

## 압축성 유동 해석 프로그램 개발을 통한 Eckardt 임펠러의 성능 예측

곽승철\*

### Performance Prediction of Eckardt's Impeller based on The Development of Compressible Navier-Stokes Solver

Seung-Chul Kwak\*

*Key Words: Turbomachinery(터보기계), Performance Prediction(성능예측), Impeller(임펠러), Computational Fluid Dynamics(전산유체역학), Compressible Flow(압축성 유동)*

#### ABSTRACT

To investigate the flow inside the centrifugal impeller, computer program which can solve Three-dimensional compressible turbulent flow has been developed. The Navier-Stokes equations were chosen as the governing equation for viscous flow while Euler equations for inviscid case. Time marching method was incorporated with the Flux Difference Splitting method suggested by Roe to capture the steep gradients such as a shock. For high order of accuracy, MUSCL approach was adopted while differentiable limiter to ensure TVD property. For turbulence closure, Baldwin-Lomax model was applied due to its simplicity. To demonstrate the capabilities of present program, several validation problems have been solved and compared with experiments and other available data. From the above calculations generally good agreements were obtained. Finally, the developed code was applied to Eckardt's impeller and the performance prediction was carried out. Some important aspects on boundary condition for successful simulation were discussed and the remedy was also introduced.

#### 1. 서론

원심 압축기는 유동 해석의 관점에서 보면 마하 수가 천음속 영역에 놓여 있고 강한 난류 효과 및 회전체에 따른 원심력, 코리올리힘등에 따라 2차 유동이 야기되며 기본적인 유동 자체가 역압력 구배에 놓여 있으므로 유동 조건에 따라 대규모의 박리 및 와류 운동 등이 모두 포함되는 매우 복잡한 양상을 나타낸다. 본 연구의 궁극적 목적은 상기된 복잡한 형태의 유동 현상을 적절하게 풀어

이를 토대로 성능 예측하는 것을 목표로 하고 있다. 이를 위해 적절한 수치적 방법을 도입하여 3차원 압축성 점성 유동을 해석할 수 있는 프로그램을 개발 하였고 검증을 위해 다양한 문제들을 풀어 봄으로써 개발된 프로그램의 특성 및 성능을 파악하였다. 개발된 프로그램의 원심 압축기에 대한 응용 타당성은 터보 기계 분야에서 신뢰성을 인정 받고 있는 Eckardt<sup>(1)</sup>의 임펠러에 대한 유동 해석과 성능 예측을 실험<sup>(2)</sup>과 기타 연구자들의 결과들과 비교함으로써 그 신뢰성을 보인다.

\*LG 전자 리빙시스템연구소 열유체팀 (skwak@lge.co.kr)

## 2. 지배 방정식

보존 변수로 나타낸 직교 좌표계에서 무차원화 된 3차원 Navier-Stokes 방정식은 아래와 같다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} + \frac{\partial G_v}{\partial z} \quad (1)$$

여기서

$$Q = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, e]^T$$

$$E = [\rho u, \rho u^2 + p, \rho uv, \rho uw, u(e+p)]^T$$

$$F = [\rho v, \rho uv, \rho v^2 + p, \rho vw, v(e+p)]^T$$

$$G = [\rho w, \rho uw, \rho vw, \rho w^2 + p, w(e+p)]^T$$

$$E_v = [0, \tau_{xx}, \tau_{xy}, \tau_{xz}, u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} - q_x]^T$$

$$F_v = [0, \tau_{yx}, \tau_{yy}, \tau_{yz}, u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} - q_y]^T$$

$$G_v = [0, \tau_{zx}, \tau_{zy}, \tau_{zz}, u\tau_{zx} + v\tau_{zy} + w\tau_{zz} - q_z]^T$$

전단 응력은 Newton 유체로 가정하면

$$\tau_{ij} = \frac{1}{Re} \left\{ \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) + \lambda \left( \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \delta_{ij} \right\} \quad (2)$$

점성계수  $\mu$  는 Sutherland 법칙에 의해서 구한다.

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \frac{T_0 + S}{T + S} \left( \frac{T}{T_0} \right)^{\frac{3}{2}} \quad (3)$$

$$\mu_0 = 1.716 \times 10^{-5} (N \cdot s) / m^2, T_0 = 273K, S = 111K$$

$\lambda$  는 Stokes 의 가정에 의하여 다음과 같다.

$$3\lambda + 2\mu = 0 \quad (4)$$

열전도에 의한 Heat flux 는 다음과 같다.

$$q_i = \frac{1}{Re} \left( \frac{-\mu}{Pr(\gamma-1)} \right) \frac{\partial T}{\partial x_i} \quad (5)$$

무차원수 Reynolds 수와 Prandtl 수는 아래와 같다.

$$Re = \frac{\rho_{ref} a_{ref} L}{\mu_{ref}}, Pr = \frac{C_p \mu_{ref}}{k} \quad (6)$$

위의 지배방정식을 달기 위해 본 연구에서는 상태

방정식으로 이상 기체방정식을 사용한다.

$$p = \rho RT \quad (7)$$

Boussinesq 가정을 사용하여 점성 계수와 열전도 계수는 아래와 같이 층류와 난류 계수들의 합으로 계산 된다.

$$\mu = \mu_l + \mu_t \quad (8)$$

$$k = k_l + k_t = \frac{\mu_l}{Pr_l(\gamma-1)} + \frac{\mu_t}{Pr_t(\gamma-1)} \quad (9)$$

$\mu_l$  은 층류 점성 계수이고  $\mu_t$  는 난류모델에 의해서 구해지는 난류 점성 계수로 본 연구에서는 Badwin-Lomax<sup>(3)</sup> 모델을 사용하였다.  $Pr_l$  과  $Pr_t$  는 층류와 난류 프란틀 수로 공기에 대해서 각각 0.72 와 0.9 의 값을 갖는다. 식(1)을 시간에 따른 임의의 격자 운동까지 고려하여 일반 곡선 좌표계로 변환하면 아래와 같다.

$$\frac{\partial \hat{Q}}{\partial \tau} + \frac{\partial \hat{E}_i}{\partial \xi_i} = \frac{\partial \hat{E}_{iv}}{\partial \xi_i} + \hat{R} \quad (10)$$

여기서

$$\hat{Q} = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, e]^T / J$$

$$\hat{E}_i = [e_{i1}, e_{i2}, e_{i3}, e_{i4}, e_{i5}]^T / J$$

$$\hat{E}_{iv} = [0, T_{\xi_1}, T_{\xi_2}, T_{\xi_3}, T_{\xi_4}^q]^T / J$$

$$\hat{R} = [0, \Omega \rho v, -\Omega \rho u, 0, 0]^T / J$$

$$e_{i1} = \rho U_i, e_{ij} = \rho u_j U_i + p \xi_{i,j}, \text{ (for } j=2,3,4)$$

$$e_{i5} = U_i (e+p) - \xi_{i,p}$$

$$U_i = \xi_{i,i} + u \xi_{i,x} + v \xi_{i,y} + w \xi_{i,z}$$

$$T_{\xi_j} = \xi_{i,x} \tau_{x,x_j}, T_{\xi_j}^q = \xi_{i,x} \beta_{x_j}, \beta_{x_j} = u_j \tau_{x,x_j} - q_{x_j}$$

회전 유동의 경우 z 축으로 일정한 각속도를 갖는다고 가정하였고 절대 좌표 성분에 대하여 유도되었다.

## 3. 수치 방법

시간에 대하여 Euler 후방 차분을 하고 선형화한 후 내재적 방법을 적용하면 (비점성 유동의 경우)

$$\left[ I + \Delta\tau \left( \frac{\partial \hat{A}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{B}}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{C}}{\partial \zeta} - \frac{\partial \hat{D}}{\partial \zeta} \right) \right] \Delta \hat{Q}^{n+1} = RHS^n \quad (11)$$

여기서  $RHS = -\Delta\tau \left( \frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}}{\partial \zeta} - \hat{R} \right)$

위식을 직접 푸는 것은 비실용적이므로 Beam-Warming<sup>(4)</sup>에 의한 ADI 방법을 사용하였다.

$$\left[ I + \Delta\tau \frac{\partial \hat{A}}{\partial \xi} \right] \left[ I + \Delta\tau \frac{\partial \hat{B}}{\partial \eta} \right] \left[ I + \Delta\tau \frac{\partial \hat{C}}{\partial \zeta} \right] [I - \Delta\tau \hat{D}] \Delta \hat{Q}^{n+1} = RHS^n \quad (12)$$

계산 시간을 더욱 줄이기 위해 Pulliam-Chaussee<sup>(5)</sup>에 의해 제안된 기법을 적용하면 다음과 같다.

$$T_i^1 [I + \Delta\tau (\partial_i \hat{A}_i)] N_i [I + \Delta\tau (\partial_i \hat{A}_i)] N_i [I + \Delta\tau (\partial_i \hat{A}_i)] T_i^1 [I - \Delta\tau \hat{D}] \Delta \hat{Q} = RHS \quad (13)$$

참고로 식(12)에 비해 식(13)은 계산시간은 많이 줄일 수 있으나 반면 안정성이 떨어지는 단점이 있다. 좌변항은 고유값에 따라 풍상 차분하였고 ADI 방법의 경우 분할 유량 자코비안은 Van Leer의 유량을 미분하여 사용하였다. 그리고 수치 유량은 Roe<sup>(7)</sup>가 제안한 방법에 의해 구했다. 즉,

$$\hat{E}_{i+1/2}^R = \frac{1}{2} \left[ \hat{E}(Q_L) + \hat{E}(Q_R) + \hat{R}_{i+1/2} \hat{\Phi}_{i+1/2} / J_{i+1/2} \right] \quad (14)$$

고차 정확도를 위해 Van Leer<sup>(6)</sup>의 MUSCL 기법을 도입하였고 수치 진동을 제어 하기 위해 Koren<sup>(8)</sup>의 제한자를 사용하여 TVD 성질을 보장하였다.

$$Q_{i+1/2}^L = \left\{ 1 + \frac{\psi_i}{4} [(1-\kappa)\nabla + (1+\kappa)\Delta] \right\} Q_i \quad (15)$$

$$Q_{i+1/2}^R = \left\{ 1 - \frac{\psi_{i+1}}{4} [(1+\kappa)\nabla + (1-\kappa)\Delta] \right\} Q_{i+1}$$

여기서

$$\psi_i = \frac{3\nabla Q_i \Delta Q_i + \varepsilon}{2(\Delta Q_i - \nabla Q_i)^2 + 3\nabla Q_i \Delta Q_i + \varepsilon} \quad (16)$$

점성 항들은 2차 정확도의 중앙 차분을 하였다.

#### 4. 계산 결과 및 토론

2차원과 3차원의 여러 검증 문제들을 풀어 보았고 지면 관계상 그 중 몇 가지만 소개한다. 참고로 본 프로그램을 이용하여 음향파 생성, 전파 등에 관해서도 연구한 바 있으며 공명관과 같은 공학적인 응용 문제에 응용 예를 보인 바 있다. 자세한 것은 콕승철<sup>(9)</sup>, S.Kwak<sup>(10)</sup>에 소개 되었다.

##### 4.1 10% 천음속 돌출관

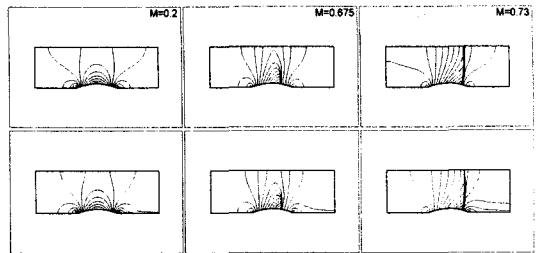


Fig.1 Pressure(Up) and Mach(Low) contour

입구 마하수 0.2, 0.675, 0.73의 세 경우에 대한 계산 결과들은 Chima<sup>(11)</sup>의 결과와 동일한 분포를 확인할 수 있다. 입구 마하수 0.2의 유동에서는 비압축성에 가깝기 때문에 돌출 관을 기준으로 좌우 대칭의 압력 분포를 갖고 유속이 빨라질수록 이러한 대칭성은 깨지고 뒷부분에 충격파가 생성되고 있다. 이러한 충격파 형성으로 비압축성 유동 이론으로는 설명할 수 없는 유동의 질식이 발생하게 된다.

##### 4.2 NACA0012 에어포일

동적 격자에 대한 예로 움직이는 에어포일에 대한 계산을 하였고 개요를 아래 그림에 나타내었다.

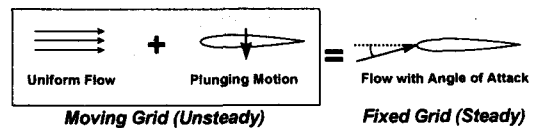


Fig.2 Moving Grid Problem for Airfoil

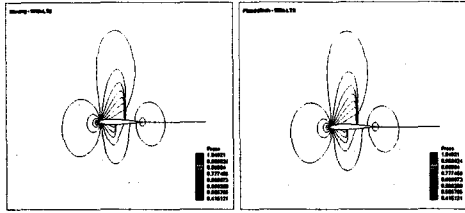


Fig.3 Pressure (L: Moving, R: Non moving)

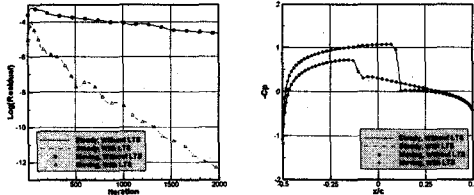


Fig.4 Convergence History and Cp (A.O.A=1.0°)

Fig.4를 보면 동적 격자의 해와 정상 상태의 해가 동일한 것을 볼 수 있고 LTS(Local Time Stepping)를 적용 시키는 것이 수렴을 가속시키고 있다. 주목 할 점은 비정상 계산에도 LTS를 적용하면 정상 상태의 경우에 LTS를 적용한 것과 수렴성이 동일하다. LTS는 개념상 정상상태에만 사용할 수 있는 것이나 일정한 속도로 격자가 움직이는 문제에는 정상상태 계산처럼 LTS를 적용하여 경제적이고 빠른 계산을 할 수 있음을 의미한다. 다음으로 자유류 마하수 0.8 과 받음각 1.25도인 무한 스펀 날개주위의 비점성 유동을 계산하여 압력 분포를 Fig.5에 보였다. 무한 스펀 날개이므로 2차원 유동 해석 결과와 동일하게 된다.

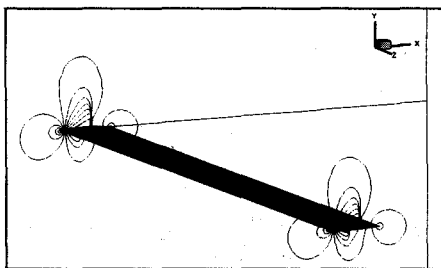


Fig.5 Pressure Contour (Infinite Span)

#### 4.3 RAE2822 에어포일

마하수 0.734, 받음각 2.79 도, 레이놀즈수  $6.5 \times 10^6$ 인 RAE2822 익형에 대한 2차원 압축성 난류 유동 계산을 하였다. 유동장과 압력 분포는 아래에 각각 실었다.

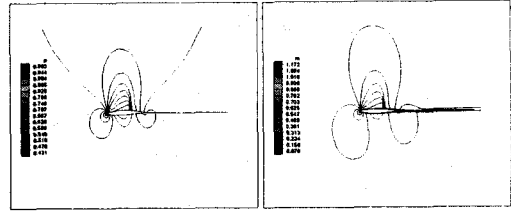


Fig.6 Pressure and Mach Contour

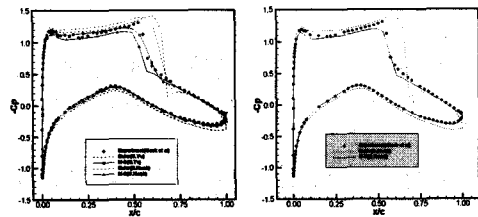


Fig.7 Cp (L: without relaxation, R: with relaxation)

Fig.7을 보면 비점성 계산이 점성 계산에 비해 압력 계수의 예측성능이 크게 떨어지고 있음을 확인할 수 있다. 수정되지 않은 B-L 난류 모델을 추가하여 점성 계산을 수행한 결과(Fig.11 Left, N-S (S.Kwak))를 보면 뒷전 부근에서는 실험치<sup>(12)</sup>와 잘 일치 하지만 충격파의 위치가 약간 다름을 볼 수 있다(Fig.11 Left). 이러한 오차를 줄이기 위해 후류 영역의 난류 점성 계수를 완화 시킨 결과(Fig.11 Right) 충격파의 위치를 잘 포착하고 있음을 발견할 수 있다. 따라서 Baldwin-Lomax 난류 모델을 사용하는 경우 물리적 상황에 맞게 적절히 그 값을 수정 적용해야 함을 확인할 수 있다.

#### 4.4 움직이는 피스톤

##### 압축 모드

시간 적분 범으로는 2 단계 Runge-Kutta 법을 사용하였다. 본 문제는 피스톤이 전방으로 가속 운동하다가 등속 운동을 하는 유한 압축파의 경우로 0.2 초까지는 가속도 2.5로 가속한 후 2.5 초 이후

에는 피스톤이 최종 속도 0.5로 일정하게 움직이는 경우이다. 이 경우 격자수는 일정하고 계산 영역이 피스톤에 의해 시간에 따라 줄어들어 격자점들의 변환 계수 및 면적이 시간에 따라 변하게 되는 변형 격자(Deforming Mesh) 문제가 된다. Fig.8 에는 시간에 따른 유한 압축과 생성과정을 그렸다. 초기의 완만한 구배를 지닌 압력파는 시간이 지나면서 강력한 충격파로 변하여 전파되고 있다.

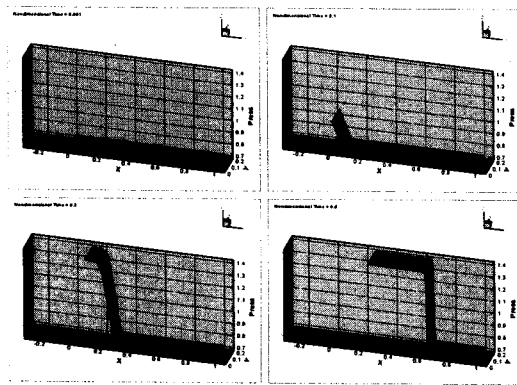


Fig.8 Generation of Compressive Finite Wave

Fig.9 에는 x-t 영역에서 본 계산 공간의 변화와 압축파의 생성 전파를 나타내었다. 미약한 압력파들이 합쳐지면서 충격파로 변해 전파되고 있다.

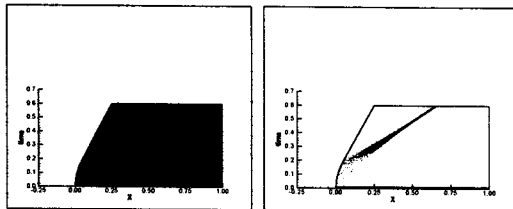


Fig.9 Space-Time Domain & Pressure Contour

### 팽창 모드

피스톤이 후방으로 가속 운동하다가 등속 운동을 하는 유심 팽창파의 경우로 속도와 가속도의 절대값은 압축파와 같다. Fig.10 에는 시간에 따른 유심 팽창파 생성과정을 시간에 따라 그렸다. 초기의 일정한 압력 상태에서 시간이 지나면서 팽창파의

전파에 의해 낮은 압력 상태로 변하고 있다.

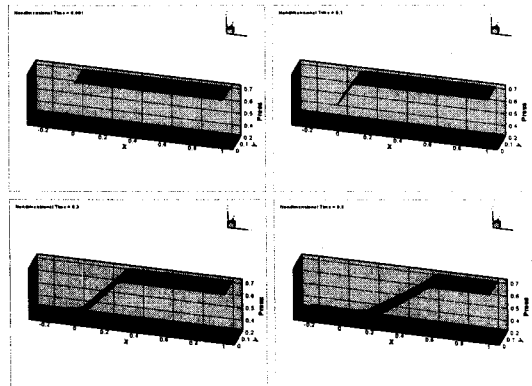


Fig.10 Generation of Centered Expansion Wave

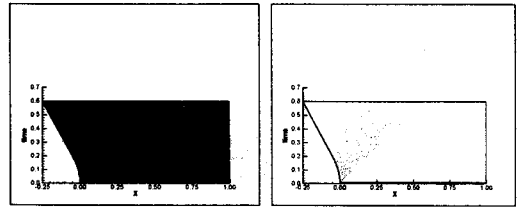


Fig.11 Space-Time Domain & Pressure Contours

아래 Table.1 에서 이론 해<sup>(13)</sup>와 본 계산을 비교해보면 압축, 팽창 경우 최대 오차가 각각 약 0.2%와 0.4%이내로 정확하게 계산되고 있다.

Table 1 Summary of Results

Compressive Finite Wave			
	$(\mu = 0.2, u_p = 0.5)$		
	Density $\cdot \rho_2$	u-velocity $\cdot U_2$	Pressure $\cdot P_2$
Analytic	1.6100	0.5000	1.3900
Computed	1.6073	0.5000	1.3925
Relative Error(%)	0.1677	0.0000	0.1798
Centered Expansion Wave			
	$(\mu = 0.2, u_p = -0.5)$		
	Density $\cdot \rho_2$	u-velocity $\cdot U_2$	Pressure $\cdot P_2$
Analytic	0.5900	-0.5000	0.3420
Computed	0.5877	-0.5000	0.3411
Relative Error(%)	0.3898	0.0000	0.2631

$$Relative\ Error(\%) = \frac{|Q_{analytic} - Q_{computed}|}{|Q_{analytic}|} \times 100$$

4.5 5% 층류 원형 돌출관

돌출관 시작 부분부터 끝까지만 점성 벽면으로 정의하고 그 외 벽면은 비점성 조건을 주었다. 입구 마하수 0.5, Re 수 8000, Pr 수는 0.72 이다. 돌출관을 만나면서 경계층이 형성되고 후방에서 소규모 박리가 발생하고 있다. (Fig.12,13)

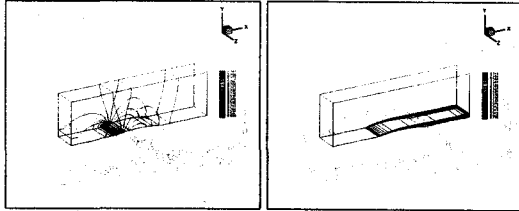


Fig.12 Pressure and entropy Contour

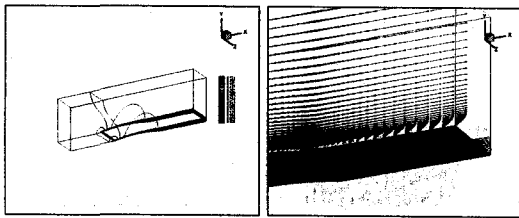


Fig.13 Temperature Contour & Velocity Vectors

Fig.14 에는 Chima<sup>(11)</sup>와 Davis<sup>(14)</sup>의 결과와 압력 분포 및 마찰 계수 분포를 비교 하였다.

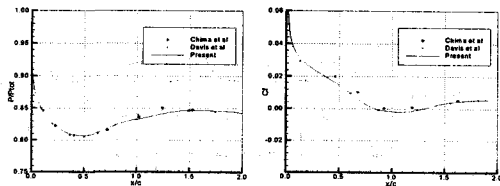


Fig.14 Comparison of Pressure and Skin Friction

#### 4.6 16° 압축 코너

16도 압축 코너의 초음속 난류 유동을 Baldwin-Lomax 모델을 적용하여 계산 하였다. 마하수 2.9, Re 수  $1.6 \times 10^6$ , 층류 Pr 수 0.72, 난류 Pr 수 0.9 등의 값들을 사용 하였고 초음속 유입, 유출 조건을 사용하였다. 입구 속도 분포는 난류 경계층의 식으로부터 주었다. 아래는 계산된 압력장이다.

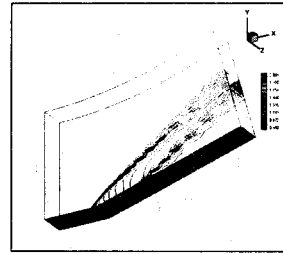


Fig.15 Pressure Contour

Fig.16 에는 실험값<sup>(15)</sup>과 본 계산을 비교 하였다. 압력 분포가 잘 일치 하는 반면 마찰 계수는 코너 뒷부분에서 상당한 차이를 보이는데 주 원인은 난류 모델 성능의 한계에 의한 것으로 알려져 있다.

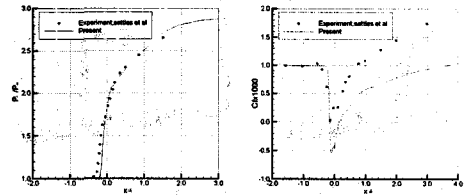


Fig.16 Comparison of pressure and skin friction

#### 4.7 Eckardt 임펠러

본 계산의 임펠러<sup>(1)</sup>는 후향 경사를 갖는 “A”형 으로 설계 질량 유량 4.54 kg/s, 회전수 14,000 rpm, 입구 전압 101,300 pa, 입구 온도 288.1 K 이다. 3 차원 형상을 아래에 소개 하였다.

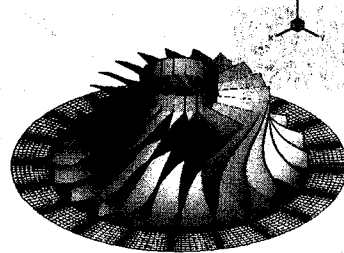


Fig.17 Geometry of Eckardt Impeller

물체 고정 좌표계를 도입하였으므로 회전부 벽면에서 상대속도는 영이고 고정부에서는 절대속도가 영이다. 입구에서는 온도, 전압 보존을 위한 조건

을 출구에서는 정압력을 고정시키고 다른 변수들을 외삽하는 단순 외삽법(SEOBC)과 Takashi<sup>(16)</sup>가 수정 제안한 수정 외삽법(MEOBC)을 사용하였다.

수정 외삽법<sup>(16)</sup>

출구에서 외삽시 만족해야 할 조건은 다음과 같다.

$$rv_r = constant, \quad rv_\theta = constant \quad (17)$$

계산의 안정화를 위한 역류 방지 조건은

$$v_r|_{boundary} = \max(v_r|_{boundary}, 0) \quad (18)$$

비점성 유동(29x15x15)

Fig.18 1<sup>st</sup>에는 압력 분포를 기존 실험<sup>(1)</sup> 및 계산 결과들<sup>(2)</sup>과 비교하였다. 매우 성긴 격자계임에도 불구하고 전반적으로 실험결과와 잘 일치하고 있으나 성긴 격자로 인해 쇼크점에서의 압력의 급격한 감소는 잘 잡지 못하고 있다. Fig.18 2<sup>nd</sup>,3<sup>rd</sup>에는 전압 분포와 효율 분포를 비교 하였다. 전압곡선의 경우 쇼크점에서 오차가 다소 큰것에 비해 점성과 관계된 전온도는 탈 설계점 모두에서 오차가 크며 결국 이러한 오차가 반영되어 단일 효율 곡선은 설계점외에서 오차가 크다. 따라서 성긴 격자를 사용한 비점성 계산은 전압 및 정압 분포등을 어느 정도 정량적,정성적으로 예측할 수 있으나 효율 예측에 있어서는 부적절하다고 판단된다.

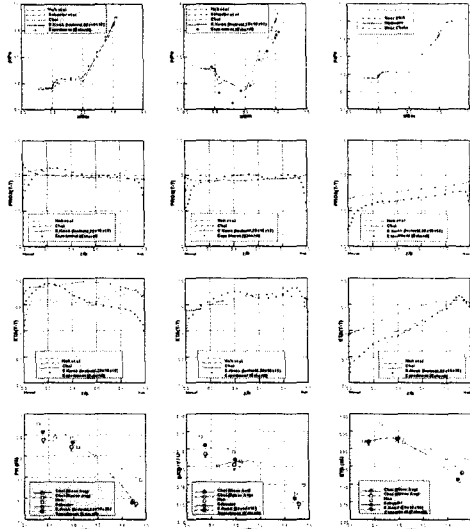


Fig.18 Performance Curves (29x15x15, Inviscid)

점성 계산(29x15x15)

임펠러에 적합하도록 Baldwin-Lomax 모델을 수정하여 난류 점성 계수를 구하였다. Fig.19에는 잔여 항 및 질량유량의 수렴 곡선을 그렸다. 스톨쪽으로 갈수록 수렴성이 양 좋은 경향을 볼 수 있다.

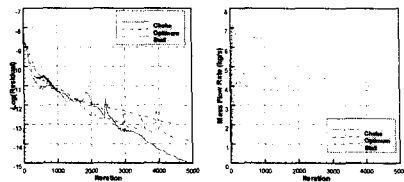


Fig.19 Residual and Mass Flow Rate History

Table.2 Matrix Table of Performance Curves

	Left	Center	Right
1 <sup>st</sup>	Optimum	Choke	Static Pressure Variation
2 <sup>nd</sup>	Stall	Optimum	Choke
3 <sup>rd</sup>	Stall	Optimum	Choke
4 <sup>th</sup>	Total Pressure Ratio	Total Temperature Rise	Adiabatic Efficiency
1 <sup>st</sup>	Distribution of static pressure over the shroud		
2 <sup>nd</sup>	Comparison of total pressure profiles		
3 <sup>rd</sup>	Comparison of adiabatic efficiency profiles		
4 <sup>th</sup>	Predicted and Measured Performance Parameters		

Fig.20 1<sup>st</sup>에는 압력 분포를 그렸는데 쇼크시 압력이 급격히 감소하는 부분을 제외하고는 전반적인 압력 분포는 실험값과 잘 일치하고 있다. 전압과 효율 분포(2<sup>nd</sup>,3<sup>rd</sup>)를 비교해 보면 실험과의 절대 오차는 크지만 전반적인 경향은 비점성의 경우보다 실험의 추이를 보다 잘 묘사하고 있다. 그러나 성능 곡선(4<sup>th</sup>)을 그려 보면 점성에 의한 유로내 손실의 증가 때문에 비점성 계산보다 효율을 10%가량 낮게 예측하고 있다. 따라서 성긴 격자로는 점성이 잘 고려되지 않아 정량적,정성적인 효율 예측에는 미흡하다는 것을 알 수 있다. 그러나 결과

들을 통해 미루어 볼 때 전압이 비점성 지배적인 특성을 갖는 반면 전온도는 점성이 지배적인 성질을 갖음을 유추할 수 있다. 따라서 전압 및 정압에 대한 예측은 성긴 격자를 사용해도 큰 무리가 없다고 생각된다. 참고로 효율이 각각 비점성과 점성이 지배적인 전압과 전온도에 의해 결정되므로 높은 효율을 가능하게 하려면 비점성이 지배적인 설계를 해야 하며 따라서 탈 설계점 영역에서는 설계점에서 보다 점성에 의한 영향이 상대적으로 크게 나타날 것을 유추해낼 수 있다.

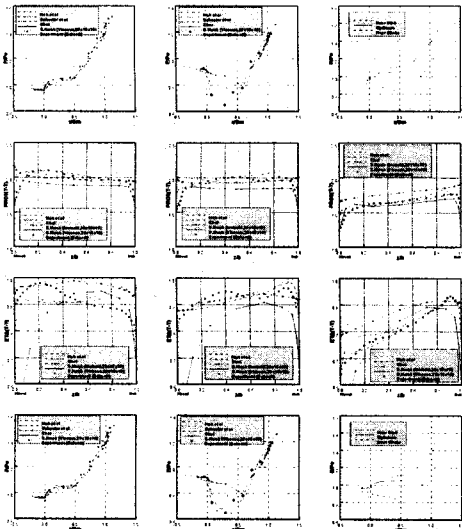


Fig.20 Performance Curves (29x15x15, Viscous)

### 81x37x37(Simple Extrapolation Outflow B.C)

SEOBC 출구 경계 조건을 주었고 충분한 수렴을 시킬 수 없어 대략적인 수렴시 계산을 종료하였다. Fig.21을 보면 역시 스톨의 경우 가장 수렴성이 나쁘고 초크때 수렴이 가장 빠른 것을 볼 수 있다. 따라서 질량 유량의 진동은 스톨점에서 가장 크고 초크점에서는 가장 빨리 진동이 사라지고 있다.

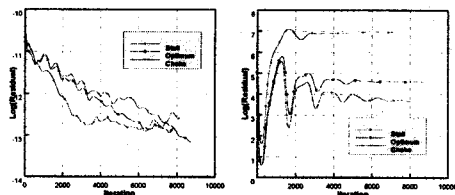


Fig.21 Residual and Mass Flow Rate History

Fig.22 2<sup>nd</sup>에는 72x26x26 과 81x37x37 의 두 격자에 대한 전압 분포 결과를 비교하였다. 성긴 격자의 경우 비해 현저한 해의 해상도 증가를 볼 수 있고 격자계가 증가함에 따라 실험치나 기존의 계산치에 접근하며 대체적으로 잘 일치하는 것을 알 수 있다. Fig.22 3<sup>rd</sup>에는 효율분포를 보였는데 역시 전온도 예측의 부정확성으로 인해 전압의 경우보다는 오차가 다소 크다. 그러나 역시 격자계 증가에 따른 해의 해상도 증가를 확인 할 수 있다. 참고로 스톨점에서의 효율 분포는 계산의 결과들이 모두 허브쪽으로 가면서 상승하는데 반해 실험에서는 반대의 분포를 보이고 있는데 이는 상당 부분 유동의 비정상성에 의한 실험 오차라 보여진다.<sup>(1)</sup> 또한 계산상으로도 수렴이 더딘 것을 미루어 비정상성이 강한 운전 영역이라는 것을 간접적으로 유추할 수 있다. Fig.22 4<sup>th</sup>에는 성능 곡선을 그려 놓았다. 성능 곡선의 예측력이 크게 상승되어 있음을 알 수 있다. 그러나 격자 크기에 따른 해의 변화와 충분히 수렴되지 않아 수렴의 정도에 따라 상당한 성능 값의 변화가 관찰되었기 때문에 신뢰성이 높은 성능 곡선으로 보기엔 무리가 있다. 따라서 밀한 격자계에 대한 성능 예측은 여건상의 제약으로 추후로 미루고 아래의 충분한 수렴을 위한 연구를 하였다.

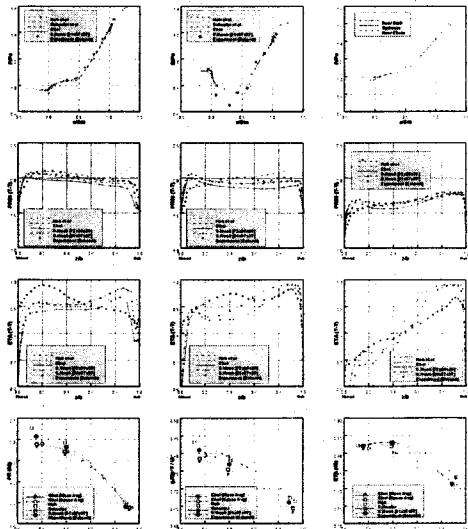
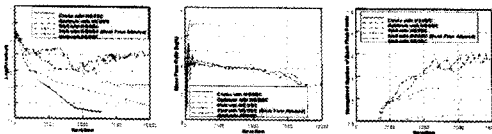


Fig.22 Performance Curves (81x37x37 SEOBC)



### 81x37x37(Modified Extrapolation Outflow B.C)

충분한 수렴이 안되는 이유를 찾기 위해 유출류 경계에서의 유동을 조사한 결과, 스톨에 가까워질 수록 더욱 많은 격자점에서 역류가 생기며 벽면 경계와 근접한 곳에서부터 역류가 생기기 시작해 내부로 전파 되어가는 것을 볼 수 있었다 (Fig.23,24). 물리적으로 생각해보면 스톨쪽으로 갈 수록 유동의 운동량이 감소하는데 상대적으로 코어영역보다 속도가 작은 경계층에서는 운동량이 더욱 작아져 강한 역압력구배를 이길 힘이 없어 역류가 생기게 된다. 따라서 초크 경우엔 상대적으로 유동의 운동량이 크므로 역류의 가능성이 줄어 수치적 역류에 의한 수렴 저하가 작다고 설명할 수 있다.(Fig.23,24) Takashi<sup>(16)</sup>역시 본 연구와 비슷한 경험을 하였는데 임펠러와 디퓨저간 비정상 상호 작용 계산을 하면서 수치적 불안정으로 인해 계산에 실패하는 것이 출구에서의 역류에 기인한다는 것을 알아내고 SEOBC 조건을 수정 적용하여 계산을 해냈다. MEOBC 를 사용한 수렴 과정을 Fig.23 에 실었다. SEOBC 를 적용한 경우(Fig.21,23)에 비해 전반적으로 훨씬 더 잘 수렴하며 MEOBC 를 사용해 역류점이 늘어나는 것을 억제하여 수렴에 도움을 주고 있음을 알 수 있다.



\*MEOBC=eq(17) & eq(18), MEOBC(Back Flow Allowed)=eq(17) only

Fig.23 Residual, Mass & Back Flow History

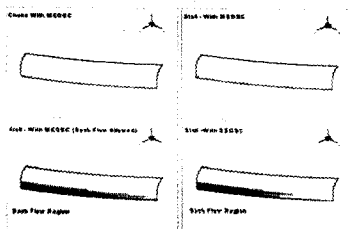


Fig.24 Back Flow Region at Outflow Boundary

Fig.25 에서 전압분포는 참고 결과와 잘 일치하고

있으나 효율 분포는 다소 차이가 있는데 적은 격자수에 따른 전온도 계산의 부정확성에 기인하는 것으로 판단된다. 스톨점의 효율 분포는 앞서의 결과에 비해 경향이 좀 더 악화된것으로 보이나 앞서의 계산이 수렴면에서 신뢰성이 떨어지므로 본 결과가 현 격자수에 대해서는 보다 신뢰성 있는 결과라 본다. 따라서 추후 격자수를 늘린 계산 수행이 요망된다. Fig.27 은 계산된 유동장이다.

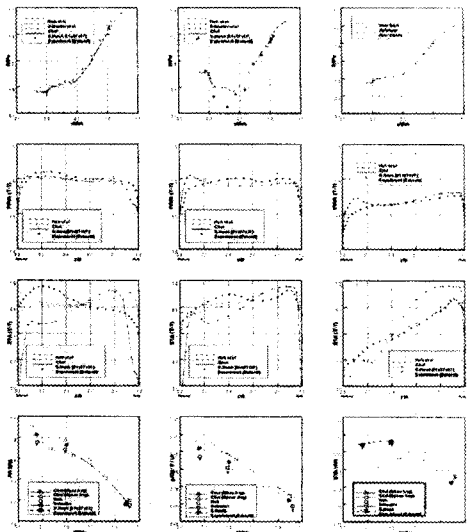


Fig.25 Performance Curves (81x37x37 MEOBC)

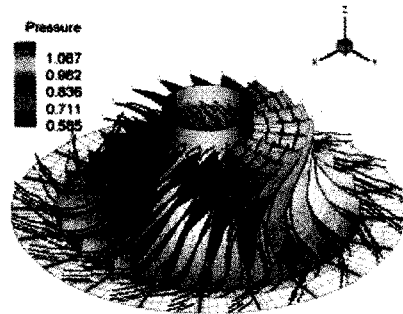


Fig.27 Flow Inside Impeller

### 5. 결론

압축성 Navier-Stokes 유동 해석 프로그램을 개발하여 Eckardt 임펠러 유동 해석에 적용하였고 예측된 성능등을 실험과 비교하여 전반적으로 잘 일치된 결과를 얻었다. 원심 임펠러 계산시 수렴이 잘 안

되는 주 이유가 출구 경계 조건에 의한 것임을 보였고 운전 조건에 따라 수렴성이 달라지는 원인을 설명하였다. 이러한 문제점들을 극복하기 위한 개선된 경계조건을 도입하여 수렴에 있어 생기는 문제점들을 해결할 수 있는 방법을 제시하였다. 개발된 프로그램은 다양한 문제에 응용할 수 있도록 충분히 일반화시켜 개발하였으므로 추후 이의 다양한 응용이 기대된다.

#### 후 기

좋은 조언과 자료를 제공해 주신 한국생산기술연구원 최영석 박사님과 아주대학교 최윤호 교수님, 고려대학교 문영준 교수님께 깊은 감사 드립니다.

#### 참고 문헌

- (1) Eckardt,D., "Flow Filed Analysis of Radial and Backswept Centrifugal Impellers PART1: Flow Measurements Using a Laser Velocimeter", The 25<sup>th</sup> Annual International Gas Turbine Conference, New Orleans, Louisiana, March 9-13, pp77-86, 1980
- (2) 최영석, "원심압축기 설계 및 성능예측을 위한 내부 유동 해석", 박사학위 논문, 서울대학교 대학원 기계공학과, 1996
- (3) Baldwin, B.S., Lomax, H., "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows", AIAA Paper 78-257, 1978
- (4) R.M.Beam, R.F.Warming, "An Implicit Finite Difference Algorithm for Hyperbolic Systems in Conservation-Law Form", J.Comp.Physics, Vol.22, pp87-110, Sept. 1976
- (5) T.H.Pulliam, D.S.Chaussee, "A Diagonal Form of an Implicit Approximate-Factorization Algorithm", J.Comp.Physics, Vol39, pp.347-363, 1981
- (6) VanLeer, B., "Flux Vector Splitting for Euler Equations", Lecture Notes in Physics, Vol.170, pp. 501-512, 1982
- (7) Roe, P.L., "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors and Difference Schemes", J.Comp. Physics, Vol.43, pp.357-372, 1981
- (8) Koren, B., "Upwind Schemes, Multigrid and Defect Correction for the Steady Navier-Stokes Equations", Proceedings of the 11th International Conference on Numerical Methods in Fluid Dynamics, edited by D.L.Dwoyer, M.Y.Hussani, and R.G.Voigt, SpringerVerlag, Berlin, 1989
- (9) 광승철, 류호선, "Resonance Tube 내의 압력 맥동 해석", 한국소음진동공학회, 춘계학술대회논문집, pp.608~614, 1997
- (10) Kwak, S.C., Rew, H.S., Lee, D.J., "Characteristic Boundary Conditions and its Application to Resonance Tube", 5th International Congress on Sound and Vibration, University of Adelaide, Dec.15-18, 1997
- (11) Chima, R.V., Johnson, G.M., "Efficient Solution of the Euler and Navier-Stokes Equations with a Vectorized Multiple-Grid Algorithm", AIAA J., Vol.23, Jun, pp.23-32, 1985
- (12) Cook, P.J., McDonald, M.A., Firmin, M.C.P., "Aerofoil RAE2822-Pressure Distributions and Boundary Layer and Wake Measurements", AGARD-AR-138, 1979
- (13) Liepmann, H.W., Roshko, A., *Elements of Gas Dynamics*, 1<sup>st</sup> edition, John Wiley & Sons., Inc., 1957
- (14) Davis, R.L., Ni, R.H., Carter, J.E., "Cascade Viscous Flow Analysis Using the Navier-Stokes Equations", AIAA Paper 86-0033, 1986
- (15) Settles, G.S., Fitzpatrick, T.J., Bogdonoff, S.M., "Detailed Study of Attached and Separated Compression Corner Flow Fields in High Reynolds Number Supersonic Flow", AIAA J., Vol.17, No.6, pp. 579~585, 1979
- (16) Takashi, Y., Hideo, F., Toshio, N., "An Investigation of Impeller and Diffuser Interaction in a Transonic Centrifugal Compressor", Unsteady Aerodynamics and Aeroelasticity of Turbomachines, Edited by Y.Tanida and M.Namba, Elsevier Science B.V., 1995