

軸流圧縮機の失速特性改善に向けた翼端溝加工の評価

Evaluation of Tip Grooving Effects to Improve Stall Characteristics of Axial-Flow Compressors

航空宇宙工学コース

航空エンジン超音速流研究室 1255034 高島 涼太郎

1. 緒言

航空機用ジェットエンジンにおいては、良好な燃料消費率が求められるとともに、高い安全性が求められる。エンジンは圧縮機、燃焼器、タービンなどの要素から成り⁽¹⁾、圧縮機においては燃料消費率のため、高い全体圧力比と効率が求められ、安全性のため、良好な失速特性が求められる。今日圧縮機には一般に軸流圧縮機が用いられ、多段の動翼と静翼を作動流体が通過することで圧縮する。流量に対する回転数を上げることで圧力比の向上が可能となるものの、事故の危険を有する失速を招く。

失速の対策として、動翼翼端に存在する間隙を高圧側から低圧側に漏れる流れが失速特性に影響を与えることに着目し、ケーシングに溝を加工することで、失速特性を向上するケーシング・トリートメント⁽²⁾が実用化されているが、効率の低下というデメリットを有している。

そこで本研究ではケーシングに代わり翼翼端に溝を加工することで効率の低下を抑えた失速特性改善手法の提案を目的とする。

2. 研究方法

軸流圧縮機動翼列の翼翼端に加工した溝による失速特性の変化を調査するため、翼翼端に溝加工のない翼と単純な形状の溝を持つ翼に関して数値計算と、風洞を用いた翼翼端内側の流速の計測と翼面圧力の計測を行った。

研究対象は翼列に対する翼翼端流れを計測するため、遠心力やコリオリ力の影響を排除できる直線翼列風洞を用いた。

単純な翼翼端溝付き翼のモデルとして図 1 に示す前縁から 2[mm] (2.5%Chord) の位置に中心を持つ幅 2[mm] (2.5%Chord) 深さ 4[mm] (5%Chord) の溝を翼弦に対して垂直に加工した翼を対象とした。

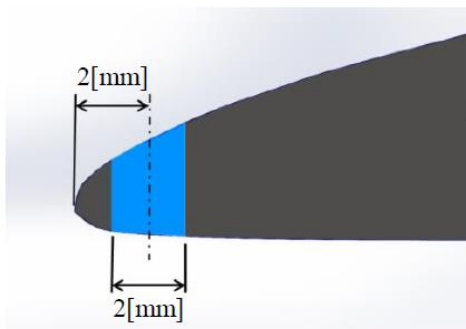


Fig. 1 Detail of blade tip treatment.

3. 風洞実験

3.1 実験機器

3.1.1 風洞

使用した風洞の外観を図 2 に示す。当該風洞は流入角を無段階で変更できる直線翼列取り付け部を有する低速吹き出

し風洞で、風速はインバーター制御により無段階に制御できる。最大流速は 40[m/s]であり、本実験では主流速度を 38[m/s]とした。

3.1.2 翼

使用した翼列は翼型が NACA65-810 で、スパン 180[mm]翼弦長が 80[mm]、ピッチが 80[mm]の弦節比が 1 の翼列で 7 枚の翼により構成される。中央 3 枚の翼は翼翼端が取り外せる構造であり、図 3 に示す溝加工のない翼翼端と、図 4 に示す溝加工を施した翼翼端が取り替え可能な構造となっている。



Fig. 2 Linear cascade wind tunnel.

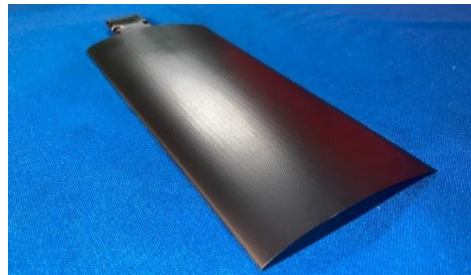


Fig. 3 Normal blade.



Fig. 4 Blade tip treated.

3.1.3 可動壁

回転する動翼を動かない直線翼列に固定した際に翼翼端とケーシングの相対運動を模擬するために使用する。図 5 に示すベルト部分が移動することでケーシングを再現している。ベルトの運動方向は翼列の流入角に合わせて変更でき、ベルトの移動速度は任意に調整でき、移動速度 V_w は流入角 β と主流速度 U を用いて(1)式により求められる速度で運転した。

$$V_w = U \sin \beta \quad (1)$$

3.1.4 レーザードップラー流速計 (LDV)

翼端隙間の流速計測は図 6 に示す非接触で計測が可能である日本カノマックス社のレーザードップラー流速計 SmartLDV II を用いた。

3.1.5 翼面圧力計測翼

翼面圧力計測用に作成した圧力測定孔付き翼を図 7 に示す。翼端からスパンの 11%, 17%, 44%の 3つの位置において翼面圧力の計測が可能であり, 各スパン位置において片面 12 点, 両面 24 点の計測点を持ち, 全 72 点で計測を行う。

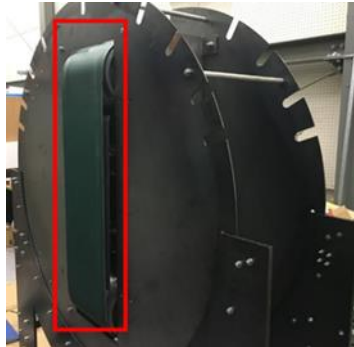


Fig. 5 Moving wall.



Fig. 6 Laser Doppler Velocimeter.



Fig. 7 Pressure measuring blade.

3.1.6 多点圧力計

圧力計測には図 8 に示す 16 点の圧力を同時に計測可能である Scanivalve 社の DSA3217/16Px を使用した。



Fig. 8 Pressure sensor array.

3.2 実験条件

3.2.1 翼端隙間流速計測

翼端漏れ流れの計測のため, 7 枚の翼列の中央に位置する

上から 4 枚目の翼の翼端隙間におけるスパン方向の流速を計測した。計測範囲は図 9 に示すように翼弦線を基準として鉛直上方向に 5mm, 下方向に 15mm とり, 翼後縁から 10mm, 前縁から 5mm とった範囲を計測した。翼端隙間は 3.5mm あり, そのうち翼から 2.5mm の位置を計測した。翼根から翼端へ向かう方向の流れを正, 翼端から翼根へ向かう方向の流れを負として計測した。計測に際して, 上の翼や可動壁などの障害物にレーザーが遮られないように図 10 に示すように主流方向に 72 度, スパン方向に 2.8 度傾けて LDV を設置している。計測は流入角 45 度, 50 度, 52 度の 3つの角度に対して翼端溝の有無ともに調査した。得られた結果は主流流速によって無次元化を行った。

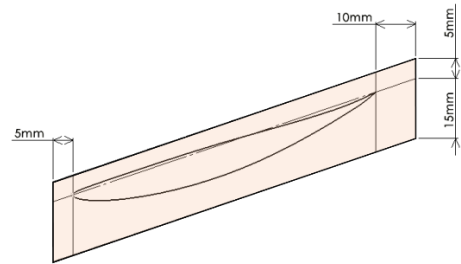


Fig. 9 Measurement area of tip leakage flow.

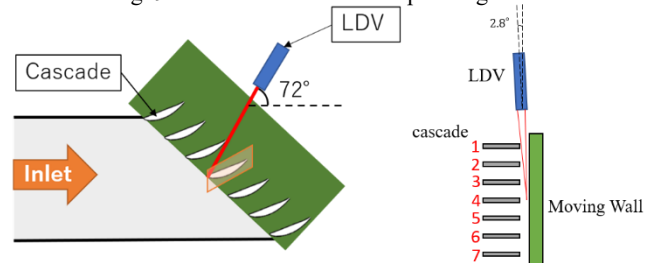


Fig. 10 Measurement position of LDV.

3.2.2 翼面圧力計測

翼端溝の有無が翼面圧力に及ぼす影響を調査した。計測は流速計測と同様に流入角 45 度, 50 度, 52 度の 3つの角度に対して翼端溝の有無ともに調査した。

3.3 実験結果

3.3.1 流速計測結果

流入角 45 度の溝なし翼の計測結果を図 11, 溝あり翼の結果を図 12 に示す。全体的に共通する傾向として翼の圧力面側で翼根から翼端へ向かう正の流れがあり, 翼の負圧面側では翼端から翼根へ向かう負の流れがある。また, 翼弦付近でこれらの流れの向きが入れ替わっていることから, これは翼圧力面の高压側から負圧面の低压側に翼端隙間を通過して流れ込む翼端漏れ流れであると考えられる。

翼端溝の有無による全体的な差異として, 溝を付けることで翼面付近での流速が遅くなった。これは翼端溝によって翼端隙間が増加したことにより翼面の圧力差に対する流路の幅が増えたことで流速が遅くなったものと考えられる。部分的な差異として X 軸-68mm, Z 軸-25mm の位置から X 軸-35mm, Z 軸-28mm にかけて現れた流速が負の分布が, X 軸-63mm, Z 軸-23mm から-35mm, Z 軸-28mm にかけて現れ, 角度が翼弦に対して垂直な方向に近づいた。加えてこれらの分布の後方に現れる流速が負である領域の流速の絶対値が大きくなった。この分布が表れた付近を図 13 に示す溝あり (図 11)の分布から溝なし (図 12) の分布を減じたもので見た場合, 負圧面の前縁付近からコード方向に流速が増加した部分と, 増加しない, あるいは減少した分布が交互に現れる特徴的な分布が見られた。これは渦を軸に平行な平面で切断し

実際の分布に類似していることから、溝前方の翼前縁部分で発生した翼端渦が溝により負圧面に離脱した渦と、圧力面側の溝後部の先端に生じると考えられるよみ点付近から生じる翼端渦が、溝内部を後部の壁面に沿って流れた流れが、曲率が無限大に近くなる溝出口で剥離を伴い低圧となる流れに引かれ、早期に離脱した渦の2本の渦が干渉した流れであると考えられる。

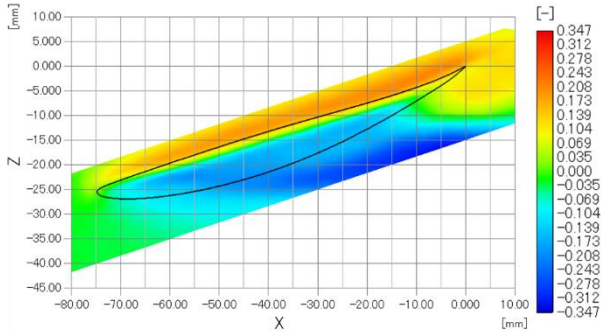


Fig. 11 LDV measurement result with normal blade ($\beta = 45^\circ$).

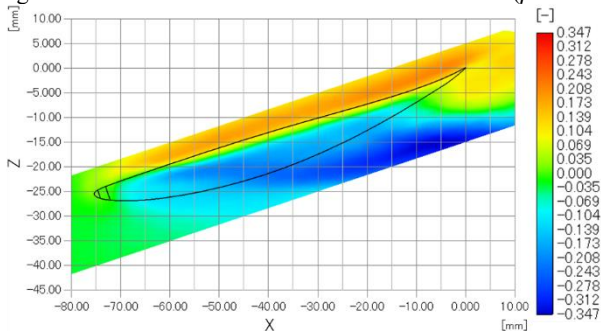


Fig. 12 LDV measurement result with tip treated blade ($\beta = 45^\circ$).

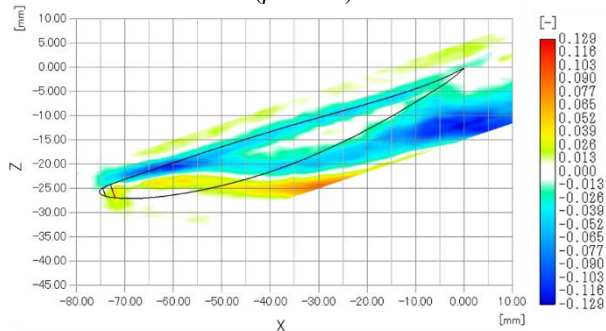


Fig. 13 Effect of tip treatment on tip leakage flow ($\beta = 45^\circ$).

流入角 50 度の際の溝なしの結果を図 14、溝ありの結果を図 15 に示す。流入角 50 度の流れ場では、流入角 45 度の際に 50%コード以降で見られた翼の負圧面側の翼根へ向かう流れが計測できていない。これは、迎角が増えたことにより翼面圧力差が増えたことに加え、翼端間隙に流入する流れの翼弦に垂直な成分が増えたことで、翼負圧面から早期に離脱し、離れた位置で翼根に向かう流れが発生したために、計測範囲に収まらなかったためであると考えられる。

翼端溝の有無による差のうち流入角 45 度の際と異なる部分として、X 軸-40mm から-10mm にかけて流速が正の分布が表れ、X 軸-5mm から 10mm にかけて翼負圧面で見られる流速が正の領域が翼端溝を付けることで小さくなった。後縁付近の領域は翼の剥離領域であると考え、翼負圧面中央付近でより強い渦が翼面を流れることにより、剥離領域が縮小したと考える。

流入角 52 度の際の溝なしの結果を図 16、溝ありの結果を

図 17 に示す。流入角 52 度においては、全体的な流れとして 50 度の際に計測不能であった翼の負圧面側の翼根へ向かう流れが計測された。これは流入角 52 度の場合には後述する揚力係数より失速後の流れ場であると考えられることから、失速により翼面圧力の差が低下し翼端渦の離脱が遅れたためであると考えられる。52 度においても翼負圧面側後縁付近の流速が正の分布が翼端溝ありの場合で小さくなっていることから剥離の成長をある程度抑えられていると考える。

以上のことから翼端溝により翼端漏れ渦を制御し下流の流れを変化させることが可能であると考えられる。

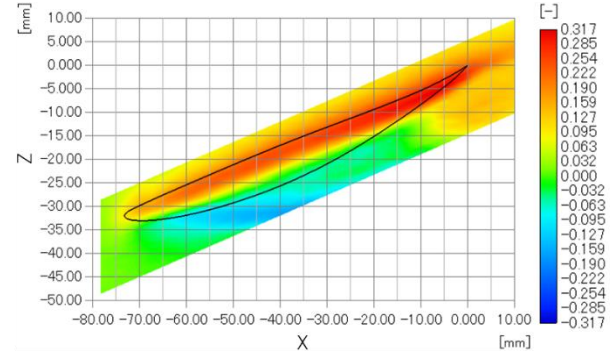


Fig. 14 LDV measurement result with normal blade ($\beta = 50^\circ$).

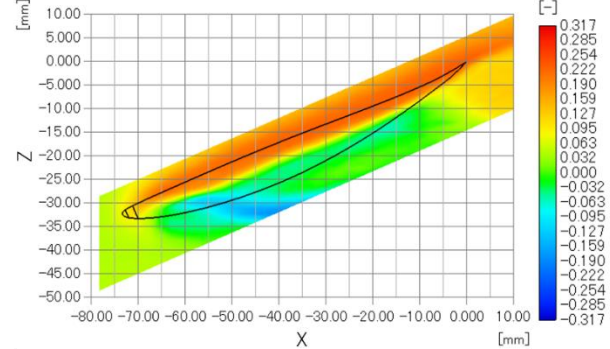


Fig. 15 LDV measurement result with tip treated blade ($\beta = 50^\circ$).

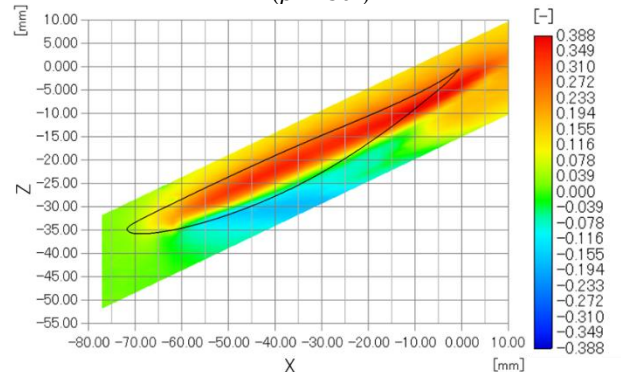


Fig. 16 LDV measurement result with normal blade ($\beta = 52^\circ$).

3.3.2 圧力計測結果

図 18 に流入角 45 度、図 19 に流入角 50 度、図 20 に流入角 52 度の翼面圧力分布を示す。圧力は主流全圧と主流動圧を用いた式(2)を用いて無次元化を行った。また、翼前縁は主流全圧と等しく、翼後縁は大気圧と一致すると仮定している。

全体的に翼端に溝を加工することで負圧面側(圧力係数が高い側)では圧力係数が低下し、圧力面側(圧力係数が低い側)では前縁付近では 11%スパン位置で上昇し、それ以外のスパンで低下する傾向が見られた。流入角 45 度では、翼端溝なしの時に 31%コード位置で見られる圧力係数の上昇が溝を

加工することで見られなくなった。

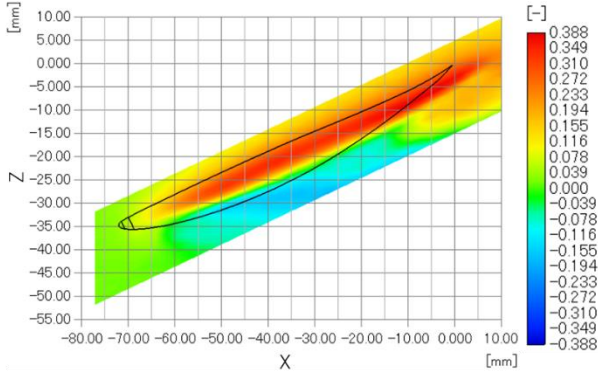


Fig. 17 LDV measurement result with tip treated blade ($\beta = 52^\circ$).

圧力係数の上昇は圧力の低下を意味していることから、11%スパン位置における前縁付近の圧力係数の上昇は翼端溝に翼面の流れが流れ込んだことにより、流速が増加し圧力が低下したことが原因であると考えられる。

流入角 52 度においては負圧面側の 50% コードより後縁側で翼端溝を設けた場合に、より圧力係数の低下が緩やかになっており、翼負圧面の剥離領域が抑えられていると考えられる。

図 21 に圧力係数より計算した揚力係数を示す。すべての角度で翼端に近い計測個所で揚力が低い値を示した。これは翼端流れによる揚力の低下であると考えられる。さらに、失速前の流入角 45 度、及び 50 度では翼端溝ありの場合に翼端での揚力低下がより大きかった。これは翼端溝による揚力の低下であると考えられる。

揚力係数で見た場合、流入角 52 度における揚力係数の低下が抑えられていたことから、対象とした翼端溝モデルは若干の失速特性改善効果を有していたと考えられる。

$$C_p = \frac{P - p_t}{q} \quad (2)$$

P: 主流全圧, p_t : 計測点静圧, q: 主流動圧

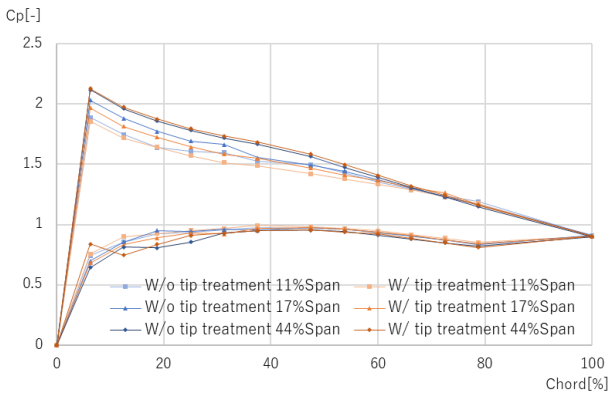


Fig. 18 Surface pressure measurement result ($\beta = 45^\circ$).

4. 数値計算

4.1 数値計算の概要

計算ソフトには JAXA が開発中の三次元圧縮性流体ソルバーである UPACS(Unified Platform for Aerospace Computational Simulation) 2.0 を使用した。支配方程式にレイノルズ平均ナビエ・ストークス方程式を用い、乱流モデルに Spalart-Allmaras を使用した。

計算対象として直線翼列の 1 流路を設定し、翼端間隙は実験と同様に 3.5mm を模擬し、翼端側の壁は運動し、翼根側の壁は固定壁を使用している。計算条件は流入速度 40m/s の際を基準に作成している。

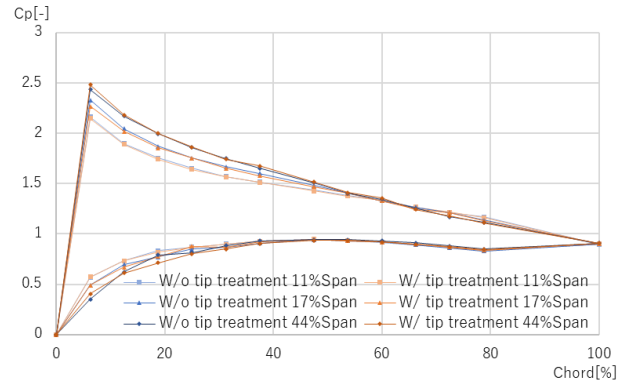


Fig. 19 Surface pressure measurement result ($\beta = 50^\circ$).

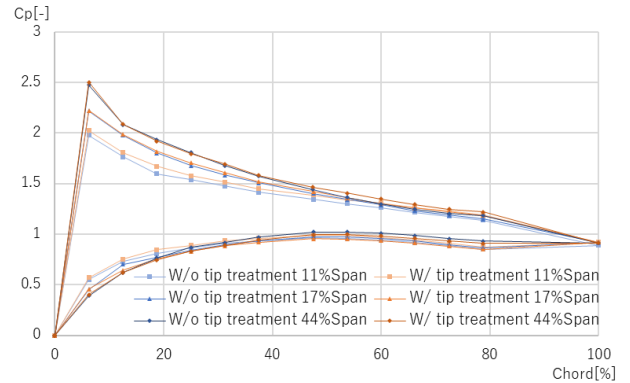


Fig. 20 Surface pressure measurement result ($\beta = 52^\circ$).

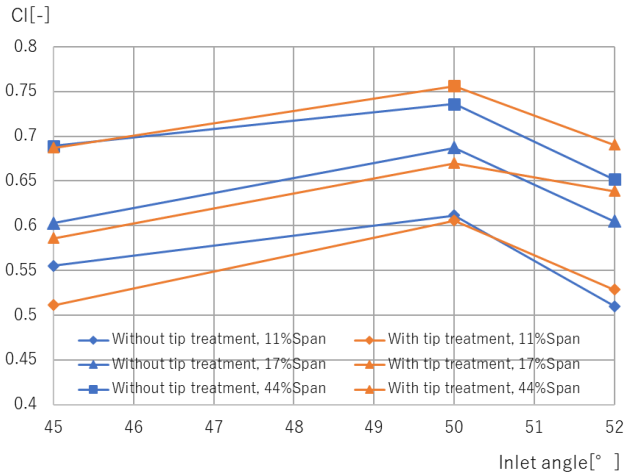


Fig. 21 Effect of tip treatment on lift coefficient.

4.2 実験との比較

流入角 50 度において風洞実験と同様の翼端から 2.5mm の位置での LDV の計測方向と一致させた流速分布を図 22、図 23 に示す。図 22 は翼端溝なし、図 23 は翼端溝ありである。

流入角 50 度の翼負圧面側では計算結果と実験結果の流速がおおむね一致している部分が存在するが、圧力面側では数値計算の流速が低く出力された。加えて翼端溝の有無による変化が実験結果ほど顕著でなく、翼端間隙と翼端溝による流速による影響が過小評価されていると考えられる。

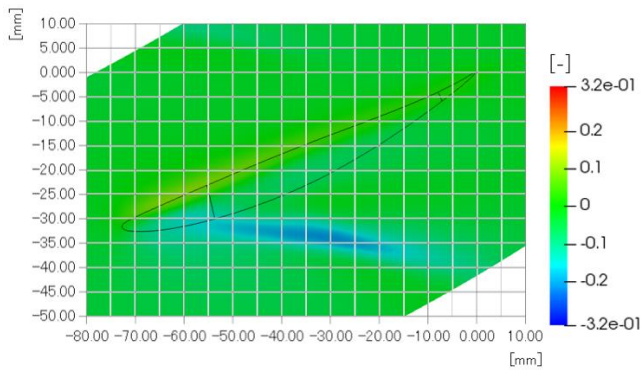


Fig. 22 simulation result with normal blade.

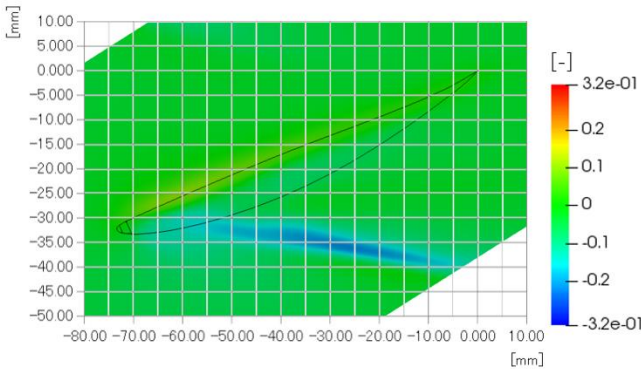


Fig. 23 simulation result with tip treated blade.

流入角 50 度の際の 44% スパン位置における翼面圧力分布を図 24 に示す。全体的な傾向として、実験結果の圧力係数が全体的に高く出ている。しかし、概形に関してはおおむね一致した。翼面圧力が全体的に高く出ていることについては、実験における主流全圧の計測の計測位置が計算と異なり、翼の前縁より 1m 程度前方となっていることから、全圧が高くなり値が大きくなったと考えている。

翼端溝の有無による流れ場の差異は、計算結果と実験結果が異なり、数値計算では翼端溝あり翼の翼面圧力分布が、翼端溝なし翼より悪化していた。これは、翼端隙間の流速が一致しなかったことと合わせて、翼端隙間を流れる流れが過少評価され、翼端溝の効果が実験より過小評価されたためであると考えられる。

図 25 に示す流入角 52 度における翼面圧力では、概形が異なる分布となった。これは、圧力分布から、数値計算で失速が先行して起きたためであると考えられ、失速が履歴現象であるために実験と異なる履歴を持つために生じたものであると考えられる。

対象とした溝モデルの効果を数値計算で定量的に評価することは難しいと考えるが、溝による流れ場への影響を定性的に評価することはある程度可能であると考えられる。

4.3 翼端漏れ渦と翼端漏れ流れの観測

実験結果から翼端溝により特に影響があったと考えられる翼端漏れ渦の観察と考察を行う。

図 26 に示す流入角 45 度の翼端溝なしのモデルでは翼弦付近で翼端漏れ渦が停滞していることが見られたが、翼端溝ありモデルでは、図 27 に示すように前縁部分から生じる渦は翼端隙間で停滞せず、翼負圧面に流出し、渦を巻きながら翼面に沿って流れた。代わりに図 28 に示すように溝後方から停滞する翼端渦が見られた。しかしながら、停滞している距離は短く、翼端溝なしと比べて翼端漏れ渦が翼端隙間から早期に離脱した。これは翼前縁で生じた翼端漏れ渦は、溝を流れる流れにより引きずられることで翼背面に流出し、溝後方

の圧力面側で生じた渦は負圧面に流出した渦と翼圧力面から流入する翼端漏れ流れにより負圧面側に流す力が強くなり、早期に流出したと考える。

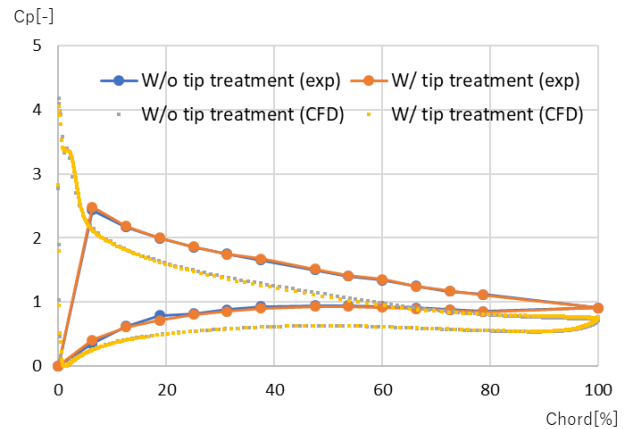


Fig. 24 Surface pressure distribution at 44% span ($\beta = 50$).

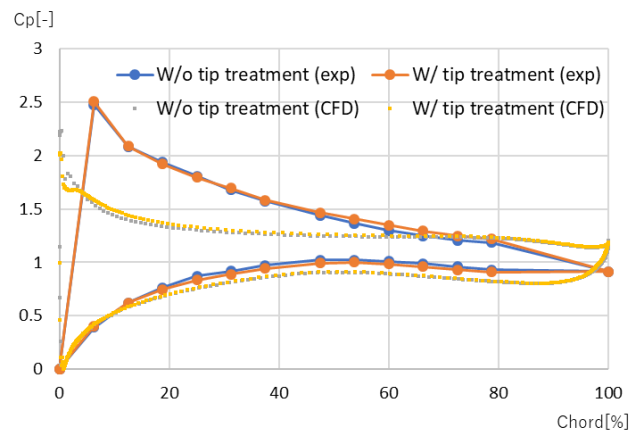


Fig. 25 Surface pressure distribution at 44% span ($\beta = 52$).

これらの流れは圧力が高い流れであると考えられ、揚力の低下を発生していると考えられる。しかし、この流れが翼面付近を流れることで、負圧面の境界層における速度交換を行い失速特性の向上に寄与したと考える。

以上のことから、翼端漏れ渦を翼端隙間に保持することで、全圧の高い流れの流出を防ぎ、翼負圧面後縁付近に翼端漏れ渦を誘導することで剥離領域付近での境界層成長を防ぐような溝形状とできると効率低下を抑えた良好な失速特性を得られると考える。

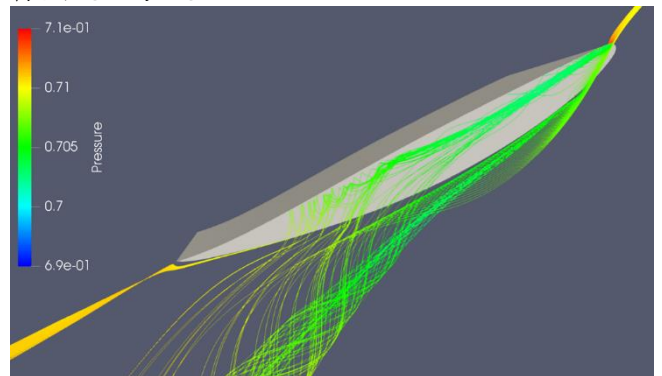


Fig. 26 Tip leakage vortex with normal blade.

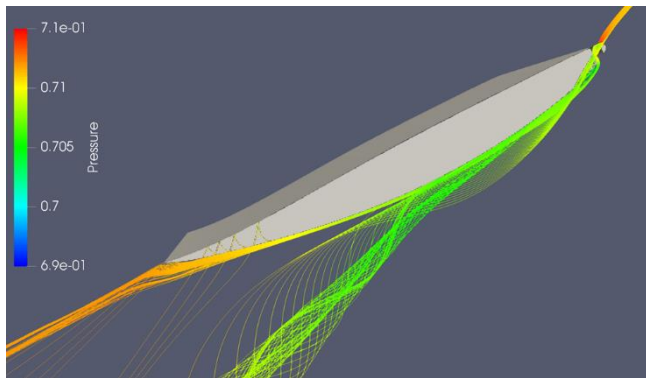


Fig. 27 Tip leakage flow with tip treated blade.

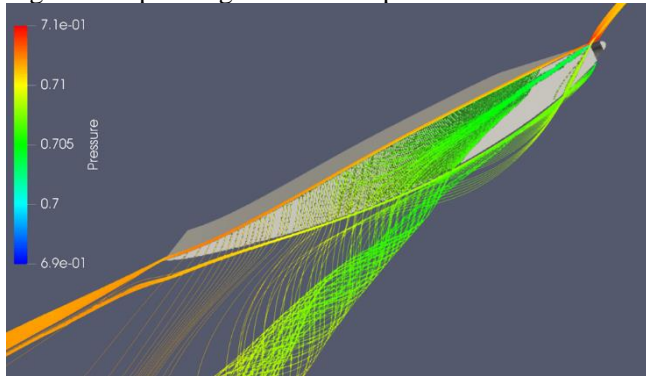


Fig. 28 Tip leakage vortex with normal blade.

5. 結言

本研究では翼端溝による軸流圧縮機の失速特性改善を目標に翼端漏れ流れの流速分布及び圧力分布を計測し、翼端溝の有無による違いを比較した。

流速分布の計測では翼端溝付近の背面側で渦によるものと考えられる特徴的な流れの変化が見られた。これを数値計

算で確認した結果、前縁で生じた渦が溝によって離脱する流れと、溝の後ろで渦が生じる流れが見られた。

翼面圧力では流入角 52 度の際に翼背面の圧力係数が良好に変化し、揚力係数で見た際に失速時の揚力低下が緩やかになっており、若干の失速特性向上効果があったと考えた。

しかし数値計算では失速特性の向上は見られず、実験による正確な揚力係数の計測と、翼端間隙の計算に最適な乱流モデルの設定を検討する必要があると考えた。

数値計算の観察の結果、翼端溝を加工することで、翼端漏れ渦の離脱が早まり、離脱後の翼端漏れ渦が強くなる現象が見られ、これにより損失が大きくなったと考えた。

今後は揚力係数の計測精度の向上に加え、数種類の溝モデルについて実験と計算を行い、翼端漏れ流れを分析することで、溝形状と翼端漏れ流れに与える影響の関係を調査し、得られた知見をもとに良好な失速特性を示す翼端溝モデルの提案につなげる必要がある。

6. 謝辞

CFD コード UPACS を使用させていただくにあたり JAXA の山本一臣氏、賀澤順一氏には貴重な御助言を頂戴した。ここに感謝の意を表す。

文献.

- (1) 公益社団法人 日本ガスタービン学会, ガスタービン工学, 2017.
- (2) 山口信行, “ケーシング・トリートメント”, ターボ機械協会, 1984.
- (3) 山本一臣, 他, “CFD 共通基盤プログラム UPACS の開発”, 第 14 回数値流体力学シンポジウム, 2000.
- (4) H. K. Versteeg, An Introduction to Computation Fluid Dynamics, Second Edition.
- (5) 谷一郎, 他, 流体力学実験法, 岩波書房, 1977