

圧縮機翼列の翼端漏れ流れ制御による失速特性改善

Stall characteristics improvement by tip leakage control of compressor cascade

知能機械システム工学コース

航空エンジン超音速流研究室 1225004 伊志嶺 朝史

1. 序論

ジェットエンジンの燃料消費率は常に改善されてきた。燃料消費率は熱効率、伝達効率、推進効率の3つの効率に関わっている。熱効率を向上させる方法の一つに圧力比の上昇がある。燃料消費率は1960年代と比べて近年では4割ほど低下したのに対し、全体圧力比は5~6倍ほど上昇している⁽¹⁾。燃料費の高騰や環境への配慮などにより、今後も燃料消費率の改善は求められ、圧力比は引き続き向上していくことが予想される。

ジェットエンジンの圧力を上昇させる要素は圧縮機であり、軸流圧縮機が多く用いられる。軸流圧縮機は回転軸に設置された動翼とケーシングに取り付けられた静翼の間を空気が通る事により、圧力が上昇する。動翼と静翼の一組は段と呼ばれる。軸流圧縮機において圧力比を上げるには、段数を増加させる方法と一段当たりの仕事を増加させる方法がある。段数を増加させると重量の増加につながり、機体全体の燃料消費率の悪化を招く。そのため、一段当たりの仕事を増やすことが重要である。

一段当たりの仕事を増やすには、流量に対する回転数を上げることが有効である。しかし、圧縮機は一定の回転数を維持したまま流量を減少させていくと、ある圧力比に達したところで、圧縮機内部の空気が激しい振動を起こす。この現象はサージングと呼ばれ、故障の原因となる。そのため、軸流圧縮機の運転条件はサージングが発生しない領域に限定される。しかし、前述したように圧力比の向上には、少ない流量を高い回転数で圧縮する必要があるため、サージングが発生しない領域を増やし運転領域を拡大することが必要である。

サージングの発生を抑制するには、圧縮機動翼の失速を防ぐ必要がある。失速を抑制する手法として、ケーシングトリートメントという手法が既に実用化されている。これはケーシング内側に溝を掘り、動翼から発生する翼端漏れ流れと干渉させることにより、失速特性を改善する。しかし、ケーシングトリートメントは性質上、溝を掘ることにより隙間が増加する。そのため、隙間が増加するほど、損失が増え効率および圧力比が低下する。そこで、ケーシングではなく翼端に溝を掘ることで漏れ流れに同様の働きをさせることを考えた。これにより、溝による隙間の増加を抑えることができ、圧力比および効率への影響を抑えることが期待できる。よって、翼端への溝の追加による翼端漏れ流れの制御による失速特性の改善を本研究の最終目標とした。

2. 研究方法

先行研究において実験環境の整備及び基礎的な計測⁽²⁾⁽³⁾を行った。本研究では初めに実験と数値解析の結果をNACAのHerringらの実験データ⁽⁴⁾と比較した。次に翼列の基礎的なデータの収集として、失速点の調査と翼端漏れ流れの計測を行い、解析結果と比較した。その後、数値解析を用いて、失速特性改善に向けた翼端部への溝加工が失速に及ぼす影響について調査した。翼端へ溝を追加した翼の実験は今回実

施していない。

2.1 実験装置

2.1.1 直線翼列風洞

先行研究にて製作された直線翼列風洞を用い実験を行った。風洞外観を図1に示す。試験翼はNACA65-810翼型の翼弦80mm 翼幅180mmの矩形翼を用いた。試験翼は片持ち構造となっており、翼端側に隙間を設けることができる。



Fig. 1 Linear cascade wind tunnel

2.1.2 可動壁

軸流圧縮機における翼端と壁面の間の流れに近づけるため、直線翼列風洞と可動壁装置を組み合わせた。可動壁装置は側面にムービングベルトが配置され、図2のように傾けることができる。

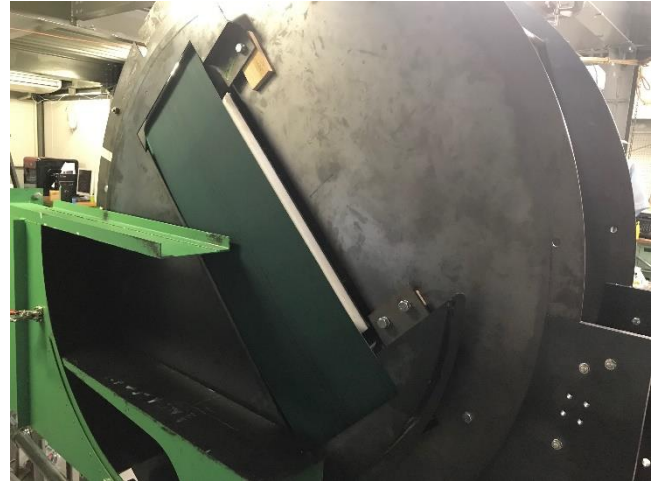


Fig. 2 Moving belt

2.1.3 静圧計測孔付き試験翼

翼表面の静圧を計測するため、図3の静圧孔付き試験翼を用いた。背面に10点、腹面に9点の計測孔があり、チューブを微差圧計に接続し圧力を計測する。



Fig. 3 Static pressure measurement vane

2.1.4 レーザードップラー流速計

翼端間隙の漏れ流れは、微小な流れであるため計測による流れへの影響を最小限に抑える必要がある。そこで、流れの非接触計測が可能なレーザードップラー流速計(KANOMAX社製)を用いた。

2.2 数値解析

解析ソフトには JAXA が開発した三次元圧縮性ソルバーである UPACS(Unified Platform for Aerospace Computational Simulation)のバージョン 2.0 を使用した。なお、非定常な渦が発生するケーシングトリートメントと違い、翼端による溝加工では定常な渦の発生が予想されるため定常計算とした。支配方程式はレイノルズ平均ナビエーストックス方程式を用い、乱流モデルには Spalart-Allmaras を用いた。

2.3 計算対象

翼列の一流路をモデル化し、その上下面を周期境界条件とした。翼前縁・後縁より 0.25chord 長の領域を O 型格子とし、流入・流出面は翼周りのメッシュから 2chord 長さの距離があり、格子は H 型格子とした。図 3 にメッシュの概要を示す。

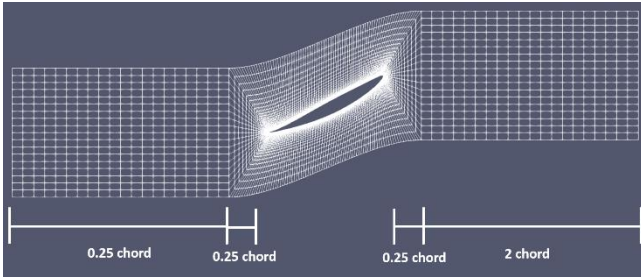


Fig. 4 Analysis model

3. 風洞実験

3.1 翼表面静圧計測

翼表面の圧力を計測し、NACA の二次元翼列試験における圧力係数分布と比較した。その後、圧力係数から揚力係数を導出し失速点を求めた。

3.1.1 実験条件

食違い角 26.3 度、翼間のピッチは 80mm の 7 枚の翼列の 4 枚目に静圧計測孔付き試験翼を設置した。風速は 40m/s、レイノルズ数 2.13×10^5 である。微差圧計によるサンプリング周期は 1 秒で 50 回計測した値の平均値を値とした。

3.1.2 結果

計測した圧力 p_l と主流の全圧 P および動圧 q を式(1)に代入し圧力係数 C_p を導出した。流入角 30 度と 45 度での圧力係数分布を図 5 と図 6 に示す。

$$C_p = \frac{P - p_l}{q} \quad (1)$$

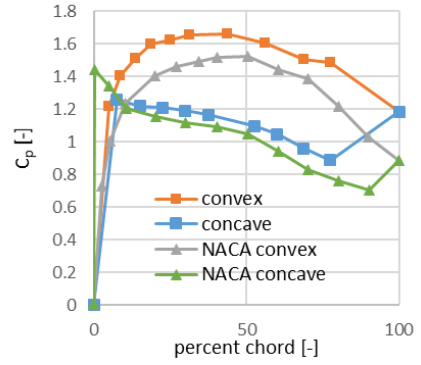


Fig. 5 C_p diagram (inlet angle = 30°)

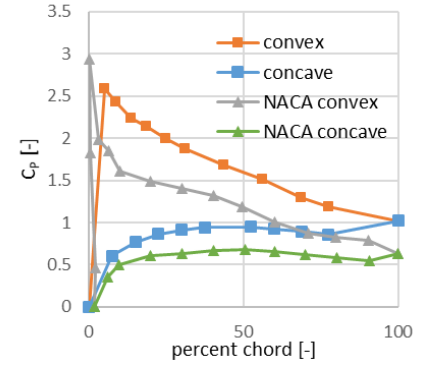


Fig. 6 C_p diagram (inlet angle = 45°)

NACA と比較すると、どちらの流入角においても圧力係数は高く、腹面よりも背面で圧力係数の差が顕著である。

次に、計測した圧力を翼弦方向に垂直な成分 p_n と平行な成分 p_f に分け、式(2),(3)に代入し翼弦方向に積分した値 C_n と C_c を求めた。この C_n と C_c から式(4)を用いて揚力係数 C_L を導出した。

$$C_n = \frac{1}{q} \int \frac{\Delta p_n dx}{c} \quad (2)$$

$$C_c = \frac{1}{q} \int \frac{\Delta p_f dy}{c} \quad (3)$$

$$C_L = C_n \cos \alpha - C_c \sin \alpha \quad (4)$$

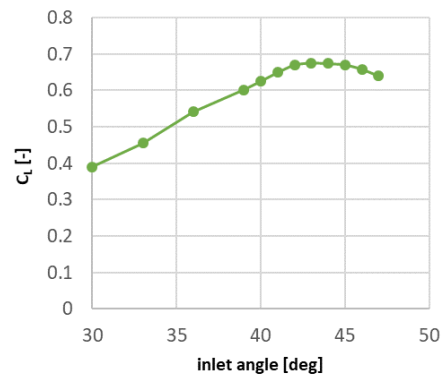


Fig. 7 Lift coefficient in experiment

流入角 42 度から揚力係数は横ばいとなり、流入角 45 度以降で減少した。よって流入角 45 度が失速点と判断した。

3.1.3 考察

式(1)で定義された圧力係数は、翼表面の流速が高いほど圧力係数が高い。そのため、NACA の実験結果と比べると翼表面上の流れが速いことがわかる。その理由として、翼列上流の流れに分布が生じたためではないかと考えた。流れに偏り

が生じると上下の翼の生成する圧力が不均一となる。上下の翼による圧力が本来のものより低い場合、流れを減速させることができなかったと考えた。

3.2 翼端流れのLDV計測

翼端と壁面との間に発生する流れを計測し、壁面の稼働による流れの変化を調査した。

3.2.1 実験条件

実験に用いた翼列は食違い角 22.3 度、ピッチは 80mm である。ベルトや翼にレーザー光を遮られることを防ぐため、図 8 に示すようにプローブを鉛直方向から 2.8 度傾けて取り付けている。そのため、スパン方向から約 2.8 度鉛直上向きに傾斜した翼端流れを計測した。翼端とベルトとの間隙は 3.5mm あり、ベルト駆動時のベルト表面速度は 10m/s である。計測面は翼列を構成する 7 枚中 4 枚目の翼の翼端から 2.8mm ベルト側の面とした。なお、鉛直方向からレーザー光を照射すると 3 枚目の翼の後縁にさざぎられる領域が存在するため、計測できた領域は前縁部から翼弦長で表すと 1/4 以降の領域である。

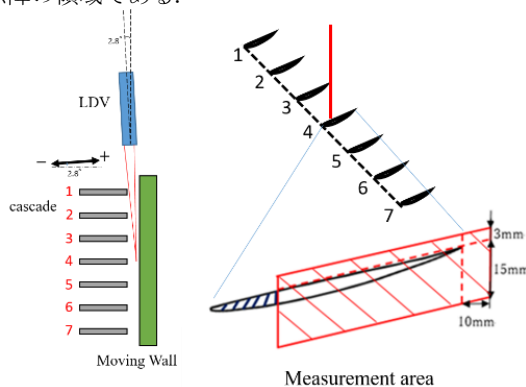


Fig. 8 Measurement with Laser Doppler Velocimetry

3.2.2 結果

図 9 にベルトが停止した条件と駆動した条件での流れの流速分布を示す。翼との位置関係を明確にするため翼の外形を加えている。翼端から壁側に向かう流れを正、壁側から翼端に向かう流れを負の値として表している。

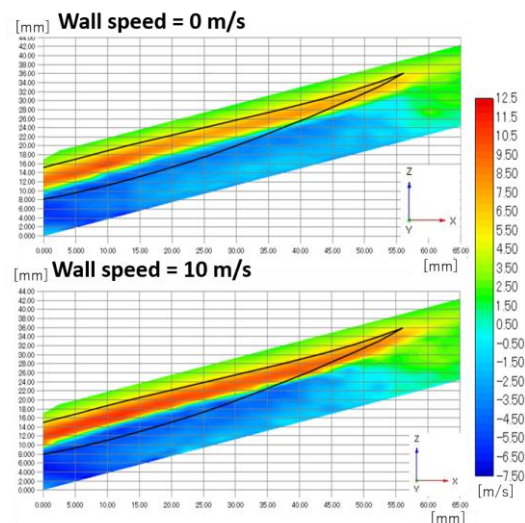


Fig. 9 Velocity distribution

どちらの条件においても腹面において壁方向への流れ、背面では壁から翼端側への流れを確認し、翼端流れの発生を確認できた。ベルトの稼働によってベルト表面に誘起された流れが、翼端間隙を通過する流量を増加させたため、

正圧面上と負圧面上の計測位置 0~50mm、すなわち翼弦長の約 20~90%の領域において速度の絶対値が増大し、翼端流れ渦が大きくなったと判断した。また、それ以降の領域において速度が壁面方向に大きくなっており、ベルトの運動によって流れが引きずられていることがわかる。

3.2.3 考察

ベルトの稼働により流れの増加が確認できたが、非常に微小な増加であり、増加した流れは翼端の非常に狭い領域でしか影響を及ぼさないと考えられる。そのため、壁面の稼働による翼端流れの増加が失速特性へ及ぼす影響はごく微小であると考えられる。

しかし、実験では流入速度は 30m/s、ベルトの周速は 10m/s である。ベルトの周速 U は本来の軸流圧縮機の環境を模擬すると流入速度 V 、流入角 θ を用いて(5)式により導出され、21m/s 必要である。ベルトの周速が低い場合、今回確認された流れの変化は微小であったと考えられる。また、実際の軸流圧縮機では今回の実験条件より、主流、周速ともに高く、生じる翼端流れは大きいはずである。そのため、軸流圧縮機では翼端流れが翼スパンのより広い領域まで生じ、翼全体の失速点を上昇させる可能性がある。

$$U = V \times \sin \theta \quad (5)$$

4. 数値解析

実験では確認することが難しい翼周りの流れを予測するため、数値解析を用いた。初めにスパンの影響を無視した二次元モデルを用い、NACA の実験データと比較を行い、解析の信頼性を検証した。その後、翼端間隙がないモデルとあるモデルを作成しスパン方向の影響と流れの影響を調査した。また、実際の軸流圧縮機の運転条件に近づけるため、翼端に面する壁面を運動させ、翼端流れの変化を調査した。

4.1 解析条件

食違い角 26.3 度、ピッチは 80mm の翼列に主流速度 40m/s の流れを与える。

4.2 結果

圧力係数 C_p と揚力係数 C_L を導出し評価を行った。

4.2.1 二次元モデル

流入角 30,45 度における圧力係数分布を図 10 と 11 に示す。比較のため NACA の実験データを加えている。

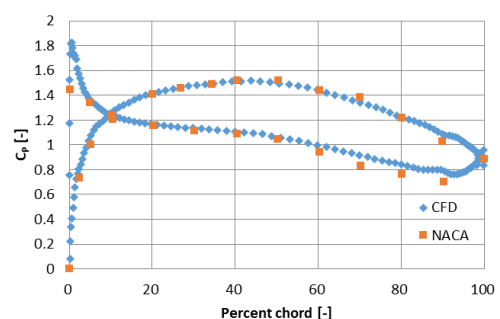


Fig. 10 C_p diagram (inlet angle = 30°)

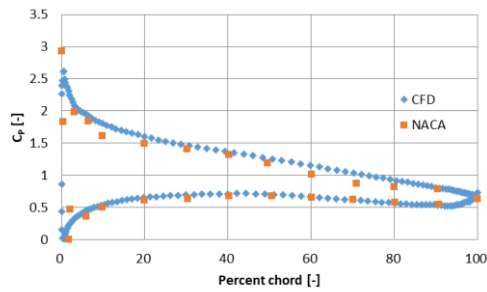


Fig. 11 C_p diagram (inlet angle = 45°)

流入角 30 度では NACA の翼列試験データと圧力係数は翼弦の全域において近似である。流入角 45 度の前縁の圧力係数には差が生じているが、解析は翼周りの流れを十分に予測できていると判断した。

4.2.2 翼端間隙なしモデル

実験に用いた試験翼と同じく 180mm のスパンを持つモデルを作成し、スパン中央において揚力係数と失速点を求めた。図 12 に揚力係数の変化を示す。

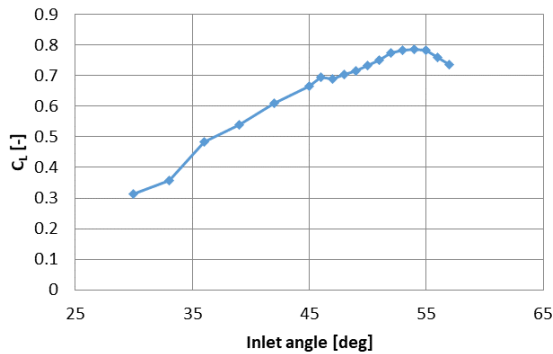


Fig. 12 Lift coefficient (no clearance model)

流入角 55 度以降は揚力係数が減少に転じたことから、流入角 55 度が失速点であると判断した。図 13 に失速点前の流入角 54 度における圧力と流線を、図 14 に圧力係数分布を示す。

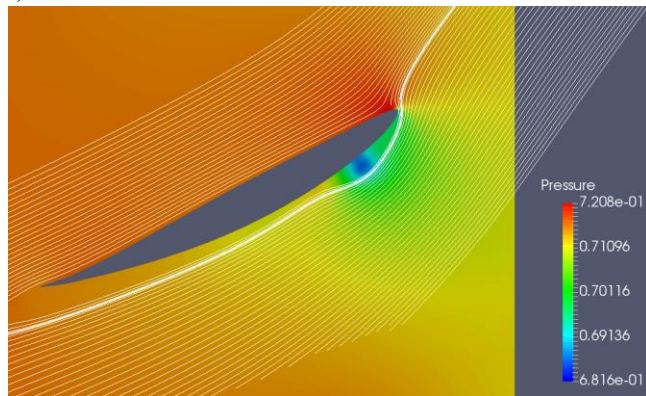


Fig. 13 Pressure and streamline (inlet angle = 54°)

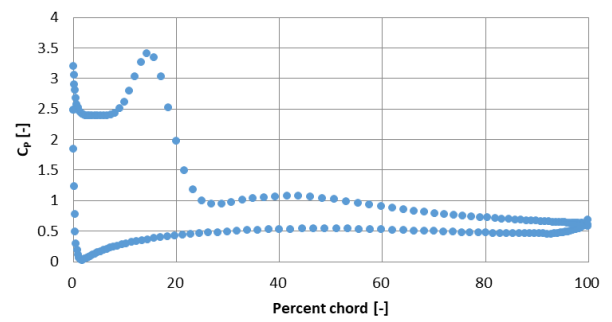


Fig. 14 C_p diagram (inlet angle = 54°)

図 13 において前縁から 15%chord 付近に低圧の領域が生じた。流線を確認するとこの低圧の領域を避けて流れており、剥離していることがわかる。また、圧力係数分布で確認すると低圧の領域の発生個所において、圧力係数が急激に高くなっていることがわかる。よって圧力係数分布で剥離の発生個所を確認できることが分かった。

4.2.3 翼端間隙ありモデル

これまでのモデルでは翼端と壁面との隙間がないモデルであった。翼端漏れ流れの影響の調査のため、図 15 の翼端に 3.5mm の間隙メッシュ (図中赤色) を追加したモデルを製作した。

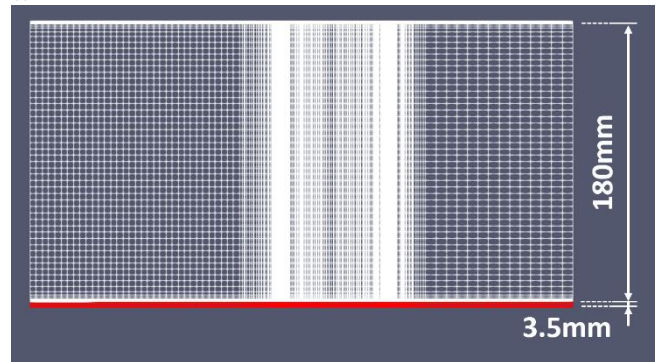


Fig. 15 model with clearance

また、同じモデルを用いて、翼端に面する壁面を運動させる条件と壁面を運動させない条件での解析を実施した。壁面の速度は、式(5)を用いて導出した値とした。図 16 に揚力係数の変化を示す。比較のため翼端間隙のないモデルでの揚力係数を追加した。翼端漏れ流れにより、流入角 54 度の揚力係数が上昇したが、失速点に変化はなかった。

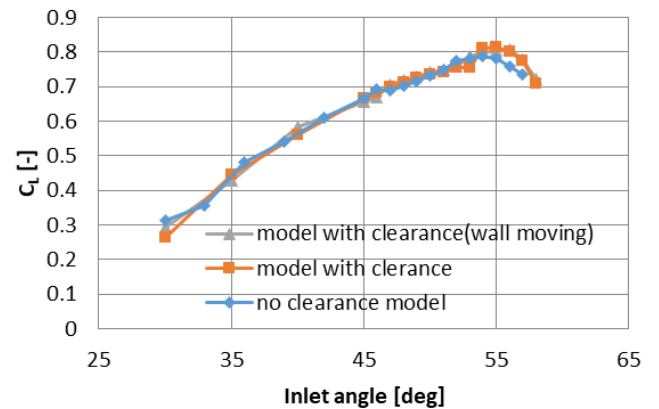


Fig. 16 Difference of lift coefficient

図 17 は流入角 54 度における翼端間隙ありモデルの圧力から翼端間隙なしモデルの圧力を減じ、翼端漏れ流れによる翼

表面の圧力の変化を可視化したものである。翼端漏れ流れによって圧力の変化が生じるのは翼端から 20mm 程度までであることが分かった。s

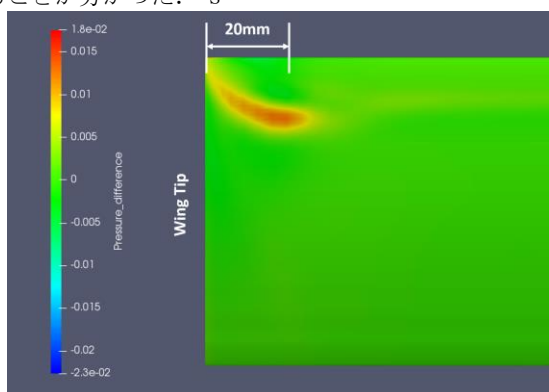


Fig. 17 Pressure difference by tip flow

図 18 は流入角 54 度における翼端から 20mm の翼素断面における圧力係数分布の比較である。翼端間隙のないモデルと比べ、剥離が前縁側に寄っていることがわかる。これにより翼端漏れ流れによって、剥離の成長を抑制すると考えられる。

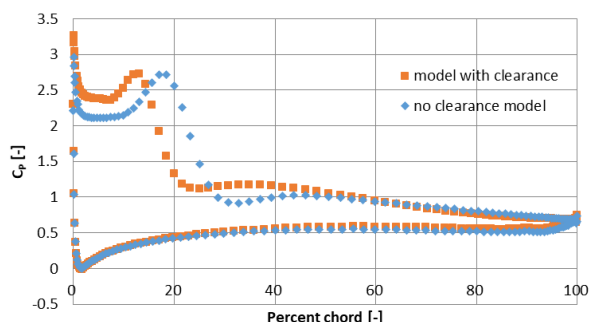


Fig. 18 Difference of C_p diagram

図 19 は流入角 54 度での壁面の運動の有無による翼端漏れ流れを比較したものである。左側は壁面の運動がない条件における翼端漏れ流れを、右側は壁面の運動のある条件での翼端漏れ流れを示している。壁面の運動により翼端漏れ流れは壁面側へ引っ張られており、翼表面への影響は減少することがわかる。

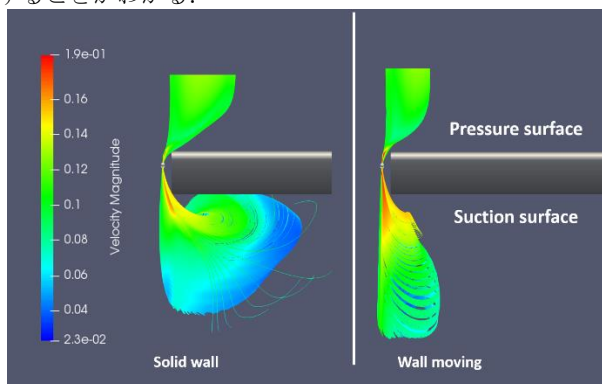


Fig. 19 tip leakage flow

4.3 考察

漏れ流れが失速特性に及ぼす影響を考察する。図 18 で示したとおり、翼端漏れ流れが剥離の抑制に効果がある。そこで、剥離泡を前縁付近に留めておくように漏れ流れを導くことで、失速特性を向上させることができると考えられる。

3.2 節の翼端漏れ流れの LDV 計測結果と解析結果を比較

すると、実験では翼後縁の領域において漏れ流れがベルトに引きずられている現象は解析でも同様である。しかし、実験では漏れ流れが増加し、漏れ渦はスパン方向に大きくなったと考えられたが、解析では図 20 で明らかなように漏れ流れは壁面の動きに引きずられていくため、漏れ渦は小さくなった。翼端の狭い領域では同じ傾向だったため、計測していなかったが、実験でも同じ現象が発生していることが予想される。

5. 翼端部の溝による翼端漏れ流れの制御

翼端部にピッチ方向の溝を追加し、翼端漏れ流れの制御と失速特性の改善を試みた。

5.1 モデル概要

幅 2.5%chord、深さ 5%chord のピッチ方向の溝を翼端部に追加した。溝の中心線の位置を表 1 に、翼端部への溝追加の例として Model 2 におけるモデルを図 20 に示す。

Table 1 Position of groove on tip

Model	Distance from leading edge [percent chord]
1	1.25
2	10
3	20
4	30
5	40
6	50

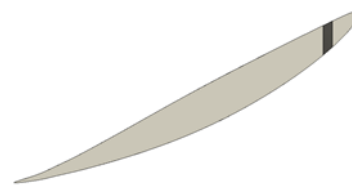


Fig. 20 Groove added on tip (Model 2)

5.2 結果

スパン中央における揚力係数の変化を調査した。図 16 における壁面運動時の結果を加工前の値として比較する。加工前と Model 1~3 の比較を図 21 に、Model 4~6 との比較を図 22 に、加工前と Model 1 との圧力係数の比較を図 23 に示す。いずれの条件も加工前の失速点 55 度を上回ることができなかった。しかし、図 23 の圧力係数分布の比較では加工前に 15%chord の領域で発生した剥離による圧力係数の上昇が Model 1 では抑えられていることがわかる。

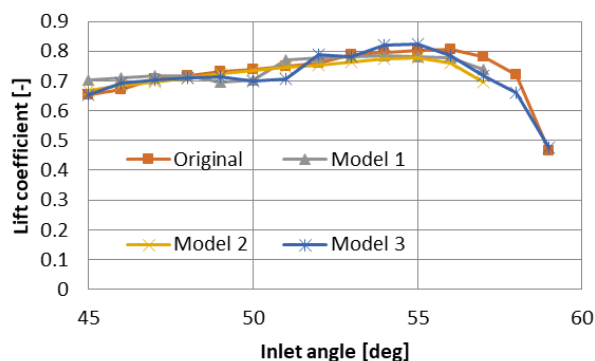


Fig. 21 Comparison of lift coefficient (Model 1~3)

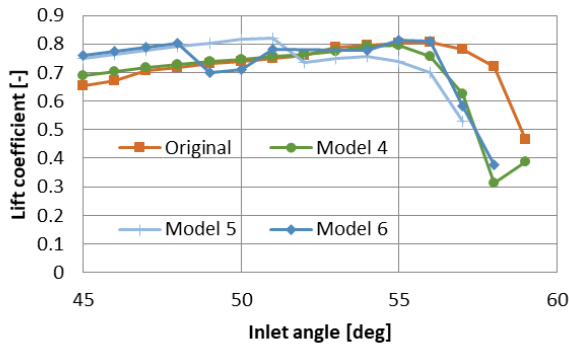


Fig. 22 Compare of lift coefficient (Model 4~6)

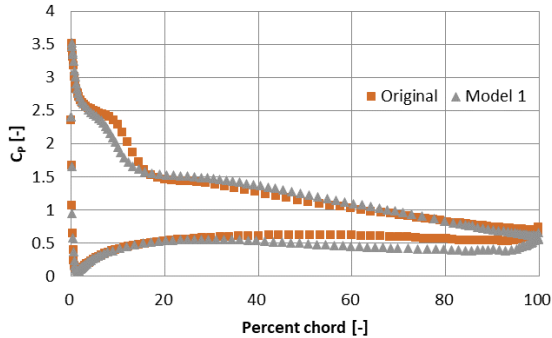


Fig. 23 Difference of C_p diagram between Original and Model 1

図 24 に加工前と Model 1 における翼表面の速度のベクトルの比較を示す。黒の矢印が加工前の速度ベクトルであり、赤い矢印が Model 1 における速度ベクトルである。図中の青丸で囲んだ領域において、加工前の前縁に向かうベクトルがスパン中央方向へと変化していることがわかる。

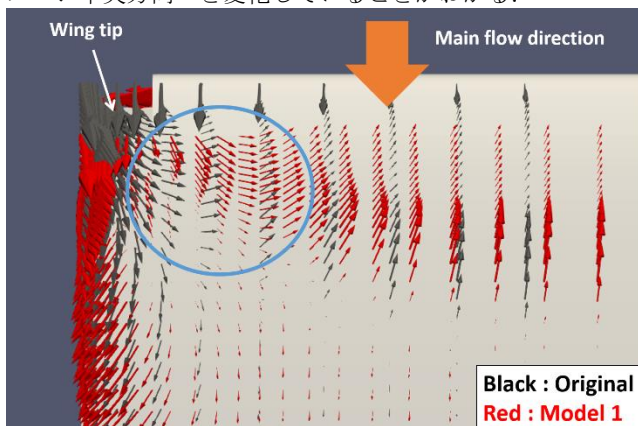


Fig. 24 Vector of wing surface flow

5.3 考察

翼端へのピッチ方向の溝の追加では、失速を遅らせることができなかった。単純な縦溝では翼スパン中央へ漏れ流れを導くことができなかったことが原因である。しかし、翼端からごく狭い領域であるが翼の剥離を制御することができた。溝を翼スパンの中央方向に深さを変え、溝に傾斜をつけることで、翼端漏れ流れを翼スパンの広い範囲に導き、失速特性の改善につなげることができると考えられる。

6. 結言

本研究は実験と解析の双方から、圧縮機翼列の失速特性の調査と改善を試みた。圧力係数分布において実験と参考文献との大きな差が見られたため、実験と解析を直接比較することはできなかったが、流入角の変化による圧力係数分布の特徴と壁面の運動による翼端漏れ流れの変化の傾向を比較することができた。流入角 30 度では実験と参考文献との圧力係数分布の差は小さいことから、翼列風洞の流入角によって流路が変化する構造が原因であると考え、改善が必要であることがわかった。

当初の目的である失速特性の改善までは達成できなかったが、翼端への溝の追加により、翼端から 10mm の領域において剥離を抑制することができ、溝による剥離の抑制の可能性を見出した。今後、深さ方向に傾斜を持つ三次元的な溝など、複雑な溝を翼端に追加することで、より広い領域の剥離を抑制し、失速特性の改善につなげることができると考えられる。

文献

- (1) 旅客機用エンジン技術革新～経済性・環境適合性・安全性への取り組み～ (交財) 航空機国際共同開発促進基金 (2015)
- (2) 安藤弘晃 翼列空力実験環境の構築, 高知工科大学 修士学位論文 (2017)
- (3) 山城紹吾 可動壁のある圧縮機翼列の翼端漏れ流れに関する研究, 高知工科大学 修士学位論文 (2018)
- (4) L. Joseph Herrig, James C. Emery, and John R. Erwin. Two-Dimensional Cascade Tests of NACA65-Series Compressor Blades at Low Speeds. NACA Rep.1368 (1958)