$  分布 (低流量作動点 VS. 設計作動点)

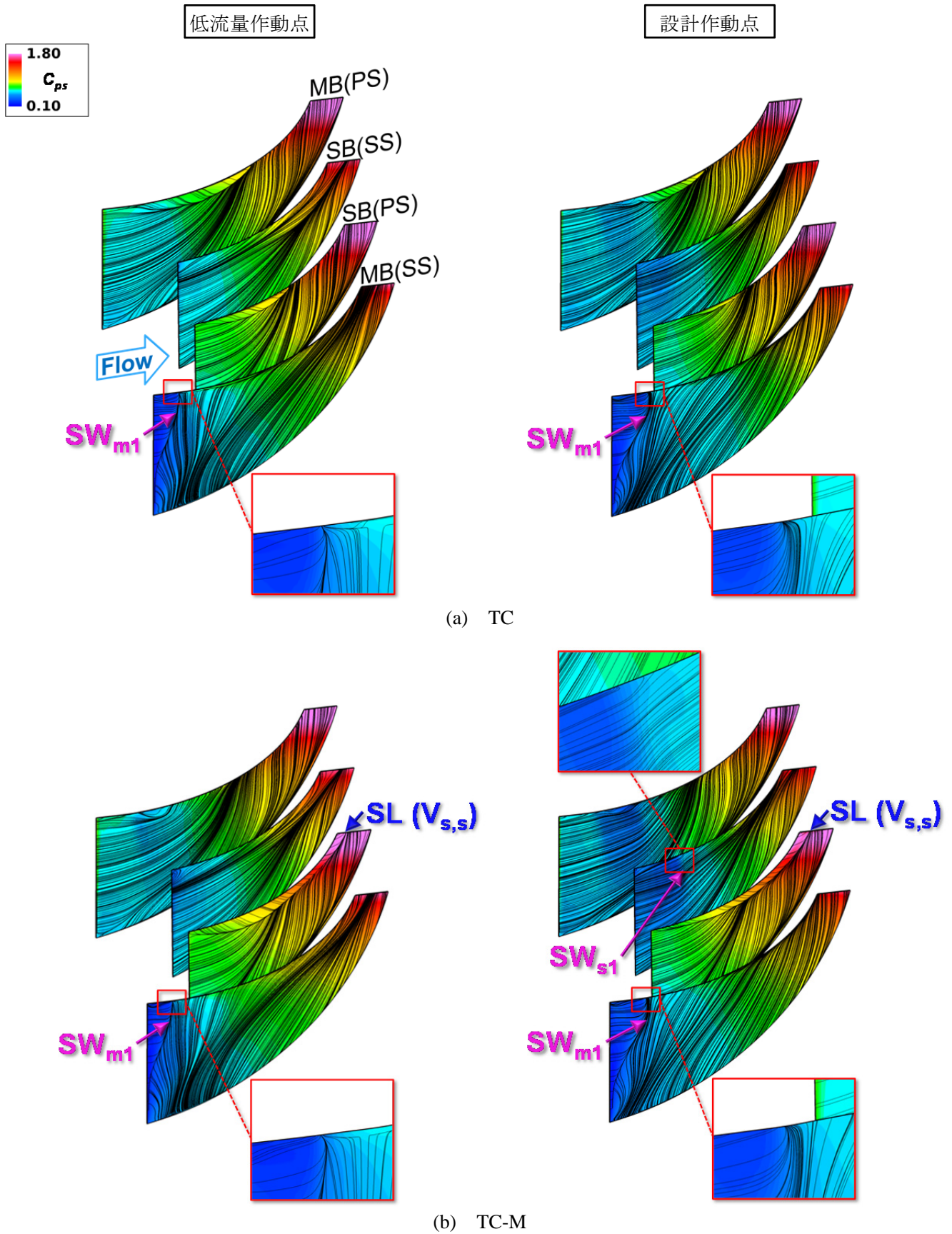
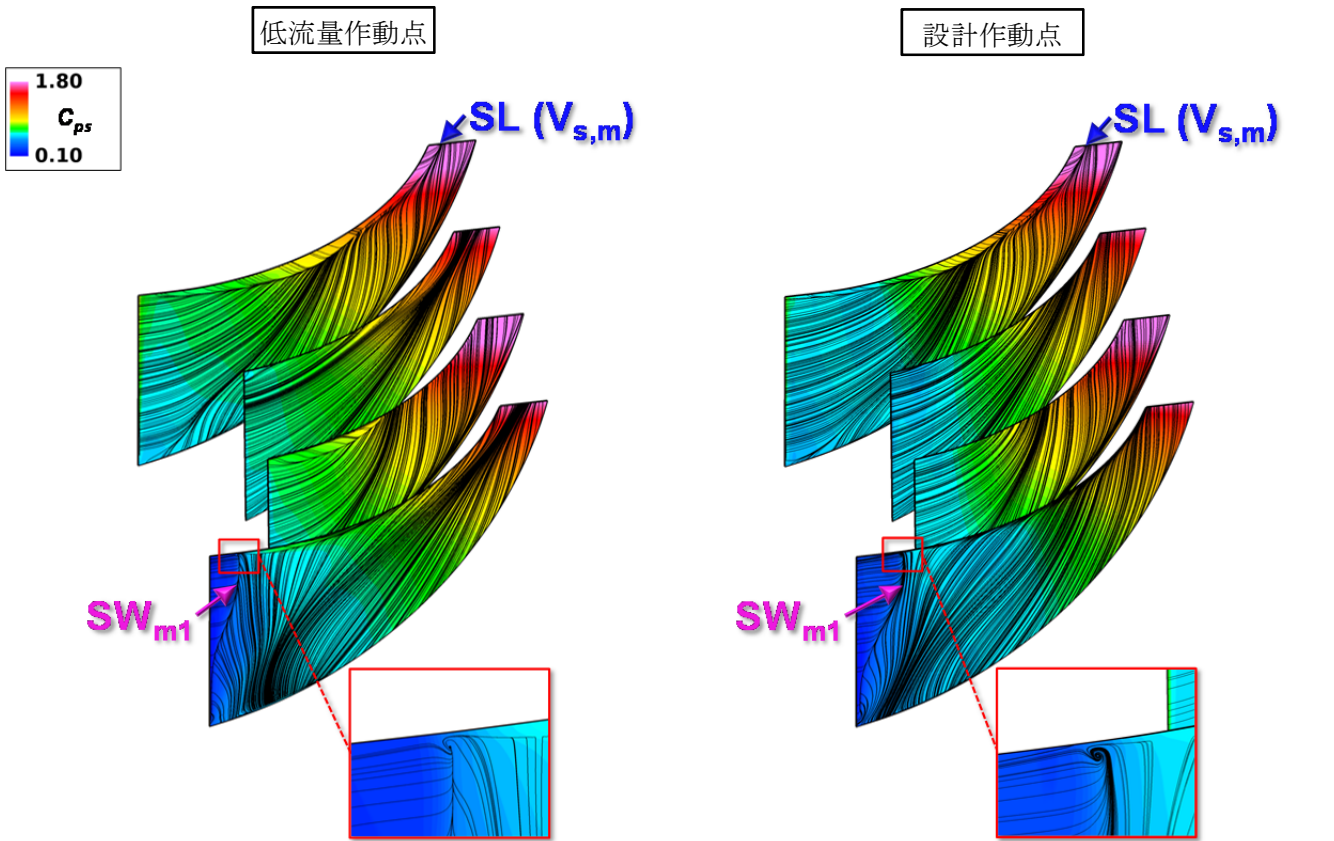
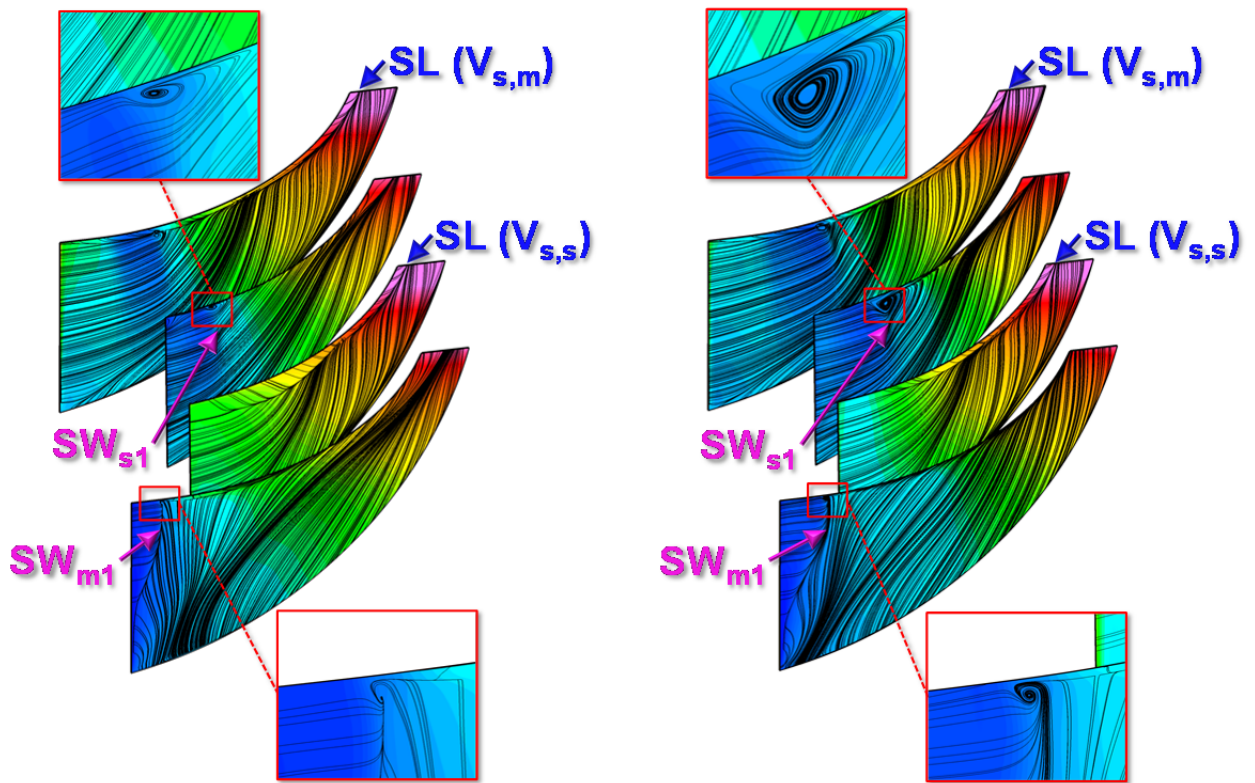


図 5.34 (1/2) 翼面静圧係数  $C_{ps}$  分布および限界流線 (低流量作動点 VS. 設計作動点)



(c) TC-S



(d) NTC

図 5.34 (2/2) 翼面静圧係数  $C_{ps}$  分布および限界流線 (低流量作動点 VS. 設計作動点)

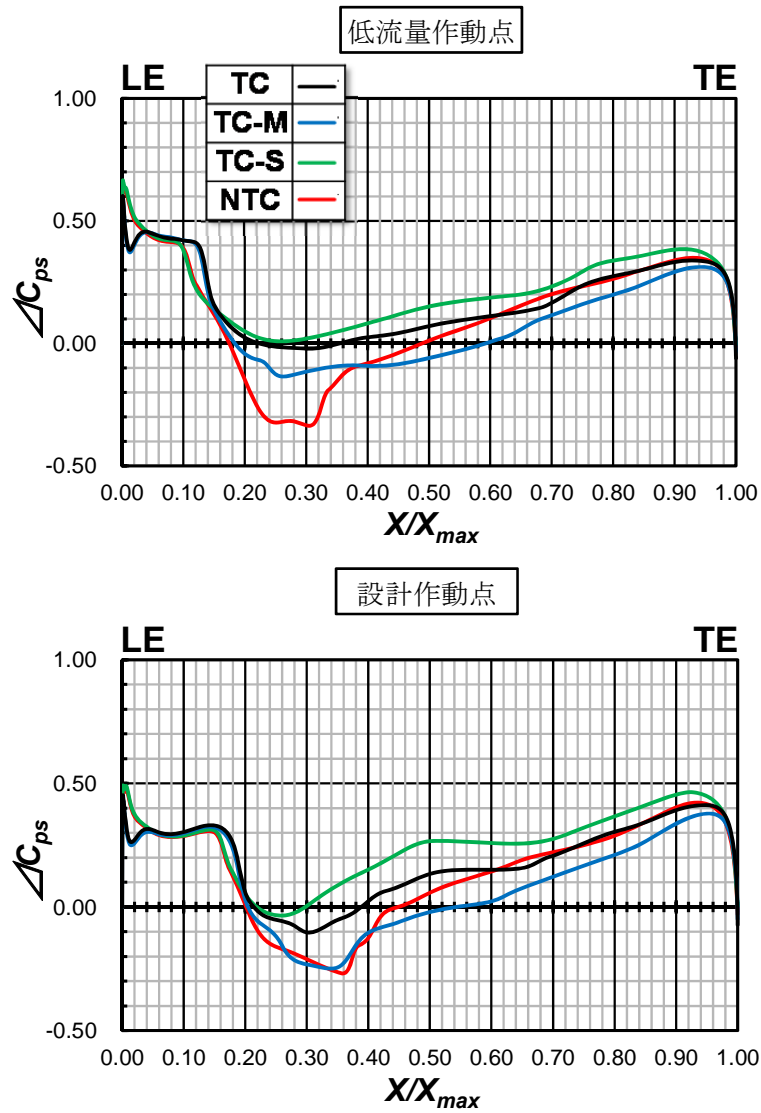


図 5.35 主翼の翼端付近における翼面静圧差係数 $\Delta C_{ps}$  (低流量作動点 VS. 設計作動点)

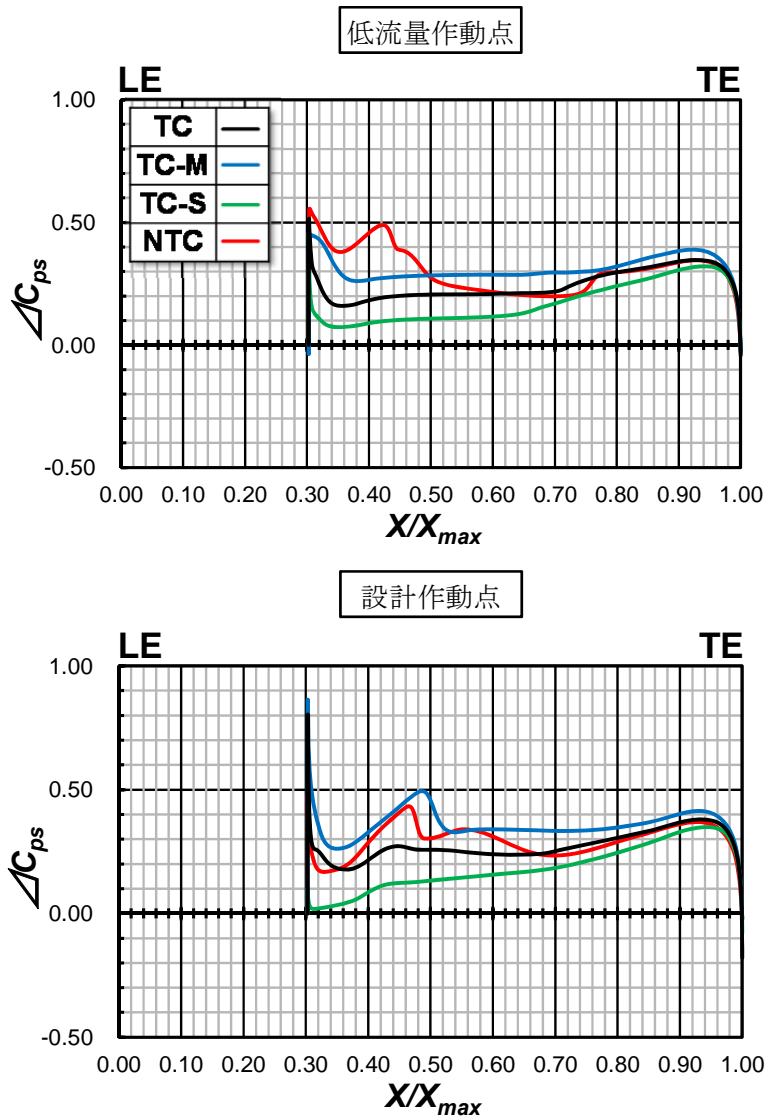


図 5.36 短翼の翼端付近における翼面静圧差係数 $\Delta C_{ps}$  (低流量作動点 VS. 設計作動点)

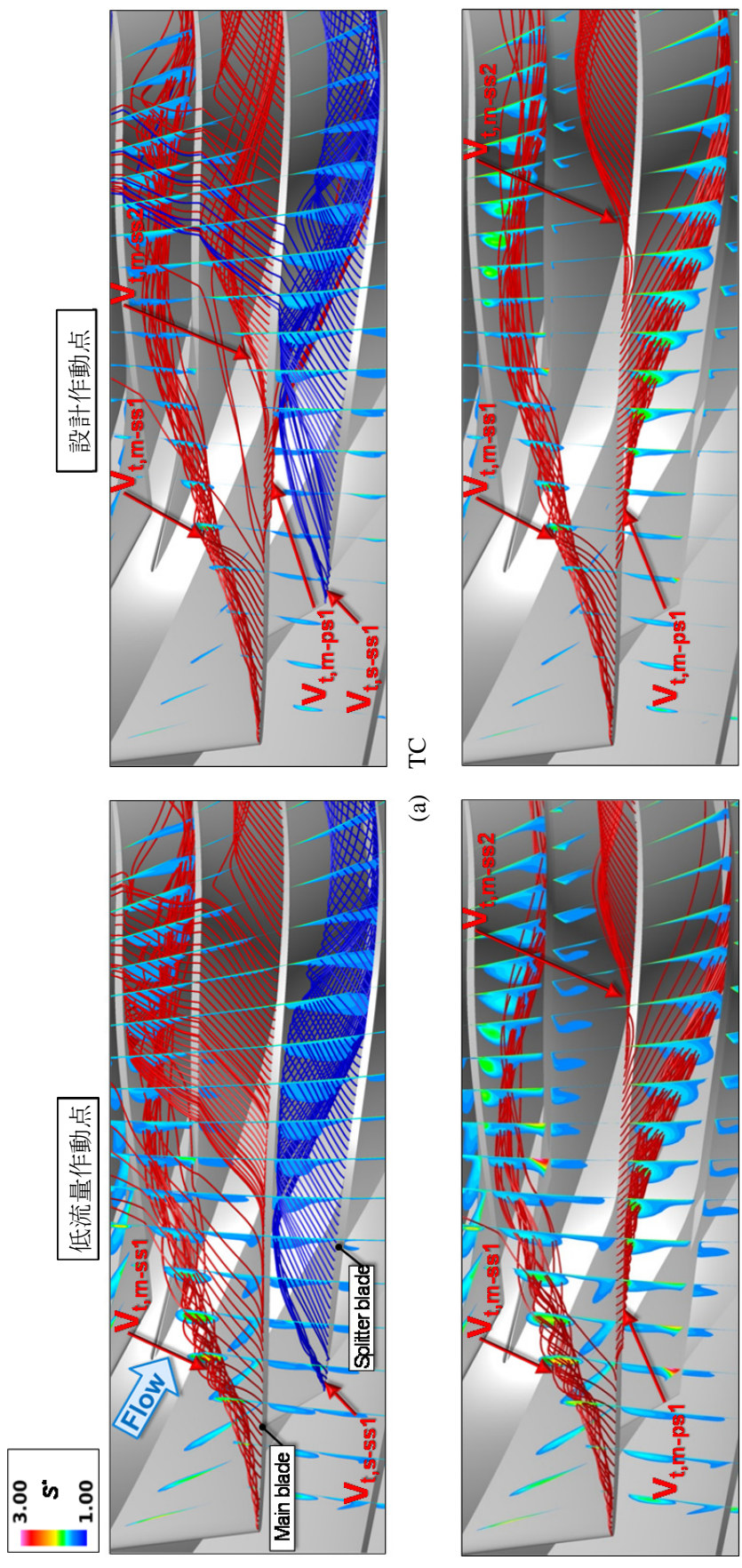


図 5.37 (1/2) エンтроピー関数  $S^*$  分布および翼端漏れ流れの挙動 (低流量作動点 VS. 設計作動点)



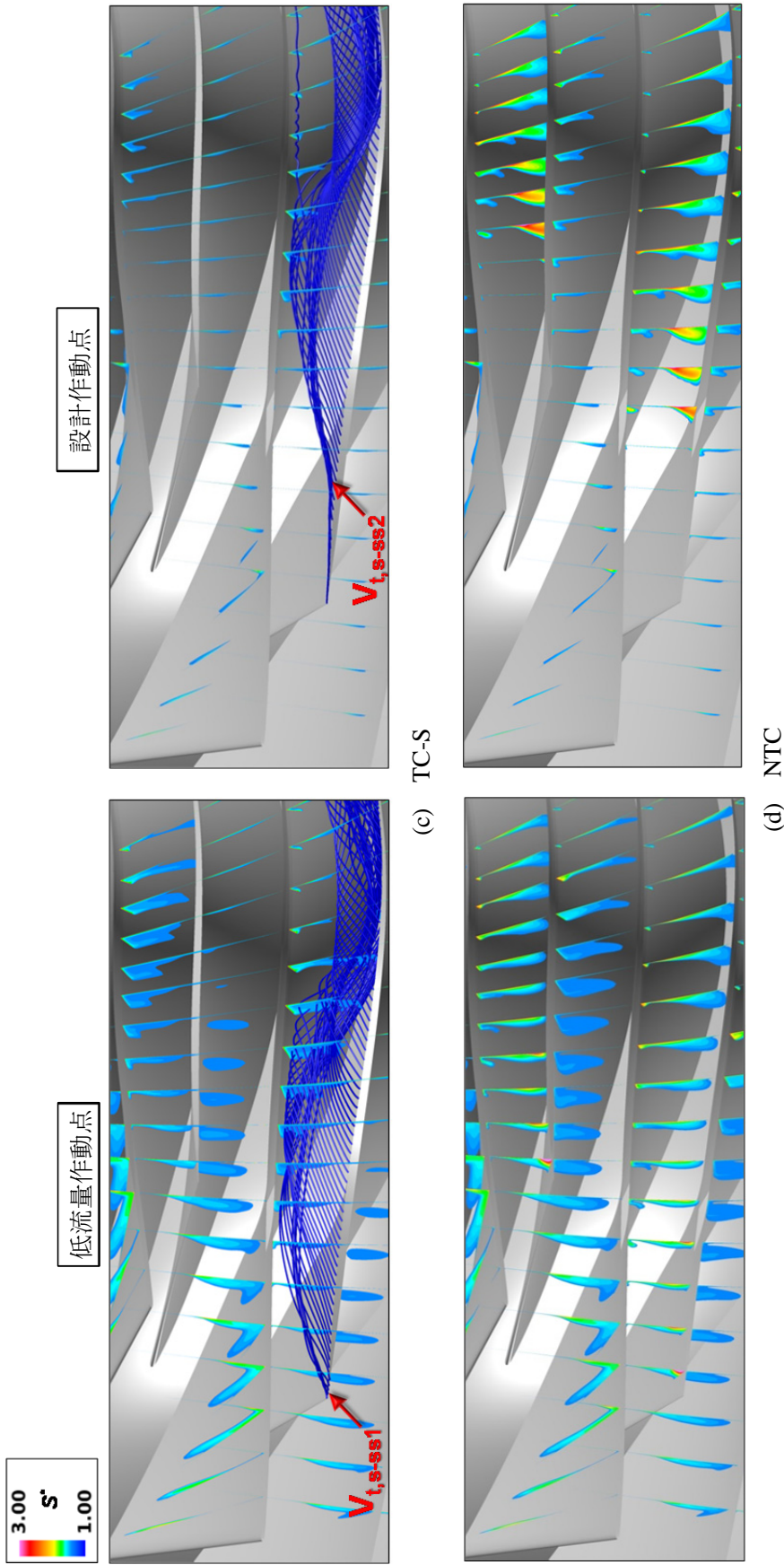


図 5.37(2/2) エントロピー関数  $S^*$  分布および翼端漏れ流れの挙動 (低流量作動点 VS. 設計作動点)

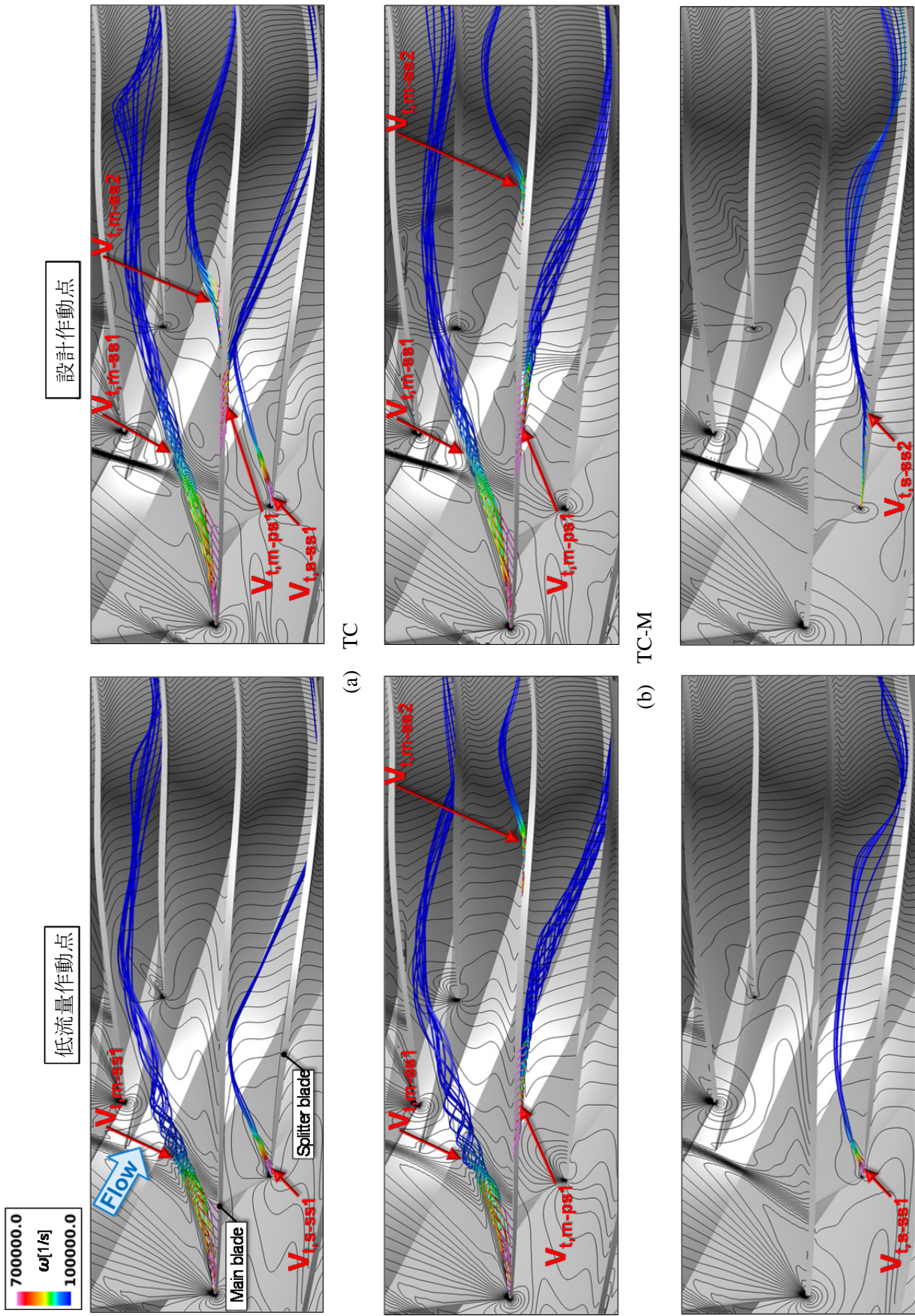


図 5.38 翼先端付近における翼間静圧係数  $C_{ps}$  分布および翼端漏れ渦の挙動(渦度  $\omega$  で色付け) (低流量作動点 VS. 設計作動点)

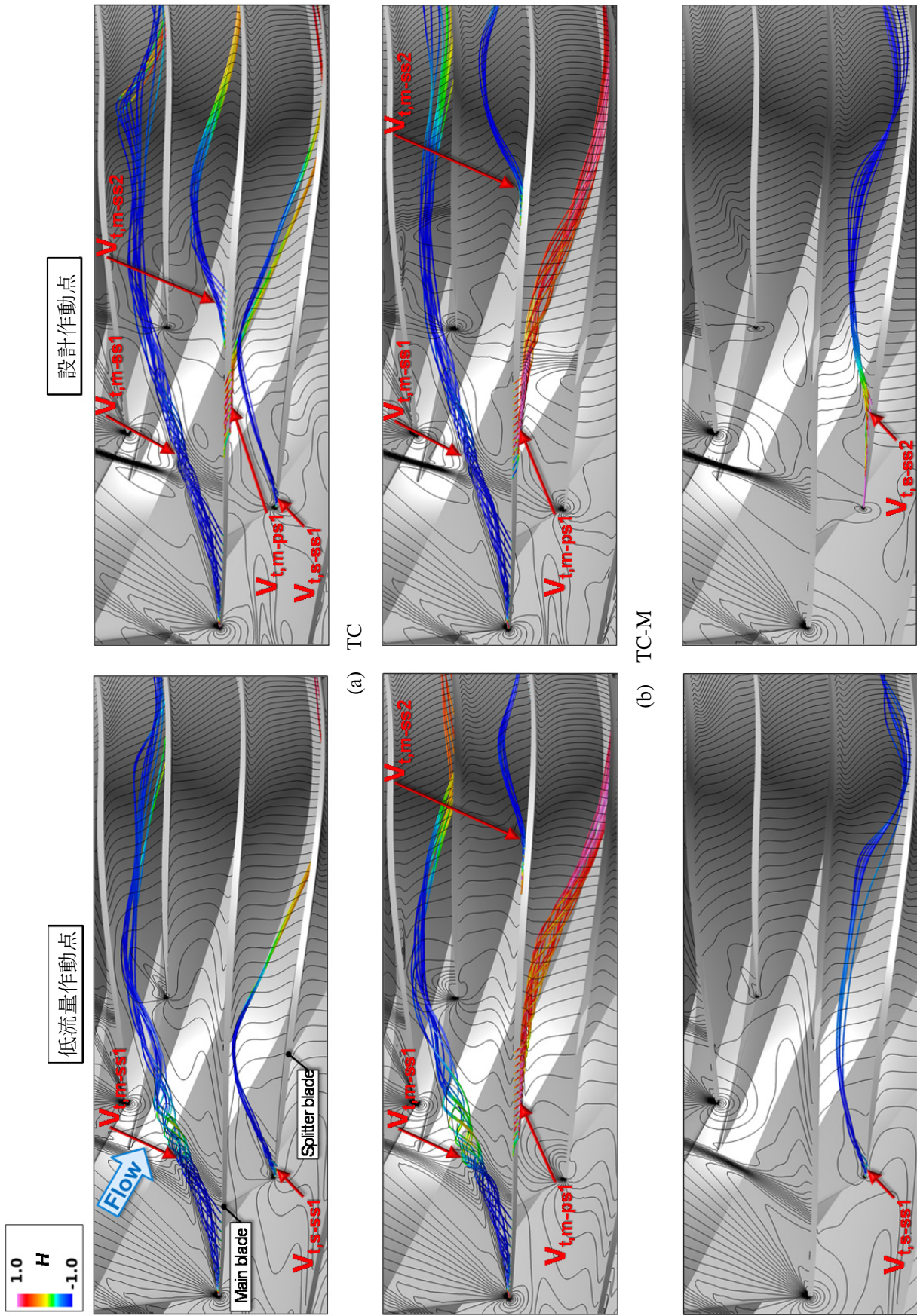


図 5.39 翼先端付近における翼間静圧係数  $C_{ps}$  分布および翼端流れ渦の挙動(ヘリシテイーHで色付け) (低流量作動点 VS. 設計作動点)

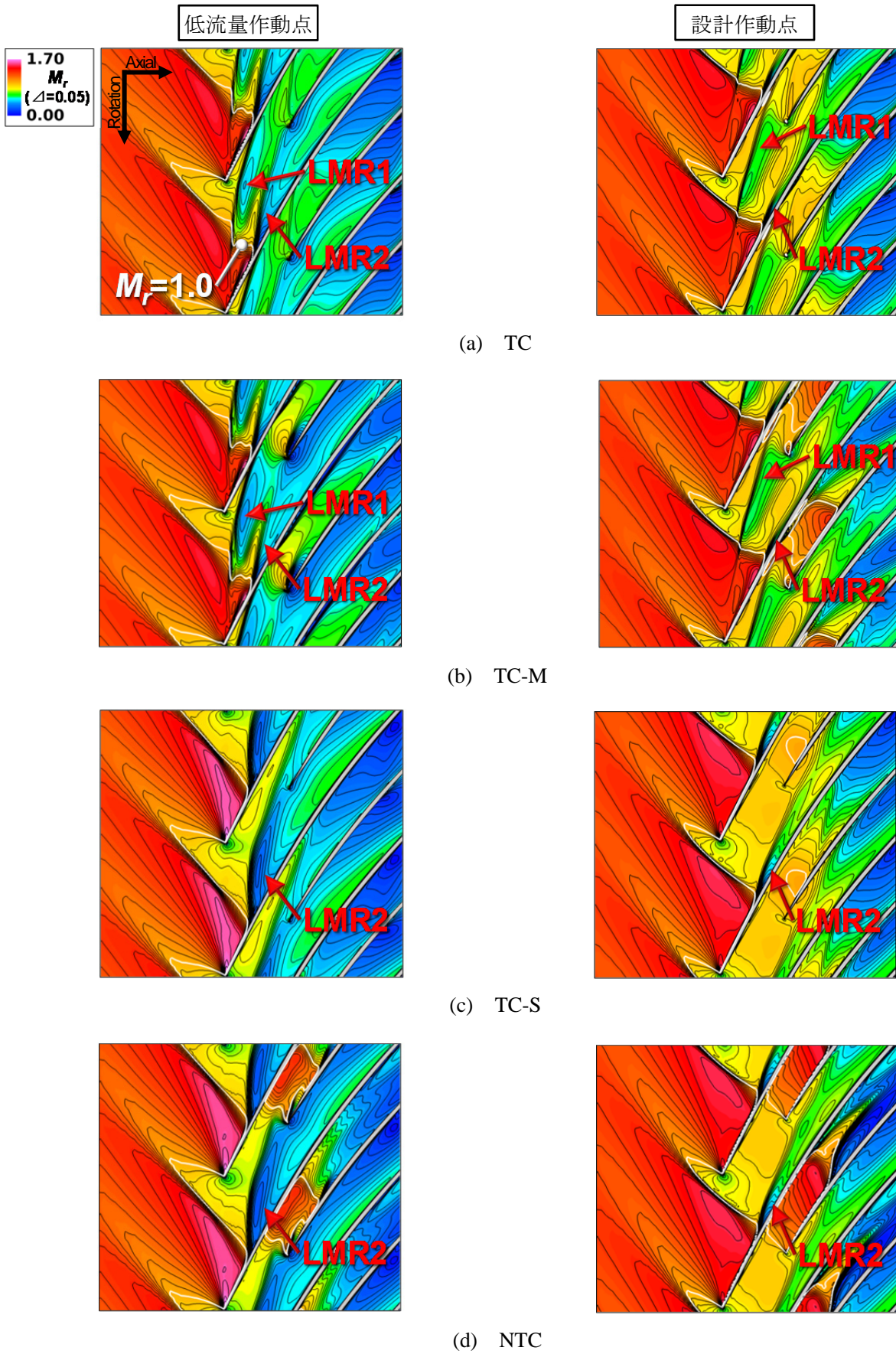


図 5.40 翼先端付近における翼間相対マッハ数  $M_r$  分布 (低流量作動点 VS. 設計作動点)

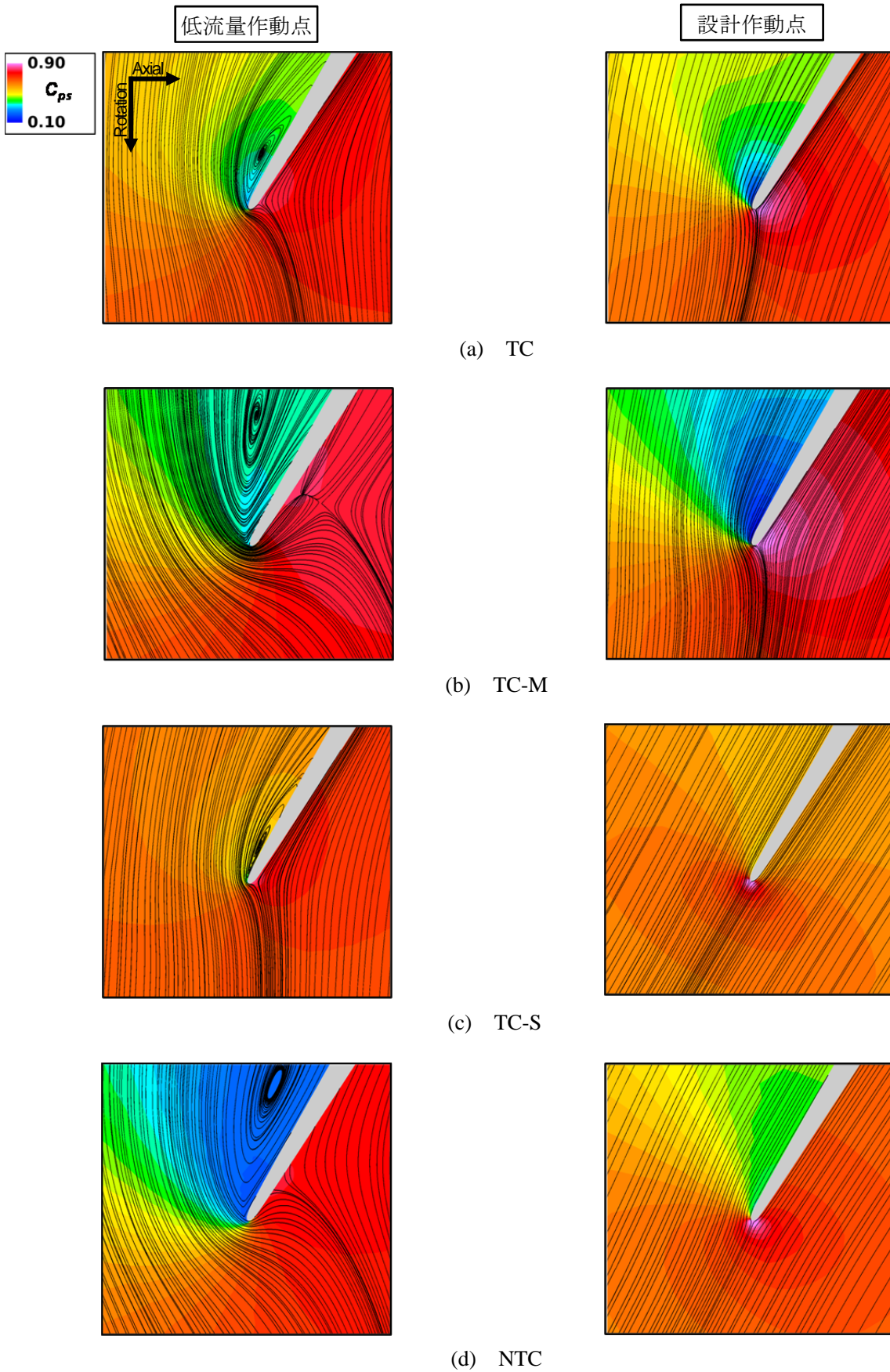


図 5.41 短翼前縁の翼先端付近における翼間静圧係数  $C_{ps}$  分布および流線  
(低流量作動点 VS. 設計作動点)

### 5.4.3.1 TC の内部流れの挙動

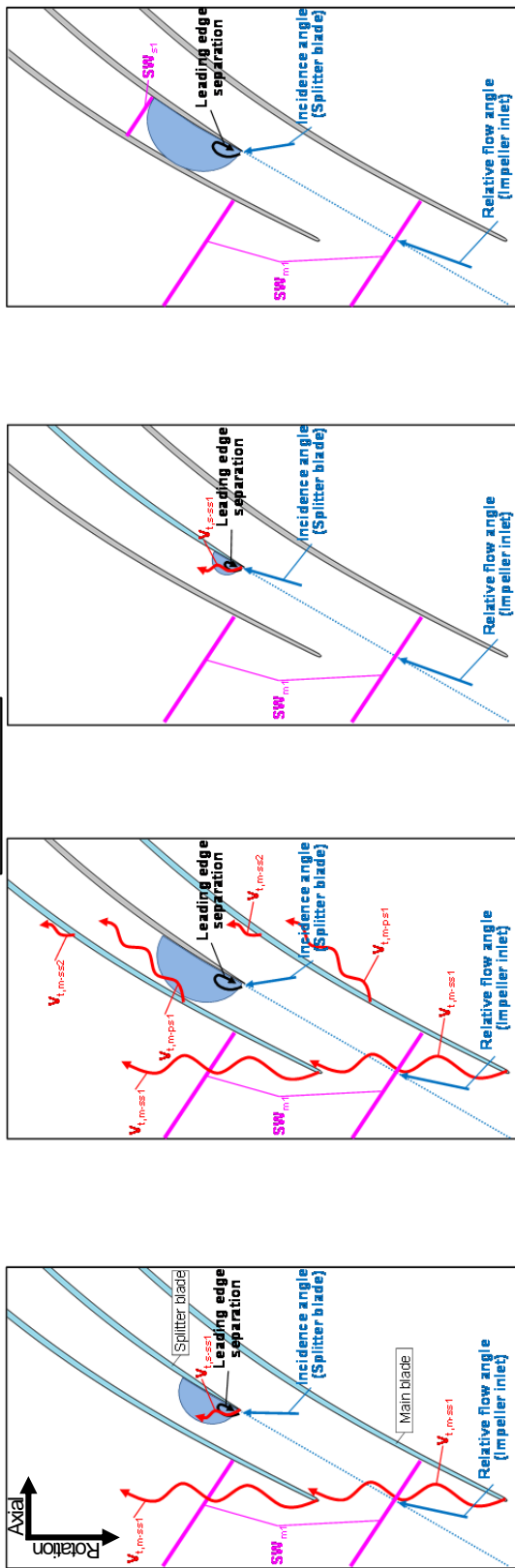
基準羽根車である、実機状態の TC の内部流れの挙動の詳細を考察する。

羽根車入口における相対流れ角  $\theta_{im}$  は、主翼前縁角度に対して正の入射角となっており(図 5.31)、設計点と比べると流量の低下に伴いスパン方向にほぼ一様に増加している。主翼負圧面上では流れが増速し(図 5.32(a))、衝撃波  $SW_{m1}$  が形成され(図 5.33(a))、翼面上の境界層流れがその衝撃波と干渉することによりはく離している(図 5.34(a))。その結果、 $SW_{m1}$  の下流において主翼負圧面上に低マッハ数領域 LMR2 が分布しているが(図 5.32(a))、同領域は設計点と比較して拡大している。これは、設計点に比べて主翼への入射角が増加したことで(図 5.31)、主翼負圧面上の流れの増速率が増加し(図 5.32(a))、 $SW_{m1}$  の逆圧力勾配が強まったためと考えられる(図 5.33(a))。主翼端の負荷は、主翼負圧面上の流れの増速により前縁付近で増加し(図 5.32(a)、図 5.35)、 $SW_{m1}$  の形成に伴い主翼負圧面上の静圧が上昇することで(図 5.33(a))、 $X/X_{max} \doteq 0.1$  付近から減少している。低流量作動点においても主翼前縁付近から  $V_{t,m-ss1}$  が形成されているが(図 5.37(a))、同渦は設計点と比べて、主翼への入射角の増加に伴う主翼負圧面上の流れの増速率の増加に起因する(図 5.32(a))、翼前縁付近の負荷の上昇により増強されている(図 5.35)。 $SW_{m1}$  を境にしてその下流で  $V_{t,m-ss1}$  の渦度  $\omega$  が低下していることから(図 5.38(a))、同渦は衝撃波との干渉により減衰していることが分かる。その結果、Shroud 壁面上には同現象に起因する低マッハ数領域 LMR1 が形成されている(図 5.40(a))。この領域は設計点と比較して  $SW_{m1}$  の逆圧力勾配と  $V_{t,m-ss1}$  が共に増強し、それらの干渉が強まったことで拡大している(図 5.40(a))。一方、 $V_{t,m-ss1}$  のヘリシティ  $H$  は、衝撃波の下流においても上流側と同様に負の値を示しており(図 5.39(a))、設計点と同様に衝撃波との干渉による崩壊は生じていないことが分かる。また、Shroud 壁面上においても  $SW_{m1}$  の下流の主翼負圧面上に低マッハ数領域 LMR2 が分布しており(図 5.40(a))、同領域は設計点と比較して拡大していることが分かる。しかしながら、LMR2 の規模を設計点と比較すると、その差は 80% スパンに比べて翼先端側の方が大きくなっている(図 5.32(a)、図 5.40(a))。これは、設計点と比較して主翼負圧面上の翼先端側に向かう二次流れが  $SW_{m1}$  の下流で増強されていることから(図 5.34(a))、 $SW_{m1}$  と境界層の干渉が強まったことで、その干渉により生成される低マッハ数流体が増すと同時に、同流体が翼先端側へ移送される量も増加したためと考えられる(図 5.32(a)、図 5.40(a))。

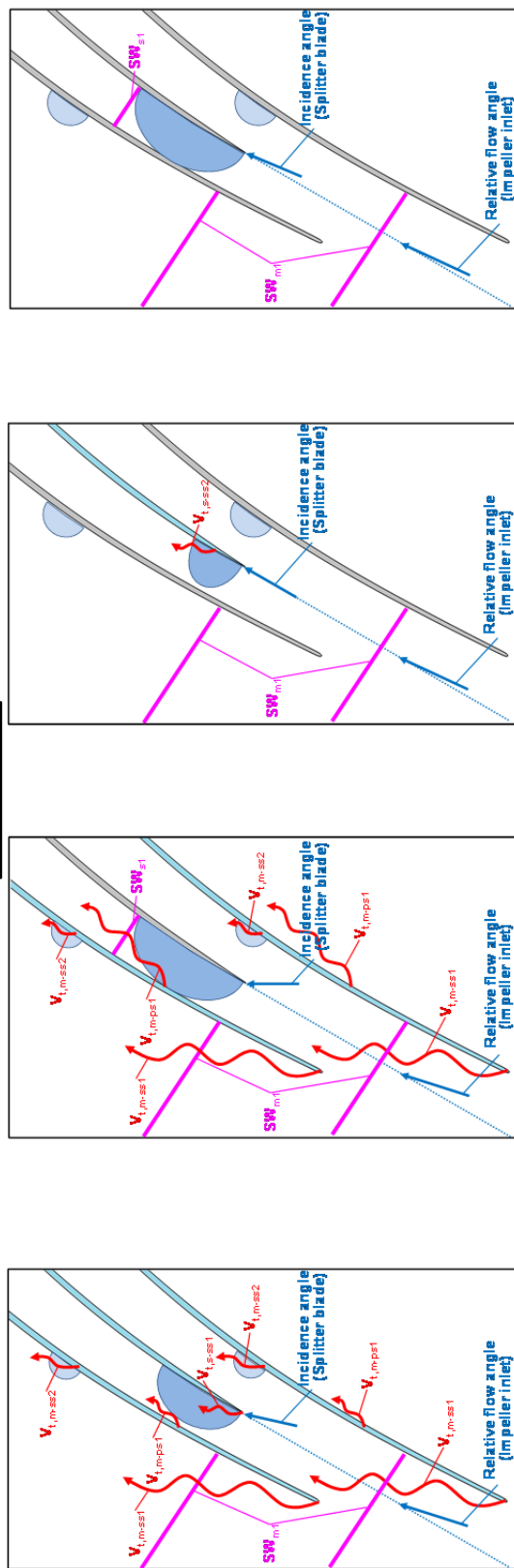
短翼への翼先端付近における入射角は、正となっているが(図 5.41(a))、設計点に比べてより高く、その結果前縁負圧面側ではく離が生じている。また、この正の入射角は、短翼前縁付近の負荷を増加させ(図 5.36)、 $V_{t,s-ss1}$  を形成している(図 5.37(a))。また、 $V_{t,s-ss1}$  は設計点と比較して短翼への入射角の増加に伴い増強している(図 5.41(a))。短翼負圧面上では流れが増速しており(図 5.32(a))、それに伴う静圧低下の影響が(図 5.33(a))、対面する主翼圧力面にまで及ぶことにより、衝撃波下流  $X/X_{max} \doteq 0.1$  付近からの主翼の負荷の低下を助長している(図 5.35)。しかしながら、設計点と比較すると、この短翼負圧面上の流れの増速率が低減し(図 5.32(a))、同現象に起因する対面する主翼圧力面上の静圧低下も弱められており(図 5.33(a))、それに伴い主翼の負荷が負まで降下する現象が低減されている(図 5.35)。その結果、低流量作動点では設計点において見られた主翼の負の負荷に起因する  $V_{t,m-ps1}$  の形成には至っておらず(図 5.37(a))、主翼の負荷が負から正に回復する際に形成される  $V_{t,m-ss2}$  についても形成されていない。

図 5.42(a) に、本計算結果から得られた低流量作動点での TC の翼先端付近における特徴的な流動現象をまとめた概略図を示す。また、同図には設計点における同様の図が比較のために再度示されている。低流量作動点でも羽根車に流入した流れが主翼負圧面上で増速することにより、 $SW_{m1}$  が形成される。さらに、この流れの増速に伴い主翼前縁付近の負荷が増加し  $V_{t,m-ss1}$  が形成される。主翼への入射角は流

低流量作動点



設計作動点



(a) TC (b) TC-M (c) TC-S (d) NTC

図 5.42 翼先端付近における流動現象の概略図(低流量作動点 VS. 設計作動点)

量の低下に伴い増加するため、低流量作動点では設計点と比較して主翼負圧面上における流れの増速率が増加し、 $SW_{m1}$ の逆圧力勾配と $V_{t,m-ss1}$ が増強されることで、 $V_{t,m-ss1}$ と $SW_{m1}$ の干渉が強まる。翼先端付近における短翼への入射角は正となっており、設計点と比べてより高いため前縁負圧面側で流れがはく離する。また、短翼への正の入射角により短翼前縁付近の負荷が増加し、 $V_{t,s-ss1}$ が形成されるが、同渦は設計点と比較して短翼への入射角の増加に伴い増強する。短翼負圧面上では流れが増速しているが、設計点と比較してその増速率は低下しており、これに伴い隣接する主翼の負荷が $SW_{m1}$ の下流において負まで降下する現象が弱められている。その結果、低流量作動点では $V_{t,m-ps1}$ と $V_{t,m-ss2}$ の形成が抑制される。

#### 5.4.3.2 主翼入口付近の流れ場に及ぼす翼端間隙の影響

低流量域における主翼の翼端間隙が羽根車入口から短翼前縁までの領域内の流動現象に及ぼす影響を考察する。

羽根車入口の相対流れ角 $\theta_{1m}$ は、TCと同様に他の3条件においても主翼前縁角度に対して正の入射角となっている(図 5.31)。 $\theta_{1m}$ はTCと比較して、TC-Mでは顕著な差は無く、TC-SおよびNTCではShroud側で減少していることが分かる(図 5.31)。この傾向は設計点の場合と同様であり、低流量作動点においても $V_{t,m-ss1}$ のブロックエッジ効果が(図 5.40(a)中のLMR1)、主翼への入射角をShroud側で増加させていることが分かる。一方、主翼の翼端間隙の有無によるShroud側の入射角の差は、設計点と比べて大きくなっている(図 5.31)。これは設計点と比較して、主翼への入射角の増加に伴う前縁付近の負荷の上昇により(図 5.31, 図 5.35)、 $V_{t,m-ss1}$ が強められ(図 5.37(a), (b))、さらにその主翼負圧面からの放出角度が周方向へ偏向することにより(図 5.40(a), (b))、同渦のブロックエッジ効果が増強したためと考えられる。

$SW_{m1}$ はTCと同様に他の条件でも形成されており(図 5.33)、それとの干渉により主翼負圧面上の境界層流れがはく離している(図 5.34)。この現象に起因する低マッハ数領域 LMR2 は、設計点と同様にTCと比較して、80%スパンでは全ての条件で顕著な差が無いが(図 5.32)、翼先端付近ではTC-SとNTCにおいて拡大している(図 5.40)。主翼負圧面上における $SW_{m1}$ と境界層の干渉により生成された低マッハ数流体の翼先端側への移送量に影響を与える、前述の $SW_{m1}$ 下流の翼先端方向へ向かう二次流れの強さについては、各条件間で顕著な差が無いことが分かる(図 5.34)。一方、TCとTC-Mでは境界層の $SW_{m1}$ との干渉に起因するはく離線が主翼負圧面上において翼先端に至るまで延びているのに対して(図 5.34)、TC-SとNTCでは翼先端付近においてコーナーはく離を形成している。したがって、主翼の翼端間隙が有る条件において LMR2 が Shroud 側で縮小した原因は、設計点と同様に主翼の翼端漏れ流れが $SW_{m1}$ と境界層の干渉に起因するコーナーはく離の発生を抑制しているためと考えられる。また、主翼の翼端間隙の有無による翼先端付近の LMR2 の規模の差は、設計点と比較して大きくなっている(図 5.40)。したがって、主翼の翼端漏れ流れが翼先端付近のコーナーはく離の抑制により LMR2 を縮小させる効果は、設計点と比較して $SW_{m1}$ の逆圧力勾配の増強に伴い強まると考えられる(図 5.33)。

#### 5.4.3.3 短翼入口から下流の流れ場に及ぼす翼端間隙の影響

翼端間隙が短翼前縁から羽根車出口領域内の流動現象に及ぼす影響について議論する。

短翼の翼先端前縁淀み点付近の入射角は、TCと同様に他の条件でも正となっているが(図 5.41)、短翼への入射角を短翼に翼端間隙が有るTCとTC-S間で比較すると、主翼の翼端間隙が有るTCの方が増加している(図 5.41(a), (c))。また、短翼の翼端間隙が無いTC-MとNTC間での比較においても、主翼の翼



端間隙が有る TC-M の方が短翼への入射角が増加している(図 5.41(b), (d)). これらの傾向から短翼への入射角を正にする要因は、主翼の翼端間隙の有無により次の二つに分けられる。主翼の翼端間隙が無い条件では LMR2 のブロッキング効果により(図 5.40(b), (d)), 短翼への入射角が正になると考えられる(図 5.41(b), (d)). 一方、主翼の翼端間隙が有る条件では、無い条件で生じた  $SW_{ml}$  に起因するコーナーはく離を流れにより抑制し(図 5.34(a), (c)), LMR2 を縮小させるが(図 5.40(a), (c)),  $V_{t,m-ss1}$  を生じさせることにより(図 5.37(a), (c)), 結局 Shroud 側のブロッキングの形成を増強し、短翼への入射角をより増加させると考えられる(図 5.41). つぎに、主翼に翼端間隙が無い TC-S と NTC 間で比較すると、短翼の翼端間隙が有る TC-S の方が短翼への入射角が減少しており(図 5.41(c), (d)), 短翼の翼端間隙は、設計点と同じく翼負荷により同間隙内に流れを吸い込むことで、短翼への入射角を減少させていることが分かる。したがって、設計点と同様に短翼への入射角は  $V_{t,m-ss1}$  のブロッキング効果が有り、短翼の翼端間隙の吸い込み効果が無い TC-M において最も高くなっている(図 5.41). また、全ての条件において短翼への入射角が設計点と比べて増加しているが(図 5.41), この原因は、主翼の翼端間隙が有る条件では  $V_{t,m-ss1}$  の増強により、無い条件では LMR2 によるブロッキング形成の増強により(図 5.40), 短翼先端前縁付近の流量がより低下したためと考えられる。また、この短翼への正の入射角に起因して同翼先端負圧面側で TC と同様に他の条件でも前縁はく離が生じており(図 5.41), その規模は TC と比べて短翼への入射角が高い TC-M と NTC では拡大し、低い TC-S では縮小している。

短翼負圧面上の流れの挙動に着目すると、TC で見られた流れの増速とそれに伴う静圧の低下が他の条件においても同様に観察される(図 5.32, 図 5.33). その増速率は TC-M の方が TC よりも増加している(図 5.32(a), (b)). これは設計点と同様に、TC-M の方が短翼への入射角が増加しているため(図 5.41(a), (b)), 前縁負圧面における静圧低下が増強したことで、および TC で生じている  $V_{t,s-ss1}$  のブロッキングが形成されないためと考えられる(図 5.37(a), (b)). 一方、TC-S では短翼負圧面上の流れの増速率が TC に比べて低減している(図 5.32(a), (c)). これは、低流量作動点では後述するように TC-S においても  $V_{t,s-ss1}$  が形成されるが(図 5.37(c)), TC に比べて短翼への入射角が小さく(図 5.41(a), (c)), 前縁負圧面側における静圧低下が低減したためと考えられる。また NTC では TC に比べて、 $V_{t,s-ss1}$  のブロッキングの形成が無く、さらに短翼への入射角が増加し(図 5.41(a), (d)), それに伴い前縁負圧面における静圧低下が増強しているため、短翼負圧面上の流れの増速率が増加しており(図 5.32(a), (d)), その結果「短翼負圧面上で衝撃波( $SW_{s1}$ )」が形成されている(図 5.33(d)). この衝撃波は負圧面上の境界層と干渉し、Shroud 側においてコーナーはく離を発生させている(図 5.34(d)). なお、 $V_{t,s-ss1}$  の形成が無く(図 5.37(b), (d)), 短翼への入射角が高い TC-M と NTC 間で(図 5.41(b), (d)), 短翼負圧面上の流れの増速率に差が生じている原因については(図 5.32(b), (d)), 後に考察を加える。また、全ての条件において、設計点と比べて短翼への入射角が増加しているにも拘わらず(図 5.41), 短翼負圧面上の流れの増速率は低減しているが(図 5.32), これは流量の低下によるものと考えられる。

主翼負圧面と短翼圧力面に挟まれた流路内の流れの増速率については、設計点の場合と同様に短翼の負圧面上の流れの増速率との相関が見られ、短翼負圧面上の増速率が高い TC-M と NTC では低く(図 5.32), 短翼負圧面上の増速率が低い TC と TC-S では高くなっている。しかしながら、これらの増速率の差は設計点と比較して非常に小さく(図 5.32),  $V_{t,m-ss1}$  のブロッキング効果が、短翼を挟む両流路間の通過流量へ及ぼす影響は、流量の低下に伴い弱まっている。

つぎに、短翼の翼負荷と翼端流れ渦の形成との関係に着目する。短翼先端前縁付近の負荷は、TC と比較して、短翼への入射角が増加している TC-M と NTC では増加し、減少している TC-S では低下して

いることが分かる(図 5.36, 図 5.41). 低流量作動点では TC-S においても, この短翼前縁付近の負荷の増加により, 前述のように  $V_{t,s-ss1}$  が形成されているが(図 5.37(c)), 同渦は TC と比べると短翼への入射角の減少に伴う前縁付近の負荷の低下により弱まっている(図 5.36, 図 5.37(a), (c), 図 5.41(a), (c)). したがって,  $V_{t,m-ss1}$  のブロックエッジ効果は短翼への入射角を増加させ, 前縁付近の負荷を上昇させることで  $V_{t,s-ss1}$  を増強することが分かる.

つぎに, 主翼の翼負荷と翼端漏れ渦の形成との関係に着目する.  $SW_{m1}$  の下流において主翼の負荷が急激に低下する現象を TC と同様に他の条件でも確認できる(図 5.33, 図 5.35). その負荷の低下量は, TC に比べて短翼負圧面上の流れの増速率が増加している TC-M と NTC では大きく(図 5.32, 図 5.35), 低減している TC-S では小さくなっていることが分かる. その結果, TC-M と NTC では主翼の負荷が負の値を示しており(図 5.35), 特に主翼の翼端間隙が有る TC-M では, その負の翼負荷に起因する  $V_{t,m-ps1}$  が形成されている(図 5.37(b)). したがって,  $V_{t,m-ss1}$  のブロックエッジ効果は, 設計点と同様に短翼負圧面上の流れの増速率を増加させ, 隣接する主翼の負荷の低下を助長することで,  $V_{t,m-ps1}$  を発生させていることが分かる.  $V_{t,m-ss1}$  のブロックエッジ効果が主翼の負荷を負まで降下させる現象は, 流量の低下に伴い同ブロックエッジ効果が隣接する短翼負圧面上の流れの増速率を増加させる程度が低減するため(図 5.32(a), (b)), 設計点と比較して弱められている(図 5.35). また, 前述の TC-M と NTC 間で短翼負圧面上の流れの増速率に差が生じた原因は(図 5.32(b), (d)), TC-M において  $V_{t,m-ps1}$  が形成されたためと考えられる(図 5.37(b)). 一方,  $V_{t,s-ss1}$  のブロックエッジ効果は(図 5.37(a)), 短翼負圧面上の流れの増速率を低減することで(図 5.32(a), (b)), 隣接する主翼の負荷の低下量を減少させ(図 5.35), その結果, 低流量作動点では TC において  $V_{t,m-ps1}$  の形成を抑制している(図 5.37(a), (b)).  $V_{t,m-ps1}$  が形成された TC-M では, 主翼の負荷が隣接短翼負圧面上の局所的な増速域の下流において正に回復することにより  $V_{t,m-ss2}$  が形成されていることから(図 5.37(b)), 先の  $V_{t,s-ss1}$  のブロックエッジ効果は  $V_{t,m-ps1}$  の形成を抑制することで, 結果的に  $V_{t,m-ss2}$  の形成も抑制することが分かる(図 5.37(a)).

翼端間隙が無い TC-M の短翼, TC-S の主翼および NTC の主翼と短翼の圧力面上の Shroud 側には, 設計点と同様に SL が確認でき(図 5.34),  $V_s$  が形成されていることが分かる.

#### 5.4.3.4 翼端間隙が流動現象に及ぼす影響のまとめ

図 5.42 に本計算結果から得られた低流量作動点における, 主翼と短翼の翼端間隙が圧縮機内部の流動現象に及ぼす影響をまとめた概略図を設計点の場合とともに示す.

主翼の翼端間隙は  $V_{t,m-ss1}$  を発生させ(図 5.42(a), (b)), そのブロックエッジ効果により Shroud 側において主翼と短翼への入射角を共に増加させる. その増加の程度を設計点と比較すると, 主翼への入射角の増加に伴う前縁付近の負荷の増加による  $V_{t,m-ss1}$  の増強と, その主翼負圧面からの放出角度の周方向への偏向により増大する(図 5.42(a), (b)). その結果, 低流量作動点においても短翼前縁付近から  $V_{t,s-ss1}$  が形成されるが(図 5.42(a)), 同渦は設計点と比較して短翼への入射角の増加に伴い増強する. 主翼の負荷は, 設計点と同様に  $SW_{m1}$  の形成に伴う主翼負圧面上の静圧上昇と, 主翼圧力面上の対面する短翼負圧面上の流れの増速に起因する静圧低下により減少する.  $V_{t,m-ss1}$  のブロックエッジ効果は, 短翼への入射角の増加により短翼負圧面上の流れの増速率を増加させることで, その主翼負荷の減少を助長し, 負荷を負まで降下させることにより  $V_{t,m-ps1}$  を発生させる(図 5.42(b)). しかしながら,  $V_{t,m-ss1}$  のブロックエッジ効果が短翼負圧面上の流れの増速率を増加させる程度は流量の低下に伴い低減されるため,  $V_{t,m-ps1}$  は設計点と

比較して弱まる(図 5.42(b)). また, その下流では主翼の負荷が正に回復することで, 設計点と同様に  $V_{t,m-ss2}$  が形成される(図 5.42(b)).

短翼の翼端間隙は  $V_{t,s-ss1}$  を形成し(図 5.42(a)), そのブロッキング効果により  $V_{t,m-ss1}$  のブロッキング効果に起因する短翼負圧面上の流れの増速を弱め, 隣接する主翼の負荷の低下量を低減することにより  $V_{t,m-ps1}$  の形成を抑制する. また, その結果,  $V_{t,m-ps1}$  の形成に伴って発生する  $V_{t,m-ss2}$  の形成も抑制される.

#### 5.4.3.5 損失生成と羽根車効率に及ぼす翼端間隙の影響

前述のように, 低流量作動点における主翼と短翼の両翼端間隙による影響が明らかになった流動現象が, 羽根車流路内の損失生成と羽根車効率に及ぼす影響について考察する.

低流量作動点と比較対象の設計作動点の  $X/X_{max}=0.1-0.9$  における翼間流路断面内のエントロピー関数  $S^*$  分布を図 5.43 に, 羽根車効率  $\eta_{12}$  を図 5.44 に示す.

損失生成と流動現象の関係については, 全ての条件において  $SW_{m1}$  と境界層の干渉に起因する高損失領域 HLR1 が羽根車入口付近の主翼負圧面上に分布していることが分かる(図 5.43). また, TC-S と NTC では, 図 5.34 の(c)と(d)に示される  $SW_{m1}$  によるコーナーはく離の形成に伴い, その形成の無い主翼の翼端間隙が有る条件に比べて主翼負圧面 Shroud 側を中心に高損失領域が拡大している(図 5.43(c), (d)中の赤丸). 一方, 主翼の翼端間隙が有る TC と TC-M では,  $V_{t,m-ss1}$  の形成とその  $SW_{m1}$  との干渉により羽根車入口 Shroud 面上に高損失領域 HLR2 が形成されている(図 5.37(a), (b), 図 5.38(a), (b), 図 5.43(a), (b)). また, TC-S と NTC では, 主翼圧力面 Shroud 側において  $V_{s,m}$  による高損失領域 HLR3 が形成されているが(図 5.34(c), (d), 図 5.43(c), (d)), 羽根車入口付近ではその形成がほとんど確認できない.

短翼負圧面と主翼圧力面に挟まれた流路内においては, 全ての条件で羽根車入口 Shroud 側に形成された高損失流体の流入と, 短翼先端負圧面側における前縁はく離の発生に起因する高損失領域 HLR7 を確認することができる(図 5.37, 図 5.41, 図 5.43). これに加えて, TC では  $V_{t,s-ss1}$  の形成(図 5.37(a)), TC-M では  $V_{t,m-ps1}$  の形成により(図 5.37(b)), 高損失領域が拡大していることが分かる. 一方, TC-S では  $V_{t,s-ss1}$  の形成に伴う高損失領域が確認でき(図 5.37(c)), NTC では  $SW_{s1}$  に起因するコーナーはく離の発生に伴う高損失領域 HLR4 が分布していることが分かる(図 5.34(d), 図 5.43(d)).

主翼負圧面と短翼圧力面に挟まれた流路内においては, 全ての条件で上流側からの高損失流体の流入が確認でき(図 5.37, 図 5.43), さらに TC-M と NTC では短翼圧力面 Shroud 側に  $V_{s,s}$  に起因する高損失領域 HLR5 が分布している(図 5.34(b), (d)). また, TC-M では  $V_{t,m-ss2}$  が形成されているが, それに起因する損失生成は小さいことが分かる(図 5.37(b)).

つぎに損失生成と効率の相関関係に着目すると, TC では設計点と比較して,  $V_{t,m-ps1}$  と  $V_{t,m-ss2}$  の形成が抑制されたことで(図 5.37(a)), それらに起因する損失生成が低減しているが,  $SW_{m1}$  と境界層の干渉,  $V_{t,m-ss1}$  の形成とその  $SW_{m1}$  との干渉および  $V_{t,s-ss1}$  の形成による損失生成が増加したことで(図 5.43(a)), 効率が低下している(図 5.44). また, 低流量作動点においては, TC と TC-M を比較すると, TC-M では  $V_{s,s}$  による損失生成は比較的小さいが(図 5.34(b), 図 5.43(b)), 主に短翼先端における前縁はく離と  $V_{t,m-ps1}$  の形成により損失生成が増強し(図 5.37(a), (b), 図 5.41(a), (b)), 効率が低下している(図 5.44). TC-S では TC と比べて,  $SW_{m1}$  によるコーナーはく離に起因する損失生成が付加されるが(図 5.34(c), 図 5.43(c)), TC で生じている  $V_{t,m-ss1}$  の形成とその  $SW_{m1}$  との干渉に起因する損失生成が無く(図 5.37(a), (c), 図 5.38(a), (c)), さらに  $V_{t,s-ss1}$  の形成に伴う損失生成も低減しているため高損失領域は縮小しており, その結果, 効率が上昇している(図 5.44). また, NTC では TC に比べて効率が低下しているが(図 5.44), これは  $V_{s,m}$

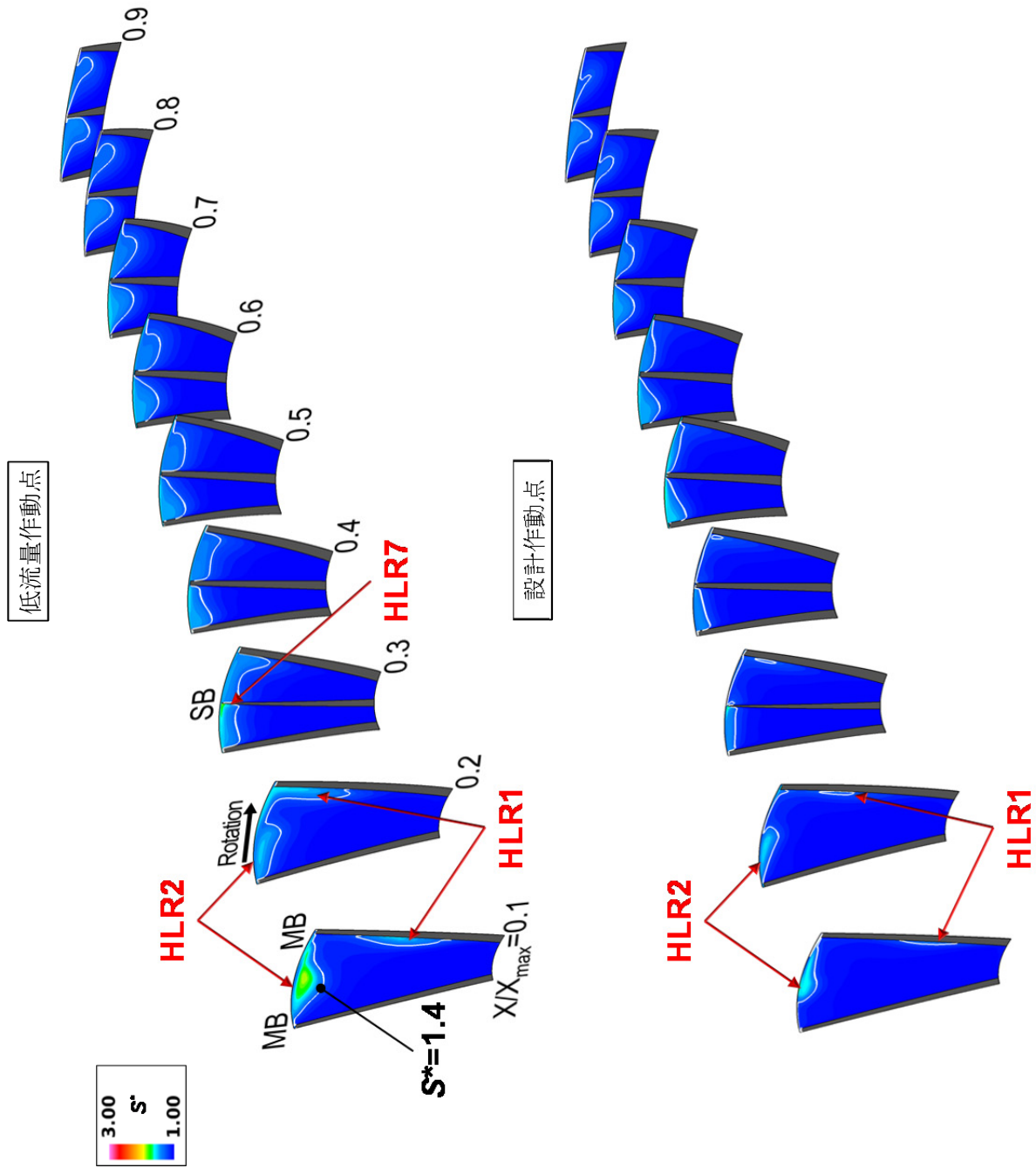
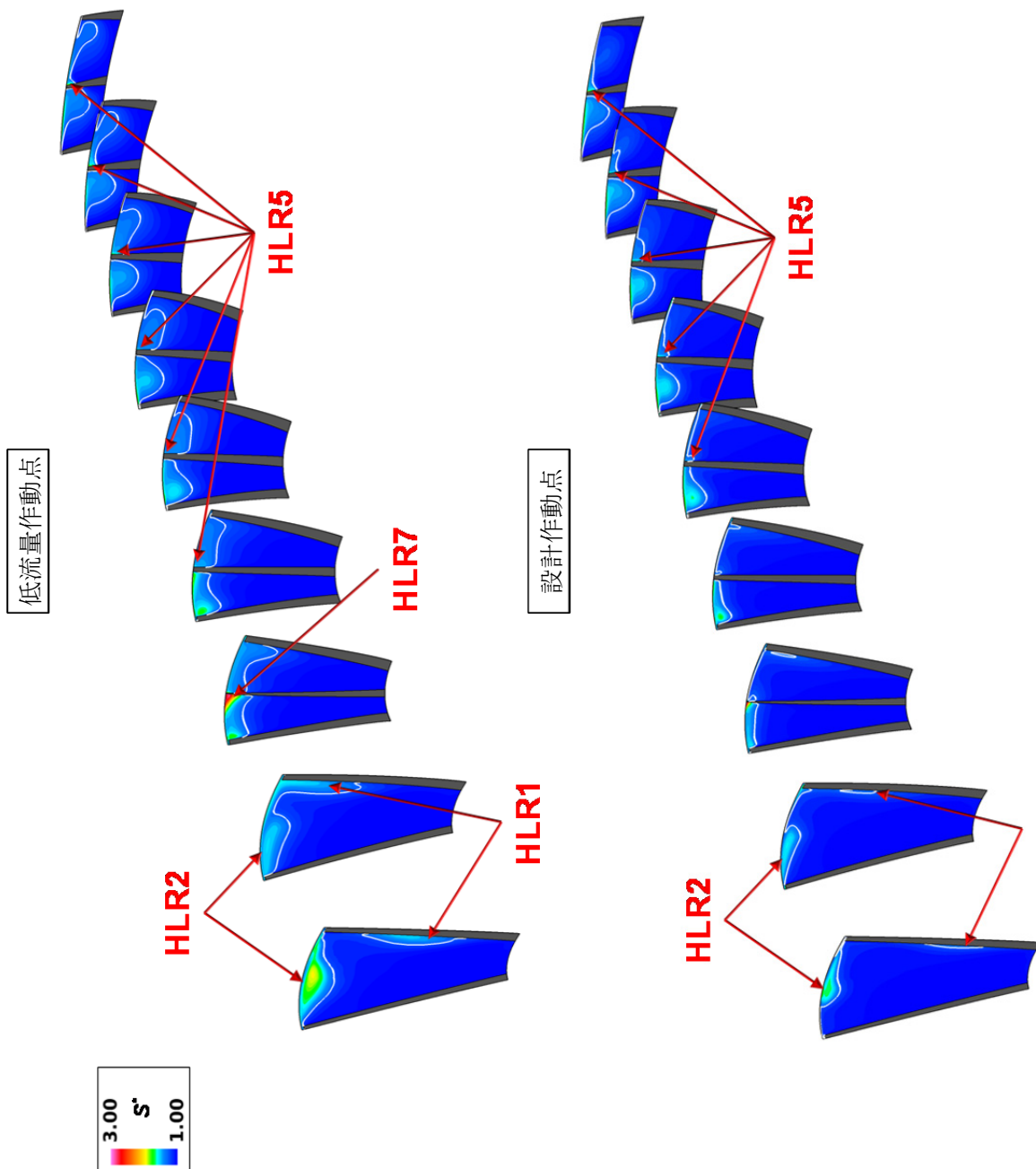
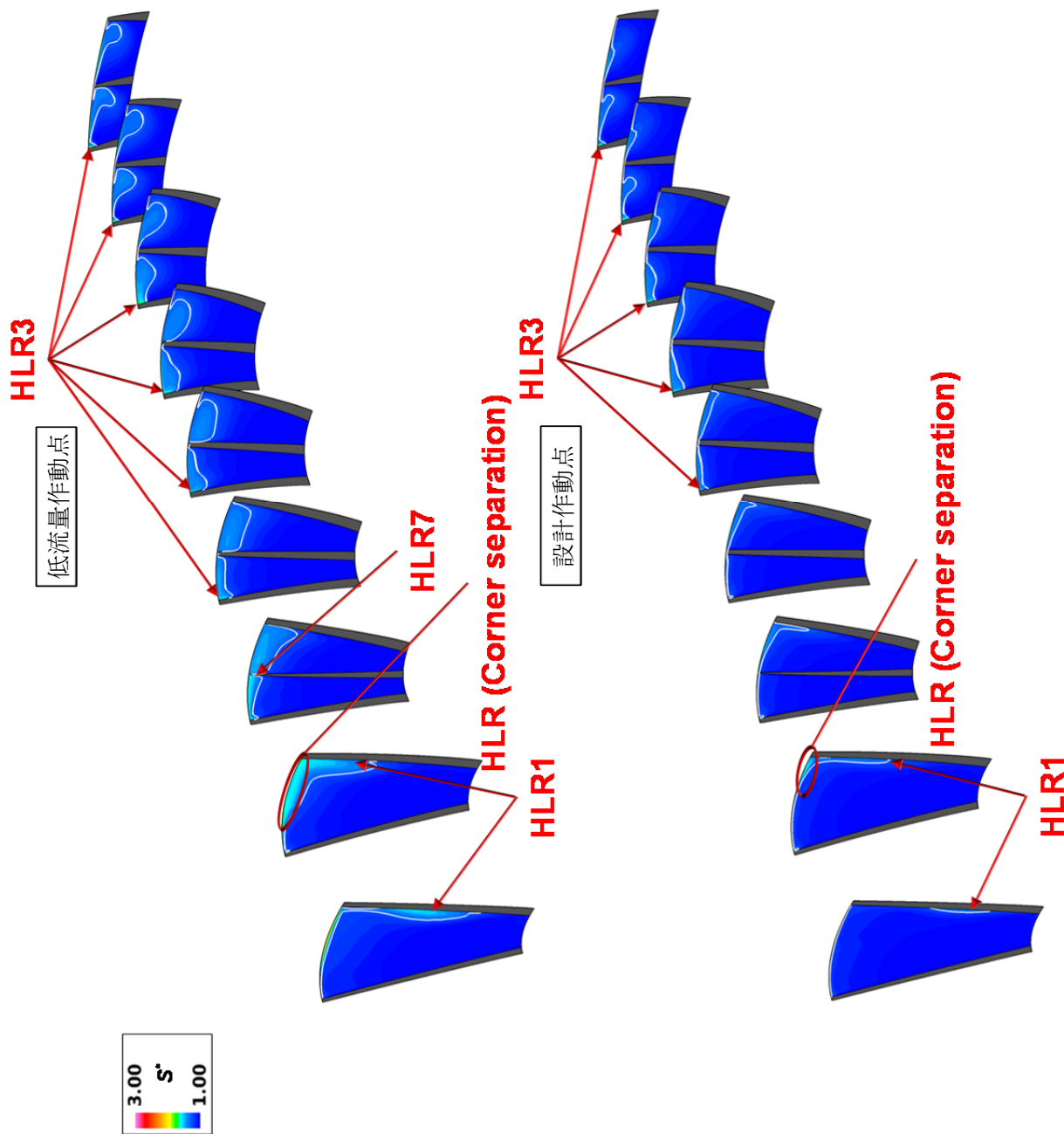


図 5.43 (1/4) 翼間流路断面内のエントロピー関数  $S^*$  分布 (低流量作動点 VS. 設計作動点)



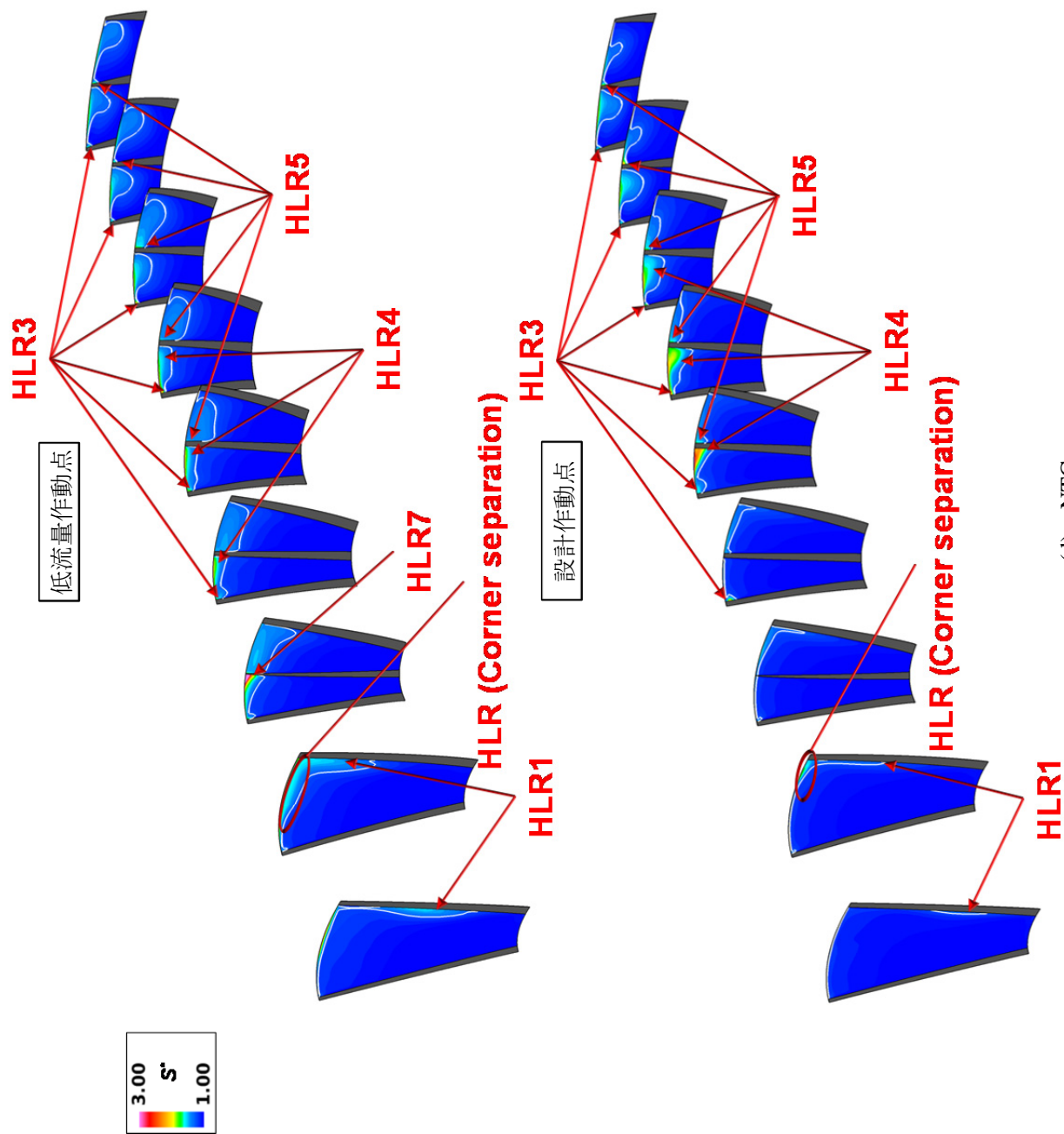
(b) TC-M

図 5.43 (2/4) 翼間流路断面内のエン트로ピー関数  $S^*$  分布 (低流量作動点 VS. 設計作動点)



(c) TC-S

図 5.43 (3/4) 翼間流路断面内のエントロピー関数  $S^*$  分布 (低流量作動点 VS. 設計作動点)



(d) NTC

図 5.43 (4/4) 翼間流路断面内のエンローピー関数  $S^*$  分布 (低流量作動点 VS. 設計作動点)

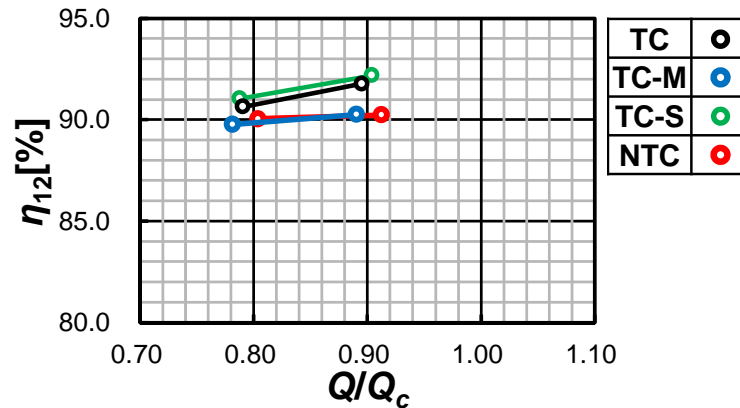


図 5.44 羽根車効率  $\eta_{12}$  (低流量作動点 VS. 設計作動点)

と  $V_{s,s}$  による損失生成が比較的小さいことから(図 5.34(d), 図 5.43(d)),  $SW_{m1}$  と  $SW_{s1}$  に起因するコーナーはく離の形成に伴う損失生成の増強に起因していると考えられる。

以上の結果から、低流量作動点においても主翼端前縁での高負荷により誘起された翼端漏れ流れの主流との干渉による  $V_{t,m-ss1}$  の形成と、その  $SW_{m1}$  との干渉により損失が生成される。この現象を設計点と比較すると、低流量作動点では主翼への入射角の増加に伴う主翼負圧面上の流れの増速率の増加により  $SW_{m1}$  の逆圧力勾配を強め、さらに主翼前縁付近の負荷の増加により  $V_{t,m-ss1}$  を強めることで、 $V_{t,m-ss1}$  の形成とその  $SW_{m1}$  との干渉に起因する損失生成を増加させる。また、 $V_{t,m-ss1}$  のブロック効果は Shroud 側において短翼への入射角を増加させるが、設計点と比較すると低流量作動点では同効果が強まることで、短翼への入射角がより増加し、それに伴い短翼先端負圧面側で前縁はく離が生じることにより損失生成が生じる。さらに、この短翼への入射角の増加に伴い、 $V_{t,s-ss1}$  とそれに起因する損失生成が増強される。また、 $V_{t,m-ss1}$  のブロック効果は、短翼負圧面上の流れの増速率を増加させることで、 $SW_{m1}$  の下流における隣接する主翼の負荷の低下を助長し、負の翼負荷に起因する  $V_{t,m-ps1}$  を形成することで損失を増加させる。しかしながら、 $V_{t,m-ss1}$  のブロック効果が短翼負圧面上の流れの増速率を増加させる程度は流量の低下に伴い低減するため、設計点と比較して  $V_{t,m-ps1}$  の形成に伴う損失生成は減少する。以上の損失生成の結果、低流量作動点においても主翼の翼端間隙の存在は羽根車効率を低下させるが、その低下の程度は主に短翼先端負圧面側での前縁はく離の発生、 $V_{t,m-ss1}$  と  $V_{t,s-ss1}$  の形成および  $V_{t,m-ss1}$  の  $SW_{m1}$  との干渉に起因する損失生成の増加により、設計点に比べて増大していると考えられる。

一方、短翼の翼端間隙は、短翼への入射角を減少させることで  $V_{t,m-ss1}$  のブロック効果に起因する短翼先端負圧面側での前縁はく離を弱め、それに起因する損失生成を低減する。また、短翼の翼端間隙は前縁付近から  $V_{t,s-ss1}$  を発生させることにより損失を増加させるが、そのブロック効果により短翼負圧面上の流れの増速を低減することで、 $V_{t,m-ss1}$  のブロック効果に起因する  $V_{t,m-ps1}$  の形成を抑制し、それに伴う損失生成を低減する。したがって、短翼の翼端間隙の存在は設計点と同様に、損失生成を低減させ、効率の低下を抑制する効果を有すると考えられる。



#### 5.4.4 翼端間隙の影響と流量との関係

遷音速遠心圧縮機の設計点とチョーク近傍および失速点近傍の三つの特徴的な作動点において、主翼と短翼の各翼端間隙の有無をパラメータとした4つの条件に対して内部流れの数値解析を行い、それらの結果を比較考察することにより、主翼と短翼の各々の翼端間隙が圧縮機内の流れの挙動と損失生成機構および羽根車効率に及ぼす影響を調査した結果をまとめると以下のようになる。

主翼の翼端間隙は、主翼負圧面上の流れの増速による主翼前縁での負荷の上昇により翼端漏れ流れを生じさせ、その流れが主流と干渉することにより漏れ渦を形成し、さらに同渦が主翼負圧面上の流れの増速により形成された衝撃波と干渉することにより損失を増加させる。その損失生成は流量の低下に伴い、主翼への入射角が増加することによる主翼負圧面上の流れの増速率の増加に起因する衝撃波の逆圧力勾配の増強と、主翼前縁での負荷の増加に起因する漏れ渦の増強により増加する。また、主翼前縁翼端漏れ渦は、そのブロッキング効果により Shroud 壁付近の流量を低下させ、主翼と短翼への入射角を共に増加させる。その増加の程度は流量の低下に伴い、主翼前縁付近の負荷が上昇し、その結果主翼前縁翼端漏れ渦が強まるとともにその負圧面からの放出角度が周方向へ偏向することにより増大する。主翼前縁翼端漏れ渦のブロッキング効果に起因する短翼への入射角の増加は、短翼前縁付近の負荷を上昇させる。その上昇の程度は、流量の低下に伴い短翼への入射角がより増加することで増大する。チョーク近傍を除いて流量を低下させると、その負荷の上昇により短翼前縁付近から翼端漏れ渦が形成され、同渦に起因する損失生成は流量の低下とともに増加する。さらに、短翼への入射角が著しく高くなる失速点近傍の作動点では、短翼前縁負圧面側ではなく離れの発生により損失生成が増加する。

主翼前縁翼端漏れ渦は、チョーク近傍の作動点では短翼を挟む二つの流路に対して、短翼圧力面側の流路のみを塞ぐようなブロッキングを形成し、それに伴い短翼負圧面側の流路を通過する流量を増加させる。その結果、短翼負圧面上では流れの増速率が増加し、短翼圧力面側では対面する主翼負圧面上での流れの増速率が低減することにより、短翼の負荷が前縁の下流側で増加する。短翼前縁からの翼端漏れ渦が形成されないチョーク近傍の作動点においては、その負荷の増加とともに前縁よりも下流側で翼端漏れ渦が形成され、同渦は短翼負圧面上の流れの増速により形成された衝撃波と強く干渉することで崩壊に至り、その結果損失を増加させる。主翼前縁翼端漏れ渦の負圧面からの放出角度は流量の低下に伴い周方向へ偏向し、その結果同渦によるブロッキングは短翼を挟む両翼面側の流路を塞ぐように形成される。そのような流量の低下を生じる作動点においても、その低下に伴う短翼への入射角の増加による短翼前縁負圧面での静圧の低下により、短翼負圧面上では流れが増速し、一方、短翼圧力面側ではその入射角の増加に起因する流量の低下により、対面する主翼負圧面上の流れの増速率が低減し、その結果短翼の負荷が前縁の下流で増加する。この負荷の流量の低下に対する増加傾向は、流量の低下に伴い短翼への入射角は増加するが、短翼を挟む流路間の通過流量の片寄りが小さくなるために低減する。

主翼の負荷は、主翼負圧面上での衝撃波の形成に伴う静圧上昇により低下する。主翼前縁翼端漏れ渦のブロッキング効果は、短翼負圧面上の流れの増速率を増加させ、それに伴う静圧低下が対面する主翼の圧力面上まで及ぶことにより、衝撃波の下流における主翼の負荷の低下を助長し、それを負まで降下させる。さらに、その負の翼負荷は主翼圧力面側に翼端漏れ渦を形成し、それが損失生成を増加させる。また、主翼前縁翼端漏れ渦は、主翼負圧面上の流れの増速率を低減すると共に、主翼圧力面側では対面する短翼負圧面上の流れの増速率を増加させることで、主翼の負荷が負から正に回復する位置付近における負荷の増加量を低減することにより、負荷が正に回復する際に形成される翼端漏れ渦とそれに起因する損失生成を弱めるが、その渦が損失生成に及ぼす影響は比較的小さい。

主翼の翼端間隙は以上の流動現象を引き起こすことにより羽根車効率を低下させるが、その低下量はチョーク近傍の作動点では、短翼前縁の下流で形成された翼端漏れ渦の衝撃波との強い干渉による崩壊に起因する損失増加により、一方、失速点近傍の作動点では主翼前縁翼端漏れ渦とその衝撃波との干渉および短翼負圧面側における前縁はく離に起因する損失増加により、それぞれ増大すると考えられる。したがって、遷音速遠心圧縮機の設計に際しては、主翼の翼端間隙のスペン方向高さを極力小さく設定することにより、幅広い流量範囲において羽根車効率を向上させることができると考えられる。しかし、小さくすることによる衝撃波に起因するコーナーはく離の発生は避けなければならない。

短翼の翼端間隙は、その翼負荷により間隙内に流れを吸い込み、短翼前縁 Shroud 側の流量を増加させることにより短翼への入射角を減少させ、特に入射角が高く、前縁はく離が生じる失速点近傍の作動点においては、それに起因する損失生成を低減する。また、この短翼への入射角の低減は短翼負圧面上の流れの増速率を減少させるが、さらに流量の低下に伴い、短翼前縁付近の負荷が上昇し翼端漏れ渦が形成されると、その渦のブロックageによる短翼負圧面上の流れの増速率の低減効果が加わることにより、衝撃波の形成が抑制される。短翼の翼端間隙は短翼負圧面上の流れの増速率を低減することにより、隣接する主翼負圧面上の衝撃波の下流における主翼の負荷が負となる現象を緩和し、負の翼負荷に起因する翼端漏れ渦の形成による損失生成を弱める。一方、その増速率の低減は主翼の負荷が負から正に回復する位置付近における負荷の増加量については増加させ、その負荷の正への回復の際に形成される翼端漏れ渦による損失生成を増加させる。しかし、同現象が損失生成に及ぼす影響は、主翼の負の翼負荷に起因する翼端漏れ渦による影響に比べて小さい。短翼の翼端間隙がこれらの現象に及ぼす影響は、流量の低下に伴い短翼前縁から翼端漏れ渦が形成されることにより強まると考えられる。

以上のことから短翼の翼端間隙の存在は、短翼負圧面上の流れの増速率を低減することにより、主翼の負の翼負荷に起因する翼端漏れ渦による損失生成を弱め、その結果羽根車効率の低下を抑制する。しかし、チョーク近傍の作動点では短翼への入射角が低く短翼前縁からの翼端漏れ渦の形成が抑えられることにより、効率低下を抑制する程度は低減すると考えられる。また、短翼への入射角が高く短翼先端側で前縁はく離が生じる失速点近傍の作動点では、翼端間隙の吸い込み効果によりそのはく離に起因する損失生成が低減されることによっても、羽根車効率の低下が抑制される。したがって、遷音速遠心圧縮機の設計に際しては、短翼の翼端間隙のスペン方向高さを翼負荷による吸い込み効果を確保できる程度に小さく設定することにより、羽根車効率をチョーク近傍よりも特に低流量側で向上させることができると考えられる。

## 第 6 章 結論

## 第6章 結論

本研究の目的は、産業用ガスタービンや過給機を構成する主翼と短翼を有する遷音速遠心圧縮機の空気力学的性能の向上を図るために、設計点およびチョーク近傍と失速点近傍の二つの非設計点における翼端漏れ流れが、その内部の流れの挙動と損失生成機構および羽根車性能に及ぼす影響の詳細を解明することである。そのため、本研究では主翼と短翼共に翼端間隙が有る実機状態に対応する条件に加えて、翼端間隙が主翼には有るが短翼には無い条件、逆に主翼には無いが短翼には有る条件、および主翼と短翼共に翼端間隙が無い条件に対して遷音速遠心圧縮機内の流れを幅広い流量範囲において数値解析した。それらの解析結果を比較検討し、主翼と短翼の個々の翼端漏れ流れが圧縮機内部の流れの挙動と羽根車性能に及ぼす影響を調査した結果から得られた結論を以下に示す。

1. 主翼の翼端間隙は、主翼負圧面上の流れの増速による主翼前縁での負荷の上昇により漏れ渦を発生させ、さらに同渦が主翼負圧面上の流れの増速により形成された衝撃波と干渉することにより損失を増加させる。その損失生成は流量の低下に伴い、主翼への入射角の増加による主翼負圧面上の流れの増速率の増加に起因する衝撃波の逆圧力勾配の増強と、主翼前縁での負荷の増加に起因する漏れ渦の増強により増加する。
2. 主翼前縁翼端漏れ渦は、そのブロッキング効果により Shroud 壁付近の流量を低下させ、主翼と短翼への入射角を共に増加させる。その増加の程度は流量の低下に伴い、主翼前縁付近の負荷が上昇することによる同渦の増強および負圧面からの放出角度の周方向への偏向により増大する。
3. 主翼前縁翼端漏れ渦のブロッキング効果による短翼への入射角の増加は、短翼前縁付近の負荷を上昇させる。その上昇の程度は、流量の低下に伴う短翼への入射角の増加により増大する。チョーク近傍を除いて流量を低下させると、その負荷の上昇により短翼前縁付近から翼端漏れ渦が形成され、同渦に起因する損失生成は流量の低下とともに増加する。さらに、短翼への入射角が著しく高くなる失速点近傍の作動点では、短翼前縁負圧面側での離れの発生により損失生成が増加する。
4. 主翼前縁翼端漏れ渦は、チョーク近傍の作動点では短翼を挟む二つの流路に対して、短翼圧力面側の流路のみを塞ぐようなブロッキングを形成し、それに伴い短翼負圧面側の流路を通過する流量を増加させる。その結果、短翼負圧面上では流れの増速率が増加し、逆に短翼圧力面側では対面する主翼負圧面上での流れの増速率が低減することにより、短翼の負荷が前縁の下流側で増加する。短翼前縁からの翼端漏れ渦が形成されないチョーク近傍の作動点においては、その負荷の増加により翼端漏れ渦が形成され、同渦は短翼負圧面上の流れの増速により形成された衝撃波と強く干渉することにより崩壊に至り、その結果損失を増加させる。
5. 主翼前縁翼端漏れ渦の負圧面からの放出角度は、流量の低下に伴い周方向へ偏向し、その結果同渦によるブロッキングは短翼を挟む両翼面側の流路を塞ぐように形成される。そのような流量の低下を生じる作動点においても、その低下に伴う短翼への入射角の増加による短翼前縁負圧面での静圧の低下により、短翼負圧面上では流れが増速し、一方、短翼圧力面側ではその入射角の増加に起因する通過流量の低下により、対面する主翼負圧面上の流れの増速率が低減し、その結果短翼の負荷が前縁より下流側で増加する。この負荷の流量の低下に対する増加傾向は、流量の低下に伴い短翼への入射角は増加するが、短翼を挟む流路間の通過流量の片寄りが小さくなるために低減する。
6. 主翼前縁翼端漏れ渦のブロッキング効果は、短翼負圧面上の流れの増速率を増加させ、それに伴う静圧低下が対面する主翼の圧力面上まで及ぶことにより、主翼負圧面上での衝撃波の形成に起因す

る静圧上昇に伴う主翼の負荷の低下を助長し、それを負まで降下させる。その負の翼負荷は主翼圧力面側に翼端漏れ渦を誘起し、それが損失生成を増加させる。

7. 主翼の翼端間隙の存在が羽根車効率を低下させる主な原因は、主翼前縁翼端漏れ渦の形成と同渦の衝撃波との干渉、および同渦のブロック効果による短翼前縁翼端漏れ渦と主翼の負の負荷に起因する翼端漏れ渦の形成にある。さらに、チョーク近傍の作動点では短翼の前縁より下流側で生じた翼端漏れ渦の衝撃波との強い干渉に起因する崩壊により、一方、失速点近傍の作動点では主翼前縁翼端漏れ渦とその衝撃波との干渉の増強および短翼負圧面側での前縁はく離の発生により、損失生成が強まり効率の低下量が增大する。
8. 短翼の翼端間隙は、その翼負荷により間隙内に流れを吸い込み、その結果短翼前縁 Shroud 側の流量を増加させることにより短翼への入射角を減少させる。特に高入射角に伴い前縁はく離が生じる失速点近傍の作動点においては、それに起因する損失生成を低減する。
9. 短翼の翼端間隙による短翼への入射角の低減効果は、短翼負圧面上の流れの増速率を減少させる。さらに、流量の低下に伴い、短翼前縁付近の負荷の上昇により形成される翼端漏れ渦のブロック効果による短翼負圧面上の流れの増速率の低減効果が加わることにより、短翼負圧面上での衝撃波の発生が抑制される。
10. 短翼の翼端間隙は、短翼負圧面上の流れの増速率を低減することにより、隣接する主翼負圧面上の衝撃波の下流における主翼の負荷が負となる現象を緩和し、負の翼負荷に起因する翼端漏れ渦の形成による損失生成を弱め、その結果羽根車効率の低下を抑制する。しかし、短翼への入射角が低く短翼前縁翼端漏れ渦の形成が抑えられるチョーク近傍の作動点では、効率低下を抑制する程度は低減する。また、短翼への入射角が高く短翼先端側で前縁はく離が生じる失速点近傍の作動点では、翼端間隙の吸い込み効果によりそのはく離に起因する損失生成が低減されることにより、羽根車効率の低下が抑制される。
11. 遷音速遠心圧縮機的设计に際しては、主翼の翼端間隙のスパン方向高さを衝撃波に起因するコーナーはく離が発生しない範囲で極力小さく設定することにより、幅広い流量範囲において羽根車効率を向上させることができると考えられる。
12. 遷音速遠心圧縮機的设计に際しては、短翼の翼端間隙のスパン方向高さを翼負荷による吸い込み効果を確保できる範囲で極力小さく設定することにより、羽根車効率をチョーク近傍よりも特に低流量側で向上させることができると考えられる。

## 参考文献

- [1] 文部科学省, 経済産業省, 気象庁, 環境省, 2015, IPCC 第 5 次評価報告書統合報告書政策決定者向け要約.
- [2] 経済産業省, 2016, 平成 27 年度エネルギーに関する年次報告.
- [3] 一般財団法人 日本航空機開発協会, 2016, 民間航空機に関する市場予測 2016-2035.
- [4] 株式会社 FOURIN, 2016, FOURIN 世界自動車統計年刊 2016.
- [5] 国立環境研究所地球環境研究センター温室効果ガスインベントリオフィス, 2016, 日本国温室効果ガスインベントリ報告書 2016 年.
- [6] Krain, H., 2005, Review of Centrifugal Compressor's Application and Development, Transactions of the ASME, Journal of Turbomachinery, Vol.127, No.1, pp.25-34.
- [7] Cumpsty, N. A., 1989, Compressor Aerodynamics, Longmann Scientific & Technical, Essex, England, ISBN 0-582-01364-X.
- [8] Hamrick, J.T., 1956, Some Aerodynamic Investigations in Centrifugal Impellers, ASME Transactions, pp.591-602.
- [9] 水木 新平, 有賀 一郎, 渡部 一郎, 1975, 遠心羽根車の最適翼面負荷に関する研究 : 第 1 報, 速度比を変えた 3 種類の羽根車の翼面静圧力比分布について, 日本機械学会論文集, Vol.41(342), pp.502-514.
- [10] 水木 新平, 有賀 一郎, 渡部 一郎, 1975, 遠心羽根車の最適翼面負荷に関する研究 : 第 2 報, 設計点における羽根車流路内の相対流れについて, 日本機械学会論文集, Vol.41(342), pp.515-525.
- [11] Eckardt, D., 1976, Detailed Flow Investigations within a High Speed Centrifugal Compressor Impeller, ASME Journal of Fluids Engineering, Vol. 98, No. 3, pp. 390-402.
- [12] Schodl, R., 1975, A Dual focus Velocimeter for Turbomachine Applications, Von Karman Institute, LS 78, pp. 39.
- [13] Moore, J. and Moore, J. G., 1990, A Prediction of 3-D Viscous Flow and Performance of the NASA-Low-Speed Centrifugal Compressor, ASME 1990 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, Brussels, Belgium, 90-GT-234.
- [14] Hathaway, M. D., Wood, J. R. and Wasserbauer, C. A., 1993, NASA Low Speed Centrifugal Compressor for 3-D Viscous Code Assessment and Fundamental Flow Physics Research, Transactions of the ASME, Journal of Turbomachinery, Vol. 114, pp.292-303.
- [15] Hathaway, M. D., Criss, R. M., Wood, J. R., and Strazisar, A. J., 1993, Experimental and Computational Investigation of the NASA Low-Speed Centrifugal Compressor Flow Field, Transactions of the ASME, Journal of Turbomachinery, Vol.115, pp.527-542.
- [16] Krain, H. and Hoffmann, B., 1996, Aerodynamic of Centrifugal Compressor with Transonic Flow, VKI Lecture Series Flow in Radial Turbomachines.
- [17] Krain, H., Hoffman, B., and Pak, H., 1995, Aerodynamics of a Centrifugal Compressor Impeller with Transonic Inlet Conditions, ASME 1995 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, Texas, USA, 95-GT-97.
- [18] H. Krain and B. Hoffmann, 1998, Flow physics in high pressure ratio centrifugal compressors, Proceedings of the ASME Fluids Engineering Division Summer Meeting, FEDSM98-4853.

- [19] Eisenlohr, G., Dalbert, P., Krain, H., Pröll, H., Richter, F. A. and Rohne, K. H., 1998, Analysis of the Transonic Flow at the Inlet of a High Pressure Ratio Centrifugal Impeller, ASME 1998 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition, Stockholm, Sweden, 98-GT-024.
- [20] Hah, C. and Krain, H., 1999, Analysis of Transonic Flow Fields Inside a High Pressure Ratio Centrifugal Compressor at Design and Off Design Conditions, ASME 1999 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition, Indiana, USA, 99-GT-446.
- [21] Lakshminarayana, B., Horlock, J.H., 1963, Tip-Clearance Flow and Losses for an Isolated Compressor Blade, ARC R&M 3316.
- [22] Yamada, K., Funazaki, K. and Furukawa, M., 2007, The Behavior of Tip Clearance Flow at Near-Stall Condition in a Transonic Axial Compressor Rotor, Proceedings of ASME Turbo Expo 2007, Montreal, Canada, GT2007-27725.
- [23] Schlechtriem, S. and Lotzerich, M., 1997, Breakdown of Tip Leakage Vortices in Compressors at Flow Conditions Close to Stall, ASME 1997 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition, Florida, USA, 97-GT-41.
- [24] Suder, K. L., 1998, Blockage Development in a Transonic, Axial Compressor Rotor, Transactions of the ASME, Journal of Turbomachinery, Vol.120, No.3, pp.465-476.
- [25] Vo, H. D., Tan, C. S. and Greitzer, E. M., 2008, Criteria for Spike Initiated Rotating Stall, Transactions of the ASME, Journal of Turbomachinery, Vol.130, No.1, 011023.
- [26] Yamada, K., Kikuta, H., Furukawa, M., Gunjishima, S. and Hara, Y., 2013, Effects of Tip Clearance on the Stall Inception Process in an Axial Compressor Rotor, Proceedings of ASME Turbo Expo 2013, Texas, USA, GT2013-95479.
- [27] Yamada, K., Tamagawa, Y., Fukushima, H., Furukawa, M., Ibaraki, S. and Iwakiri, K., 2010, Comparative Study on Tip Clearance Flow Fields in Two Types of Transonic Centrifugal Compressor Impeller with Splitter Blades, Proceedings of ASME Turbo Expo 2010, Glasgow, UK, GT2010-23345.
- [28] Higashimori, H., Hasagawa, K., Sumida, K., and Suita, T., 2004, Detailed Flow Study of Mach Number 1.6 High Transonic Flow With a Shock Wave in a Pressure Ratio 11 Centrifugal Compressor Impeller, Transactions of the ASME, Journal of Turbomachinery, Vol.126, No.4, pp.473-481.
- [29] Marconcini, M., Rubecchini, F., Arnone, A. and Ibaraki, S., 2008, Design and Off-Design Numerical Investigation of a Transonic Double-Splitter Centrifugal Compressor, Proceedings of ASME Turbo Expo 2008, Berlin, Germany, GT2008-50759.
- [30] Ibaraki, S., Furukawa, M., Iwakiri, K. and Takahashi, K., 2007, Vortical Flow Structure and Loss Generation Process in a Transonic Centrifugal Compressor Impeller, Proceedings of ASME Turbo Expo 2007, Montreal, Canada, GT2007-27791.
- [31] Eisenlohr, G., Krain, H., Richter, FA. and Valentin, T., 2002, Investigations of the Flow Through a High Pressure Ratio Centrifugal Impeller, Proceedings of ASME Turbo Expo 2002, Amsterdam, the Netherlands, GT-2002-30394.
- [32] Forster, F., Karpinsky, G., Krain, H., Rohle, I., and Schodl, R., 2000, 3-Component Doppler Laser-Two-Focus Velocimetry Applied to a Transonic Centrifugal Compressor, Proceedings of 10th International Symposium on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics, Lisbon, Paper No.7-2.

- [33] Patankar, S. V. and Spalding, D., 1972, A Calculation Procedure for Heat, Mass and Momentum Transfer in Three-Dimensional Parabolic Flows, *Int. J. Heat Mass Transfer*, Vol.15, pp.1787-1806.
- [34] 株式会社シーディー・アダプコ・ジャパン, 2005, STAR-CD 理論マニュアル.
- [35] Spalart, P. R. and Allmaras, S. R., 1994, A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows, *Recherche Aerospatiale*, No. 1, pp.5-21.
- [36] Mangani, L., Casartelli, E. and Mauri, S., 2012, Assessment of Various Turbulence Models in a High Pressure Ratio Centrifugal Compressor With an Object Oriented CFD Code, *Transactions of the ASME, Journal of Turbomachinery*, Vol.134, No.6, 061033.
- [37] Yi, W., Zhi-min, C. and Ji, L., 2014, Numerical Studies on Application of Blended Blade and Endwall Technique on Transonic Centrifugal Compressor, *Proceedings of ASME Turbo Expo 2014*, Dusseldorf, Germany, GT2014-26660.
- [38] S. Kang, 2005, Numerical Investigation of a High Speed Centrifugal Compressor Impeller, *Proceedings of ASME Turbo Expo 2005*, Reno-Tahoe, Nevada, USA, GT2005-68092.
- [39] Guo, G., Zhang, Y., Xu, J., Zheng, X. and Zhuge, W., 2008, Numerical Simulation of a Transonic Centrifugal Compressor Blades Tip Clearance Flow of Vehicle Turbocharger, *Proceedings of ASME Turbo Expo 2008*, Berlin, Germany, GT2008-50957.
- [40] Moore, R. D., Reid, L., 1980, Performance of single-stage axial flow transonic compressor with rotor and stator aspect ratios of 1.19 and 1.26, respectively, and with design pressure ratio of 2.05, *NASA TP 1659*.
- [41] Reid, L., Moore, R. D., 1978, Design and overall performance of four highly loaded, high-speed inlet stages for and advanced high-pressure ratio core compressor, *NASA TP 1337*.
- [42] Chima, R. V., 1998, Calculation of Tip Clearance Effect in a Transonic Compressor Rotor, *Transactions of the ASME, Journal of Turbomachinery*, Vol.120, No.1, pp.131-140.
- [43] Gerolymos, G. A., Vallet, I., 1999, Tip-clearance and Secondary Flows in a Transonic Compressor Rotor, *Transactions of the ASME, Journal of Turbomachinery*, Vol.121, No.4, pp.751-762.
- [44] Yamada, K., Funazaki, K., Sasaki, H., 2008, Numerical Investigation of Relation Between Unsteady Behavior of Tip Leakage Vortex and Rotating Disturbance in a Transonic Axial Compressor Rotor, *ASME TurboExpo2008*, GT2008-50779.
- [45] Dunham, J., 1998, CFD Validation for Propulsion System Components, *AGARD-AR-355*.
- [46] Denton, J. D., 1997, Lessons from Rotor 37, *Journal of Thermal Science*, Vol.6, No.1, pp.1-13.
- [47] 山本一臣, Eulitz, F., Nurnberger, D., Schmitt, S., 1999, Rotor 37 遷音速圧縮機動翼のチップクリアランス流れと衝撃波の干渉, *日本ガスタービン学会誌*, Vol.27, No.5, pp.354-359.
- [48] Sakuma, Y., Toshinori, W., Himeno, T., Kato, D., Murooka, T. and Shuto, Y., 2014, Numerical analysis of flow in a transonic compressor with a single circumferential casing groove: Influence of groove location and depth on flow instability. *Transactions of the ASME, Journal of Turbomachinery*, Vol.136, No.6, 031017.
- [49] Chen, J., Huang, G., Xia, C. and Zhu, J., 2011, Flow Analysis and Improvement of a Micro Transonic Compressor Impeller, *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, California, USA, AIAA 2011-5750.
- [50] Mileshehin, V. I., Startsev, A. N. and Orekhov, I. K., 2003, CFD Design of a 8:1 Pressure Ratio Centrifugal Compressor, *IGTC 2003*, Tokyo, Japan, TS-043.



[51] Erdmenger, R. R., 2016, Influence of Transonic Inducer Design on the Performance of High Pressure Ratio Centrifugal Compressors, 16th ISROMAC, Hawaii, USA.

## 謝辞

本研究は、著者が法政大学大学院工学研究科機械工学専攻博士後期課程に在学中、辻田星歩教授の下で行われたものです。数多くの御指導と御鞭撻を賜った同教授に厚く御礼申し上げます。

本論文の審査において、数多くの御助言と御指摘を下された審査委員の川上忠重教授、林茂教授、御法川学教授に謹んで感謝いたします。

本研究で実施された数値解析とその結果の処理の一部は、法政大学情報メディア教育研究センター所有のハードウェアとソフトウェアを利用して行いました。所長である田中豊教授をはじめ、同センターの関係者の方々に謹んで感謝いたします。

本研究を遂行するにあたり、御協力を賜った法政大学理工学部流体工学研究室の学士課程と修士課程の学生諸氏に謹んで感謝いたします。