

증기터빈의 설계 기술 동향

An Update on Steam Turbine Design Technology

나운학 · 조성일 · 하현천

U. H. Nah, S. I. Cho and H. C. Ha

1. 서론

증기터빈의 수명을 연장시키고, 운전 비용 절감 및 출력의 증대 등을 위해서 터빈 제작사는 꾸준한 연구 및 개선 활동에 노력을 기울이고 있다. 과거 20~30년 간에 걸친 소재의 품질 향상과 설계 개선 효과에 힘 입어 얻어진 새로운 기술을 적용함으로써 터빈의 성능 향상이 더욱 가속화되고 있다. 특히 증기 발전소의 열역학적인 성능은 사이클 배열, 입구 및 배기 증기 조건 등을 포함한 여러 인자에 달려 있다. 그러나, 전체 발전소 효율 증대는 대체로 증기터빈 그 자체의 성능 향상에 의해 얻어지고 있다.

증기터빈의 열역학적 및 공기역학적 성능은 기본적으로 밸브, 입구부, 노즐, 버켓, 증기손실 제어부 및 배기를 포함한 증기 유로부의 특성에 의해 결정된다. 따라서 발전소의 효율을 최대화하기 위해서는 우선 증기터빈 유로부의 공기역학적 및 증기 누설 손실이 회전부 및 고정부에서 최소가 되도록 노력을 기울여야 한다.

Fig. 1은 전형적인 터빈 단에서 일어나는 손실의 원인과 이것이 전체 손실에 미치는 비율을 보여준다¹⁾. 이 그림에서 알 수 있듯이, 노즐 및 버켓의 공기역학적 프로파일 손실, 2차 유동손실 및 누설 손실 등이 전체 단 손실의 80 내지 90 %를 차지한다.

노즐과 버켓에서의 중요한 손실은 증기 유로의 내부 및 외부면을 따라, Fig. 2에서와 같이, 점성경계층이 버켓 열을 따라 회전할 때 생기는 복합 2차 유동에 의해 발생한다²⁾. 또한 버켓 팁(tip)에서는 팁을 가로지르는 압력 강하에 따라 팁 누설 손실이 발생하며, 입구부, 밸브 및 배기통과 같은 증기 유동부에서도 2차 유동손실이 발생한다.

이와 같은 증기 터빈의 손실을 감소시킬 목적으로 여러 가지 연구가 수행되어 왔다. 본 서에서는

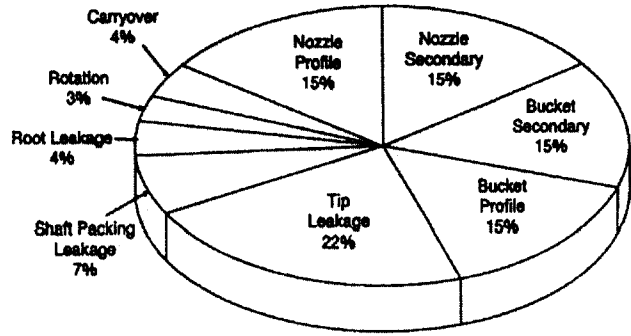


Fig. 1 Typical HP turbine stage efficiency losses

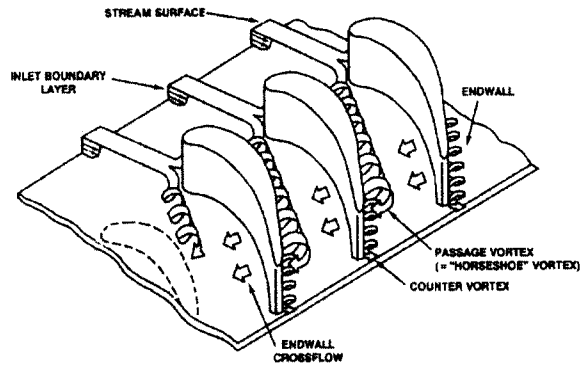


Fig. 2 Secondary flows in a turbine nozzle cascade

이러한 개발 내용에 대해 기술하고자 한다. 또한 발전소의 최대 출력은 초기 발전설비에 비해 그 규모가 점점 대형화되면서 지속적인 증가 추세를 보이고 있다. 이러한 추세에 부응하기 위해 출력증대를 위한 터빈발전기의 지속적인 기술개발 및 출력 밀도 증가를 위한 노력이 경주되어 왔다. 이 출력 밀도의 증가를 위해서는 터빈발전기, 기초 및 건물 등에 소요되는 비용을 줄이고 주어진 전기적 출력을 만족하면서 크기와 중량을 줄이는 설계 및 소재 기술의 발달이 선행되어야 한다.

실질적인 터빈발전기의 실용화가 이루어진 이후,

접수일 : 2000년 10월 5일
 나운학, 조성일, 하현천 : 한국중공업(주) 기술연구원 터빈 기술팀

초기에는 증기의 온도와 압력을 높이고 재생 급수 가열 및 재열 증기 사이클 도입을 통해 효율향상을 이루어왔다. 1950년대 이래 초임계(583°C/1,000 F) 증기압력과 그 이상의 초기 증기온도 및 제 2차 재열사이클 등이 고효율 터빈에 적용되고 있으며, 최근까지도 출력밀도의 증가를 위한 기술 개발이 꾸준히 이루어지고 있다. 이와 같은 최근에 개발된 내용에 대해서 아울러 기술하고자 한다.

2. 기준 성능의 증가를 위한 새로운 설계 유형

2.1 전산유체 역학(CFD)의 발달

앞에서 언급된 여러 손실들을 감소시키기 위해서 수많은 노력을 기울여 왔으며 이러한 관점에서 개발된 새로운 프로그램의 주요 요소들은 다음과 같다.

- 터빈의 증기유동의 복잡한 거동을 보다 정확하게 예측하기 위한 더 나은 CFD (computational fluid dynamic) 프로그램의 개발
- 기본 및 지속적인 효율향상을 가능케 하는 새로운 설계 개념의 도입
- CFD 코드의 유용성 및 예측된 효율 향상 값을 검증하기 위한 실험실 테스트 프로그램
- 짧은 기간 내에 진보된 설계 양상을 적용 가능토록 하는 설계 자동화 및 최적화 기구 개발

위의 요소들을 고려하여 많은 노력을 기울인 끝에 습증기, 점성 및 비정상 로터-고정체 상호작용 등의 효과를 다루는 다음과 같은 CFD 프로그램 코드를 개발하여 보다 나은 설계를 가능케 하였다.

2.2 점성 오일러 CFD 코드

2차 유동 현상에 대한 연구는 해석적인 방법과 실험적인 방법으로 수행되어 왔다. 이를 위해 비점성 오일러(Euler) 방정식 및 점성 Navier-stokes 방정식의 3차원 공식에 기초한 CFD 컴퓨터 코드에 대한 해석적 검토가 먼저 이루어졌다. Holmes 등은 GE 사의 실험 결과를 이용하여 예측 결과의 유용성을 검토함으로써 EULER3D^{3,4)}라는 점성 및 비점성 오일러 코드를 개발하였으며, 이 프로그램은 터빈의 유동 해석에 폭 넓게 이용되고 있다.

Fig. 3은 고압 버킷의 블레이드-블레이드 평면상에서의 점성 오일러 계산 격자를 보여주며, Fig. 4는 아음속 유동에서 이 버킷 베인에 대한 마하수(Mach number)의 양상을 보여준다.

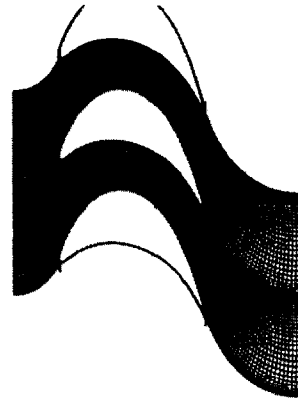


Fig. 3 HP bucket Viscous Euler calculation grid

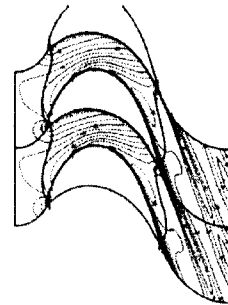


Fig. 4 HP bucket Viscous Euler Mach number controls

2.3 다단 및 비정상 CFD 코드

만약 손실이 비정상 유동 효과나 로터-고정체 상호작용과 관련이 있다면, 이러한 영향들에 대해서 검토되어야 한다. 그러나 이러한 손실에 대한 실험적 고찰은 고비용과 기술적인 어려움으로 인해 그 손실을 감소시키기 위한 설계 기술의 개발은 힘든 실정이다. 이러한 이유로 비정상 유동 및 로터-고정체 상호작용에 대한 예측은 해석적 검토로 개발되어 왔다. Rai & Madavan⁵⁾은 GE 사의 항공기 엔진 연구팀의 협조로 비정상 유동 코드를 개발하였다. 복합적으로 기울어진 노즐에 대한 단(stage) 해석은 passage-average 접근을 이용한 정상상태 다단 해석에 초점을 맞추어 개발되었다⁶⁾. 이러한 해석 코드의 개발 덕분에 복잡한 단 사이의 유동 상태를 해석적으로 예측할 수 있게 되었다. Fig. 5는 진보된 선회 단이 사용된 고압 3단에 대하여 정상상태의 다단 유동 해석 결과를 보여준다.

2.4 진보된 선회단(advanced vortex blade) 설계

터빈의 단을 통과하는 증기의 흐름은 반경방향

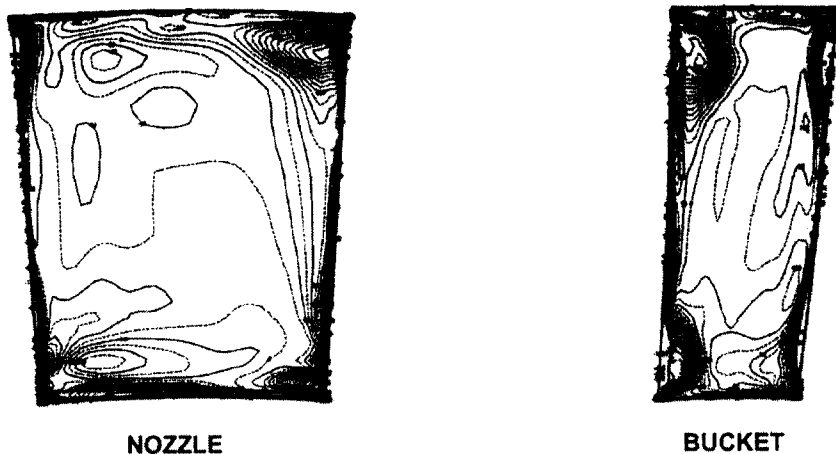


Fig. 5 Multi stage CFD analysis vorticity at stage 3 nozzle and bucket exit

평형(radial equilibrium)상태를 만족해야 한다. 반경 방향 평형 방정식은 운동과 기초 열역학과의 관계에서 유도된 방정식으로서 유체에 작용하는 압력에 의한 힘과 유체의 속도에 의한 관성력과의 관계를 표현한 것이다. 3차원의 완전한 반경방향 평형방정식은 매우 복잡하고 난해하다. 그러나 몇 가지의 단순화된 가정을 통해 실제로 응용 가능한 형태의 방정식을 얻어낼 수 있다. 반경 방향의 속도 성분을 무시하고, 반경 방향과 접선 방향의 속도 성분의 곱이 일정하다고 가정하면, 자유 선회 흐름(free vortex design)을 얻을 수 있다. 현재 운전 중인 터빈은 주로 자유선회 반경 방향 유동 분포를 사용하고 있다. 짧은 단의 경우 자유 선회 설계는 아주 적절하고 효율이 높으며, 긴 버킷의 경우는 비틀림 양이 많기 때문에 기계적으로 설계가 어렵고 팁 부위에서 반동력 및 손실이 크다.

저압 터빈의 긴 버킷 설계에서 더욱 좋은 효율을 얻기 위하여 비 자유선회단(non free vertex stage)을 사용하고 있으며, 버킷과 노즐을 적절히 설계하여 제 2차 유동 손실, 익형 손실(profile loss)을 최소화하고, 버킷의 중간 부분의 효율을 증가 시키기 위해 1980년대 중반부터 다양한 제어 선회(controlled vortex) 설계 개념이 도입되었으며, 1990년에는 더욱 가속화되어 다양한 진보된 선회 단이 개발되었다.

진보된 선회 단의 경우, 루트부에서는 반동력이 증가하여 루트부의 성능이 증가되고, 팁부에서는 반동력이 감소되어 팁 손실이 감소된다. 실험실에서 공기를 매체로 실험한 결과, 진보된 선회 단이 기존의 자유 선회 단보다 효율이 더 높은 것으로 입증되었다.

고압(HP), 중압(IP) 및 저압(LP) 단에서는 운전

조건이 각기 서로 다르기 때문에 서로 다른 개념의 설계 기법이 각 단계에 적용된다. 고압부에서의 압력 비는 약 1.2이다. 이 압력 비는 공기역학적 조건에 의해 제한되지 않고 오히려 다이어프램을 가로지르는 압력 부하에 의해 제한된다. 결과적으로 노즐 단면부가 기계적 부하를 담당하기 위해 버킷 단면부 보다 상대적으로 더 커야 한다.

Fig. 6은 전형적인 고압 터빈의 진보된 선회단을 보여준다. Fig. 7은 고압 터빈에서의 반동도의 반경 방향 분포와 전통적인 자유 선회단(conventional free vortex blade)과 진보된 선회단(advanced vortex blade)의 유동각에 대한 비교를 보여준다. 진보된 선회단 설계에서는 전체 단의 반동도는 다소 증가하며, 팁(tip)에서 보다 루트(root)에서 더 큰데 루트에서의 반동도는 로터의 축 추력(thrust)을 최소화 하기 위하여 약 10% 이내로 제한된다.

축 방향에 대한 유동각은 루트에서 작고, 유동을 반경방향으로 안쪽으로 돌리기 위해 팁(tip)으로 갈수록 증가한다.

중압 터빈의 압력 비는 보통 1.2에서 1.3의 범위이다. 속도가 고압부보다 다소 높으며 블레이드는 더 길고 뒤틀려진다.

Fig. 8은 전형적인 중압터빈의 진보된 선회 단을 보여준다. Fig. 9는 중압 터빈에서의 반동도의 반경방향 분포와 전통적인 자유 선회단과 진보된 선회단의 유동각에 대한 비교를 보여준다. 진보된 선회단에서 유동은 피치선에서의 목(throat)을 증가시켜서 블레이드의 중간부의 효율이 더 증가되도록 측면으로부터 멀어지도록 흐른다. 따라서 노즐은 루트와 팁에서 피치선의 모양에 비해 상대적으로 더 휘어진다. 2차 유동 손실을 줄이기 위해 복

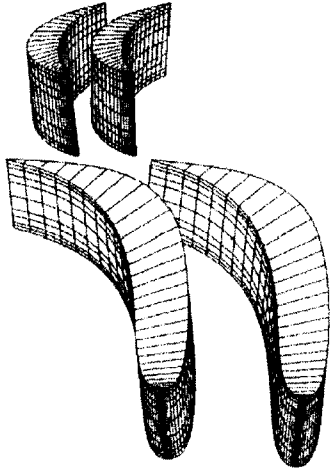


Fig. 6 Advanced vortex HP nozzle and bucket

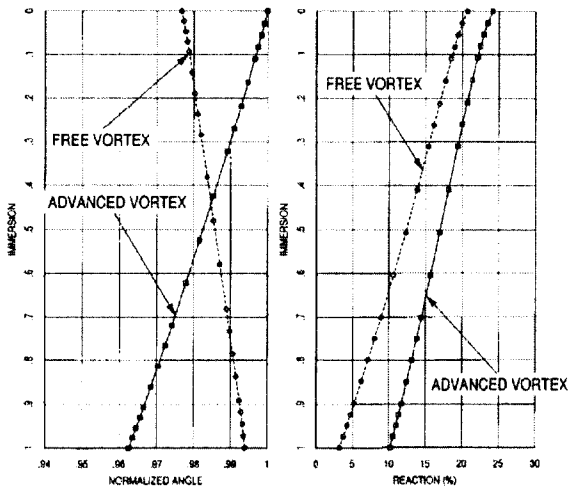


Fig. 7 HP stage nozzle exit angle and reaction distribution

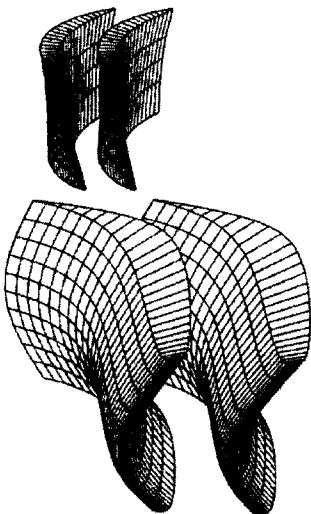


Fig. 8 Advanced vortex IP nozzle and bucket

합기울기(compound lean)를 가진 노즐이 개발되었는데 이는 루트부 반동은 효율을 높이기 위해 더 증가되어 버켓 루트부의 가운데가 덜 볼록하다.

저압 터빈에서 압력 비는 마지막 수개의 노즐 및 버켓에서 음속에 가까운 속도를 내기에 충분하다. 버켓은 길고 매우 휘어지게 되며, 노즐 외측면의 기울기 각은 거의 50°에 달하게 된다. 저압 단에서도 진보된 선회단 설계 개념이 중압 단에서와 유사하게 적용되며, 그 모양은 Fig. 9와 같이 보여진다.

좀 더 긴 저압 단에서는, Fig. 10에서 보여주는 것과 같이, 노즐의 설계에 약간의 수정을 가하게 된다. 첫째, 블레이드가 최대로 휘는 점은 루트부에서 더 기울어지도록 루트쪽으로 가까워 지도록 한다. 이것은 또한 블레이드를 노즐의 외측 경사면에 대해 쉽게 조립할 수 있게 해 준다. 둘째, 노즐의 축 방향쪽을 최소화하기 위해 노즐 선단(leading edge)에 약간의 축 방향 만곡을 더해 준다. 이는 익형 손실(profile loss)을 줄여주게 된다. 최종 단의 노즐은 전형적으로 힘이 없는 직선의 접선 방향 기울기를 가지도록 설계한다. 음속에 가까운 노즐에서는 루트부에 가까운 음속근접 부는 충격손실(shock losses)을 최소화하기 위해 수렴-발산 단면으로 설계된다.

이와 같이 진보된 선회 단을 사용함으로써 얻어지는 효율 향상은 2 내지 2.5 %에 이르며, 현재 150 MW 이상의 모든 새로운 발전용 화력 재열 증기 터빈에서 진보된 선회 단을 적용하고 있다.

2.5 곡면 외곽 측면(Contoured sidewalls)

1980년대 초에 노즐의 외곽측면에서의 2차 유동 손실의 효과를 결정하기 위한 실험적 고찰이 수행되었다. Fig. 11은 외곽면 형태가 직선의 형태보다 단의 효율측면에서 유익하다는 결과를 보여준다. 측면의 곡면 형태는 cross-channel 압력 성분을 감소시켜 2차 유동의 강도를 줄임으로써 2차 유동손실을 감소시킨다. 곡면은 또한 안쪽 측면 근처의 손실부의 크기를 감소시켜주며 노즐 입구부에서의 낮은 속도로 인한 노즐 익면 손실(profile losses)을 감소시켜 준다. 곡면 외곽측면은 전형적으로 제 1단에 사용된다. Fig. 11에서 보여주는 바와 같이, 곡면 외곽 측면을 사용한 단(stage)의 효율이 원통형 측면보다 1.5 % 이상 크게 얻어졌다.

2.6 긴 마지막 버켓의 개발

효율적인 터빈 설계를 위해서는 증기가 매우 낮

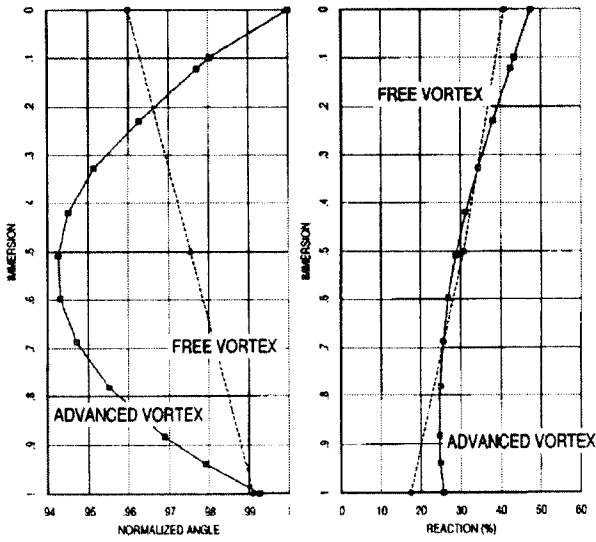


Fig. 9 IP stage nozzle exit angle and reaction distribution

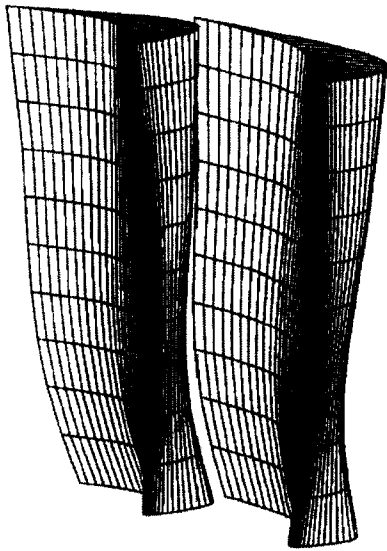


Fig. 10 Advanced vortex LP nozzle

은 압력까지 팽창되어 배기되도록 해야한다. 다시 말해서, 가능하면 많은 양의 증기에 포함된 에너지를 일로 전환시켜야 하는데 이는 큰 배기 환형 면적이 필요함을 의미한다.

오늘날의 소형 터빈과 흡사한 초기의 증기 터빈은 단일 배기 흐름으로 건설되었다. 역사적으로 출력의 증가는 다중의 2, 3, 4 혹은 6개의 대칭 배기 흐름을 가진 직렬형 터빈을 사용하는 방법이 더 긴 마지막 단 버켓의 개발보다 훨씬 빠른 속도로 진행되어 왔다.

긴 마지막 단 버켓의 획기적인 개발은 증기터빈의 최대 출력 및 출력 밀도의 증가에 결정적인 역할을 담당한다. 3,600 rpm 터빈에 대해 1940 년대에는 508 mm (20 inch) 마지막 단 버켓이 소개되었으며, 1948 년에 584 mm (23 inch), 1954 년에 660 mm (26 inch), 1962 년에 762 mm (30 inch), 1967 년에 851 mm (33.5 inch)가 1980 년대 중반에는 티타늄 1,016 mm (40 inch)가 소개되었다.

3,000 rpm에 대해서도 일반적으로 3,600 rpm과 병행해서 1,067 mm (42 inch)의 긴 마지막 단 버켓(3,600 rpm에서는 33.5 inch에 대해)이 1992 년에 소개되었으며, 3,600 rpm에 티타늄 1,219 mm (48 inch)의 적용이 가능해졌다. 3,000 rpm 및 3,600 rpm의 마지막 단 버켓군은 배기환형면적을 대략 25 % 증가시키게 되었다. 40 inch 및 48 inch 티타늄 버켓의 사용은 33.5 inch 및 42 inch 이상의 긴 버켓의 로터와 버켓에서 요구되는 응력 허용치를 티타늄이라는 신소재를 사용함으로써 만족시킬 수 있었으며 이는 지속적인 연구결과의 산물이라 하겠다.

1950 년대의 경우를 보면, 긴 버켓은 커버를 사용하지 않고, 중간 베인 또는 팁 가까이 구멍을 뚫

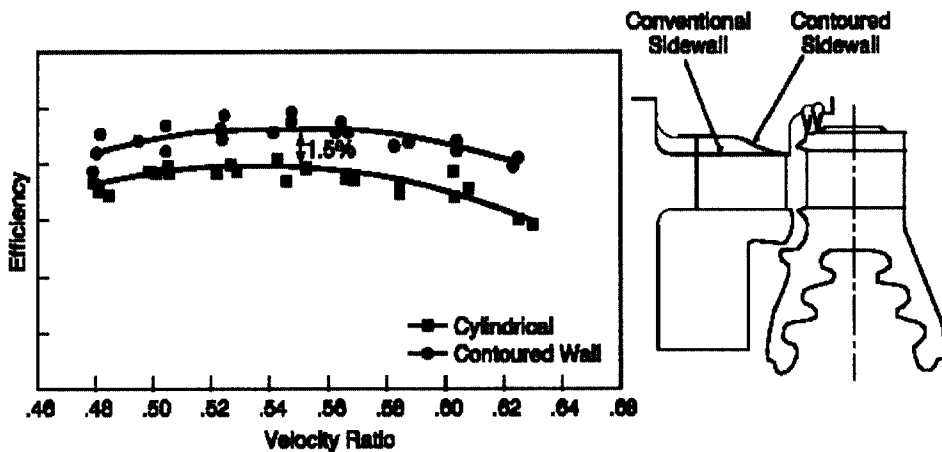


Fig. 11 Contoured sidewall test data

어 타이 와이어(또는 lashing wire)를 사용하여 버켓을 4-5개씩 그룹으로 묶어 진동이 줄어들 수 있도록 설계되어 있다. 버켓 길이의 증가는 더 빠른 팁 속도 및 더 큰 베인 응력을 가져오는 것이 사실이다. 긴 버켓의 개발은 프리 스탠딩 또는 연속적 연결설계(continuously-coupled design)와 같이 서로 다른 부문에서 독립적으로 이루어졌다. 프리 스탠딩 버켓은 버켓과 중간 베인 또는 팁 사이에 연결부위가 없다. 그러므로 이것들은 기계적 감쇠가 낮으며, 따라서 높은 강성을 갖도록 설계되어야 한다. 강성은 루트(root)에 넓은 폭의 베인을 사용하고 루트에서 팁쪽으로 갈수록 경사도를 높임으로써 증가시킬 수 있다. 따라서 상대적으로 루트(root) 부위에 넓은 폭의 베인을 사용하는 프리 스탠딩 설계는 연속적 연결설계방식에 비해 베인 수가 줄어드는 결과를 초래한다.

1967 년에 맨 처음, Fig. 11과 같은, 긴 버켓에 대한 연속적 연결설계(continuously-coupled design)가 소개되었다. 버켓 열린 버켓 중간점 가까이 슬리브와 팁에 커버를 사용하여 휠 주위에 360도 연속적으로 연결된다. 이러한 연결은 효율적인 버



Over/Under Cover Design of 23" (588mm) and 23" (584mm) LSB Redesign



Side Entry Cover Design of 26" (660mm) and 33.5" (851mm) LSB Redesign

Fig. 11 (a) Continuously coupled bucket tip design

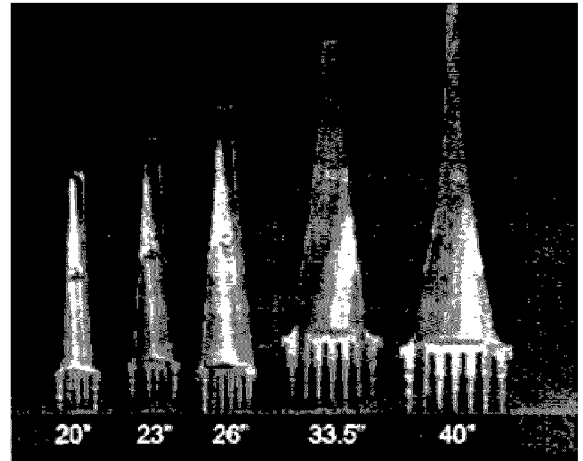


Fig. 11 (b) 3600rpm family of continuously coupled buckets

켓 대 버켓 통로를 유지하면서, 원심부하로 인한 원주방향 성장을 자유롭게 해주고, 원심력에 의한 베인의 휨각도가 줄어드는 현상(untwisted force)을 상쇄시켜 준다.

구조적으로, 커버와 슬리브의 연결은 강성, 모달서프레션(modal suppression) 및 감쇠 효과를 제공하도록 되어 있다.

공기 역학적인 효율측면에서 열(row) 당 많은 수의 버켓을 사용하는 것이 소수의 무거운 베인을 사용하는 것보다 우수한 것으로 알려져 있다. 경사가 많이 진 베인(highly tapered vane)은, 앞에서 언급한 바와 같이, 열(row) 당 베인의 수량이 작고, 견고성이 떨어지며 팁과 팁 사이의 간격이 증가하게 된다. 버켓이 길어질수록 상대적인 유속은 증가하게 되는데 마지막 버켓의 팁 부위는 초음속 상태가 되며 초음속이 발생하는 유로의 형상은 충격파에 의한 손실을 줄이기 위해 매우 중요한 부분이다.

Fig. 12에 연속적 연결 마지막 단 버켓의 초음속 팁 부위와 프리 스탠딩(free standing) 버켓 팁 부위의 차이점을 보여준다. 초음속 수렴-발산(converging-diverging flow passage)을 적용하게 되면 제작 및 운전 시 형상 공차를 매우 엄격하게 유지하는 것이 요구된다. 이때 버켓 커버는 팁을 고정하고 엄격한 공차를 유지하는데 유용하다.

커버는 또한 팁의 누설 손실을 줄이기 위한 스피ل 스트립(spill strip)이라는 밀봉장치를 설치할 수 있는 공간을 제공한다. 커버가 없는 설계는 팁 부위에서의 불규칙한 유동현상을 일으켜서 2차 유동 손실을 증가 시켜 결국에는 효율의 저하를 가져온다. 커버가 있는 경우에는 고정부와 팁 사이의 누설량을 최소화해서 2차 유동손실을 줄여 줄 수 있

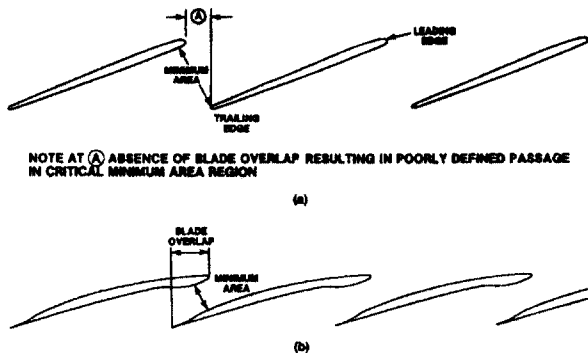


Fig. 12(a) Typical LSB tip section with low solidity
 (b) Typical high-solidity supersonic tip section with coupled LSB design

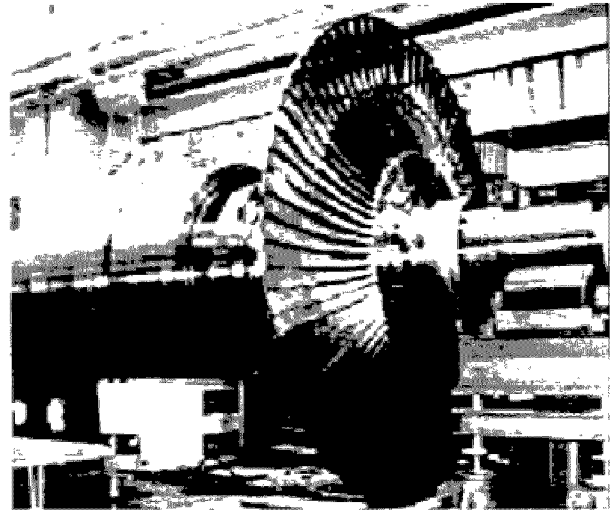


Fig. 15 1,016 mm (40 inch) titanium last stage bucket

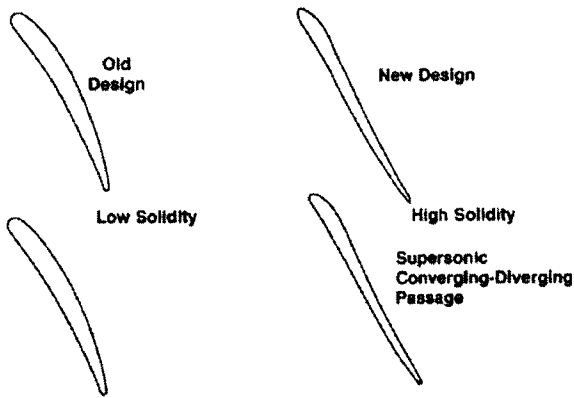


Fig. 13 Convergent-divergent supersonic bucket tip profile design

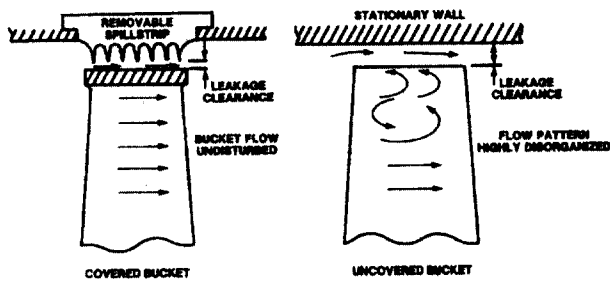


Fig. 14 Leakage-loss and flow-disturbance reduction with tip cover

다(Fig. 14).

연결설계에서의 베인 중간지점 연결은 증기흐름에 약간의 방해가 되어 효율의 손실을 야기한다. 이러한 효율의 손실은 연결부위를 유속이 높은 지역에서 멀리 떨어지게 설치하고 공기 역학적인 연결 모양을 사용해서 최소화 할 수 있다. 결과적으로 버켓 커버와 팁 스피ل 스트립(tip spill strip), 열

(row) 당 버켓 수 증가 및 최적 일체성(optimum solidity)을 가진 버켓을 사용하면 효율 향상을 가져올 수 있다.

최초의 연속 연결설계의 성공적인 테스트 및 그 간의 운전 경험에 따라, 발전용 및 복합화력용의 모든 3,000 rpm 및 3,600 rpm 터빈의 마지막 단 버켓은 연속연결 및 최신의 공기역학적 베인 형태를 조합하여 재 설계되었다.

2.7 팁 실과 축 패킹 실

버켓 팁과 축 패킹 간극을 지나는 누설을 최소화하기 위한 방법들이 연구되어 왔다. 버켓 팁 누설의 조절은 버켓 슈라우드의 유입부측 위에 있는 한 개의 스피ل 스트립(spill strip) 또는, 버켓 커버 테논의 양쪽에 놓여 있는 두개의 스피ل 스트립을 사용하여 이루어져 왔다.

축을 지나는 누설은 노즐과 축 사이 및 축의 양 끝에 위치하는 다수의 패킹에 의해 조절되어 왔다.

누설은 고정체와 회전체 사이의 반경방향 간극을 줄임으로써 또는 교란 및 유동의 제한을 가져오는 구불구불한 통로를 만들도록 실의 형상을 설계하여 가능하다.

누설조절에 대한 실전적 데이터는 3차원 회전 증기테스트 보다는 2차원 정적 공기 테스트를 통하여 얻어졌으며, 정적 공기 테스트는 적은 비용으로 다양한 누설제어 형태에 대한 실험을 가능케 하였다.

수년 동안 여러 종류의 버켓 팁 실 형태에 대하여 테스트하였으며, Fig. 16에 이러한 여러 형태의 실의 예를 보여주고 있다. 테스트 결과 누설 유동

은 계단식 또는 high-low 스피ل 스트립을 사용할 경우 상당히 감소한다는 것을 보여준다. 이 개선된 반경방향 팁 누설조절의 적용은 성능을 개선할 뿐 아니라 마찰로 인한 손상이 개선됨으로써 단일 반경 방향 팁 스피ل 스트립에 상응하는 마찰보다 누설을 덜 증가시키는 결과를 가져온다.

슬랜트 투스(slant teeth)를 가진 패키징은 적절한 간격을 유지하는 한 누설유동을 감소시키는데 도움을 준다.

Fig. 17은 손실유동을 최소화하기 위하여 반경방향 간극에 대한 투스 피치의 최적 비를 선택하는 것이 얼마나 중요한가를 실험결과를 통하여 보여주고 있다.

Table 1 Performance gains with retrofitted new last stage buckets

RPM	Bucket	Overall Performance Improvement	
		Bucket Only	Bucket & Diaphragm
3600	20" (508mm)	0.1 to 0.4%	0.25 to 1.0%
	23" (584mm)	0.25 to 0.75%	0.5 to 1.0%
	26" (660mm)	NA	1.0%
	30" (762mm)	0.6%	1.0%
3000	26" (660mm)	NA	1.0%
1800	43" (1092mm)	0.75%	1.0%

NA = Not Applicable

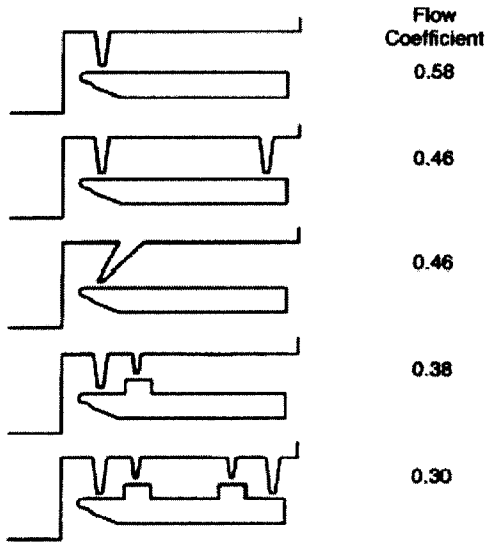


Fig. 16 Bucket tip leakage control

최근 수년에는 최종 단 버킷 팁 누설손실의 조절에 초점이 맞추어져 왔다. 최종 단 버킷의 팁에서의 누설 손실 조절은 다이어프램의 출구측면과

버킷 밴드의 선단 사이의 축 방향 간극으로 이루어진다.

만약 반경방향 스피ل 밴드(spill band)가 최종 단 버킷 슈라우드에 사용될 수 있고, 꼭 죄는 반경방향 틈새가 유지된다면, 단 효율은 3 % 정도까지 개선될 수 있으며, 이것은 전체 터빈 효율로는 0.3 % 정도에 해당된다.

508 mm (20 inch) 이상의 최종 단 버킷은 버킷 커버에 꼭 죄는 반경 방향 간극을 유지하고 팁 누설 유동을 최소화하기 위하여 더 큰 새로운 반경 방향 스피ل 밴드를 사용한다. Fig. 18은 660 mm (26 inch) 및 851 mm (33.5 inch) 최종 단 버킷에 사용되는 반경방향 스피ل 밴드의 모양을 보여주고 있다.

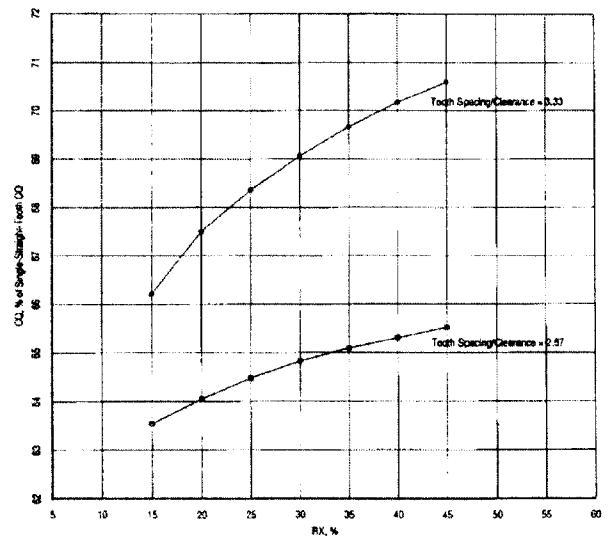


Fig. 17 Slant tooth bucket tip seal test results optimum tooth spacing

3. 지속적 성능증가를 위한 새로운 설계유형

3.1 SPE 방지를 위한 증기 통로 설계

고온(482 °C/ 900 F 이상) 증기 유입 단이 있는 터빈의 증기 유로부의 성능저하의 주 원인은 미립자에 의한 침식(SPE: solid particle erosion) 손상이다. 증기 유로는 노즐과 버킷이 보일러 튜브 및 주증기와 재열증기 배관의 내부표면으로부터 벗겨져 나오는 산화철 분말을 포함한 오염된 증기에 의해 마모 되어 성능이 저하되게 된다. 이 손상은 증기 유로부의 성능의 저하, 보수비용의 증가, 발전손실, 검사주기의 짧아짐 등의 결과를 초래한다. 이러한 손상을 줄이기 위한 수단으로 침식 방지

코팅을 적용하여 왔다.

제어단 노즐에 대한 여러 가지 코팅방법에 대해 설명되어 있다⁷⁾. 운전경험을 통하여 이 보호 코팅은 SPE의 감소를 위해서는 1~2년 정도 효과가 있는 것으로 보고되어있다. 이런 연유로 제어단 노즐에 대한 침식방지를 위하여 새로운 증기유로부 설계가 검토되었으며, 새로운 설계 (Fig. 19 참조)는 노즐 출구측 끝 압력 표면에 충격을 주는 다수의 미립자를 크게 줄여주는 기울어진 노즐 (slanted nozzle)의 개발을 가져왔다.

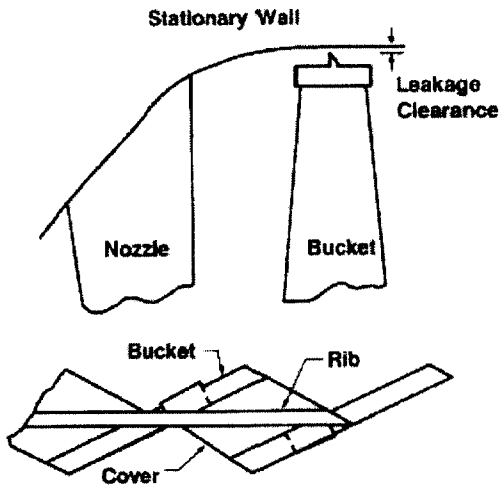


Fig. 18 Side entry last stage bucket cover design tip leakage control

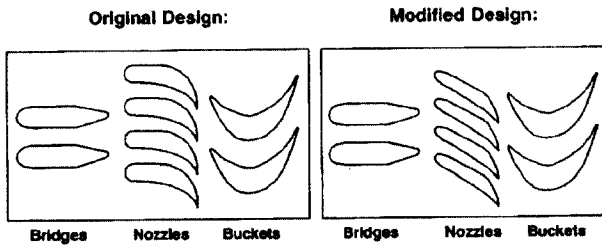


Fig. 19 Modified control stage to minimize SPE damage

SPE 손상의 감소는 충격속도가 감소하고 충격 각도를 좁혀줌으로써 얻어지게 된다. 확산 코팅 (diffusion coating)을 한 이러한 새로운 노즐은 수명을 3 배나 증가 시켜 주었으며 장기적인 지속적인 성능의 향상에 기여하게 되었다. Fig. 20은 5년의 보수간격을 가진 터빈에 대한 열 소비율의 효과를 보여주고 있으며, Fig. 21은 노즐 볼록 면 손상이 있는 재열 노즐에서의 전형적인 SPE 손상을 보여주고 있다.

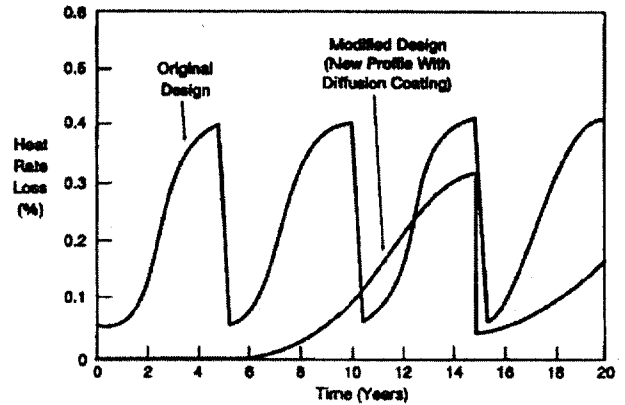


Fig. 20 Control stage heat rate loss to severe SPE damage



Fig. 21 Severe erosion on suction side of first reheat stage diaphragm

3.2 압력 가변간극 패킹 설계

고온의 증기 터빈 로터의 중간 스펠에 밀접해 있는 라비린스 실 패킹(labyrinth seal packing)은 마찰(rubbing)에 상당히 민감하다. 기동 시 진동으로 인한 마찰 때문에 간극이 증가하면 연료비는 증가하고 발전소 출력은 감소하게 된다. 기동 시 패킹 마찰에 의한 진동은 터빈의 임계속도(critical speed) 통과를 방해하여 기동시간 지연을 초래하게 된다. 압력 가변 간극 패킹(positive pressure variable clearance packing)은 기동 시에는 간격을 크게 하고, 동조(synchronizing) 후에는 간극이 줄어들 수 있도록 설계된 패킹이다. 이와 같은 배열을 통해 기동시의 진동에 의한 패킹의 마모를 최소화 할 수 있다. Fig. 22는 이 압력 가변 간극 패킹의 형상을 보여주고 있다.

내부 중간스팬 패킹(internal mid-span packing,

N2 packing)과 고압과 중압 터빈의 첫째 단에서 3 단까지는 터빈 기동 시 마찰에 대해 상당히 민감하다.

일반적으로 이들 패킹의 설계 간극은 0.381 mm (0.015 inch)이나 5 년 정도 운전 후의 패킹 간극은 1.524 mm (0.06 inch)까지 늘어난다. 이렇게 되면, 열 소모율(heat rate)은 약 0.35 % 증가된다.(Fig. 23 참조)

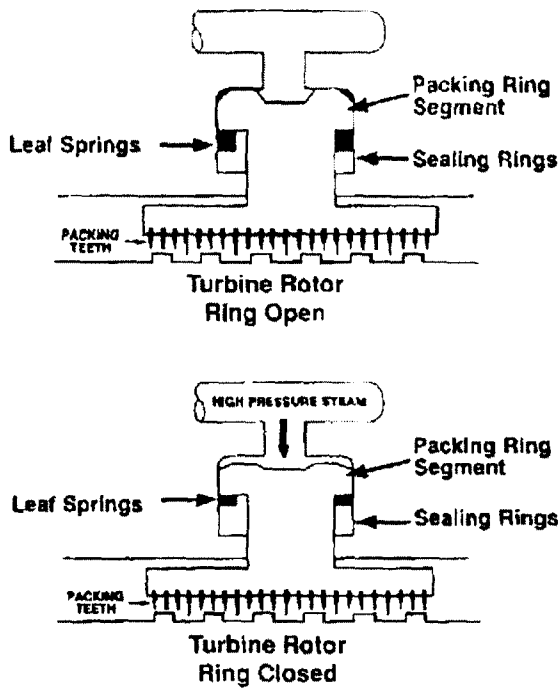


Fig. 22 Positive pressure packing

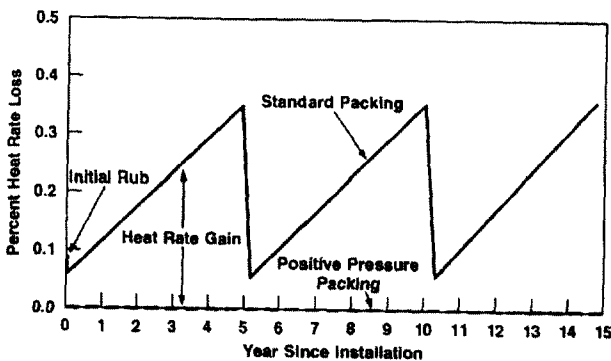


Fig. 23 Heat rate improvement for positive pressure packing in 500MW units

3.3 고감쇠 실 (High damped seal)

증기 터빈에서 불안정 유체력을 발생시키는 요소로서 대표적인 것으로는 회전체를 지지하기 위하여 양단에 설치되어 있는 저어널베어링과 단과 단

사이 또는 내부와 외부와의 유체 누설을 방지하기 위하여 설치되어 있는 labyrinth 실이다. Labyrinth 실과 회전체가 서로 동심 상태일 때는 실 cavity 내의 압력은 원주방향으로 균일하게 분포되어 있어 로터에 불안정 힘을 가하지는 않는다. 그러나 운전 중인 회전체는 여러 요인에 의해서 실과 회전체는 편심되어 운전하게 된다. 이로 인해 실 cavity 내의 압력은 원주방향으로 불균일 하게 분포하게 되고 그 결과로서 발생하는 유체 불안정력이 회전체에 작용하게 되어 불안정한 현상이 나타나게 된다.

회전체의 동적 안정성은 회전체계의 강성계수와 감쇠계수에 의해서 좌우된다. 실의 강성계수와 감쇠계수는 베어링에 비해 작은 값을 가지나 로터의 전부분에 걸쳐 있고, 로터가 정상운전을 하기 위하여 임계속도를 지날 때의 변위가 베어링에 비하여 상대적으로 큰 위치에 있기 때문에 실의 안정성에 대한 기여는 커지게 된다.

특히 증기의 압력이 높아질수록 실에서의 유체 불안정력은 더 커지게 되므로 축계의 불안정이 더 커진다. 고감쇠 실은 실의 감쇠를 증가 시킴으로써 축계의 안정성을 높이기 위한 목적으로 사용되며, 최근 개발된 고효율 증기 터빈에는 대부분, Fig. 24와 같은, 고감쇠 실 또는 anti-swirl 실이 사용되고 있다.

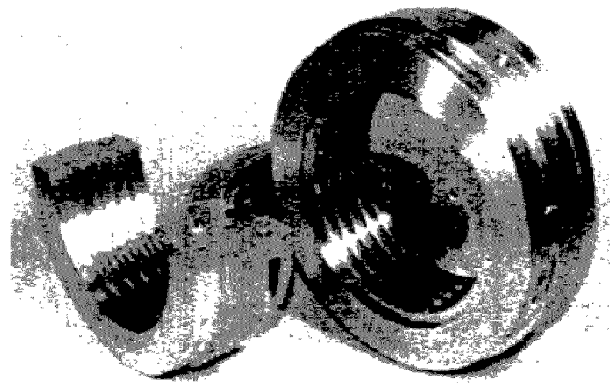


Fig. 24 A photograph of a damped labyrinth seal

4. 결론

전세계 발전시장에서는 대형 증기 터빈보다는 기동성이 좋고 건설비가 적게 들며 공기가 짧은 복합 사이클과 가스터빈에 더 많은 관심을 가지고 있으며 현재 이 분야에 대한 기술인력, 기술개발 및 성능개선에 총력을 기울이고 있다.

증기 터빈에서의 기술개발은 새로운 연구 아이템의 선정보다는 주로 기존 터빈을 개선하는 방법을 연구한다. 단 손실(stage loss)의 대부분을 차지하는 증기 통로부의 설계 변경과 각 요소의 재질 변경 등이 주로 연구되는 과제이다.

발전소에서 중요시되는 것은 전력의 안정성, 전력의 질, 기기의 신뢰성이며 특히 전력의 질은 각 공장에서 생산되는 제품 등의 불량률과도 밀접한 관계가 있다.

본 고에서는 오늘날 고출력 밀도의 터빈발전기의 설계로서 더 높은 효율과 출력을 가져올 수 있는 설계 기술 등을 간략하게 소개하였다. 끝으로 1990년대 후반 이후의 터빈 기술의 전망을 살펴보면 다음과 같다.

- 1) 터보 기계에 대한 더 자세한 공기역학적 이해를 위한 설계와 해석 코드를 계속해서 개발하여 터빈의 효율을 향상 시킬 수 있는 새로운 설계 개념을 가능케 한다.
- 2) 설계시스템을 자동화하여 단시간 내에 고객의 요구사항을 만족할 수 있도록 한다. 설계에 있어서 비용 효과와 품질을 향상시킨다.
- 3) 새로운 설계 개념의 개발 및 시험과 새로운 생산라인의 구성으로 50 % 이상 설계에 소요되는 시간을 절약한다.

참고문헌

1. Cofer, J. I., Reinker, J. K. and Sumner, W. J., "Advances in Steam Path Technology", ASME Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, Vol.118, April 1996, pp. 337~352
2. Langston, L. S., "Crossflows in a Turbine Cascade Passage", ASME Journal of Engineering for Power, Vol. 102, No. 4 October, 1980, pp. 866~874
3. Holmes, D. G. and Tong, S. S., "A Three Dimensional Euler Solver for Turbomachinery Blade Rows", ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 107, April, 1985, pp. 258~874
4. Holmes, D. G. and Warren, R. E. "Detailed Studies of Inviscid Secondary Flows", GE CRD Report No. 85CRD133, July, 1985. Presented at the 1985 ASME Winter Annual Meeting, 11/18/85
5. Rai, M. and Madavan, N., "Multi-Airfoil

- Navier-Stokes Simulations of Turbine Rotor-Stator Interaction, "Journal of Turbomachinery, Vol. 112, July, 1990, pp. 377~384
6. Adamczyk, J. J., Coestino, M. L., Beach, T. A. and Barnett, M., "Simulation of Three Dimensional Viscous Flow Within a Multistage Turbine", ASME Paper 89-GT-152, 1989
7. Sumner, W. J., Vogan, J. H. and Lindinger, R. T., "Reducing Solid Particle Damage in Large Steam Turbine, "Proceedings of the American Power Conference, Vol. 47, 1985, pp. 196-212
8. Morson, A., "Steam Turbine Long Bucket Developments", GE Power Generation Turbine Technology Reference Library Paper GER-3647, 1990