



정 문 수 / 부회장
mpsmoony@empdl.com

증기터빈의 성능향상 기술 동향

한양대학교 기계공학과 학사
한양대학교 산업경영대학원 석사
(전) 한국남동발전 발전처장

1. 서론

이 글에서는 최근의 차세대 증기터빈 기술개발 내용을 구체적으로 소개하려 한다. 증기터빈은 기술의 진보에 따라 많은 개선이 이루어져 왔다. 여기에는 2가지 대표적인 기술적인 변화가 있었다. 첫번째는 효율향상을 위한 고온, 고압 증기터빈 제작을 가능하게 하는 재질분야이다. 그것은 기존의 페라이트 재질에서 고온강도가 우수한 오스테나이트 계의 재질이 개발된 것이다. 두번째 기술적인 변화로는 CFD(컴퓨터를 이용한 설계기법)의 발달로 증기유동의 3차원 해석이 가능하게 됨으로서 최종단 날개의 길이를 길게 하여 손실을 최소화 시킬 수 있는 장주(long last blade) 기술이 발달된 것이다.

본 글에서는 차세대 증기터빈 개발에 대해서 먼저 소개하고 이에 따른 증기터빈의 고온 고압화, 긴블레이드의 개발 그리고 이에 수반되는 내부효율 향상을 소개하고자 한다.

2. 본론

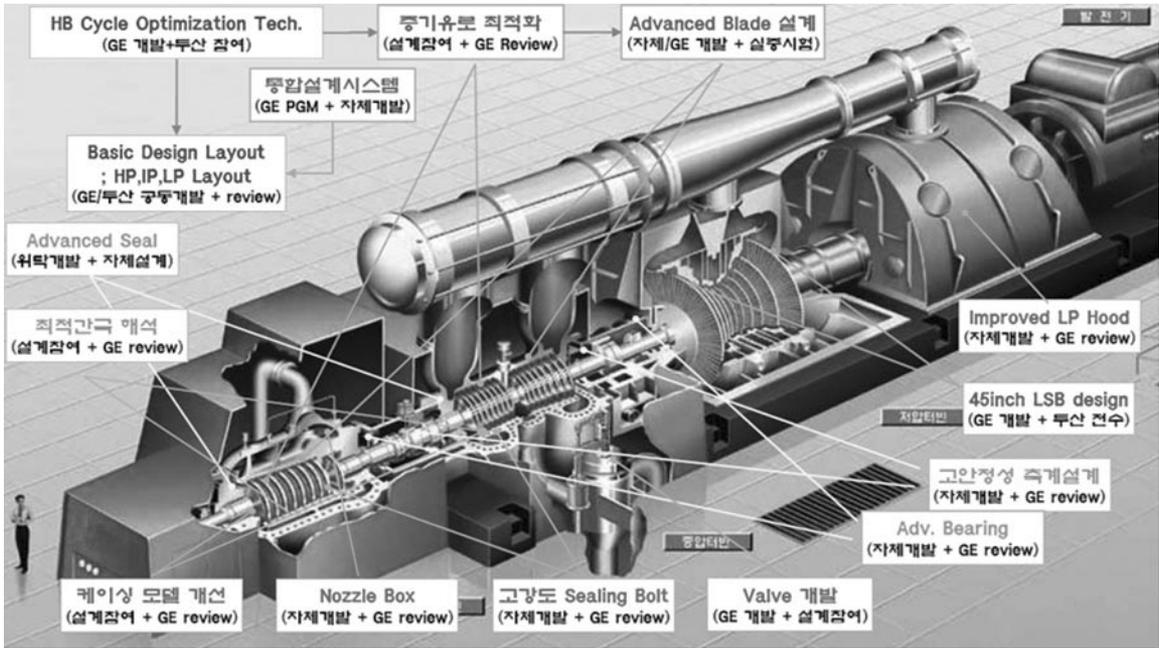
2.1 차세대 증기 터빈 개발

차세대 증기터빈의 개발 초점은 종래의 초임계압(SC: Super Critical) 증기조건보다 더 고온 고압화를 시켜 한층 높은 효율개선을 도모하는 초초임계압(USC: Ultra Super Critical) 증기조건을 터빈을 개발하는 것이다. 세계최초 초임계압

발전설비는 1957년 미국 Philo 6호기로서 압력이 31.1MPa 온도가 621/566/538℃였다. 이 이후 구미와 일본에서는 증기의 온도와 압력을 높이기 위한 터빈과 부품에 대한 재료연구가 계속되고 있다.

차세대 화력 1000MW의 주력기종의 특징들을 살펴보자. 종래의 초임계압 조건을 보다 높은 고온고압화하는 USC화 기술개발에서는 여러 기술적인 과제가 발생한다. 터빈에서는 종래의 초임계압플랜트에 사용된 Rotor재료인 CrMoV강은 593℃ 이상에서 고온강도가 불충분하여 새로이 고온강도에 뛰어난 재료를 개발할 필요가 있었다. Rotor나 Blade에는 고온하에서 큰 원심력이 발생하며, Casing 등 정지부분에는 고온고압증기에 의해 높은 내부압력이 작용하기 때문에 높은 Creep파단강도가 요구된다. 또 터빈부품에는 기동정지시의 증기온도변화에 기인한 열응력이 생기므로 과도한 열응력 발생을 방지하기 위해서는 선풍창계수가 작고 열전도률이 큰 재료가 요망된다. 내열응력이라는 관점에서는 고온하에서 항복점이나 저사이클 피로강도가 높은 재료가 요망된다. 그 외에 다른 금속간의 용접성이나 취성파괴 특성, 고온고압밸브류의 신뢰성 등 요구성능은 여러 분야에 걸쳐 있게 된다.

그림 1에는 현재 두산중공업과 발전사들이 2002년부터 2008년까지 차세대 화력기술 정부 지원 연구과제로 공동 개발한 1000MW 터빈 모델을 나타내었다. 이는 초초임계압 발전설비로 터



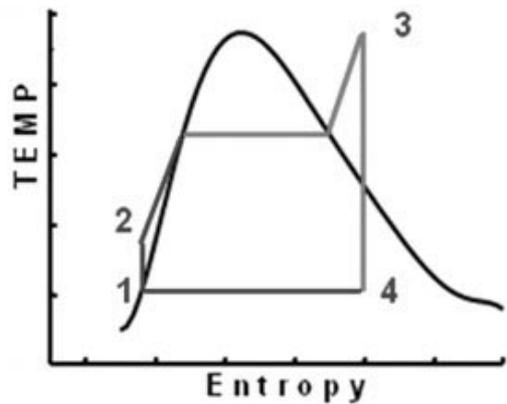
[그림 1] 1000MW급 터빈모델

빈 입구압력이 265kg/cm², 고압터빈(HP) 입구 온도가 섭씨610도로 개발된 터빈이다.

2.2 증기터빈의 고온 고압화

최신 증기터빈의 효율향상을 위한 첫번째의 기술적인 진보는 고온, 고압의 증기를 사용가능하게 하는 재질분야의 혁신이라고 할 수 있다.

일반적으로 증기터빈에 사용되는 에너지 선도는 그림 2에 나타난 랭킨사이클을 사용하는데 선도에서 보듯이 최초 증기가 터빈에 유입될 때의 초온과 초압이 높으면 높을수록 내부의 에너지를 사용하는 면적이 넓어져 효율이 좋아지고 터빈에서 배출되는 에너지상태가 낮으면 낮을수록 즉, 배압이 낮으면 낮을수록 내부의 에너지사용 면적이 높아져 효율이 향상된다. 따라서 터빈입구의 증기조건을 향상시키는 노력이 바로 고효율 증기터빈을 제작하는 첩경이 되는 것이다. 증기의 온



[그림 2] 랭킨사이클의 온도 엔트로피 선도

도와 압력의 상승효과를 살펴보면 통상 터빈입구 증기온도가 약 10℃ 상승하면 열소비율은 약 0.5%가 개선되고 입구증기압력이 10bar 상승하면 열소비율은 약 0.2%가 개선된다. 따라서 터빈입구의 증기온도와 압력이 올라갈수록 열소비율은 낮아지게 되나 복수기의 압력이 낮아지면 그



에 따른 열소비율 개선은 이루어지지만 습증기의 영향으로 터빈 블레이드의 침식이 발생하는 등 어느정도 한계가 있게 된다.

그림 3에 최근까지 우리나라에 설치된 증기터빈의 증기조건 변화과정을 나타내었다. 보령 #1, 2호기가 166bar 538℃의 아임계압 플랜트로 시작하여 표준화력발전소가 241bar 538℃로 초임계압 시대를 시작하였다. 이제는 당진 #5, 6호기, #7, 8호기 태안 #7, 8호기가 가장 최근에 설치된 것으로 차세대 초초임계압 보다는 약간 압력과 온도가 낮지만 초초임계압에 근접하는 증기상태이다. 세계의 USC개발 프로젝트는 1980년대에 일본, 미국 및 구주에서 행해져 왔다. EPRI를 중심으로 도시바와 GE가 참가한 EPRI-ICPP 프로젝트는 1991년에 완료되었으며, 계속되고 있는 프로젝트는 USC Phase-2와 구주의 COST 501 프로젝트(600℃급 USC재료개발)뿐 이었다. 그러나 최근 화력Plant 증기온도의 주류가 566℃인 구주에서 600 ~ 700℃ USC개발을 목표로 한 프로젝트가 연이어 시작되어 COST 522(650℃급

USC재료개발)가 1998년에 시작되었다. USC를 강하게 지향하는 나라는 덴마크이다. 이 나라에서는 지역난방을 발전Plant에 의존하는 경우가 많으며, Combined Cycle Plant에는 그다지 흥미를 가지고 있지 않은 대신에 USC에의 관심이 높다. 덴마크 전력회사 (ELSAMPROJEKT)를 중심으로 700℃급 USC개발을 목표로 한 프로젝트가 시작되었다. 현재로는 700℃급 USC에 관한 가능성 조사를 실시하고 있다.

표 1에 개선된 증기터빈의 재료를 나타내었다. 요즘에는 고온에서 성능이 높은 크롬(Cr) 계열을 주로 사용하는 고크롬강을 사용하고 있다. 저압 터빈용 강은 불순물의 함량을 낮춘 청정강 요구된다.

고중압터빈은 증기조건이 가장 높기 때문에 특히 고온 Creep파단강도와 열피로 고온 강도가 무엇보다 필요한 부분이다. 따라서 이곳에는 12Cr 계 강이 주로 사용된다. 저압터빈은 원심력에 대응할 수 있는 항복강도와 파괴인성강도 및 진동 감쇠를 위한 재료의 구성이 필요하다. 따라서 이



[그림 3] 증기 터빈의 증기 조건 변화



곳에는 주로 3 ~ 3.5 Ni Cr Mo V강이 주로 사용된다. 기존터빈에서는 Cr Mo강을 주축으로 사용되어 왔지만 온도와 압력이 올라가는 USC 온도 범위에서는 12Cr강을 여러 방법으로 개발하는 노력이 계속 되고 있다.

터빈의 정지부는 내부 터빈회전 로터를 제외한 케이싱 부분을 일컫는데 증기의 온도와 압력이 높아질수록 내압부의 강도문제와 강도에 견디기 위하여 두껍게 제작됨으로서 발생하는 열응력등으로 2중케이싱을 사용하는데 이들의 응력상태를 3차원 유한요소법, 광탄성시험(3차원으로 레이저를 주사하여 열응력 상태를 분석하는 시험) 방법을 사용하여 해석하고 있으며 이 결과는 **그림 4**에 나타내었다.

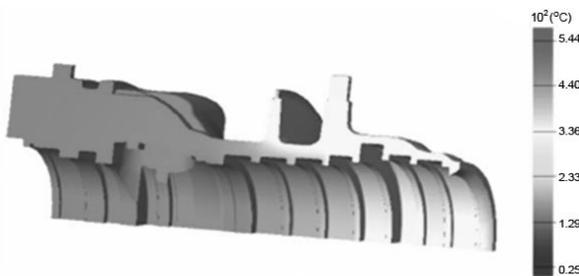
터빈의 회전부는 날개와 회전축을 합쳐서 Rotor라고 하는 데 이때 회전축이 회전하면서 날개에 원심력이 발생하게 된다. 이때 발생하는 Creep과

단이 문제가 되고 여기에는 원심하중과 진동등에 의한 동적하중이 작용하여 날개에 문제를 발생시킨다. 이를 방지하기 위한 다양한 방법이 설계시부터 적용되고 있는데 대표적인 것이 유체유동과 날개의 고유진동수의 공진을 방지하는 방법이 사용되고 있다. 또한 열응력에 의한 강도저하를 방지하기 위해 고온부분은 그 보다 낮은 증기로 냉각함으로써 자연스럽게 온도를 낮추는 역할을 하는 방법 등을 사용한다. 일반적으로 300MW 이상의 용량에서는 케이싱을 이중으로 제작하는 유도 열응력 때문이며 터빈에 최초 유입된 증기가 내부의 케이싱을 돌고 다시 한번 외부케이싱을 돌아 배출되도록 하는 방식을 사용한다. 이는 유럽형 지멘스 터빈에서 주로 볼 수 있다. 이를 내부 냉각방식이라고 한다.

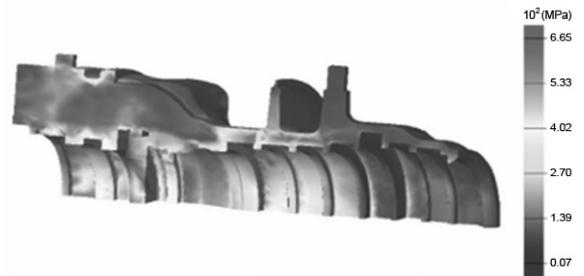
축에 발생하는 진동의 원인들을 살펴보면 증기가 보유한 에너지의 Whirl에 의한 진동뿐만 아니

<표 1> 터빈 부품 재료표

Component	Sub-Component	Current(≤566℃)	Future(≤593℃)
Rotor	Body	CrMoV	12Cr or High
	Weld Overlay	N/A	Development
Bucket		12Cr	12Cr or High
Casing	Body	CrMoV	10Cr or High
	Welding	CrMoV	10Cr or High
Valve	Body	CrMoV	10Cr or High
	Other(Disk, Stem, Seal)	CrMoV	Inconel



(a) 고압터빈 열전달 해석결과



(b) 고압터빈 응력 해석결과

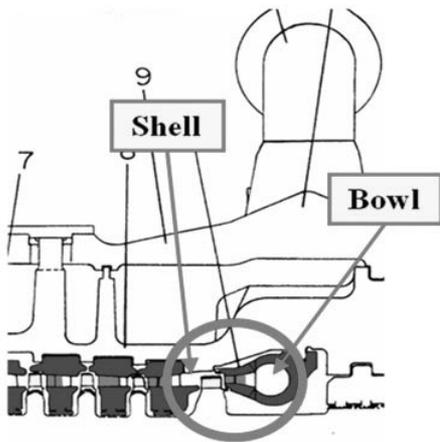
[그림 4] 고압터빈의 열전달 및 응력해석 결과

라 Blade Tip부위를 포함한 Tip Fin, Gland Labyrinth, Nozzle Labyrinth등 축과 밀봉부위의 Whirl에 의한 진동이 많으므로 강도가 높고 Labyrinth부의 누설량이 적은 Rotor를 설계 및 제작하여 Whirl에 의한 진동을 줄여 축계의 안정성을 도모하여야 한다.

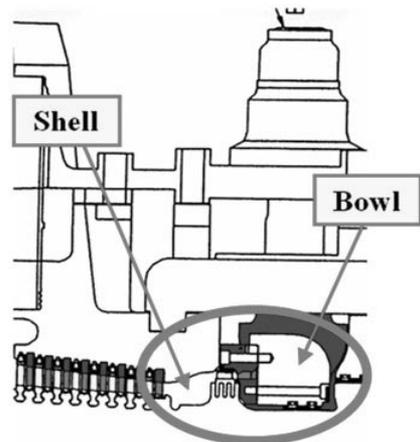
터빈은 날개를 일렬로 배열하여 고압, 중압, 저압으로 나뉘어 제작된다. 이는 각 부위의 기능이 상이하기 때문이다. 이들 터빈의 각 부위의 기능을 설명하면 고압터빈은 부하와 속도를 조절하는 기능을 담당하고, 중압터빈은 속도조절을 하는 기능, 그리고 저압터빈은 부하를 생산하는 기능을 담당한다. 저압터빈과 중압터빈을 합쳐서 60%의 부하를 생산하고 고압터빈은 30%의 부하를 조절하는 기능을 한다. 특히 저압터빈의 마지막단 날개 4열은 40%의 부하를 생산하는 중요한 기능을 한다. 우리나라 터빈의 대부분은 부하를 30%내외로 조절할 수 있도록 설계된 것이 특징이다. 이를 조절하는 기능을 하는 것이 고압터빈이고 특히 1단 날개에서 그 기능을 한다. 하지만 원자력 발전의 경우는 부하변동이 없이 일정한 기저부하로 운전되기 때문에 고압터빈에서 부하조절능력

이 없다고 볼 수 있다. 이는 화력의 고압터빈 1단의 날개가 다른 날개와 형상이 다르지만 원자력 터빈은 고압터빈 날개나 중압, 저압터빈 날개의 형상변화가 거의 없다는 점으로도 알 수 있다.

중간부하를 내는 화력용 터빈은 그림 5에서 보듯이 고압터빈 1단 날개의 형상이 기저부하용 원자력터빈과 다르게 되어 있는데 보일러에서 터빈에 증기가 유입될 때 최초 고압터빈 노즐(고정날개) 부위의 입구공간을 Bowl이라 하고 고정날개(노즐)를 지난 후의 공간을 Shell이라 한다. 이때의 셀공간은 부하가 변동될 때 부하저하에 따른 증기유입량이 줄어들 때 2단으로 유입되는 증기를 혼합하여 고르게 분산하는 혼합영역으로 이곳에서 증기가 난류에서 평형흐름으로 변환되어 2단에 유입되도록 함으로서 고압터빈 내부효율 저하를 막는 작용을 한다. 그림 5에서 (a)는 교축조속형 GE사 제품의 증동터빈으로 대부분의 표준 화력(500MW)이 이 형식에 속한다. (b)는 웨스팅하우스(WH) 제품으로 국내에는 유일하게 태안화력 5, 6호기에 있다. 그림 5를 보면 바울과 셀공간이 둘 다 크다. 따라서 부하를 30%까지 조절해도 효율 저하가 크지 않도록 설계된 것이 특징



(a) 교축조속형 1단(500MW, GE)



(b) 노즐조속형 1단(500MW, WH)

[그림 5] 교축조속형 및 노즐조속형 터빈



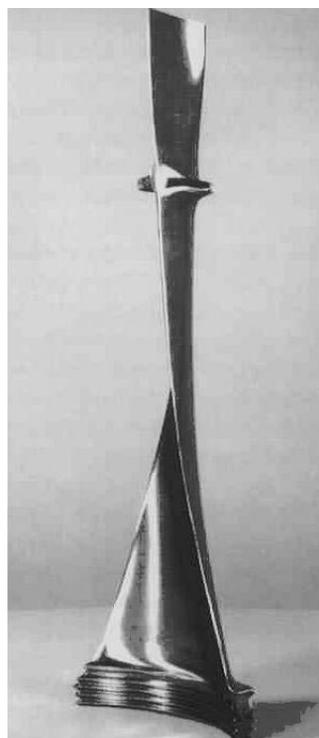
이다. 특히 웨스팅하우스 형식은 GE의 표준화력보다 노즐을 통과한 증기가 혼합되는 셀공간(혼합공간)이 더 크다. 그러므로 부하를 좀 더 저하시켜도 효율저하가 표준화력보다 크지 않도록 설계되어 있다.

2.3 긴 날개 (Long Blade) 개발

최종단의 날개를 장익화하는 것은 출력면이나 효율면에서 매우 중요한 요소를 차지하고 있다. 최종단익이 전출력의 약 10%를 담당하고 있을 뿐만 아니라 터빈 성능 점유율도 매우 크기 때문이다. 더구나 터빈의 출력이 대용량화 되면서 증기가 지나가는 환상면적(Annual Area)의 확대가 필요한데 이는 장익화에 의해서만 해결할 수가 있는 문제이다. 최종단익 3차원 증기흐름해석은 매우 어려운 문제이다. 왜냐하면 Stage Pressure Ratio가 커서 증기체적이 급증하여 증기가 약 2000배로 체적이 증가하고 날개의 Root부와 Tip부의 원주속도차이는 약 2배가 되며 더구나 증기흐름이 천음속(Transonic Flow)영역을 지나는 등 많은 기술적 어려움을 가지고 있기 때문이다. 따라서 최종날개의 개발은 고도의 기술을 요하는데 주로 CFD 3차원 유체특성해석기술과 진동특성해석, FEM Blade 응력해석 및 침식방지기술등의 컴퓨터 시뮬레이션 기술을 종합하여 시행하게 된다.

그림 6에는 영흥화력의 LP터빈 마지막단에서 사용되는 Toshiba에서 개발한 40인치 티타늄 장익을 나타내고 있다. 기존 33.5인치에 비하여 터빈효율 향상이 약 1.6%나 된다고 한다. 최근 장익 개발의 동향은 4극기(1800rpm)에서는 52인치 날개가 사용중이며 50Hz(3000rpm) 터빈에서는 40, 42, 48인치 날개가 개발되어 있다. 60Hz(3600rpm) 터빈에서는 40인치 티타늄 날개가 1990년부터 개발되어 사용중에 있다. 40인치 티타늄 날개의 장점은 12Cr강 무게에 비하여 약 60%경량이고 환상면적이 약 40% 증가한다. 40

인치 티타늄 날개는 일본 Toshiba가 선두주자이며 영흥 3, 4호기는 일본 Hitachi에서 개발된 것이 사용되었다. 날개가 길어지면 뿌리부분 보다 날개 끝부분이 원심력에 의하여 변형이 심하게 된다. 이를 기존의 형식처럼 고정시키지 않고 정지했을 경우에는 날개 끝 부분의 Shroud Band가 분리되었다가 운전중에는 원심력 등에 의하여 비틀려 지면서 자연스럽게 Shroud Band가 맞춰져 고정되어 진동을 방지하면서 회전하게 된다. 날개와 날개 사이로 증기가 흘러 나갈 때는 날개 사이의 가장 작은 거리를 목(throttle)이라 하는 데 이 목부분에서는 음속을 넘어서는 속도 즉, 초음속으로 유동속도가 증가된다. 이때 초음속을 넘어서는 유체는 순간 충격파가 발생되어 날개를 진동, 파괴할 수도 있게 된다. 또한 Wet Steam Flow 영역에 습증기손실(Wet Steam Loss)과 Erosion



[그림 6] 터빈의 장익

이 발생하며 Hood부에 고온이 발생한다. 장주는 특히 습분에 의한 원심력이 매우 커지는데 Blade 한개당 원심력은 약 590Ton 이나 된다. 따라서 각 제작사마다 독자 보유기술을 총동원하여 Moisture Catcher 기술을 적용하고 있다.

2.4 증기터빈 내부 효율 향상

그림 7에 증기 터빈의 내부 손실을 나타내었다. 터빈의 내부손실을 분석해 보면 단락손실(Stage Loss)이 약 2/3를 점유하고 배기손실은 약 1/8을 점유하고 있다. 단락손실 전체를 분석해 보면 누설손실(Leakage Loss)이 약 1/3, Blade Profile Loss가 약 1/3, Secondary Loss가 약 1/3이 된다. 터빈 단락 별로 손실분포를 보면 고압터빈 1단에서 주로 부하변동이 발생함으로서 터빈 내부

효율이 저하되며 (이를 최소화 하기 위해 셀공간을 두어 증기혼합구역에서 난류를 층류로 바꾸어 2단으로 유입되도록하고 있다.) 마지막단 날개에서 원심력이나 습분에 의하여 효율저하가 크다. 일반적으로 터빈에서는 이 2개소에서의 효율이 저하되지 않으면 좋은 성능을 낼 수 있다.

표 2에 터빈의 주요 손실 내용과 대책을 나타내었다. 증기터빈 효율향상 대책으로 Profile 손실에 대하여는 익형을 고성능화 하고 유입각을 최적화하며 2차흐름 손실을 줄이기 위하여는 블레이드 높이를 증가시킨다. 누설손실 감소를 위해서는 Fin수를 증가하며 형상을 개선하고 습증기손실을 줄이기 위한 방법으로는 드레인 분리배출이 쉽도록 노즐 블레이드 간격을 확대한다. 또한 배기손실 감소를 위해서는 최종단 블레이드 높이를 확대하고 Diffuser형상을 개량한다. 특히 Profile 손실을 줄이기 위하여 CFD 3차원 유체해석기술을 활용한 설계로 Throat Down Stream의 배면형상을 개량한 Advanced Flow Pattern Profile을 만들었다. 이로 인해 Profile 손실비가 한층 개선된다. 천음속(Transonic Flow)에 의한 Profile 손실을 줄이기 위한 Blade 형상을 개선하는 노력도 CFD를 활용하여 이루어지고 있다. 종래보다 입구각도를 변경하고 날개의 두께를 보다 얇은 형태로 변형시켜 많은 손실감소 효과를 보게 되었다. 기존의 슈라우드 밴드는 조립형으로 제작되던 것을 날개 제작시 일부를 슈라우드 밴드 일체형으로 제작함으로서 저항에 의한 손실, 누설손



[그림 7] 증기터빈 내부 손실 분석

<표 2> 터빈의 주요 손실과 손실 대책

손실종류	손실 내용	주요 대책
Profile손실	블레이드시험에서 얻어진 2차원손실	익형의 고성능화, 유입각의 최적화
2차흐름 손실	내외벽면에 유체마찰이나 2차흐름 손실	블레이드높이 증가, 2차 흐름 방지
누설손실	블레이드팁누설이나 Lybrinth 증기누설손실	Fin수 증가 및 형상개선, Clearance 감소
습증기손실	습증기에 의한 손실	드레인 분리배출, 노즐 블레이드 간격확대
배기손실	터빈유출속도에너지손실 및 배기실의 압력손실	최종단 블레이드 높이 확대, 배기실 형상 및 Diffuser개량



실, 고정부 이탈에 의한 손실등을 막을 수 있다는 것이다. 이렇게하면 Bucket Tennon이 생략되어 제작이 쉬울뿐만 아니라 보수하기가 쉽고 Advanced Tip Seal을 적용 할 수 있어 밀봉효과가 한층 증대 된다. 또한 버킷 끝단부의 경사각을 조절하여 증기흐름을 조정 할 수 있고 Erosion에 대한 상대적인 신뢰성을 증대 시킬 수 있다.

특히 Sealing 기술에 있어서도 기존의 Seal은 단순한 형태로 제작하여 사용하고 있었는데 이를 Brush 형태로 제작하여 사용함으로써 더욱 치밀한 Sealing을 할 수 있도록 GE사가 개발하여 특허화하였다. Brush의 강성이 회전체에 비하여 상대적으로 낮은 재료를 사용하여 회전체와 직접 접촉하면서 증기누설을 방지하는 것이다. 사용 가능 부위는 터빈 단내, 일체형 Cover bucket의 Top부, 터빈 단 바깥쪽 밀봉에 사용한다. 고압터빈에 사용 할 경우 약 0.5 ~ 1.2%의 터빈효율이 향상되는 것으로 평가된다.

배기손실을 감소하기 위한 설계 개선 노력에 따라 LP Hood부도 많은 개선이 이루어졌다. 유출 속도손실(Leaving Loss)이나 Hood Diffuser Loss 및 Turn Up Loss와 같은 배기 손실을 감소

하기 위해서다. 물론 이러한 설계개선도 3차원 CFD에 의해서 이루어 진다.

기존의 터빈은 로터에 중심공이 있었는데 이는 로터를 주물로 제작할 때 불순물은 가운데로 모여들어 이를 제거하게 위하여 구멍을 뚫는 가공법을 사용했으나 요즘은 주물기술의 발달에 따라 중심공을 뚫지 않아도 되는 경우가 있다. 대용량 터빈일 경우 주물로 제작된 로터에 중심공이 없는 것이 존재한다. 당진화력의 경우 최신 터빈의 중심공이 있는 것과 없는 것이 있다. 이는 로터제작시 발생하는 주물의 불순물이 있느냐 없느냐에 따라 제작방법이 다르기 때문이다.

3. 결론

지금까지 발전소효율을 향상시키기 위한 터빈설계의 신기술을 살펴보았다. 효율 향상을 위한 터빈 손실 분석과 이를 개선하기 위한 노력은 다시 터빈의 효율 향상으로 나타나게 된다. 따라서 현재까지 많은 노력들이 효율 향상을 위하여 기울어져 왔으며 여전히 증기 발전이 존재하는 한 이러한 노력들은 계속되어야 한다. (KIPEC)