

直線翼列風洞流れの LDV 計測

システム工学群

航空エンジン超音速流研究室 1190084 新谷 星人

1. 緒言

今後航空機は LCC の増加や新興国での普及、古い機体の代替により、ますます需要が伸びると考えられる。その中で航空機には環境面や運用コストの面で燃費向上が求められる。燃費向上には機体の軽量化、エンジンの高効率化などが挙げられるが本研究室ではエンジンの高効率化を目指し、その中でも圧縮機の要素効率の向上に着目し、軸流圧縮機の動翼端とケーシングとの隙間の翼端流れを制御することが目的である。圧縮機は逆圧力勾配で作動することから、翼端流れに流れが干渉すると流れが不安定となり失速しやすい。失速特性を改善するケーシングトリートメントと呼ばれるケーシングに溝加工を施す手法がある。これは動翼翼端部で翼の正圧面と負圧面の圧力差から生じる流れを流すことで失速特性を改善しているが、圧力比・圧縮機効率が低下⁽¹⁾してしまうため、本研究室では圧力比・圧縮機効率の低下をなるべく抑え、失速特性を改善する方法を模索することとした。本研究では翼端流れを非接触計測可能なレーザードップラー流速計を用いて計測を行い、今後の翼端流れ制御に向けたデータを取得することを目標とする。

2. 実験装置及び実験方法

2.1. 直線翼列風洞

図 1 に直線翼列風洞の外観を示す。本風洞は最大流速 40m/s 程度の低速吹き出し風洞であり、計測部の回転機構により任意に流入角を変更できる。また、翼取り付け板を変更することで、食違い角を 19.6°、22.3°、26.3°、43.3° に変更できる。翼型は NACA65-810 で翼弦長 80mm、スパン 180mm、ソリディティ 1.0 で枚数は 7 枚である。



Fig. 1 Linear cascade wind tunnel.

2.2. 可動壁

圧縮機は動翼が回転しケーシングは固定されているが、直線翼列風洞では翼は固定されている。そのため動翼との相対運動を再現するためにケーシング側に図 2 のような回転するベルトを用いることにした。ベルトの運動方向は翼列に合わせて角度を設定することが可能である。

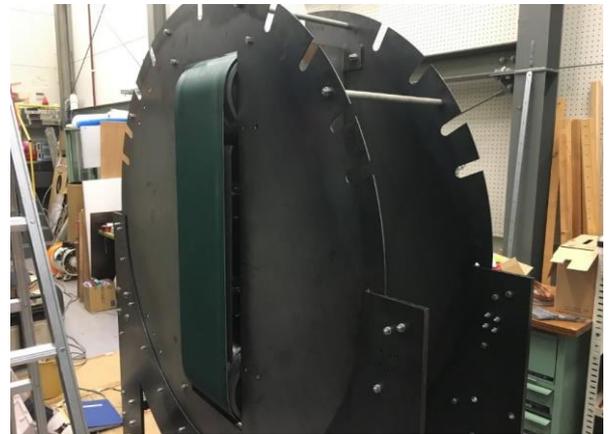


Fig. 2 Moving Wall.

2.3. レーザードップラー流速計 (LDV)

流れ計測に用いたレーザードップラー流速計 (以下 LDV) は熱線流速計などと違い、計測点にプローブを挿入せず非接触計測が可能のため、流れに影響を及ぼすことなく計測が可能で、レーザーの交点に生じる明暗パターン (干渉縞) を流体中の粒子が通過する際の散乱光を検出器で観測し、FFT 処理から得られるドップラ周波数と干渉縞の間隔から速度が求まる。また、片方のレーザーの周波数にシフトをかけることで流れの方向 (正負) を判定することができる。

2.4 実験方法

翼列中央翼のスパン方向への翼端流れの面計測を行った。図 3 に示すように LDV を垂直に設置したのでは片方のレーザーがケーシング (ベルト) に遮られてしまうため、LDV を傾けケーシング側のレーザーが垂直になるように調整した。LDV の計測に必要なトレーサー粒子はフォグマシン (Antari Z-1500 II) とフォグリキッド (Antari HEAVY FOG FLG-5) を用いて、間欠的に噴霧した。計測範囲を図 5 に示す。翼端とケーシングとの隙間は 3.5mm であり、翼端から約 2.8mm の面計測を行った。なお、前縁側の一部は隣接する翼の影のため計測できていない。ムービングベルト速度を V_b とし 0m/s と 10m/s で計測を行いムービングベルトの影響を調査した。

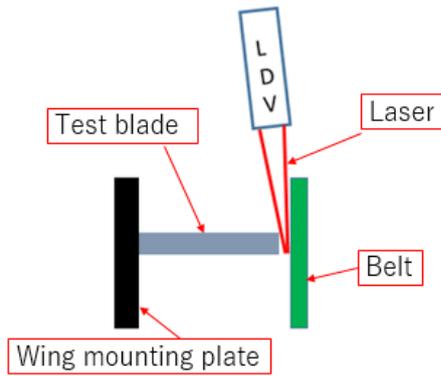


Fig.3 LDV direction.

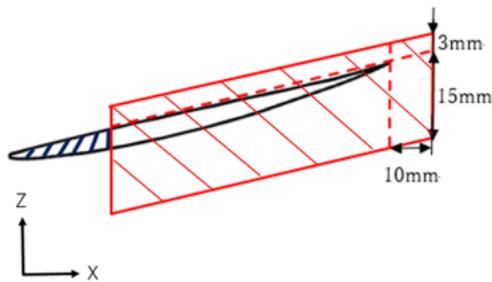


Fig.4 Measurement area.

3. 結果と考察

計測結果を図 5(a) (b), 6(a) (b)に示す. 主流速度 30m/s と食違い角 22.3° は固定で, 迎角を 22.7° と 23.7° の 2 パターン及びムービングベルト速度 $V_b=0\text{m/s}$, 10m/s の計 4 パターンで計測を行った. 図 5 が迎角 22.7° , 図 6 が迎角 23.7° であり, (a) は $V_b=0\text{m/s}$, (b) は $V_b=10\text{m/s}$ である. 翼端からケーシングに向かう方向をプラス方向としている. LDV の測定レンジは 1M-10M[Hz] であり, 5M[Hz] のシフトをかけることにより測定可能な速度は $-26.8 \sim 33.5\text{m/s}$ となっている. 計測結果より正圧面(腹面)から負圧面(背面)への流れが確認できた. 図 5 の方が図 6 よりもケーシング側から翼端に向かってくる速度が大きき範囲も広いことが確認できた. 図 6 の迎角は失速迎角であり背面で剥離を生じていると考えられることから, 背面の圧力が増大したために圧力差が小さくなり, 流れが減少したと考えられる. どのケースも $X=0 \sim 10\text{mm}$ でケーシング側から翼端に向かってくる速度がマイナス成分の中で最も大きい傾向にあった. これは最大負荷位置付近であることから, 正圧面と負圧面の圧力差が最も大きく, 流れを生じやすいためと考えられる. ムービングベルトを稼働させるとプラス, マイナス方向どちらも速度が増大していることが確認できた. これはベルトが移動するせん断力により, 圧力差が上昇したためと考えられる.

4. 結言

本研究では計測環境を構築し翼端流れの LDV 計測を行い, 翼の正圧面(腹面)から負圧面(背面)への流れを確認できた. ムービングベルト稼働による翼端流れへの影響から, 翼端とケーシングの相対運動の再現は重要である. 今後はベルトの速度や迎角, チップクリアランスなどを変更し, 様々な条件で計測を行い, より多くのデータを取得する必要がある.

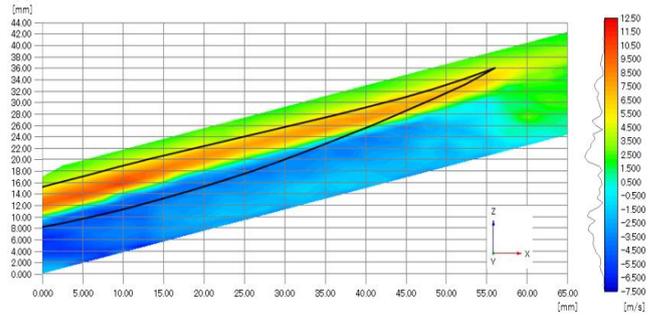


Fig. 5(a) Velocity distribution with Moving Wall at $\beta=45^\circ$ $\alpha=22.7^\circ$ $V_b=0\text{m/s}$.

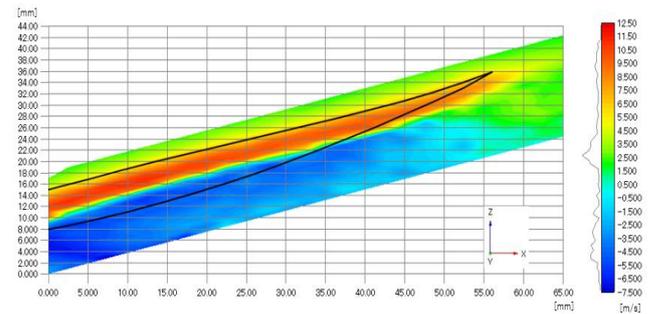


Fig. 5(b) Velocity distribution with Moving Wall at $\beta=45^\circ$ $\alpha=22.7^\circ$ $V_b=10\text{m/s}$.

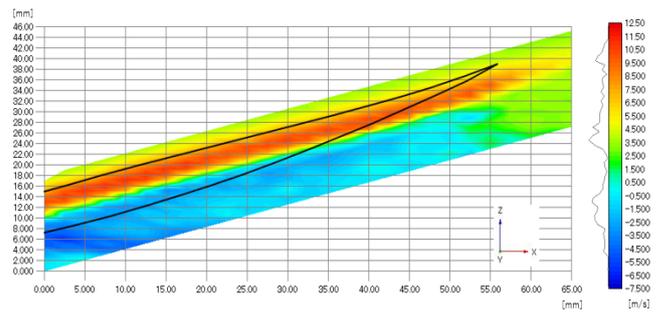


Fig. 6(a) Velocity distribution with Moving Wall at $\beta=46^\circ$ $\alpha=23.7^\circ$ $V_b=0\text{m/s}$.

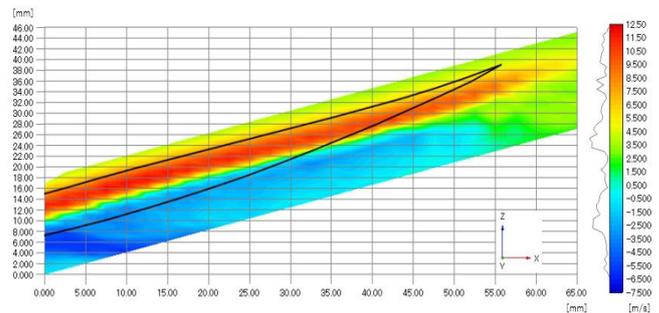


Fig. 6(b) Velocity distribution with Moving Wall at $\beta=46^\circ$ $\alpha=23.7^\circ$ $V_b=10\text{m/s}$.

文献

(1)H. Takata, Y. Tsukuda, Stall Margin Improvement by Casing Treatment-Its Mechanism and Effectiveness, Journal of Engineering for Power, Vol 99(1997) pp. 121-133.

