

卒業論文要旨

翼列における翼端溝加工が失速特性と翼面圧力分布に及ぼす影響

The effects of tip grooving on stall characteristics and wing surface pressure distribution of axial-flow compressors

システム工学群

野崎・荻野研究室 1240099 田村 風太

1. 緒言

航空機の需要は航空輸送量の増加に伴い、年々拡大しており、COVID-19 による制限も緩和され、今後ますます航空輸送量の増加が予想される。航空エンジンに対しては、安全性に加え、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。

ジェットエンジンの燃料消費率を改善する方法の一つに、エンジンの軸流圧縮機の圧力比を上昇させることが挙げられる。圧力比を上げる方法としては圧縮機の回転数を大きくし、一段あたりの仕事を増やすことで達成される。しかし、圧縮機の回転数を大きくすると動翼に対する流入角が増大し、失速が発生しやすくなり、エンジンの故障や事故に繋がる。そこで、高回転数でも失速を起きにくくする、すなわち失速特性を改善する必要がある。

その方法の一つとして翼列を覆うケーシングに溝加工を施すことにより翼端漏れ流れを制御し、失速特性改善を図ったケーシング・トリートメントという方法があるが、圧力比や効率の低下が課題となっている。そのため本研究では圧縮機の圧力比及び効率の低下を最小限に抑え、既存のケーシング・トリートメントに代わり、翼端側に溝加工を行うことによる失速特性改善を提案し、実験にて得られた翼端溝加工の有無による翼列への影響を報告する。

2. 研究方法

本研究は、直線翼列風洞装置と可動壁を用いて、食い違い角は 26.3 度で翼に対する流入角が 45 度から 52 度にかけての翼面圧力を計測する実験を行った。以下に実験に使用した機器を説明する。

2.1. 直線翼列風洞

軸流圧縮機の動翼列は環状の翼列が高速で回転しているため、環状翼列の一部を仮想的に切断し、直線に展開した直線翼列を用いることで、遠心力とコリオリ力の影響を排除した純粋な翼列流れの計測を行う。



図1 直線翼列風洞

2.2. 可動壁

研究対象である直線翼列は静止したままであるため、ケーシングの中で回転する動翼を再現するためには、図 2 の赤枠内のムービングベルトを翼列方向に稼働させることにより、相対運動を実現する。



図2 可動壁

2.3. 翼型

実験に使用した翼型は NACA65-810 であり、翼弦長及び翼ピッチは 80mm である。翼端溝加工なし翼モデルを図 3、翼端溝加工あり翼モデルを図 4 に示す。図 4 の赤丸内に確認で

きるのが翼端溝加工であり、溝加工の詳細な寸法は、溝中心は翼前縁から 2mm(2.5%chord)、溝の深さは翼端面から 4mm(5%chord)、溝幅は 2mm(2.5%chord)である。翼前縁側を拡大した溝加工の形状を図5に示す。図5の青色の部分で翼端溝加工である。これらの2種類の翼モデルを実験対象として、翼の11%span, 17%span, 44%spanで背面および腹面の翼面圧力分布を計測し比較を行った。

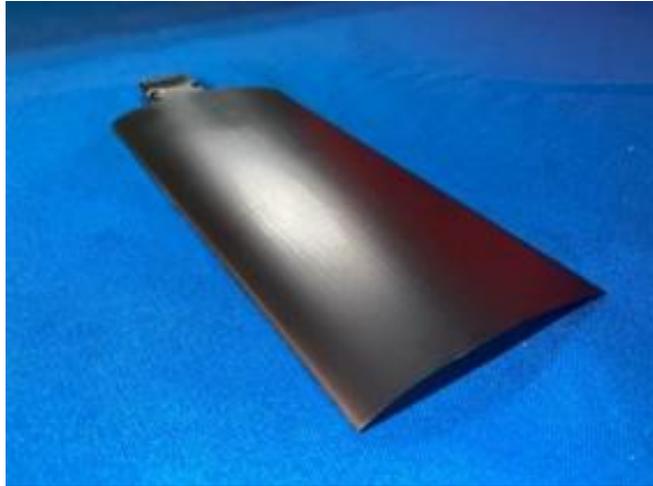


図3 翼端溝なし翼



図4 翼端溝あり翼

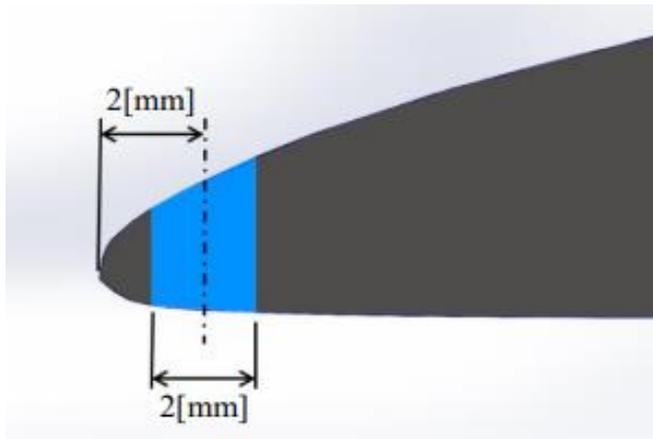


図5 翼端溝の形状

3. 実験結果及び考察

本研究では、まず主流全圧と静圧、翼の背面および腹面の静圧を計測し、その値から以下の式により圧力係数 C_p を求めた。

$$C_p = \frac{P_{t0} - P_s}{P_{t0} - P_{s0}}$$

P_{t0} : 主流全圧, P_{s0} : 主流静圧, P_s : 計測点静圧

次に、翼面圧力を用いて、翼面の傾斜と流入角から以下の式により翼の揚力係数を C_l を計算した。

$$L = \int (P_l - P_u) dx$$

$$C_l = \frac{L}{0.5\rho V^2 c}$$

P_l : 翼背面の圧力, P_u : 翼腹面の圧力,

L : 揚力, ρ : 流体の密度, V : 主流速度, c : コード長

以下の図は順に流入角が50度、51度、52度の時の翼面圧力分布である。

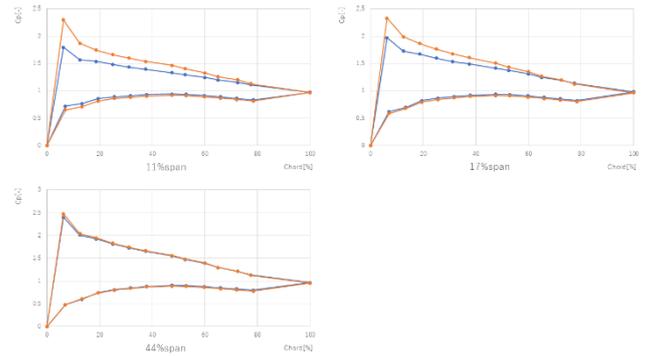


図7 流入角が50度の時の翼面圧力分布

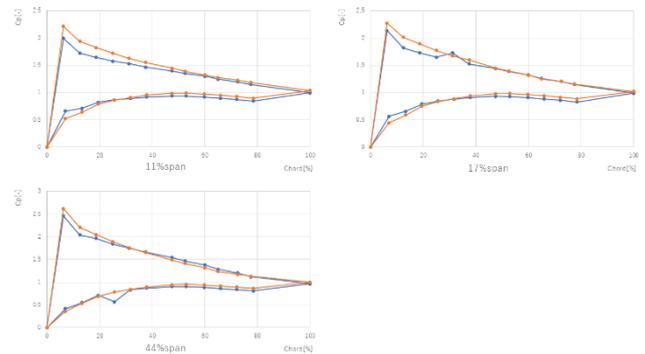


図8 流入角が51度の時の翼面圧力分布

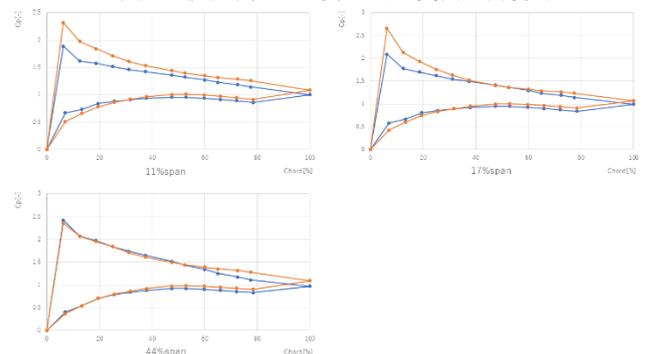


図9 流入角が52度の時の翼面圧力分布

各流入角において翼端に近い11%スパンと17%スパン位置において翼負圧面側(圧力係数が高い側)の前縁付近で翼端溝ありモデルの圧力係数の低下が見られた。これは、翼端の前縁付近で圧力が高くなっていることを示すことから、揚力係数の低下を引き起こしていると考えられ、前縁の翼端付近で圧力が上昇していることから、翼端溝による漏れの影響であると考えられる。各流入角での44%spanでのグ

ラフを見ると、翼端溝加工の有無による差はあまり確認できない。このことから、翼端溝加工による影響は翼の中心部まで及んでないことが考えられる。

以下の図 10 は流入角に対する C_l 値の変化をまとめたものである。

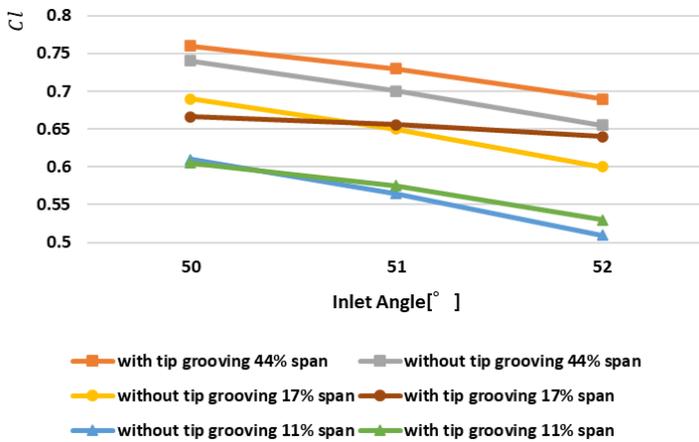


図 10 流入角に対する C_l 値の変化

揚力係数は、翼端に向かうほど低下しており、52 度では完全に失速していることが見て取れる。また、翼端溝加工した翼のほうがグラフの傾き（揚力係数の低下率）が緩やかであることから、翼端溝加工によって失速を抑えられていると推察できる。

また、51 度前後を見ると、11%span および 17%span で、翼端溝加工を施したものとそうでないもののグラフの上下が入れ替わっていることから、この付近で失速していると推察できる。

4. 結言

本研究では翼端溝加工が失速特性と翼面圧力分布に及ぼす影響を調べることを目標とし、直線翼列風洞と可動壁を用いて、計測した翼面圧力から揚力を無次元化したものを算出した。比較することで翼端溝加工が失速特性改善につながるかを考察した。

失速するおおよその流入角（51 度前後であること）を特定することができたが、溝加工によりいかほど失速特性が改善されたか（失速がどれほど遅れたか）を論じるためには、今回 1 度刻みで計測した流入角をより細かい間隔で計測し、詳細に調査する必要がある。

文献

- (1) 民間航空機に関する市場予測 2022-2041, 一般財団法人 日本航空機開発協会(2022)
- (2) 圧縮機翼列の失速特性改善に向けた翼端溝加工の検討, 森下勇希, 日本機械学会中国四国支部第 52 回学生員卒業研究発表講演会(2022)
- (3) 直線翼列風洞の周期性向上に向けた内部流れの計測, 高島涼太郎, 日本機械学会 中国四国支部第 51 回学生員卒業研究発表講演会(2021)