Trans. of Korean Hydrogen and New Energy Society, Vol. 28, No. 1, 2017, pp. 113~119
DOI: https://doi.org/10.7316/KHNES.2017.28.1.113

KHNES
pISSN 1738-7264 • eISSN 2288-7407

유체-구조 연성해석을 이용한 능동/수동 유동제어방식이 결합된 고하중 축류 팬의 성능특성 연구

마상범[1] · 김광용[1] · 최재호[2†] · 이원석[2]

[1]인하대학교 대학원 기계공학과, [2]한화테크윈 항공엔진개발센터

Investigation on Aerodynamic Performance of a Highly-Loaded Axial Fan with Active/Passive Flow Control Using FSI Analysis

Sang-Bum Ma[1], Kwang-Yong Kim[1], Jaeho Choi[2†], Wonsuk Lee[2]

[1]Department of mechanical engineering, Graduate school, Inha University. 100 Inharo, Nam-gu Incheon 22212, Korea
[2]Aero Engine R&D Center, Hanwha Techwin, Bundang-gu, Seongnam 13488, Korea

[†]Corresponding author : jaeho1.choi@hanwha.com

Received 31 January, 2017
Revised 21 February, 2017
Accepted 28 February, 2017

Abstract >> An investigation on aerodynamic performance of a highly-loaded axial fan has been conducted to find the effects of tip injection and casing groove on aerodynamic performance in this study. Three-dimensional Reynolds-averaged Navier-Stokes equations with k-ε turbulence model were used to analyze the fluid flow in the fan with Fluid-Structure Interaction (FSI) analysis. The hexahedral grid was used to construct computational domain, and the grid dependency test drew the optimal grid system. FSI analysis was also carried out to predict the deformation of rotor and stator blades, and the effect of deformation on the aerodynamic performance of axial fan was analyzed compared to the performance predicted without FSI analysis.

Key words : Axial Fan(축류 팬), Aerodynamic Performance(공력성능), Casing Groove(케이싱 그루브), Fluid-Structure Interaction Analysis(유체-구조 연성해석), Deformation(변형)

1. 서 론

항공용 가스터빈에 장착되는 축류 팬(fan)이나 축류압축기의 경우 가스터빈의 성능과 안정성에 대한 요구가 높아짐에 따라 효율 향상뿐만 아니라 운전가능 영역의 확대를 위한 설계가 요구되고 있다. 그러나 저유량 영역에서는 실속(stall)과 서지(surge) 현상으로 인해 압력비와 효율 등의 성능이 감소되고 유동 불안정성이 증가하여 심한 진동이 발생되기 때문에 팬이나 압축기의 안정성이 심각히 저하될 수 있다. 이러한 문제를 해결하기 위해 실속과 서지현상 등과 관련되는 유동 메카니즘의 예측과 작동 안정성 향상을 위한 연구가 활발히 이루어지고 있다.

압축기 팁 간극에 대한 연구로서 Wisler[1)]은 낮은

2017 The Korean Hydrogen and New Energy Society. All rights reserved.

회전수의 압축기에서 팁 간극을 2배로 증가했을 때 최고 효율이 1.5% 감소하는 것을 확인했다. Hah 등[2]은 스윕 축류압축기의 케이싱 부근에서 발생하는 팁 누설 유동과 충격파의 상호작용으로 인해 발생하는 실속현상을 삼차원 수치해석을 통해 연구하였고 팁 누설 유동이 실속 현상을 유발하는 중요한 역할을 하는 것을 확인하였다.

팬과 압축기의 작동안정성을 향상시키기 위해 적용되는 케이싱 트리트먼트(casing treatment)에 대한 연구들도 최근에 많이 수행되고 있다. Takata 등[3]은 케이싱에 슬릿(slot) 형태의 홈을 내어 작동 영역을 확장시키는 연구를 수행하였고, Kim 등[4]은 천음속 축류압축기의 스톨 마진(stall margin)과 최고 효율을 극대화시키기 위해 케이싱 그루브(casing groove)와 팁 인젝션(tip injection)을 도입하고 그 형상을 최적화하는 연구를 수행하였다. Crook 등[5]은 축류압축기에 케이싱 트리트먼트를 적용하여 팁 누설 유동에 의해 발생하는 끝벽에서의 유로폐쇄(endwall blockage) 현상이 완화되는 것을 수치해석을 통하여 확인하였다.

이상과 같이 축류 팬과 압축기의 효율과 작동 안정성 개선을 위한 케이싱 트리트먼트에 관해 여러 연구들이 수행되어 왔다. 그러나 팬 작동 중 블레이드 형상의 변형 및 이로 인한 팁 간극의 변화 역시 실속과 서지 현상에 큰 영향을 미칠 수 있을 것으로 생각되고 있으나 이것을 고려한 연구는 체계적으로 수행되지 않았다.

본 연구에서는 보다 정확한 축류 팬의 공력성능 해석과 설계가 이루어지도록 삼차원 Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) 방정식 해석과 구조해석을 이용한 유체-구조 연성해석(FSI, fluid-structure interaction analysis)을 수행하여 블레이드의 변형이 공력해석에 반영될 수 있도록 하였다. 대상이 되는 고하중 축류 팬에는 팁 인젝션이 결합된 케이싱 그루브가 적용되었다.

2. 수치해석방법

2.1 유동해석방법

본 연구에서는 축류 팬의 성능을 예측하기 위해 3차원 압축성 RANS 해석과 구조해석을 바탕으로 유체-구조 연성해석을 수행하였다. 유동해석을 위해 상용 전산유체역학 코드인 ANSYS CFX-15.0[6]이 사용되었고, 난류모델로는 k-ε 모델이 사용되었다.

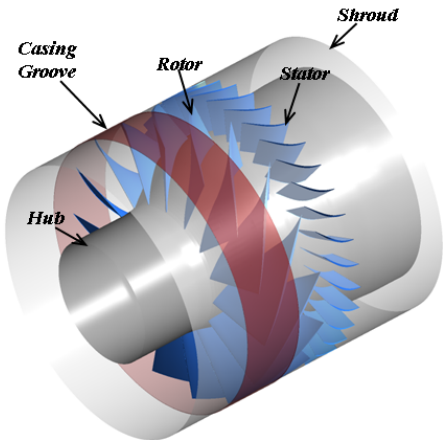


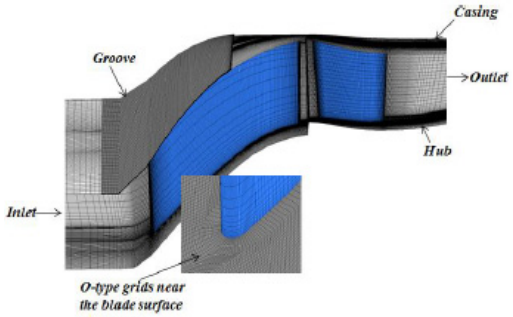
Fig. 1. Geometry of Axial Fan Model

Table 1. Design Specifications of Axial Fan

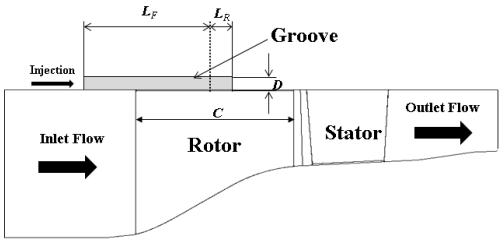
Number of rotor blades	15
Number of stator blades	34
Design flow coefficient	0.284
Rotor tip rotational speed, m/s	442

본 연구에서 사용된 축류 팬은 Fig. 1에 나타난 것과 같이 15개의 동익과 34개의 정익으로 구성되며, 케이싱 그루브의 형상은 Kim 등[4]에 의해 선행연구된 형상을 적용하였다. 동익의 팁 회전속도와 설계 유량계수는 각각 441.7 m/s와 0.284이며, 자세한 설계사양은 Table 1에 나타내었다. 계산시간의 단축과 수렴성 향상을 위해 계산영역은 Fig. 2와 같이 회전방향의 주기조건을 이용하여 한 쌍의 동익과 정익 및 케이싱 그루브를 포함하는 영역으로 설정되었다.

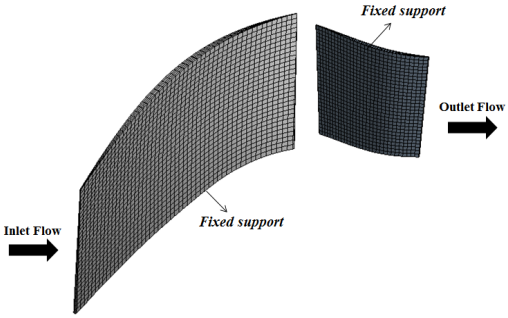
본 연구에서 사용된 팁 인젝션과 케이싱 그루브가 적용된 축류 팬의 유동장을 해석하기 위해 형상의 정의, 격자계 형성, 경계조건 정의, 유동해석 및 결과분석을 각각 Blade-Gen, Design-Modeler, Turbo-Grid, ANSYS-ICEM, CFX-Pre, CFX-Solver 및 CFX-Post 등의 소프트웨어들을 사용해 수행하였다.



(a) Grid system of the Fluid Domain



(b) Meridional Plane of the Axial Fan with Casing Groove and Tip Injection



(c) Grid System of the Structure Domain

Fig. 2. Computational Domain

팬을 지나는 작동유체는 이상상태의 공기로 가정하였으며 입구의 경계조건으로 전압력과 전온도 조건을 부여하였고, 출구의 경계조건은 균일한 상태의 정압조건으로 하였다. k-ε 모델을 적용하기 위해 Fig. 2 (a)와 같이 벽 근처 영역에서의 y^+ 최소값을 20 이상으로 유지되도록 하였고, 동익과 정익의 표면에서는 O형 격자를 사용하였으며 그 외 영역에는 H/J/C/L형 격자들을 사용하였다.

동익과 정익의 경계면에는 'stage(mixing plane)' 기법을 적용하였다. 이 기법은 상류영역의 물성치를

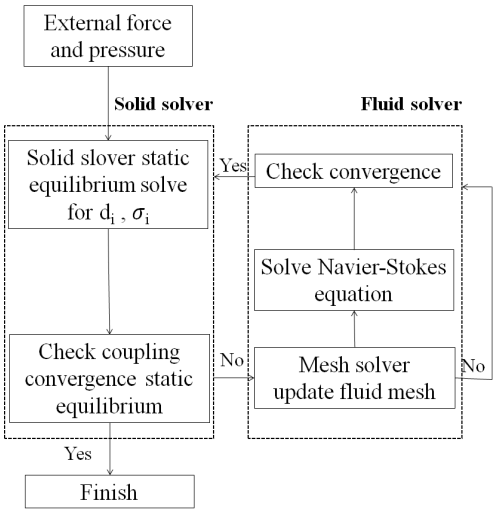


Fig. 3. Algorithm of FSI Analysis

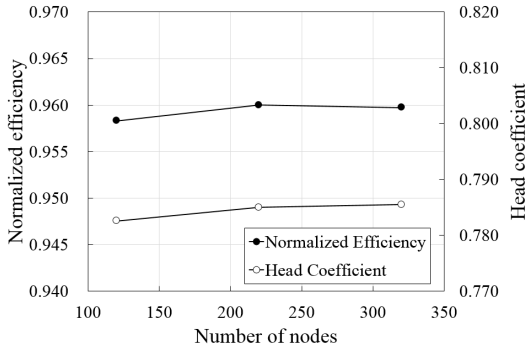
Table 2. Design Specifications of Casing Groove and Tip Injection

L_F/C	0.707
L_R/C	0.144
D/C	0.026
$\dot{m}_{tip}/\dot{m}_c$	0.024

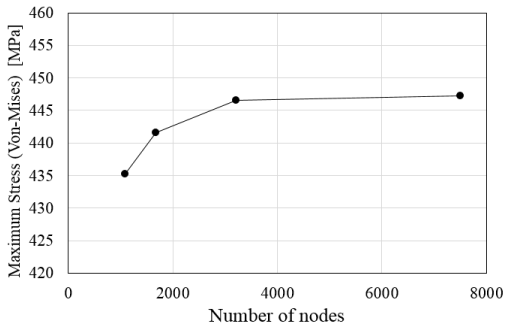
원주방향으로 평균하여 하류영역으로 전달시키는 방법이다[6].

유동해석에서 저유량 영역에서 마지막 수렴점을 실속유량으로 결정하였고, 입구에서의 유량 변화가 300 스텝당 0.001 kg/s, 입출구의 유량 차이가 0.5% 이하 및 단열효율의 변화가 100스텝 당 0.03% 이하일 경우를 수렴으로 판단하였다[7].

본 연구에서 사용된 케이싱 그루브와 팁 인젝션은 Kim 등[4]에 의해 제안된 형상을 사용하였다. 형상 정보 및 설계사양은 각각 Fig. 2 (b)와 Table 2에 나타내었다. 여기서 L_F 와 L_R 는 각각 동익의 중앙에서부터의 거리를 나타내고, C와 D는 각각 동익 코드 길이와 그루브의 깊이를 나타낸다. $\dot{m}_{tip}$와 $\dot{m}_c$는 각각 팁 인젝션 및 쵸킹(choking) 질량유량을 나타낸다.

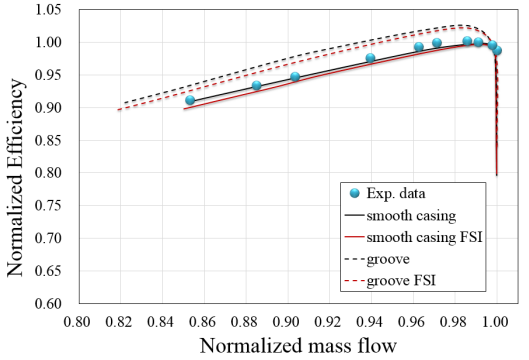


(a) Fluid Domain

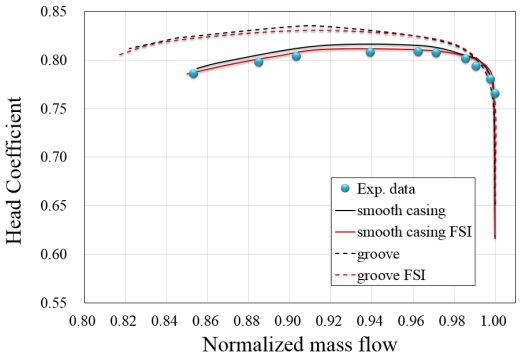


(b) Structure Domain

Fig. 4. Grid Dependency Test



(a) Normalized Efficiency



(b) Head Coefficient

Fig. 5. Comparison of Aerodynamic Performances between Smooth Casing and Grooved Casing with and without FSI Analysis

2.2 유체-구조 연성해석 방법

유체-구조 연성해석은 크게 단방향 연성해석(1-Way FSI)과 양방향 연성해석(2-Way FSI)으로 구분된다. 본 연구에서 수행한 유체-구조 연성해석은 양방향 연성해석(2-Way FSI)으로 Fig. 3에 알고리즘을 나타내었다. 구조영역에 작용하는 초기 외력은 원심력으로 설정되었고, 유체에 의한 압력, 온도 등의 해석 값이 순차적으로 구조영역에 입력되고, 유체의 외력에 의해 변형된 구조영역을 다시 유체영역에 결합시키는 방식으로 연성해석이 진행된다[8]. 유체-구조 경계면에서 구조영역의 변형량과 응력의 잔차(residual)가 수렴조건인 1×10^{-5}을 만족하면 연성해석이 종료된다. 구조해석을 위해서 ANSYS Mechanical APDL[6]이 사용되었다. 유체-구조 연성해석을 수행하기 위한 동익과 정익 구조영역의 격자계는 ANSYS-Mesh[6]를 이용하여 Fig. 2 (c)와 같이 구성하였다.

3. 결과 및 검토

3.1 격자계 시험, 신뢰성 검증 및 FSI 해석의 효과

본 연구를 수행하기 앞서 유동해석과 연성해석에서의 격자의존성을 제거하기 위해 격자의존성 시험을 수행하여 그 결과를 Fig. 4에 나타내었다. 유동해석의 경우 120~320만개 사이의 여러 격자수를 시험한 결과 Fig. 4 (a)에 나타난 바와 같이 최적의 격자수로 약 220만개가 선정되었고, 연성해석을 위한 구조영역의 격자는 약 1,000~7,800개 사이의 격자수를 시험한 결과 Fig. 4 (b)에 나타난 바와 같이 약 3,200개의 격자수를 사용하였을 때 격자의존성이 제거되었다.

계산결과의 타당성을 검증하기 위하여 선정된 격자계를 이용하여 실험값과 비교한 효율과 압력에 대한 결과를 Fig. 5에 나타내었다. 실험치는 그루브나 인젝션이 없는 경우이다. 이 그림에서는 여러 가지 축류 팬의 성능을 비교 평가하기 위해 무차원화된 축류 팬의 단열효율과 압력비와 연관된 양정계수(head coefficient)에 대한 동일 회전수에서의 성능곡선을 나타내었다. 축류 팬의 단열효율과 압력계수는 다음과 같이 정의하였다.

$$\eta = \frac{\left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} - 1}{\frac{T_2}{T_1} - 1} \quad (1)$$

$$\psi = \frac{\triangle P}{U^2 \rho} \quad (2)$$

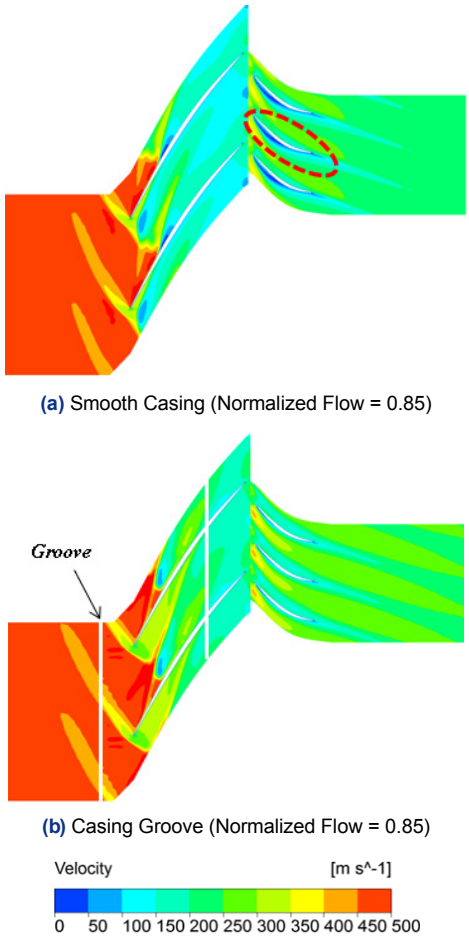
윗 식에서 P, T 및 U는 각각 전압력, 전온도 및 팁 부분 속도를 의미하며 하첨자 1과 2는 각각 입구와 출구를 의미한다. γ 및 ρ는 작동유체의 비열비 및 밀도를 나타낸다.

Fig. 5에서 보는 바와 같이 실험 결과와 수치해석 결과는 대체적으로 좋은 일치를 보여주고 있다. 특히, 양정계수에 대해서는 FSI 해석을 이용한 결과가 그렇지 않은 결과에 비해 실험치와 잘 일치함을 알 수 있다. FSI 해석 결과는 연성해석을 고려하지 않은 경우와 비교하여 대체적으로 효율과 압력비가 낮은 값을 갖는 것을 확인할 수 있다.

3.2 케이싱 그루브 및 인젝션의 영향 분석

기준 형상과 인젝션과 케이싱 그루브가 결합된 형상의 공력성능을 비교하고 있는 Fig. 5에서 보는 바와 같이 인젝션과 케이싱 그루브를의 결합을 적용함으로써 기준형상보다 단열효율과 전압력비 뿐 아니라 작동영역이 크게 증가한 것을 확인할 수 있다.

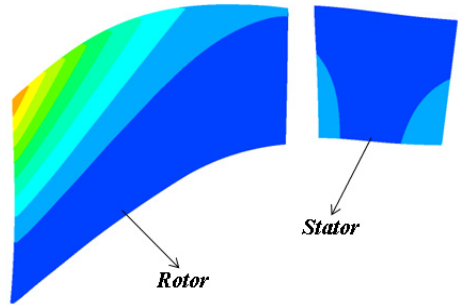
Fig. 6은 무차원화된 유량 0.85에서 기준형상과 케이싱 그루브 및 인젝션이 적용된 형상에 대해 98% span에서의 속도분포 비교를 보여준다. Fig. 6 (a)에서 보는 바와 같이 기준형상의 경우 동익 전연부의 흡입면에서 저속영역이 발생하고, 정익의 흡입면 전연부에서부터 매우 낮은 저속영역이 발생하는 것을 확인할 수 있다. 이는 저유량 영역에서 유동의 영각(incidence angle)이 증가함에 따라 흡입면에서 유동박리 영역이 증가하기 때문으로 사료된다. 이러한 유동박리는 유동 불안정성을 유발하는 실속, 더 나아가 서지의 발단이 될 수 있다. 반면 동 유량에서 케이싱 그루브와 인젝션이 적용된 축류 팬의 경우 Fig. 6 (b)에서 보는 바와 같이 동익과 정익에서 상대적으로 높은 속도 분포를 형성하고 있다. 이러한 결과는 케이싱 그루브의 재순환 유동과 인젝션의 영향으로 축방향 속도 및 원주방향 속도가 증가하여



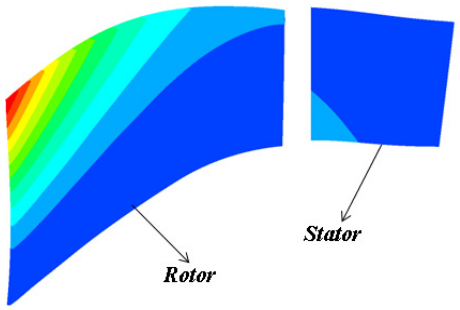
(a) Smooth Casing (Normalized Flow = 0.85)

(b) Casing Groove (Normalized Flow = 0.85)

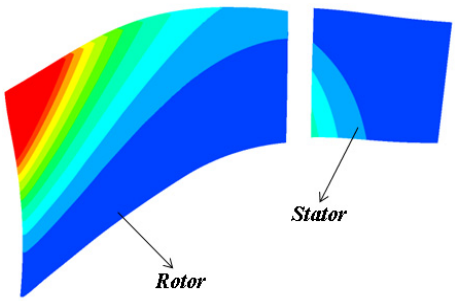
Fig. 6. Velocity Distribution at 98% Span



(a) Maximum Mass Flow Rate (Normalized Flow=1.0)



(b) Design Mass Flow Rate (Normalized Flow = 0.98)



(c) Near-Stall Mass Flow Rate (Normalized Flow = 0.82)

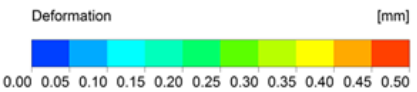
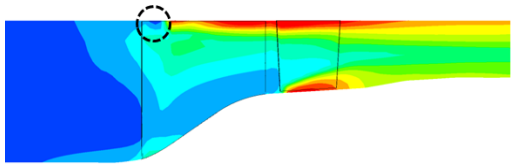
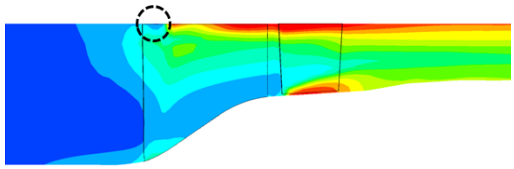


Fig. 7. Blade Deformation of Axial Fan with Tip Injection and Casing Groove

유동의 영각이 감소된 것으로 판단할 수 있다. 동일 유량점에서 정익 입구의 유동각이 변화되어 정입 흡입면에서 발생했던 유동 박리가 그루브가 적용된 형상에서는 감소되었음을 확인할 수 있다. 그 결과 팁 부근에서 발생하는 유동의 박리현상 억제 효과가 발생한 것으로 판단할 수 있다. 이로 인해 축류 팬의 단열효율, 전압력비 및 작동영역이 향상된 것으로 사료된다.



(a) without FSI Analysis (Normalized Flow = 0.82)



(b) with FSI Analysis (Normalized Flow = 0.82)

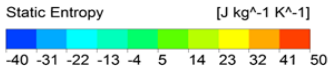


Fig. 8. Entropy Distribution on the Meridional Plane of Axial Fan with Tip Injection and Casing Groove

3.3 유체-구조 연성해석 결과

Fig. 7은 팁 인젝션과 케이싱 그루브가 결합된 축류 팬의 최대유량, 작동유량 및 실속 유량 상태에서 동익과 정익 변형의 위치에 따른 분포를 보여주고 있다. 그림에서 보는 것과 같이 동익 전연부 팁 부근에서의 변형이 상대적으로 크게 나타나는 것을 확인할 수 있으며 저유량 영역으로 갈수록 동익과 정익의 변형이 증가하는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 8은 팁 인젝션과 케이싱 그루브가 결합된 축류 팬의 실속 인근 유량점에서 자오면의 엔트로피 분포를 보여주고 있다. 그림에서 보는 바와 같이 유체-구조 연성해석을 적용하지 않은 경우 동익 전연부 팁 부근의 엔트로피 상승이 유체-구조 연성해석을 적용한 경우보다 상대적으로 작은 것을 확인할 수 있었다. 이는 블레이드의 변형으로 인해 엔트로피 분포의 차이가 발생한 것으로 판단할 수 있으며, Fig. 5 (a)에서 보는 바와 같이 유체-구조 연성해석을 적용한 경우 축류 팬의 단열 효율이 감소하는 현상과 부합한다.

4. 결 론

본 연구에서는 케이싱 그루브와 인젝션이 적용된

고하중 축류팬의 유동특성을 분석하기 위하여 삼차원 RANS 해석과 유체-구조 연성해석을 적용하였다. 수치해석을 통해 예측된 효율과 압력비가 실험값과 잘 일치하는 것을 확인하였다. 케이싱 그루브와 인젝션을 적용시킬 경우, 축류 팬의 효율, 압력비 및 작동안정성이 향상되는 것을 확인할 수 있었다. 유체-고체 연성해석을 적용할 경우 효율과 압력비에 관한 해석결과가 다소 감소하여 압력비의 경우는 실험치에 보다 더 근접하는 결과를 얻을 수 있었다. 연성해석 결과 저유량 영역으로 갈수록 블레이드의 변형이 증가하는 것을 정량적으로 확인하였고, 블레이드가 변형된 위치에서 엔트로피가 증가하는 것을 확인할 수 있었다.

후 기

본 연구는 방위사업청, 국방과학연구소의 선도형 핵심기술개발 과제 중 한화테크윈이 주관하는 'Blisk 형 Wide Chord 팬 개발 과제'의 지원에 의해 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

References

1. Wisler, D. C., "Loss reduction in axial flow compressors through low-speed model testing," ASME J. Turbomachinery, Vol. 107, 1985, pp. 532-541.
2. Hah, C., Rabe, D. C., and Wadia, A. R., "Role of Tip-Leakage Vortices and Passage Shock in Stall Inception in a Swept Transonic Compressor Rotor," ASME Turbo Expo, GT2004-53867.
3. Takata H. and Tsukuda Y., "Stall Margin Improvement by Casing Treatment – Its Mechanism and Effectiveness," Journal of Engineering for Power, Vol. 99, 1977, pp. 121-133.
4. Kim, J. H., Kim, D. W., and Kim, K. Y., "Aerodynamic optimization of a transonic axial compressor with a casing groove combined with tip injection," Proceedings of The Institution of Mechanical Engineers, Part A-Journal of Power and Energy, Vol. 277, 2013, pp. 869-884.
5. Crook A. J., Greitze E. M., Tan C. S. and Adamczyk J. J., "Numerical Simulation of Compressor Endwall and Casing Treatment Flow Phenomena," Journal of Turbomachinery, Vol. 133, 1993, pp. 501-512.
6. ANSYS CFX-15.0, 2013, Ansys inc.
7. Chen, H., Huang, X., and Fu, S., "CFD Investigation on Stall Mechanism and Casing Treatment of a Transonic Compressor," 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Sacramento, 2006, AIAA Paper, 2006-4799.
8. Ismail, N. I., Zulkifli, A. H., Abdullah, M. Z., Hisyam, B. M., and Abdullah, N. S., "Computational Aerodynamic analysis on peri-meter reinforced(PR)-compliant wing," Chinese Journal of Aeronautics, Vol. 26, No. 5, 2012, pp. 1093-1105.