

軸流圧縮機の翼端に加工した溝形状が失速特性と流れ場に及ぼす影響

Effect of Groove Shape Attached on Blade Edge of Axial Flow Compressor on Stall Characteristics and Flow Field

知能機械工学コース

航空エンジン超音速流研究室 1275023 中澤 巽

1. 緒言

航空輸送量は拡大が続いており、航空エンジンに対しては高い信頼性が求められるのは勿論のこと、経済性や環境適合性の要求はますます厳しくなっている。つまり、今後のジェットエンジンには燃料消費率の向上が求められている。また、今後も燃料消費率は改善され、圧力比は上昇すると予想される⁽¹⁾。翼端漏れ流れを用いて軸流圧縮機の高効率化、翼列1段当たりの圧力比上昇および安定性の向上を実現するため、盛んに研究開発が行われている。安全性向上の面で軸流圧縮機の回転数が高い場合でも失速の発生を遅らせる技術の1つにケーシングトリートメント⁽²⁾が実用化されている。これはケーシング側に溝を施すことで翼端漏れ流れを制御し、失速を遅らせる技術であるが、全周方向に溝があるため圧力比、圧縮機効率の低下させてしまうことが知られている。

本研究では、軸流圧縮機のケーシングに溝加工するのではなく、動翼翼端の一部に溝加工を施すことでケーシングトリートメントより全周方向で翼端隙間を減らし、且つ溝形状の自由度を拡大する手法で圧力比、圧縮機効率の低下を最小限に抑え、失速特性改善を目指す。

2. 研究方法

本研究では軸流圧縮機の翼端に加工した溝形状が失速特性と流れ場に及ぼす影響を数値計算で調査した。

ジェットエンジンには軸流圧縮機が多く用いられており、動翼列は環状に並んでいる。本研究では環状翼列の軸直径がスパン長と比べて十分大きいと仮定することで直線翼列に模擬している。直線翼列を対象とすることで、遠心力やコリオリ力の影響を排除することができ、状況を単純化できるので、動翼の翼端漏れ流れが流れ場に及ぼす影響を見やすくしている。本来、環状翼列は高速回転しているため、直線翼列に模擬するにあたって動翼とケーシングの間で相対運動が必要である。つまり、図1のように動翼を固定し、ケーシングを壁面運動させることで相対運動が再現でき、環状翼列を直線翼列に模擬している。

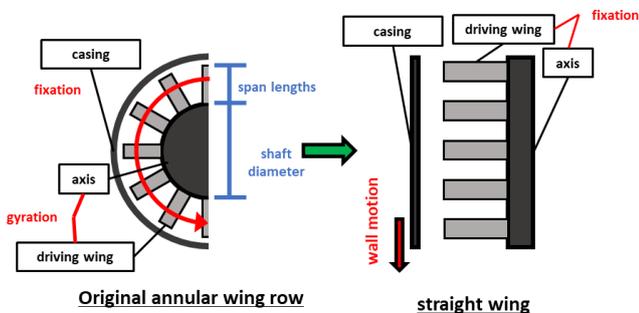


Fig. 1 Relationship between annular and straight wing rows

3. 数値計算手法

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⁽³⁾を使用した。

支配方程式であるレイノルズ平均ナビエ・ストークス方程式の慣性項の離散化に MUSCL 法を用いて3次精度で高精度化した Roe スキーム、粘性項の離散化には2次精度中心差分を用いた。主流速度が40[m/s]と低マッハ数流れであるため、空間精度を維持するために制限関数はいっていない。時間積分法には MFSS 法による陰解法を用い、物理時間刻み幅一定として計算を行った。乱流モデルには Spalart-Allmaras⁽⁴⁾を用いた。

3.1 計算対象・条件

計算対象は直線翼列の1流路をモデル化したもので、1流路の上下面を周期境界条件とすることで直線翼列を再現した。境界層は粘性低層 ($0 < y^+ < 4^+5$) に5点格子を配置した。翼の諸元については「佐藤⁽⁵⁾の研究」を参考にし、翼端溝加工の形状が流れ場に及ぼす影響を調査することで翼端溝形状の有用性を評価する。翼のパラメータは、翼型 NACA65-810、翼弦長 80[mm]、翼のスパン方向長さ 180[mm]、主流速度は40[m/s]とした。翼の取り付け角である食違い角 ξ を 26.3[deg]に固定し、流入角を変化させることで翼の迎角を変化させ、失速特性を調査した。図2に示すように翼端とケーシングの間である翼端隙間は 3.5[mm]、翼面及び壁面は滑りなし条件とした。実際のジェットエンジンの回転翼列を直線翼列で再現するために、壁面を翼列方向に翼の正圧面側から負圧面側に向かって運動する条件とした。壁面運動の速度 U [m/s]は式(1)により求めた。本研究では直線翼列の揚力係数と全圧損失によって翼列性能を評価した。

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

U : 壁面運動速度, V : 流入速度, β : 流入角

4. 計算結果・考察

翼端溝加工について佐藤⁽⁵⁾が前縁側に溝を施したモデルで失速特性の改善傾向が見られたという報告がある。これを参考に前縁側に翼端溝加工を施し、翼背面の溝幅を絞り前縁に配置した溝形状とした。その結果を基にスパン方向に角度のある溝形状で翼列性能と流れ場に及ぼす影響を調査した。

4.1 翼端溝加工形状が翼列性能と流れ場に及ぼす影響

図3に示した翼背面の溝幅を絞り前縁に配置した溝形状を Model 1 とする。翼腹面側は前縁から 10%位置、幅は 2.75%コード、翼背面側は前縁から 30%位置、幅は 1.3%、溝の深さ 12%スパンに溝を施した。図3に示した翼根方向に角度のある溝形状を Model 2 とする。翼の諸元は前縁側から 20%コード位置、幅は 13.6%コード、翼腹面側の深さ 8.4%スパン、翼背面側の深さ 12%スパン、翼背面側の 12%スパン位置に 1.6[mm]の高さを持たせ、先端が鋭利にならないように溝を施した。

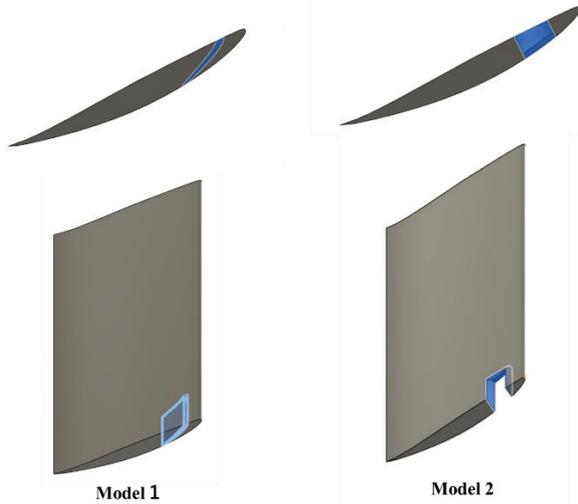


Fig. 2 Shape of wing end groove processing

4.1.1 翼端溝加工形状が失速特性に及ぼす影響

Model 1, Model 2 の翼負圧面側の流線の変化を図 3, 失速特性の変化を図 4, 全圧損失を図 5 に示す。Model 1 の方が揚力係数は大きい値となっていることが確認できる。その要因として、図 3 より Model 2 では、溝内を通る流体の乱れを確認できたため Model 1 より揚力係数が小さくなったのではないかと考える。また、「佐藤⁽⁶⁾の研究」の溝形状と比較すると、どちらの溝形状も揚力係数が大きい値となっており、失速特性も改善傾向が見られた。その要因として、Model 1 では翼根方向に翼に沿って流れる流れが確認でき、そのことにより剥離を抑制できたのではないかと考えられる。また、Model 2 では翼根方向に角度のある溝にすることでより溝内を通る流体を翼根方向に導くことが出来、失速特性改善傾向が見られたと考える。全圧損失については Model 2 では溝内を通る流体の乱れにより、流入角が大きい場合に Model 1 より全圧損失の悪化傾向が見られたのではないかと考える。

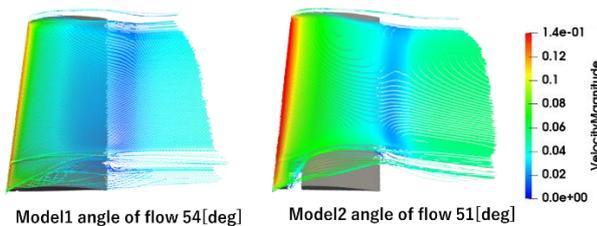


Fig. 3 Change in streamlines on the negative pressurized side of the wing

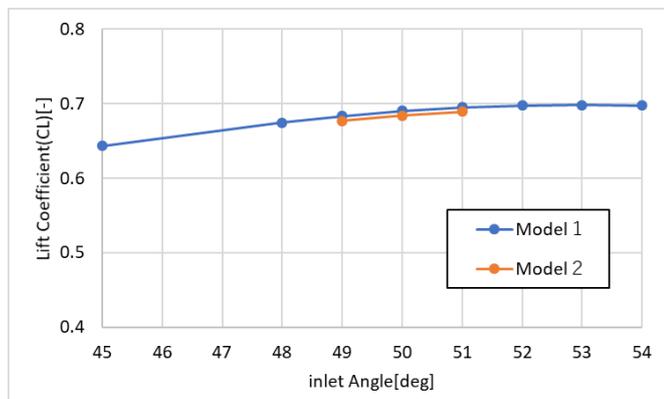


Fig. 4 Influence of blade edge groove machining geometry on stall characteristics

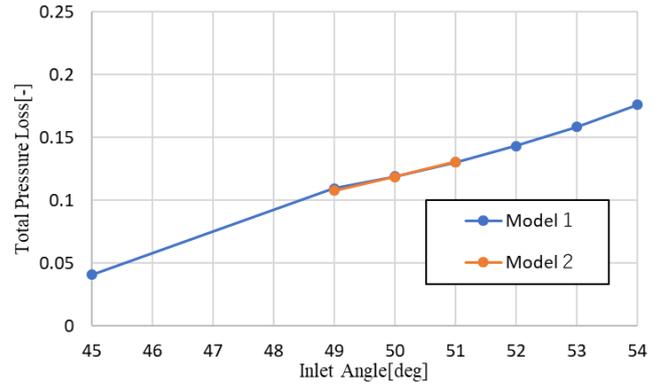


Fig. 5. Total pressure loss

5. 結言

本研究では直線翼列を対象とした数値計算により、翼端溝加工形状が翼列性能と流れ場に及ぼす影響を調査した。

Model 1 では失速特性の改善傾向が見られたが、失速前の全圧損失の悪化傾向が見られた。Model 1 の溝加工により、翼根方向に翼に沿いながら流れを導いていたことが確認でき、剥離箇所を覆うように流れを導いたが、「佐藤⁽⁶⁾の研究」の周方向モデルより溝を前縁側に配置したためより前縁側から溝加工の影響を受け、その影響が抵抗となったことで全圧損失の悪化につながったのではないかと考察した。

Model 2 では、Model 1 と比較すると、失速特性の悪化傾向が見られたが、「佐藤⁽⁶⁾の研究」の周方向溝モデルと比較すると、失速特性の改善傾向が見られた。Model 2 により翼根方向に流れを導いたが溝内を通る流体の乱れが見られたためこのような結果に至ったと考察した。また、「佐藤⁽⁶⁾の研究」の周方向溝モデルより失速前の全圧損失が悪化した事については溝内の流れの乱れがスパン方向に角度を付けた溝にすることで、翼根方向に流れを導いたがその流れに乱れが生じているため、抵抗が大きくなり、全圧損失が悪化したと考察した。以上のことにより、直線翼列において翼端溝により失速性改善を実現するためには、翼根方向に角度を付けた溝形状にし、翼に沿うような溝形状で溝内を通る流体の乱れを抑制する必要があると考える。

謝辞

CFD コードの UPACS を使用させていただくにあたり JAXA の山本一臣氏と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) “旅客機用エンジンの技術革新～経済性・環境適合性・安全性の向上への取り組み～”，(公財) 航空機国際共同開発促進基金，2015.
- (2) 山口信行，“ケーシングトリートメント”，ターボ機械，Vol.12, No.9, 1984, pp.558-567.
- (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，D02-1, 2000.
- (4) 吉澤徹，松尾裕一，“航空工学におけるレイノルズ平均乱流モデルの概観と時間スケールによる物理的意味の考察”，宇宙航空研究開発機構研究開発報告，2015.
- (5) 佐藤拓，“翼端に加工した溝が圧縮機直線翼列の失速特性と流れ場に及ぼす影響”，高知工科大学，修士学位論文，2022.