

# 부분흡입노즐방식의 터빈시스템에 대한 성능 평가

홍창욱\*, 박승경\*, 남궁혁준\*, 김경호\*, 김영수\*, 우유철\*

## Performance Evaluations for the Partial-Admission Type Turbine System

Chang-Oug Hong · Sung-Kyoung Park · Hyuck-Joon Namkoug  
Kyoung-Ho Kim · Young-Soo Kim · Yoo-Cheol Woo

### ABSTRACT

3-D compressible flow analysis was conducted by using mixing plane method for turbine system which is consisted of partial admission nozzle and rotor. Computational results are shown oblique shock wave in blade leading and trailing edge and also shown flow separation along suction surface of blade due to abrupt blade curvature. But computational results are well agree with 1-D calculation results and experimental data.

### 1. 서 론

터보펌프시스템의 주요 구성품 중 하나인 터빈 시스템은 증압된 연료와 산화제의 일부를 빼내어 가스발생기내에서 연소시켜 여기서 발생하는 고온/고압의 가스로 구동되어 펌프에 필요한 동력을 전달한다. 개방형 액체로켓엔진의 경우, 터빈을 구동하고 난 후의 배기 가스를 활용하지 않으므로 저유량, 고펡창비로 설계된다. 고펡창으로 인해 가스는 초음속으로 팽창되고, 저유량으로 인해 블레이드 높이는 작아지며, 효율은 저하된다. 따라서 부분흡입형 터빈으로 설계한다. 부분흡입형 터빈은 노즐 출구에서 가스 overflow에 따른 압력비를 유지하는 것이 어려우므로 대부분 충동형(impulse type)으로 설계된다[1]. 현재 이러한 초음속 터빈은 항공기의 비상 추진용 엔진, 미사일, 우주추진시스템에 사용되고 있다.

블레이드 익렬은 일반적으로 경험적인 방법 또는 특성곡선법(method of characteristics) 그리고 free vortex flow 기법으로 설계된다.

이러한 설계 방법의 목적은 충격파와 블레이드 유로내에서 흐름 분리가 발생되지 않도록 하는 것이다. 그러나 블레이드 유로 내에서 복잡한 충격파, 흐름 분리가 대부분 발생되며, 효율을 상당히 저하시킨다. 따라서 블레이드의 형상을 최적화시키고, 최소의 전압력 손실을 가질 수 있도록 설계함으로써 효율을 증가시키는 방향으로 많은 연구가 진행되고 있다[2].

3차원 유동해석을 통해 익렬 형태의 노즐(또는 정익)을 사용하여 동익과 연계하여 이러한 흐름의 불연속성(flow discontinuity)을 파악하는 연구는 많이 수행되었지만, 익렬 형태가 아닌 부분 흡입 노즐의 경우는 거의 찾아보기 힘들다.

본 연구에서는 상용 CFD 코드를 사용하여 부분흡입노즐을 장착한 터빈시스템을 대상으로 하여, 우선, 블레이드 형상과 Physical Modeling에

\* 현대 모비스(Hyundai Mobis) 기술연구소

대한 검증 작업을 수행하기 위해 노즐을 제외한 동익 블레이드에 대한 유동해석을 수행하였고, 이 결과를 이용하여 터빈 시스템의 3차원 복합 유동장해석을 통해 유동의 불균일성을 파악하였다. 또한 성능 평가 시험 결과와 비교하였다.

## 2. 본 론

### 2.1. 해석 기법

- 1) 3차원 정상상태 압축성 Navier-Stoke 방정식
- 2) Standard k-ε turbulence model
- 3) First order upwind method
- 4) 노즐과 동익의 간섭면에서 혼합면 기법 (mixing plane method)
- 5) Solver : Fluent v5.5, Fine/Turbo

### 2.2 터빈 설계 사양

해석 모델인 터빈시스템은 액체산소/가스메탄 추진제를 사용하는 9.5톤급 액체추진로켓엔진용 터보펌프시스템에 사용되는 터빈시스템이다. 터빈 시스템의 설계 사양은 표 1에 나타내었다.

표 1. 터빈시스템의 설계 사양

설계 parameter	단위	값
터빈 파워	kW	860
터빈 회전수	rpm	50,000
터빈 입구 전압력	MPa	6.8
터빈 입구 전온도	K	1000
터빈 압력비	-	13.6
터빈 요구 유량	kg/s	1.4

### 2.3 해석 모델과 격자

해석 모델은 8개의 Laval 형태의 노즐과 80개의 블레이드를 가진 동익[3]으로 구성되어있다. 상세 기하학적 사양은 표 2와 같다.

표 2. 해석 모델의 기하학적 사양

노즐 항목	값	동익 항목	값
노즐 형태	Laval	블레이드 형상	대칭형
수축각	30 °	장착각	90 °
팽창각	15 °	블레이드 폭	8.4 mm
목 직경	6 mm	블레이드 수량	80
출구 직경	11 mm	블레이드 높이	14 mm
수량	8	평균 직경	160 mm

그림 1은 본 연구에 사용된 터빈 모델로서 노

즐부, 동익부와 혼합면으로 구성되어 있다.

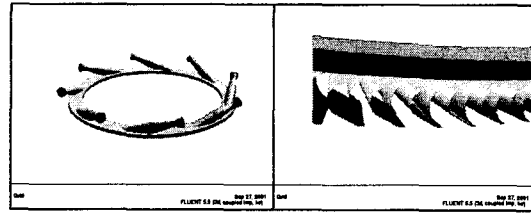


그림 1. 터빈 해석 모델

실제 터빈시스템의 복잡한 형상과 3차원의 넓은 계산 영역으로 인해, 원활한 계산 수행을 위해서는 적절한 모델의 단순화가 필요로 한다. 본 연구에서는 정상 상태 유동장 해석을 위하여 노즐부 유동과 동익부 유동으로 영역을 분할하고, 그 경계면에서의 값을 연계시키는 혼합면 기법을 적용하였다. 이를 통하여 노즐부와 로터부 각각에 대해 periodic boundary condition을 개별적으로 적용할 수 있게 되므로 계산 영역을 최소화하고 계산 모델을 단순화시킬수 있었다. 혼합면 영역의 크기는 부분 흡입에 따른 동익의 pulsation과 vibration 및 friction loss와 열팽창 등을 고려하여 축방향으로 3.5mm로 결정되었다. 그림 2는 해석 모델의 격자를 보여준다.

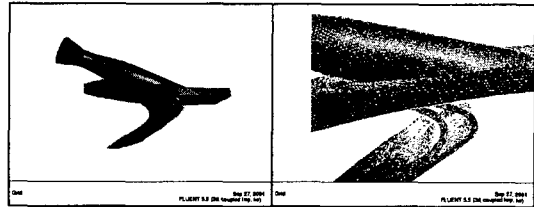


그림 2. 해석 모델의 격자

충격파를 정확히 예측하기위하여 앞전과 뒷전에 격자를 조밀하게 두었다. Fluent와 Fine/turbo에서 각각 264,000개와 580,000개가 소요되었다.

### 2.4 물성치 및 경계 조건

표 3. 경계 조건

항목	Fluent & Fine/Turbo
터빈 입구	Massflow inlet
터빈 출구	Pressure outlet
노즐 periodic plane	Rotational periodic(45° )
동익 periodic plane	Rotational periodic(45° )
Wall	Adiabatic wall
동익 회전수	50,000 rpm

해석에 사용된 유체는 이상 기체로 가정하였으며, 각 경계면에서의 조건은 표 3과 같다.

### 3. 계산 결과

#### 3.1 동익 유동장 해석

그림 3에는 초음속 흐름에 의해 입구 영역에서 충격파의 발생에 의해 흐름의 팽창 및 압축에 의한 손실이 발생되고, 내부 유로에서의 재순환영역이 존재함을 보여준다. 터빈 내부에서의 유동의 흐름은 압력이 감소하는 상태에서 이루어지기 때문에 경계층 성장이 느리고 흐름의 박리가 잘 발생하지 않지만, 블레이드의 급격한 곡률로 인해 흡입면 부근에서 역압력 구배로 인하여 흐름 분리가 발생하고, 뒷전에서는 충격파에 의해 미약한 와류가 발생하고 있다.

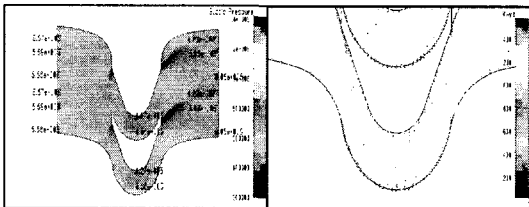


그림 3. 유로에서 정압력 및 속도 벡터 분포

#### 3.2 터빈 유동장 해석

그림 4는 터빈 중간면에서 정압력과 마하수 분포를 나타낸다. 노즐로부터 팽창된 가스는 출구에서 압축과 팽창에 의한 충격파 셀을 형성하고 동익 입구에서 다소 압력이 상승되었다. 노즐과 mixing block이 만나서 유로가 좁아지는 동익부 periodic plane 부근에서는 유동이 다소 과다하게 팽창됨을 알 수 있다.

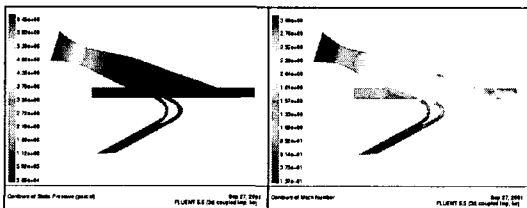


그림 4. 노즐 내부의 정압력과 마하수 분포

그림 5는 동익부 중간면에서의 정압력과 마하수 분포를 보여준다. 노즐로부터 유입된 유동은 블레이드의 앞전 부근에서 가속되어 충격파를 생성하고 다시 뒷전에서 충격파가 형성됨을 알 수 있다.

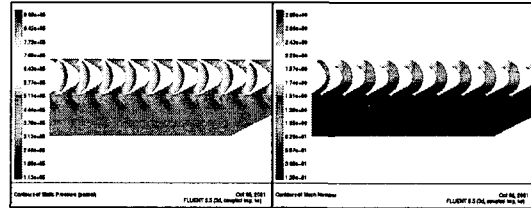


그림 5. 동익에서 정압력과 마하수 분포

그림 6은 동익의 앞전과 뒷전에서의 속도 벡터 분포를 보여준다. 앞전에서는 노즐의 장착각 18°에 맞춰 동익부로 잘 빠져 들어감을 볼 수 있으며, 뒷전에서는 충격파에 의한 영향으로 와류가 생성함을 보여준다.

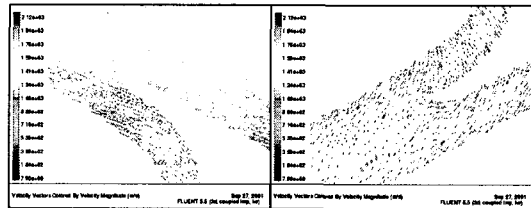


그림 6. 동익 앞전과 뒷전에서의 속도벡터 분포

그림 7은 터빈 내부에서 정온도와 전온도의 분포를 보여준다. 노즐에서 가스의 팽창으로 인한 충격파의 발생으로 인한 에너지 손실을 보여주며, 앞전과 뒷전에서 또한 충격파에 의한 온도 상승을 보여주고 있다.

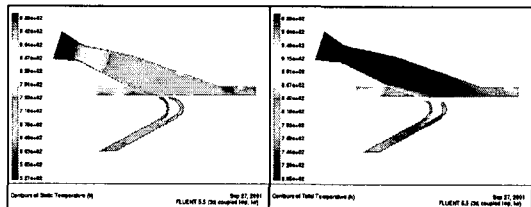


그림 7. 터빈에서 정온도와 전온도의 분포

#### 3.3. 시험 결과와의 비교

표 4는 터빈 성능 parameter에 대해서 3차원

유동해석 결과와 1차원 계산 및 시험 결과를 보여준다.

동익의 설계 시 동익의 앞전에서 경사 충격파 대신 수직 충격파를 생성토록 하고, 블레이드 형상의 최적화를 통해 터빈 효율을 증가시키는 방향으로 연구를 계속 수행할 예정이다.

표 4. 성능 parameter의 비교

성능	1차원 계산	성능 시험	3차원 계산
터빈 파워	886 kW	792 kW	926 kW
오차(%)	11.8	-	17.0
터빈 효율	0.548	0.51	0.573
오차(%)	7.45	-	12.3

동익에서 누설(leakage)이 고려되지 않은 상태에서 3차원 해석이 수행되었기 때문에 노즐을 통해 나온 가스가 모두 동익을 회전시킴으로서 터빈 파워는 시험 결과에 비해 17% 크게 계산되었다. 그러나 1차원 설계 시 계산된 누설 손실(72,745 W)을 고려 시 터빈 파워와 효율의 차이는 각각 7.8%, 3.5%로 줄어든다.

#### 4. 결론

혼합면 기법을 사용하여 노즐과 동익으로 구성된 터빈시스템의 3차원 압축성 유동해석을 수행한 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

- 1) 노즐을 통해서 빠져나온 초음속 가스는 동익의 앞전에서 경사 충격파를 생성하며, 이러한 충격파가 블레이드 유로내에서 압축, 팽창이 반복되면서 뒷전에서 미세한 와류를 생성한다.
- 2) 블레이드의 급격한 곡률로 인하여 흡입면에서 흐름 분리가 발생되었다.
- 3) 시험 결과와 비교하여 계산 결과는 터빈 파워와 효율에서 각각 7.8%, 3.5%의 차이를 보여주지만, 시험 결과와 비교적 잘 일치하였다.
- 4) 상용 소프트웨어 Fluent와 Fine/Turbo 모두 터빈 설계 parameter를 정확히 예측할 수 있었다.

#### 후 기

본 연구는 민군겸용기술개발 과제인 “고압 터보펌프 개발” 사업의 일환으로 수행되었습니다.

#### 참고문헌

- [1] Deych M. Ye., Troyanovsky B.M. Research and calculation of axial turbine stages. M., << Mashinostroyenie >>, 1964
- [2] H. Hefazi, K. Kaups, A computational study of flow in a supersonic impulse turbine, AIAA-N2287, 1995
- [3] Deych M. Ye., Filippov G. A., Lazarev L. Ya. The atlas of profiles of axial turbines cascade. M., << Mashinostroyenie >>, 1965
- [4] Changoung Hong, Kyungho Kim, Yoocheol Woo, Development of turbine in turbo-pump system for 9.5ton liquid oxygen/methane rocket engine, The International Space Conference, Moscow, 2001.