

科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 26 年 6 月 11 日現在

機関番号：11201

研究種目：基盤研究(C)

研究期間：2011～2013

課題番号：23560180

研究課題名(和文) 複合型制御機構による高負荷3次元タービン翼の広範囲高効率化に関する研究

研究課題名(英文) Development of Highly Efficient 3D High-Lift Turbine Airfoil by Use of Composite Flow-Control Devices

研究代表者

船崎 健一 (Funazaki, Ken-ichi)

岩手大学・工学部・教授

研究者番号：00219081

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 4,200,000円、(間接経費) 1,260,000円

研究成果の概要(和文)：本研究で調査したデバイスは、2次元ステップ状デバイス、3次元ディンプル、後縁形状削減、複合デバイスである。これらの空力性能及び境界層計測を直線翼列試験装置を用いて測定し、デバイスの効果を比較検討した。調査したレイノルズ数は、超高空巡航状態から地上近傍までであり、十分広範囲な条件下で計測を行った。

この結果、剥離制御デバイスで翼負圧面における剥離が縮小し、損失が低減する。デバイス高さが高いほど、剥離抑制の効果は高いが、同時に乱流損失が増加する。翼後縁厚みの削減は損失の低減に寄与する。複合化した翼型において、広範囲のレイノルズ数条件で損失が低減することを確認した。

研究成果の概要(英文)：This report dealt with the experimental and numerical investigations of the effects of 2D contouring, followed by the explanation on the trailing edge reshaping on the loss reduction of a high-lift LPT airfoil.

1. 2D contouring applied in this study was a useful passive device to reduce the cascade loss, especially at low Reynolds number regime. However, such a gain from the device tended to be lost as the Reynolds number increased. 2. TE Reshaping was advantageous for the loss reduction at high Reynolds number regime as designed aiming at the trim of the base region downstream of the trailing edge. 3. The proposed new method in this study, which applies 2D contouring with a smaller step than that of the original one and TE Reshaping at the same time, considerably reduced the cascade loss over the all tested Reynolds number conditions under no incoming wake condition.

研究分野：機械工学

科研費の分科・細目：機械工学・流体工学

キーワード：剥離制御 低圧タービン翼 航空エンジン デバイス 実験 CFD

1. 研究開始当初の背景

化石燃料の大量消費及びそれによる膨大なCO₂放出は、新興国の経済発展と連動して依然として続いており、エネルギーコストの増大とも相俟って世界の環境面、経済面及び政治面での不安定化が進んでいる。この状況に抗するべくグリーンエネルギー政策が国内外で強力に進められているが、変動性の強いグリーンエネルギー（太陽光、風力）の供給量の増加とともに、次世代の化石系で利用されるターボ機械性能は、定格のみならず部分負荷時での高効率が強くと求められており、それを実現するためのターボ機械空力性能の制御技術の研究開発は喫緊の課題である。

2. 研究の目的

本研究は、複数の流れ制御技術を組み合わせることにより、ターボ機械翼面上流れの現実的かつ新たな制御手法を提案する。具体的には、

- (1) 翼負圧面形状を階段状に変化させた翼輪郭変化法 (Blade Contouring 法)
- (2) 二次空気噴き出し法 (Jet Vortex Generator 法)
- (3) リブレット法 (Riblet 法)
- (4) 上流側からの wake 内の乱流特性を変化させる方法 (controlled wake 法)

である。1, 2 の手法は主として部分負荷時、低レイノルズ数条件での翼面剥離制御用であり、3 は剥離を抑制した後発生する乱流境界層や高レイノルズ数条件用、4 は内部流れの乱れ制御用である。このように異なる制御方法を適切に組み合わせることにより、広範囲の流動条件で効果を発揮する制御機構を提案する。加えて、提案する手法の性能を翼列試験装置及び3次元回転試験装置で実験的に明らかにするとともに、流れ場の挙動を実験 (PIV, 熱線流速計) 及び非定常流れ解析 (DES/LES) で明らかにする。これらの調査を通じて実用化の課題を明らかにする。

3. 研究の方法

(1) 実験装置

図1に使用した実験装置を示す。装置はエッフェル型の低速風洞で、遠心圧縮式のプロアから吸い込まれた作動流体は風洞部を通過し、下流の直線翼列に流入する構造となっている。直線翼列は7枚の翼で構成されており、翼端において翼支持プレートで支持された各翼は、翼列側板に設けられたスリットを通して交換する事が可能となっている。本研究では、航空機用高負荷低圧タービン翼である Base 翼と、Base 翼負圧面に図2、図3に示すような乱流促進デバイスを付加した CDM

翼、TDM 翼、ディンプル翼の計4種類に関して調査を行った。翼形状に関して、Base 翼と CDM 翼、TDM 翼は基本的な形状は同一となっている。CDM 翼と TDM 翼のデバイスは前縁と最大速度点の間に存在し、緩やかに負圧面の翼厚みを増しながら、最下流部での Step 部を経て Base 翼の形状に接続している。この Step 部は Base 翼負圧面上での速度が最大値に達する直前に設けられている。ここで CDM 翼のデバイス高さは TDM 翼の半分の高さとしている。Base 翼の仕様としては、コード長 $C=114$ [mm]、軸コード長 $C_x=100$ [mm]、翼ピッチ $t=101.6$ [mm]、スパン長さ 260 [mm]、設計流入角 43.5 [deg]、設計流出角 -60.7 [deg]、翼負荷の高さを示す指標である Zweifel Factor=1.29 となっている。

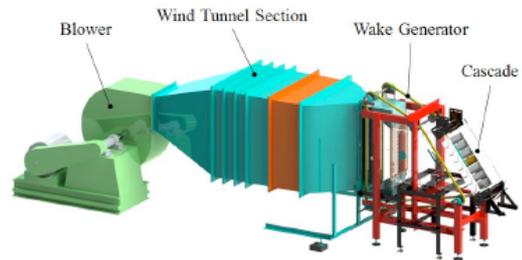


図1 試験用風洞

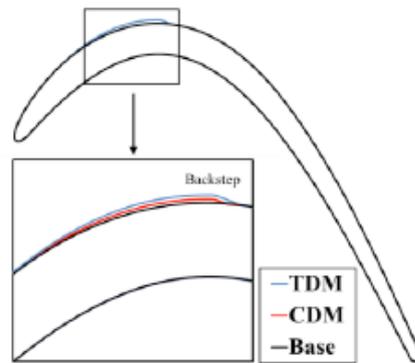


図2 制御デバイス付翼 (翼輪郭変化法)

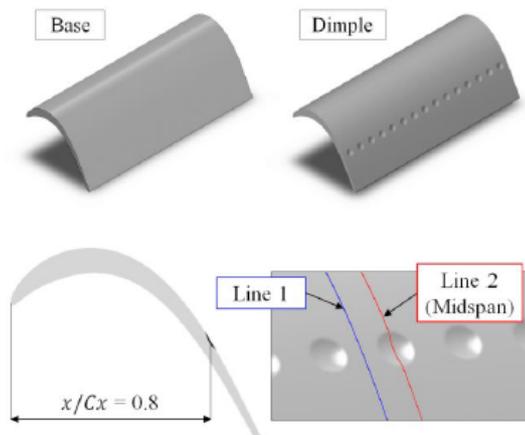


図3 制御デバイス付翼 (ディンプル型)

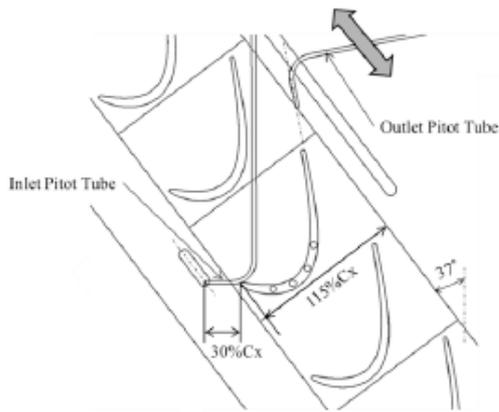


図4 空力特性計測方法

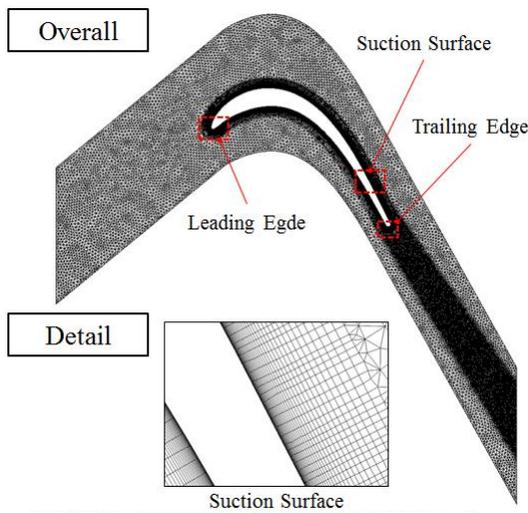


図5 CFD解析格子

図4には空力特性計測状況を示している。計測には、ミニチュアピトー管を用いている。また、翼面境界層計測もI型熱線プローブを用いて実施している。

(2) 計算手法

図5には流れ解析用の計算格子の一例を示す。通常は構造格子を専用の格子生成ソフト(Gridgen, Turbogrid, Autogrid)を用いて生成するが、ディンプル翼のように構造格子系では生成が難しい場合は,ICEM-CFDを用いて非構造格子を翼面回りに設置している。この際、構造格子と同等の予測精度が得られるように要素数や配置方法を工夫している。

4. 研究成果

CFDによる解析結果

(1) 突起状デバイスの場合

図6に突起状デバイスを装着した場合の翼負圧面の非定常流れ、特に突起から発生したじょう乱が剥離泡に直接的に影響を与え、剥離せん断層の不安定化促進と細かな渦放出を誘発する状況が明瞭に捉えられている。

(2) ディンプルの場合

図7, 8にディンプル内とその下流の流れ、

及びディンプルによる剥離構造の変化に関するCFDの結果を示す。ディンプルなどのデバイスにより剥離構造が変化(縮小)していることが分かる。

(3) 翼後縁形状変化

図9には翼後縁形状を変化させた翼(TER翼)とそれによるタービン翼列空力特性の変化を、突起型デバイス翼の結果とともに示す。

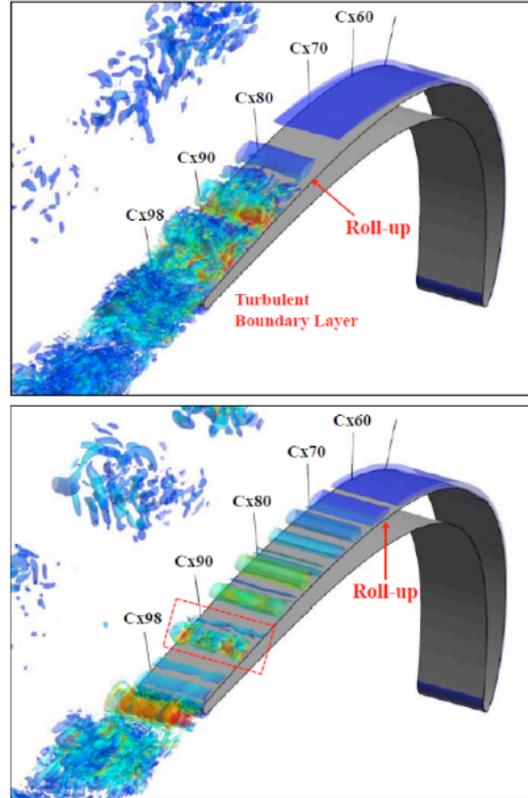


図6 突起型デバイスによるじょう乱

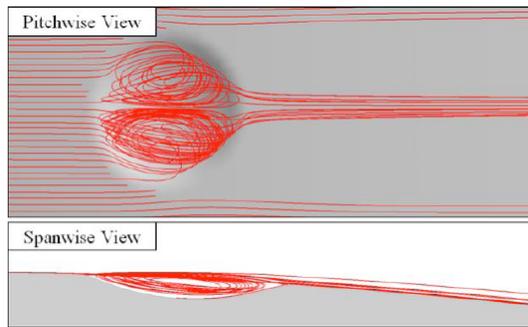


図7 ディンプル内の流れとその下流

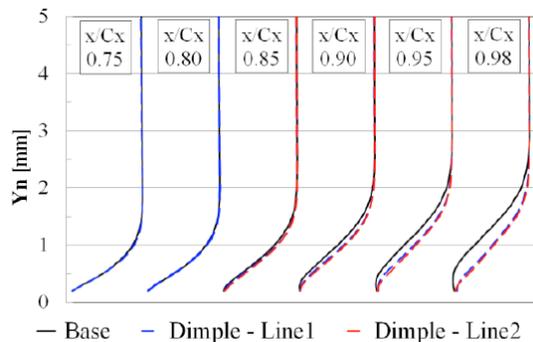


図8 ディンプルによる剥離構造の変化

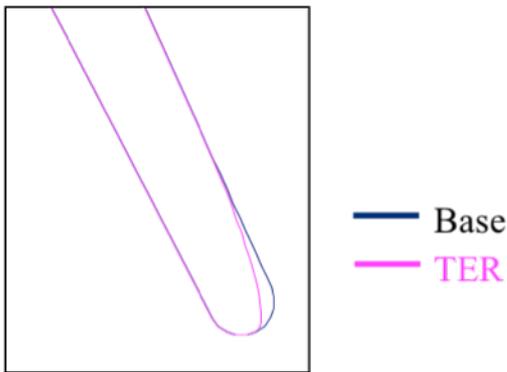


図9 翼後縁形状変化翼 (TER 翼)

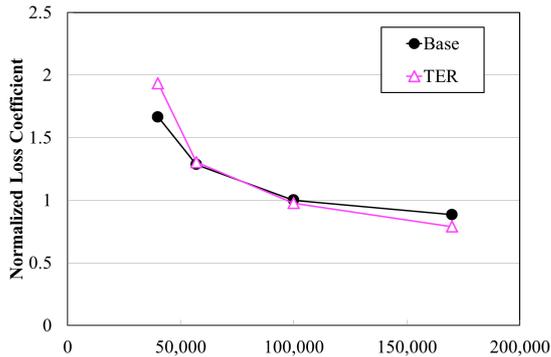


図10 翼後縁形状変化翼の空力特性

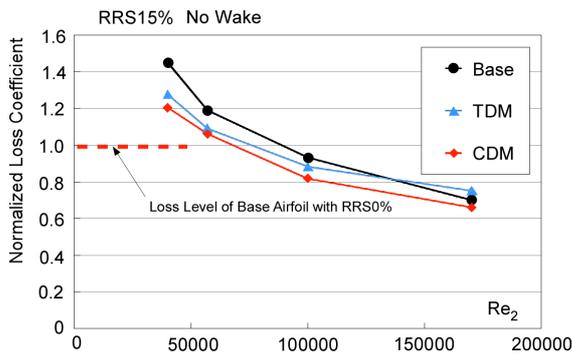


図11 突起型デバイス翼と複合デバイス翼の空力特性 (wake 通過効果なし)

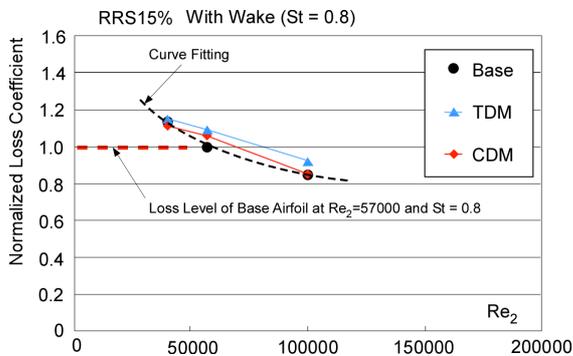


図12 突起型デバイス翼と複合デバイス翼の空力特性 (wake 通過効果あり)

図10に、翼後縁形状変化翼の空力特性を示す。この結果より、高レイノルズ数条件下では

効果が見られるものの、低レイノルズ数条件下では、性能の悪化が見られている。

(4) 複合デバイス翼

突起デバイス及び後縁形状変化を組み合わせた複合デバイス翼 (CDM 翼) を考案し、その空力特性を調査した。図11には、実機条件を想定した擾乱 (wake 通過) を加味していない場合の空力特性を示す。この結果より、CDM 翼は幅広いレイノルズ数条件下で空力性能の大きな改善が見られている。ただし、図12に示すように、wake 通過条件下では十分な性能改善の結果が得られていない。今後の課題としては、突起デバイスをディンプル等に変更するなどの取り組みが必要である。

5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[学会発表] (計3件)

- (1) 蛭名, 船崎, 他4名, 航空エンジン用低圧タービンの高負荷・高効率化に関する研究 (高負荷設計翼における乱流促進デバイスの効果)、日本機械学会年次大会、岡山大学 (岡山県), 2013年9月9日
- (2) Funazaki, K. 他5名. A NOVEL METHOD FOR IMPROVEMENT OF AERODYNAMIC PERFORMANCE OF HIGHLY LOADED LP TURBINE AIRFOILS FOR AEROENGINES, ASME TURBO EXPO, San Antonio Convention Center (San Antonio, USA), 2013年6月7日
- (3) Funazaki, K. and Okamura, K., Studies on Two-Dimensional Contouring of High-Lift Turbine Airfoil Suction Surface as Separation-Control Device: Effects of Reynolds number and Flow Disturbances, ISUAAAT13, Univ. of Tokyo (Tokyo), 2012年9月13日

6. 研究組織

(1) 研究代表者

船崎 健一 (FUNAZAKI, Ken-ichi)

岩手大学・工学部・教授

研究者番号: 00219081