剥離制御装置による航空エンジン低圧タービンの高負荷化に関する研究 Studies on the Development of Aeroengine High-Lift LP Airfoil by Use of Separation Control Device

船崎健一(岩手大工)

FUNAZAKI Ken-ichi, Iwate University

岡村和希(岩手大院)

佐藤安國(岩手大院)

蛭名孔明(岩手大工)

OKAMURA Kazuki, Iwate University

SATO Yasukuni, Iwate University

EBINA Koumei, Iwate University

Key Words: Low-Pressure Turbine, High-Lift Airfoil, Aeroengine, Separation Control, Experiment, CFD

1. 緒言

民間航空機には、低燃費・低騒音の観点から高バイパス比ターボファンエンジンが用いられており、経済性、環境適合性の強化のため今後さらに高バイパス比化が進むとされている。

ターボファンエンジンは、巨大なファンが比較的低回転数で回転しながら大量の空気を吸い込み下流側に排出することで、エンジンで発生する推力の大半を得ている(図1)。このファンを駆動する低圧タービン(LPT)は、作動流体の膨張による加速を抑えつつ低回転数で大出力を得るため、その翼先端半径は高压タービンよりもはるかに大きい。そのため、低圧タービンでは、多段で翼枚数が多くなり、ディスク重量も含めエンジン重量の3割ほどを占めるとも言われている。機体重量は燃費に直結し、エンジンの寄与も少なくないことから、軽量化設計が航空エンジン開発上の重要課題の一つとなっている。現在、低圧タービン部の軽量化手法として、新材料の適用が検討されているが、当面は翼枚数の削減による軽量化設計が続くと考えられている。この翼枚数の削減は翼負荷を増大させ、翼負圧面上で剥離が生じやすくなり、巡航時の周囲圧低下に伴いその可能性はさらに高まる。剥離が再付着しない場合は、翼性能は極端に低下し流出角も大きく変化することから、そのような条件での使用は避けなければならないが、再付着する場合でも、再付着後の急激な乱流化により境界層損失が増大する。そこで、剥離を制御し、高負荷で高効率な低圧タービン実現に向けた研究が数多くなされている。能動的制御技術として最近 Plasma Actuator に多くの関心が寄せられているが^[1]、信頼性、耐環境性、電力供給系、経済性等の観点から実機搭載への可能性は低く、今後も受動的制御技術での到達限界を追い求める研究が必要である。

著者らは、二次元的な表面形状の変化(back-facing step 状)を高負荷化された低圧タービン翼の負圧面に設けることで、低レイノルズ数時の空力性能の改善が可能であることを見出すとともに、そのメカニズム解明を試みた^[2]。しかし、高レイノルズ数での効果が弱い点など、改良の余地があること、流れ場のより詳細な調査や形状パラメータを変えた研究が必要であることが以前の研究の結果明らかになった。そこで、本研究では、先行研究と同じ低圧タービン直線翼列を用い、その段階では十分ではなかった流れ場のより詳細な考察をCFDと実験を踏まえて行うとともに、主流乱れやwake通過の効果を明らかにすることを目的とする。また、表面形状パラメータを変化させることで、剥離制御により適した形状を見出すための知見を得ることも目的としている。

Figure 1 A large-scale commercial turbofan engine (GE90)

2. 実験手法・数値解析手法

図2には、本研究で使用した試験装置の全体図を示す。試験装置はブロウ、風洞部、直線翼列試験装置、後流発生装置で構成されている。図2左に示す翼列試験装置は、7枚の翼で構成され、中心翼のMidspanには、静圧孔を設けている。供試翼は、オリジナル形状の翼(Base翼)、表面形状を変化させた翼(Device翼)を用いた。両者は、図2右に示すように形状を変化させた翼前半部を除き、形状は一致している。

次に計測手法に関して説明する。計測は、翼列の入口・出口に設けられたピトー管を用いた空力計測や定温度型熱線流速計(CTA)を用いた境界層計測を実施した。

次に数値解析に関して説明する。数値解析では、流れ場理解のため用いている。解析にはANSYS CFX ver.12.0を用い、定常(RANS)・非定常解析(LES)を実施した。格子生成にはPointwise社のGridgenを用い、総格子点数約900万点の格子を生成した(図3)。最小格子幅は $y^+=1$ を満たしている。

試験パラメータには、ソリディティ削減率(RRS)と翼弦長と平均出口流速に基づくレイノルズ数(Re)、円柱通過周波数の無次元化であるストローハル数(St)を設定している。

Figure 2 Test Facility (Left), Control Device (Right)

Figure 3 Computational grid around the device airfoil

3. 結果と考察

図4は、実験と数値解析により得られた翼静圧係数分布の結果、図5には熱線プローブにより取得した時間平均速度コンタ図を示す。なお、白く塗りつぶされた領域は、非計測領域である。図4の静圧分布、図5の速度コンターから、Base形状においては翼負圧面に剥離泡が形成されていることがわかる。一方、Device翼においては剥離が時間平均的に抑制されていることを実験から確認でき、CFDの結果でもそれが再現されている。なお、RANSとLESによる結果を比較すると、LESによる予測値が実験値に近いことがわかる。剥離・再付着という非定常性の強い現象の予測には、LESのような非定常解析が有効であることを示唆している。ただし、まだ実験との食い違いは少なくなく、改良の余地は十分に残されている。図6には、LES解析で得られたBase翼及びDevice翼の負圧面上での軸方向渦度コンタを示す。Base翼の場合、せん断層がKH不安定により揺らぎ、翼後縁近くで急激に三次元化、再付着が発生している。一方で、Device翼では、back-facing step部で発生した微小じょう乱により剥離泡が抑制され、せん断層は翼面に接近するとともに、渦への早期巻き上がりが発生している。この渦発生が、Base翼で見られたような境界層の翼後縁側への急激な成長が抑制されていると考えることができる。

Figure 4 Experimental static pressure distributions in comparison with the corresponding numerical results

Figure 5 Contours of time-averaged velocity obtained from the experiment (top: Base / bottom: Device) at $Re = 57000$

Figure 6 Spanwise vorticity contours for Base airfoil (top) and Device airfoil (bottom)

4. 結言

本研究では、低圧タービン直線翼列による実験と、汎用ソフトを用いた数値解析を実施した。受動的な剥離制御用デバイスを用いることで、特に低レイノルズ数条件下において翼負圧面上に形成する剥離を抑制することを実験、数値解析の両面から確認し、翼列性能が改善することを示した。

参考文献

- [1] Huang, SEPARATION CONTROL OVER LOW PRESSURE TURBINE BLADES USING PLASMA ACTUATORS, Doctoral Dissertation, University of Notre Dame, 2005
- [2] Funazaki, K., Tanaka, N., Shiba, T., Tanimitsu, H. and Hamaba, M., Studies on Two-Dimensional Contouring of High-Lift Turbine Airfoil Suction Surface as Separation-Control Device: Separation Suppression under Steady-State Flow Conditions, GT2011-45156, 2011