

저 레이놀즈 수가 압축기 성능에 미치는 영향

최민석,¹ 백제현,² 오성환,³ 고한영³

EFFECTS OF THE LOW REYNOLDS NUMBER ON THE PERFORMANCE OF AN AXIAL COMPRESSOR

Minsuk Choi,¹ Je Hyun Baek,² Seong Hwan Oh³ and Han Young Ko³

A three-dimensional computation was conducted to understand effects of the low Reynolds number on the performance in a low-speed axial compressor at the design condition. The low Reynolds number can originate from the change of the air density because it decreases along the altitude in the troposphere. The performance of the axial compressor such as the static pressure rise was diminished by the separation on the suction surface and the boundary layer on the hub, which were caused by the low Reynolds number. The total pressure loss at the low Reynolds number was found to be greater than that at the reference Reynolds number at the region from the hub to 90% span. Total pressure loss was scrutinized through three major loss categories in a subsonic axial compressor such as profile loss, tip leakage loss and endwall loss using Denton's loss model, and effects of the low Reynolds number on the performance were analyzed in detail.

Key Words : 저 레이놀즈 수(Low Reynolds Number), 축류 압축기(Axial Compressor), 성능(Performance), 손실 모델(Loss Model)

1. 서 론

항공기에 사용되는 가스터빈 엔진은 일반적으로 고도가 상승할수록 출력이 감소한다고 알려져 있다. 최근 고고도상에서 운항하는 항공기에 대한 관심이 고조되면서 고도의 효과를 고려한 연구가 많이 진행되고 있다. Bents 등[1]은 성층권에서의 대기 연구를 위한 무인 항공기의 개발을 위해 80,000ft 이상에서 운전할 수 있는 엔진에 대한 자료를 모아 정리하였고, Pratt & Whitney Canada[2]는 NASA와 공동으로 저 레이놀즈 수(일반적으로 10^5 이하)에 적합한 물리적 모델이나 수치해석 결과를 검증할 수 있는 자료 수집을 위해서 45,000ft(13.7km)에서 운전되도록 설계된 터보 팬 엔진(PW545)에 대해 60,000ft (18.3km) 이상의 대기조건에서 운전 및 실험을 수행하였다. 이 결과를 요약해 보면 고고도에서는 흡입되는 공기량이 줄어 엔진의 효율과 출력이 감소한다는 것이다. 이와 같은 고고도에서 운항되는 엔진에 대한 자료 수집이나 실험뿐

만 아니라 고고도 상의 공기 특성을 가지는 유체의 유동현상을 설명하기 위해서 수치적인 연구도 이루어졌다. Rutledge와 Hoffman[3]은 우주선 재돌입시 우주선 표면의 온도, 압력 및 충격과 등을 해석하기 위해서 Navier-Stokes 방정식에 bulk viscosity를 도입하였고, 고도 90km에서는 bulk viscosity에 의해서 충격과 및 경계층이 두꺼워지고 열전달 계수가 감소하였으나, 고도 60km에서는 효과가 미미하였다. Castner 등[4]은 APNASA 유동해석 코드를 이용하여 계산한 효율을 Pratt & Whitney Canaca[2]의 결과와 비교하여 레이놀즈 수 30,000~295,000 사이에서 거의 일치하는 결과를 얻었다. 이 두 결과로부터 일반적으로 고고도라 일컬어지는 20km 상공에서의 대기 효과를 고려하는 데에는 bulk viscosity를 고려할 필요가 없으며 공기특성 변화에 의한 레이놀즈 수만 고려하면 된다는 사실을 알 수 있다.

따라서 본 연구에서는 단일 동익 압축기가 고고도 상에서 운전될 경우에 발생하는 유동현상 및 성능 특성을 살펴보기 위해서 레이놀즈 수를 변화시키면서 수치해석을 수행하고, Denton[5]의 손실 모델을 이용하여 손실을 분석하였다.

1 정회원, 포항공과대학교 기계공학과 대학원

2 정회원, 포항공과대학교 기계공학과

3 정회원, 국방과학연구소

* Corresponding author, E-mail: jhbaek@postech.ac.kr

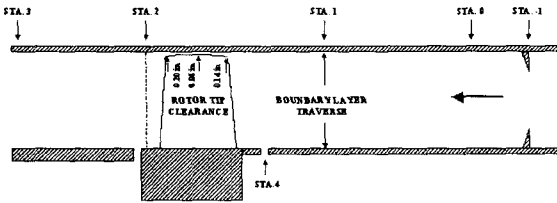


Fig. 1 Schematic diagram in the single rotor test rig

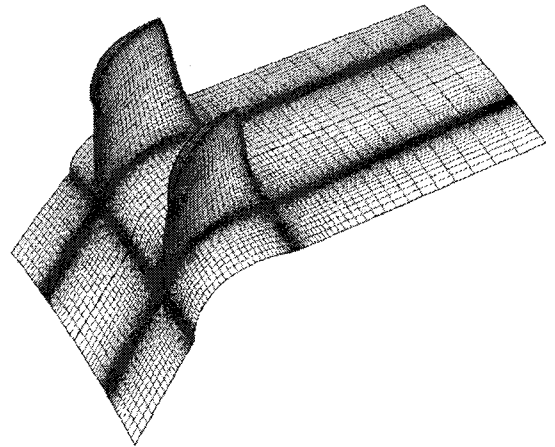


Fig. 2 Computational grid

2. 해석 압축기 회전익

2.1 대상 압축기

레이놀즈 수가 터보 기계 내의 유동 현상과 손실에 미치는 영향을 분석하기 위해서 사용된 압축기는 Wagner 등[6]에 의해서 실험이 수행된 저속 축류 압축기이다. 이 압축기는 정의역이나 입구 노즐 없이 동익으로만 이루어져 있고 축을 중심으로 510rpm의 속도로 회전하므로 입출구 압력비가 1.01로 매우 작다. 동익은 NACA65 익형을 기본 형상으로 하고 원호 형태의 캠버선을 가지는 28개의 블레이드로 이루어져 있다. 이 축류 압축기는 전연에서 후연까지 익단 간극이 일정한 다른 압축기와는 달리, 전연에서 코드 길이의 2.8%, 중간 지점에서 코드 길이의 1.0%, 후연에서 코드길이의 3.3%의 익단 간극을 가진다. 이 단일 동익에 대한 다른 형상 변수는 Wagner 등[6]을 참고하기 바란다.

2.2 측정 위치

Wagner 등[6]이 수행한 실험에서 중요한 의미를 가지는 5개의 지점이 Fig. 1에 표시되어 있다. STA.-1에서는 입구 경계층이 변경되었고, 압력, 온도, 밀도 및 속도 분포와 같은 입출구 조건은 각각 STA.1과 STA.2에서 측정되었다. 압축기 정압 상승 곡선을 그리기 위해서 STA.1과 STA.3의 허브와 케이싱에서 정압이 측정되었고, STA.4는 허브에서 회전하는 부분과 고정되어 있는 부분 사이에 존재하는 틈의 위치를 나타낸다. STA.2의 위치는 후연으로부터 축방향 코드 길이의 30% 하류의 위치이다.

3. 수치해석 기법

3.1 격자제

실험에서의 측정위치를 기반으로 하여 입구 STA.1과 STA.3 사이를 계산 영역으로 정하고 H-형 격자를 생성하여 Fig. 2에 나타내었다. 격자는 주유동 영역에서는 유선 방향으로 125개, 스펠 방향으로 73개, 피치 방향으로 58개를 사용하였고, 익단 누설 유동을 파악하기 위해서 익단 간극 내에도 전연에서 후연까지 52개, 틈에서 케이싱까지 16개, 압력면과

흡입면 사이에 10개의 격자를 사용하여 총 529,786개의 격자가 계산에 사용되었다. 또한, 벽면으로부터의 첫 번째 격자의 거리는 y^+ 가 5이하가 되도록 하였다.

3.2 이산화 기법 및 경계조건

단일 동익의 3차원 비정상 유동을 해석하기 위해서 기존의 유동해석 코드(TFlow)를 이용하였다. TFlow는 본 연구그룹에서 90년대 초반부터 개발된 터보 기계 전용 유동해석 코드로서, 지금까지 저속 축류 압축기, 천음속 축류 압축기 및 저속 축류 터빈에 대해서 계산의 정확성이 검증되었다. TFlow는 터보 기계 내부의 점성 유동을 기술하기 위해서 압축성 RANS 방정식을 지배 방정식으로 사용한다. 지배 방정식은 유한 체적법을 통해서 공간 이산화되며, 1차 및 2차의 정확도를 가지는 내내적 Euler 시간 전진법을 이용하여 시간 이산화되었다. 비점성항을 이산화하기 위해서 Van Leer의 FVS를 이용하였고, 점성항은 2차원 정확도를 가지는 중심 차분법을 이용하여 이산화하였다. 수치해석에서 층류 점도는 Sutherland 방법을 이용하여 계산하였고, 난류 점도는 대수 모델인 Baldwin-Lomax 모델을 이용하여 얻어졌다.

터보 기계 유동해석에 사용되는 경계조건으로 입구조건, 출구조건, 벽조건, 주기조건이 있다. 입구에서는 상온, 상압에서의 공기 특성을 이용하여 전온도, 전압력 및 유동각을 고정하였으며 이로부터 입구에서의 속도, 밀도 및 압력이 얻어졌다. 출구에서는 허브에서의 정압을 고정하고 각 높이에서의 정압을 반경방향 평행방정식을 이용하여 결정하였다. 벽에서는 점착 조건을 이용하여 속도를 구하고 단열 조건을 이용하여 밀도를 계산하였다. 압력은 벽에서의 플릭스 흐름이 존재하지 않음을 이용하여 유도한 압력 보정식에 속도를 이용하여 내부에서 외삽하였다. 주기 조건은 경계면 밖의 가상 격자를 이용하여 구현하고 모든 유동특성이 연속되도록 하였다.

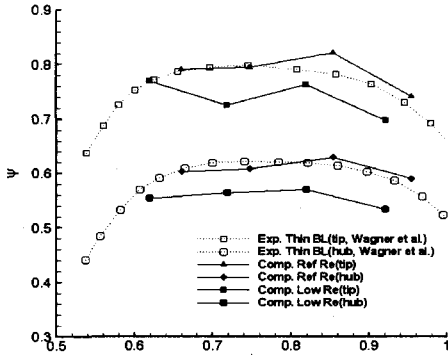


Fig. 3 Performance Curve

4. 결 과

3차원 유동해석을 통해서 얻어진 결과는 Choi 등[7]에서 그 정확성이 검증되었으므로 본 연구에서는 레이놀즈 수가 저속 축류 압축기 성능에 미치는 영향을 중점적으로 다룬다. 약 20km의 고도에서 공기의 밀도는 지상값의 0.072배, 점도는 0.77배가 되므로, 다른 운전 조건이 모두 동일하다고 가정하면 레이놀즈 수는 지상에서의 1/10이 된다. 설계점에서의 레이놀즈 수인 2.44×10^5 와 1/10인 2.44×10^4 에서 유동해석을 수행하고 압축기의 성능 곡선을 Fig. 3에 나타내었다. 레이놀즈 수가 줄어들면서 케이싱이나 허브에서 측정된 정압 상승 계수가 약 8% 내외로 감소하였으며, 유량도 약간 감소하였음을 확인할 수 있다.

레이놀즈 수에 의해서 달라지는 유동현상을 살펴보기 위해서 Fig. 4에 회전 전압 분포를 나타내었다. 설계점에서는 허브 코너에서 회전 전압이 낮게 나타나고 있지만, 레이놀즈 수가 낮은 경우에는 전 스펠에 걸쳐서 낮게 나타난다. 허브 표면에서의 경계층 두께는 레이놀즈 수가 증가하면서 약간 증가하였으나, 익단 누설 유동에 의해서 영향을 받는 부분은 약간 감소하였다.

블레이드에서 발생하는 박리구조를 파악하기 위해서 흡입면에서의 한계 유선(limiting streamline)을 Fig. 5에 나타내었다. 설계점에서는 허브에서 발생한 박리 영역이 후연에서는 약 50% 스펠까지 영향을 미치고 있는데, 이 박리 영역이 Fig. 4(a)의 허브 코너에서 낮은 전압의 원인이 된다. 그리고 후연의 익단 쪽에서는 익단 누설 유동에 의해서 상대적으로 압력이 낮아지면서 압력면에서 흡입면으로 후연을 돌아오는 유동이 발생한다. 레이놀즈 수가 작은 경우에는 전연으로부터 약 2/3 코드 지점에서 전 스펠에 걸쳐서 박리가 발생하며 블레이드 후류의 두께를 증가시킨다.

동익 후연으로부터 30% 위치(STA.2)의 각 스펠 위치에서 피치 방향으로 질량 평균하여 계산한 전압 손실을 Fig. 6에 나타내었다. 설계점에서 예측된 전압 손실은 허브에서 익단까

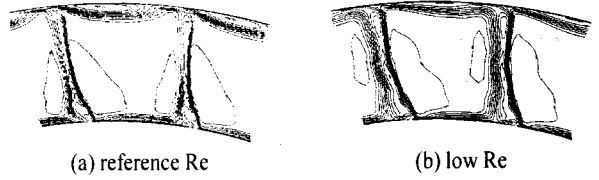


Fig. 4 Rotary total pressure distribution at STA.2

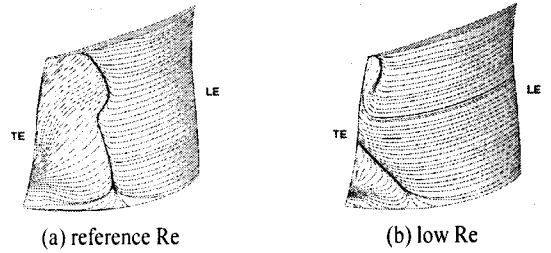


Fig. 5 Limiting streamlines on the suction surface

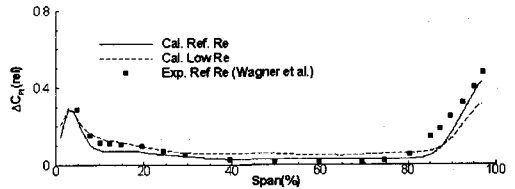


Fig. 6 Total pressure loss distribution along the span

지 실험값과 잘 일치하는데, 설계점에서는 익단 누설 유동과 허브 코너 실속에 의해서 케이싱과 허브 근처에서 손실이 크게 나타나지만 이 영역을 제외한 부분에서는 손실이 작게 나타난다. 레이놀즈 수가 작은 경우에는 설계점에 비해서 허브에서 약 90% 스펠까지는 손실이 증가하였으나 케이싱 근처에서는 손실이 약간 감소하였다.

레이놀즈 수가 전압 손실에 미치는 영향을 분석하기 위해서 Denton의 손실 모델을 이용하여 형상 손실(profile loss), 익단 누설 유동에 의한 손실(tip leakage loss) 및 끝벽 손실(endwall loss)로 분류하였다.

형상손실은 블레이드 자체에 의해서 발생하는 손실을 말하여 크게 블레이드 면의 경계층 내부에서 발생하는 손실과 후류에서 발생하는 손실로 나뉘어진다. 블레이드 표면의 경계층 내부에서 발생하는 손실은 블레이드 표면 속도의 세제곱에 비례하는 것으로 알려져 있으며 이 때문에 일반적으로 흡입면에서 발생하는 손실이 압력면에 발생하는 손실보다 더 크다. Fig. 7에 나타난 것처럼, 레이놀즈 수에 관계없이 경계층 손실은 거의 같은 형상을 가진다. 이것은 레이놀즈 수를 1/10으로 조정했음에도 불구하고 블레이드 표면속도는 거의 일정하기 때문이다. 후류에서 발생하는 손실은 대부분 박리 영역에 의해서 만들어지는 막힘 효과에 의해서 발생한다. 설계점에서는 허브 코너에서 박리가 발생하였기 때문에 허브에서 약 40% 스펠까지의 손실이 크게 발생 하고 그 이상에서는 발

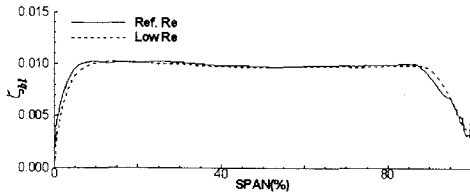


Fig. 7 Boundary layer loss distribution on the blade surface along the span

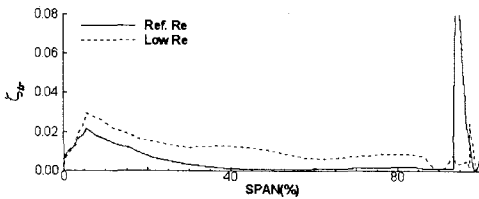


Fig. 8 Trailing edge loss distribution along the span

생하는 손실이 작다. 레이놀즈 수가 작은 경우에는 전 스펠에 걸쳐서 박리가 발생하였기 때문에 10% 스펠에서 약 90% 스펠까지 박리에 의한 후류 손실이 설계점보다 크게 발생한다.

블레이드 전연에서 후연까지 적분된 누설 손실과 허브 표면에서 적분된 끝벽 손실을 Table 1에 나타내었다. 누설 손실은 레이놀즈 수가 작아지면서 그 값이 작아지는데, 이것은 레이놀즈 수가 작은 경우에 케이싱에서의 경계층 두께가 설계점에서보다 두꺼워지면서 익단 간극을 지나는 유량이 감소하기 때문이다.(Choi 등[7]) 케이싱에서의 끝벽 손실은 익단 누설 유동의 영향으로 누설 손실과 구분하기 어려우므로 허브에서의 손실만 나타내었다. 그러나 케이싱에서의 끝벽 손실은 허브에서의 결과를 참고하면 직관적으로 파악할 수 있다. 허브에서의 끝벽 손실은 레이놀즈 수가 감소하면 경계층 두께가 증가하므로 Table 1에서와 같이 증가한다.

5. 결 론

본 연구에서는 레이놀즈 수가 저속 축류 압축기 내부의 손실에 미치는 영향을 살펴보기 위해서 설계점과 레이놀즈 수를 1/10로 줄인 경우에 대해서 유동해석을 수행하고, Denton의 손실 모델을 이용하여, 손실을 형상 손실, 누설 손실 및 끝벽 손실의 세부 항목으로 분류하고 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 레이놀즈 수가 줄어들 경우 압축기의 성능은 감소하

Table. 1 Tip leakage loss and endwall loss

	ζ_{sl}	ζ_{eb}
Ref. Re	0.00335	0.0171
Low Re	0.00275	0.0179

며 동시에 입구에서의 유량도 약간 감소하였다.

2. 블레이드 흡입면에 설계점에서 허브 코너에서만 발생하는 박리가 발생하였으나, 레이놀즈 수가 작은 경우에는 전 스펠에 걸친 큰 박리가 발생하였고, 이로 인해서 후류에서의 전압 분포에 변화가 발생하였다.

3. 설계 점에 비해서 레이놀즈 수가 작은 경우에 허브에서 약 90% 스펠까지의 전압 손실이 더 많이 발생하였다.

4. 레이놀즈 수가 작은 경우에 허브에서 전압 손실이 큰 것은 허브 끝벽 손실과 후류 손실이 증가하기 때문이며, 주류동에서 손실이 큰 것은 박리에 의한 후류 손실이 증가하기 때문이다. 케이싱 근처에서는 전압 손실이 감소하는데, 이것은 케이싱 경계층의 증가로 인한 끝벽 손실의 증가보다 익단 간극을 지나는 유량의 감소에 의한 누설 손실의 감소가 더 크기 때문이다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소 기초연구과제의 지원으로 수행되었으며, 이에 대해 깊이 감사드립니다.

참고문헌

- [1] Bents D.J., Mockler, T., Maldonado, J., Harp. Jr.J.L., King, J.F. and Schmitz, P.C., 1998, "Propulsion System for Very High Altitude Subsonic Unmanned Aircraft," *NASA/TM-1998-206636*.
- [2] Pratt & Whitney Canada, 2001, "Powering Unmanned Air Craft," *Aerospace Engineering*, November 2001, pp. 23-26.
- [3] Rutledge, W.H. and Hoffmann, K.A., 1991, "Effect of Bulk Viscosity in Low Density, Hypersonic Blunt Body Flows," *AIAA 29th Aerospace Science Meeting*, SAND-90-1587C.
- [4] Castner, R., Chiappetta, S., Wyzykowski, J. and Adamczyk, J., 2002, "An Engin3 Research Program Focused on Low Pressure Turbine Aerodynamic Performance," *ASME Paper GT-2002-30004*.
- [5] Denton, J.D., 1993, "Loss Mechanisms in Turbomachines," *J. of Turbomachinery*, Vol.115, pp.621-656.
- [6] Wagner, J.H., Dring, R.P. and Joslyn, H.D., 1983, "Axial Compressor Middle Stage Secondary Flow Study," *NASA CR-3701*.
- [7] Choi, M., Park, J.Y. and Baek, J.H., 2006, "Effects of the Inlet Boundary Layer Thickness on the Flow in an Axial Compressor: Part 1,2," *Trans. of KSME*, Vol.29, No.8, pp.948-962.