

# 터빈 동익의 프로파일 정의 위치에 따른 초음속 터빈 성능변화에 대한 전산해석 연구

박편구\* · 정은환\* · 김진한\*

## Numerical Study of the Supersonic Turbine Performance Variation with respect to the Rotor Profile Diameter

Pyun-Goo Park\* · Eun-Hwan Jeong\* · Jinhan Kim\*

### ABSTRACT

The blades of supersonic turbines with low aspect ratio are usually designed to have the same cross sectional shape in radial direction. The profile diameter definition of turbines may lead to produce unintended flow passage area variations resulting performance degradation. In this paper, the effects of profile diameter definition on the supersonic impulse turbine performance have been investigated. Computational results of three different profile diameters are compared. It has been found that flow passage area variation can be achieved according to designer's intention when blade profile is defined at rotor tip diameter. Furthermore, the turbine blade profile defined at rotor tip showed better performance than the others.

### 초 록

초음속 충동형 터빈과 같이 종횡비가 작은 경우 로터 익형은 반경방향으로 동일한 단면을 갖는 형태로 구현된다. 이 경우 터빈 로터는 터빈 동익의 프로파일 직경에 따라 설계에서 의도하지 않은 유로면 적분포와 터빈 성능의 차이를 보인다. 본 연구에서는 터빈 동익 프로파일을 정의하는 직경이 터빈 성능에 미치는 영향을 고찰하기 위하여 3개의 다른 위치에서 정의된 터빈 로터에 대한 유동해석을 수행하고 결과를 고찰하였다. 계산 결과 팁에서 단면이 정의된 경우 설계에서 의도한 유로면적 변화를 보이며 다른 프로파일 직경에서 정의된 터빈에 비해 우수한 성능을 보임을 확인하였다.

Key Words: Turbopump(터보펌프), Supersonic Impulse Turbine(초음속 충동형 터빈), Turbine Rotor Profile (터빈 로터 형상), CFD(전산유체)

### 1. 서 론

터보펌프는 액체로켓엔진에 연료와 산화제를 공급하는 장치로 발사체의 주요한 요소이다. 현재 한국항공우주연구원에서는 개방형 액체로켓 엔진에 적용할 터보펌프를 개발하고 있으며[1,2]

\* 한국항공우주연구원 터보펌프팀  
연락처, E-mail: pyun9@kari.re.kr

이의 일환으로 터보펌프용 터빈에 대한 연구를 진행하고 있다. 터보펌프는 고온·고압의 가스로 작동되는 터빈을 사용하여 산화제와 연료펌프를 구동하는 구조를 갖고 있다. 개발 중인 초음속 충동형 터빈은 단위 유량 당 출력을 극대화하기 위해 높은 압력비와 상대적으로 적은 유량조건에서 운전되어야 하므로 수축-확산 노즐을 갖는 부분흡입형의 초음속 충동형으로 설계되었다.

터빈 로터는 2차원 설계에서 선정된 로터 단면으로부터 구현되는데 종횡비가 작은 터빈의 경우 1개의 단면형상을 이용하여 구현된다.

본 연구에서는 터빈 동익의 단면이 정의되는 프로파일 직경의 변화가 터빈 성능에 미치는 영향을 고찰하기 위하여 3개의 다른 프로파일 직경에서 설계된 터빈에 대한 유동해석을 수행하고 그 결과를 고찰하였다.

## 2. 계산 조건

### 2.1 계산 조건

계산의 편의를 위해 1개의 노즐에 해당하는 영역에 대하여 주기조건을 적용한 계산영역을 구성하고 터빈의 유동을 정상상태로 가정한 후 회전부와 정지부의 경계면에서는 프로즌 로터(Frozen Rotor)기법[3]을 적용하여 계산을 수행하였다. 계산은 상용 유동해석 소프트웨어인 FINE™/ Turbo를 이용하여 수행되었다. 약 260만개의 격자를 사용하였으며 공간 차분에는 중앙 차분법을, 시간 차분에는 4단계 Runge-Kutta법을 적용하였고 수렴 가속화를 위해 3단계의 다중격자법을 적용하였다. 난류계산을 위하여 표준 k-e모델을 사용하였으며 벽면에서는 벽함수를 적용하였다.

## 3. 터빈 로터의 설계

### 3.1 로터 단면 설계

각 로터 프로파일은 MOC와 Free Vortex 기법에 근거하여 각각의 프로파일 직경에서 같은 현

질비와 로터 날개 수를 갖도록 설계되었다. 따라서 각 프로파일을 사용하여 생성되는 로터 날개는 상사성을 갖게 된다.

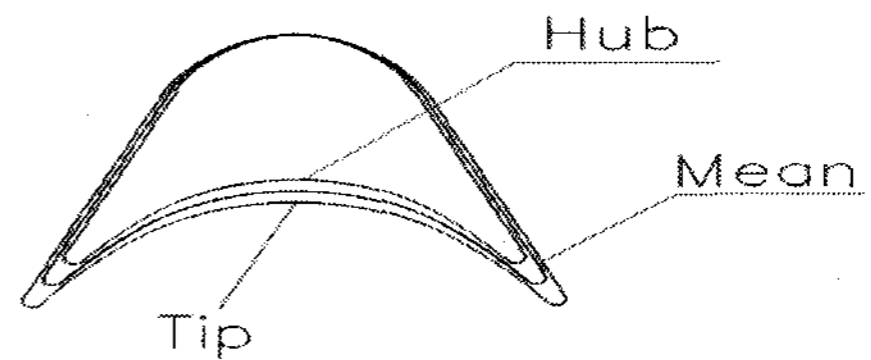


Fig. 1 Rotor Cross-sections at different Profile Diameter

### 3.2 터빈 로터 유로

Figure 2에 2차원 상에서 설계된 단면을 사용하여 구현된 터빈의 유로면적 변화를 도시하였다. 본 연구에서 사용된 동익 유로는 천이 구간과 수축-확대 되는 유로를 갖도록 설계되었으나 동익의 단면적이 반경방향으로 일정하게 구현되어 실제 유로의 단면적은 설계에서 의도한 바와 다른 결과를 보이고 있다.

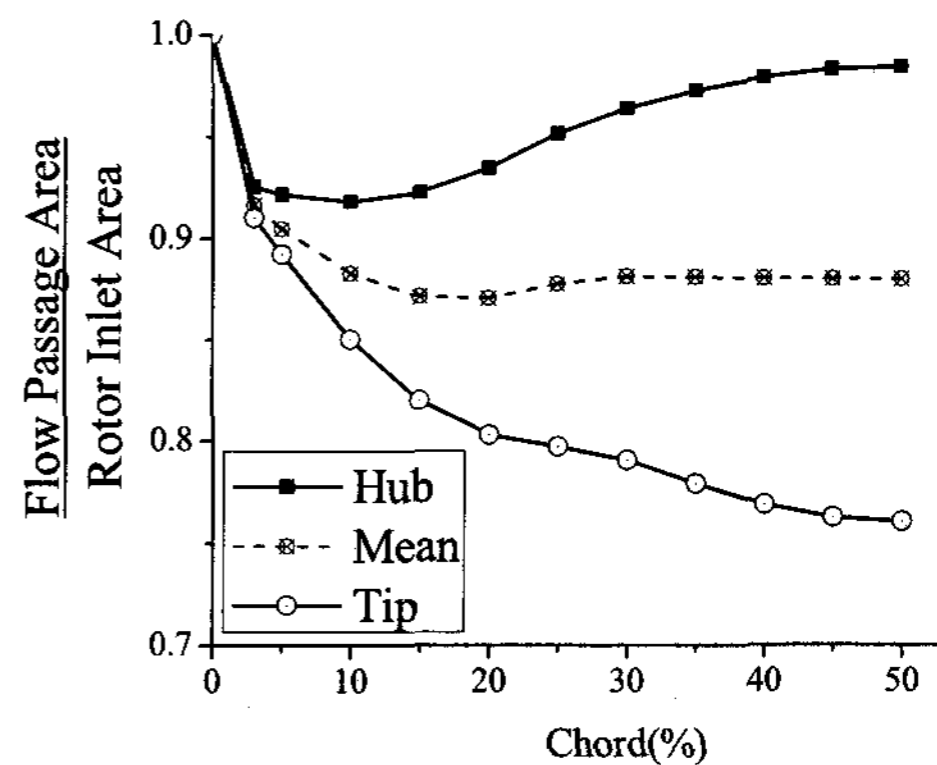


Fig. 2 Rotor Flow Passage Areas with respect to the Location of the Profile Diameter

프로파일이 팁에서 정의된 로터의 경우 유로면적의 변화가 설계의도와 잘 일치하는 모습을 보이고 있으나 일반적으로 프로파일의 정의 위치로 많이 선정되는 평균직경에서 정의된 경우 초기 입구에서는 유로면적이 축소되는 모습을 보이다가 거의 일정하게 유지되고 허브에서 정

의된 경우 설계의도와는 반대로 확대-수축되는 유로면적 변화를 보여주고 있다. 또 프로파일 직경의 변화는 유로면적의 변화뿐만 아니라 Table 1에 나타난 바와 같이 유로의 입구면적 차이도 발생시킨다.

#### 4. 전산해석 결과

##### 4.1 터빈 성능변화

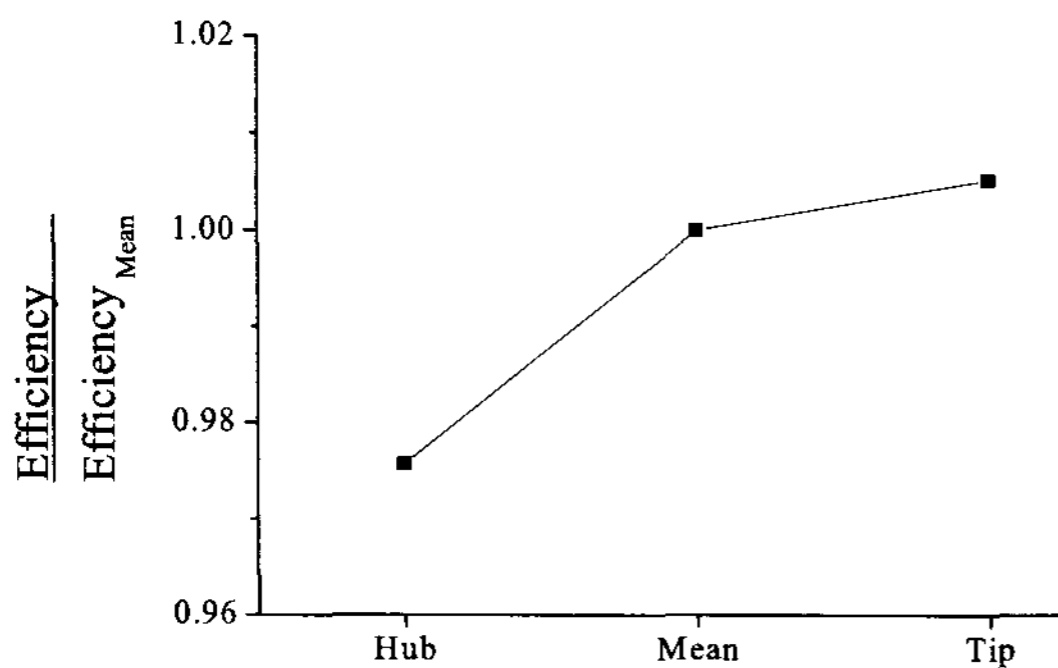


Fig. 3 Turbine Efficiency with respect to the Profile Diameter

Figure 3에 프로파일 직경에 따른 터빈 성능 변화를 나타내었다. 유로면적의 변화와 비교해 보면 설계 의도와 가장 잘 일치하는 팁에서 정의된 터빈의 경우 평균직경에서 정의된 터빈에 비해 약 0.5%의 효율증가를 보이는 반면 설계의도와 반대되는 유로면적 변화를 갖는, 허브에서 단면의 정의된 터빈의 경우 약 2.5% 감소하는 결과를 보인다.

##### 4.2 프로파일 직경에 변화에 따른 유동변화

프로파일 직경의 변화가 터빈유동에 미치는 영향을 고찰하기 위하여 Table. 1에 로터 전방에서의 유동각과 정압의 변화를 나타내었다. 앞에서 언급된 바와 같이 프로파일 직경에 따라 로터의 입구 면적이 달라지는데 로터입구의 면적이 커지게 되면 노즐에서 과대팽창이 발생하게 되고 작아지면 과소팽창이 발생하게 되어 정압과 유동각의 변화가 발생하게 된다.

Table. 1 Flow Angle and Static Pressure at Nozzle Outlet

	Hub	Mean	Tip
$\frac{Inlet Area}{Inlet Area_{Mean}}$	1.0231	1.0	0.9897
$\frac{Flow Angle}{Flow Angle_{Mean}}$	1.02195	1.0	0.9821
$\frac{(Pt/Ps)}{(Pt/Ps)_{Mean}}$	1.0094	1.0	0.96723
Area Ratio (Eq. 1)	1.0071	1.0	0.975135

$$\frac{A_1}{A_2} = \frac{M_2 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{M_1 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}$$

$$= \frac{\left(\sqrt{2\left(\frac{Pt}{Ps}\right)_2^{\frac{r-1}{r}} - 1}\right) \left(\frac{Pt}{Ps}\right)_1^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{\left(\sqrt{2\left(\frac{Pt}{Ps}\right)_1^{\frac{r-1}{r}} - 1}\right) \left(\frac{Pt}{Ps}\right)_2^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}$$

Eq. 1

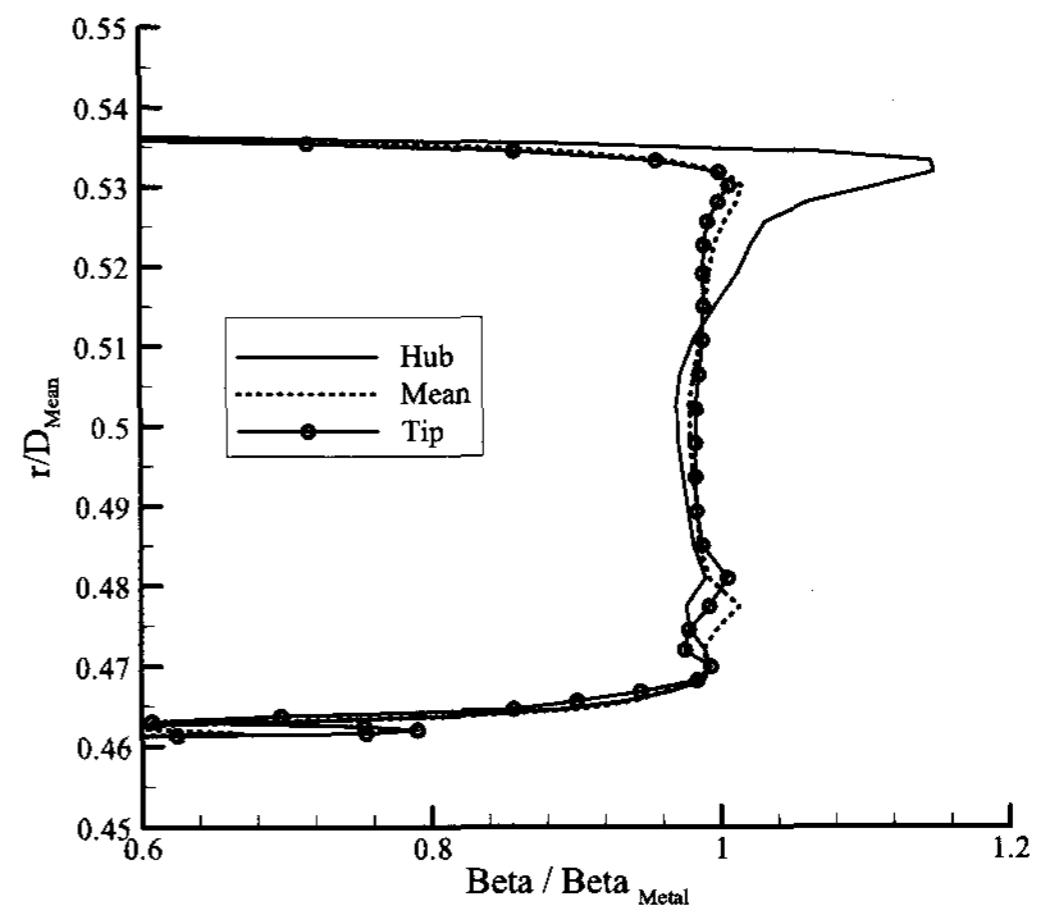


Fig. 4 Flow Angle at Rotor Inlet

이에 따라서 로터 전방의 유동이 영향을 받게 되는데 Table. 1에 나타난 로터 입구 면적과 유동각을 살펴보면 유동해석에서 얻어진 유동각 결과가 로터 입구면적의 차이에서 오는 변화를 정량적으로 잘 예측하고 있는 것을 알 수 있다.

또한 계산에서 구해진 정압과 전압을 Eq. 1에 대입하여 면적비를 구해보면 실제값과 약 1.5% 정도의 오차를 보이고 있다. 이 결과로부터 본 계산에서 얻어진 결과가 프로파일 직경 변화에 따른 입구면적 변화에서 기인하는 유동의 변화를 정량적으로도 잘 예측하고 있음을 알 수 있다.

로터 입구에서 상대 유동각의 반경방향 분포를 Fig. 4에 나타내었다. 평균직경과 팁에서 정의된 터빈의 경우 로터 날개의 입구각과 상대 유동각이 대체로 일치하나 허브에서 정의된 터빈의 경우 팁 쪽에 가까워질수록 차이가 커짐을 알 수 있으며 이러한 점은 허브에서 정의된 터빈의 효율을 감소시키는 요인이 된다.

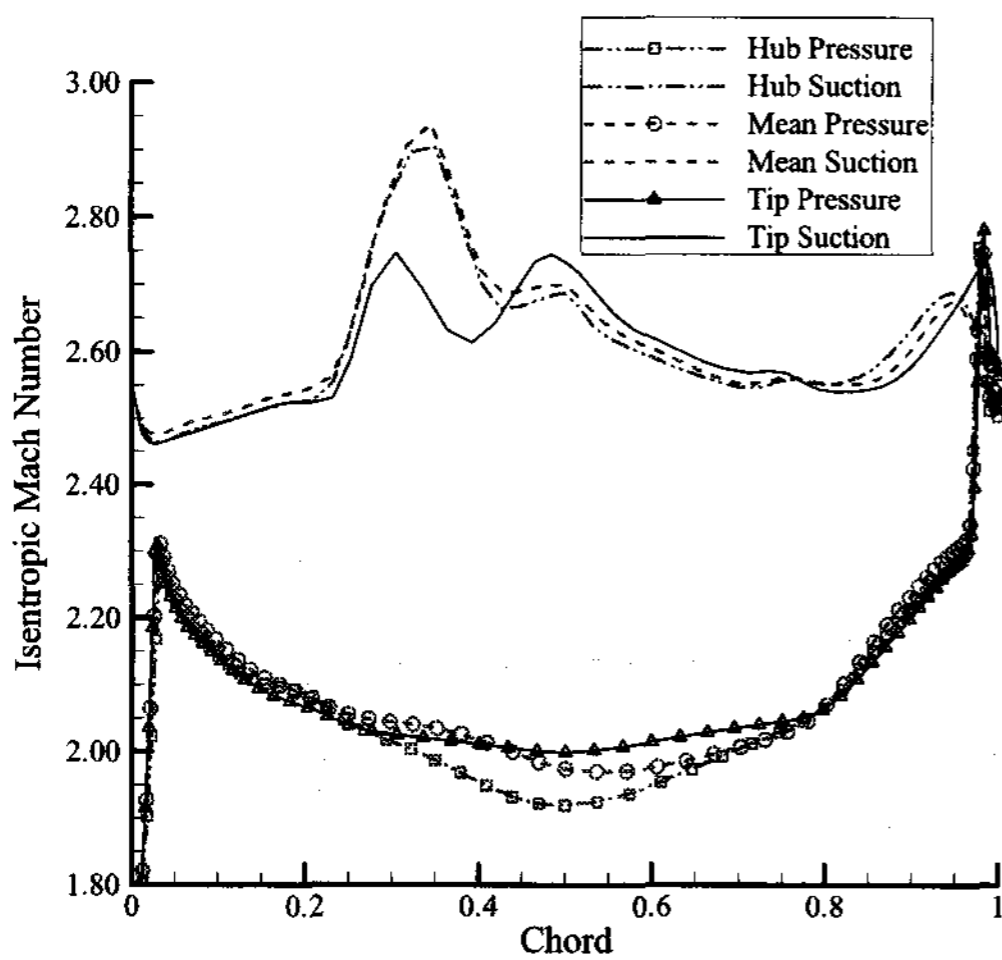


Fig. 5 Isentropic Mach Number at Rotor Blade Surface

로터 날개면에서 발생하는 변화를 살펴보기 위해 평균 직경에서 로터 날개면의 등 엔탈피 마하수를 Fig. 5에 나타내었다. 결과를 살펴보면 압력면에서는 3가지 결과가 대체로 유사한 반면 흡입면에서는 팁에서 단면이 정의된 터빈의 등 엔트로피 마하수 변화가 나머지 터빈의 것과 다른 경향을 보이고 있다. Free Vortex를 적용한 수축-확대되는 유로를 갖는 터빈의 경우 천이구간을 지나면 등 엔트로피 마하수의 변화가 수평해지는데 팁에서 단면이 정의된 터빈은 이러한

유로에 가깝게 설계되어 등 엔트로피 마하수가 다른 결과와 다르게 나타나는 것으로 여겨진다. 이러한 프로파일 직경의 변화는 날개면 뿐만 아니라 유로에도 영향을 주게 되는데 평균직경에서의 정압분포를 나타낸 Fig. 6의 결과를 살펴보면 팁에서 정의된 터빈의 경우 압력장이 충격파에 의한 교란이 없이 분포하는 반면 평균직경에서 정의된 터빈의 경우 흡입면 부근에서 생기는 변화로 인해 압력면 부근의 압력장에 교란이 생기는 모습을 확인할 수 있다. 결국 프로파일의 정의 위치에 따른 변화가 유로면적의 변화를 가져오고 이로 인한 압력장의 변화로 터빈 성능의 변화가 발생함을 유추할 수 있다.

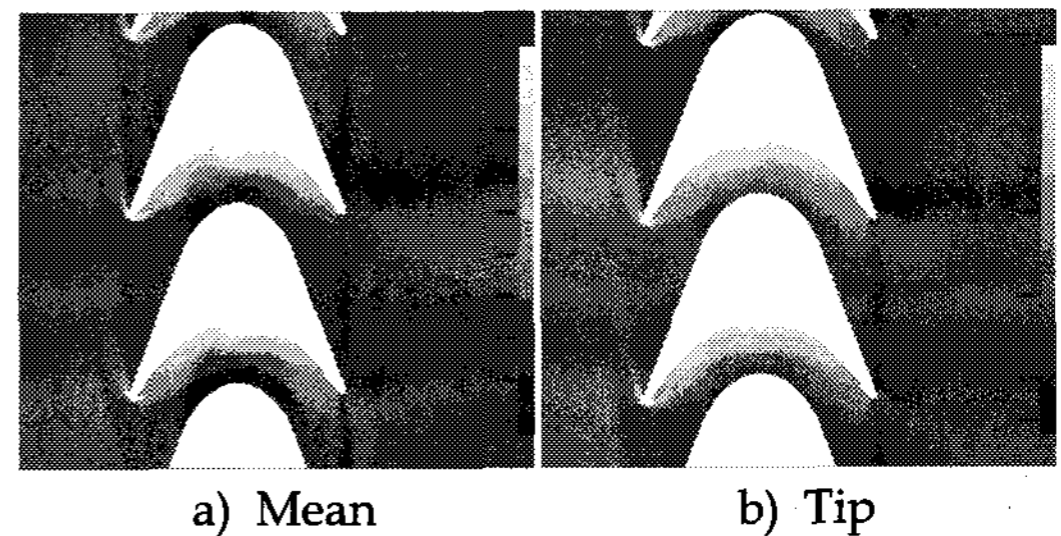


Fig. 6 Static Pressure Contour at Mid Span

## 5. 결 론

3개의 다른 위치에서 단면이 정의된 터빈에 대한 유동해석을 수행하고 그 결과를 고찰하였다. 2차원 설계에서는 수축-확대되는 형태로 설계된 터빈이라도 단면의 정의 위치에 따라 3차원으로 구현된 터빈의 유로는 다른 형태를 가질 수 있으며 이에 따라 터빈의 성능이 변화함을 확인하였다. 일반적으로 많이 선택되는 평균직경이나 허브에서 단면이 정의된 경우 유로면적의 변화가 설계에서 의도한 바와 다른 반면 팁에서 정의된 터빈은 설계에서 의도한 면적분포와 상대적으로 좋은 터빈 성능을 보이게 됨을 확인하였다.

## 6. 참고문헌의 인용

### 참 고 문 헌

1. 김진한, 홍순삼, 최창호, 전성민, 정은환, 2005, "30톤급 액체로켓엔진용 터보펌프 개발현황," 한국추진공학회 2005년도 추계학술대회 논문집, 2005, pp. 375-383
2. Kim, J., Lee, E.S., Choi, C. H., Jeon, S. M., "Current Status of Turbopump Development in Korea Aerospace Research Institute," 55th International Astronautical Congress, Vancouver, IAC-04-S.P.17., 2004
3. Galpin, P.F., Broberg, R.B., and Hutchinson, B.R., "Three Dimensional Navier-Stokes Predictions of Steady State Rotor/Stator Interaction With Pitch Change," The Third Annual Conference of the CFD Society of Canada, Banff, Canada, 1996
4. FINETM/Turbo User Manual Version 6.1-a, pp.5-3 ~ 5-22
5. B. V. Ovseyanikov & B. I. Borovsky, "Theory and calculation of power units for liquid rocket engine," Mashinostroyenie. Moscow. 1986.