

卒業論文要旨

翼端漏れ流れ制御による圧縮機翼列失速特性改善

Improvement of Compressor Stall Characteristics by Controlling Blade Tip Leakage Flow

システム工学群

航空エンジン超音速流研究室 1210074 佐藤 拓

1. 緒言

ジェットエンジンに安全性は必須であり、構成要素の一つである圧縮機には良好な失速特性が求められる。一方で、燃料価格高騰への対応や世界的な環境への取り組み強化を背景として、ジェットエンジンには燃料消費率の改善も要求されており⁽¹⁾、圧縮機には良好な失速特性だけでなく、圧力比の向上も求められている。

圧縮機の失速特性の改善には、動翼を覆うケーシング内壁に溝加工を施すことで、動翼の翼端漏れ流れを制御し失速特性を改善する「ケーシングトリートメント」という手法があるが、失速特性を改善すると同時に圧力比・圧縮機効率を低下させてしまうという問題点がある。

そこで本研究では、動翼の翼端漏れ流れ制御により圧力比・効率の低下を抑えた圧縮機翼列失速特性改善手法を提案することを目的とした。

2. 研究方法

新たな失速特性改善手法を実験によって模索するには模型製作等に多大なコストと時間を要する。そこで本研究では、まずコンピュータによる数値計算により新たな失速特性改善手法を模索し、数値計算で効果のあった手法について実際に実験を行い、実験と数値計算の相互から、提案した失速特性改善手法の有用性を確認する。本研究では、数値計算により新たな失速特性改善手法の模索を行った。

2.1 直線翼列

ジェットエンジンの圧縮機では翼列が環状に並んでいるが、遠心力やコリオリ力の影響を除外し、翼端漏れ流れが失速特性に及ぼす影響に注目するため、図1に示すように、環状翼列の環直径が動翼のスパン方向長さ比べて十分大きいと仮定した直線翼列を用いた。

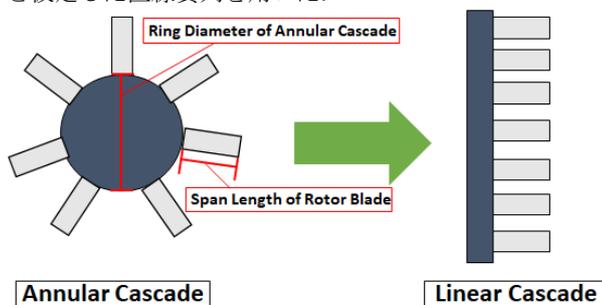


Fig. 1 Annular Cascade and linear cascade

2.2 研究の流れ

始めに翼端漏れ流れが失速特性に及ぼす影響を調査するため、翼端隙間の有無による失速特性の変化を調査した。そ

して、新たな失速特性改善手法を提案し、その有用性を確かめた。

3. 数値計算法

3.1 計算ソフトと計算手法

数値計算には JAXA が開発中の三次元圧縮性流れソルバーである UPACS 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、乱流モデルには、圧縮機内部は逆圧力勾配の流れとなっているため、逆圧力勾配を伴う境界層を有する流れ計算に適している⁽²⁾Spalart-Allmaras を使用した。

3.2 計算対象・条件

計算対象は直線翼列の一流路をモデル化したもので、翼型には、翼弦 80[mm]、翼幅 180[mm]の NACA65-810 翼型を用いた。食違い角 26.3[deg]、ピッチ 80[mm]の翼列に主流速度 40[m/s]の流れを与え、モデル上下面を周期境界条件とすることで、一流路のモデルで直線翼列の流れを再現した。翼面及び壁面は滑りなし壁条件とした。翼端側の壁面については、翼端隙間の有無による失速特性への影響を調査する場合は壁面運動無し、新たな失速特性改善手法の有用性を調査する場合は実際のジェットエンジンの動翼とケーシング間の相対運動を満たすよう壁面運動条件とした。新たな失速特性改善手法の有用性を調査する場合は、翼端隙間の有るモデルを用いた。また、翼端隙間の有るモデルでは、翼端と翼端側の壁面との翼端隙間は 3.5[mm]とした。計算格子の概要を図2に示す。

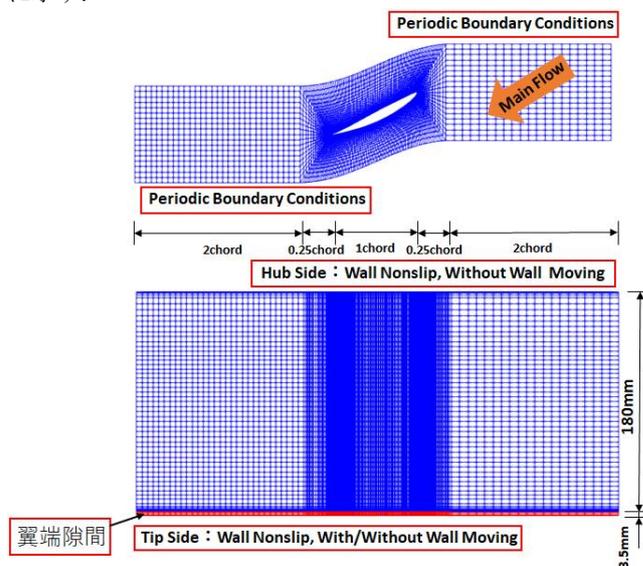


Fig. 2 Overview of the computational grid.

4. 翼端漏れ流れが剥離領域に及ぼす影響

4.1 剥離領域と失速の関係

図3に翼端隙間無しモデルの翼スパン中央位置における流入角と翼面圧力係数分布の関係を示す。圧力係数 C_p は、ある位置における翼面圧力 q_l と主流の全圧 P および動圧 q から式(1)により求め、圧力係数 C_p の値が大きいほど圧力が低い低圧の部分を表している。

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

前縁からの距離を翼弦長で無次元化した Percent chord[-]が0の点が翼前縁、100の点が翼後縁である。また、上側の線が翼負圧面側、下側の線が翼正圧面側の圧力係数分布である。図3より、流入角50~52度にかけて、翼負圧面側10% chord付近に圧力係数の上昇する領域が生成され、流入角が大きくなるにつれて成長しながら後縁側へ移動し、やがて失速することがわかる。この圧力係数が上昇する領域について調査するため、図4に流入角56度における翼スパン中央位置の翼周りの静圧分布と速度ベクトルを示す。図4より、翼負圧面側10~20% chord付近に低圧の領域が確認でき、翼面速度ベクトルが逆流し剥離していることが確認できる。このことから、図3において翼負圧面側で圧力係数が上昇する領域は剥離領域を表していることがわかる。

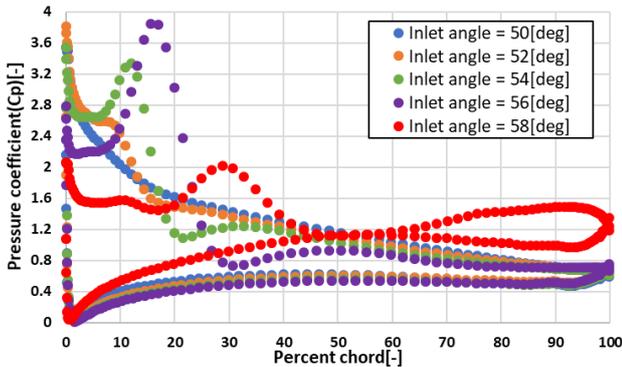


Fig. 3 Changes in blade surface pressure coefficient distribution due to inlet angle. (Model without tip clearance)

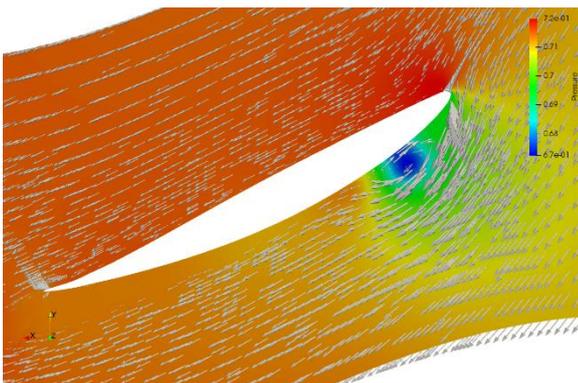


Fig. 4 Pressure distribution and velocity vector around the blade. (Model without tip clearance, inlet angle = 56[deg], 50% span)

4.2 翼端隙間の有無と失速特性

図5に翼端隙間の有無が流入角と揚力係数の関係に及ぼす影響を示す。図5より、翼端隙間有りモデルの方が翼端隙間無しモデルよりも揚力係数が3%以上減少する失速点が2度上昇し、失速特性が改善していることがわかる。また、揚力係数の値に注目すると、翼端隙間有りモデルの方が揚力係数の値が小さくなっており、翼にかかる負荷が減少している

ことがわかる。翼にかかる負荷の減少は、実際のジェットエンジンの圧縮機の動翼のような回転する翼では仕事の減少に繋がる。以上より、翼端漏れ流れは失速特性を改善するが、同時に翼にかかる負荷を減少させてしまうことがわかる。

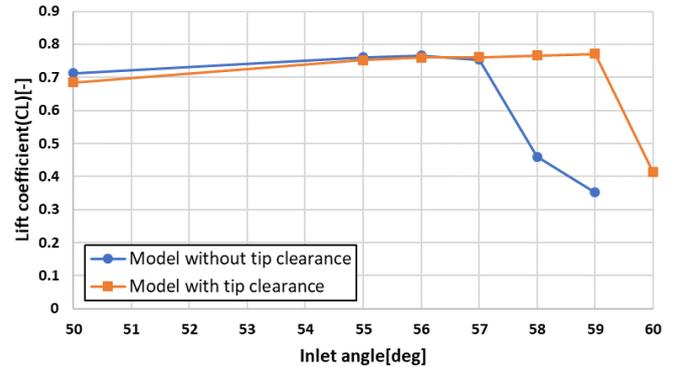


Fig. 5 Effect of presence or absence of tip clearance on the relationship between inlet angle and lift coefficient.

4.3 翼端漏れ流れが剥離領域に及ぼす影響

図6に翼スパン方向二箇所(5% span from tip and 50% span from tip)の流入角55度における翼端隙間の有無による翼面圧力係数分布の変化を示す。図6より、翼端から5% span位置において、翼端隙間有りモデルの方が剥離領域の成長を抑えられていることがわかる。このことから、翼端漏れ流れは剥離領域の成長を抑える働きをし、またそれが翼端隙間を加えたことによる失速特性の改善に繋がったと考えられる。次に、翼スパン中央位置での翼面圧力係数分布の変化を見ると、こちらでは剥離領域に大きな違いが無いことがわかる。このことから、翼端から近いほど翼端漏れ流れが剥離領域に及ぼす影響が大きく、翼端から離れたところでは影響が弱まることをわかる。以上より、翼端漏れ流れを翼端から離れた剥離領域にまで導くことができれば、翼端から離れた位置でも剥離領域の成長を抑えることができ、失速特性改善に繋げることができると考えられる。

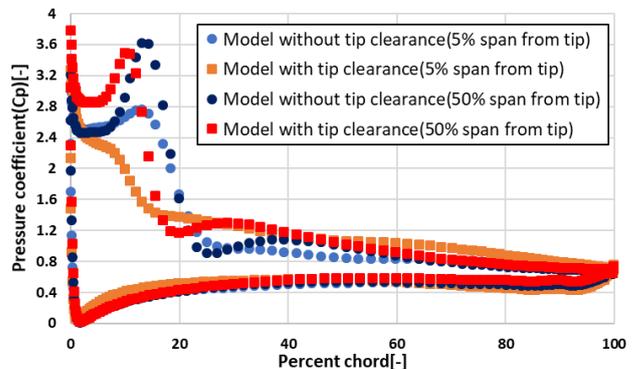


Fig. 6 Changes in blade surface pressure coefficient distribution depending on the presence or absence of tip clearance.

5. 新たな失速特性改善手法の提案

5.1 新たな失速特性改善モデル

提案した新たな失速特性改善モデルを図7に示す。翼端漏れ流れを翼端から離れた剥離領域にまで導くよう、動翼そのものの翼端に溝加工を施した。溝加工は幅 2[mm](2.5% chord)、深さ 4[mm](5% chord)、溝の中心位置は前縁から 2[mm](2.5% chord)である。また、翼負圧面前縁側に生成される剥離領域に翼端漏れ流れを導くことを目的とし翼の前縁側に溝を掘り、翼端漏れ流れが主流によって後縁側へ流されることを妨げるため、溝を鉛直方向に対して翼端側から見て反時計周りに 26.3 度傾けた。翼の食違い角が 26.3[deg]であり、翼弦長に対して溝が垂直となるように傾ける角度は

26.3[deg]とした。

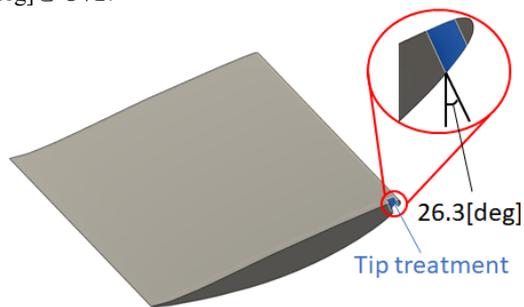


Fig. 7 Model with tip treatment.

5.2 翼端溝加工が失速特性に及ぼす影響

図 8 に翼端溝加工の有無が流入角と揚力係数の関係に及ぼす影響を示す。図 8 より、翼端溝加工を施していないモデルでは揚力係数が 3%以上減少する失速点が 58 度であるのに対し、翼端溝加工を施したモデルでは失速点が 59 度と失速特性が改善していることがわかる。また、揚力係数の値に注目すると、翼端溝加工を施したことにより、翼にかかる負荷は減少してしまっていることがわかる。

図 9 に翼スパン方向二箇所の流入角 55 度における翼端溝加工の有無による翼面圧力係数分布の変化を示す。図 9 より、翼端から 5% span 位置、翼スパン中央位置ともに翼端溝加工を施したモデルの方が剥離領域の成長を抑えられていることがわかる。以上より、翼端溝加工を施したことで翼端漏れ流れを翼端から離れた剥離領域にまで導くことができ、またそれが翼端溝加工による失速特性の改善に繋がったと考えられる。

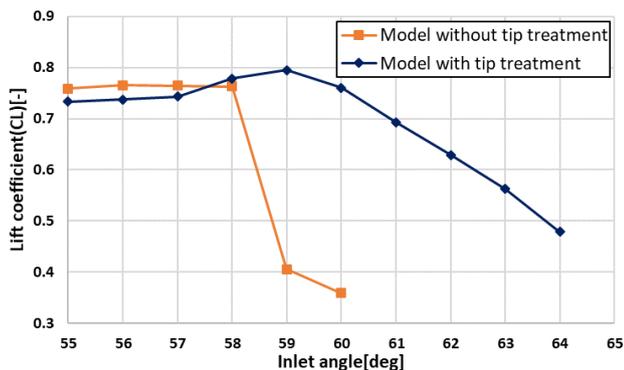


Fig. 8 Effect of presence or absence of tip treatment on the relationship between inlet angle and lift coefficient

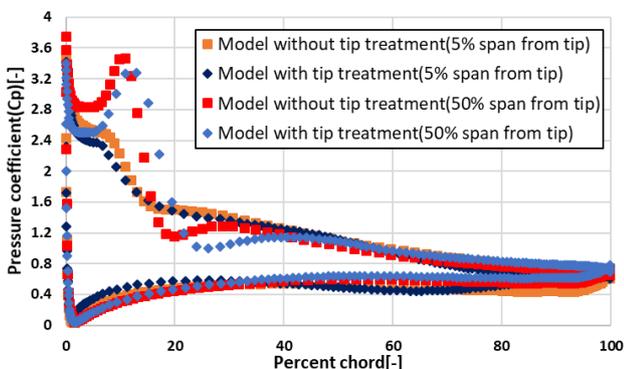


Fig. 9 Changes in blade surface pressure coefficient distribution depending on the presence or absence of tip treatment.

6. 緒言

本研究では直線翼列を計算対象にした数値計算により、動

翼の翼端漏れ流れが圧縮機翼列の失速特性に及ぼす影響を調査し、翼端漏れ流れ制御による失速特性改善を試みた。

まず翼端隙間の有無による失速特性の変化を調査し、翼端漏れ流れは翼にかかる負荷を減少させてしまうが、一方で失速特性に好影響を及ぼすことがわかった。

次に動翼の翼端に溝加工を施すことで翼端漏れ流れを制御し、失速特性を改善することを試みた。その結果、翼端溝加工を施すことで翼にかかる負荷を減少させてしまうが、剥離領域の成長を抑えることができ、失速特性改善に効果があることがわかった。

文献

- (1) 旅客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) Versteeg, H.K. and Malalasekera, W. An Introduction to Computational Fluid Dynamics, Second Edition, pp. 94-95.