

要旨

静翼列と動翼列の組合せで構成されるタービン内部流れは、相対的に互いの位置を変えながら運動しているため、翼列まわりの流れは様々な影響を受けている。特に上流側翼列から発生した周期的後流が下流側翼列表面を通過する際に T-S 波の成長を伴わずに遷移が促進されるバイパス遷移過程になることが知られている。今回の発表はタービン翼面上の後流通過の流れ場を実験的に再現し、非定常な速度の生波形データを取得することを目的とした。

1. 緒言

ガスタービンエンジンなどの軸流タービン内部流れは、図 1 に示すような段と呼ばれる静翼、動翼の組合せが連続する構成となっている。流れが上流側の静翼列を通過することで、翼後縁から発生する後流が下流側の動翼面上を通過し、非定常性の影響を与える。加えて動翼面上では、後流が通過することで、T-S 波の線形発達を介さずに境界層が遷移するバイパス遷移過程になる。ここで後流とは、流れの中におかれた物体下流に生じる低速領域のことであり、流れの損失の原因になる。境界層遷移の促進は翼面上において定常流として予測していた数値とは異なる性能を示してしまうと考えられている<sup>(1)</sup>。このような翼面上での境界層の構造および遷移現象が機械の性能に大きく影響することが知られているため、高効率タービンの開発を行う上で、非定常性の流れ場の把握や遷移現象などのメカニズムの理解が重要である。

そこで本研究ではタービン翼列翼負圧面上の後流通過の流れ場を簡易的な装置を使用して実験的に再現し、熱線流速計を用いて翼面上の非定常な速度計測を行うことを目的とする。上流側静翼列から生じる周期的後流を再現するために、後流発生装置を設計製作した。また動翼列のタービン負圧面は、アクリル製の平板翼モデルで流れ場を模擬する。

2. 実験

2.1. 実験装置

本実験装置は吹出し式風洞、後流発生装置、平板翼の 3 つで構成され、静翼列から発生する後流が動翼列負圧面上を通過する現象を、図 1 の赤色で示した箇所でも再現している。送風機から送り出された作動流体は、吹出し式風洞内部の 3 枚の整流網で整流された後、後流発生装置内部のダクトに流入し、下流に設置した測定部である平板翼モデルへ導かれる。なお吹出し式風洞は前年度の卒業研究で設計<sup>(2)</sup>し、国策機工株式会社様より製作のご協力をいただいた。

2.2. 後流発生装置

後流発生装置の概要を図 2 に示す。後流発生装置は後流を発生させる移動円柱列と円柱を固定し回転させるエア

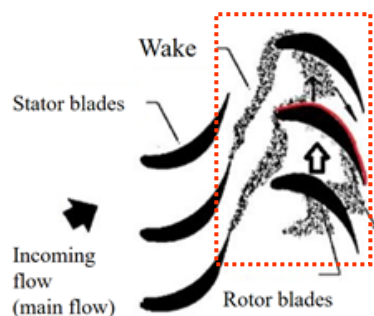


図 1 軸流タービンでの後流干渉の模式図

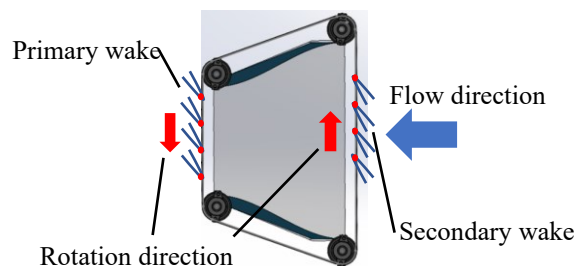


図 2 後流発生装置と移動円柱から発生する 2 種類の後流

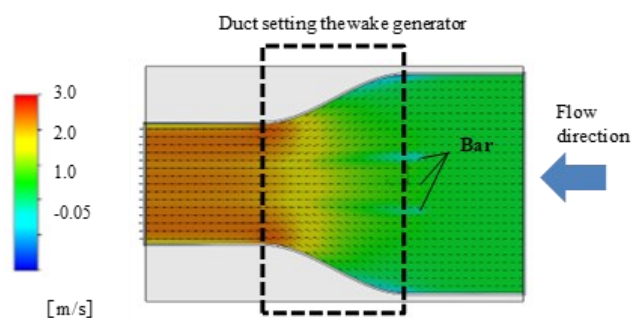


図 3 Flow simulation によりダクト内で生じる円柱後流の速度分布

ンラバーベルト、ダクト、軸、軸受けなどで構成されている。移動円柱列が固定されているベルトをモータで回転させ、円柱列が主流を通過することで周期的後流を再現するよう製作した。なお後流発生装置は、連続的に後流を発生させるために図中に示すように、計測中にノズル出口から吹き出された主流を主流出口箇所の後流 (Primary wakes, P.W.) と主流入口箇所の後流 (Secondary wakes, S.W.) が 2 度

通過する構造となる。しかし実験では P.W.だけを使用するため、S.W.の影響が出ないように後流発生装置の流路に加速ダクトを製作することで後流を含む流れを加速させて後流の影響の抑制を試みた。ダクト寸法の設計は、熱流体解析ソフトウェアの Flow simulation を用いた。解析した結果の一例を図 3 に示す。ダクト寸法などを変えた解析結果により、最終的に最も S.W. の影響が抑制できていた寸法を決定した。その後アクリル製のダクトを作り、流路には曲線にカットしたスタイロフォーム製の加速装置を設置した。

### 2.3. 速度計測およびデータ整理

速度計測システムを図 4 に示す。実験には、入口速度を  $U_{in} = 5.0\text{m/s}$  に設定して計測するため標準型ピトー静圧管、デジタル微差圧計を使用した。また平板翼面上の流れは、熱線流速計、I 型熱線プローブを用いて計測した。測定座標は流れ方向 (x 方向) に 4 点、高さ方向 (y 方向) に 6 点とし、位相平均処理を行うために各座標 20 万点のデータを取得した。得られたデータは図中に示すようにアナログの電圧信号を A/D 変換器によりデジタルの電圧信号へ変換する。そして熱線流速計を較正する際に得られる較正式より、速度の生波形データを取得する。

タービン内部の流れを再現するため、後流発生装置下流に平板翼モデルを設置した際のレイノルズ数を次のように設定した。なお主流の乱れ度は約 0.8% である。

$$Re_L = \frac{U_{in}L}{\nu} = 3.2 \times 10^5$$

ここで  $U_{in}$  は入口速度、 $L$  は平板翼モデルの長さ、 $\nu$  は動粘度である。また計測位置とその位置での境界層厚さを表 1 に示す。

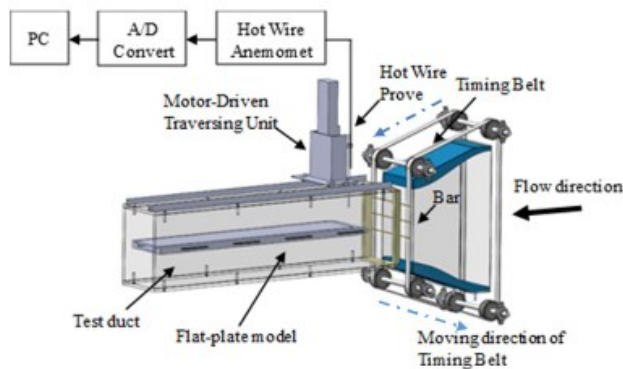


図 4 計測システム

表 1 計測位置とその位置での境界層厚さ

x[mm]	150	400	650	900
$\delta$ [mm]	3.36	5.44	6.99	8.20

### 3. 実験結果および考察

計測した速度の生波形データを流れ方向 (x 方向) 4 カ所に対して、高さ方向 (y 方向) 2 点での結果を図 5 (a), (b),

にそれぞれ示す。横軸は時間  $t$ [s]、縦軸には計測した流れ方向の 4 カ所の位置を示す。まず計測上流側の  $x=150\text{mm}$  の箇所で、高さ方向  $y=2.2\text{mm}$  (図 5 (a)),  $y=6.2\text{mm}$  (図 5 (b)) での速度の生波形データを比較する。壁面近傍では変動速度が大きい (図 5 (a)) が、翼面から離れると一定の速度 (図 5 (b)) を示した。これは高さ方向  $y=2.2\text{mm}$  での計測箇所は表 1 より、境界層内であるためである。同様に、計測下流側  $x=900\text{mm}$  では、高さ方向によらず不安定な変動速度が計測時間によらずに続き、表 1 により境界層内で計測したためと考えられる。

### 4. 結言

本研究ではタービン翼列翼負圧面上の後流通過の流れ場を簡易的な装置を使用して実験的に再現し、熱線流速計を用いて翼面上の速度計測を行うことを目的とした。その結果、平板翼モデルを用いた熱線流速計による速度計測を行うことで境界層による変動速度の影響を得られた。

今後は、後流発生装置の移動円柱列を使用して、周期的後流の計測と平板翼モデル上を通過する後流の効果を速度の生波形データなどを使用して検証する。

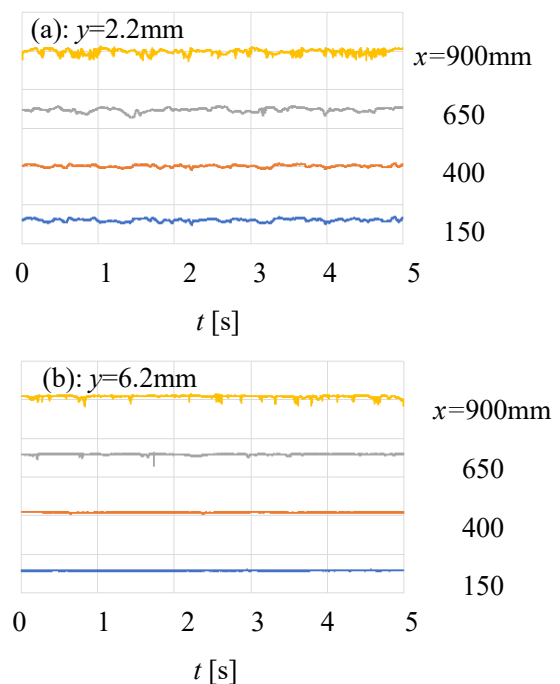


図 5 速度の生波形データ

### 参考文献

- 1) 小薮栄太郎, 船崎健一, 高橋潤, 日本ガスタービン学会誌, Vol.29, No.6, 2001, pp.45-52
- 2) 館山侑季, 苫小牧工業高等専門学校 創造工学科機械系 令和 3 年度卒業研究論文, (2021)

### 謝辞

本研究で使用した風洞は、国策機工株式会社様により製作のご協力をいただいた。ここに感謝の意を表す。