

케이싱 그루브가 존재하는 축류압축기의 성능특성 연구

최광진* · 김진혁* · 김광용**

A Study on Performance Characteristics of an Axial Compressor with the Casing Groove

Kwang-Jin Choi*, Jin-Hyuk Kim*, Kwang-Yong Kim**

Key Words : Axial Compressor(축류 압축기), Numerical Analysis(수치해석), Casing Groove(케이싱 그루브), Surge Margin(서지마진), Total Pressure Ratio(전압력비), Adiabatic Efficiency(단열효율)

ABSTRACT

This paper presents a study on the performance of NASA Rotor 37 with the casing grooves based on three-dimensional numerical analysis. Reynolds-averaged Navier-Stokes equations are solved on a hexahedral grid with the shear stress transport model as a turbulence closure model. The governing equations are discretized by a finite volume method. The validation of the numerical results is performed through experimental data for the total pressure ratio and the adiabatic efficiency. The investigation for an axial compressor with a smooth casing and the casing grooves is carried out to compare the performance parameters, for example, surge margin and efficiency, etc. The surge margin is improved in the case of the casing grooves while remarkable improvement of the efficiency is not produced. The result shows that the casing groove is beneficial to expand the operating range of NASA Rotor 37.

1. 서 론

축류압축기는 높은 효율과 고유량 영역에서 작동하는 터보기계로서 주로 제트 엔진이나 선박용 엔진 등의 가스터빈 내에 사용되고 있다. 이러한 축류압축기는 저유량 영역에도 달 시 실속(stall) 및 서지(surge) 현상에 의하여 심한 진동이 발생하게 되어 효율과 같은 성능의 저하뿐만 아니라 압축기의 작동 안정성에도 많은 문제점을 야기하므로 설계 시 많은 제한 조건을 고려하여 설계해야 한다.

최근에는 전산유체역학(CFD)을 기초로 하는 삼차원 수치해석을 통하여 축류압축기의 저유량 영역 내에서 발생하는 실속 및 서지현상 등의 유동 메커니즘을 예측할 수 있고, 이를 규명하려는 연구 또한 활발히 이루어지고 있다^(1~2).

Saxer-Felici 등⁽³⁾은 축류압축기 내 실속의 생성과 발달 과정에 대하여 실험을 통하여 이를 가시화하여 분석하였고, 삼차원 수치해석을 수행하여 입구와 출구의 경계 조건에 따

른 선회 실속 패턴에 대한 영향을 연구하였다. Hah 등⁽⁴⁾은 스윙 축류압축기의 케이싱 부근에서 발생하는 팁 누설 와류 및 충격파의 상호작용으로 인해 발생하는 실속현상을 정상상태와 비정상상태에 대하여 삼차원 수치해석을 수행하였다.

한편, 실속 및 서지현상을 제어하는 방법 중 수동제어 방법의 하나인 그루브(groove)를 이용한 방법은 케이싱에 홈을 파 실속을 지연시키고, 서지마진 (surge margin)을 증가시키는 방법으로 최근 많은 연구자들에 의해 연구되고 있다. Huang 등⁽⁵⁾은 NASA Rotor 37에 설치된 다양한 CGCT (Circumferential Grooves Casing Treatment) 배열과 폭 및 깊이에 따른 서지마진의 영향을 수치적으로 연구하였으며, 그 결과 실속 메커니즘이 팁 간극에 의해 많은 영향을 받는다는 사실을 규명하였다. Muller 등⁽⁶⁾은 서지마진에 대한 그루브의 개수와 깊이의 영향을 실험 및 삼차원 수치해석을 통하여 연구하였으며, Houghton 등⁽⁷⁾은 그루브 하나의 축방향 위치에 따른 축류압축기의 효율 및 안정성에 대한 효과, 로터 출구 손실, 블레이드 하중 및 케이싱 부근의 유동장에 대한 그루브의 영향에 대하여 실험과 수치해석을 수행하였다. Shabbir 등⁽⁸⁾은 5개의 그루브가 있는 저속 축류압축기에 대하여 수치해석을

* 인하대학교 대학원 기계공학과

** 인하대학교 기계공학과

† 교신저자, E-mail : kykim@inha.ac.kr

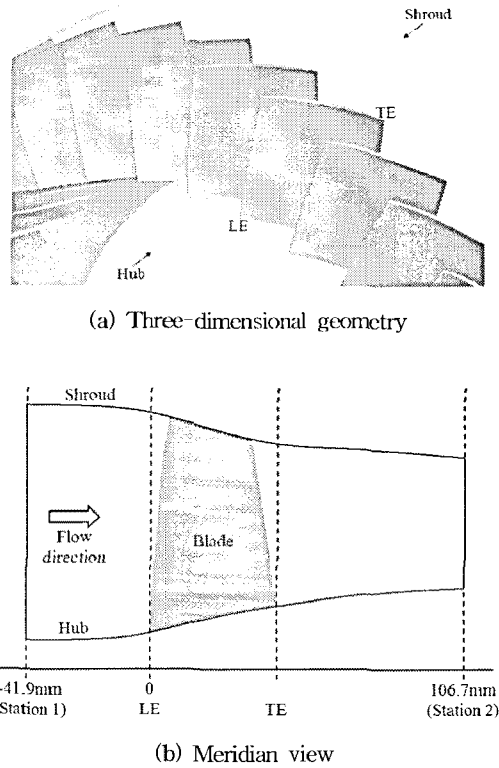


Fig. 1 Shape of NASA Rotor 37

Table 1 Design specifications of NASA Rotor 37

Design mass flow rate, ks/s	20.19
Rotational speed, rpm	17188.7
Total pressure ratio	2.106
Inlet hub-tip ratio	0.7
Blade aspect ratio	1.19
Tip relative inlet Mach number	1.48
Hub relative inlet Mach number	1.13
Tip solidity	1.29
Number of rotor blades	36

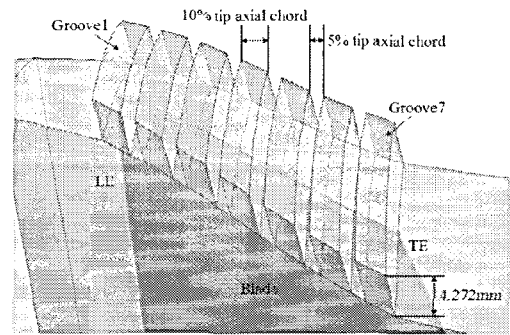


Fig. 2 Definition of the casing groove

수행한 결과, 작동점에서 기준형상과 비교하였을 때 그루브가 있는 케이싱에서는 누설 증가율이 감소한다는 결론을 보고하였다.

본 연구에서는 그루브가 설치된 축류압축기의 삼차원 내부 유동 특성을 파악하고자 삼차원 Reynolds-averaged Navier-Stokes(RANS) 방정식을 이용한 수치해석을 수행하였다. 선행연구로 Huang 등⁽⁵⁾은 그루브 배열, 형상 및 팁 간극에 따른 효율과 스톨마진 등 압축기의 성능 변화를 다뤘고, 이를 통해 압축기의 설계 가이드라인을 제시하였으며, 본 연구에서는 선행연구로 Huang 등⁽⁵⁾에 의해 제시된 기준형상의 그루브에 대한 수치해석을 통해 내부유동장의 변화 및 특성을 고찰하고, 그에 따른 서지마진 증가 원인을 규명하고자 하였다.

2. NASA Rotor 37 사양

본 연구에서는 작은 종횡비를 갖는 천음속 축류압축기 블레이드인 NASA Rotor 37 형상에 대하여 삼차원 수치해석을 수행하였다. Reid 등⁽⁹⁾에 의해 수행된 선행 실험으로부터 NASA Rotor 37의 전압력비는 설계 유량 20.19kg/s에서 2.106, 효율은 88.9%이며, 팁 간극은 0.356mm(0.47% span)이다. 실험을 통한 초킹 유량(\dot{m}_{choke})은 20.93kg/s이며, 실속 근처 유량은 $\dot{m}/\dot{m}_{choke}=0.925$ 이다.

Fig. 1에 삼차원 형상 및 자오면 형상에 대하여 도식화하

였으며, 자세한 사양은 Table 1에 기술하였다. 본 로터의 유량에 따른 전압력 및 전온도 등 유동파라미터들은 Fig. 1의 자오면 형상에 도시된 바와 같이 입구 기준면(Station 1)과 출구 기준면(Station 2)에서 측정되었으며, 이 면들은 각각 날개의 허브 앞전에서 상류 41.9mm 및 하류 106.7mm에 위치해 있다⁽¹⁰⁾.

3. 케이싱 그루브 형상 정의

본 연구에서는 축류압축기의 서지마진을 증가시킬 수 있는 방안 중의 하나로 케이싱에 그루브를 설치하여 삼차원 수치해석을 수행하였다. Fig. 2에 도시된 바와 같이 그루브는 블레이드 팁 간극 상단 케이싱의 전면부에서부터 후면부까지 7개가 일정한 간격으로 설치되었다. 각 그루브의 폭은 팁부근 축방향 코드 길이의 10%로 정의하였고, 각 그루브 사이의 간격은 팁부근 축방향 코드 길이의 5%이며, 그루브의 높이는 팁 간극의 12배인 4.272mm로 정의하였다⁽⁶⁾.

4. 유동해석방법

본 연구에서는 ANSYS사의 상용 소프트웨어인 ANSYS CFX-11.0⁽¹¹⁾을 사용하여 축류압축기의 내부 유동장을 압축성 삼차원 정상상태로 가정하여 해석을 수행하였다. 본 연구 대상인 축류압축기의 형상 정의, 격자생성, 경계조건의 정의, 유동해

석 및 결과정리는 각각 Blade-Gen, Turbo-Grid, CFX-Pre, CFX-Solver 및 CFX-Post를 사용하여 해석을 수행하였다.

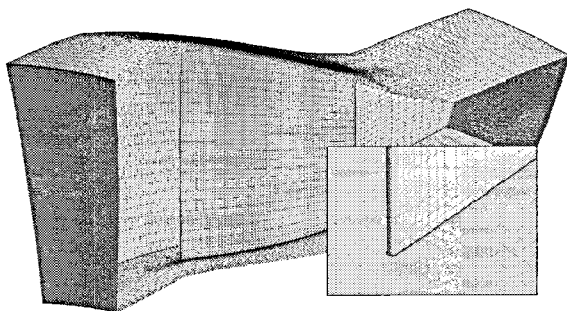
유동해석을 위한 RANS 방정식은 유한체적법으로 이산화되었으며, 압축기를 통과하는 작동유체는 이상상태의 공기로 하였다. 입구의 경계조건은 균일한 상태의 전압력 및 전온도로 주었으며, 출구조건으로는 단일유로에 대한 질량유량을 주었다.

해석대상인 축류압축기는 블레이드가 36개로 구성되어 있으나, 계산시간의 단축과 수렴성 향상을 위해 인접하는 두 블레이드 사이의 유동장이 회전방향에 대해 주기적으로 형성되어 있다고 가정하여 각각 하나의 유로에 대해서 주기조건을 적용하여 해석을 수행하였다. 케이싱에 그루브를 장착하여 해석 시 케이싱과 그루브의 경계면은 GGI(general grid interface) 인터페이스 조건을 부여하였다⁽¹¹⁾.

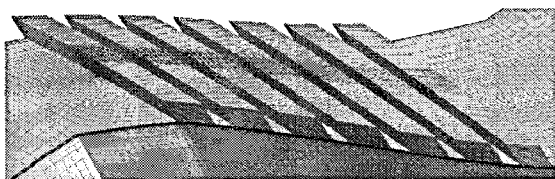
난류모델로는 SST(shear stress transport)모델을 사용하였다. 일반적으로 SST모델은 역압력구배로 인한 유동박리 현상을 예측하는데 있어 다른 2-방정식 난류모델들에 비해 성능이 우수하다고 Bardina 등⁽¹²⁾에 의해 보고된 바 있다.

회전하는 임펠러 블레이드 표면 인근에는 O형 격자계를 사용하였고, 그 외의 영역에는 H/J/C/L형 격자계를 사용하였다. 모두 육면체 격자계로 구성하였으며, 단일유로 및 그루브의 격자계 구성은 Fig. 3에 나타난 바와 같다.

실속 근처 저유량 영역에서 실속이 발생하는 유량(실속유량)은 유량을 감소시켜갈 때 수치계산이 마지막으로 수렴하는 지점으로 결정하였으며, 입구에서의 유량 변화가 300스텝당 0.001kg/s, 입구와 출구의 유량 차이가 0.5% 이하 및 단열효율의 변화가 100스텝당 0.03% 이하일 경우로 수렴을 판단하였다. 이는 Chen 등⁽¹²⁾에 의해 제시된 바와 같다.



(a) Hexahedral grids of the one passage



(b) Hexahedral grids of the groove

Fig. 3 Structure of the grid system

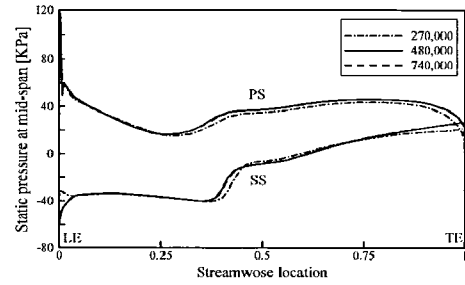


Fig. 4 Grid dependency test results

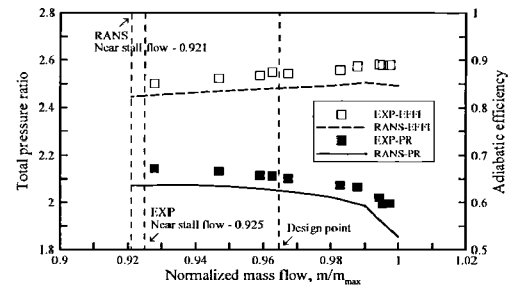


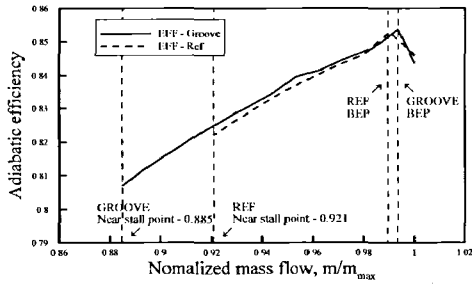
Fig. 5 Validation of CFD results with experimental data

5. 결과 및 검토

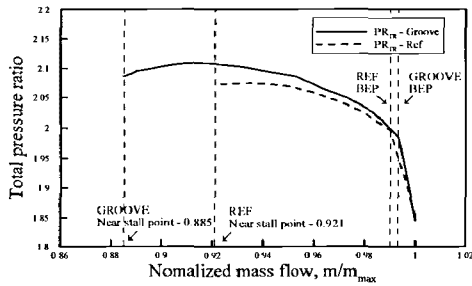
축류압축기의 삼차원 수치해석을 수행하기 전 단계로서 해석을 위한 최적의 격자계를 구성하고자 격자의존성을 제거하기 위한 테스트를 단일유로에 대하여 총 27만개에서 74만개의 격자수 사이에서 수행하였으며, 그 결과 계산에 사용될 최적의 격자수는 총 48만개로 결정되었다. Fig. 4는 블레이드 중간 스펠에서의 압력 분포에 대한 격자의존성 시험 결과를 보여주고 있다.

수치해석결과의 타당성을 검증하기 위하여 RANS 해석결과와 Dunham의 AGARD 보고서⁽¹⁰⁾에서 수행된 성능시험의 결과를 비교하였다. Fig. 5의 성능곡선에서 볼 수 있는 바와 같이 각 유량점에서 예측한 전압력비 및 효율은 시험결과보다는 다소 낮게 예측을 하고 있으나 전 영역에서 전압력비 및 효율 분포는 시험결과와 동일한 경향을 나타내고 있음을 보여준다. 이와 같은 결과로 볼 때, 현 계산결과는 타당성이 있다고 볼 수 있다. 또한 성능시험에서는 저유량 영역에서 실속유량을 0.925로 측정하는데 반해 RANS 해석은 실속유량을 0.921로 예측하고 있다. 이 차이는 위에서 언급한 실속 근처 저유량 지점에 대한 수치해석 수렴 판단의 기준⁽¹²⁾에 의한 오차라고 추측할 수 있다.

본 연구에서는 서지마진을 증가시킬 수 있는 방안 중의 하나로서 Fig. 2와 같이 정의된 그루브를 케이싱에 설치하여 그루브에 의한 영향을 수치해석적 방법을 통하여 기준형상과 비교 분석하였다. 여기서 성능지표로 서지마진을 사용하였으며, 이는 다음과 같이 정의된다.



(a) Adiabatic efficiency



(b) Total pressure ratio

Fig. 6 Comparison of the performance curve between reference and casing groove

Table 2 Computational Results for the performance

	Reference	Groove	Improvement
\dot{m}_{choke} , kg/s	20.93	20.86	-0.07
η_{stall} , %	82.22	80.70	-1.52
η_{DP} , %	84.21	84.30	0.09
η_{peak} , %	85.28	85.36	0.08
$P_{TR_{all}}$	2.073	2.086	0.014
$P_{TR_{ref}}$	2.057	2.069	0.012
$P_{TR_{peak}}$	1.996	1.984	-0.011
SM, %	11.63	18.01	6.38

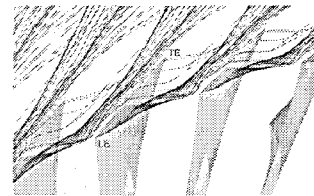
$$SM = \left(\frac{\dot{m}_{peak}}{\dot{m}_{stall}} \times \frac{P_{TR_{stall}}}{P_{TR_{peak}}} - 1 \right) \times 100\% \quad (1)$$

여기서 \dot{m}_{peak} 와 \dot{m}_{stall} 은 각각 최고 효율점과 실속점에서의 유량을 나타내며, $P_{TR_{peak}}$ 와 $P_{TR_{stall}}$ 는 각각 최고 효율점과 실속점에서의 전압력비를 나타낸다.

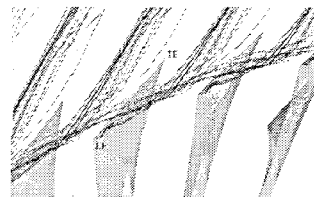
Fig. 6은 기준형상과 케이싱에 그루브를 장착한 축류압축기의 성능곡선 상에서 단일효율 및 전압력비에 대한 수치해석결과를 비교하고 있다. 여기서 유량은 각 형상에서의 최대 유량으로 무차원화 되었다. 단일효율 및 전압력비의 성능곡선 상에서 볼 때 그루브를 장착한 형상에서의 무차원화된 실속유량은 0.885이고, 기준형상에서의 실속유량은 0.921로

예측되었다. 이는 상기에서 언급한 실속 근처 저유량 지점에 대한 수치해석 수렴 판단의 기준⁽¹²⁾에 의해 예측된 것으로서 그루브를 장착한 형상의 작동 유량범위가 기준형상에 비해 증가된 것을 알 수 있고, Table 2에서와 같이 결과적으로 6.38%의 서지마진이 증가되었음을 알 수 있다. Fig. 6(a)의 단일효율 곡선 상에서 그루브를 장착한 형상에서는 Table 2에서 볼 수 있는 바와 같이 초킹유량점이 기준형상에 비해 약 0.07kg/s만큼 감소하였으며, 최고효율은 약 0.08% 향상된 것을 알 수 있다. 또한 실속 유량에서의 효율은 기준형상 및 그루브를 장착한 형상이 각각 82.22% 및 80.70%이며, 설계점 유량에서의 효율은 각각 84.21% 및 84.30%이다. 그루브를 장착한 형상에서는 서지마진이 향상됨과 동시에 실속 유량의 효율은 약 1.52% 감소되었고, 설계점의 효율은 약 0.09% 향상된 것을 알 수 있다. Fig. 6(b)의 전압력비 곡선 상에서는 Table 2에서 볼 수 있는바와 같이 실속유량에서의 전압력비가 기준형상 및 그루브를 장착한 형상에서 각각 2.073 및 2.086으로 예측되어 그루브를 장착한 형상에서 전압력비가 약 0.014 증가되었고, 최고효율점(BEP, Best efficiency point)에서의 전압력비가 약 0.011 감소하였음을 알 수 있다.

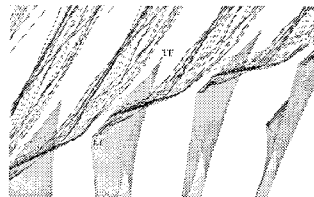
Fig. 7은 축류압축기 기준형상의 실속유량($m/m_{max}=0.921$), 케이싱에 그루브를 장착한 형상에서의 기준형상과 동 유량



(a) Reference ($m/m_{max}=0.921$)

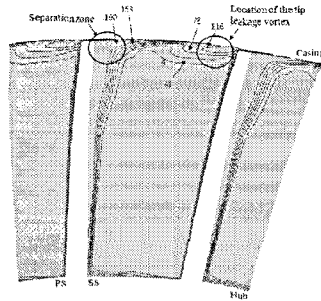


(b) Casing groove ($m/m_{max}=0.921$)

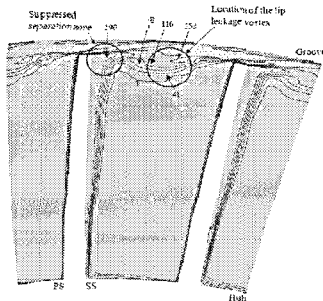


(c) Casing groove ($m/m_{max}=0.885$)

Fig. 7 Comparison of the streamlines of the tip leakage vortex at the leading edge



(a) Reference ($m/m_{max}=0.921$)



(b) Casing groove ($m/m_{max}=0.921$)

Fig. 8 Distributions of the entropy at mid-chord (unit: $J/kg \cdot K$)

($m/m_{max}=0.921$) 및 케이싱에 그루브를 장착한 형상의 실속 유량($m/m_{max}=0.885$)에서의 블레이드 앞전에서 발생하는 팁 누설 와류에 대한 유선 궤적 분포를 보여주고 있다. 팁 누설 와류는 블레이드 앞전 전연부에서부터 발생하기 시작하여 후연부로 갈수록 점차 회전하는 경향을 보이는데, 이러한 팁 누설 와류의 궤적은 Fig. 7(a)에서 보는 바와 같이 기준형상에서는 통로의 가장자리 부근 즉, 블레이드의 압력면 부근으로 치우쳐 이동하고 있는 것을 볼 수 있다. 이는 블레이드의 압력면과 흡입면의 강한 압력구배에 의하여 생성된 팁 누설 와류가 주유동의 영향을 거의 받지 않음을 보여주고 있다. Fig. 7(b~c)의 그루브를 장착한 형상에서는 팁 누설 와류가 블레이드 사이 통로의 중앙 부근으로 이동하는 것을 볼 수 있다. 이는 팁 누설 와류가 그루브에 의해 블레이드의 압력면과 흡입면 사이의 압력구배가 줄어들어 결국 팁 누설 와류는 주유동과 혼합하는 과정에서 주유동의 간섭을 받게 되어 주경로가 블레이드 사이 통로의 중앙 부근으로 이동하게 된 것으로 생각된다.

Fig. 8은 기준형상의 실속유량 ($m/m_{max}=0.921$)에서 기준형상과 그루브를 장착한 형상에 대한 블레이드 중간 코드 단면에 따른 엔트로피 분포를 보여주고 있다. Fig. 8(a)의 기준형상에서는 팁 누설 유동 궤적의 방향이 블레이드 팁 부근의 압력면에 잘 나타나 있으며, 블레이드 팁의 흡입면 부근에 순환 유동의 손실에 의한 엔트로피 상승을 볼 수 있다.



(a) At stall mass flow of the casing groove ($m/m_{max}=0.885$)



(b) At stall mass flow of the reference ($m/m_{max}=0.921$)



(c) At mass flow of the design point ($m/m_{max}=0.965$)

Fig. 9 Meridional view of the flow behavior of the groove

Fig. 8(b)의 그루브를 장착한 형상에서는 팁 누설 유동 궤적의 방향이 Fig. 7(b)에서 볼 수 있는 바와 같이 블레이드 통로의 중앙 부근으로 이동하는 것이 잘 나타나 있으며, 그로 인한 영향으로 블레이드 팁의 흡입면 부근에서 순환 유동에 의한 손실이 감소한 것을 알 수 있다.

Fig. 9는 그루브를 장착한 형상에서의 실속 유량($m/m_{max}=0.885$), 기준형상의 실속 유량($m/m_{max}=0.921$) 및 설계점 유량($m/m_{max}=0.965$)에서의 그루브 내 속도 벡터 분포를 보여주고 있다. Fig. 9에서 보는 바와 같이 그루브 내로 들어온 유동은 그루브 내를 순환하여 다시 주유동에 영향을 미치는 현상이 잘 나타나 있으며, 설계점 유량 및 기준형상에서의 실속유량보다 그루브를 장착한 형상의 실속유량에서 그루브 내의 유동에 의한 영향이 더 많은 것을 볼 수 있다. 이러한 그루브 내에 발생하는 순환유동이 블레이드 팁 부근에서 발생하게 되는 박리 현상을 억제하는데 중요한 역할을 하며, 이와 같은 유동 특성에 기인하여 그루브를 장착한 형상에서 서지마진이 증가한 것으로 판단할 수 있다.

6. 결론

본 연구에서는 축류압축기의 삼차원 내부유동 특성을 파악하고자 삼차원 RANS 방정식을 이용한 수치해석을 수행하였고, RANS 해석결과와 실험결과와의 비교를 통해 수치해석의 타당성을 검증하였다. 서지마진을 증가시킬 수 있는 방안 중의 하나로 케이싱에 그루브를 설치하여 수치해석을 수행한 결과, 기준형상에 비해 서지마진을 약 6.38% 증가시킬 수 있었다. 서지마진이 증가된 원인을 알아보기 위하여 기준형

상과 그루브가 설치된 형상에 대하여 각각 기준형상의 실속 유량에서 내부유동 특성을 고찰한 결과, 그루브를 장착한 형상에서는 블레이드 앞전에서 발생한 팁 누설 와류 궤적의 이동방향이 그루브의 영향에 의해 블레이드 통로의 중앙 부근으로 이동하였고, 그로 인해 블레이드 팁 부근의 흡입면에서 순환 유동이 감소함에 따라 유동이 안정화되어 서지마진이 증가한 것을 알 수 있었다.

후 기

본 연구는 지식경제부 전략산업기술개발사업의 연구비 지원에 의해 수행되었음을 밝힌다(No. 10031771).

참고문헌

- (1) Gourdain, N., Burguburu, S., Leboeuf, F., and Miton, H., 2006, "Numerical Simulation of Rotating Stall in a Subsonic Compressor," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 10, pp. 9~18.
- (2) Choi, M. S., Oh, S. H., Ko, H. Y., and Baek, J. H., 2008, "Effects of the Inlet Boundary Layer Thickness on Rotating Stall in Axial Compressor," *ASME Turbo Expo*, GT2008-50886.
- (3) Saxer-Felici H. M., Saxer, A. P., Inderbitzin, A., and Gyarmathy, G., 2000, "Numerical and Experimental Study of Rotating Stall in an Axial Compressor Stage," *AIAA Journal*, vol. 38, No. 7, pp. 1132~1141.
- (4) Hah, C., Rabe, D. C., and Wadia, A. R., 2004, "Role of Tip-Leakage Vortices and Passage Shock in Stall Inception

- in a Swept Transonic Compressor Rotor," *ASME Turbo Expo*, GT2004-53867.
- (5) Huang, X., Chen, H., and Fu, S., 2008, "CFD Investigation on the Circumferential Grooves Casing Treatment of Transonic Compressor," *ASME Turbo Expo*, GT2008-51107.
- (6) Muller, M. W., Schiffer, H. P., and Hah, C., 2007, "Effect of Circumferential Grooves on the Aerodynamic Performance of an Axial Single-stage Transonic Compressor," *ASME Turbo Expo*, GT2007-27365.
- (7) Houghton, T., and Day, I., 2009, "Enhancing the Stability of Subsonic Compressors Using Casing Grooves," *ASME Turbo Expo*, GT2009-59210.
- (8) Shabbir, A., and Adamczyk, J. J., 2005, "Flow Mechanism for Stall Margin Improvement due to Circumferential Casing Grooves on Axial Compressors," *Journal of Turbomachinery*, Vol. 127, No. 4, pp. 708~717.
- (9) Reid, L., and Moore, R. D., 1978, "Design and Overall Performance of Four Highly-Loaded, High-Speed Inlet Stages for an Advanced, High-Pressure-Ratio Core Compressor," *NASA TP-1337*.
- (10) Dunham, J., 1998, "CFD Validation for Through-Flow Calculations," *AGARD Advisory Report 355*, ISBN 92-836-1075-X.
- (11) ANSYS CFX-11.0, 2006, Ansys inc.
- (12) Bardina, J. E., Huang, P. G., and Coakley, T., 1997, "Turbulence Modeling Validation," *28th AIAA Fluid Dynamics Conference*, AIAA-1997-2121.
- (12) Chen, H., Huang, X., Fu, S., 2006, "CFD Investigation on Stall Mechanisms and Casing Treatment of a Transonic Compressor," *AIAA-2006-4799*.