

< 기술논문 >

CFD를 이용한 부분흡입형 터빈 공력형상 설계

이 은 석 *

(2006년 5월 25일 접수, 2006년 9월 4일 심사완료)

Aerodynamic Shape Design of a Partial Admission Turbine Using CFD

Eun Seok Lee

Key Words: Aerodynamic Shape(공력형상), Partial Admission(부분흡입), Turbine(터빈), CFD(전산 유체공학)

Abstract

Aerodynamic shape design of a partial admission turbine using CFD has been performed. Two step approaches are adopted in this study. Firstly, two-dimensional blade shape is optimized using CFD and genetic algorithm. Initially, the turbine cascade shape is represented by four design parameters. By controlling the design parameters as variables, the non-gradient search is analyzed for obtaining the maximum efficiency. The final two-dimensional blade proved to have a more blade power than the initial blade. Secondly, the three-dimensional CFD analysis including the nozzle, rotor and stator has been conducted. To avoid a heavy computational load due to an unsteady calculation, the frozen rotor method is implemented in steady calculation. The frozen rotor method can detect a variation of the flow-field dependent upon the blade's circumferential position relative to the nozzle. It gives a better idea of wake loss mechanism starting from the lip of the nozzle than the mixing plane concept. Finally, the combination of two and three dimensional design method of the partial admission turbine in this study has proven to be a robust tool in development phase.

1. 서 론

현재 국가우주개발 중장기 계획에 따라 소형위성발사체 개발사업(KSLV-I)이 추진되고 있으며 이에 따른 국내 액체엔진에 관한 개발연구가 활발히 진행되고 있다. 본 연구에서는 발사체 엔진 중에서 연소기에 연료와 액체산소를 공급해 주는 터보펌프, 그 중에 터빈을 대상으로 하였다.⁽¹⁾ 한 국항공우주연구원에서 연구개발 중인 터보펌프는

산화제펌프, 세퍼레이팅 유닛, 연료펌프, 터빈으로 구성되어 있다. 터빈은 가스발생기에서 생성된 고온 고압의 연소가스를 다수의 원통형 노즐을 통해 팽창시키는 노즐블럭과 회전모멘트를 발생시키는 터빈 디스크, 출구 흐름각을 제어하는 후방유도의 등으로 구성되어 있다. 터빈 동력의 익형은 1단 층동형을 사용하고 낮은 유량에서 효율을 높이기 위해 부분흡입형 노즐을 사용한다. 부분흡입형 터빈은 노즐과 노즐사이의 공간으로 인해 흐름의 비정상 특성이 강하며 압력비와 회전각이 매우 커서 초음속 영역과 박리 영역이 공존하게 된다. 이러한 3차원 비정상 박리유동의 전산해석은 기억용량과 계산시간이 매우 커서 실제 설계에 반영되기 힘들고 최근에는 비로소 해

* 회원, 한국항공우주연구원 엔진그룹
E-mail : ESL@kari.re.kr
TEL : (042)860-2329 FAX : (042)860-2602

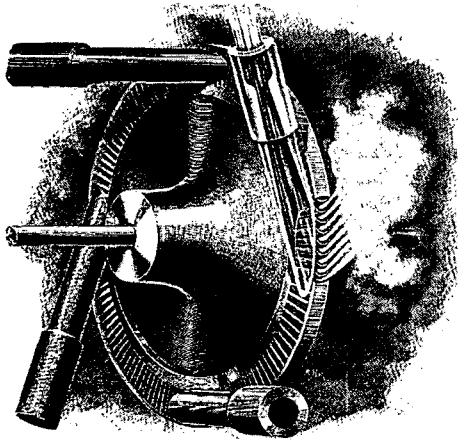


Fig. 1 Partial admission turbine

석관점에서 가시화되고 있는 실정이다. 이러한 부분흡입형 터빈시스템의 공력설계를 본 연구에서는 두 단계로 나누었다.

첫 번째 단계에서는 2차원 터빈익형 형상의 공력형상 최적화이다. 터빈익형 형상을 결정하기 위해 4개의 익형 매개변수(윗면, 아랫면 원호반경, 블레이드 입사각, 익단두께)를 선정하였다. 자동격자 생성 및 CFD 해석 연계시스템을 구축하여 한번의 시스템 구동으로 각각의 매개변수를 변화시켜 여러 가지 경우의 격자 및 CFD 입력화일을 자동으로 생성하도록 하였다. 이를 CFD와 연계시켜 주어진 목적함수(최대파워)를 갖는 매개변수를 결정하는 최적화 시스템을 구축하였다. 이를 위해서 2차원 정상상태 Navier-Stokes CFD Solver와 유전알고리즘을 채택하였다.

두 번째 단계에서는 첫 번째 단계로 얻어진 터빈 익형에 대해 터빈시스템 전체의 3차원 해석을 수행하는 것이다. 즉, 원통형의 노즐, 터빈 디스크, 후방유도익을 포함한 3차원 CFD 해석을 수행하여 각 부분의 설계변수들 -노즐의 팽창비, 터빈효율, 터빈 출구 유동특성- 등을 검증하는 절차이다. 이러한 해석결과가 설계 값들을 만족할 때, 제작형상을 확정하여 상사시험에 들어가게 된다. 터빈디스크의 회전으로 인해 흐름은 본질적으로는 3차원 비정상유동이지만 계산시간의 단축을 위해 노즐과 동익의 단면을 정상상태로 모델링하였다. 대표적인 모델링 기법으로는 혼합면 기법과 프로즌로터 기법 등이 사용된다. 혼합면 기법은 노즐과 동익사이 경계면에서 일정한 경계조

건을 주는 방법으로 동익간의 유동장변화가 없다. 이에 반해 프로즌로터 기법은 노즐출구의 유도장을 그대로 동익의 입구조건으로 반영하는 방법으로 동익 표면에서의 경계조건에 회전속도를 부여한다. 이는 동익과 노즐의 상대위치에 따른 유동장의 변화를 관측할 수 있는 장점이 있다. 하지만 혼합면 기법에 비해 계산영역이 훨씬 많아지고 시간 이력에 따른 유동의 변화는 고찰할 수 없는 단점이 있다. 본 연구에서는 프로즌 로터기법을 이용하여 부분흡입형 터빈의 유동장 특성을 고찰하도록 한다.

2. 본론 I 단계: 익형 최적화

2.1 2차원 수치계산

계산된 프로그램은 Lee⁽²⁾에 의해 작성된 LOIS2 코드로서 중앙차분법에 근거한 2차원 및 축대칭 Navier-Stokes 방정식을 지배방정식으로 한다. 외재적 방법으로는 Runge-Kutta 다단계 수치해법을 사용하고 내재적 방법으로 Beam and Warming의 ADI (Alternating Direction Implicit) 방법을 근간으로 시간항을 적분한다. ADI 방법의 계산시간의 단축을 위해 Pulliam and Steger⁽³⁾가 제안한 Scalar Penta-Diagonal 방법을 도입, 벡터행렬 대신에 스칼라 행렬을 풀어 2~3 배의 시간단축을 꾀하였다. 난류모델링은 Baldwin-Lomax의 대수적 방법과 k-ε 방정식 (Chen 모델)을 채택하여 Navier-Stokes 방정식과 연계하여 풀었다. 박리가 발생하는 경우, k-ε 이 비교적 수렴성이 좋으나 반복횟수당 계산시간이 Baldwin-Lomax에 비해 약 50% 정도 추가되는 단점이 있다.

경계조건은 회전 좌표계로 환산 시, 입구전압력은 9.7 bar, 전온도는 810 K 이다. 흐름의 입구각은 수직선 기준 23 deg 이다. 동엔트로피 출구 마하수 1.58에 해당되는 배압을 설정하였고 레이놀즈수는 노즐 정체조건 기준 약 5.0E+5 이다.

2.2 단면형상 최적화

익형은 4개의 매개변수-아랫면 원호반경, 윗면 원호반경, 익형 입사각, 익단 두께-로 형상화하였다. 익단 두께는 구조적 안정성, 가공의 용이성 등을 이유로 0.5 mm로 고정 시키었다. 따라서 최적화 기법의 설계변수는 3개로 제한되었고 최적화 계산시 목적함수는 익형의 수직력으로 선정하였다.

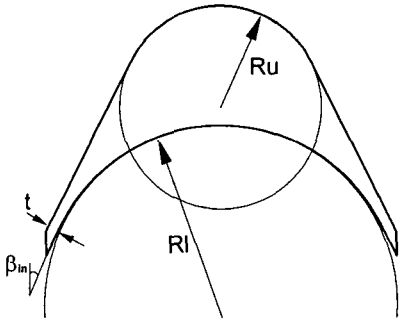


Fig. 2 Design parameters of the turbine cascade

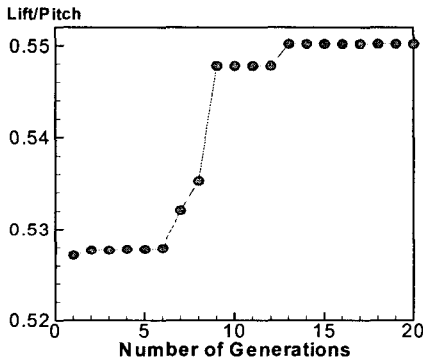


Fig. 3 Variation of objective function during the optimization using genetic algorithm

유전알고리즘의 적용을 위해 설계변수의 4배인 12개 인자를 집단크기(population size)로 선정하였다. 설계변수의 스트링 크기는 5 digit로서 최대값과 최소값 사이에 31개의 변수값을 가질 수 있다. Fig. 3에서는 최적화기법의 반복횟수에 따른 목적함수의 변화를 나타내었다. 각각 6회와 12회에서 목적함수값이 불연속적으로 크게 변화하는 경향이 있음을 볼 수 있다. 이것은 국부적 극소값 영역에서 탈출하는 것으로 해석될 수 있으며 유전알고리즘의 고유특성이다.

2.3 최적화 결과

Fig. 4는 초기 익형의 상대 마하수 분포를 나타낸 것으로 입구 경계에서 마하수 1.55로 입사하여 출구에서 약 1.3의 마하수를 가지고 통과하는 것을 볼 수 있다. 입구 영역에서는 익형 앞전의 영향으로 생성된 경사 충격파가 입구 경계에 걸쳐있음을 볼 수 있고 출구 영역에서는 익형의 뒷전 영향으로 생긴 후류(wake) 영역에서 마하수

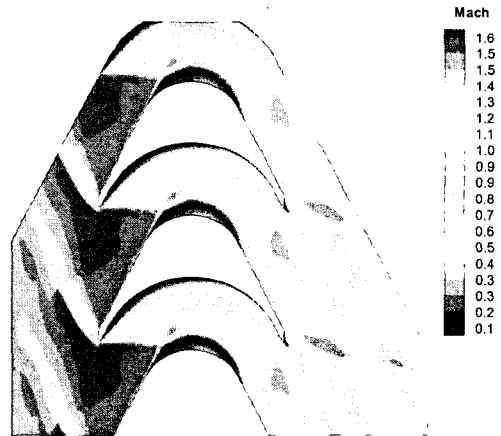


Fig. 4 Relative Mach contour of initial cascade

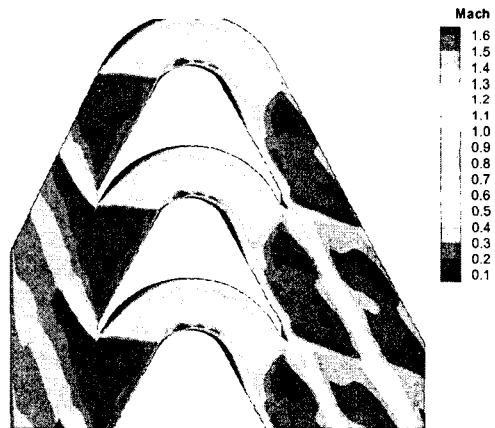


Fig. 5 Relative Mach contour of final cascade

가 감소됨을 볼 수 있다. 입구 영역에 생성된 충격파는 띠(band)의 형태가 되어 피치 방향의 흐름 불연속의 원인이 된다. 익형 앞전의 압력면 부위에 생성된 강한 경사 충격파로 인해 유동의 흐름이 익형을 지나면서 시계 방향으로 꺾어짐을 볼 수 있다. 이것은 점성 효과와 더불어 중앙 흡입면에서의 흐름박리를 초래한다.(Fig. 3의 익형 중앙 흡입면에서 짙은색 부분) 경사 충격파를 지나 감속된 흐름은 흡입면에서의 역압력 구배로 말미암아 흐름박리를 일으키고 이 박리 영역은 충격파와 간섭으로 인해 더욱 커짐을 알 수 있다. (Shock- boundary layer interaction)

앞전의 경사 충격파를 지나는 흐름은 압력면 하단부에 천음속 영역을 형성하게 되고 흡입면

곡률의 팽창에 따라 흐름이 가속되어 국소적으로 초음속 영역을 형성한다.(Fig. 4의 익형 중앙 길은 색 위의 삼각형의 붉은색 부분) 익형의 뒷전부위에서는 익형 두께효과로 인해 경사 충격파가 유발된다. 충동형 터빈입을 감안할 때, 초기 익형의 출구 평균 마하수는 1.36으로, 흡입면의 평균마하수 1.58까지 충분히 팽창되지 못함을 알 수 있다. 이러한 불연속면(충격파)과 흐름박리의 영향은 개념설계 시, 고려되지 않은 부분이다. 충동형 터빈의 개념설계 시, 입구와 출구의 상대 마하수를 동일하게 취급하는데, 본 연구의 결과를 토대로 하면 충격파 및 박리에 의한 효과로 출구 마하수가 입구 마하수에 비해 약 14 % 감소된 것으로 예상된다.

Fig. 5은 개선된 익형주위의 상대 마하수 분포이다. Fig. 4에 비하여 익형 흡입면 중간지점에서 낮은 마하수 영역(박리영역)이 감소된 것을 볼 수 있다. 이는 익형 주위흐름의 감속을 저지하는 역할을 하여 익단 끝전의 마하수가 Fig. 4보다 증가하게 된다. 익단에서의 평균 마하수는 1.46으로 전체적인 마하수의 분포가 Fig. 4보다 좌우 대칭 형태에 가깝게 되어 충동형 개념에 알맞다. 최적화 결과 3%의 수직력이 증가된 터빈 익형을 얻을 수 있었다.

Fig. 6에서 보듯 터빈 입구에서 앞전의 경사 충격파의 영향으로 유동의 흐름방향은 반시계 방향으로 꺾여 유효 입사각이 증가한다. 익형 앞전 아랫부분의 경사 충격파(Fig. 4)의 영향으로 압력

면 앞전에서의 흐름박리가 일어난다(Fig. 6). 흡입면의 초음속 흐름이 익형의 직선부를 따라서 흐르다가 익형 중앙 윗면에서 윗쪽 블레이드의 경사 충격파를 만나서 유선이 시계방향으로 불연속적으로 꺾이는 현상을 볼 수 있다. 이 지점은 익형의 벽면과 더불어 넓은 박리영역을 일으킨다. Fig. 7에서는 보다 작은 흡입면 곡률로 인해 흡입면 중앙부의 흐름 박리 영역이 크게 감소함을 볼 수 있다. 압력면에서는 원호가 초기보다 약간 증가하였고 블레이드 입사각이 1 deg 증가하였다. 이로 인해 앞전 압력면에서의 흐름박리 영역이 약간 감소함을 볼 수 있다.

3. 본론 II 단계: 3차원 성능해석

3.1 3차원 수치계산

I 단계에서 2차원의 최적화된 터빈익형 형상을 찾는 것이라면 2단계는 3차원 터빈시스템을 해석하는 것이다. 본 연구에서는 최적화된 블레이드 형상을 적용하기 이전에 초기 기본형상을 가진 블레이드에 대해 3차원 계산을 수행하여 유동의 특성을 고찰하였다. 이 계산결과를 토대로 향후 최적화된 2차원 터빈익형을 다시 계산하여 채용가능성을 검토할 것이다.

부분흡입형 터빈은 노즐과 노즐사이의 공간으로 인해 흐름의 비정상 특성이 강하며 압력비와 회전각이 매우 커서 초음속 영역과 박리 영역이 공존하게 된다. 이러한 3차원 비정상 박리유동의 전산해석은 기억용량과 계산시간이 매우 커서 실

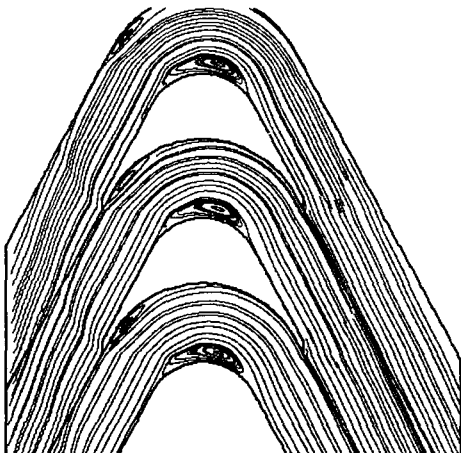


Fig. 6 Streamlines of initial cascade

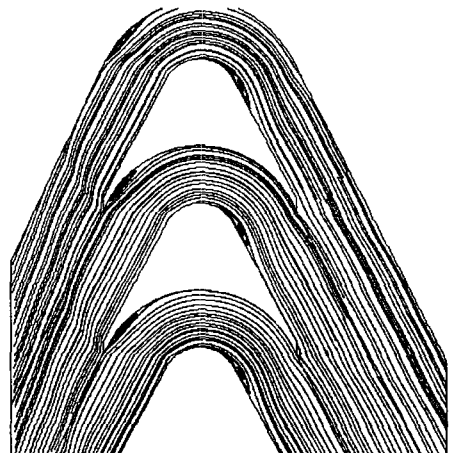


Fig. 7 Streamlines of final cascade

제 설계에 반영되기 힘들고 최근에는 비로소 해석관점에서 가시화되고 있는 실정이다

이러한 이유로 비정상유동을 정상으로 가정하여 노즐과 동익사이를 정상상태 모델링한 혼합면 기법과 프로즌로터 기법 등이 널리 사용된다. 혼합면 기법은 노즐과 동익사이 경계면에서 일정한 경계조건을 주는 방법으로 동익간의 유동장변화가 없다. 이에 반해 프로즌로터 기법은 노즐출구의 유도장을 그대로 동익의 입구조건으로 반영하는 방법으로 동익간 노즐 상대위치에 따른 유동장의 변화를 관측할 수 있는 장점이 있다. 하지만 혼합면 기법에 비해 계산영역이 많아지므로 시간이 많이 걸리는 단점이 있다. 이 방법은 비정상 유동을 정상유동으로 가정하여 동익 표면에서의 경계조건에 회전속도를 부여하는 방법으로 시간 이력에 따른 유동의 변화는 고찰할 수 없는 단점이 있다. 본 연구에서는 프로즌 로터기법을 이용하여 부분흡입형 터빈의 유동장 특성을 고찰하도록 한다.

3.2 경계조건

노즐은 출구 마하수 2.3, 입사각 18 deg로 터빈 디스크 동익에 분사되도록 하였다. 동익의 유동 회전각은 약 130 deg이고 후방유도익의 회전각은 30 deg이다. 유동장은 하나의 노즐, 7개의 팁 간극을 고려한 터빈 블레이드, 3개의 후방유도익으로 구성된다. (Fig. 8 참조) 한편 Fig. 4에서 동익 전방(노즐 출구영역)에서의 마하수는 1.55로 Fig. 8의 노즐 출구 마하수 2.3과 다른데, 이것은 2차원 계산에는 상대좌표계를 3차원 계산에는 절대좌표계를 사용하는 데서 기인한 것이다. 실제로 약 20,000 RPM으로 동익디스크는 회전한다.

터빈 블레이드는 팁 간극의 해석을 위해 팁 간극에 격자를 생성시키었다. 원형 단면의 노즐은 동익과의 격자 접촉을 고려해 격자의 질을 향상시키기 위해 O-H 타입의 나비(butterfly)모양 격자를 채택하였으며 터빈 블레이드 사이의 유로는 H형 격자를 이용하였다. 노즐과 동익의 단면에서는 격자불일치로 인해 국부적으로 물리량의 보존법칙이 위배되지만 전체 영역에서는 보존법칙은 유효하다.

상용 유동해석 소프트웨어인 FINETM/Turbo를 이용하여 유동해석을 수행하였다. 시간적으로는 Runge-Kutta 다단계 적분법을 사용하였으며 공간

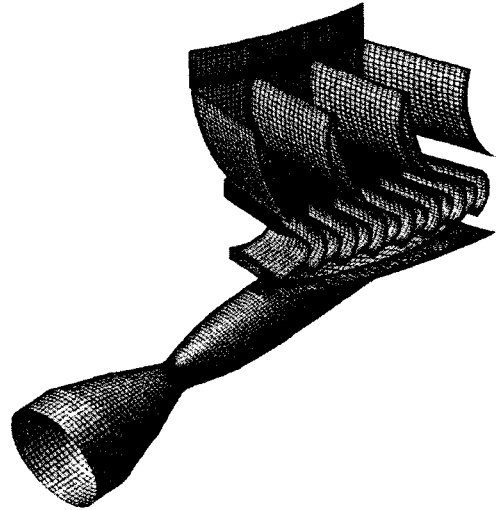


Fig. 8 Computational grids (2,000,000 cells)

적으로 중앙차분법에 근거하였다. 난류모델은 Baldwin-Lomax 대수적 모델을 사용하였다. 노즐 입구에서는 전압력 60bar, 전온도 900K 이며 후방유도의 출구배압은 정압기준 0.4MPa이다. 전체 격자는 19개 블록에 2백만개의 격자점으로 구성되어 있다.

3.3 계산결과

Fig. 9에서는 노즐, 동익, 후방유도익에서의 마하수 분포를 보여준다. 아음속(M=0.1) 유동이 노즐 입구에서 목을 지나면서 초경된다. 이 흐름은 마하 2.5까지 팽창되어 노즐출구로 빠져나가 동익 앞전에 부딪힌다. 동익 앞전에서는 경사 충격파사 발생되며 동익 유로를 따라 흐름이 지나면서 점차 감속된다. 동익 후방에서는 마하 0.8로 속도 감소한다. 감속된 에너지는 터빈이 흡수하여 산화제 및 연료펌프를 구동시키는 원천이 된다. 동익을 지난 흐름은 후방유도익을 지나면서 다시 감속되어 마하수 0.2 근방으로 떨어진다. 이러한 후방유도익은 터빈을 지난 흐름의 회전방향의 흐름성분을 제거하여 원활한 축방향 흐름을 만들어 이후, 필요한 추력을 얻는데 재사용된다.

Fig. 10에서는 동익 근방에서의 마하수 분포를 더욱 자세히 나타낸 것으로 동익 앞전에서 경사 충격파가 발생됨을 확연히 알 수 있다. 또한 위쪽 동익 압력면에서 발생된 경사 충격파가 아래쪽 동익의 흡입면 중앙부근의 박리영역과 충돌하면서 마하수 1 근방으로 떨어진다. 이 흐름은 후

방유도익을 지나면서 흐름각이 축방향으로 바뀌게 되고 후방유도익 후방에 커다란 박리영역을 생성시킨다.

한편, Fig. 4와 비교하였을 때 입구에서의 마하수가 서로 다른 것을 볼 수 있는데, 이것은 Fig. 4에서는 상대좌표계를 사용하고 Fig. 10에서는 절대좌표계를 사용하는 것에 기인한다.

동익과 후방유도익에서의 흐름박리를 고찰하고자 등엔트로피 선도를 Fig. 11에 나타내었다.

노즐과 노즐사이에서 엔트로피 손실이 크게 발

생됨을 볼 수 있다. 이것은 부분흡입형 노즐의 전형적인 손실로서 노즐간의 빈 공간에서 발생하는 후류(wake)로부터 기인된다. 이 후류는 후방의 동익으로 유입됨에 따라 동익의 윗면과 아랫면의 두 부분으로 절단(chopping)된다. 절단된 후류는 동익간의 유로를 따라 확산, 전파되며 후방유도익을 지나면서 팽창된다.⁽⁴⁾

후방유도익을 지나는 엔트로피는 피치방향으로 주기적인 띠(band)를 형성하고 이는 박리영역에 해당된다. 엔트로피 손실은 단열조건에서 곧 전압력의 손실을 의미한다. Fig. 11에서 전압력 손실은 크게 네 가지로 요약될 수 있다. 첫째 노즐간 벽면 후류로 인한 손실, 둘째 동익 앞전에서 생기는 충격파에 의한 손실, 셋째 동익 흡입면 박리로 인한 손실, 넷째 후방유도익 박리로 인한 손실 등이 그것이다.

Fig. 12에서는 노즐과 동익사이 경계면에서의 전압력 분포를 나타낸다. 노즐 단면은 원형이나 경사져 있으므로 출구에서는 타원형이 되며 노즐 벽면(타원 경계)에서 전압력이 손실된다. 또한 동익의 강한 경사충격파로 인해 세로 방향의 불연속 띠가 동익 전방(타원 내부)에 형성됨을 볼 수 있다.

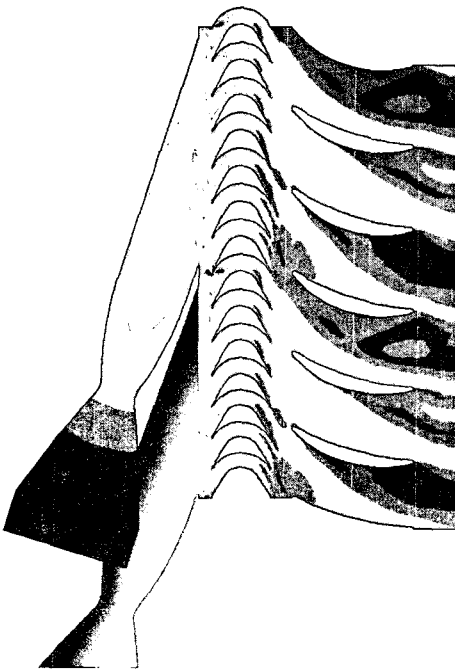


Fig. 9 Mach contours at mid span

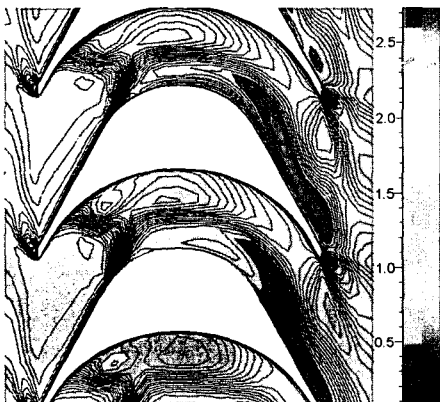


Fig. 10 Mach contours at mid-span of rotor

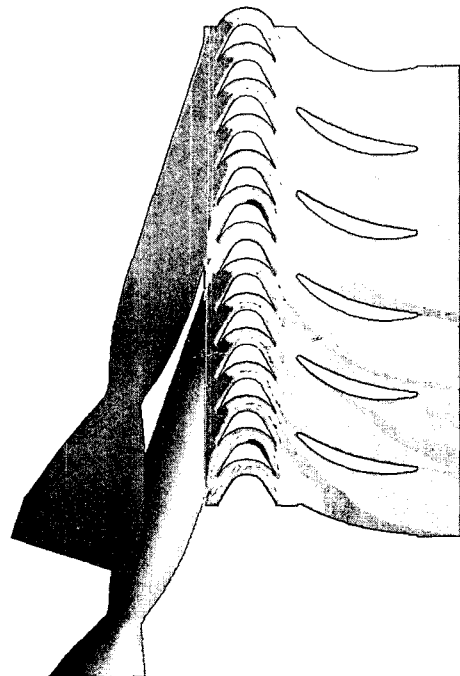


Fig. 11 Entropy contours at mid span

Fig. 13에서는 흐름방향의 평균 흐름선도를 나타낸 것이다. 흐름이 노즐을 지나면서 동익의 스펀방향으로 약간 팽창된다. 이 팽창된 흐름은 동익을 지나면서 더욱 팽창되어 후방유도익을 지난다. 이때 동익 끝단에서 서른 다른 방향으로 회전하는 와류(vortex)가 각각 허브와 팁에서 생성된다. 팁에서는 반시계 방향의 와류가 형성되어 유동의 일부가 익단간극(tip clearance) 영역내로 침투해 들어가는 역방향 흐름(reverse flow)을 볼 수 있다. 이것은 팁 전방의 압력이 후방보다 작은 데서 기인한다. 1차원 공력설계 시, 충동형 터빈의 전후방 압력이 같다고 가정하였으나 실제로 약간의 반동도(reaction)를 갖는다. 또한 노즐 후방의 압력도 동익 앞전의 충격파 및 노즐사이의 벽면 충격파로 인해 그 값을 정확히 예측하기 어렵다. 따라서 팁 전,후방 사이의 압력은 같게 예측되었으나 실제로는 약간의 차이를 나타낼 수 있으며 Fig. 13의 경우, 후방의 압력이 커져 역방향의 흐름이 생긴 것이다. 설계변경이 요구된다.

허브에서는 시계방향의 와류가 형성되어 동익을 떠나는 유동이 일정 간격을 두고 후방유도익에 도달됨을 볼 수 있다. 팁의 형상을 보면 세 부분에 삼각형 모양의 씰(seal)이 있음을 볼 수 있다. 이것은 팁 간극으로 흐르는 유량을 최소화

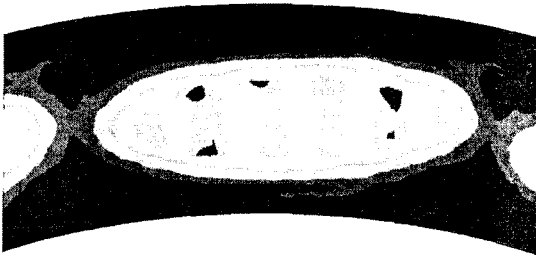


Fig. 12 Total pressure contours between nozzle and rotor

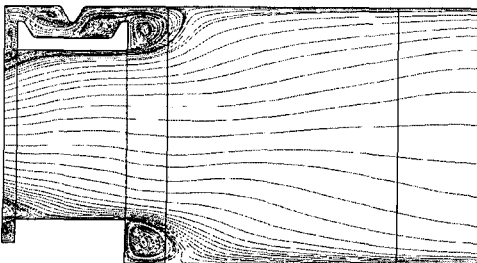
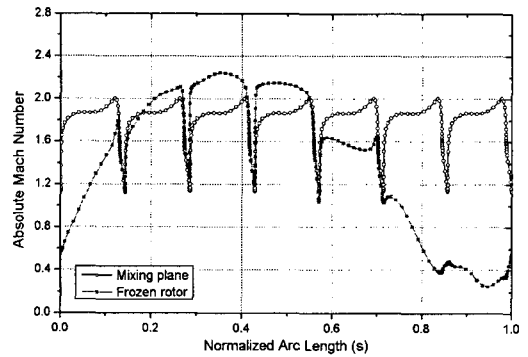


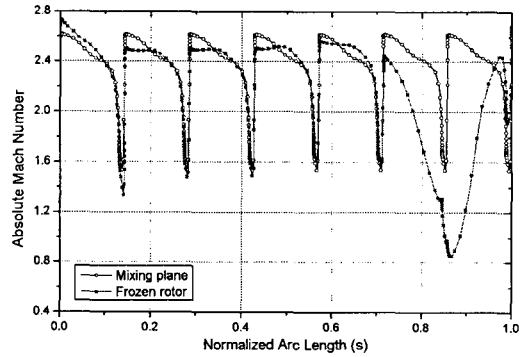
Fig. 13 Pitchwise-averaged streamlines

하기 위해 유량저항을 극대화시킨 것이다. 팁에서의 와류의 강도와 위치는 대수적 난류모델을 사용함으로써 다소 정확도는 떨어질 것으로 보이나 그 전체적인 성향은 비교적 잘 예측함을 알 수 있다.

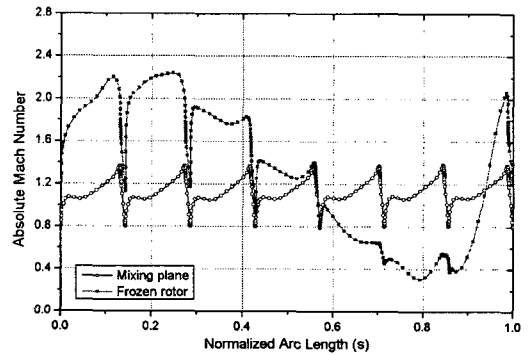
Fig. 14에서는 동익 앞전 위치에서 회전방향으로의 마하수 변화를 나타낸 것이다. 마하수는



(a) 10% span



(b) 50% span



(c) 90% span

Fig. 14 Comparison of Mach number at rotor leading edge along the pitchwise direction

혼합면 기법과 프로즌 로터기법의 계산결과를 함께 도시하였다. 6개의 동익에 해당되는 위치에서 6개의 불연속점 (Peak)가 형성된다. 그 이유는 날개의 앞전이 위치한 곳으로 앞전 충격파의 영향으로 급격히 마하수가 낮아진 까닭이다. 혼합면 기법의 경우에는 동익의 위치에 따른 동익 입구 마하수 변화가 없는 반면 프로즌 로터의 경우는 동익의 위치(노즐에 대한 상대위치)에 따른 동익 입구 마하수 변화가 나타난다.

Fig. 14(a)에서 x축 (pitchwise: s) 0.1에서 0.7까지 마하수가 증가된 형태를 나타내는데 이부분에 노즐이 위치한 것으로 기인된다. 노즐이 끝나는 위치인 0.7 이후에 마하수가 급격히 감소됨을 알 수 있다. 이러한 형태의 원인은 Fig. 9와 비교하였을 때 쉽게 알 수 있다. 반면, 혼합면 기법을 사용한 경우는 7개의 동익 유로(passage)에서 동일한 형태의 흐름을 얻을 수 있다. 프로즌로터 기법은 혼합면 기법과는 달리 동익의 노즐 상대위치 변화에 따른 흐름의 변화를 고찰할 수 있다는 장점이 있다. Fig. 14(b)의 경우 노즐의 최대 팽창 마하수 2.5 까지 그대로 유입됨을 볼 수 있다. 또한 혼합면 기법과 비교시, 노즐 사이의 벽면 영역($0.7 < s < 1.0$)을 제외하면 비교적 잘 일치됨을 알 수 있다.

4. 결 론

부분흡입형 터빈의 설계 및 개발은 통상적으로 1차원 이론에 의해 초기 설계되고 CFD 최적화를 통해 재설계되며 다시 성능실험에 의해 최종적으로 검증된다. 본 연구에서는 중간단계인 CFD 최적화를 통한 재설계를 다루었다.

복잡한 시스템의 공력설계를 2차원 형상설계와 3차원 성능검증 관점으로 나누어 생각하였으며 결론적으로 매우 만족할 만한 설계시스템을 구축할 수 있었다. 2차원 형상설계로 초기 모델에 비

해 약 3% 정도 수직력이 증가된 동익 단면형상을 얻을 수 있었다. 특히 본 연구에서 시도된 유전알고리즘 도입은 개개인의 병렬계산이 독립적으로 수행되므로 별다른 수정없이 병렬컴퓨터의 직접적 이용이 가능하다.

최적화된 형상을 적용한 터빈시스템 3차원 성능해석을 실시하여 정성적인 유동특성을 고찰하였다. 프로즌 로터 해석의 경우, 혼합면기법에서는 해석이 불가능한 유동특성(노즐간의 빈 공간에서 생기는 유동손실 등)을 관측할 수 있었으며 그 양을 정량적으로 추론할 수 있었다. 또한 팁간극에서 불필요한 역방향흐름이 관찰되었다. 이를 개선시키는 설계인자에 관한 연구가 추후 전개될 것이다.

참고문헌

- (1) Kim, J. H., Lee, E. S., Hong, S. S., Choi, C. H., Jeon, S. M. and Jeong, E. H., 2004, "Current Status of Turbopump Development for a LRE," 5th Korea Space Launch Vehicle Symposium, pp. 38~51.
- (2) Lee, E. S., 2000, "Rotor Cascade Shape Optimization with Unsteady Passing Wakes Using Implicit Dual Time Stepping Method," Ph.D. Thesis, Aerospace Engineering Dept., The Pennsylvania State University.
- (3) Pulliam, T. H. and Steger, J. L., 1980, "Implicit Finite-Difference Simulations of Three Dimensional Compressible Flows," *AIAA Journal*, Vol. 18, No. 2, pp. 159~167.
- (4) Lee, E. S., 2006, "Numerical Analysis of a Turbine Rotor Cascade with Unsteady Passing Wakes," 4th National Congress on Fluids Engineering, Kyungju, pp. 153~156.