

유로형상변화에 따른 터빈성능 변화의 수치적 해석

박편구* · 정은환** · 김진한**

Numerical Investigation of the Effect of Turbine flow Passage Variation on the Turbine Performance

Pyun Goo Park*, Eun Hwan Jeong**, Jinhan Kim**

Key Words : “Turbopump(터보펌프)” “Partial admission turbine(부분흡입형 터빈)” “Frozen rotor(프로즌로터)”
“CFD(전산유체역학)”

ABSTRACT

A turbopump turbine consists of rotational part including a rotor and stationary part including nozzles and exit guide vanes, of which shape and relative position affect turbine performance owing to supersonic flows with prevailing unsteadiness. In this study, numerical 3-D flow calculations of the turbine with the different number of exit guide vanes and different relative position of each component are conducted and the effect of flow passage variations on turbine performance is analyzed.

1. 서론

현재 한국항공우주연구원에서는 30톤급 개방형 액체로켓엔진에 적용될 터보펌프에 대한 연구 개발을 수행하고 있다.⁽¹⁾⁽²⁾ 터보펌프는 액체로켓의 엔진에 연료와 산화제를 공급하는 장치로 연료와 산화제의 공급을 위한 2개의 펌프와 이를 구동하기 위한 터빈으로 구성되어 있으며 터빈은 가스발생기에서 생성된 고온·고압의 가스를 사용하여 작동된다.

연구·개발 중인 터보펌프는 단일축상에 산화제펌프와 연료펌프 그리고 터빈이 결합된 구조이며 양 펌프 사이에 연료와 산화제의 혼합을 막아주는 세퍼레이팅 유닛이 위치하고 있다. 이중 터빈은 단위 유량 당 출력을 극대화하기 위해 높은 압력비와 상대적으로 적은 유량조건에서 운전되어야 하므로 수축-확산 노즐을 갖는 부분흡입형의 초음속 충동형으로 설계가 되었다.

터보펌프 터빈은 크게 정지부인 노즐과 후방 유도익 그리고 회전부인 로터로 이루어져 있는데 가스발생기에서 생성된 고온·고압의 가스는 부분흡입형의 축소-확대 노즐을 통과하며 초음속 유동이 되어 로터에 부분적으로 유입되며 이후 후방 유도익을 지나 터빈 후방으로 배출된다. 이중 충격파와 노즐후류를 동반하는 노즐유동과 로터간의 상대적인 운동으로 인하여 터빈내의 유동은 매우 복잡하고 비정상성이 강한 특성을 갖는다. 이러한 이유로 각 구성요소간의 기하학적 형상과 개수 그리고 상대위치의 변화는 터빈성능에 적지 않은 영향을 주게 된다.

본 연구에서는 이러한 터빈 구성요소들의 변화가 성능에 미치는 영향을 분석하기 위해 3가지의 수치적 시험을 수행하였다. 첫 번째로 후방 유도익의 수의 변화에 따른 터빈의 성능변화를 비교하였으며 두 번째로 터빈 노즐의 장착형상 변화에 따른 터빈 성능 및 유동장 변화에 대하여 검토하였다. 마지막으로 노즐-로터 사이의 간극 변화에 따른 터빈의 유동특성과 성능 변화를 고찰하였다.

* 한국항공우주연구원 터보펌프그룹

** 한국항공우주연구원 터보펌프그룹

E-mail : pyun9@kari.re.kr

2. 터빈 제원 및 계산조건

2.1. 터빈 제원

본 연구에 적용된 터빈은 20,000RPM의 회전속도에서 1.6MW의 출력을 내도록 설계되었으며 14개의 수축-확산 노즐과 103개의 로터 블레이드 그리고 45개의 출구 유도익으로 이루어져 있다. 14개의 노즐 중 11개는 가스발생기용 노즐로 터빈의 정상 구동 때 사용되며 나머지 2개의 노즐은 화약 카트리지에서 발생하는 연소가스용 노즐로 터빈 시동할 때 사용된다. 설계된 터빈의 입·출구 압력비는 약 14이며 터빈의 입구 온도는 900°K 이다

2.2 계산 조건

본 계산에 적용된 터빈에 대해 직접적인 3차원 비정상 유동해석을 해석하기 위해서는 많은 시간과 계산 자원이 소모되므로 본 연구에서는 정상상태를 가정한 후 회전부인 로터는 원심력과 코리올리 힘이 고려된 상대좌표계에서 계산을 수행하고 정지부인 노즐과 후방 유도익은 절대좌표계에서 계산을 수행하는 방법을 적용하여 계산을 수행하였으며 이때 발생하는 정지부와 회전부사이의 경계면 처리에는 일반적으로 많이 적용되는 프로즌 로터 기법을 적용하였다.^{[3][4]} 이와 더불어 시간과 계산자원에 따르는 문제를 해결하기 위하여 전체 형상이 아닌 한 개의 노즐에 해당하는 영역만을 계산영역으로 선정하고 격자를 구성한 후 주기조건을 사용하여 전체형상에 대한 계산을 모사하였다.

상용 유동해석 소프트웨어인 FINE™/Turbo를 이용하여 유동해석을 수행하였으며 공간 차분에는 중앙 차분법을, 시간 차분에는 4단계 Runge-Kutta법을 적용하였고 수렴의 가속화를 위해 3단계의 다중격자법을 적용하였다. 또한 난류계산을 위하여 표준 k-e모델을 사용하였으며 벽면에서는 벽함수를 적용하였다.

이와 함께 경계조건으로 입구에는 전압과 전온도를 지정하고 출구에는 평균된 정압을 지정하는 방법을 사용하였다.

2.3. 계산 격자

본 계산에서는 1개의 노즐이 차지하는 영역을 계산 영역으로 지정하고 격자를 구성하였다. 상대운동이 이루어지는 경계면에 적용된 프로즌 로터기법은 그 특성상 회전부 영역과 정지부 영역의 피치방향 길이가 경계면에서 같아야 하는 제약이 존재한다.^[5] 따라서 실제형상에 대한 약간의 변형이 필요한데 본 계산에서는

그림. 1의 계략도에 나타난 것과 같이 1개의 노즐이 갖는 피치방향의 거리에 맞게 로터와 후방 유도익 날개 사이의 간격이 조정된 격자를 구성하였다.

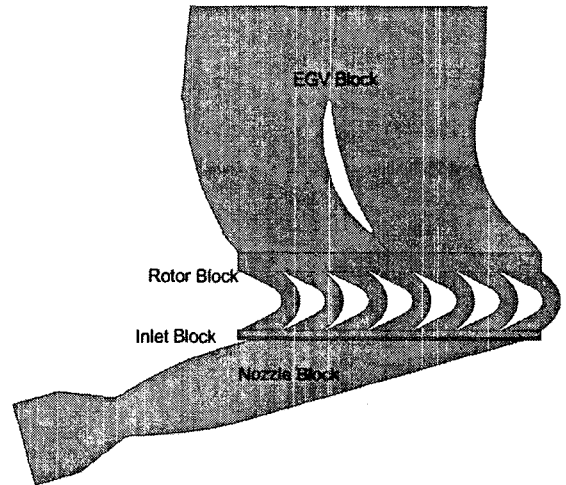


그림 1 터빈의 계산영역

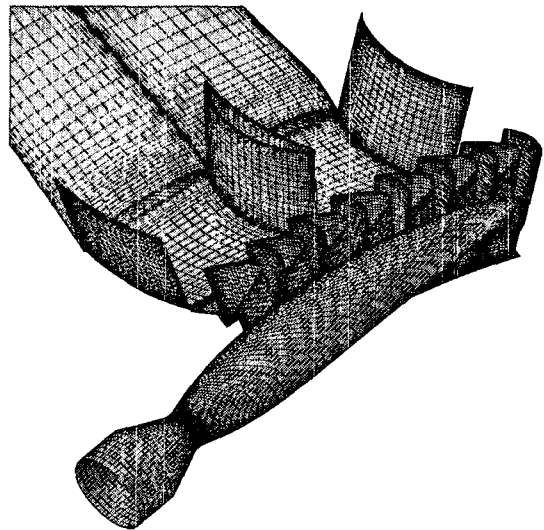


그림 2 표면격자

특히 유속이 빠르고 비정상성이 큰 로터 입구에서는 로터와 노즐 사이에 격자 블록을 삽입하고 이 블록과 로터 블록사이의 경계면에서 격자점의 위치가 일대일 대응이 되도록 격자를 구성하여 보간 오차로 발생할 수 있는 문제를 최소화 하였다. 한편 이렇게 구성

된 격자계의 표면 격자를 그림. 2 에 나타내었다.

계산에 사용된 격자는 7개의 로터 날개와 2개의 후방 유도익 날개를 포함하는 계산의 경우 약 110만개이며 단면이 원형인 노즐에서는 격자의 직교성을 높이기 위하여 O-type의 격자계를 적용하였고 로터 블레이드 팁 부분에도 격자 블록을 삽입하여 팁 간극의 효과를 모사할 수 있도록 하였다.

3. 계산결과

3.1. 후방 유도익의 수에 따른 계산결과

후방 유도익은 로터 후방에서 출구유동의 속도를 줄이고 정압을 회복시키는데 이러한 효과는 터빈노즐 배압에 영향을 주게 되어 노즐의 팽창비 변화를 가져 오게 된다. 이러한 영향으로 터빈의 성능변화가 발생 하게 되는데 본 연구에서는 1개의 노즐에 대하여 0~5 개의 후방 유도익이 존재하는 경우에 대한 계산을 수행하고 결과를 비교하였다.

3.1.1. 전체 성능변화

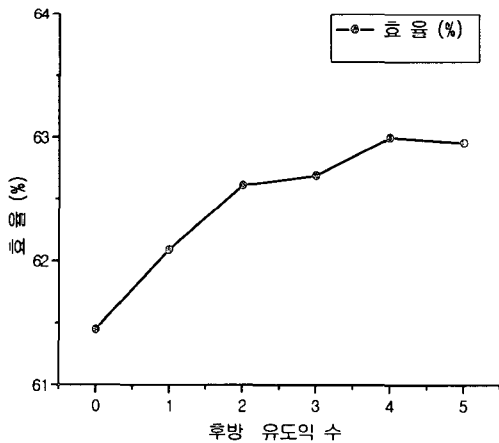


그림 3 후방 유도익수에 따른 효율 변화

계산을 통해 얻어진 후방 유도익 수에 따른 효율변화를 그림. 3 에 나타내었다. 계산 결과 후방 유도익 수가 증가함에 따라 터빈의 효율이 증가되는데 후방 유도익이 4개일 때 최대가 값을 나타내었다. 초기 1차원 설계에서는 1개의 노즐에 대하여 약 2개에 해당하는 33개의 후방 유도익수가 선정되었는데 본 계산 결과 1차원 설계에서 얻어진 후방 유도익의 개수가 최적

화되지 못했다는 결론을 얻을 수 있었으며 이를 설계에 반영하여 후방 유도익의 수를 45개로 설계하였다. 한편 후방 유도익의 개수가 5개까지 증가하면 오히려 터빈의 성능이 감소하는데 이것은 날개 수의 증가에 따른 유로감소에서 기인하는 것으로 여겨진다.

3.1.2. 로터 및 후방 유동의 전·후방의 압력

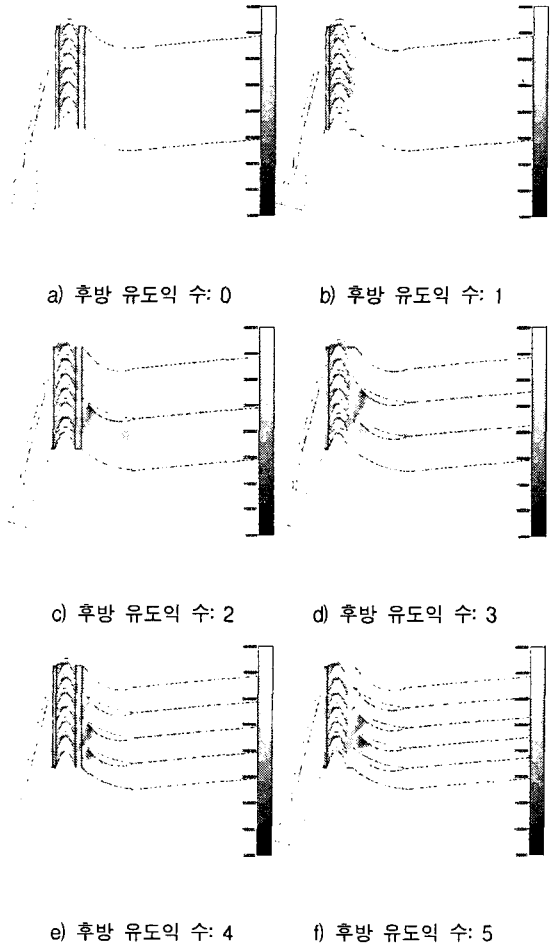


그림 4 후방 유도익 수에 따른 중앙단면에서의 정압분포

그림. 4 에 나타낸 중앙단면에서의 압력분포를 살펴 보면 후방 유도익이 없는 경우 로터 후방 부근에서 터빈 출구와 비슷한 압력을 보이나 후방 유도익의 날개 증가함에 따라 로터 하류 및 후방 유도익 상류의 압력이 낮아지는 결과를 확인할 수 있으며 후방 유도익의 수가 적을 때 나타났던 불균일한 압력분포가 날개수가

증가하면서 사라지는 것을 확인할 수 있다.

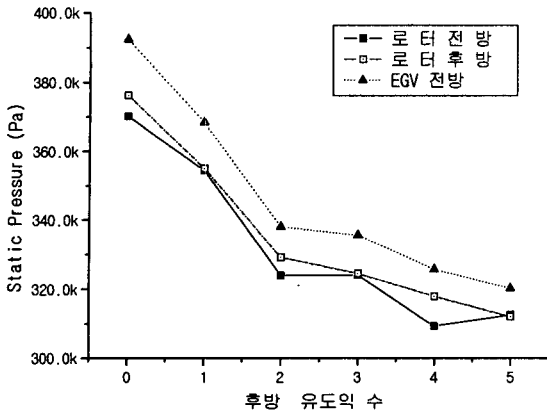


그림 5 후방 유도익의 수에 따른 압력 변화

좀더 상세한 분석을 위하여 로터 전·후방 및 후방 유도익 상류에서 유량평균 된 정압을 구하고 이 값들의 후방 유도익 수에 따른 변화를 그림. 5 에 나타내었다. 계산에서는 터빈 출구의 경계조건으로 평균된 압력값을 지정하였는데 앞에서 언급한 것처럼 후방 유도익은 디퓨저의 역할을 하게 되므로 그림. 5 에 나타낸 것과 같이 유도익의 개수가 증가함에 따라 로터 전·후방 및 후방 유도익 상류의 압력이 감소하는 것을 확인할 수 있다.

3.1.3. 로터 전·후방에서의 마하 수

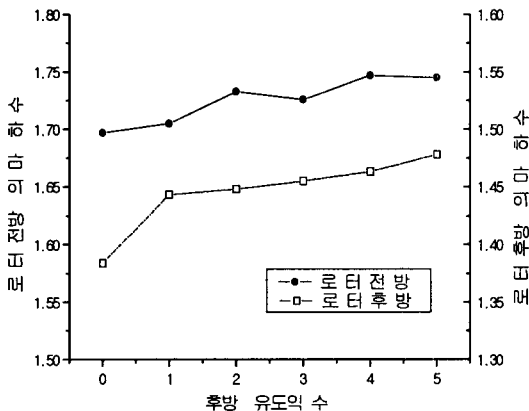


그림 6 후방 유도익의 수에 따른 마하 수

터빈입구의 압력은 경계조건으로 고정되어 있으며

로 3.1.2. 절에서 나타난 로터 전방에서의 압력 감소는 노즐의 팽창비 증가를 가져오게 되어 그림 6.에 나타난 것과 같이 로터 전·후방의 상대 마하 수가 증가를 가져온다. 이러한 마하 수의 증가는 유동의 모멘텀을 증가시키게 되므로 계산결과와 같이 터빈의 효율이 증가하게 된다.

3.2. 노즐의 장착각의 변화에 따른 계산결과

기존에 설계된 노즐은 그림. 7에서 보는 바와 같이 출구면에 대하여 일정한 분사각을 갖고 있으며 출구유동이 노즐 출구면에서 접선방향이 되도록 배열되어있다.

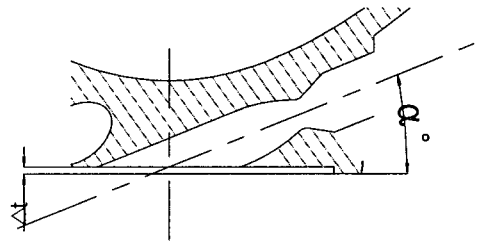


그림 7 노즐 블록의 횡단면

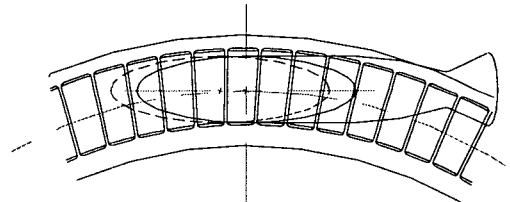


그림 8 로터 전면에서의 노즐 출구 단면

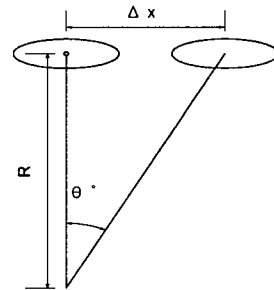


그림 9 노즐 기울기의 결정

한편 노즐 출구면과 로터는 Δt 만큼 떨어져 있어 노즐 출구에서는 유동이 접선방향으로 분사되지만 실

제 로터면에서는 그림. 8에 점선으로 나타낸 것처럼 왼쪽으로 치우쳐서 로터면에 유입되게 된다. 이것은 1차원 설계에서는 고려되지 않은 점으로 노즐의 끝 단면에서 분사된 유동의 경우 로터의 슈라우드쪽에 치우쳐 유입되므로 손실이 발생할 수 있다. 이러한 점을 개선하기 위해서 아래 그림과 같은 방법으로 노즐의 기울기를 결정하여 약 3도 기울이는 형태로 수정된 노즐을 설계하여 유동해석을 수행하였다.

3.2.1. 계산결과

기운 노즐에 대한 계산을 수행한 결과 기존 노즐과 효율차이가 거의 없는 것으로 나타났는데 이것은 본 계산이 적용된 터빈의 경우 로터의 평균반지름 값이 커서 기울기가 약 3도 정도로 작았기 때문으로 여겨진다. 노즐의 기울기 θ 는 그림. 9에 나타낸 것처럼 노즐과 로터사이의 거리 및 노즐의 장착각에 의해 결정되는 Δx 와 회전축에서 노즐 중심부까지의 거리에 의해 결정되는데 본 계산에 적용된 터빈의 경우 로터와 노즐사이의 거리에 비해 평균 반지름이 컸기 때문에 기운 노즐의 효과가 작았던 것으로 생각된다.

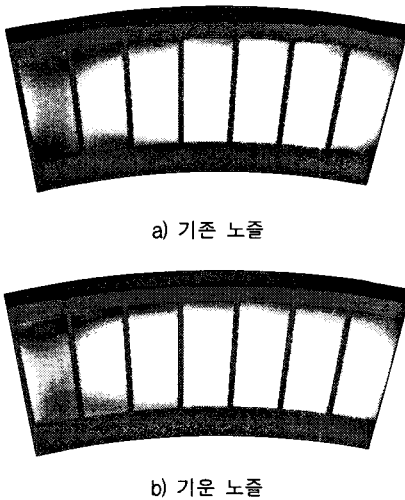
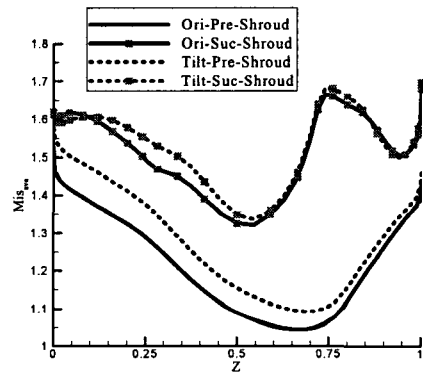


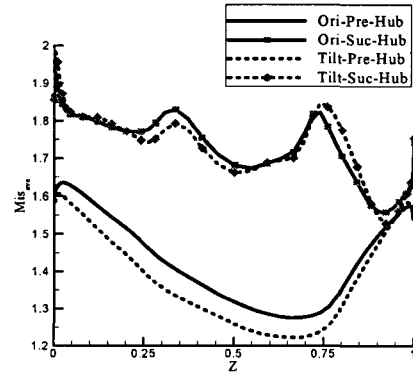
그림 10 로터 입구에서의 절대 마하 수

노즐의 기운 효과가 전체 성능에는 크게 영향을 주지는 못했으나 로터 입구에서의 마하 수나 로터 날개에서의 유동을 살펴보면 터빈의 국부적인 유동에는 영향을 준 것을 확인할 수 있다. 로터 입구에서 마하 수를 나타낸 그림. 10의 결과에서 보면 로터의 오른쪽에

서 슈라우드쪽에 치우쳤던 유동이 사라지고 허브쪽에 유입되는 모습을 확인할 수 있으며 이러한 결과로 인해 그림. 11의 결과에서 확인할 수 있듯이 노즐을 기울인 경우 로터날개의 압력면 중 슈라우드 근방에서는 등 엔트로피 마하 수가 커지는 반면 허브면 근방에서는 작아지는 것을 확인할 수 있는데 압력면에서 등 엔트로피 마하 수가 커지는 것은 압력면의 정압이 커지는 것을 의미하므로 터빈 출력의 증가를 가져오게 된다. 위 결과로부터 직경이 작아 접선방향으로 분사되는 노즐을 사용하면 유동이 슈라우드쪽으로 강하게 쏠리는 터빈에 기운 노즐을 적용할 경우 성능향상을 얻을 수 있음을 확인할 수 있다.



a) 슈라우드 면에서의 등 엔트로피 마하 수



b) 허브 면에서의 등 엔트로피 마하 수

그림 11 로터 날개의 등 엔트로피 마하 수

3.3. 노즐과 로터 간극의 변화에 따른 계산결과

일반적으로 아음속 터빈의 경우 최적화된 성능을 도출 하는 노즐과 로터 간극이 존재하나 초음속 터빈의 경우 이 간극이 작을수록 노즐과 로터의 간극은 터

빈 성능이 좋아지는 것으로 알려져 있다. 하지만 운전 중 발생하는 변형에 의한 손상을 방지하기 위해 일정한 간극이 필요하므로 적절한 노즐과 로터 간극의 선정이 필요한데 이를 위해 간극을 변화시킨 형상에 대해 유동해석을 수행하였다.

3.3.1. 전체 성능변화

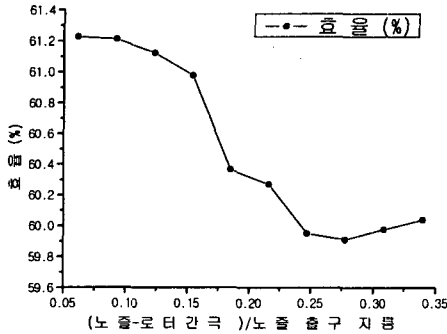


그림 12 간극 변화에 따른 효율 변화(전산해석)

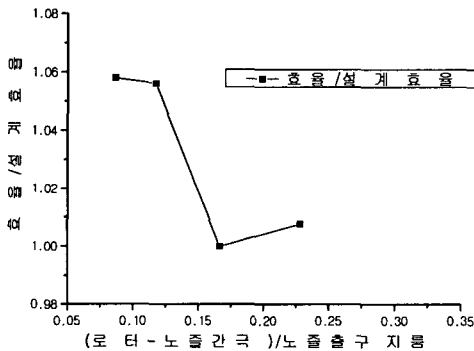


그림 13 간극 변화에 따른 효율 변화(실험)

로터-노즐 간격과 노즐 출구 지름의 비를 사용하여 실험과 계산에서 얻어진 효율값을 나타내었다. 계산 결과 효율의 경우 간극비가 0.15일 때까지는 완만한 감소하다가 더 클 경우 급격하게 감소하고 다시 완만하게 감소하였다. 일반적으로 로터의 날개는 초기 1차원 설계에서 형상이 결정되는데 노즐과 로터 간극이 증가하게 되면 앞의 3.2절에서 언급한 것처럼 로터 전면에서의 유동조건이 설계조건과 달라지고 이에 따라 터빈의 효율이 감소하게 되는 것으로 여겨진다.

계산 결과를 그림. 13에 나타낸, 본 터빈과 유사한

터빈에 대해 수행된 실험결과와 비교해 보면 비슷한 경향을 보이지만 효율의 감소 폭과 효율이 감소하는 간극이 실험결과와 약간 다른 값을 보인다. 이러한 결과는 실제 유동은 비정상성이 강한 유동인데 반해 계산에서는 프로즌 로터 기법을 사용하여 정상상태로 가정한 계산을 수행하였으며 계산의 편의를 위하여 실제 터빈 형상을 정확히 묘사하지 못한 것에서 기인하는 것으로 생각된다. 하지만 간극 증가에 따른 효율 감소가 나타나며 효율이 급격하게 감소하는 간극이 실험에 비해 큰 방향에서 나타나 보수적인 결과를 내는 점을 고려한다면 전산해석을 통한 결과가 노즐과 로터 간극을 결정하는 설계 자료로 활용될 수 있을 것으로 판단된다.

4. 결론

노즐과 로터 그리고 후방 유도익이 변화된 터빈에 대하여 3차원 유동해석을 수행하고 각각의 요소 개수 및 상대위치의 변화에 따른 터빈 내부의 유로변화가 터빈 성능에 미치는 영향을 고찰하였다.

- 1) 후방 유도익 수가 증가하면 노즐 하류의 압력이 감소하게 되어 노즐 팽창비가 증가하게 되고 이에 따른 출력증가로 터빈의 성능이 향상되었다. 하지만 노즐 1개당 5개 이상으로 증가할 경우 오히려 성능을 감소시키는 것으로 나타났다.
- 2) 기운 노즐을 사용하는 경우 터빈의 평균 반지름이 컸던 이유로 실제 성능에 미치는 영향은 미비하였다. 그러나 기운 노즐의 효과가 로터 날개 유동에 미치는 영향을 확인하였으며 평균 반지름이 작은 터빈의 경우 이러한 효과가 커져 성능향상이 나타날 것으로 기대된다.
- 3) 계산 결과 노즐과 로터의 간극이 증가함에 따라 효율이 감소하고 특히 특정 간극에서 크게 효율이 감소하는, 실험과 유사한 결과를 얻었으며 유동해석을 통한 노즐과 로터간극의 선정이 가능함을 확인하였다.

참고문헌

- 1) 김진한, 이은석, 홍순삼, 최창호, 전성민, 정은환, 2004, "액체로켓엔진용 터보펌프 개발현황," 제5회 우주발사체기술 심포지움, pp. 38-51.

- (2) Kim, J., Lee, E.S., Choi, C. H., Jeon, S. M., 2004, "Current Status of Turbopump Development in Korea Aerospace Research Institute," 55th International Astronautical Congress, Vancouver, IAC-04-S.P.17.
- (3) Griffin, L. W. and Dorney, D. J., 2000, Simulation of the Unsteady Flow Through the Fastrac Supersonic Turbine, Journal of Turbomachinery, Vol. 122, pp. 225~233
- (4) Erdos, J. I., Alzner, E. and McNally, W., 1977, Numerical Solution of Periodic Transonic Flow Through a Fan Stage, AIAA Journal, Vol. 15, No. 11, pp. 1559~1568.
- (5) Giles, M. B., 1990, Stator/Rotor Interaction in a Transonic Turbine, Journal of Propulsion, pp. 621~627.
- (6) 이은석, 노준구, 김진한, 조광래, 2004, 프로즌 로터 기법을 이용한 부분 흡입형 터빈 CFD 해석, Proceedings of The Third National Congress on Fluids Engineering, August 26-28.
- (7) 박편구, 이은석, 정은환, 김진한, 2004, 1.4MW급 부분흡입형 터빈의 유동해석, 2004년 한국군사과학기술학회 종합학술대회논문집, Vol. II, pp. 590 ~593.