

2 段多流管モデルによるダリウス形タービンの翼取付角の違いにおける性能の検討

Study on performance of Darrieus turbine by the difference in blade setting angle using two-stage multiple streamtube model

○ 川田寛高¹, 直井和久², 塩野光弘², 鈴木勝行²

*Hiroataka Kawata¹, Kazuhisa Naoi¹, Mitsuhiro Shiono¹, Katuyuki Suzuki¹

Abstract : This paper investigates the influence of blade setting angle in a power coefficient of Darrieus turbine with arc camber blade. In a previous paper, the performance of turbine was analyzed by multiple streamtubes model. In this paper, it is analyzed by two-stage multiple streamtubes model. Maximum power coefficient analyzed by two-stage multiple streamtubes model is smaller than maximum power coefficient analyzed by multiple streamtubes model.

1. はじめに

我々は、これまでに NACA63-018 の円弧翼を用いたダリウス形タービンにおいて翼取付角を変化させた場合の性能を多流管モデルにより解析をしてきた^[1]。多流管モデルはタービンを 1 枚の仮想円板として計算しているが、ダリウス形タービンの性能は流体の流れ場に大きく依存し、タービンの上流側と下流側では流れが非常に異なる^[2]。タービンを 2 枚の仮想円板とし上流側と下流側では流れが異なるものとした 2 段多流管モデルがあるが、これまでに 2 段多流管モデルによる解析は対称翼のみであり^[3]、円弧翼のような非対称翼では行われていない。

そこで、本稿では円弧翼を用いたダリウス形タービンにおいて翼取付角を変化させ、周速比に対するパワー係数を 2 段多流管モデルにより算出し、これまでの多流管モデルと比較検討する。

2. 2 段多流管モデル^{[2],[4]}

多流管モデルでは同一断面を持つ複数の流管がタービン内部より上流から下流側に通っていると仮定し、流管内での流体の運動量変化が翼要素に働く力に等しいとして解析する。これより、多流管モデルではタービンを 1 枚の仮想円板とし、2 段多流管モデルでは回転するタービンを上流側と下流側の半周期部分に分割して 2 枚の仮想円板とする。図 1 にダリウス形タービンと代表する流管を示し、図 2 にその平面図を示す。

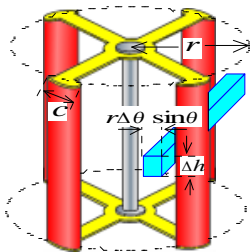


Figure1. Multiple streamtube model

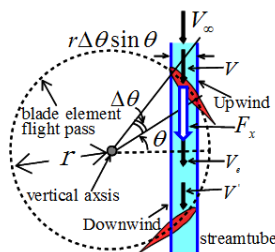


Figure2. Plan view

ここで、 r はタービンの半径、 Δh は流管の高さ、 θ は流管の位置を表す回転角、 c は翼弦長、 $r\Delta\theta\sin\theta$ は流管の幅、 V_∞ は自由流れの流速、 V は上流側の仮想円板を横切るときの流速、 V_e は下流の位置での流速、 V' は下流側の仮想円板を横

切るときの流速、 F_x は翼に働く流れ方向の力である。

仮想円盤の上流側の翼に働く流れ方向の力 F_x^* は、

$$F_x^* = \frac{NF_x}{2\pi r \Delta h \sin \theta V_\infty^2} = \frac{V}{V_\infty} \left(1 - \frac{V}{V_\infty} \right) \quad (1)$$

となって F_x^* は速度比 V/V_∞ に従う。ただし、 ρ を流体密度、 N を全翼枚数とする。図 3 は、 F_x と法線力 F_N 、接線力 F_T の関係を示している。図 3 より θ における迎角 α は、 ω を角速度として、

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{V \sin \theta}{V \cos \theta + r\omega} \right) \quad (2)$$

となる。また、 W と V は以下の関係となる。

$$W \sin \alpha = V \sin \theta \quad (3)$$

図 3 より F_x は、

$$F_x = -(F_N \sin \theta + F_T \cos \theta) \quad (4)$$

となる。 F_x^* は (4) 式と法線力係数 C_N 、接線力係数 C_T 、相対速度 W を用いると、

$$F_x^* = \frac{S}{4\pi} \left(\frac{W}{V_\infty} \right)^2 \left(C_N - C_T \frac{\cos \theta}{\sin \theta} \right) \quad (5)$$

となる。ただし、ソリディティを $S=Nc/r$ と定義する。図 4 より C_N 、 C_T は揚力係数 C_L 、抗力係数 C_D と以下の関係式がある。

$$C_N = C_L \cos \alpha + C_D \sin \alpha \quad (6)$$

$$C_T = C_L \sin \alpha - C_D \cos \alpha \quad (7)$$

ここで α 、 W は V の関数であるから (5) 式の F_x^* も V の関数である。流速の減少の割合を表す誘導係数 a を以下の式で定義する。

$$a = (V_\infty - V) / V_\infty \quad (8)$$

(1)、(8) 式より以下の関係式が得られる。

$$a = F_x^* + a^2 \quad (9)$$

(9) 式は V を未知数とする非線形方程式であり、これを繰り返し計算により V を求める。 V により W 、 C_T が判明し次式の仮想円盤の上流側の翼要素に働くトルク T_s が求まる。

$$T_s = 0.5 \rho r C_T c \Delta h W^2 \quad (10)$$

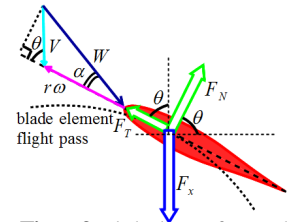


Figure3. Blade element force and relative velocity vector

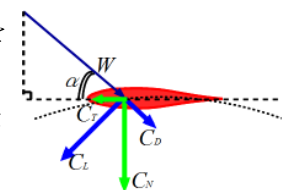


Figure4. Aerodynamic characteristics

ただし, T_s は流管ごとに計算される.

次に下流側における流れ方向の力 F_x^* は

$$F_x^* = \frac{NF_x}{\pi\rho r\Delta h \sin\theta V_\infty^2} = 2\left(2\frac{V}{V_\infty} - 1\right) \frac{V'}{V_e} \left(1 - \frac{V'}{V_e}\right) \quad (11)$$

となる. また, F_x^* は法線力係数 C_N' , 接線力係数 C_T' , 相対速度 W' を用いると,

$$F_x^* = \frac{S}{2\pi} \left(\frac{W'}{V_\infty}\right)^2 \left(C_N' - C_T' \frac{\cos\theta}{\sin\theta}\right) \quad (12)$$

となる. 誘導係数 b を以下の式で定義する.

$$b = (V_e - V')/V_e \quad (13)$$

(11), (13)式より以下の関係式が得られる.

$$b = F_x^*/[2(2V/V_\infty - 1)^2] + b^2 \quad (14)$$

(14)式も(9)式と同様に V' を未知数とする非線形方程式であり, V' について解く. V' により W' , C_T' が判明し, (10)式の W を W' , C_T を C_T' として下流側のトルクが求まる.

従って, i 番目の流管におけるトルクは上流側と下流側の和として計算をする. ある周速比 λ に発生するタービン効率を表すパワー係数 C_p は, 全流管におけるトルクの平均トルクを \bar{T} とすると, 次式で定義される.

$$C_p = \frac{\bar{T}\omega}{0.5\rho 2r\Delta h V_\infty^3} \quad (15)$$

3. 解析条件

解析対象のタービンは, 図 1 に示すダリウス形タービンとし, 翼形は NACA63₃-018 の円弧翼とする. 円弧翼は, キャンバー線がタービンの回転軌跡に沿うように円弧状に曲げられている.

図 5 に翼取付角と力の関係を示す. ここで, δ は翼取付角, α_0 は $\delta=0^\circ$ における迎角である. δ は翼弦線と回転軌跡

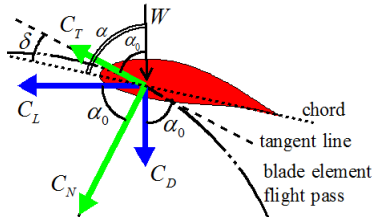


Figure 5. Blade setting angle

の接線とのなす角度であり, 前縁が回転軌跡の内側に入るときを正, 外側に出るときを負と定義する. したがって, 迎角は $\alpha=\alpha_0+\delta$ となる.

図 6 に風洞実験で測定した $\alpha - C_D, C_L$ 特性を示す. (6), (7)式の C_D, C_L は図 6 の α における各数値を使用する. ソリディティ S は 0.1 とし, δ を $-6^\circ \sim 6^\circ$ の範囲で変化させた時の $\lambda - C_p$ 特性を(15)式より算出する.

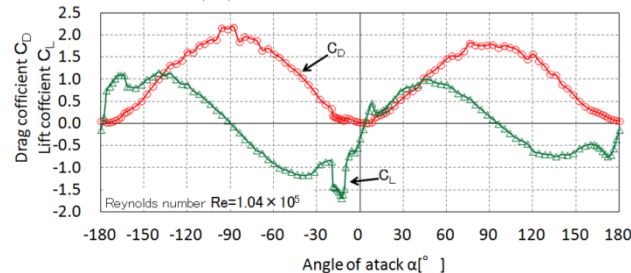


Figure 6. Characteristics of Drag and Lift coefficients

4. 結果

図 7 に 2 段多流管モデルの $\lambda - C_p$ 特性, 図 8 に多流管モデルの $\lambda - C_p$ 特性を示す. 図 7 と図 8 を比較するとどちらのモデルもほぼ同じ傾向となったが, 2 段多流管モデルの方が全体的に C_{Pmax} は小さくなった. 多流管モデルでは全流管におけるトルクの平均を算出しているのに対して, 2 段多流管モデルでは上流側と下流側を足し合わせ全流管におけるトルクの平均を算出している. 後者のモデルでは $V' < V$ としているので, 上流側よりも下流側のトルクの方が小さくなり, 2 段多流管モデルの方が C_{Pmax} は小さくなった.

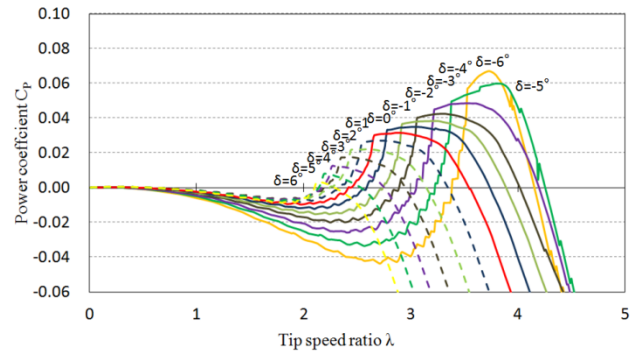


Figure 7. $\lambda - C_p$ characteristics by two-stage multiple streamtube model

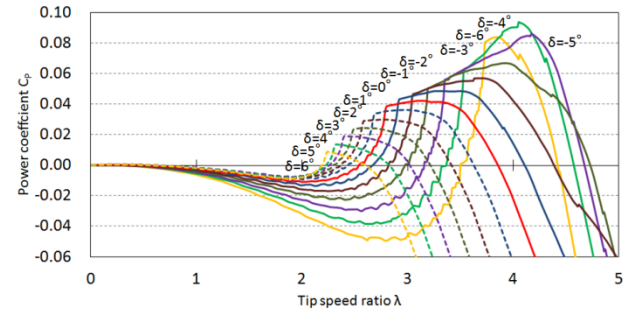


Figure 8. $\lambda - C_p$ characteristics by Multiple streamtube model

5. まとめ

本稿では円弧翼を用いたダリウス形タービンにおいて翼取付角を変化させ, 周速比に対するパワー係数を 2 段多流管モデルにより算出し, 多流管モデルと比較検討した. その結果, 2 段多流管モデルの方が C_{Pmax} が全体的に小さくなった. 多流管モデルでは全流管におけるトルクの平均を算出しているのに対して, 2 段多流管モデルでは上流側と下流側を足し合わせ全流管におけるトルクの平均を算出している. 2 段多流管モデルでは下流側の流速の方が遅いとしているので, 下流側のトルクの方が小さくなり, 2 段多流管モデルの方が C_{Pmax} は小さくなった.

参考文献

- [1] 池田他: 円弧翼を用いたダリウス形タービンの翼取付角の違いによる性能の検討, 電気設備学会全国大会講演論文集, pp.119-120(2010/8)
- [2] I.Paraschivou: 「Wind Turbine Design with Emphasis on Darrieus Concept」, インデックス出版, pp.73-94.163~199(2007.3)
- [3] 渋谷他: 「広がり考慮した 2 段多流管解析による縦軸風車の性能予測」, ターボ機械協会講演会, vol.55, pp.88~93(2006)
- [4] J.H.Strickland: 「The Darrieus Turbine: A Performance Prediction Model Using Multiple Streamtubes」, SAND 75-0431, pp.1-31, (1975)