

超小型遠心圧縮機内の流れの数値解析

秋山 智仁 萩原 和明 朝賀 裕一郎 江藤量一
法政大学大学院工学研究科機械工学専攻

水木 新平 辻田 星歩
法政大学工学部機械工学科

近年、電力用の分散型エネルギー源やモバイル電源、超小型飛行機用を目指したガスタービンの小型化に対する研究や試作が盛んに行われている。しかし、小型化された遠心圧縮機の内部流れの詳細を実験で解明することは非常に難しい。

本研究では、マイクロガスタービンを構成する超小型遠心圧縮機の実現を目指し、羽根車内の流れの詳細をCFDにより解明し、開発のための知見を得た。

1. 結論

遠心圧縮機は、軸流式に比べて1段当たりの圧縮比が大きいこと、流量の増減による圧力の変化が少ないことから幅広い分野で用いられている。

羽根車内の流れは、複雑な翼形状、軸方向から流入し半径方向へ流出する際に受ける遠心力およびコリオリ力、境界層の発達の影響などにより複雑な様相を呈する。

近年、電力用の分散型エネルギー源やモバイル電源などガスタービンの小型化に関する研究や試作が盛んに行われている⁽¹⁾⁽²⁾。しかし、サイズが極めて小さいマイクロガスタービンにおいては、圧縮比を得るために高い回転数を必要とする。また、実機による測定が困難なために、CFDによる流動解析が不可欠である。

本研究では直径4mmのマイクロガスタービン用超小型遠心圧縮機の実現を目指し、汎用コードStar-CDを用いて5倍モデルの三次元形状の超小型遠心圧縮機羽根車内の流れを解析し、その流路内の流れの挙動を解明した。

2. 供試羽根車

表1に解析対象となる直径20mmの三次元翼を有する遠心羽根車の設計仕様を、図1にその形状を示す。

表1 羽根車の設計仕様

羽根枚数(枚)	9
入口直径(mm)	15.50
出口直径(mm)	20.00
羽根厚さ(mm)	0.34
入口羽根高さ(mm)	4.25
出口羽根高さ(mm)	2.00
羽根入口角度(°)	51.00
羽根出口角度(°)	30.00

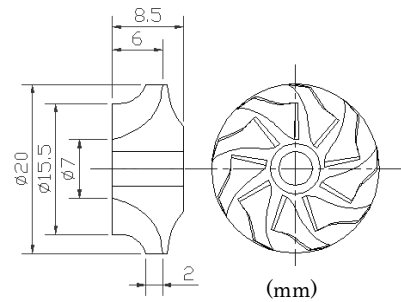


図1 羽根車の形状

3. 数値解析法

3.1 計算方法

Star-CDの計算方法の設定では全体の計算アルゴリズムにSIMPLE法を用いた。計算精度に影響を与える対流項の評価には二次精度の風上差分法(LUD)を、また、乱流モデルには低レイノルズ数型k-εモデルを用いた。

3.2 解析条件

図2に計算格子を示す。計算格子は羽根車の1ピッチ分の翼間流路に対して生成し、解析を行った。格子点数は、流れ方向に147点、翼ピッチ方向の翼間上流部で76点、翼間内部で50点、翼間下部で72点、翼スパン方向に44点の472,062点である。

境界条件としては、圧力比3を想定し、入口全圧を101.3(kPa)、出口静圧を303.9(kPa)に設定した。また、壁面ではすべり無し条件を与え、翼面以外のピッチ方向境界面には周期境界条件を適用した。また、圧縮比3に対して、回転数は、500,000rpmとし、クリアランスは無しとして、圧縮性流れを仮定して解析を行った。

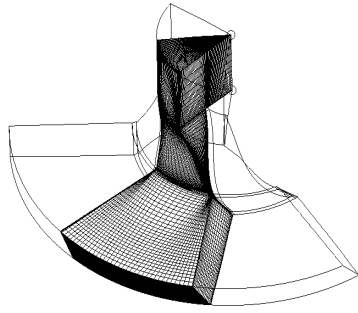


図2 三次元計算格子

計算結果から、静圧係数 C_{ps} 、全圧損失係数 C_{pt} 、マッハ数 M_w を以下の式により算出した。

$$C_{ps} = \frac{P_s - P_{s1}}{\frac{1}{2} U^2} \quad C_{pt} = \frac{P_{t1} - P_t}{\frac{1}{2} U^2}$$

$$M_w = \frac{V}{a}$$

ここで、 P_s は静圧、 P_{s1} は入口静圧、 P_t は回転による圧力上昇を除いた全圧（ロータルピー）であり、 P_{t1} は入口全圧である。また、 U は羽根車出口周速[m/s]、 V は相対速度[m/s]、 a は音速、 ρ は標準大気密度[1.205kg/m³]である。

4. 計算結果および考察

図3に計算結果を表示する翼間面を示す。図4は各翼間面における主流方向速度分布と速度ベクトルを示している。また、図5,6,7はそれぞれ各翼間面におけるマッハ数分布、静圧係数分布、全圧損失係数分布を示している。図8に翼面静圧係数分布を示す。ここで、 X_{max} は羽根車入口から羽根車出口までの翼面に沿った距離を、 X は羽根車入口から任意の点までの翼面に沿った距離を示している。またPSは圧力面を、SSは負圧面を示している。

図4(a)、(d)において、負圧面側で大規模な剥離の形成が確認できる。図5(a)、(d)において、翼間流路入口ではマッハ数 M_w が1を超え、超音速流入状態であることを示しており、わずかに下流において M_w が急激に低下し1以下になっていることから衝撃波の発生が確認できる。衝撃波の前後では圧力、密度、温度が不連続に変化する。そのため、図6(a)の負圧面側で圧力が急激に上昇したため、大規模な剥離を引き起こしたと考えられる。また、この剥離の影響により図7(a)において、高損失領域が発生していることが確認できる。さらに、衝撃波の下流では子午面の曲率による二次流れとコリオリ力による二次流れによって、シュラウド面側負圧面に高損失領域が形成され、低運動エネルギー流体が蓄積されている。この低運動エネルギー領域は、翼間出口まで大きな割合を占めていることが確認できる。(図4(a)、(d))

図7(b)、(d)、(e)において翼間下流部で高損失領域が発

生し、図4(b)、(d)、(e)では、低運動エネルギー領域が形成されている事が確認できる。これは、シュラウド側での影響が翼間下流部のミッドスパン、ミットピッチに表れたと考えられる。

図4(a)の負圧面側の羽根車出口において、羽根車内への逆流が確認できる。これはシュラウド側圧力面の運動エネルギーの高い流体が負圧面側の低運動エネルギー領域に流れ込み逆流が発生したと考えられる。したがって、シュラウド付近ではすべりが大きくなっていると考えられる。

図8(a),(b)において、シュラウド面とミッドスパン面の負圧面での圧力が $X/X_{max}=0.3 \sim 0.4$ にかけて局所的に上昇しており衝撃波の存在をしめしている。しかし、不連続的な急上昇は示していないことから、より精度の高い解析結果を得るには $X/X_{max}=0.3 \sim 0.4$ 付近の流れ方向の格子を密にすることが必要と考える。

5. 結論

- (1) 本解析結果から三次元翼の超小型遠心羽根車内の流れの挙動が明らかになった。
- (2) 三次元翼の超小型遠心圧縮機羽根車内では衝撃波が発生し、大規模な剥離が誘起され損失が増加する。
- (3) 羽根車内部の大規模な低運動エネルギー領域がシュラウド付近のすべりを大きくする。

6. 参考文献

- [1] 寺本進, 長島利夫, “超小型ガスタービンのCFD”, ガスタービン学会誌, Vol.30, No4, (2002.7), pp.50-55
- [2] 長島利夫他, “超小型ガスタービンの熱流動設計をめぐる海外共同研究”, 日本ガスタービン学会誌, Vol.30, No4, (2002.7), pp.42-49.
- [3] Ibaraki,S., Matsuo,T., Kuma,H., Sumida,K., and Suita,T., “Aerodynamics of a Transonic Centrifugal Compressor Impeller,” ASMEJ. Transactions., 125, pp.346-351, 2005.

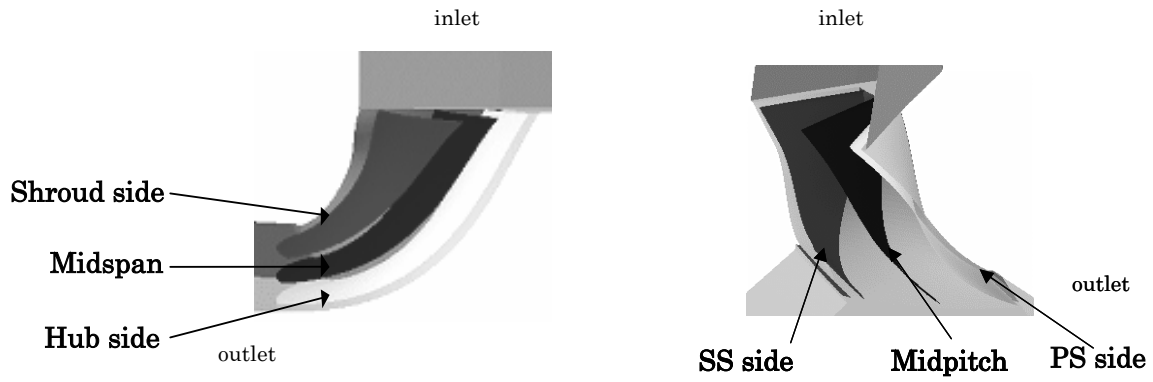


図3 計算結果表示断面

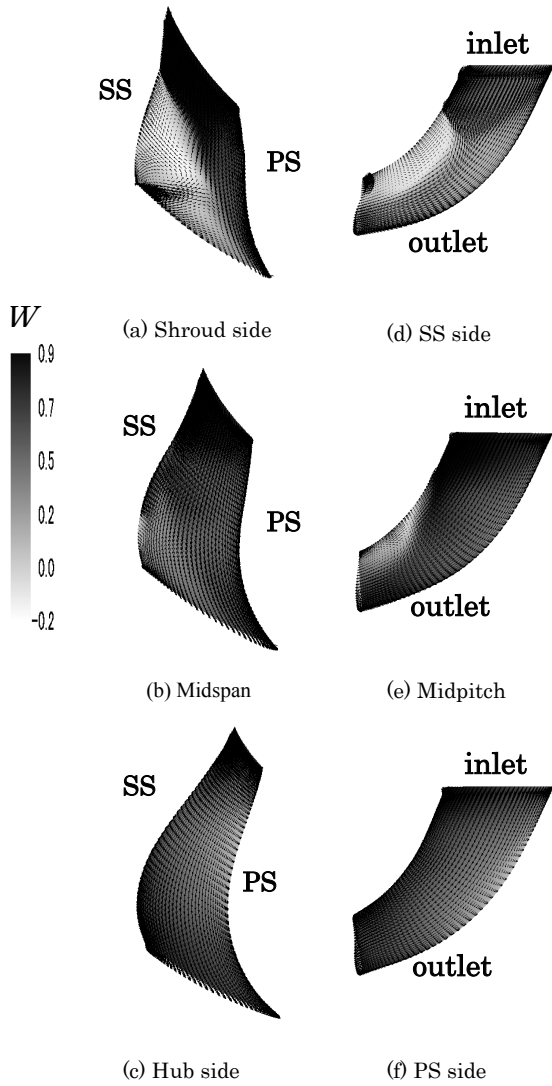


図4 主流方向速度と速度ベクトル

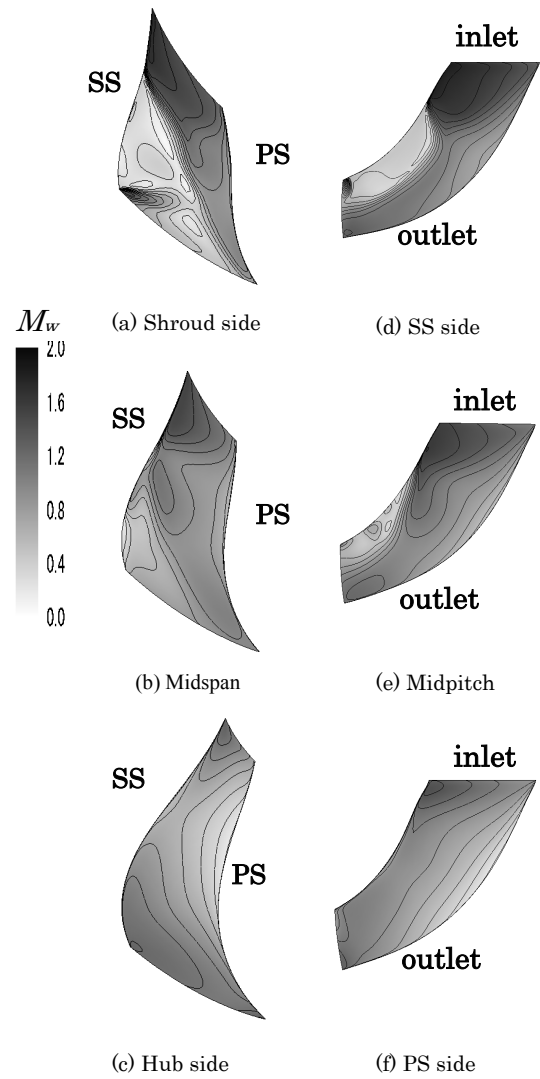


図5 マッハ数分布

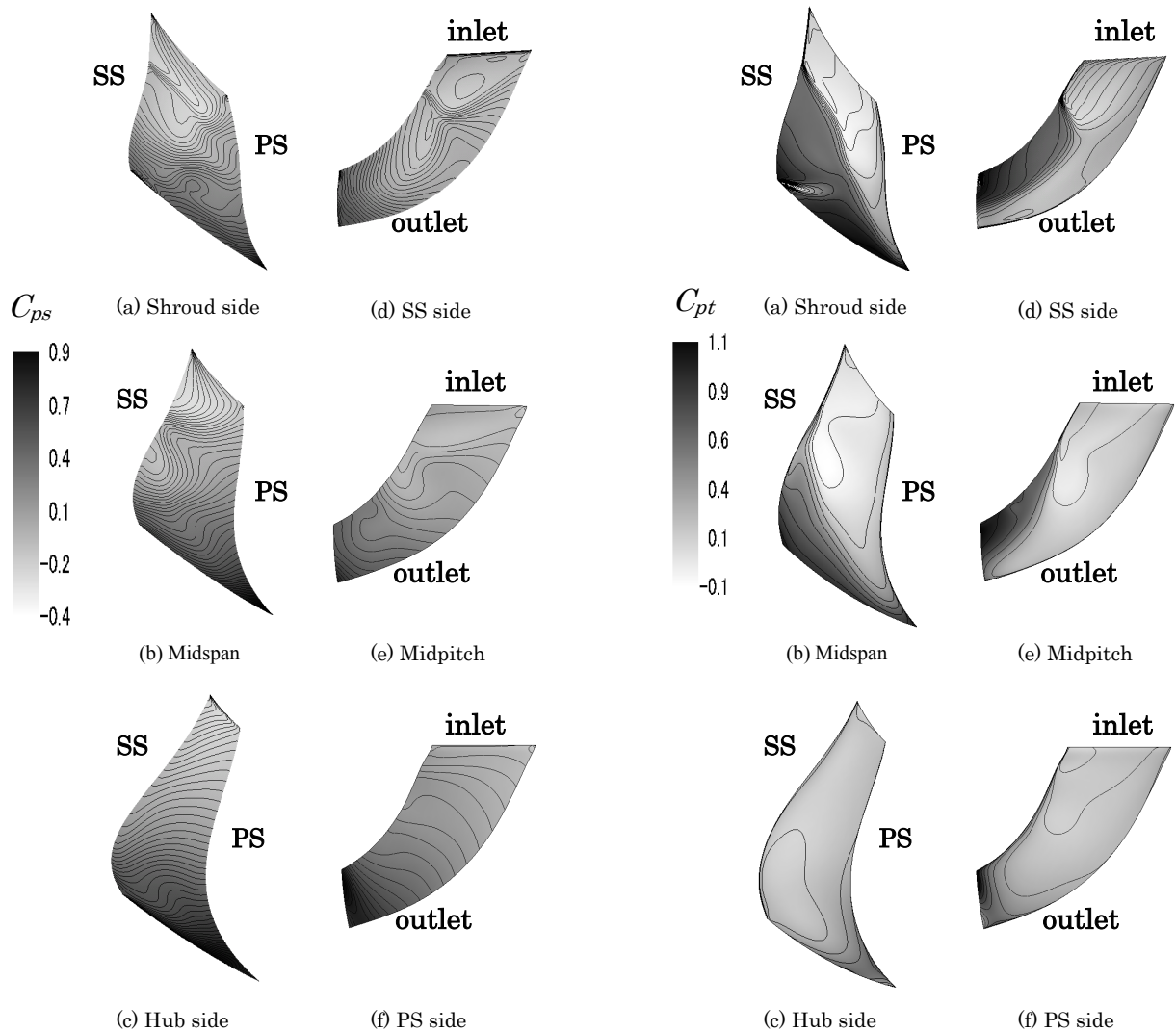


图6 静压系数分布

图7 全压损失系数分布

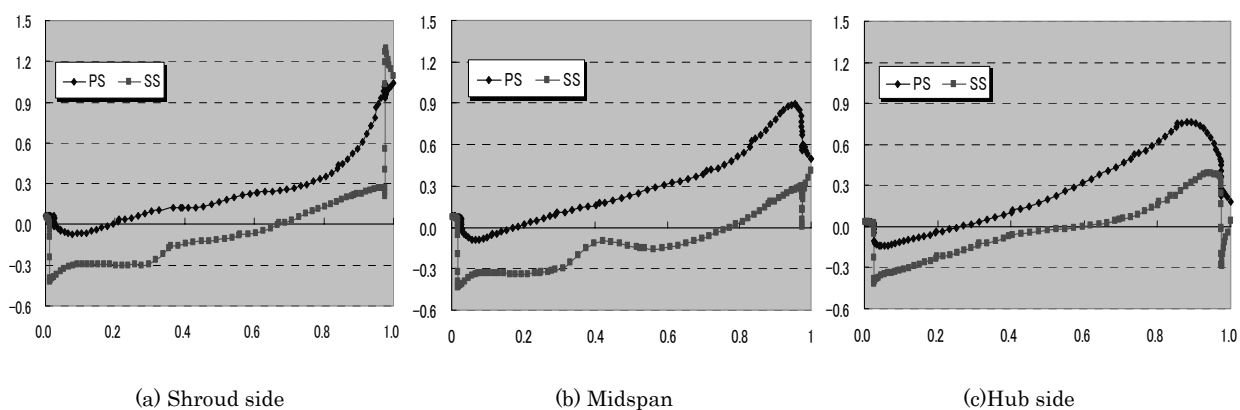


图8 翼面静压系数分布

キーワード.

超小型遠心圧縮機、内部流れ

Summary.

Numerical Analysis of Flow within Ultra Micro Centrifugal Compressor

Tomohito Akiyama Kazuaki Hagiwara Yuuichirou Asaga Ryouichi Etou
Graduate School of Mechanical Engineering, Hosei University

Shimpei Mizuki Hoshio Tsujita
Department of Mechanical Engineering, Hosei University

In recent years, a lot of experimental and numerical investigations have been made for the micro centrifugal compressor system used as the mobile electrical power source, the electric distributed energy source, the gas turbine for micro plane and so on. However, the downsizing of the centrifugal compressor system makes impossible to measure the internal flow in the rotating impeller experimentally.

For realizing the micro centrifugal compressor, which constitutes a micro gas turbine, the internal flow in the micro centrifugal impeller was analyzed by CFD in detail.

Keywords.

Ultra Micro Centrifugal Compressor, Internal Flow