

# 초음속 회전익의 앞전 형상이 공력 성능에 미치는 효과에 대한 수치적 연구

박기철\*

## Numerical Study on The Effects of Blade Leading Edge Shape to the Performance of Supersonic Rotors

Kicheol Park\*

Key Words: Turbomachinery(터보기계), Highly Loaded Stage(고하중 압축단), Blade Design(블레이드 형상설계), CFD(전산유체역학)

### ABSTRACT

Recently, it is required to design higher stage pressure ratio compressor while maintaining equal adiabatic efficiency. To increase the stage pressure ratio, blade rotational speed or diffusion factor should be increased. In the case of increasing rotational speed, relative speed of flow at blade leading edge is well supersonic. In supersonic blade, total pressure loss is mainly due to shock wave and blade leading edge thickness should be very thin to minimize the shock wave loss. As a result, the blade is like to be weak in terms of mechanical strength and the manufacturing cost is very high because NC machining is necessary. It is also one of big hurdle to overcome to make small compressor. In this paper, the effects of blade leading edge to the performance of supersonic blade in terms of total pressure loss. The efficiency of already known method to make thin blade leading edge from the casted blade with rather thick leading edge thickness is also assessed.

### 1. 서론

항공기의 추진 기관으로 사용되는 가스터빈 엔진의 경우, 연료 소모율의 증감은 항공기를 운용하는 항공사의 손익 구조에 큰 영향을 미칠 수 있기 때문에, 이를 개선시키기 위하여 지금까지 많은 노력이 기울여져왔다<sup>(1)</sup>. 엔진의 연료소모율에 가장 큰 영향을 미치는

엔진 구성품으로는 팬과 압축기를 들 수 있다. 예를 들어, 항공기용 터보 팬 엔진의 경우 1%의 팬 또는 압축기의 효율 상승은 0.5~0.6%의 연료소모율 개선을 가져오며, 유럽에서 미국까지의 장거리 민항기의 경우 1%의 연료소모율 개선은 약 1.1 ton의 연료절감을 가져온다. 이에 따라 최근 세계적으로 고성능 유체기계에 대한 요구가 계속 증가하고 있으며 높은 단당 압축비에서도 높은 효율을 유지할 수 있는 고효율 초음속 압축단인 HLSS(Highly Loaded Supersonic Stage)의 개발에 대한 관심이 크게 증대하고 있다. HLSS에서는

\* (주)뉴로스 터보에너지 연구소  
E-mail : kcpark@neuros.co.kr

블레이드에서의 충격파 손실이 전체손실의 80%이상을 차지하므로 최적의 블레이드 형상을 설계하는 것이 무엇보다 중요하다. 미국의 경우 1970년경부터 미 공군 소속의 A.J.Wennerstrom 등에 의하여 단당 압축비가 기존 압축단 대비 2배 이상 높으면서도 높은 효율을 가지는 HLSS에 대한 연구가 활발히 진행되었는데 1997년까지 발표된 논문들을 보면 압축비 2.04, 로터효율 92%, 단효율 88%(추정치)의 HLSS가 개발되었음을 알 수 있다<sup>(2)-(7)</sup>. 현재는 NASA 산하의 Glen Research Center(예전의 Lewis Research Center)에서 추진하고자 하는 프로젝트에 UEET(Ultra-Efficient Engine Technology)가 있는데, 그 가운데 핵심이 되는 것 중의 하나가 HLSS에 관련된 기술이라고 할 수 있다<sup>(8)</sup>. UEET에서는 HLSS의 요구사항으로 블레이드 팁 마하수 1.3에서 3.5의 단당 압축비를 가지는 압축단을 제시하고 있는데, 이를 이용하여 4단의 압축기에서 12:1의 압축비(일반적인 압축단을 사용하는 경우 4-4.5정도)를 가지도록 하는 등 엔진의 구성품 수와 무게를 줄여 엔진의 효율을 높이기 위한 연구를 활발하게 진행하고 있다.

HLSS와 같이 압축기 회전익의 단당 압축비를 높이기 위해서는 회전속도를 증가시키거나, 또는 확산비(Diffusion Ratio)를 크게 해 주어야 한다. 이 때 회전속도를 증가시키는 경우 회전익 앞전(Leading Edge)에서의 상대속도가 초음속 영역에 있게 되므로 충격파 손실이 압축기 공력 손실의 상당부분을 차지하게 된다. 따라서, 회전익 앞전의 두께를 가능한 얇게 해 주어야 한다. 그러나 회전익 앞전의 두께가 얇아짐에 따라, 구조적으로 취약해 지며 제작 시 높은 정밀도의 기계적 가공을 요구하게 되므로 제작 단가가 상승하게 된다. 또한 압축기의 소형화에 있어서도 얇은 앞전 두께는 큰 장애물이 되고 있다. 본 논문에서는 초음속 회전익 앞전의 두께 및 형상이 공력성능에 미치는 영향을 전압력 손실의 관점에서 수치적 방법을 사용하여 평가하였다. 또한 두꺼운 앞전 두께를 가지고 캐스팅 제작법으로부터 만들어진 블레이드의 앞전 두께를 그라인딩과 같은 방법으로 후처리 함으로써 앞전 두께를 작게 만드는 방법을 종종 사용하기도 하는데 본 논문에서는 이 방법의 효율성에 대하여서도 검토하였다.

## 2. 지배방정식 및 수치적 기법

블레이드 앞전 형상에 따라 충격파에 의한 손실변

화를 보기 위해서는 계산격자 상에서 앞전 형상을 정확히 모델링 해주어야 할 뿐 아니라 매우 급격한 유동구배가 앞전 주위에서 일어나므로 충분한 공간정확도를 가지고 이를 해석할 수 있도록 격자가 생성되어야 한다. 본 논문에서는 비정렬 적응격자(Unstructured Adaptive Grid)기법을 사용하였으며 앞전 충격파에 의한 블레이드 손실을 점성에 의한 손실과 구분하여 보다 정확히 충격파에 의한 손실 변화량을 파악하기 위하여 비점성 유동을 해석하였다.

비점성 압축성 유동을 지배하는 2차원 오일러(Euler) 방정식은 직교 좌표계  $(x, y)$  상에서 식(1)과 같이 표시된다.

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F_i}{\partial x_i} = 0 \quad (i=1,2) \quad (1)$$

여기서  $U$ 는 보존변수들이며  $\mathbf{F}$ 는 플럭스 벡터이다. 모든 변수들은 특성길이  $l_c$  및  $l_v$ 의 자유류 값들로 무차원화 하였다. Roe's의 flux difference splitting 풍상차분법을 사용하여 수치적 플럭스를 구하였으며, 여기에 사용된 primary 와 dual 격자를 Fig. 1에 나타내었다. 이 격자계는 입자의 단위체적당 밀도 및 이에 따른 생성항을 구하기 위한 입자 제어체적과 동일하게 사용되었다. 시간에 대하여서는 외재적 4단계의 Runge-Kutta 시간적분법을 사용하였다. 공간상에서 2차의 정확도를 얻기 위하여 Anderson & Bonhaus의 least square method를 사용하였다<sup>(9)</sup>.

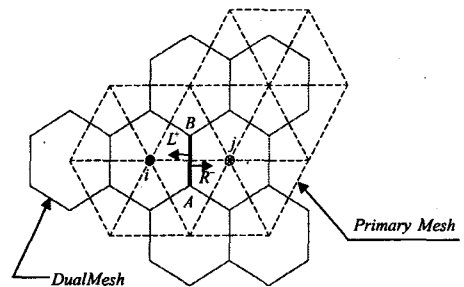


Fig.1 Primary and dual mesh of control volume

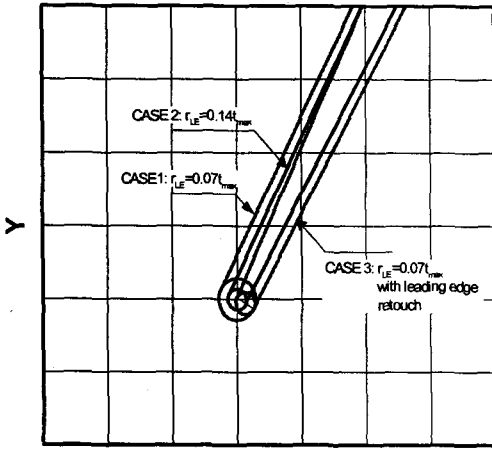


Fig. 2 Three kinds of blade leading edge shape

### 3. 블레이드 앞전(Leading edge) 형상

서론에서 이미 언급하였듯이 초음속 압축기에서 발생하는 전압력 손실의 80%이상은 블레이드 전방 또는 블레이드와 블레이드 사이로 이루어진 유로에서의 충격파에 의한 손실이라고 볼 수 있다. 그러나 초음속 압축기라고 하더라도 허브 부근에서의 마하수는 1 또는 그 이하에 있게 되므로 충격파 손실이 크게 나타나는 부분은 블레이드 팁부근이라고 할 수 있다. 본 논문에서는 당사 터보기계 연구실에서 수행하고 있는 국가 지정 연구실 사업의 일환인 개량형 초음속 압축단의 설계결과 중 블레이드 끝단의 형상을 2차원화하여 해석하여 보았다.

Fig. 2에 본 논문에서의 계산에 사용된 세가지 형상의 블레이드 앞전 형상을 나타내었다.

CASE 1은 일반적인 HLSS 블레이드 설계 기준에 따라 앞전 두께를 블레이드 최대 두께의 7% 이내로 설계한 경우이며 CASE 2는 임의로 앞전 두께를 블레이드 최대두께의 14%로 증가시킨 경우이다. 끝으로 CASE 3는 캐스팅과 같은 저렴한 제작방법을 사용하여 블레이드 앞전 두께를 증가시켜 제작한 후 앞전 부위 일부를 후가공 함으로써 원하는 블레이드 앞전 두께를 만족하는 경우를 나타낸다. 이처럼 후가공에 의하여 블레이드 앞전 두께를 작게하는 경우 불밀링과

같은 방법이 아니라 그라인딩을 하게 되므로 처음부터 원하는 앞전 두께를 맞추기 위하여 기계가공을 하는 경우보다 저렴한 가공비용으로 짧은 시간 내에 가공이 가능하다. 그러나 이 경우 후처리 되는 블레이드 면이 가급적 평면으로 가공되어야 하므로 블레이드 형상이 스펙 및 시위 방향을 따라 곡률 변화가 크지 않아야 하며 최종 후처리 되는 블레이드의 유로 목 면적이 원래 설계에서 의도된 목 면적과 일치되도록 가공면이 결정되어야 한다. 이를 위해서는 설계 초기 단계에서부터 어떤 가공방법을 사용할 것인가를 충분히 고려하여 블레이드 형상을 설계하는 것이 필요하며 그렇지 않고 단순한 후처리를 통해서 원하는 성능을 얻지 못할 수도 있다.

### 4. 계산결과 및 고찰

다음의 Fig. 3에 계산영역 및 관련 기호에 대하여 나타내었다.

#### 4.1 CASE 1

먼저 설계에서 요구하는 블레이드 앞전 두께를 만족시키는 경우에 대하여 해석한 경우를 살펴보면 다음과 같다. Fig. 4에 4번의 격자적용을 거친 후의 계산격자를 나타내었다. 블레이드 앞전 및 유로 내부 충격파가 위치하는 곳에 계산격자가 잘 밀집되어 있는 것을 알 수 있다. 또한 블레이드 내부의 마하수 및 정압력 분포를 Fig. 5와 6에 나타내었다. 설계점에서는 Semi Vaneless 영역에서 마하파 및 압축파가 거의 발생하지 않는 HLSS 블레이드의 특징을 잘 나타내고 있으며

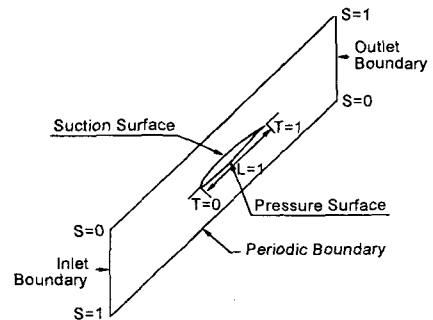


Fig. 3 Computational domain and nomenclature

블레이드 앞전 및 내부에서의 충격파가 매우 정확하게 포획되고 있음을 알 수 있다.

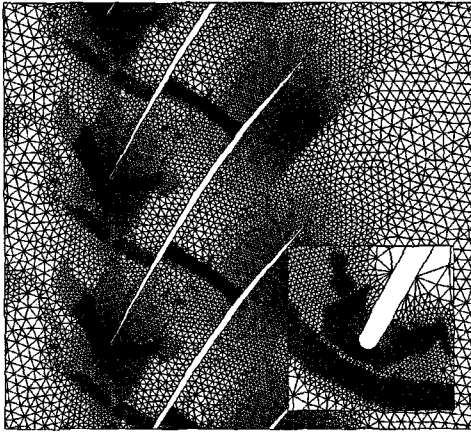


Fig. 4 Computational mesh (CASE 1, 4th Grid adaptation)

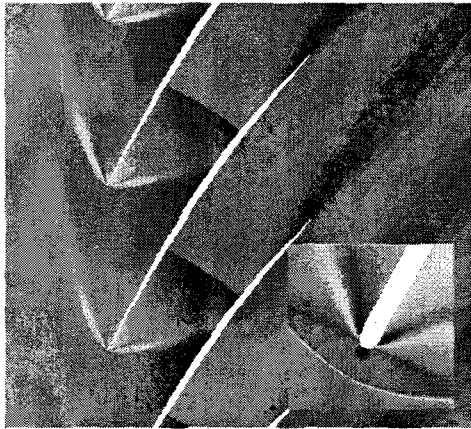


Fig. 5 Mach number contours (CASE 1)

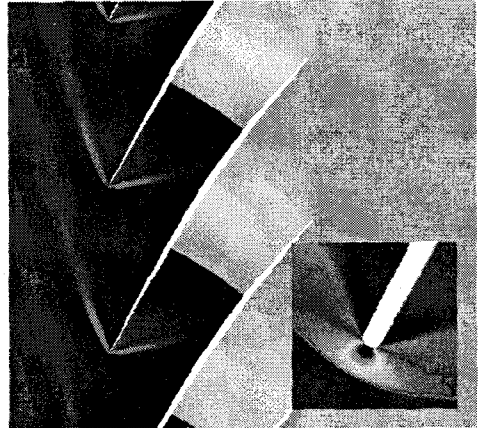


Fig. 6 Static pressure contours (CASE 1)

#### 4.2 CASE 2

두번째는 블레이드 앞전 두께를 원래의 설계인 CASE 1의 경우에 비하여 두배로 증가시킨 경우이다. 이는 실제 1mm이상의 앞전 두께를 가지며 이 경우 충분히 캐스팅에 의한 블레이드 제작이 가능하다고 판단되는 두께이다. 마찬가지로 4번의 격자 적용을 거친 후의 계산격자 형상을 Fig. 7에 나타내었고 블레이드 내부의 마하수 및 정압력 분포를 Fig. 8과 9에 나타내었다. 블레이드 앞전 두께의 증가는 유로 목면적이 감소하는 결과를 가져오는데 실제 설계에서는 이를 감안하여 블레이드 충실도(Solidity)를 조절해 주어야 한다. 본 논문에서는 블레이드 전단 두께가 증가하는 만큼 블레이드와 블레이드 간격을 넓혀 계산하였다.

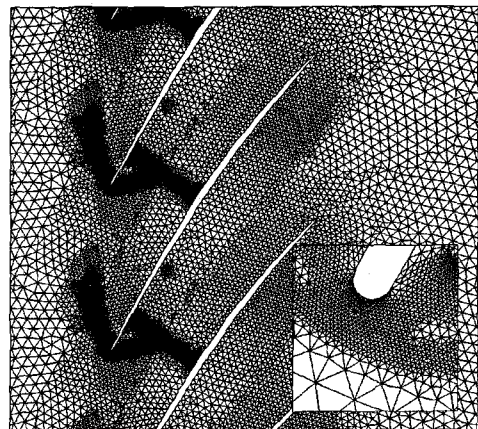


Fig. 7 Computational mesh (CASE 2, 4th Grid adaptation)

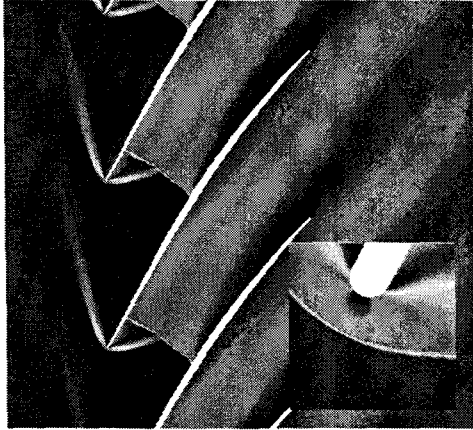


Fig. 8 Mach number contours (CASE 2)

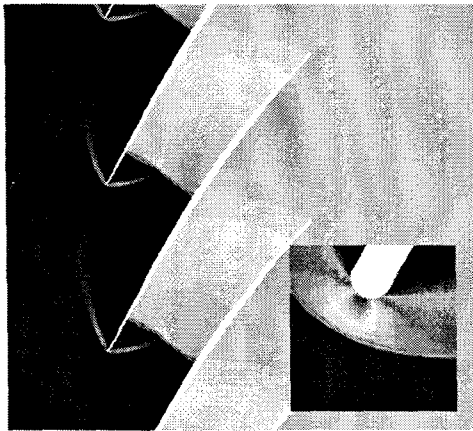


Fig. 9 Static pressure contours (CASE 2)

CASE 1의 경우와 비교해 볼 때 앞전에서의 공형 충격파 강도 및 위치에 변화가 있으며 내부 충격파가 CASE 1의 경우에 비하여 전방으로 이동한 것을 볼 때 입구 유동의 마하수가 증가하였음을 알 수 있다. 초음속의 경우 입구 전압력과 전온도가 동일하면 마하수가 증가하는 것은 유량이 감소하는 것을 의미하게 되는데 본 계산에서의 배압을 CASE 1의 경우와 동일하게 하였음을 감안할 때 유로 내부 손실이 증가함으로 인하여 유량이 감소하고 있음을 알 수 있다.

#### 4.3 CASE 3

마지막으로 CASE 2의 블레이드를 그라인딩과 같은 후가공 과정을 거쳐 원래 설계인 CASE 1의 앞전 두께와 일치시킨 경우에 대하여 알아보았다. 이 경우

CASE 1과 앞전의 두께는 같으나 블레이드 전방부의 형상이 CASE 1과 달라지게 되므로 이러한 후가공이 블레이드 손실에 미치는 영향을 알아보려고 하였다. 마찬가지로 4번의 격자 적응을 거친 후의 계산격자 형상을 Fig. 10에 나타내었고 블레이드 내부의 마하수 및 정압력 분포를 Fig. 11과 12에 나타내었다.

앞전 두께를 CASE 1과 동일하게 하였음에도 불구하고 입구 마하수가 CASE 2의 경우와 비슷하게 증가하고 있음을 알 수 있다. 이는 블레이드 전방부 형상이 CASE 1과는 차이가 있으며 유로 목면적이 0.75% 정도 작아졌기 때문이라고 판단된다. 현재 이처럼 미소한 형상 변화가 상당한 유동장 변화를 가져오는 부분에 대해서 보다 자세한 연구가 진행 중이다.

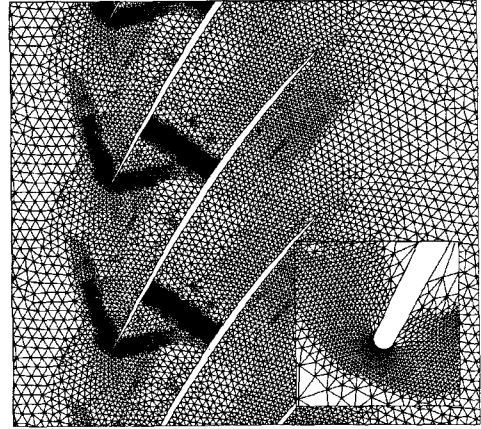


Fig. 10 Computational mesh (CASE 3, 4th Grid adaptation)

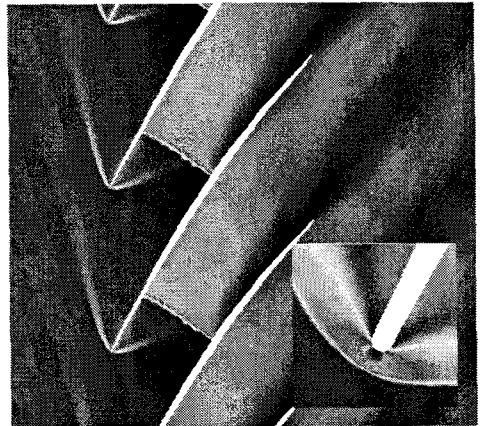


Fig. 11 Mach number contours (CASE 3)

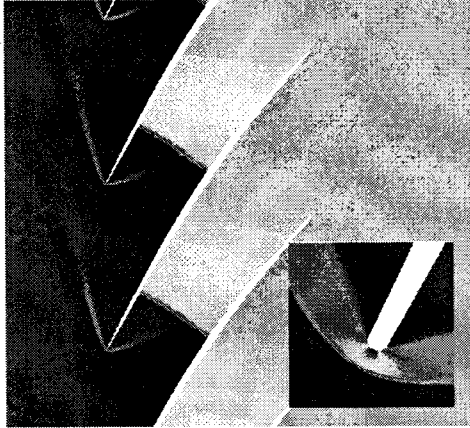


Fig. 12 Static pressure contours (CASE 3)

이상 세가지 경우에 대하여 Fig. 13에서 15에 블레이드 입구 및 출구에서의 전압력, 엔트로피 증가량 과 유동마하수를 나타내었다. 본 계산의 경우 점성효과가 없으므로 엔트로피 증가에 영향을 미치는 인자로는 충격파 손실과 수치적 점성에 의한 미소한 오차만이 있다고 볼 수 있다. Fig. 13을 보면 CASE 2와 CASE 3의 경우 CASE 1에 비하여 전압력 손실이 증가한 것을 알 수 있다. 이는 블레이드 앞전 두께가 증가함에 따라 충격파 강도가 커짐으로 충격파 손실이 증가하기 때문이다.

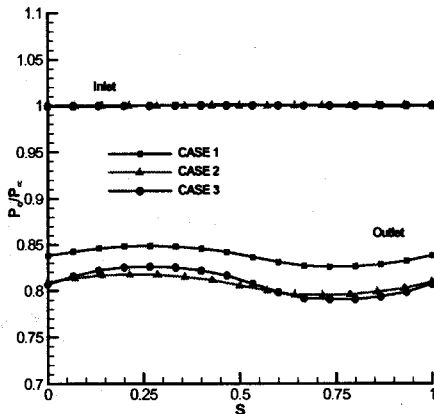


Fig. 13 Total pressure distribution

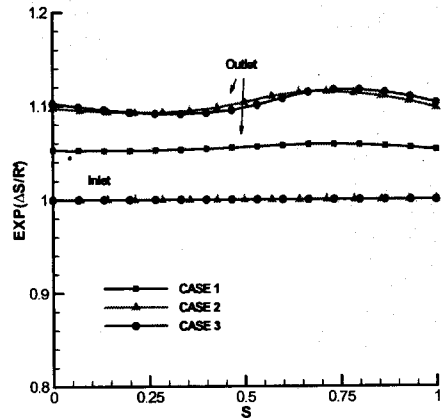


Fig. 14 Entropy increment distribution

Fig. 14에 나타낸 엔트로피 증가량에서도 이를 잘 알 수 있다. CASE 2와 CASE 3의 경우 CASE 1에 비하여 출구에서의 엔트로피 상승량이 크게 나타나고 있음을 알 수 있다.

엔트로피 상승은 전압력 손실증가 또는 전온도의 증가를 의미하며 본 논문에서의 계산은 비점성 계산이며 고정된 좌표계상에서 계산을 수행하였으므로 엔트로피 증가에 미치는 영향은 충격파에 의한 전압력 손실밖에 없다고 할 수 있다.

Fig. 15에 나타낸 블레이드 입구와 출구에서의 마하수 분포를 보면 CASE 1에 비하여 CASE 2 및 CASE 3의 경우 입구 마하수가 증가하며 출구 마하수는 감소함을 알 수 있다. 이는 CASE 2와 CASE 3의 경우 유로 내부의 전압력 손실 증가로 인하여 같은 배압에 대하여 입구 유량이 감소하였음을 나타내고 있다.

## 5. 결론

블레이드 전단 두께가 초음속 블레이드의 전압력 손실에 미치는 영향에 대하여 수치적 계산을 통하여 살펴 보았다. 전단 두께가 증가하는 경우 일정한 배압에 대하여 입구 마하수가 증가하며 유량이 감소하게 되는데 이는 유로 내부의 전압력 손실이 증가하기 때문이다. 전압력 손실이 증가하는 이유로 두꺼운 전단 형상에 따른 블레이드 전방에 발생하는 궁형 충격파의 강

## 참고문헌

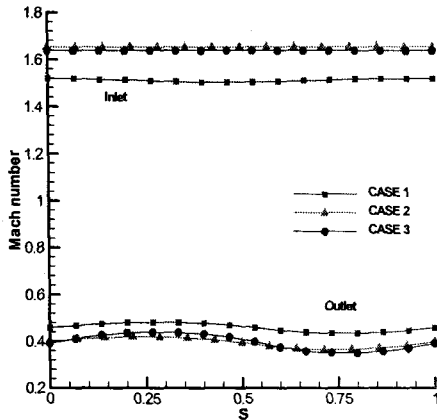


Fig. 15 Mach number distribution

도가 증가하고 이에 따라 전압력 손실이 증가하며 또한 전단 두께의 증가로 블레이드 유로 면적이 좁아지는 효과에 의해 입구 마하수의 증가 및 이에 따른 충격파 강도 변화 및 전압력 손실 증가를 들 수 있다. 본 논문에서는 일정한 배압에 대한 경우를 계산하였는데 현재 유로 면적을 동일하게 설정한 경우에 대하여서도 계산이 진행 중이다.

기존에 두꺼운 전단두께를 가지고 캐스팅으로 제작된 블레이드의 전단두께를 얇게 하기 위한 방법으로 그라인딩에 의한 후처리 방법이 있는데 이를 가정할 경우에 대하여 계산한 결과 원래 두꺼운 전단두께를 가지는 경우에 비하여 전압력 손실량이 비슷함을 알 수 있었다. 이 결과가 유로 목면적의 변화에 의한 효과를 고려하지 않고 계산한 결과임을 감안하더라도 단순히 캐스팅 후처리에 의한 블레이드 전단두께 감소를 통해서 원하는 블레이드 성능을 얻기가 쉽지 않으며 목면적의 변화 등 여러 가지를 고려해야 하는데 이를 위해서는 블레이드 설계 초기단계에서부터 후처리 과정을 충분히 고려한 설계가 이루어져야 할 것으로 보인다.

- (1) Smith, L.H., Jr., 1993, "NASA/GE Fan and Compressor Research Accomplishments," ASME Paper 93-GT-315
- (2) Wennerstrom, A.J., 1990, "Highly Loaded Axial Flow Compressors: History and Current Developments," Journal of Turbomachinery, Vol. 112, October, pp. 567-578
- (3) Wennerstrom, A.J., 1989, "Low Aspect Ratio Axial Flow Compressors: Why and What It Means," Journal of Turbomachinery, Vol. 111, October, pp.357-365
- (4) Wennerstrom, A.J., 1987, "Some Experiments With a Supersonic Axial Compressor Stage," Journal of Turbomachinery, Vol. 109, July
- (5) Law, C.H., and Wadia, A.R., 1993, "Low Aspect Ratio Transonic Rotors: Part 1-Baseline Design and Performance," Journal of Turbomachinery, Vol.115, April, pp.218-225
- (6) Merchant, A.A., Drela, M., Kerrebrock, J.L., Adamczyk, J.J., and Celestina, M., 2000, "Aerodynamic Design and Analysis of a High Pressure Ratio Aspirated Compressor Stage," ASME Paper No. 2000-GT-619
- (7) Sanger, N.L., 1996, "Design of a Low Aspect Ratio Transonic Compressor Stage Using CFD Techniques," Journal of Turbomachinery, Vol.118, July, pp.479-491
- (8) <http://www.ueet.nasa.gov/>. Ultra-Efficient Engine Technology (UEET) Home Page
- (9) Anderson, W.K. and Bonhaus, D.L., 1994, "An Implicit Upwind Algorithm for Computing Turbulent Flows on Unstructured Grids," Computers & Fluids, Vol. 23, No. 1, pp. 1-21