

노즐과 로터가 장착된 초음속 총동형 터빈의 전산유동해석

박편구* · 이은석** · 정은환*** · 김진한***

Numerical Flow Analysis of a Supersonic Impulse Turbine with Nozzles and Rotor Blades

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

KeyWords : Turbopump(터보펌프), Partial admission turbine(부분 흡입형 터빈), Frozen rotor(프로즌로터), CFD(전산유체역학)

ABSTRACT

Four design candidates for a partial admission turbine have been chosen from a preliminary design process. Their performance were estimated through the 3-D numerical analyses using a frozen rotor method. In order to select the optimum design, each flow analysis result was compared with others. Flow characteristics in the passages and some types of losses induced by shocks and wakes were found from calculation results. Based on these calculations, a new rotor blade was redesigned and compared with previous one through flow analysis.

1. 서론

터보펌프는 가스 발생기에서 생성된 고온 고압의 가스를 이용하여 구동되는 터빈을 구동원으로 펌프를 작동시켜 액체로켓의 엔진에 연료와 산화제를 공급하는 장치로 한국항공우주연구원에서는 30톤급 개방형 액체로켓엔진에 적용할 터보펌프의 연구 개발을 수행하고 있다⁽¹⁾. 연구 개발 중인 터보펌프는 한 개의 축에 산화제펌프와 연료펌프 그리고 두 펌프를 구동시키기 위한 터빈이 결합된 구조이며 양 펌프 사이에 연료와 산화제의 혼합을 막아주는 설퍼레이팅 유닛이 위치하고 있다. 터빈은 공급되는 연소

가스의 양이 적어 부분 흡입형방식이 채택되었다.

부분 흡입형 방식의 터빈은 노즐 출구의 형상으로 인하여 로터 입구에 고속의 유동이 부분적으로 유입되며 로터와의 상대운동으로 인하여 충격과와 함께 비정상성이 강한 유동이 존재하는 특징이 있다.

이러한 유동현상에 대해 Griffin⁽²⁾등이 유동해석을 수행한 바 있으며 특히 터빈 로터와 정지부 사이의 경계면 처리에 대해서 다양한 방법이 시도되어 왔다⁽³⁾.

하지만 이러한 3차원 점성유동의 비정상해석은 많은 시간과 계산 자원을 필요로 하는 문제점이 있다. 이러한 제약을 극복하기 위해 정상상태로 가정하여 해석을 수행하게 된다. 일반적으로 적용되는 방법 중 혼합면 기법(Mixing plane method)⁽⁴⁾은 경계면에서 피치방향의 거리가 같지 않아도 되므로 계산에 소요되는 자원과 시간을 줄일 수 있는 장점이 있으나 경계면에서 상류 유동장

* 한국항공우주연구원 터보펌프팀
** 한국항공우주연구원 엔진팀
*** 한국항공우주연구원 터보펌프팀
책임저자 E-mail: pyun9@kari.re.kr

의 값이 회전방향으로 평균되어 하류에 전달되므로 피치 방향의 변화가 심한 본 계산에는 적용이 어렵다. 또 다른 방법으로 사용되는 프로즌로터 기법 (Frozen rotor method)⁽⁵⁾은 로터와 정지부 사이의 상대운동에 대한 고려 없이 로터에서는 원심력과 코리올리 힘이 고려된 상대좌표계에서 계산을 수행하고 정지부에는 절대좌표계에서 계산을 수행하는 기법이다. 이 방법은 경계면에서 두 계산 영역이 피치방향으로 같은 거리를 가져야만 하며 계산결과가 로터 날개와 정지부의 상대적 위치에 따라 달라지는 단점이 있으나 경계면에서 특별한 가정 없이 물리량이 전달되므로 실제 현상과 유사한 모사가 가능한 장점이 있다. 특히 본 연구에 적용된 터빈의 경우 정지부인 1개의 노즐에 대하여 다수의 로터 날개가 위치하게 되어 상대적으로 중요한 로터 유로 내 유동이 노즐과의 상대위치에 크게 영향을 받지 않는 장점이 있다.

프로즌로터 기법을 사용하는 경우에도 여전히 많은 계산 시간과 자원이 소요되므로 초기설계에서부터 3차원 유동해석을 적용하는 것은 바람직하지 않다. 따라서 초기 설계에서는 많은 시간을 소요하지 않고 결과를 얻을 수 있는 방법을 사용하여 몇 개의 설계안을 선정하고 각 설계안에 대한 3차원 유동해석을 수행하여 결과를 분석하는 것이 효율적인 방법일 것이다.

본 연구에서는 설계프로그램과 2차원 해석을 통하여 도출된 결과에 대하여 3차원 유동해석을 수행하고 결과를 비교 분석하여 가장 우수한 설계형상에 대한 결과를 도출하였다.

2. 터빈의 제원 및 계산 조건

2.1. 터빈 제원

본 연구에 적용된 터빈은 20,000 RPM의 회전속도에서 정격 출력을 내도록 설계되었으며 13개의 수축-확산 노즐과 로터 날개 그리고 출구 유도익 (Exit Guide Vane)으로 이루어져 있다. 13개의 노즐 중 10개는 가스 발생기용 노즐로 터빈의 정상 구동 때 사용되며 나머지 3개의 노즐은 화약 카트리지에서 발생하는 연소가스용 노즐로 터빈 시동 때 사용된다. 설계된 터빈의 압력비는 약 23이며 터빈의 입구 온도는 900°K 이다.

2.2. 지배 방정식

지배방정식은 Navier-Stokes 방정식으로 아래와 같다.

$$\frac{\partial}{\partial t} \vec{U} + \nabla \vec{F}_I + \nabla \vec{F}_V = \vec{Q} \quad (1)$$

여기서

$$\vec{U} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho \vec{V} \\ \rho E \end{bmatrix}, \vec{F}_I = \begin{bmatrix} \rho V_i \\ \rho V_i V_j + p \delta_{ij} \\ (\rho E + p) V_i \end{bmatrix}, \vec{F}_V = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{ij} \\ q_i + V_j \tau_{ij} \end{bmatrix}$$

$$Q = [0, \rho \vec{f}_e, W_f]^T$$

$$\tau_{ij} = (\mu + \mu_t) \left[\frac{\partial V_i}{\partial x_j} + \frac{\partial V_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} (\nabla \vec{v}) \delta_{ij} \right]$$

$$q_i = (k + \kappa_t) \frac{\partial \tilde{T}}{\partial x_i}$$

2.3. 계산 격자

계산을 위하여 1개의 노즐에 각각 8개의 로터 날개와 3개의 출구 유도익이 위치하는 상태의 격자계를 구성하였다. 본 계산에서 상대운동이 이루어지는 경계면에 적용된 프로즌 로터 기법의 특성상 두 경계면 사이의 피치 방향 길이가 같아야 하는 제약이 존재하여 8개의 로터 날개를 기준으로 1개의 노즐과 3개의 출구유도익이 위치하도록 노즐 사이의 간격과 출구 유도익 사이의 거리를 조정하였다. 특히 유속이 빠르고 비 균일성이 큰 로

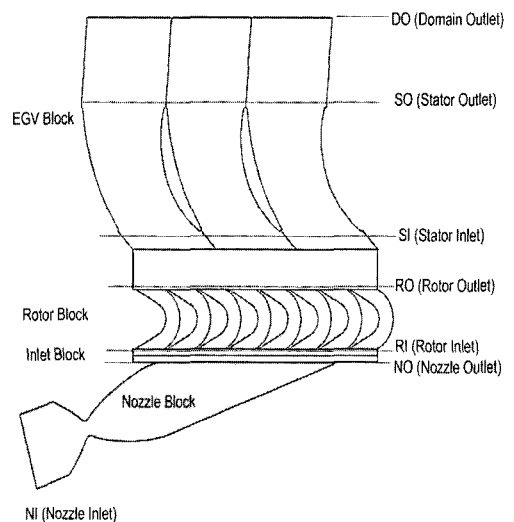


Fig. 1 Computational Domain of the Turbine

터 입구에서는 로터와 노즐 사이에 격자 블록을 삽입하고 이 블록과 로터 블록사이의 경계면에서 격자점의 위치가 일대일 대응이 되도록 격자를 구성하였다.

Figure 1에는 격자계의 개략도를 도시하였으며 이렇게 구성된 격자계의 표면 격자를 Fig. 2에 나타내었다. 전체 격자는 약 1,180,000개의 격자점을 갖으며 총 17개의 블록으로 구성되었다. 또한 단면이 원형인 노즐에서는 격자의 직교성을 높이기 위하여 O-type의 격자계를 적용하였으며 로터 날개 팁 부분에도 격자 블록을 삽입하여 팁 간극의 효과를 모사할 수 있도록 하였다.

2.4. 경계 조건

노즐 입구에 설계된 전압력과 전온도를 지정하고 노즐이 장착되는 각을 고려한 유동방향을 지정하였으며 후방에서는 평균된 정압을 지정하였다. 벽면에서는 실제 움직임을 반영한 회전속도를 부여하였으며 계산을 위해 가상으로 만들어진 경계면에서는 Slip wall 경계조건을 적용하였다.

2.5. 계산 조건

상용 유동해석 소프트웨어인 FINE™/Turbo를 이용하여 유동해석을 수행하였으며 공간 차분에는 중앙 차

분법을, 시간 차분에는 4단계 Runge-Kutta법을 적용하였고 수렴의 가속화를 위해 3단계의 다중 격자법을 적용하였다. 또한 난류계산을 위하여 표준 k-ε 모델을 사용하였으며 벽면에서는 벽함수를 적용하였다.

2.6. 설계결과와 선정

Figure 3은 설계 프로그램을 통해 얻어진 결과로 로터 날개의 압력면과 흡입면의 곡률 변화에 따른 양력계수와 전압력 손실계수를 나타낸 결과이다. 본 결과로부터 양력의 발생이 크고 손실이 작은 영역 중 실제 구현되는 형상을 고려하여 Fig. 3에 표시된 4곳의 설계점을 선정하고 3차원 유동해석을 수행하였다.

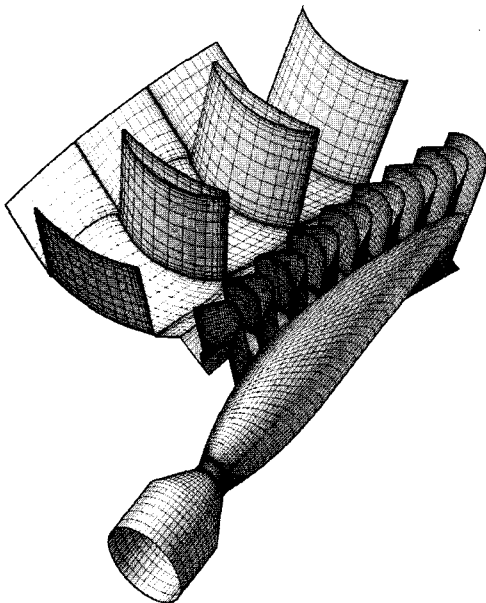


Fig. 2 3D View of the Computational Grid

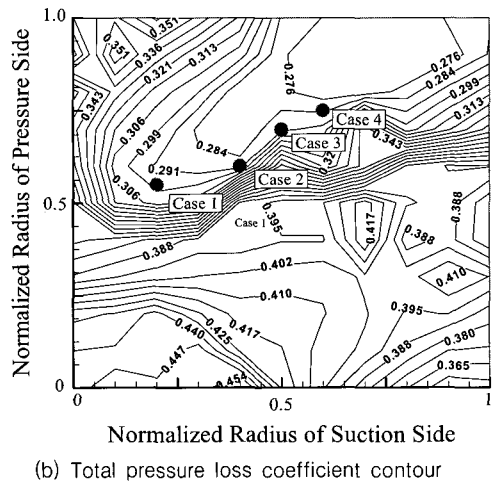
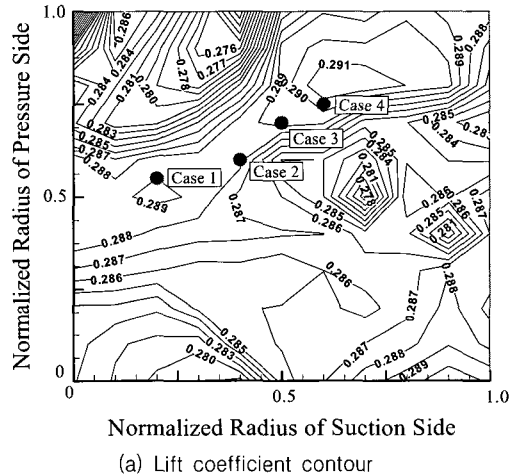


Fig. 3 2D Calculation of Design Conditions

3. 결과

3.1. 전체성능 결과

3차원 유동해석을 통해서 얻어진 각 설계안의 효율을 Fig. 4에 나타내었다. 본 계산에서 사용된 효율의 정의는 아래와 같으며 여기서 P_0 와 T_0 는 입구의 전압과 전온도, 그리고 P_s 는 출구의 정압을 나타낸다.

$$\eta = \frac{\text{Power}}{\dot{m} \times C_p \times T_0 \times \left(1 - \left(\frac{P_s}{P_0} \right)^{(r-1)/r} \right)} \quad (2)$$

계산결과 큰 차이는 보이지 않았으나 상대적으로 Case 3이 가장 좋은 결과를 보이고 있다.

좀 더 세밀한 분석을 위하여 Mid Span상에서 얻어진 날개면의 등엔트로피 마하수를 Fig. 5에 나타내었다. 여기서 등엔트로피 마하수(Mis)는 아래와 같이 정의되는데 계산을 통해서 얻어진 정압과 아래 식을 사용하여 각 위치에서의 등엔트로피 마하수를 구하였다.

$$M_{is} = \frac{2}{\gamma - 1} \left[\left(\frac{P_{ref}}{P_s} \right)^{(y-1)/\gamma} - 1 \right] \quad (3)$$

식 (3)의 정의에서 보는 바와 같이 등엔트로피 마하수는 날개면의 정압에 반비례하므로 압력면과 흡입면에서의 등엔트로피 마하수 차가 클 때 로터에서 더 큰 토크를 발생시킨다. 따라서 등엔트로피 마하수가 압력면에서 작고 흡입면에서 클 때 보다 성능이 좋은 결과로 해석할 수 있는데 Case 1과 Case 2의 경우 압력면에서 좋은 결

과를 보이는 반면 Case 3과 Case 4의 경우 흡입면에서 상대적으로 좋은 결과를 보이고 있다. 압력면에서의 이러한 현상은 곡률반경이 작을수록 속도의 감속이 커져 압력이 좀 더 크게 상승하기 때문으로 여겨진다.

한편 흡입면에서는 압력면에서 발생된 압력파가 흡입면에서 발생된 경계층을 교란시키면서 Fig. 6에 나타난 것과 같이 박리가 발생하게 된다. 흡입면의 곡률반경이 클 경우 유로의 변화가 작아 로터 날개면에서 발생하는 박리에 의한 손실이 작아지고 유속이 상대적으로 더 커져 곡률이 작은 경우보다 등엔트로피 마하수가 커지게 된다.

이러한 점은 Fig. 7에 도시된 Case 1과 Case 3의 유로에서의 마하수 선도에도 잘 나타나 있는데 Case 1의

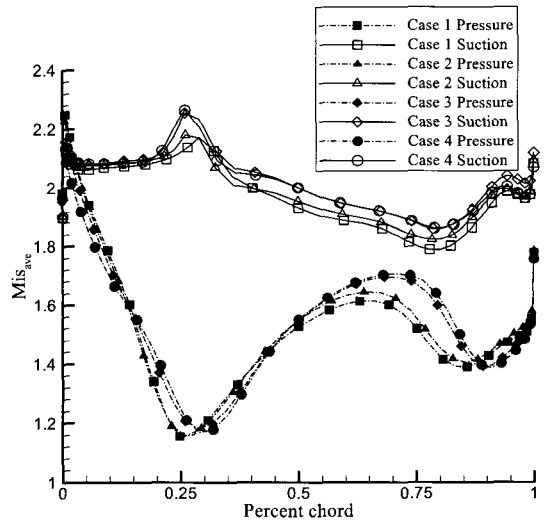


Fig. 5 Comparison of isentropic blade surface Mach numbers distribution

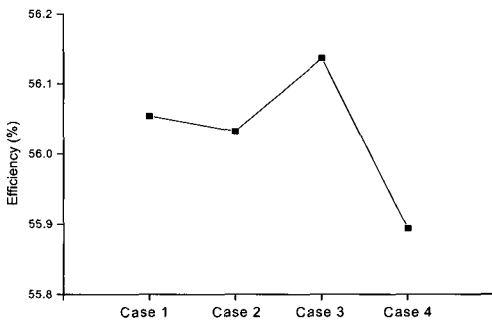


Fig. 4 Efficiency of each design case

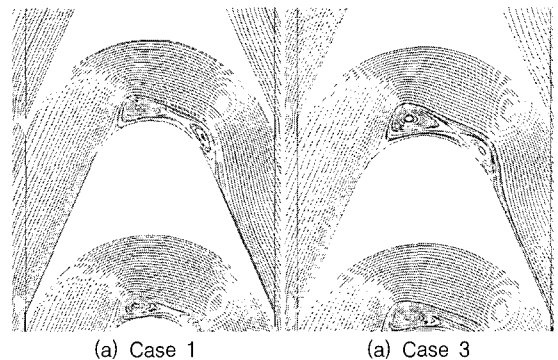
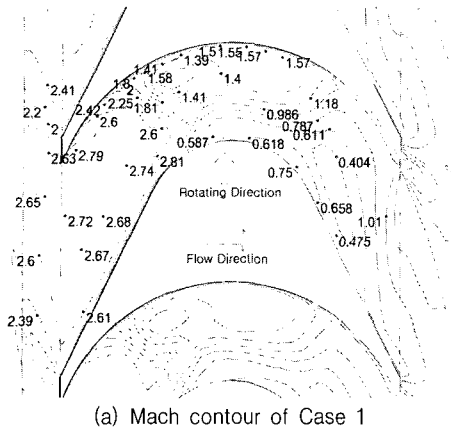
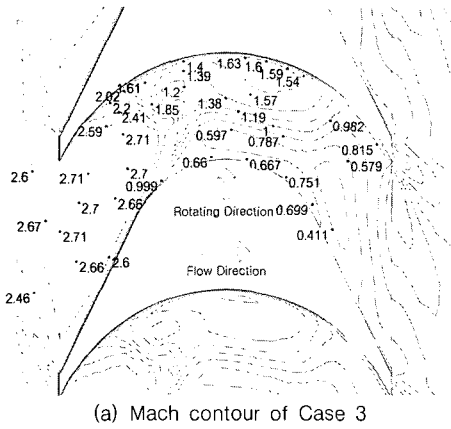


Fig. 6 Streamlines of Case 1 and Case 3 at Mid-span



(a) Mach contour of Case 1



(a) Mach contour of Case 3

Fig. 7 Comparison of Mach contour between Case 1 and Case 3

경우 곡률 반경이 Case 3에 비해 작아 압력면 근방에서는 로터의 중앙부 이후부터 같은 코드 길이에서의 마하 수 값이 Case 3보다 작은 값을 갖는 것을 관찰할 수 있다. 하지만 터빈로터의 유동은 단순히 이러한 날개면의 곡률의 영향뿐만 아니라 노즐과 로터의 간섭으로 인한 영향도 받게 되므로 유동특성의 이해를 위해서는 보다 세밀한 고찰이 요구된다.

3.2. 유동 고찰

터빈의 전체 성능결과에서 가장 우수한 결과를 보인 Case 3 로터에 대한 유동해석 결과를 고찰하였다.

부분 흡입형 노즐을 사용하는 경우 노즐 출구면의 불연속성 때문에 발생하는 후류와 팽창파로 인하여 유동의 손실이 발생하게 되는데 이중 노즐 출구 사이에서 발생된 후류는 Fig. 9의 엔트로피선도에서 볼 수 있는 바

와 같이 인근 로터 날개 사이의 유로를 지나 후방 유동익으로 빠져나가며 터빈의 유동손실을 가져온다. 이처럼 노즐의 출구를 지나 로터로 유입되는 유동은 Figs. 7과 8에서 볼 수 있듯이 로터 전면에서 경사충격파를 발생시키며 특히 압력면에서 생성된 충격파는 Fig. 7에서 도시된 바와 같이 흡입면의 경계층과 충돌하게 되고 이러한 상호 간섭으로 인하여 경계층의 박리가 발달하게 되어 로터의 중앙부에 와류가 발달하게 된다.

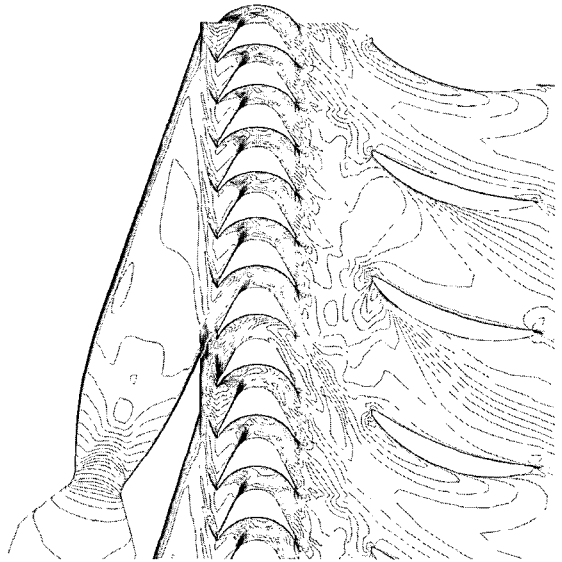


Fig. 8 Absolute Mach contour at Mid-Span of Case 3

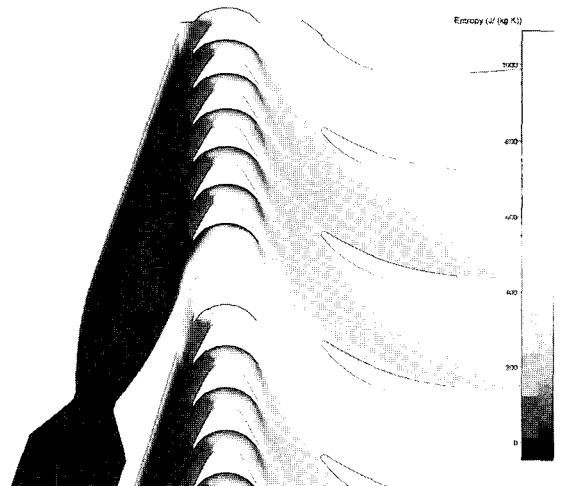
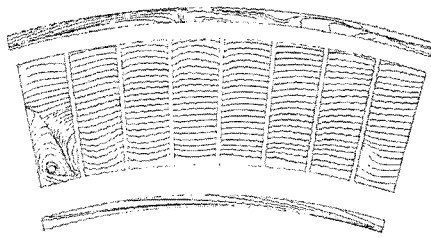
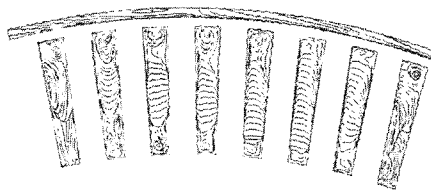
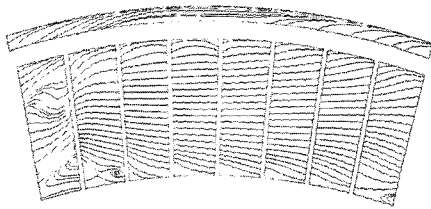


Fig. 9 Entropy contour at Mid-Span of Case 3



Rotating Direction (⇄)

Fig. 10 Streamlines at section planes of rotor

이 박리 영역의 크기는 노즐과의 상대 위치에 따라 달라진다. 특히 2개의 노즐 사이에 로터 날개 유로가 위치하는 경우 가장 큰 박리영역을 보이는데 이것은 이 지역이 노즐 출구 사이에서 발생하는 후류의 영향을 가장 크게 받는 영역이기 때문이다. 이러한 후류와 박리의 영향은 복합적으로 상호작용을 일으키는데 로터의 회전축에 수직인 평면에서의 유선을 나타낸 Fig. 10의 결과에서 볼 수 있듯이 중앙부에서 발생한 강한 2차 유동이 대부분의 로터 유로에서는 출구에서 사라지는 결과를 보이나 노즐 후류의 영향을 강하게 받는 유로에서는 2차 유동이 완전하게 사라지지 않는다. 또 허브와 슈라우드 근방에서는 2차 유동이 나타나며 이 근방에 위치하는 날개면의 등엔트로피 마하수 선도 값은 중앙에서의 값과 다른 값을 갖는다.

각각의 계산 결과에서 얻어진 로터 날개의 등엔트로피 마하수를 구하면 서로 유사한 경향을 보이는데 Fig.

11에 도시된 Case 3의 결과와 같이 압력면의 등엔트로피 마하수는 허브에서 보다 슈라우드에서 작은 값을 보인다. 이것은 로터 날개는 회전축을 중심으로 원호방향으로 배열되어 있는 반면 노즐은 접선방향으로 배치되어 노즐의 양 끝단에 위치하는 Fig. 12의 1번과 7, 8번 로터 유로의 경우 허브로 유입되는 유동이 작아 낮은 토크가 발생되기 때문이다.

이러한 입구유동의 불균일성은 Fig. 12에 도시된 로터입구 전면에서의 마하수 분포에서도 알 수 있는데 로터와 노즐간의 간극에 의해서 실제 로터에 유입될 때는 유동이 약간 우측으로 치우치는 모습을 관찰할 수 있으며 노즐 출구가 타원의 형상을 가지므로 허브와 슈라우드에서는 입구 유동이 각각의 유로에 균일하게 유입되지 않는다.

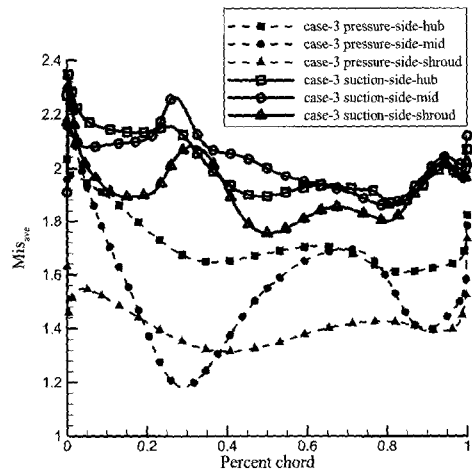


Fig. 11 Comparison of isentropic blade surface Mach number distributions from hub to shroud (Case 3)

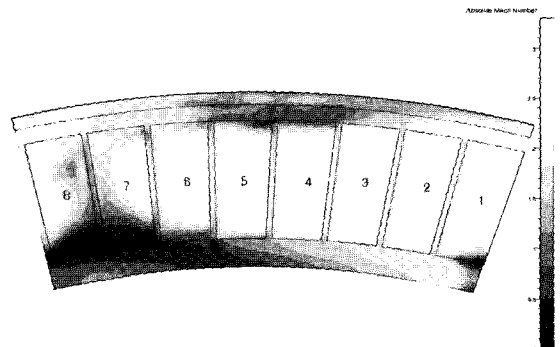


Fig. 12 Mach contour at the front of rotor (Case 3)

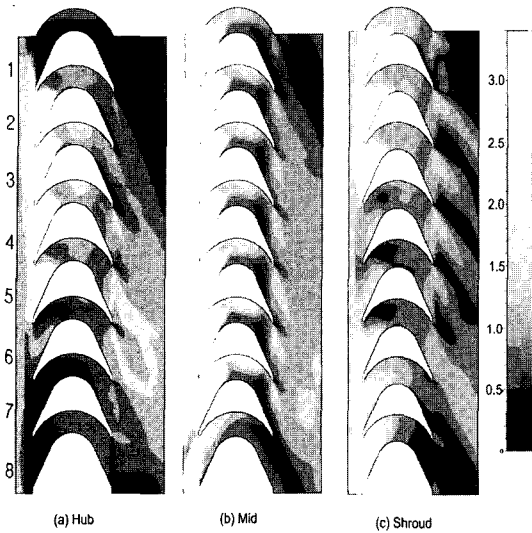


Fig. 13 Mach contour at each section (Case 3)

따라서 Fig. 13에 나타난 바와 같이 허브에서 입구의 주유동이 Fig. 12의 2, 3번 유로에 치우쳐 유입되게 되며 유로간의 유동의 편차가 생기게 된다.

이러한 결과로부터 로터 날개의 설계에 있어서 평균 반지름에서 뿐만 아니라 슈라우드 부근에서의 영향도 중요하게 고려해야 함을 알 수 있으며 노즐 끝부분에서의 유동이 슈라우드 쪽으로 치우치는 현상을 막기 위한 노즐 배치 변경도 고려될 수 있을 것이다⁽⁶⁾.

3.3. 설계 변경안의 유동해석 결과

초기 설계에서는 Case 4가 상대적으로 가장 우수한 성능을 갖는 것으로 예측되었으나 3차원 유동해석을 통한 결과에서는 Case 3이 가장 우수한 것으로 예측되었다. 이것은 초기 설계 결과는 2차원 계산에서 도출된 결과로 위에서 논의된 3차원 유동 현상들이 고려되지 않았기 때문이다.

Figure 5에서 보는 바와 같이 흡입면에서는 Case 3의 흡입면이 가장 우수하고 압력면에서는 Case 1의 압력면이 가장 좋은 결과를 보이고 있는데 이 결과로부터 Case 3의 흡입면과 Case 1의 압력면을 조합한 로터에 대한 계산을 수행하였다.

본 계산을 통해서 얻어진 효율을 Table 1에 나타내었다. Table 1에 나타난 효율에서 보는 바와 같이 새로운 설계안이 기존의 Case 3보다 약간 낮은 효율을 나타내는 결과를 보였다.

Table 1 Efficiency of each design case

	Efficiency (%)
Case 1	56.054
Case 2	55.978
Case 3	56.136
Case 4	55.894
Case 5	56.108

Figure 14에는 날개면의 등엔트로피 마하수를 나타내었다. 위 결과를 통하여 새롭게 계산된 Case 5의 해석결과를 고찰해보면 압력면에서의 결과는 예상했던 바와 같이 곡률의 변화를 통해서 등엔트로피 마하수를 감소시킬 수 있었으나 흡입면에서는 의도한 결과를 얻을 수 없었다. 이러한 현상은 본 설계에 적용된 설계방식으로 구성되는 날개는 양면의 호가 편심 되어있어 호의 반지름이 변화하면 다른 구속조건에 의하여 날개의 두께가 바뀌게 되는데 기인하는 것으로 생각된다.

새롭게 적용된 Case 5는 흡입면에서는 Case 3과 같은 형상을 갖지만 날개의 두께가 약 7.8% 작다. 결국 확산되는 유로를 갖게 되어 Fig. 15의 결과와 같이 흡입면에서 박리를 촉진시키는 결과를 가져와 흡입면에서의 등엔트로피 마하수를 감소시키게 된다. 따라서 로터의 설계에 있어서 양면에서의 곡률뿐만 아니라 두 곡면이 이루는 유로의 면적도 고려되어야 함을 알 수 있다.

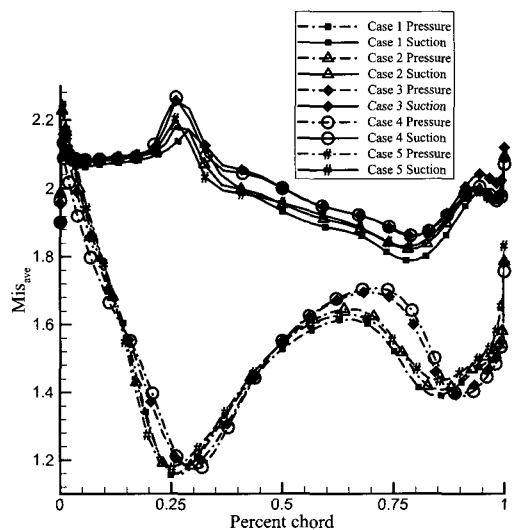
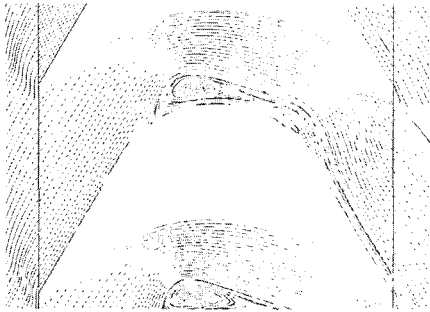
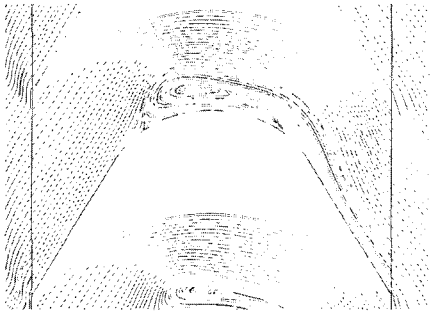


Fig. 14 Comparison of isentropic blade surface Mach number distributions



(a) Streamlines of Case 3



(b) Streamlines of Case 5

Fig. 15 Comparison of streamlines plots

4. 결론

초기 설계과정에서 선정된 4가지의 터보펌프 터빈 설계안에 대하여 프로큰로터 기법을 적용한 3차원 유동해석을 수행한 후 결과를 분석하였다. 이를 통하여 로터의 곡률에 따른 유동의 거동을 확인하였으며 이로 인하여 각 설계안의 전체성능에 차이가 발생함을 확인하였다.

한편 노즐 사이의 벽에서 생기는 후류가 로터에 미치는 영향과 노즐 벽면의 후류와 로터 날개 앞전에서 발생하는 충격파에 의한 손실 이외에 로터 내의 압력면에서 발생하는 충격파와 흡입면에서의 경계층간 상호 간섭으로 유동박리와 함께 이차 유동이 발생되어 유동손실이 일어나는 현상을 확인하였으며 노즐 출구 형상으로 인한 입구유동의 불균일성으로 인해 허브영역 보다 슈라우드영역이 전체 성능에 미치는 영향이 더 큼을 확인하

였다. 초기 설계에 고려되지 못한 이러한 3차원 효과로 인하여 초기설계와는 다른 Case 3이 가장 우수한 형상으로 확인되었다.

이러한 분석을 바탕으로 새로운 설계안을 마련하고 새로운 설계안에 대한 유동해석을 수행하여 로터의 설계에 있어 곡면의 형상뿐만 아니라 유로 면적에 대한 고려가 함께 이루어져야 함을 확인하였다.

참고문헌

- (1) 김진한, 홍순삼, 최창호, 전성민, 정은환, 2005, "30톤급 액체로켓엔진용 터보펌프 개발현황," 한국추진공학회 2005년도 추계학술대회 논문집, pp. 375~383.
- (2) 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.
- (3) Giles, M. B., 1990, "Stator/Rotor Interaction in a Transonic Turbine," *Journal of Propulsion*, pp. 621~627.
- (4) Chima, R. V., 1998, "Calculation of Multistage Turbomachinery Using Steady Characteristic Boundary Condition," AIAA 98-0968.
- (5) FINETM/Turbo User Manual Version 6.1-a, pp. 5-3~5-22.
- (6) 박편구, 정은환, 김진한, 2005, "유로형상변화에 따른 터빈성능 변화의 수치적 해석," 2005년도 유체기계 연구개발 발표회, pp. 481~486.
- (7) Hodson, H. P., 1998, "Blade Row Interference Effects in Axial Turbomachinery Stages," Von Karman Institute for Fluid Dynamics, Lecture Series 1998-02.
- (8) 박편구, 이은석, 정은환, 김진한, 2004, "1.4MW급 부분 흡입형 터빈의 유동해석," 2004년 한국군사과학기술학회 종합학술대회논문집, Vol. II, pp. 590~593.