CFD와 유전알고리즘을 이용한 초음속 충동형 터빈의 공력형상 최적화

이 은 석[1]

AERODYNAMIC SHAPE OPTIMIZATION OF THE SUPERSONIC IMPULSE TURBINE USING CFD AND GENETIC ALGORITHM

E.S. Lee

For the improvement of aerodynamic performance of the turbine blade in a turbopump for the liquid rocket engine, the optimization of turbine profile shape has been studied. The turbine in a turbopump in this study is a partial admission of impulse type, which has twelve nozzles and supersonic inflow. Due to the separated nozzles and supersonic expansion, the flow field becomes complicate and shows oblique shocks and flow separation. To increase the blade power, redesign of the blade shape using CFD and optimization methods was attempted. The turbine cascade shape was represented by four design parameters. For optimization, a genetic algorithm based upon non-gradient search has been selected as an optimizer. As a result, the final blade has about 4 percent more blade power than the initial shape.

Key Words: 터보펌프(Turbopump), 부분흡입형(Partial admission), 충동형 터빈(Impulse turbine), 공력형상 최적화 (Aerodynamic shape optimization), 유전알고리즘(Genetic algorithm)

1. 서 론

우주발사체용 액체추진로켓의 터보펌프는 가압된 연료와 산화제 일부를 가스발생기내에서 연소시켜 급속히 팽창되는 가스로 터빈을 구동시켜 산화제 펌프와 연료펌프에 필요한 힘을 공급하는 시스템이다. 본 연구대상인 터보펌프의 터빈은 부분흡입형으로 가스제너레이터의 고온 고압가스를 몇 개의 노즐을 이용하여 초음속으로 팽창, 분사하여 터빈디스크를 구동시키는 방식을 채택한다(Fig. 1). 노즐과 노즐사이의 공간으로 인해 흐름이 비정상 특성을 가지고 있으며 일반적으로 고 압력비와 고 회전각을 갖는다. 이러한 공력특성으로 터빈 내 초음속영역과 박리 영역이 동시에 공존하게 된다. 이러한 복잡한 시스템으로 인해 비정상 3차원 유동의 수치해석이 최근에야 가시화되었으며[1] 국내에서는 3차원 혼합면 기법과 프로즌 로터 방법을 이용한 정상상태 해석이[2] 최근에 발표된 바 있다. 하지만 계산시간 과다로 인해 3차원 계산을 설계단계에 응용하기는 쉽지 않다.

시스템 개발단계에서 설계요구조건으로 초기 터빈모델의 가스제너레이터 유량을 감소시키자는 의견이 대두되었다. 가스제너레이터 유량을 3~4 % 정도만 감소시키더라도 약 300 sec 동안을 작동시간으로 간주하면 초기 엔진의 연료무게를 약 35~50 kg 정도 감소시키는 효과를 얻을 수 있기 때문이다.

축파워를 그대로 유지하고 가스제너레이터 유량을 감소시키는 방법에는 터빈의 효율을 증대시키는 방법, 가스제너레이터의 출구온도 즉 터빈 노즐의 입구 전온도을 증가시키는 방법, 터빈 후방의 배압을 낮추어 압력비를 증가시키는 방법 등이 있을 수 있다. 설계 초기단계 터빈익형의 CFD 해석 결과 익형 중앙에서 흐름박리가 포착되었고 익

접수일: 2005년 2월 3일, 심사완료일: 2005년 3월28일.
1 정회원, 한국항공우주연구원, 엔진그룹
E-mail: esl@kari.re.kr

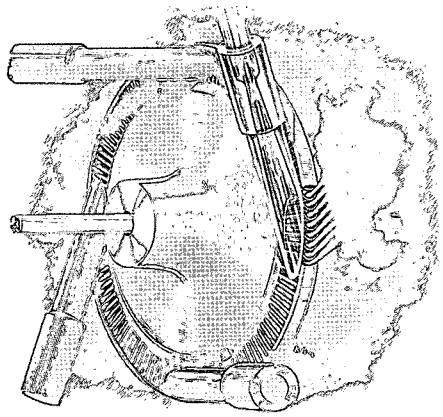

Fig. 1 Partial admission turbine including separated circular nozzles and a turbine disk

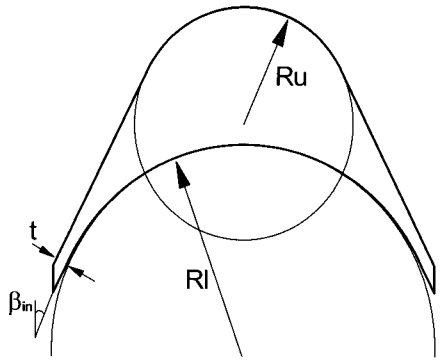

Fig. 2 Geometric design variables for the turbine blade profile

형 재설계를 통해 박리를 제거하면 효율이 증가되어 가스 제너레이터 유량의 감소를 도모할 수 있다는 것이 본 연구의 배경이다. 이를 위해서 2차원 정상상태 Navier-Stokes 방정식을 이용하여 터빈 익형을 수치적으로 해석하였고 4개의 익형 매개변수(Fig. 2 참조) - 윗면 원호반경, 아랫면 원호반경, 블레이드 경사각, 익단두께 -를 선정하여 터빈을 형상화 하였다.

자동격자 생성 및 CFD 해석 연계시스템을 구축하여 한 번의 시스템 구동으로 400 가지 경우의 형상을 자동으로 구현시킬 수 있게 하였다. 각각의 경우에 합당한 격자 및 CFD 입력화일을 자동으로 생성되어 최대파워를 갖는 매개변수를 결정하는 시스템을 구축하였다.

2. 수치계산

2.1 프로그램 개요

계산된 프로그램은 Lee[3]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[4]가 제안한 Scalar Penta-Diagonal 방법을 도입, 벡터행렬을 스칼라 행렬로 대체하여 2~3 배의 시간단축을 도모하였다.

난류모델링은 Chien[5] 의 k-ε 방정식을 채택하여 Navier-Stokes 방정식과 연계하여 풀었다. 흐름이 초음속임을 감안하여 Nichols[6]가 제안한 압축성 효과를 고려하였다. 박리가 발생하는 경우, k-ε 모델이 비교적 수렴성이 좋으나 반복횟수당 계산시간이 Baldwin-Lomax 모델에 비해 약 50 % 정도 추가되는 단점이 있다.

2.2 VKI 터빈 유동해석 - 프로그램 검증

Fig. 2는 터빈 유동해석의 경우, 코드 타당성을 검토하기 위해 일반적으로 널리 쓰이는 VKI-LS82 터빈 블레이드를 수치해석한 결과이다. X=C=0.25 위치에서 약한 충격파로 인한 마하수의 Peak를 볼 수 있다. 이 터빈의 경우, 코드에 대한 피치의 길이가 매우 짧고 유동의 회전각이 79 deg로 매우 커서 격자 구성이 용이하지 않다. 이러한 난점을 극복하고자 3-block Mesh를 구성하였다(Fig. 4 참조). 이 경우, 벽면에서의 격자 수직조건이 완벽하게 구현되어 속도곡선의 해상도가 매우 뛰어나다. Fig. 3에서 터빈 벽면에서의 표면 마하수를 계산치와 실험치를 각각 비교하였다. 이러한 3블럭 격자로 인해 실험치와 계산치가 비교적 잘 일치됨을 알 수 있다. 유동조건은 출구 등엔트로피 마하수 0.85, 입구기준 레이놀즈수 2.0E6 으로 자세한 형상과 실험에 관한 정보는 참고문헌[7]를 참조하기 바란다.

2.3 유동조건

무한개 익렬유동의 경우, 익렬 전방에서의 유동은 익렬 앞전에서 발생된 충격파와 팽창파의 영향을 받으므로 정확한 입구 계산조건을 설정하기가 불가능하다. 익단 두께의 영향으로 앞전 압력면이 시작되는 지점에서 충격파가 발생되어 유동이 감속되고 다시 앞전 흡입면이 시작되는 지점에서 팽창파가 형성되어 흐름이 가속된다(Fig. 5). 이 충격파와 팽창파는 터빈 전방유동에 영향을 미친다. 따라서 노즐 압력비, 터빈의 회전속도만을 가지고 계산된 입구조건은 초음속 터빈 유동장의 경우 적합지 않다. 본 연구

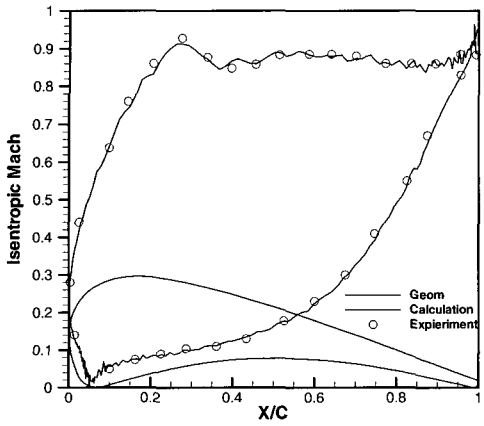

Fig. 3 Comparison of surface isentropic Mach numbers with experiments

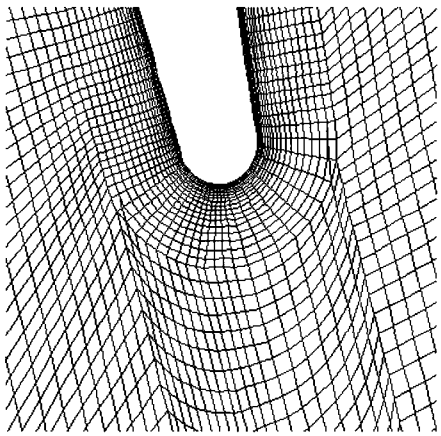

Fig. 4 Grid around the trailing edge (C,H,O mixed type)

에서는 계산영역의 입구경계를 터빈 앞전에서 충분히 먼 거리로(코드길이의 5배) 설정하여 계산을 따로이 수행 후, 앞전 전방으로 50% 코드길이 떨어진 위치의 계산결과로부터 입구경계 조건을 도출하여 본 계산을 수행하는 방법을 채택하였다.

노즐의 압력비와 회전속도를 고려한 터빈 입구의 전압력은 1,533 kPa, 전온도는 806 K 이다. 이때, 흐름각은 수직선 기준 26.3 deg 이다. 배압은 400 kPa 이며 이때, 등엔트로피 출구 마하수는 1.65, 레이놀즈수는 500,000 이다.

2.4 익형 설계변수

익형을 5개의 설계변수 - 아랫면 원호반경, 윗면 원호

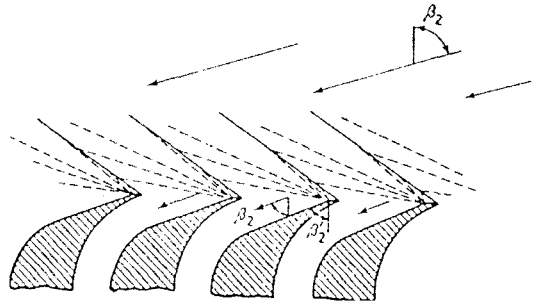

Fig. 5 Flow characteristics of infinite cascade

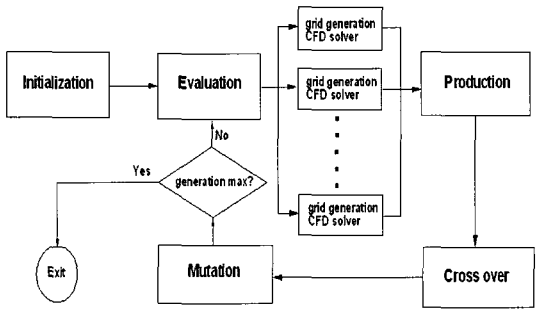

Fig. 6 Genetic algorithm for multiple processors

반경, 익형 경사각, 익단 두께, 피치 - 로 형상화하였다 (Fig. 2). 이중에서 익단 두께는 열구조적 안정성, 가공의 용이성 등을 이유로 0.5 mm 고정 시키었다. 따라서 최적화 기법의 설계변수는 4개로 제한되었다. 목적함수는 익형의 압력을 적분한 값으로 수직력에 회전속도를 곱한 값이다. 이는 터빈 블레이드가 생성하는 축파워(단위: kW)에 해당된다.

2.5 유전알고리즘

유전알고리즘에 대한 개략도가 Fig. 6에 나타나 있다. 초기화(Initialization) 단계에서 세대수(Generation), 개체수(Population size), 스트링수, 돌연변이율(Mutation probability) 등을 결정한다. 평가(Evaluation) 단계에서는 각 개체(Individual)들의 목적함수를 CFD를 이용하여 계산한다. 이때 다중 처리기(Multiple processor)가 내장된 컴퓨터라면 각각의 CPU에 각 개체 CFD 계산을 할당하여 계산시간의 단축을 도모한다. 생산(Production) 단계에서는 각 개체들을 우열에 따라 차등적 분포시켜 교배급원(Mating pool)으로 보낸다. 교배(Cross over) 단계에서 무작위로 차출된 암수는 교배율과 돌연변이율에 따라 다음세대(Next generation)의 개체를 생성하게 된다.

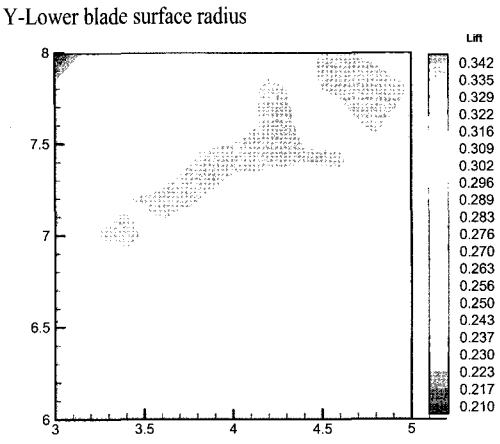

Fig. 7 Lift contour with the change of lower and upper blade surface radii

3. 계산결과

3.1 파워 등고선 지도

이 절에서는 5개의 설계변수를 가지고 최적화를 수행하기 전에 중요한 2개의 변수를 변화시켜 가면서 목적함수의 변화를 관찰한 것으로, 설계변수가 많은 경우, 중요 설계변수 한두 개에 대해 목적함수의 변화특성을 파악하는 것이 종종 설계자에게 중요한 의미를 줄 수 있다. Fig. 7에서는 아랫면, 윗면 원호를 변화시켰을 때 양력(Lift) 값의 분포를 나타낸 것이다. 회전속도는 상수이므로 양력이 바로 터빈의 축파워를 나타낸다고 할 수 있다. X축과 Y축은 각각 mm 단위로 나타낸 윗면(흡입면), 아랫면(압력면)의 원호반경이다. X축과 Y축 간격을 각각 20개씩, 총 400가지 경우에 대해 CFD 계산을 수행하였으며 100시간의 CPU

Table. 1 Formulation of optimization

최적화기법
목적함수: Max. 터빈 축파워
설계변수: 1. 아랫면 원호반경 (Rl)
2. 윗면 원호반경 (Ru)
3. 블레이드 경사각 (β in)
4. 익단 두께 (t)
5. 피치길이
구속조건: 1. 익단 두께 고정 (t=0.5 mm)
2. 입구조건(Po, To), 입사각 및 배압(Pb) 고정

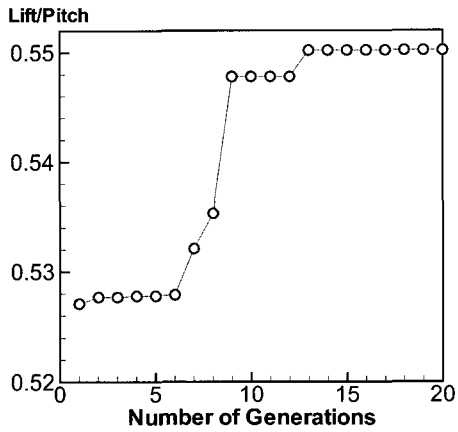

Fig. 8 Variation of objective function during the optimization using genetic algorithm

시간이 소요되었다. 축파워는 전압력과 블레이드 높이, 길이에 대해 무차원화 시키었다. 본 계산은 2차원으로서 익단누설과 부분흡입 등에 의한 손실은 배제되었다.

터보펌프에 쓰이는 초음속 충동형 터빈의 경우, 코드대비 블레이드 높이가 작고 슈라우드형이 대부분이다. 또한 익근이나 익단의 익형이 같기 때문에 익단누설의 효과는 상대적으로 작아 2차원 해석이 중요한 의미를 지닌다. 또한, 부분흡입형이기 때문에 비정상효과는 상대적으로 크다. 하지만 비정상유동에 대한 해석은 시간이 많이 걸리는 단점이 있어 설계에 적용하기가 용이하지 않다. X축의 작은 윗면원호와 Y축의 큰 아랫면 원호인 경우, 즉 왼쪽 윗부분으로 갈수록 양력이 급격히 감소함을 볼 수 있다. 좌표 (4.7,7.8)과 (3.3,6.9)를 잇는 구간에서 최대 양력값이 형성됨을 알 수 있다

기본설계로부터 설정된 좌표 (4.0,7.0)은 최대 양력에 비해 약 2% 정도 낮은 값을 갖는다. Fig. 7의 등고선 지도는 단지 익형의 2개의 설계변수-윗면, 아랫면 원호반경-만을 고려한 것이다. 다른 설계변수-익형 경사각, 피치길이-들을 함께 고려할 경우 최적화된 익형의 형상은 이와 다를 수 있다. 하지만 5개 설계변수를 고려한 최적화된 형상은 2개만을 고려한 형상보다는 개선된 목적함수를 가져야 할 것이다.

3.2 유전알고리즘을 이용한 최적화

Fig. 8에서는 Table. 1에 의거한 최적화기법의 반복횟수에 따른 목적함수의 변화를 나타내었다. 6, 8, 12회에서 양력값이 국소적으로 불연속 되는 경향이 있음을 볼 수 있다. 이것은 극소영역에서 탈출하는 것으로 해석될 수 있으

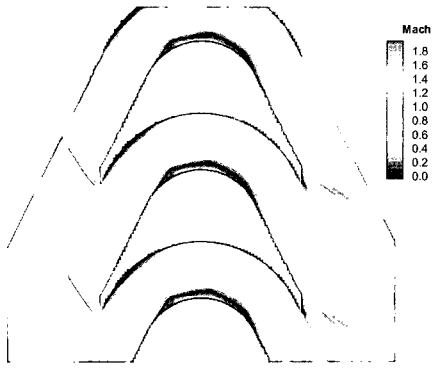

Fig. 9 Mach number contour of the initial blade

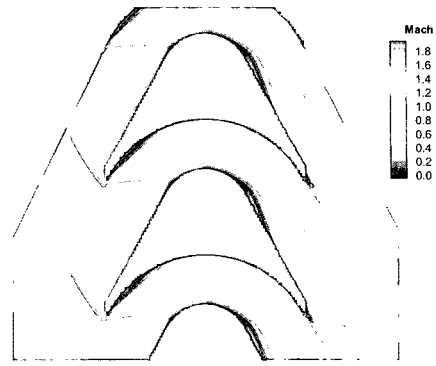

Fig.10 Mach number contour of the final optimized blade

며 Non-gradient search를 사용한 유전알고리즘의 특성이다. 사용된 컴퓨터는 COMPAQ Work Station (DS-20E)으로 CPU는 Alpha 21264 모델로 Clock 수는 833MHz이다. 단일 CPU 컴퓨터 사용시, 1회 CFD 계산시간이 약 20분 소요된다. Population 크기는 12개체로 1세대 계산시간은 4시간 소요되면 1회 최적화(20세대) 계산시간은 80시간 정도이다. 다중 CPU 컴퓨터를 이용할 경우, 12개의 CPU에 각 개체의 CFD 계산을 동시에 수행할 수 있으므로 전체 계산시간은 7시간 정도로 감소하게 된다. 즉, 유전알고리즘 이용시 다중 CPU 컴퓨터 사용이 매우 효율적이라 할 수 있다.

3.3 등 마하수 선도

Fig. 9는 기 설계된 초기 익형의 상대 마하수 분포를 나타낸 것으로 입구 경계에서는 약 1.6의 마하수로 입사하여 출구에서는 약 1.3 의 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 마하수가 감소됨을 볼 수 있다.

Fig. 5에서 본 바와 같이 앞전에서의 익단두께의 영향으로 유동이 앞전 압력면을 부딪치면서 강한 경사 충격파가 형성되며 속도가 급격히 감속된다. 이 유동은 다시 앞전 압력면의 불연속 지점에서 팽창파를 생성하면서 가속된다. 입구 영역에 생성된 충격파와 팽창파는 서로 근접하여 마치 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 불연속적인 꺾어짐을 볼 수 있다. 경사 충격파를 지나 감속된 흐름은 흡입면에서의 역압력 구배로 말미암아 흐름박리를 일으키고 이 박리 영역은 충격파로 인해 더욱 커짐을 알 수 있다. Fig. 9의 익형 중앙 흡입면에서 짙은색 부분이 이에 해당되며 충격파-경계층 상호작용을 볼 수 있다.

앞전의 경사 충격파를 지나는 흐름은 압력면 하단부에 천음속 영역을 형성하게 되고 흡입면 곡률의 팽창에 따라 흐름이 가속되어 국소적으로 초음속 영역을 형성한다 (그림 9의 익형 중앙 짙은색 위의 삼각형의 붉은색 부분). 익형의 뒷전부위에서는 익형 두께효과로 인해 팽창파와 경사 충격파가 유발된다. 충동형 터빈임을 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. 10은 개선된 익형주위의 상대 마하수 분포로 Fig. 9에 비하여 익형 흡입면 중간지점에서 낮은 마하수 영역(박리영역)이 감소된 것을 볼 수 있다. 이는 경계층의 두께를 감소시켜 익형 주위흐름의 감속을 저지하는 역할을 한다. 익단 끝전에서 평균 마하수는 1.4로 Fig. 9보다 증가하게 된다. 익형 끝전에서의 수직 방향의 속도성분 증가는 바로 터빈 파워 증가를 의미한다.

3.4 흐름선도

초기 익형에서는 노즐의 상대 분사각이 25.06 deg로 터빈 블레이드 각이 27 deg (초기 익형)를 고려할 때, 약 2 deg 입사각(incidence angle)을 가지는 것으로 설계되었다. 익형 앞전 아랫부분의 경사 충격파(Fig. 9)의 영향으로 압력면 앞전에서의 흐름박리가 일어난다(Fig. 11).

흡입면의 초음속 흐름이 익형의 직선부를 따라서 흐르

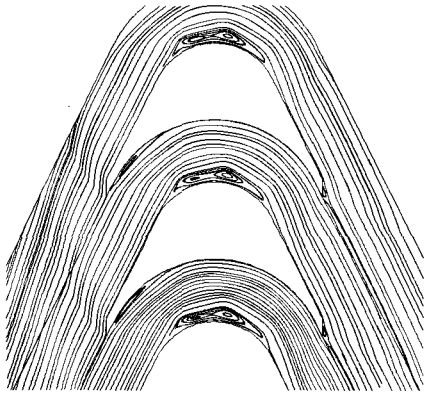

Fig. 11 Streamlines of the initial blade

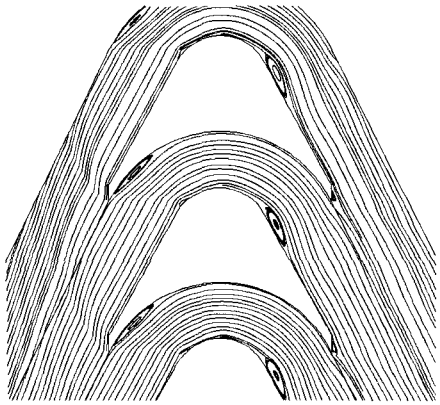

Fig. 12 Streamlines of the final optimized blade

다가 익형 곡면이 시작되는 지점에서 윗쪽 블레이드 앞전 압력면에서 생성된 경사 충격파를 만나서 유선이 시계방향으로 불연속적으로 꺾이는 현상을 볼 수 있다. 이 지점은 익형의 벽면과 더불어 넓은 박리영역을 일으킨다(Fig. 11의 익형 중앙 윗면). Fig. 12에서는 보다 작은 흡입면 곡률로 인해 흡입면 중앙부의 흐름 박리 영역이 감소함을 볼 수 있다. 압력면에서는 원호가 초기보다 약간 증가하였고 블레이드 경사각이 2 deg 증가하였다.

터보펌프의 초음속 충동형 터빈의 경우 디스크 지름(280mm)에 비해 블레이드 높이(20mm)가 매우 작고 3차원 특징이(테이퍼, 비틀림 등) 없는 직선형 블레이드에 해당되어 이러한 2차원 공력특성이 3차원 해석에도 비교적 그대로 유지된다. 하지만 부분흡입형 노즐로 인한 비정상 특성이 매우 중요시 되므로 향후 이에 대한 연구를 수행할 예정이다.

4. 결 론

본 연구에서는 액체로켓 구동형 터보펌프의 초음속 충동형 터빈의 공력 재설계에 대해 수치적으로 고찰하였다. 익형의 기하학적 매개변수인 윗면과 아랫면의 원호반경을 변화시켜 축파워 등고선을 작성하였고 유전알고리즘을 통해 최적의 익형을 구하였다.

이와 같은 수치계산 수행의 결과로 약 4 %의 축파워가 증가된 익형을 얻을 수 있었다. 이것은 초기 익형 흡입면 중앙부에 생기는 흐름박리를 보다 작은 원호를 사용하여 제거하고 입사각의 증가, 큰 압력면 원호를 사용하여 흡입면 경계층 두께를 감소시켜 얻을 수 있었다.

후 기

본 연구는 "소형위성 발사체(KSLV-I) 개발사업" 연구결과의 일부입니다. 연구과정을 지원해 주신 분들께 감사드립니다.

참고문헌

[1] Griffin, L.W. and Dorney, J.D., 2000, "Simulations of Unsteady Flow Through the Fastrac Supersonic Turbine," *Journal of Turbomachinery*, Vol.122, pp.225-233.

[2] 노준구, 정은환, 이은석, 김진한, 2004, "프로즌로터 기법을 이용한 부분흡입형 터빈 수치해석," *유체기계저널*, 제7권, 제6호, pp.15-20.

[3] 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.

[4] 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.

[5] Chien, K-Y., 1982, "Prediction of Channel Boundary-Layer Flows with a Low Reynolds Number Turbulence Model," *AIAA Journal*, Vol.20, pp.33-38.

[6] Nichols, R.H., 1990, "A Two-equation Model for Compressible Flows," *AIAA-90-0294.*

[7] Fottner, L., 1990, "Test Cases for Computation of Internal Flows in Aero Engine Components," *AGARD-AR-275.*