

## 허브면 형상의 변경을 통한 초음속 압축단의 공력효율 개선

박기철\*

### Improvement of Aerodynamic Efficiency of Supersonic Stage by the Modification of Hub Flowpath Shape

Kicheol Park\*

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

#### ABSTRACT

It is common for highly loaded supersonic stage to have very high relative inlet Mach number. To get this level of inlet Mach number, rotor blade outer diameter or rotational speed should be increased. In the case of commercial turbo-fan engine, it is preferred to make the rotor blade outer diameter large than increasing the rotational speed. But, for multi-stage fan of military engines, overall diameter is often restricted and they are apt to increase the rotational speed. With high rotational speed, relative inlet Mach number is likely to be well supersonic over the entire rotor blade span and the characteristic of the stage is affected with meridional shape of the stage, especially at near hub or tip. In this paper, the aerodynamic performance of two different hub surface shape is compared and it's merit and demerits were discussed.

#### 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 압축

비에서도 높은 효율을 유지할 수 있는 고효율 초음속 압축단인 HLSS(Highly Loaded Supersonic Stage)의 개발에 대한 관심이 크게 증대하고 있다. HLSS에서는 블레이드에서의 충격과 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, 로터 효율 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>.

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

UEET 에서는 HLSS의 요구사양으로 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 같은 초음속 압축단 회전익 블레이드의 경우 매우 높은 끝단 상대 마하수를 가지는 것이 일반적이다. 이를 구현하는 방법에는 회전익의 직경을 크게 하거나 회전수를 높이는 방법이 있다. 민간 항공기의 추진기관으로 사용되는 대형 터보팬 엔진의 팬 블레이드와 같은 경우에는 회전수 보다는 직경을 크게 하는 방법을 사용하나, 엔진의 크기에 제한이 있는 군용 터보팬 엔진의 경우에는 회전수를 높여 주는 방법을 사용한다. 회전수를 높이는 경우 회전익 블레이드의 상대 마하수가 반경 전체에서 높은 마하수를 유지하게 되고 압축단의 유로 형상이 유동에 미치는 영향이 증가하게 된다. 또한 유로 형상은 블레이드의 끝단 또는 허브에서의 스톨 또는 초우킹 특성에 많은 영향을 미치게 되므로 주의 깊은 설계가 요구된다. 본 논문에서는 2가지 다른 허브 유로 형상을 가지고 설계된 초음속 압축단의 성능을 비교하여 보고 각각의 유로 형상이 가지는 장단점을 분석함으로써 최적 유로형상 설계에 대하여 고찰해 보고자 한다.

## 2. 지배방정식 및 수치적 기법

Time-Marching 방법을 사용하여 Navier-Stokes 방정식의 해를 구함으로써 1개의 블레이드와 블레이드 사이의 점성 3차원 정상 유동장을 해석하였으며 난류 효과를 고려하기 위하여 Baldwin-Lomax 난류 모델을 사용하였다. Time-Marching을 위한 시간 적분을 위해서는 외재적 4단계의 Runge-Kutta 방법을 사용하였으며, Cell Centered FVM 방법을 사용하여 공간 이산화를 함으로써 수치적 플럭스를 구하였다. 본 논문에서의 계산에 사용된 격자계는 정렬 H-GRID 시스템이며 다중격자법을 사용하여 계산시간을 단축시켰다. 특히 H-GRID를 사용하면서도 기존의 Cusp 등과 같은 모델링 방법을 사용하지 않고 그림 1에 나타난 바와 같이 블레이드 전단의 형상을 정확히 표현하여 계산하였다.

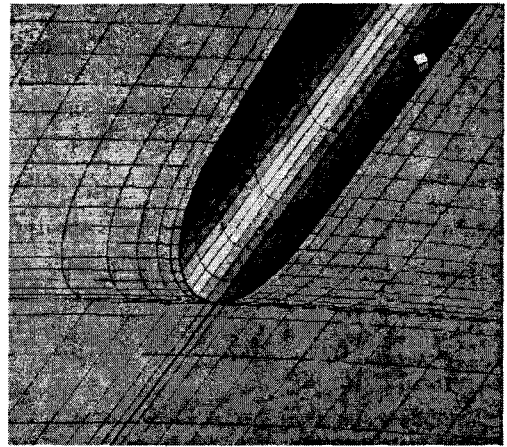


Fig.1 허브면에서의 격자 형상

블레이드 끝간격에 의한 손실을 고려하기 위하여 "pitched-tip H-mesh model"을 적용하였다. 블레이드 끝간극의 크기는 에어포일 코드 중간 위치에서 평균 블레이드 높이의 1%로 해서 적용했으며 이 부분에 3개의 격자점을 분포시켰다. 경계조건은 입구에서 전압력, 전온도, 자오면 속도, 절대접선속도, 절대 유동각을 반경방향으로 분포시키고 벽면에서는 벽면을 통과하는 유량이 없다는 가정으로 no slip condition 보다는 약한 개념의 경계조건을 준다. 전방류와 후방류에서는 주기조건이 자동적으로 들어가고, 회전익과 고정익을 동시에 해석하는 경우 필요한 블레이드 열과 열 사이의 mixing plane 에는 전열의 출구에서 원주방향으로 평균을 취한 값이 그 다음열의 입구조건으로 들어가게 된다. 회전익과 고정익을 동시에 해석하는 경우에는 앞 열의 출구조건이 그 다음열의 계산에 영향을 미쳐 전체 계산에서 수렴을 저해하거나 후방 열의 유동 특성을 변하게 할 수 있으므로 mixing plane에서 충분한 간격을 두어야 하며 먼저 회전익 만을 해석함으로써 계산의 정확도를 검증하는 것이 필요하다. 원하는 유량을 얻기 위해서는 대부분의 유동해석에서처럼 출구 정압을 조절하게 되는데, 설계점 근처나 초우킹 점 근처에서는 수렴된 해를 얻기가 쉽지만 써어지점 근처에서는 수렴된 해를 얻기가 힘들다. 이럴 때는 출구 정압을 미소하게 변화시켜가며 수렴을 시도해야 한다. 계산에 사용된 격자점의 총 개수는 198,505(37x145x37)개이다.

### 3. 고효율 초음속 압축단의 설계

HLSS와 같은 초음속 블레이드의 경우 대부분의 경우에 블레이드의 전단 영역에서 많은 압력 상승이 발생하고 압축기에서 통과 가능한 유량이 결정된다. 전단 영역의 충격파의 강도는 흡입면 곡률의 양에 따라 증가하게 되는데 충격파가 강할수록 그만큼 이에 의한 손실도 증가하게 된다. 따라서 전단 영역에서 유동의 팽창을 억제하고자 블레이드 전방부분은 평평하게 설계하고 원하는 캠버는 후방에서 얻도록 한다. 또한 극단적인 경우에는 블레이드 전방부분에 곡률을 역으로 줘서 역 캠버를 주기도 하는데 이 경우 유동이 전단 영역에서 감속이 되면서 충격파의 강도를 줄여주는 동시에 유동이 확산되는 효과가 있다. 하지만 이런 식으로 설계를 하면 블레이드 모양이 S 형태가 되어 제작 비용이 커지게 된다. 이러한 점들을 고려하여 팽창과나 충격파가 블레이드 전단부위에 생기지 않도록 하여 손실을 최소화하기 위하여 블레이드 전방부를 직선으로 처리 하고 후방부에서 필요한 블레이드 캠버를 얻도록 설계한다. 그런데 전방을 직선으로 처리하더라도 블레이드 흡입면의 경계층 두께에 의해 완전하게 평평한 흡입면은 얻기가 힘들다. 이러한 블레이드를 설계하는데 있어 가장 중요한 점은 전체 블레이드에 대한 전단에서 직선으로된 부분이 차지하는 길이인데 설계자의 경험에 의한 최적의 비를 설정해야 한다. 이상의 HLSS 설계 이론을 다음에 간략하게 정리하여 보았다.

(가) 고정익과 회전익의 중량비를 매우 작게 설계한다. (< 1.0) 이에 따라 공간 확산도를 줄일 수 있어 비록 하중계수를 높게 설정하더라도 일반 압축단과 비슷한 확산계수를 유지할 수 있다.

(나) 고압축비를 사용하더라도 설계점에서 회전익 입/출구 자오면 속도비는 1.0 으로 유지한다. 즉 회전익을 지나면서 자오면 속도의 변화는 없다. 그러나 저속에서는 이 속도비가 1 보다 크게 되는데 이에 따라 반동도가 감소하며 고정익 입사각이 감소한다.(회전축 기준) 만약 고정익의 출구각이 고정되어 있다고 하면 결국 고정익을 통한 유동의 회전이 감소하게 되는데 이러한 현상은 유동각의 회전이 최대가 되는 고정익 허브에서 매우 중요한 의미를 가진다.

(다) 설계점에서 회전익을 통한 자오면 속도비를 1.0

으로 유지하기 위하여서는 회전익 뒤에서 유로면적이 줄어들어야 하는데 이를 위하여 압축단의 팁 반경은 일정하게 유지시키고 회전익 출구의 허브 반경을 줄인다. 이는 회전익 허브 부근에서의 유동 압축이 원심력에 의하여 증가되는 효과를 가져옴으로써 유동의 회전 및 회전익 캠버를 감소시킬 수 있다.

(라) HLSS 회전익의 경우 매우 높은 팁 마하수를 가지고 있으며 블레이드 높이 전체에 걸쳐 초음속 상태를 유지하므로 충격파에 의한 손실을 최소화시키기 위하여 블레이드 전방 부위를 직선으로 처리하고 후방부에서 필요한 블레이드 캠버 각을 얻는 블레이드를 사용한다. 이러한 블레이드를 사용하는데 있어 가장 중요한 점은 전체 블레이드에서 직선으로 된 부분이 차지하는 길이인데, 일반적으로 블레이드 전단으로부터 흡입면의 수직 충격파 위치까지 거리의 약 70-80% 로 한다.

(마) 입사각의 경우 블레이드의 흡입 면에 대하여 0도의 유동 각을 유지하며 출구 편각의 경우 아래 식과 같이 최대 캠버의 위치를 고려한 수정된 Carter's Rule 을 사용한다. 본 설계에서 사용된 블레이드의 경우 전단으로부터 시위의 50-60% 의 거리에 블레이드 최대 두께 및 최대 캠버가 위치한다.

$$\delta = \frac{(\nabla \beta - i)m_c \sqrt{\frac{1}{\sigma}}}{1 - m_c \sqrt{\frac{1}{\sigma}}}$$

여기서

$$m_c = 0.92(a/c)^2 + 0.002\beta_2$$

$a/c$  : max. camber position

$\sigma$  : solidity

를 나타낸다.

(바) HLSS 에 사용되는 고정익은 회전익 출구 허브에서의 마하수가 매우 큰 이유로 회전익에 사용된 블레이드와 유사한 형태의 블레이드 형상을 사용하였으며 회전익과 동일한 블레이드 설계 기술이 적용된다. 설계입사각의 경우는 유로 최소면적과 입사유동의 면적비의 최적 값을 선정하여 결정하였고 편각의 경우 회

전익과 동일한 방법을 사용하였다.

이상의 HLSS설계이론을 적용시켜 가며 원하는 설계 사양을 만족하기 위한 여러 가지 블레이드 형상을 설계하여 구조해석과 3차원 유동해석을 병행하면서 최적의 블레이드 형상을 선정하게 된다. 이를 위하여 먼저 효율이 최대인 작동 점에서 유량과 압축비가 설계사양을 만족하는가를 살펴보고, 이 조건이 만족되면 다음으로 구조해석결과를 보게 된다. HLSS의 경우 고속으로 회전하기 때문에 원심력에 의해 블레이드의 허브에 응력이 크게 작용하고 또한 블레이드 진동현상도 문제점이 된다. 따라서 이러한 원심하중과 진동현상이 안전한 범위 내에 들도록 스펀 방향으로 블레이드 두께를 적절하게 해주어야 하며, 두께 분포가 적절해도 원주 방향으로 블레이드가 기울어 있게 되면 허브에서 응력이 많이 걸린다. 이 모든 것을 고려하여 허브와 팁의 두께 분포 및 원주방향 위치를 변화시켜가며 구조적으로 가장 안정된 블레이드를 선택해야 한다. 그러나 구조적으로 안정된 블레이드일지라도 허브에서 두께가 너무 두꺼워 원하는 유량을 얻지 못할 수도 있다. 이때는 블레이드 개수 또는 설치 각을 조절하여 유량마진을 확보 한다. 그러나 블레이드의 개수와 설치 각은 공력성에 매우 큰 영향을 주게 되므로 허브에서의 유로 형상을 변경시킴으로 원하는 유량 마진을 확보해야 하는 경우도 있다. 표 1 및 그림 2에 현재 당사 연구소에서 국가 지정 연구실 사업을 위해 시험 개발하고자 하는 HLSS의 설계사양 및 설계결과를 나타내었다.

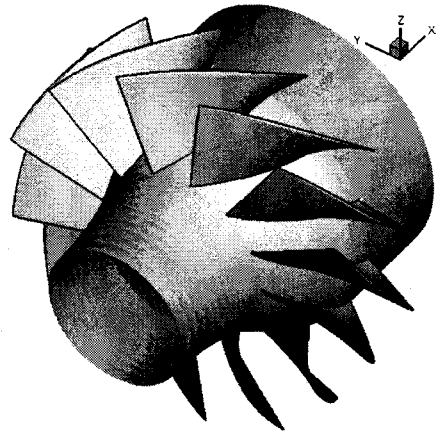


그림 2. 설계된 HLSS의 형상

#### 4. 허브형상에 따른 공력 성능 비교

그림 2에 나타낸 HLSS의 경우 설계점 압력비를 유지하면서 충분한 유량 마진을 확보를 위해 그림 3과 같은 허브 형상을 사용하였다. 이 경우 블레이드와 블레이드 사이 유로의 목면적을 증가시켜 주는 효과가 있다.

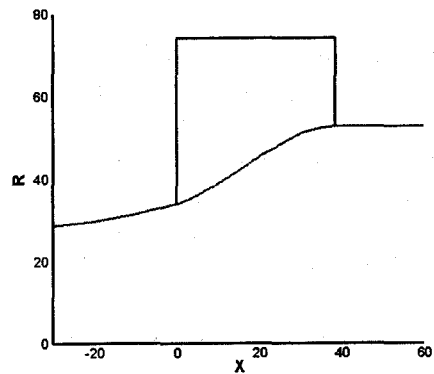


그림 3. 자오면 상에서의 허브유로 형상(CASE 0)

표 1. 설계점 사양 및 설계결과

Design Point 7.0	FAN	
	Statement	Result
$P_{inlet}$ (Pa)	101,325	101,325
$T_{inlet}$ ( $^{\circ}$ K)	288.15	288.15
$\dot{m}_c$ (kg/sec)	2.48	2.45
Pr	2.30	2.23
$\eta_{ad}$ (%)	88.0	88.2
$\alpha_1$	0.0	-
RPM	-	57600

$$\dot{m}_c = m \frac{\sqrt{\theta}}{\delta}, \quad \theta = T_{inlet}/288.15, \quad \delta = P_{inlet}/101325$$

그림 4 와 그림 5에 허브면 근처의 블레이드와 블레이드 사이 유로 및 자오면 상의 유로에서의 마하수 분포를 나타내었다. 원으로 표시한 부분을 살펴보면 그림 3의 허브 형상의 경우 단 출구부에서의 유로 곡률이 급격하게 변하고 이로 인해 유동박리와 같은 불안정성을 보이고 있음을 알 수 있다.

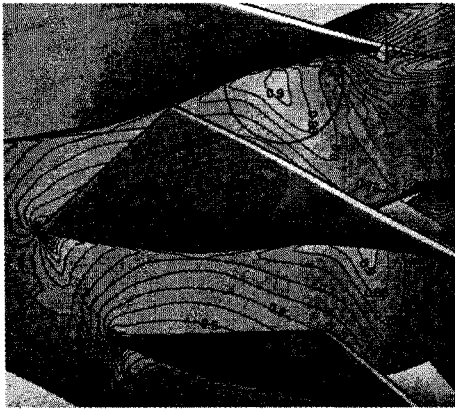


그림 4. 허브면 근처의 블레이드와 블레이드 사이 유로에서의 마하수 분포 (CASE 0)

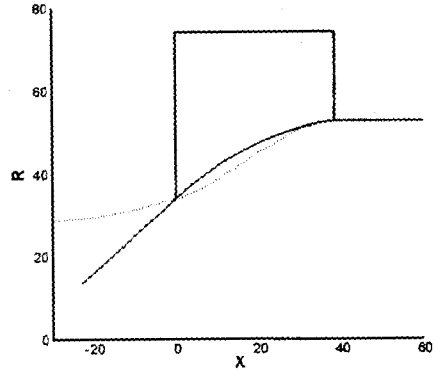


그림 6. 자오면 상에서의 새로운 허브유로 형상(CASE 1)

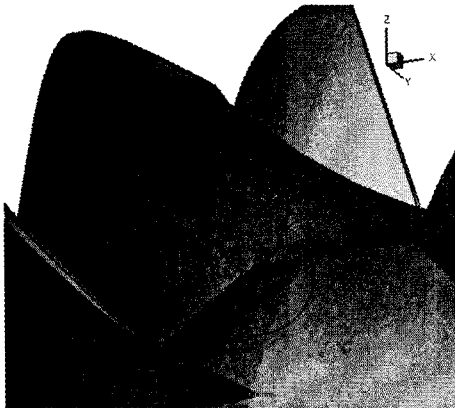


그림 5. 흡입면 근처의 자오면 상 유로에서의 마하수 분포 (CASE 0)

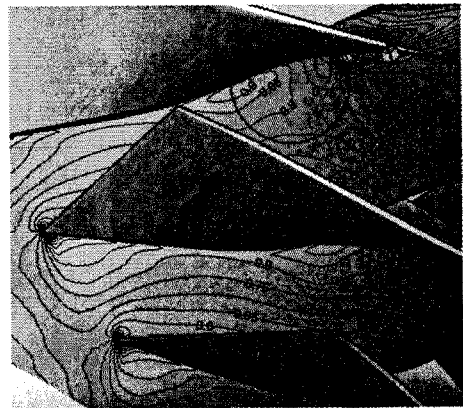


그림 7. 허브면 근처의 블레이드와 블레이드 사이 유로에서의 마하수 분포 (CASE 1)

이를 해결하기 위하여 허브 유로의 곡률이 단 입구에서 출구까지 부드럽게 변화도록 그림 6와 같이 변경하여 보았다. 마찬가지로 허브면 근처의 블레이드와 블레이드 사이 유로 및 자오면 상의 유로에서의 마하수 분포를 그림 7과 그림 8에 나타내었다. 그림 7에서 원으로 표시된 부분을 살펴보면 CASE 0의 허브 유로 형상에 비하여 유동의 속도가 급격히 증가하는 영역이 감소하였음을 알 수 있다. 또한 그림 8의 원으로 표시된 부분을 살펴보면 블레이드 끝단 부근에서 발생하였던 유동 박리 현상이 사라지고 있음을 알 수 있다.

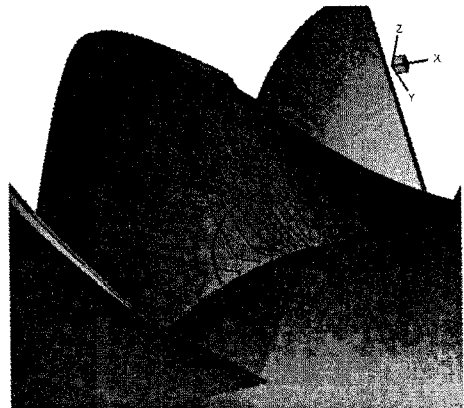


그림 8. 흡입면 근처의 자오면 상 유로에서의 마하수 분포 (CASE 0)

이러한 현상은 HLSS의 공력적인 특성상 허브에서의 입구 및 출구 유동속도가 매우 빠르므로 허브에서의 곡률이 너무 심하게 변하는 경우 유동의 박리 등이 발생할 수 있기 때문에 허브형상의 설계 시 세심한 주의가 필요함을 알 수 있다.

실용적인 설계의 측면에서는 유동장의 국부적인 특성 뿐 아니라, 전체적인 성능 또한 중요하므로 허브 유로 형상의 변화에 따른 전체적 성능의 변화를 표 2에 나타내었다.

표 2 허브 유로 형상의 변화에 따른 성능곡선도의 변화

	CASE 0	CASE 1	증감(%)
유량	2.5151	2.4987	-0.65
압력비	2.3195	2.3667	+2.03
효율	0.9209	0.9291	+0.89

(1) 설계점 부근

	CASE 0	CASE 1	증감(%)
유량	2.6560	2.6142	-1.57
압력비	2.2545	2.2496	-0.22
효율	0.9310	0.9189	-1.30

(2) 초우킹점 부근

먼저 설계점 유량 부근에서의 성능을 살펴보면, 거의 동일한 유량 변화에 대하여 압력은 2%정도 증가하고 효율 역시 1% 가까이 증가하였음을 알 수 있다. 이는 이미 앞에서 살펴보았듯이 단 출구 부근 흡입면에서의 유동 특성이 개선된데 기인한다고 볼 수 있다. 다음으로 초우킹점 유량 부근에서의 성능을 살펴보면 거의 동일한 압력비 변화에 대하여 흡입 가능한 유량 및 효율이 상당히 감소하고 있는데, 이는 CASE 1의 경우 허브 유로 형상의 곡률을 분포시키는 과정에서 CASE 0에 비하여 블레이드와 블레이드 사이의 유로 목면적이 감소하고 이로 인해 유량 마진이 충분히 확보되지 못하였기 때문이라고 볼 수 있다.

## 5. 결론

초음속 압축단의 허브 유로 형상이 블레이드와 블레이드 사이 유로 내부의 유동 특성 및 공력 성능에 미치는 영향에 대하여 살펴보았다. 설계 시 허브 유로 형상을 결정하는 요인은 충분한 유량마진의 확보 및

압축단에 연결되는 입구 형상을 함께 고려하여 결정되어야 한다. 예를 들어 그림 6에 나타낸 CASE 1의 허브 유로 형상은 후방단에서는 적용이 어려우며 첫 번째 단인 경우에도 전방에 공간이 필요한 경우는 적합하지 않다고 할 수 있다. 일반적인 압축단과는 달리 초음속 압축단의 경우 허브에서의 절대 출구 마하수가 0.8~0.9 이상으로 매우 고속이므로 허브형상의 급격한 곡률변화는 유동의 박리와 같은 바람직하지 않은 유동 특성을 유발시키며, 이를 방지하기 위해서는 허브 형상의 유로를 가능한 부드럽게 분포시켜야 한다. 그러나 이는 충분한 유량 마진의 확보를 어렵게 할 수 있으며, 흡입구 형상이 제한되는 경우 원활한 연결이 되지 않을 수 있으므로 설계 시 이에 대한 충분한 고려를 하여 각각의 장단점을 적절히 보완하는 작업이 이루어져야 할 것으로 보인다.

## 참고문헌

- (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