

可動壁を用いた直線翼列翼端流れの計測と解析

Measurement and Calculation of Tip Leakage Flow of Linear Cascade Wind Tunnel with Moving Wall

知能機械工学コース

航空エンジン超音速流研究室

1235079 岡 優介

1. 緒言

燃料消費率の向上が求められる航空機のジェットエンジンは圧縮機、燃焼器、タービンなどで構成され⁽¹⁾、これらの要素効率向上は機関全体の効率向上に寄与する。圧縮機は一般に多段の動翼列と静翼列で構成され、作動流体はこれらを通ずるに依り圧縮される。機関の効率のため圧縮機には高圧力比、高効率が求められ、これは流量に対し回転数を上昇することで達成されるが速度三角形より動翼に対する迎角が大きくなる。もし動翼が失速すれば旋回失速やサージングなどに陥るため航空機は圧縮機動翼が失速しない領域での運転が求められる。失速を抑制する手法としてケーシング・トリートメント⁽²⁾という圧縮機のケーシング内壁へ溝加工を施すものがあり、翼端からの漏れ流れを増大することで失速特性を改善するがその影響で圧力比、効率などの低下を招くという欠点を有する。

本研究は圧力比の低下を最小限に抑えた軸流圧縮機の失速特性改善手法を提案することを目的とする。

2. 研究手法

軸流圧縮機の失速特性に影響を与える翼端漏れ流れを捉えるための計測を行う。本研究ではレーザードップラー流速計を用いた風洞実験と、ナビエ・ストークス方程式をコンピュータで解く数値解析を行った。一般に軸流圧縮機は動翼が環状に存在し、高速で回転するが、その翼端部を追従しつつ計測するのは煩雑で、さらに回転による慣性力が加わるなど複雑になる。今回は翼列に対する翼端漏れ流れの影響を観測することが目的のため、環状の翼列を直線に近似した直線翼列を用いる。

翼端漏れ流れを計測するために直線翼列に 3.5[mm]の翼端間隙を設け、その間隙内の流れ計測をすることにより翼端漏れ流れを計測する。

3. 風洞実験

3.1 実験装置

3.1.1 風洞

先行研究⁽³⁾にて製作された直線翼列風洞を用いた。風洞外観を図 1 に示す。流速は無段階に調整が可能で最大流速 40[m/s]、計測部には翼取り付け部を有し、いくつかの食違い角に対し流入角を任意に変更できる構造とした。

3.1.2 直線翼列

実験に使用した風洞の計測部を図 2 に示す。翼は矩形翼で翼弦長 80[mm]、翼幅 180[mm]の NACA65-810 をアルミニウム合金 A5052 で製作した。これをピッチ 80[mm]で直線状に 7 枚並べ直線翼列とした。レーザ光線の反射を防ぐため、一部の翼に黒色塗装を施した。

3.1.3 可動壁装置

動翼は翼端とケーシングとの間に相対的な運動の関係があり、それを模擬するため可動壁装置を風洞の計測部に取り付けた。その可動壁装置を取り付けた計測部を図 3 に示す。

翼端壁の運動を模擬するベルトを有しており、その定格速度は 70[m/s]であるがインバーターと組み合わせて任意の速度に変更できる。今回は速度三角形から導出した翼端壁の速度 21[m/s]で使用した。また、直線翼列の流入角に合わせて無段階に傾くことができる構造で、軸流圧縮機の動翼列を模擬する上で必要であること⁽⁴⁾が先行研究より認められている。



Fig. 1 Linear cascade wind tunnel.



Fig. 2 Wind tunnel test section.

3.1.4 レーザードップラー流速計

直線翼列風洞の流速分布測定のために図 4 に示すレーザードップラー流速計(以下、LDV)を用いた。これは非接触で流速の計測が可能であり、レーザ光線が入射できれば狭隘な計測部においても計測が可能である。今回の風洞実験では 7 枚ある直線翼列のうち中央の 4 枚目の翼を対象として計測を行った。なおトレーサー粒子としてオリブオイルミストを使用した。

3.2 実験条件

翼端漏れ流れを捉えるため翼端間隙内の流速分布を計測した。風洞の計測部を下流から見た図を図5に示す。図5赤色の範囲の翼スパン方向の速度成分を、LDVを用いて計測した。レーザー光線の余計な散乱を防止するため一部の翼には黒色塗装を施した。主流速度は40[m/s]で、可動壁装置のベルトの速度は $V_w=0$ [m/s]の場合と $V_w=21$ [m/s]で計測を行った。その他の詳細な実験条件を表1に示す。



Fig. 3 Wind tunnel with moving wall.



Fig. 4 Laser Doppler velocimetry.

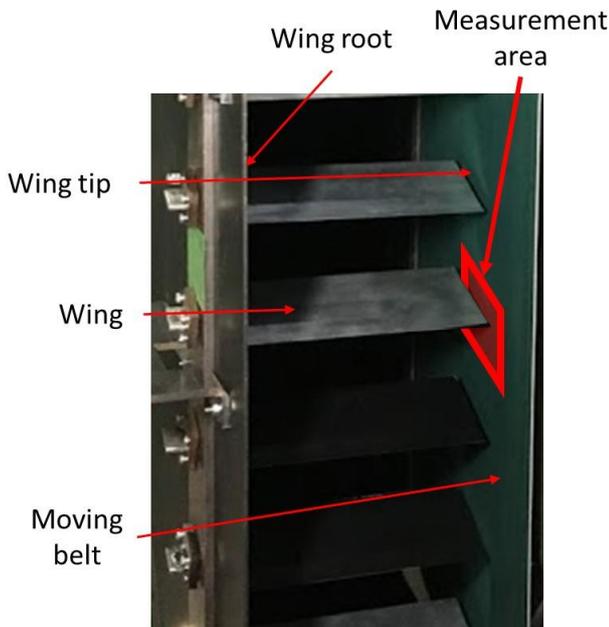


Fig. 5 Wind tunnel test section.

3.3 結果と考察

風洞で測定した流速分布を図6、図7に示す。翼端から翼端壁の方向に向かう流れを正、翼端壁から翼端方向の流れを負として表現し、図中左から伸びる黒線で翼の輪郭を示した。

水平方向右向きの主流の影響により翼上下に圧力差が生じ、翼端漏れ流れと推測できる流速分布を観測した。特に横30[mm]縦24[mm]の位置においては翼腹面から回り込んだ流れが背面に巻き込んでいる翼端漏れ流れであると推測した。また横15[mm]縦21[mm]付近では流速分布が正の領域と負の領域が隣接しており、翼端漏れ渦であると推測した。

翼端壁が運動している図7の結果では翼背面側の分布が図6と比較して0に近づき、これは翼端間隙内の流れが翼端壁に引きずられた結果であると考察する。

Table 1 LDV experiment parameter.

Cascade pitch[mm]	80
Stagger angle[deg]	26.3
Inlet angle[deg]	45
Attack angle[deg]	18.7
Laser Length[nm]	660.0
Laser Crossing Angle[deg]	5.65
Laser Shift Frequency[MHz]	2.000
Trigger Level[-]	22
Input Gain[-]	20

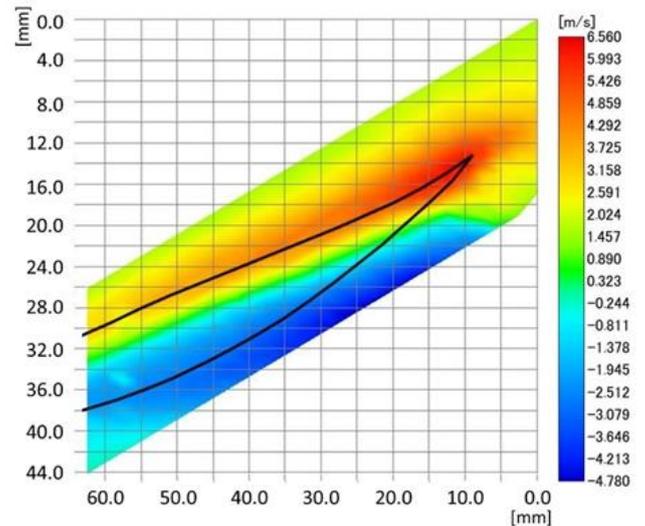


Fig. 6 LDV measurement result ($V_w=0$ [m/s]).

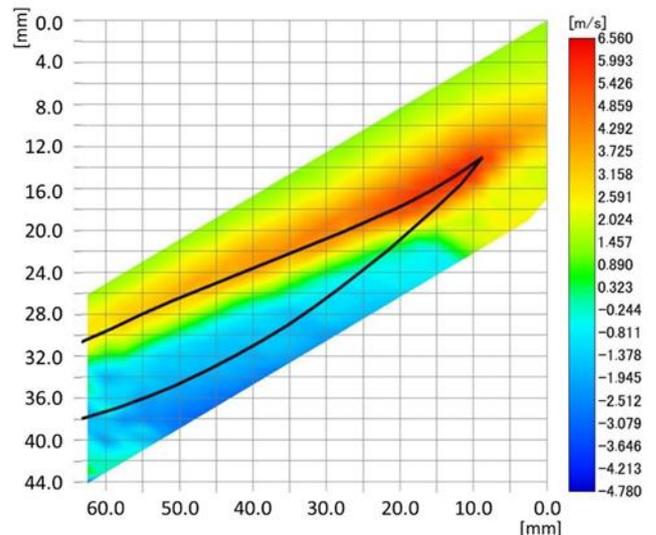


Fig. 7 LDV measurement result ($V_w=21$ [m/s]).

4. 数値解析との比較

風洞実験では流速分布を計測したがその現象を特定する目的で、同様の条件で行った数値解析の結果を示す。

4.1 数値解析の環境

数値解析には JAXA が開発した三次元圧縮性流れソルバ一の UPACS を用いた。支配方程式にレイノルズ平均ナビエ・ストークス方程式、乱流には逆圧力勾配を伴う境界層で一定の性能を示し、翼の数値解析に適して⁽⁴⁾いる Spalart-Allmaras モデルを用いた。解析領域は翼と、その上下境界面に周期境界条件を与えることで直線翼列を構成し、翼付け根側の壁面を滑りなし壁条件、翼端側は翼端壁が運動する速度境界条件として 0[m/s]と 21[m/s]を与えた。

4.2 数値解析の精度確認

数値解析の妥当性を確認するために風洞実験と結果を比較した。風洞実験と同様に描画した結果を図 8 に示す。特に後縁部の翼端漏れ流れ、翼端漏れ渦と思われる領域については風洞実験の結果の特徴を良好に再現できていると考え、この結果より数値解析の結果を用いて風洞実験の結果を補完することとする。

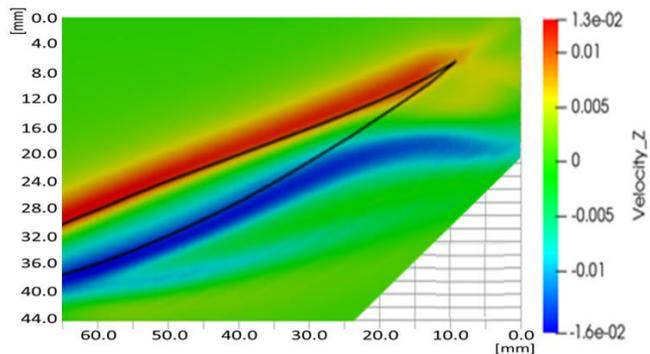


Fig. 8 CFD result corresponding to measurement($V_w=0[m/s]$).

4.3 数値解析の結果を用いた現象推定

図 6、図 7 の風洞実験の結果では「翼端漏れ流れ」「翼端漏れ渦」を推定していたが当該領域の数値解析の結果を観察することで現象の確認をする。

4.3.1 翼端漏れ流れの確認

翼の前縁から 50[%] chord の部分において、翼弦線に垂直な面を取り、下流から上流方向に向かって表示した圧力分布と速度ベクトルを図 9 に示す。白色で示される翼断面の右端が翼端、上面が腹面、下面が背面に相当する。

圧力分布より、翼腹面が背面と比較し圧力が高いことが観測できた。また翼端隙隙内の速度ベクトルより圧力の高い腹面から低圧の背面に向けて漏れ流れを生じることを観測し風洞実験の結果を裏付けるものとなった。

4.3.2 翼端漏れ渦の確認

翼端隙隙内の渦度分布を確認することで簡易的に翼端漏れ渦の推定を行う。図 10 は翼端隙隙内の X 方向の渦度分布であり、X 軸に反時計回りの渦を正として表す。図 10 手前に翼があり、黒線で翼の輪郭を示した。特に翼背面に正の分布、後縁近傍において負の分布を確認し、これは風洞実験で翼端漏れ渦と推測した部分に分布している。このことより風洞実験で得た当該領域の分布は翼端漏れ渦であることを確認した。

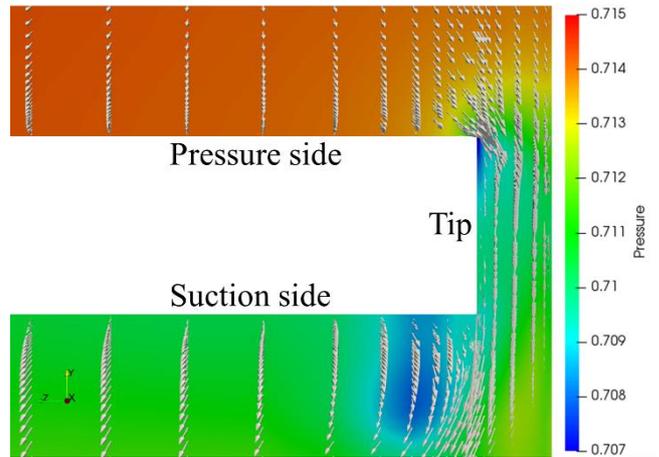


Fig. 9 CFD result on 50% chord cross section.⁽⁵⁾

5. 新たな失速特性改善手法の提案⁽⁵⁾

5.1 提案モデル

前述のケーシング・トリートメントではケーシング内壁に溝加工を施すことで漏れ流れを助長し失速特性を向上させていたが漏れの増大により翼負荷の低下や損失を招くことが欠点であった。その漏れを最小限にするために、翼端側に溝加工(チップ・トリートメント)を施す手法を検討した。翼端溝加工を施したモデルの翼端部を図 11 に示す。幅 2.5[%] chord、深さ 5[%] chord の溝を前縁から 2.5[%] chord 位置に設け、翼弦線に垂直に向けた。また、実験条件は数値解析上の失速点である流入角 58[deg]近傍で行い、揚力係数の変化を観察した。

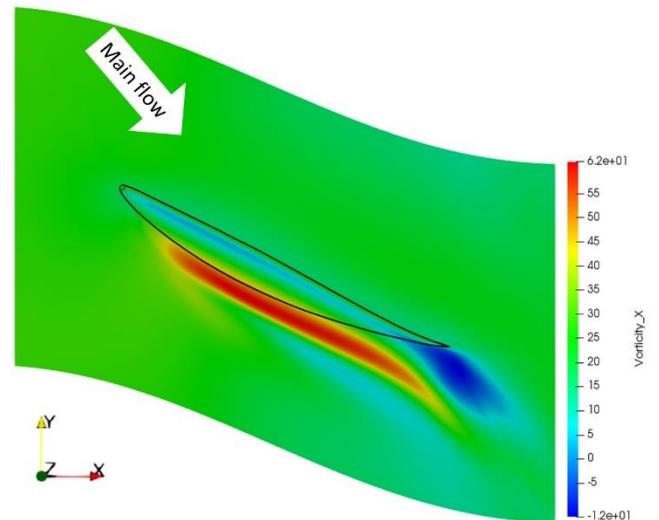


Fig. 10 Vorticity in X direction.⁽⁵⁾

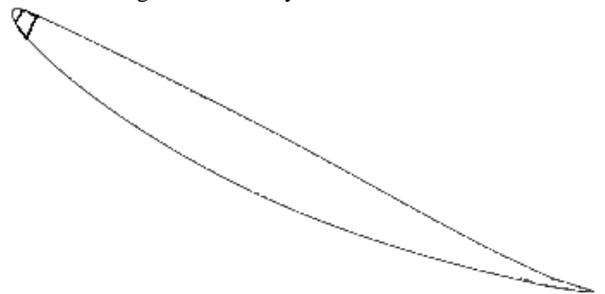


Fig. 11 Tip treatment model.

5.2 解析結果

チップ・トリートメントを施したモデルと、施さないモデルの揚力係数の比較を図 12 に示す。チップ・トリートメントのないモデルは流入角 58[deg]付近で揚力係数が約 0.35[-]の大幅な低下をしているがチップ・トリートメントを施したモデルでは流入角 60 度まで揚力係数 0.1[-]を超える大幅な低下はなかった。また流入角 58[deg]以下の領域ではチップ・トリートメントを施したモデルの方が、揚力係数が小さくなった。

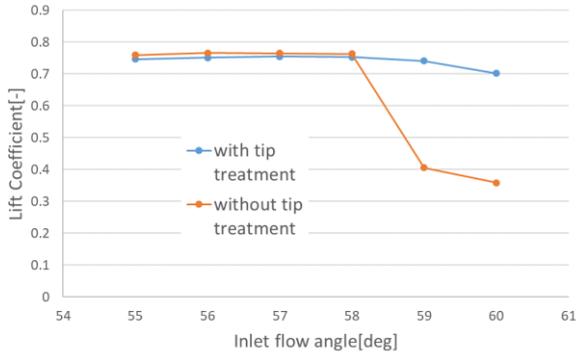


Fig. 12 Lift Coefficient variation with tip treatment.

6. 結言

本研究は軸流圧縮機の失速特性改善を目標に翼端漏れ流れの計測を行った。

翼列の特性を捉えるため風洞へ翼端間隙を有する直線翼列を設置し、レーザードップラー流速計を用いて翼端間隙内のスパン方向の流速分布を取得した結果、翼端漏れ流れ、翼端漏れ渦と思われる結果を取得した。

風洞の実験で翼端間隙内の流速を計測するとともに、実験結果を補完するため、同条件で数値解析を行った。まず数値解析結果の妥当性確保のため、予め風洞実験と同様の条件で解析を行い、特徴を捉えた結果を取得できた。さらに数値解析の圧力分布と速度ベクトルを観察することで翼端漏れ流れを確認し、渦度分布を観察することにより翼端漏れ渦が存在することを確認した。これらは風洞実験の結果を裏付けるとともに数値解析の妥当性を示すものであると考える。

失速特性改善手法の提案として翼端部に溝加工を施したモデルの数値解析を実施し、その揚力係数を比較した結果、解析上で溝加工を施したモデルは揚力係数の低下を抑えることができた。

今後はさらなる溝のパターンで数値解析を実施し、良好な成績を収めたモデルに関しては風洞実験に適用することで有効な失速特性改善手法の提案につなげる。

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", 新宿区(2017), pp.3.
- (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) 岡優介, "可動壁を用いた翼列風洞実験," 高知工科大学卒業論文, 2018.
- (4) H. a. M. W. Versteeg, An Introduction to Computation Fluid Dynamics, Second Edition.
- (5) 佐藤拓, "翼端漏れ流れ制御による圧縮機翼列失速特性改善(予定)," 高知工科大学卒業論文, 2020.