

CFX의 Pressure-Based Coupled과 다양한 난류모델을 이용한 유체기계의 유동해석

이용갑*, 육진환*, 강만호*

1. 서 론

현재 Reynolds Averaged Navier Stokes (RANS) 방정식에 기초한 전산유체역학은 산업 전반에서 널리 사용되고 있다. 특히, CFX-TASCflow는 유체기계해석에 최적화된 상용코드이며, CFX-4는 다상유동해석, 연소 및 화학반응 등 다양한 해석 모델을 보유하고 있는 범용 상용코드이다. CFX-5는 CFX-TASCflow의 solver 기술과 CFX-4의 다양한 물리모델을 결합하여 새롭게 개발된 fully implicit pressure-based AMG coupled solver로 양 코드의 장점을 합하여 유동해석의 어려운 분야인 다상유동해석과 유체기계의 적용에 탁월한 성능을 보이고 있다.

유체기계는 펌프, 팬 등 비압축성 유동에서부터 압축기, 터빈 등 압축성유동의 범위까지 다양한 마하영역에 걸쳐 작동하며 이런 유체기계를 해석하기 위한 CFD 코드는 모든 마하수에 대해 해석이 가능하여야 한다. 그 외에 펌프나 프로펠러에서의 캐비테이션 발생과 같이 상변화가 일어나는 다상유동문제나 스팀터빈, 냉매 압축기와 같이 일반적인 공기가 아닌 다른 작동 유체에 해석 등 다양한 물리적인 모델도 제공하여야 한다.

일반적으로 범용의 상용 코드들은 SIMPLE 또는 SIMPLEC, Rhie and Chow 방법과 같은 압력에 기초한 (pressure-based) 공식으로부터 만들어져 있다^{(1),(4)}. 이들 압력에 기초한 코드들은 일반적으로 다양한 물리적 모델들과 경계조건들을 제공하고, 다른 CAE 도구와 연동을 포함하는 보다 복잡한 "multi-physics" 문제들에 적용될 수 있다.

압축성 유동의 해석에 많이 사용되고 있는 코드들은 일반적으로 오일러 방정식의 해법을 발전시킨 방법

으로부터 개발되어져 온 밀도에 기초한 (density-based) 공식에서 만들어지며 충격파의 해석 등에 최적화되어 있다⁽⁵⁾⁻⁽⁷⁾.

범용 상용 코드의 중요조건 중 하나는 비압축성으로부터 초음속, 심지어 극초음속에 이르기까지 전체 마하수를 해석할 수 있어야 한다는 데 있다. 또한, 다상 유동 (Euler-Euler model)과 화학반응을 포함한 유동과 같이 유체의 물성치, 특히 밀도에 있어서 많은 변화를 보이는 유동을 해석할 수 있어야만 한다는 것이다. 밀도에 기초한 방법들이 압축성 단상 유동의 해석에 적합한 반면에, 유동장의 넓은 영역이 낮은 속도에 있을 때, 또는 아주 다른 성질의 유체들이 포함될 때는 코드의 성능이 급격히 떨어진다. 예조건화 (preconditioning) 기법들이 밀도에 기초한 방법들을 비압축성 유동영역에까지 확장할 수 있지만, 범용 유동 해석방법으로는 거의 영향력이 없다. 반면에 압력에 기초한 방법은 비압축성 유동의 해석에서 높은 수치해석 효율을 갖고 있으나, 압축성 유동으로의 확장은 특별한 고려가 필요하다.

또한, 유체기계의 정확한 해석을 위해서는 점성저층 (viscous sublayer) 영역을 안정적으로 처리할 수 있는 최적화된 난류 모델들이 필요하다. 현재 상용코드에서 오랫동안 사용되어온 $k-\epsilon$ 모델과 벽함수의 조합은 유체기계요소 요구되는 높은 정밀도의 요구들을 만족시킬 수 없다. 보다 정확한 해석을 위해 점성저층을 해석하기 위해서는 벽면 근처에 종횡비 (aspect ratio)가 매우 큰 격자를 생성하여야 하며, 범용 상용코드는 이처럼 종횡비가 큰 격자를 안정적으로 처리할 수 있는 수치기법을 제공하여야 한다.

앞에서 언급한 여러 요구조건을 만족하는 CFX-5의 수치기법의 핵심은 질량과 운동량 방정식의 연동화 (coupled formulation)이다. CFX-5는 pressure-based finite volume method를 fully implicit 이산화

* (주)씨에프엑스 코리아.
E-mail : cfxxkorea@cfxxkorea.com

하여 얻어지는 방정식을 algebraic multigrid coupled solver를 이용하여 해석한다. SIMPLE 등 고전적인 segregated 접근방법에 비해 implicit coupling 접근 방법은 수렴을 가속시키며, 압축성 유동에 있어서 수렴성의 난점을 피하고, high-aspect ratio 격자를 다룰 수 있기 때문에 필수적이다.

유체기계에서의 난류모형의 적용에 대해 흔히, 아주 간단한 난류 모델도 충분한 정확도를 제공한다는 의견과 해석의 정확도를 높이기 위해서는 가장 발달된 난류모델과 천이 모델을 사용해야 한다는 의견이 있다. 이러한 견해의 차이는 엔지니어가 모델링하는 유체기계가 서로 다르고 요구하는 정밀도에서 차이가 있기 때문이다.

많은 경우, 특히 유체기계의 설계점 영역에서는 점성과 난류효과는 단지 전체 loss에 추가적인 기여를 하며, 이러한 유동에서는 난류모델이나 천이모델의 정밀도가 상대적으로 중요하지 않다. 그러나, 1-방정식 모델이나 2-방정식 모델은 계산시간을 크게 증가시키지 않으므로 해석의 일반성을 위해서 사용하는 것이 바람직하다.

반면, 탈-설계점 영역의 축류터빈이나 압축기를 해석하는 경우, 유체기계의 특성은 2차 유동 등에 큰 영향을 받으며, axial compressor 블레이드의 stall 특성은 tip vortex의 위치, leakage flow 그리고, upstream blade의 열로부터 발생하는 wake에 의해 유도된 경계층 천이를 통한 upstream blades와의 상호 작용에 강하게 영향을 받을 수 있다. 이들 유동에 대한 정확한 예측을 위해서는 완전한 물리적 모델과 고차의 수치해석을 필요로 한다.

난류 모델들이 필수적인 역할을 하는 또 다른 영역은 열전달 예측이다. 벽 근처 해석이 열전달 예측에 있어서 중요한 부분이며, 수치적으로 문제가 있는 복잡한 벽 근처 damping term (low-Re model)을 요구하는 표준 k-ε 모델의 성능이 떨어지는 영역 중의 하나이다. 터빈 블레이드에서 천이 위치는 벽 열전달에서 아주 중요한 영향을 미칠 수 있다. active cooling을 갖는 블레이드에서 (hole을 통과하는 film cooling) 천이는 cooling jet에 의해 시작되고, cooling hole 주위의 복잡한 3차원 난류 유동장을 야기한다. Trailing-edge film-cooling의 발생하는 복잡한 난류 유동에 대해 RANS 모델은 속도와 온도 다른 유동사이의 강한 혼합을 예측할 수 없고, 냉각 효율을 예측하는데 크게 낙관적인 결과를 준다. 이러한 경우는

DES (Detached Eddy Simulation) 방법이 필수적인 것으로 증명되었다.

2. 수치해석기법

2.1 지배방정식

일반적인 유동에서 다루는 운동 방정식은 질량, 운동량, 에너지 방정식이다.

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j) &= 0 \\ \frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j u_i) &= -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_i} + S_{u_i} \\ \frac{\partial}{\partial t}(\rho H - P) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j H) &= \\ &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left(k \frac{\partial T}{\partial x_j} \right) - \frac{\partial}{\partial x_j} (u_j \tau_{ij}) + S_T \end{aligned} \quad (1)$$

여기서, ρ 는 밀도, u_i 는 속도, P 는 압력, μ 는 점성계수, H 는 전엔탈피 ($H=h+u_i u_i/2$), h 는 정적엔탈피, T 는 온도, τ_{ij} 는 응력 텐서이다. 상태방정식 $\rho=\rho(P,T)$, 점성 계수 μ 와 변형율의 함수로써 τ_{ij} 의 응력-변형율 관계, 그리고, $h=h(P,T)$ 가 이들 방정식에 추가된다. 난류 유동은 와점성 (eddy-viscosity)이 추가되고, 방정식은 레이놀즈 평균 물리량에 대해 풀다. 방정식의 일반적인 형태는 동일하다.

2.2 이산화방법

CFX-5는 implicit pressure-based 방법을 사용하며, 여기서 사용되는 주요 독립 변수들은 (P, u_i, H)이다. 일반적으로 범용 상용코드는 위의 변수에 대해 해석을 수행하며, 이는 현장에서 일반적으로 부딪히는 비압축성 유동의 해석이 용이하기 때문이다. 밀도가 강하게 변하는 유동에 대해 적절한 압력과 속도의 연동을 보장해 주기 위해선 수식화는 뒤에 기술된다.

Fig. 1에서 실선으로 나타난 것은 일반적으로 알려져 있는 격자 즉, cell이다. 실선으로 나타난 cell 즉, element를 다시 나누어 점선으로 표시된 sub-element를 구성하며, 제어체적은 Fig. 1에서 음영으로 나타낸 부분과 같이 node를 둘러싼 sub-element 들로 구성되며 hex, tet, wedge, pyramid 등 모든

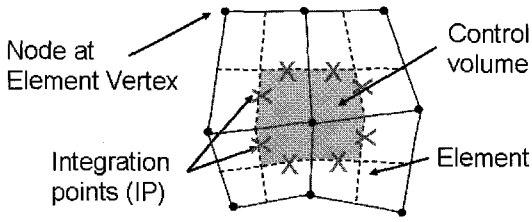


Fig. 1 Mesh arrangement and terminology for dual mesh

element 형태에서 대해 동일하게 적용된다. 모든 변수 값과 유체의 물성치는 이 node에 저장된다.

수치해석의 정확도는 node 값으로 표현되는 적분점 (IP)들에서의 표면 적분 (fluxes)값들의 정확도에 의해 결정된다. 계산을 통해 얻어진 해는 격자 노드에 저장되지만 방정식의 대류항, 확산항, 압력구배항 등의 다양한 항들은 적분점 (IP)에서의 해나 해의 구배값 (solution gradient)을 필요로 하며 따라서 element 내부에서의 해의 변화를 계산하기 위해 finite element shape function이 사용된다. 그렇기 때문에 CFX-5를 FEM-based FVM혹은 Element based FVM 방식이라고 한다. Fig. 1에서와 같이 제어체적면의 적분점의 개수가 2D의 경우 일반적인 FVM의 4개에 비해 8개로 2배가 많은 것을 알 수 있다. 3D의 경우 육면체 격자의 경우 6개에 비해 24개로, 사면체격자의 경우 4개에 비해 CFX-5는 평균 60개로 적분점이 많아지므로 비교적 성긴 격자에서도 해석결과가 정확하다.

식 (1)의 방정식들을 제어체적에 걸쳐 적분함으로써 질량, 운동량 그리고 에너지 방정식에 대한 이산화 적분식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} & \rho V \left(\frac{\rho - \rho^o}{\Delta t} \right) + \sum_{ip} (\rho u_i \Delta n_i)_{ip} = 0 \\ & \rho V \left(\frac{U_i - U_i^o}{\Delta t} \right) + \sum_{ip} m_{ip} (u_i)_{ip} \\ & = \sum_{ip} (P \Delta n_i)_{ip} + \sum_{ip} \left(\mu_{eff} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \Delta n_j \right)_{ip} \\ & + \overline{S_u} V \\ & \rho V \left(\frac{(H - P/\rho) - (H^o - P^o/\rho)}{\Delta t} \right) + \sum_{ip} m_{ip} H_{ip} \\ & = \sum_{ip} \left(k_{eff} \frac{\partial T}{\partial x_j} \Delta n_j \right)_{ip} + \overline{S_\phi} V \end{aligned} \quad (2)$$

여기서 $(\Delta n_i)_{ip}$ 은 적분점 (ip)위치에서 국부 표면 벡터이다. 그리고 제한체적의 (ip) 표면을 통과하는 m_{ip}

는 질량 유동이다⁽¹²⁾.

모든 방정식들은 시간간격의 제한을 피하기 위해서 implicit하게 다루어지며, transient항에는 1차와 2차 backward Euler 공식이 사용된다.

확산항 (diffusion term)은 element shape function의 미분항으로 각 (ip) 위치에서 구배 계수를 계산함으로써 평가된다.

대류항 (advection term)은 Upwind, Quick 등 몇 가지 기법에 의해 평가될 수 있으나, 기본 설정된 기법인 High Resolution 기법을 사용한다. high resolution 기법은 대류항에 대해 2차 정확도의 upwind biased approach에 기초한 기법이며 Barth and Jespersen⁽⁵⁾에서 기술한 접근방법과 유사하다.

$$\phi_{ip} = \phi_P + \beta (\nabla \phi)_{ip} \cdot \Delta \vec{r}_{ip} \quad (3)$$

2차의 수치적 정확도를 위해 대류값, ϕ_{ip} 는 식 (3)과 같이 upwind 노드 값 ϕ_P 더하기 (ip) 위치에서 upstream node로부터 떨어진 거리에 기초한 1차 미분 수정항에 Δr 을 곱해서 구해진다. β 를 0에서 1로 변화하여 upwind에서 2nd order까지 변화할 수 있으며, 구속원칙 (boundedness problem)에 위배되지 않는 한 1에 가깝게 즉, 2차의 정확도를 보장하는 방법이 high resolution이다. 그러므로 high resolution은 accuracy와 boundedness를 동시에 만족한다.

식 (4)와 같이 divergence형태에서 모든 항들에 대해서, 질량 divergence 항은 표면 적분으로 변환된다.

$$m_{ip} = \rho_{ip} u_{i,ip} \Delta n_{i,ip} \quad (4)$$

밀도는 식 (5)와 같이 다른 대류량들 처럼 계산되며, 표준 high-resolution 기법이 적용된다:

$$\rho_{ip} = \rho_P + \beta (\nabla \rho)_{ip} \cdot \Delta \vec{r}_{ip} \quad (5)$$

이 upwind biased 평가는 운동량과 에너지 방정식의 다른 대류량과 마찬가지로 유동이 상당히 압축성이어도 안정적이고 2차의 정확도를 가진다.

implicit method에서 중요한 것은 ρu 의 선형화이다. 먼저 ρu 는 Newton-Raphson 선형화에 의해 확장된다.

$$(\rho u) \approx \rho^n u^n + \rho^o u^n - \rho^o u^o \quad (6)$$

여기서, 위첨자 n는 새로운 값 (implicit)를 의미하고 o는 예전 (지연된 값) 시간 레벨이다. 이러한 선형화하는 전 영역에 걸친 마하 수의 신뢰성 있는 수렴을 보장한다⁽⁸⁾.

마지막으로, 식 (7)와 같이 밀도에 대한 상태 방정식은 압력의 함수로 구성된 ρ^n 의 implicit 표현을 얻기 위해서 차분되며 앞서 제공된 상태방정식에서 미분항 $\partial \rho / \partial p$ 를 계산한다.

$$\rho^n = \rho^o + \frac{\partial \rho}{\partial p} (p^n - p^o) \quad (7)$$

2.3 Linear solver

정상상태에 대해서는 하나의 시간간격, 비정상상태에 대해서는 몇 개의 시간간격에 대해 선형화된 제어체적 방정식의 해를 반복적으로 구함으로써 해석이 진행된다.

산업현장에서 필요한 조건 중의 하나는 셀수 n의 증가에 따라 solver의 계산시간이 선형적으로 증가해야만 하는 것이다. Coupled algebraic multigrid (AMG)^{(9),(10)}가 이러한 scaling을 보장하기 위해 사용되었으며, incomplete lower-upper (ILU) smoother를 사용한다. AMG는 성긴 격자를 따로 만들 필요가 없으며, 개별적인 제한 체적 방정식들을 큰 제한 체적을 형성하기 위해 더하여 성긴 대수방정식을 구성한다. 처음 방정식들이 제어체적의 질량 보존을 만족하기 때문에 각 성긴 격자의 방정식 블록 역시 보존적이다.

Fig. 2는 이러한 fine 격자로부터 coarse 격자로 가는 AMG solver의 2차원 유동 시퀀스를 보여주고

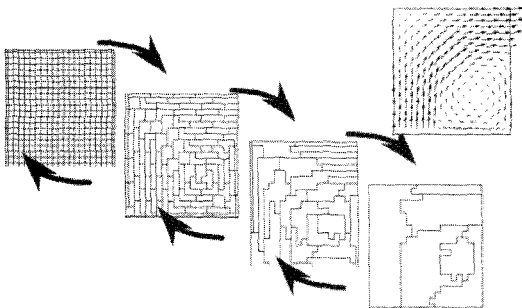


Fig. 2 Sequence of coarse virtual grids for 2D circulating flow

있다. 유동에 의해 multigrid의 blocking이 결정되는 것을 볼 수 있다.

3. 난류 모델링

3.1 Turbulence scale equation

CFX-5에서 제공하는 난류모델의 장점은 사용자가 y+에 대한 고민을 덜 수 있게 해 준다는 점이다. 유동해석을 할 때 가장 큰 예러의 원인 중에 하나가 난류모델의 부적절한 사용에 있다고 할 수 있으며, 특히 벽근처의 격자생성에 있어 모든 영역에 y+를 맞추는 것은 3차원 유동해석에서는 상당히 힘든 일이다. 일반적으로 많이 사용하는 standard wall function을 사용하는 k-ε 모델의 경우 Fig. 3의 왼쪽과 같이 y+가 로그영역에 있을 경우에만 정확도를 보장할 수 있으며 층류저층영역으로 들어올 정도로 y+가 작아지면 예러가 커지게 된다. 그러나, 경계층을 제대로 해석하기 위해서는 벽 근처에 격자를 조밀하게 생성하여야 하며 이 경우 y+가 상당히 작아서 standard wall function은 문제가 발생한다. CFX-5의 scalabel wall function은 이런 문제를 해결하기 위해 층류저층에 해당하는 격자가 하나 더 있다고 가정하여 y+가 층류저층과 로그영역의 경계인 11.06 이하가 되지 않도록 y+의 최소값을 제한하는 것이다. Fig. 3의 오른쪽 그림과 같이 scalable wall function을 사용할 경우 예러를 거의 줄일 수 있음을 알 수 있다.

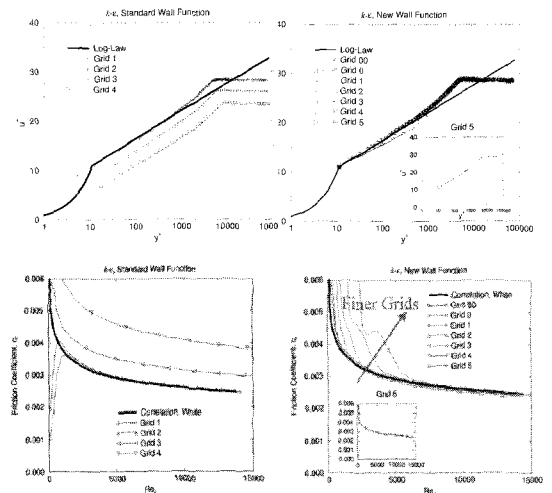


Fig. 3 Comparison of standard and scalable wall functions

유체기계의 유동 중 상당수는 Re 수가 작아 층류저층영역의 해석을 필요로 한다. 저 레이놀즈 수 $k-\epsilon$ 모델은 복잡한 damping term 때문에 수렴성에 문제가 많으므로, CFX-5는 저레이놀즈 유동을 해석할 경우 벽 근처에서의 해석이 용이한 ω -방정식을 권장하고 있다. Wilcox 모델의 벽 근처 공식에서는 추가적인 viscous sublayer damping 함수가 필요하지 않다. 유체기계의 해석에서 중요한 거친 벽면 효과와 표면 질량 분사 (surface mass injection)를 반영할 수 있다. 일반적으로 Wilcox모델의 단점으로 free stream에 민감한 결과를 보이는데⁽¹¹⁾, CFX-5에서는 이런 $k-\epsilon$ 모델과 $k-\omega$ 모델의 단점을 보완하여 장점을 살려 벽 근처에서는 $k-\omega$ 모델을 사용하고 바깥쪽은 $k-\epsilon$ 모델을 사용하는 BSL (Baseline Model)과 SST (Shear Stress Transport) 모델을 지원하고 있다⁽¹²⁾. ω -방정식에서의 또 다른 장점은 이것이 쉽게 “자동 벽 처리법 (automatic wall treatment)”⁽¹³⁾으로 확장될 수 있다는 것이다. 이 벽 경계 조건의 목표는 가능한 grid의 $y+$ 에 무관하게 해의 정확성을 확보하기 위한 것이다. 표준 viscous sublayer 모델들이 벽 전단 응력과 벽 열전달을 정확히 해석하기 위해 $y+ \sim 1$ 의 격자를 요구하는데 반하여 자동 벽 처리법은 아주 성긴 벽 grid ($y+$)도 지원할 수 있다. 유체기계내의 유동은 복잡한 3차원 유동으로 모든 벽의 $y+$ 를 동일한 수준으로 격자를 생성하는 것은 불가능하므로 위의 기능은 특히 중요하다.

Fig. 4은 다양한 벽 근처 grid 크기에 대한 로그 스케일의 속도 프로파일을 보여준다. 자동 벽 공식은 점진적으로 층류저층의 공식으로부터 벽 함수로 전환된다. 벽 전단응력과 벽 열전달은 $y+$ 가 1에서 100까지 변하는 동안 몇 % 범위에서 변하므로 자동 벽 처리법은 $y+$ 에 민감하지 않은 해를 제공할 수 있다. 그러나, 격자가 너무 성기면 경계층을 제대로 해석 할 수

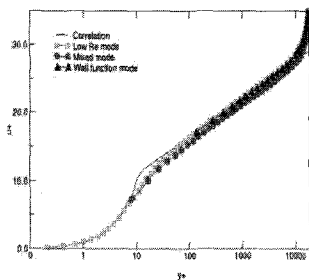


Fig. 4 Automatic wall treatment for velocity profile

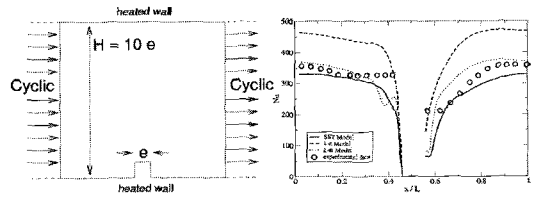


Fig. 5 Nusselt number distribution for cooling rib (validation)

없으므로 경계층을 해석하기 위해서는 최소한 10개 이상의 격자를 위치시키는 것이 필요하다.

Fig. 5는 서로 다른 난류 모델의 터빈 냉각 채널의 냉각 rib에서의 열전달 예측결과를 보여주고 있다. SST 모델과 자동 벽 처리 기법을 갖는 $k-\omega$ 모델 모두 실험 데이터와 잘 일치하지만, 벽 함수를 사용하는 $k-\epsilon$ 모델은 Nu값을 30% 이상으로 과다 예측하고 있다.

3.2 답힘 모델 (closer model)

현재 주로 사용되고 있는 eddy-viscosity 모델은 해를 구하는데 요구되는 수치적 수고가 적당하다는데 장점이 있다. two-equation의 경우에서 CPU 시간의 증가는 층류 해와 비교 시 10% 정도이다. 게다가, 외점성 모델들은 수치적으로 robust하고 이것은 CFD 프로젝트 엔지니어에게 가장 중요한 난류 모델 특성중의 하나이다.

그러나, two-equation 모델들은 난류 전단 응력의 수송이 고려되지 않을 때, 역압력 구배 하에서 정확한 결과를 제공하지 못하는 것으로 알려져 있다⁽¹⁴⁾. 전단 응력의 수송을 고려하지 않을 경우 외점성을 과도하게 예측하므로 이의 가장 간단한 해결방법은 외점성 공식에 제한자 (limiter)를 사용하여 해결할 수 있다⁽¹²⁾. Fig. 6은 Driver⁽¹⁵⁾에 의한 축대칭 디퓨저 실험 (검증 연구)에 대해 서로 다른 난류모델의 결과를 보여주고 있다. 선택된 세 가지 모델은 박리를 예상하는 데 있어서 아주 다른 결과를 보여주는데, SST 모델은 이런 유동을 위해 보정되어졌으므로 디퓨저에 의해 부가된 압력 구배에 따른 올바른 속도장을 예측할 수 있다.

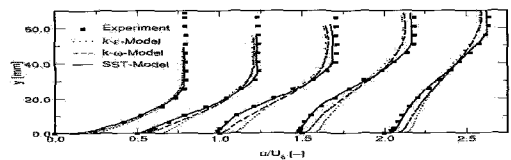


Fig. 6 Velocity profiles for axisymmetric diffuser

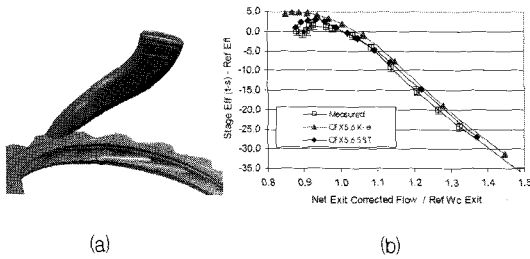


Fig. 7 Axial compressor simulation : (a) geometry of fish-tail diffuser and (b) stage efficiency vs. exit corrected flow

Fig. 7은 SST 모델과 $k-\epsilon$ 모델을 사용하여 원심 압축기단의 결과를 보여주고 있다. 원심압축기는 tandem-blade 임펠러와 fishtail 파이프 디퓨저가 조합된 형태이다. Fig. 7의 왼쪽에 유동박리가 주로 일어나는 디퓨저 형상을 보여주고 있으며, 오른쪽은 출구유량에 따른 압축기단의 효율을 보여주고 있다. $k-\epsilon$ 모델 비해 SST 모델의 예측결과가 저유량점에서 상당히 향상된 것을 볼 수 있으며, 이것은 SST 모델의 박리예측이 뛰어나기 때문이다. 역 압력 구배 시뮬레이션에 대해서, SST limiter 이상의 모델을 사용하는데 따른 장점은 거의 없다. 이와 같이 상대적으로 단순한 일반적인 실험에 의한 난류 모델의 보정이 복잡한 터보 유체 기계의 성능예측을 향상시키는데 중요하다는 것을 보여주고 있다. 이것은 또한 난류 모델링이 터보 유체 기계의 CFD 코드들의 예측 능력에 중대한 영향을 미칠 수 있다는 것을 보여주며 이 결과들은 Pratt & Whitney Canada에 의한 것이다⁽¹⁶⁾.

그러나 모든 유동이 외점성 모델에 의해 성공적으로 계산될 수 없다는 것은 잘 알려져 있으며, Reynolds Stress Model (RSM)과 Explicit Algebraic Reynolds Stress Model (EARSM)은 표준 외점성 모델에 의해 모사 될 수 없는 추가적인 물리 효과들을 고려한다. 즉, coner에서의 이차 유동, streamline curvature, 시스템 회전 효과와 정체 점 취급의 향상 등이다. 그러므로 유체기계해석을 위한 코드는 외 점성 모델 뿐 만 아니라 안정된 Reynolds Stress Model 모두를 제공하는 것이 요구된다.

프랑스 터빈과 펌프 터빈에서는 부분 부하에서의 draft tube vortex로 야기되는 압력 진동이나 축 진동에 기인한 손실이 발생할 수 있다. Fig. 8은 RSM 모델을 사용해서 부분 부하 조건에서 예측된 프랑스 터빈의 draft tube에서의 vortex rope를 보여주고 있다. 동일한 시뮬레이션이 eddy-viscosity 모델에서

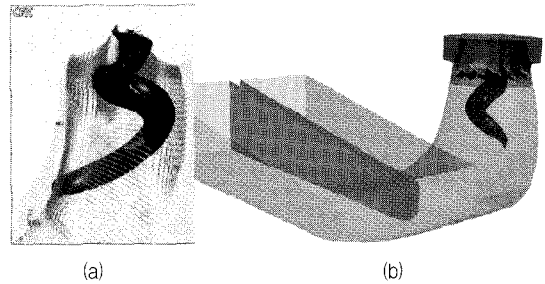


Fig. 8 Vortex rope in the draft tube of a Francis turbine : (a) details of vortical flow in isolated draft tube and (b) simulation of complete geometry using RSM closure.

수행되었고, 정상상태 해와 draft tube에서의 강한 압력 파동을 예측하지 못한 결과이다. Fig. 8은 VA TECH Hydro와 Sulzer Innotec에 의해 제공되었다⁽¹⁷⁾.

CFX-5는 LRR, SSG RSM 모델 등과 같이 ϵ -방정식을 푸는 RSM 모델 외에 ω -방정식과 자동 벽 처리기법을 사용하는 RSM 모델을 지원하며 이것을 권장한다. 벽 함수와 함께 사용되는 RSM은 터보유체기계에서 낮은 레이놀즈수 유동을 해석하는데 적절하지 않다는데 주의해야 한다.

3.3 Scale resolving formulation

터보 유체 기계 유동이 아마도 첫 번째 Large Eddy 시뮬레이션의 실제적 응용사례라고 자주 거론되어지고 있다. 그 이유는 주로 대부분의 블레이드 유동이 상대적으로 낮은 레이놀즈수에 있기 때문이다. LES의 부가적인 이점의 하나는 LES에 의해서 천이가 잡힐 수 있는 것이다. 그러나 EU 프로젝트 LESFOIL의 결과 중간정도의 레이놀즈수의 유동에서조차 LES로 계산을 하기가 어렵고 많은 비용이 소요된다는 점이 밝혀졌다. 그러므로 공학적 설계에서 LES의 적용은 실제적이지 않다.

Spalart⁽¹⁸⁾에 의하면 LES의 주요 계산 비용이 벽 경계층을 해석하기 위해 요구되는 높은 해상도로부터 발생한다. 그러나, free shear flow에 같은 경우에는 LES 시뮬레이션을 RANS 방정식에 사용하는 것과 유사한 resolution의 격자에서 수행될 수 있다. 이런 결과에 근거하여 Spalart는 Detached Eddy Simulation (DES) 개념을 제안하였다. DES는 attached 된 영역이나 박리가 약한 영역에는 RANS를 적용하고 박리가 심한 후류 등의 영역에는 LES를 적용하는 hybrid 방

식이다. 그러나 Menter⁽¹⁹⁾에 의해 지적된 것처럼 DES는 자체적으로 문제를 가지고 있으며 터보 유체 기계와 같은 복잡한 형상에 적용하기가 매우 어렵다. 일반적인 DES의 문제점은 attached 경계조건에서 DES 모드의 활성화에 의해 실제와 다른 artificial (또는 grid-induced) separation을 발생시킬 수 있다는 것이다. 이것은 격자를 조밀하게 할 경우 언제나 발생할 수 있기 때문에, 표준 형태의 DES는 산업 현장에서의 복잡한 유동에 적합하지 않다. Menter⁽¹⁹⁾는 SST 모델에 기초한 zonal formulation을 제안했으며 grid-induced separation의 위험을 상당히 감소시키나 완전히 피할 수는 없다.

Fig. 9은 DES가 물리적 경향을 예측하는데 필수적인 사례를 나타내고 있으며, 터빈 블레이드 film cooling의 형상과 격자를 보여주고 있다 (AITEB test case). steady RANS와 unsteady RANS (URANS) 모두 불충분한 믹싱을 예측하여, film cooling 효율을 과다 예측하고 있다. Fig. 9의 오른쪽 그래프에 SST-DES 모델을 사용한 결과 reference 온도차에 의해 해석결과와 실험결과 사이에 shift가 있지만, mixing이 증가로 인해 냉각효과가 감소하는 경향이 잘 예측되고 있다. Fig. 9의 결과는 MTU Aero Engines Munchen사의 결과이다.

3.4 천이모델 (transition modeling)

천이의 시작 위치와 범위는 유체 기계 설계에서 중요한 요소의 하나이다. 벽 전단 응력 또는 벽 열전달

등과 터보 유체 기계의 성능 평가를 위한 주요 기준인 blockage, 손실은 천이에 의해 강하게 영향을 받는다. Bypassing transition, separation-induced transition, wake-induced transition 그리고 shock-induced transition 등 근본적으로 다른 여러 가지 천이 구조 (transition mechanism)가 터보 유체 기계 유동에서 발견된다.

현재 CFX-5에서 지원하는 천이모델은 일반적인 목적의 최신 CFD 방법들과 완전히 호환되므로, 넓은 범위의 공학 문제에 천이 모델의 사용을 가능하게 하고 있다. 천이모델의 보정이 주로 bypass transition에 대해 수행되었으며 유체 기계 유동에의 응용에 주로 사용되고 있다. 유체 기계 블레이드 시뮬레이션에서 천이 모델의 적용 예를 보여주기 위해 두 가지 예를 보였다. 이 결과는 GE aircraft engine, ANSYS-CFX 그리고 Kentucky 대학교가 수행한 결과이다.

Pak-B Cascade: Corke⁽²⁰⁾는 PAK-B 블레이드 캐스케이드를 임의 레이놀즈수 영역과 난류 강도에 대해 실험을 수행하였다.

수행된 실험은 입구 속도와 축 방향 현의 길이를 기준으로 레이놀즈수 50,000, 75,000, 100,000이며, 난류 강도는 0.08%, 2.35%, 6.0% (이것은 각각 블레이드의 leading edge에서 0.08%, 1.6%, 2.85%에 해당)이다. Fig. 10에 계산된 압력 계수 분포와 완전 난류 계산 그리고 실험 데이터와 비교하였다. 이 그림에서 비교는 가로축이 레이놀즈수, 세로축이 free stream 난류강도 구성된다 (FSTI). 이 실험에서 가장 중요한 것은 suction side의 separation bubble의 범

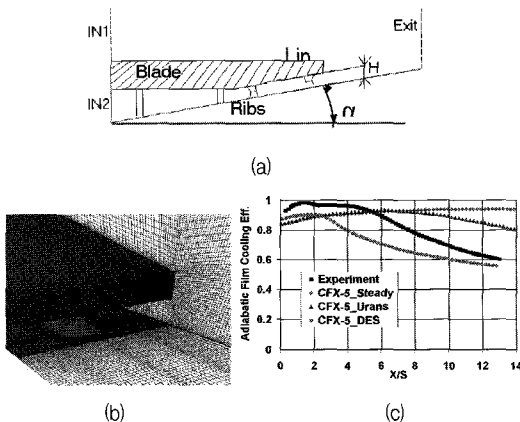


Fig. 9 Application of DES to trailing edge film-cooling : (a) geometry, (b) numerical grid and (c) film-cooling effectiveness for RANS, URANS and DES formation

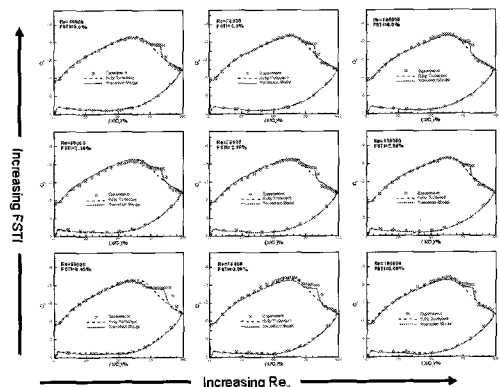


Fig. 10 Predicted blade loading for the Pak-B Low-Pressure turbine at various free-stream turbulence intensities (FSTI) and Reynolds numbers.

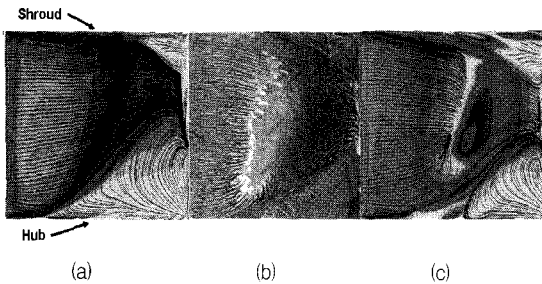


Fig. 11 Fully turbulent (a) and transitional (c) skin friction on the suction side of the 3D RGW compressor cascade compared to experimental oil flow visualization ((b), for Schulz and Galas [30], Institute of Jet Propulsion and Turbomachinery, RWTH Aachen University).

위로 압력분포곡선에서 편평한 부분 (plateau)에 해당한다. 모든 경우에 천이모델은 실험 데이터와 잘 일치하므로 넓은 영역의 유동조건에서 레이놀즈수와 FSTI 변화, 그리고 유동의 박리의 효과를 잘 예측한다는 것을 보여주고 있다.

RGW compressor cascade: 두 번째 예는 RGW annular 압축기이다 (Schulz and Gallus⁽²¹⁾). 이것은 측면 벽 경계층을 포함하는 3차원 유동이다.

Fig. 11은 블레이드의 흡입 면에서 실험에 의한 오일 유동과 CFX-5의 결과 및 완전 난류 유동 해석결과와 비교한 것이다. 천이 모델이 실험에서의 복잡한 유동 형태를 잡아내고 실험 데이터와 잘 일치하는 것을 보여주는 것을 알 수 있다. 천이 모델과 완전 난류 유동의 비교 결과, 측벽 경계층 박리에 층류유동 박리의 영향을 강함을 보여주고 있다. 허브에서의 유동 박리는 천이 시뮬레이션에서 박리된 버블의 displacement effect에 의해서 상당히 감소된다. 이 결과 손실 계수, Y_p , 는 완전 난류유동의 경우 0.19로 실험값인 0.097보다 훨씬 높는데 비해 천이 모델에 따른 시뮬레이션은 0.11로 실험값과 보다 잘 일치한다 (Langtry 등⁽²²⁾). 천이 모델이 3차원 유동에 미치는 영향이 2차원 보다 훨씬 강함을 알 수 있다.

4. 요약

모든 마하영역에 적용가능한 pressure-based coupled solver를 사용하는 범용 유동해석코드인 CFX-5의 수치기법에 대한 전반적인 소개를 하였다. CFX-5는 fully implicit AMG coupled solver를 사용하며, 2차의 정확도를 보장하는 high resolution 수

치기법을 기본으로 사용하고 elements based 차분법을 사용하므로 tetra나 hexa 격자에 관계없이 동일하고 정확한 결과를 제공한다. 또, 격자의 aspect ratio에 민감하지 않으므로 유체기계의 경계층해석에 있어서 발생하는 high aspect ratio의 격자치리에 문제가 없고, 다상유동모델, 연소모델 등 모든 해석을 pressure-based AMG coupled solver를 사용하여 해석하므로 시간간격과 relaxation factor에 따른 민감성을 크게 줄여 빠르고 신뢰성 있는 해석을 수행할 수 있다.

유체기계 유동에서 난류모델의 사용에 대해 설명하였으며, 난류 모델이 유체기계의 수치해석 정밀도에 영향을 미친다는 것을 보여주었다. CFX-5는 벽근처의 처리를 위해 $k-\epsilon$ 모델은 scalable wall function을 $k-\omega$ 모델은 automatic wall treatment를 사용하여 격자의 y^+ 에 대한 의존성 문제를 해결하였으며, 기존의 $k-\epsilon$ 모델과 $k-\omega$ 모델을 Blend하여 각각의 단점을 해결하고 장점을 취한 SST 난류모델을 제공하여 박리나 열전달문제에 대해 정확한 해석을 수행할 수 있다. 그 외에 ω -방정식을 사용하는 RSM 모델과 SST 모델에 기초하여 새롭게 발전된 DES(zonal Detached Eddy Simulation) 모델 및 transition 모델 등을 제공하므로 유체기계에서 발생하는 복잡한 유동현상에 대해 정밀한 해석이 가능하다.

참고 문헌

- [1] Ferziger, J. H. and Peric, M. *Computational Methods for Fluid Dynamics*. Springer, 1997.
- [2] Rhie C.M. and Chow, W.L. A numerical study of the turbulent flow past an isolated airfoil with trailing edge separation. *AIAA J.* 21, 1983.
- [3] Raithby G.D., Schneider, G.E. Numerical solution of problems in incompressible fluid flow: treatment of the velocity-pressure coupling. *Numer. Heat Transfer*, 2, 1979.
- [4] Van Doormaal J.P., Raithby G.D., Enhancement of the SIMPLE method for predicting incompressible fluid flows, *Num. Heat Transfer*, Vol7, p. 147~163, 1984
- [5] Jameson, A., Schmidt, W. and Turkel, E., Numerical solutions of the Euler equations

- by finite volume methods using Runge-Kutta time-stepping schemes, *AIAA Paper* 81-1259, 1981.
- [6] Harten, A., High resolution schemes for hyperbolic conservation laws, *J. Comput. Physics*, 49, 1983.
- [7] Radespiel, R and Kroll, N. Accurate flux vector splitting for shocks and shear layers. *J. Comput. Physics*, 121, 1995.
- [8] Barth, T.J., Jespersen, D.C., The Design and Application of Upwind Schemes on Unstructured Meshes, *AIAA Paper 89-0366*, 1989.
- [9] B.R. Hutchinson and G.D. Raithby, A Multigrid method based on the Additive Correction Strategy, *Numerical Heat Transfer*, Vol.9, p. 511~530, 1986.
- [10] M. Raw, Robustness of Coupled Algebraic Multigrid for the Navier-Stokes Equations, *AIAA Paper 96-0297*, *AIAA 34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, NV, 1996.
- [11] Menter, F.R.: Influence of freestream values on $k-\omega$ turbulence model predictions. *AIAA Journal*, Vol. 30, No. 6. 1992.
- [12] Menter, F.R.: Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA-Journal*, 32 (8), p. 269~289, 1994.
- [13] Esch, T., Menter, F.R., and Vieser, W.: Heat transfer predictions based on two-equation turbulence models. *6th ASME-JSME Thermal Engineering Joint Conference*, Hawaii, 2003.
- [14] Johnson, D.A. and King, L.S.: A new turbulence closure model for boundary layer flows with strong adverse pressure gradient and separation, *AIAA Paper 1984-0175*, 1984.
- [15] Driver, D.M.: Reynolds shear stress measurements in a separated boundary layer, *AIAA Paper 91-1787*, 1991.
- [16] Roberts, D.A. and Steed R.: A comparison of steady-state centrifugal stage CFD analysis to experimental rig data. *2004 ANSYS conference*, Pittsburgh, 2004.
- [17] Sick, M., Dürfler, P., Lohmberg, A. and Casey, M.: Numerical simulations of vortical flows in draft tubes, *5th World Congress on Comp. Mechanics*, Vienna, 2002.
- [18] Spalart, P.R, Jou, W.-H., Strelets, M. and Allmaras, S.R.: Comments on the feasibility of LES for wings, and on a hybrid RANS/LES approach. *1st AFOSR Int. Conf. On DNS/LES, Aug.4-8, 1997, Ruston, LA. In Advances in DNS/LES*, C. Liu & Z. Liu Eds., Greyden Pres, Columbus, OH, 1997.
- [19] Menter, F.R., Kuntz, M.: Adaptation of eddy-viscosity turbulence models to unsteady separated flow behind vehicles. *Proc. Conf. The Aerodynamics of Heavy Vehicles: Trucks, Busses and Trains*, Asilomar, Ca, (to be published by Springer), 2003.
- [20] Suzen, Y.B., Huang, P.G., Volina, R.J., Corke, T.C., Thomas, F.O., Huang, J., Lake, J.P., King, P.I.: A comprehensive CFD study of transitional flows in low-pressure turbines under a wide range of operating conditions, *AIAA-2003-3591*, *33rd AIAA Fluid Dynamics Conference*, Orlando, FL, June 2003.
- [21] Schulz, H.D., Gallus, H.D.: Experimental investigation of the three-dimensional flow in an annular compressor cascade, *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 110, October, 1988.
- [22] Langtry, R.B, Menter, F.R., Likki, S.R., Suzen, Y.B., Huang, P.G. and Völker, S. (2004), A correlation based transition model using local variables Part-II Test cases and industrial applications, *to be published at the IGTI conference Vienna*, 2004.