

합금강 재질의 대용량 1000MW급 저압터빈 최종단 익(翼) 설계기술 동향



한전전력연구원
엔지니어링센터
기계설비진단팀
책임전문원 김두영
Tel : (042)865-7540

최근 국내 발전분야 최고 관심사는 직렬형 축을 가지는 1000MW 이상의 대용량 고효율 증기터빈 개발 및 운영이다. 발전 산업계 요구를 충족시키기 위하여 터빈 설계사들은 새로운 대용량의 저압터빈 실린더 모듈을 개발하고 있는데 개발된 모듈의 특징은 진보된 유체역학과 구조적 분석 기술을 결합하고 기존 합금강 재질 최종단 익에 작용하는 응력한계 길이인 1000mm 이상 길이의 최종단 날개를 개발하는 것이다. 본 논고에서는 Alsthom사에서 새롭게 개발된 최종단 익(翼)의 공역학 및 기계적 특성 설계 개발내용과 실증시험 결과를 소개하고자 한다.

1. 서론

900~1000mm의 최종단 회전날개 길이를 수용할 수 있는 저압 실린더가 대형 증기터빈, 특히 더 높은 출력영역(600~700MW)의 터빈에 널리 적용되었다. 최근 터빈 제작사들은 저압터빈 배기면적의 증대를 통하여 효율 및 기계적 형상 항목에서 경제성을 획득할 수 있는 새로운 최종단 날개 및 연관된 표준 실린더 모듈을 개발했다.

이들은 화력발전소 500~600MW의 2 Flow Unit에서 약 1000MW의 4Flow Unit에, 원자력발전소 1300MW의 6 Flow Unit에 통상적으로 적용되고 있다.

최종단 날개의 개발은 저압 실린더의 총체적인 설계에 지배적인 영향을 미치며 표-1에서 간략하게 제시된

설계 순서도와 함께 상세하게 설명될 것이다. 설계과정은 간단한 once-through 과정이 아니고 수차례의 반복과정을 포함하고 있으며 공역학과 기계 구조적 요구사항을 모두 만족하는 설계결과를 얻을 때 까지 반복된 계산이 수행된다.

<p>SELECTION OF LEADING DIMENSIONS Base Diameter Blade length</p>
<p>CENTRIFUGAL STRESSING Blade cross-sectional areas Blade stressing Disc stressing</p>
<p>AERODYNAMIC DESIGN Mass flow Volumetric flow steam vectors Pressure ratio</p>
<p>INDIVIDUAL SECTION DESIGN Computation and Development Tests</p>
<p>VIBRATIONAL DESIGN Requirement of blade interconnection Snubbers Tests</p>
<p>DETAILED STRESS ANALYSIS Blade form untwisting</p>
<p>FOOT FASTENING Selection and Stressing</p>

[표 1] Last stage blade 설계 순서도

2. 최종단 날개

2.1 Leading Dimension

과거 입증된 최종단 날개 설계의 건전성을 기반으로

하여 신중하게 설계한다면 **타이타늄 합금**을 적용하지 않고 **사용 후 입증된 합금강**으로 약 1,170mm의 새로운 최종단 날개를 만들 수 있다는 것이 타당성 분석 결과로부터 밝혀졌다. 로타의 Availability가 완벽하게 조사되고, 요구되는 **Integrity, Strength Level 및 Toughness Level**을 갖춘 필요한 크기의 일체형(monobloc) 단조 로타가 공급되어 그 신뢰성이 확보되어야 한다. **공역학적 및 구조적 측면**에서의 예비고찰과 함께 기 언급한 인자들이 새로운 최종단 날개의 **허브 직경(hub diameter)**이 약 1875mm, 날개 길이가 약 1170mm의 크기로 한정 선택하였다.

결과적으로 배기면적은 날개 길이가 945mm일 때의 배기면적에 비해 실제적으로 약 43%가 증가된다. 더 큰 배기면적은 3실린더 형태를 2실린더 형으로 교체할 수 있도록 하고, 2실린더 형으로부터 과거 3 실린더 형의 성능을 발휘하기 때문에 경제적이다.

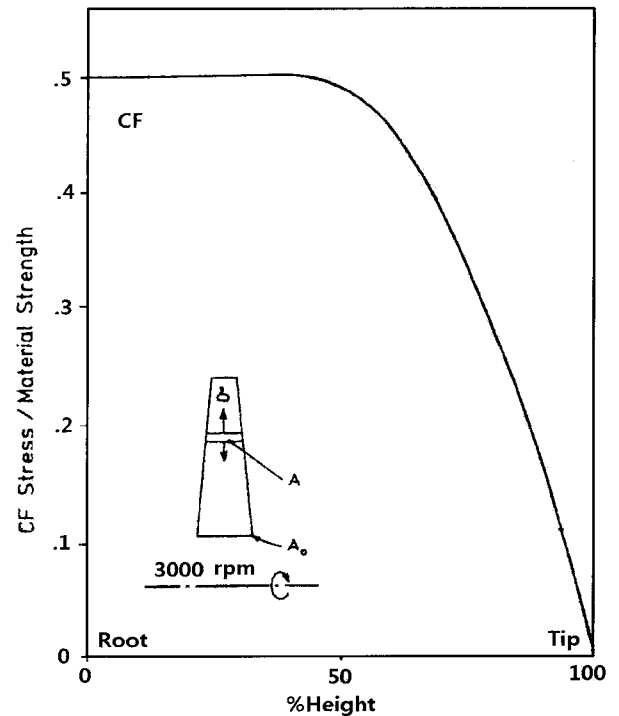
더 큰 배기면적은 복수기 냉각수 조건이 허용하는 범위 내에서 더 높은 복수기 진공도를 이용할 수 있기 때문에 사이클 효율을 증가시킬 수 있다. 예를 들어 1000MW급 원자력터빈의 구형(상대적으로 길이가 짧은)의 최종단 날개를 가진 저압터빈에서 복수기 압력이 약 80mbar에서 choke가 시작되는 설계라면 신형(상대적으로 길이가 긴)의 최종단 날개를 적용한다면 약 55mbar에서 choke가 시작되는 이점이 있다. 복수기 압력의 감소로 인한 **유효 엔탈피 낙차**의 증가는 약 30 MW의 출력을 더 생산할 수 있으며 발전소 보증 전기출력의 3% 증가에 해당한다.

2.2 원심력과 최종단 날개응력

원심력에 의해 날개형상에 가해지는 부하는 고속의 긴 날개 설계에 있어서 결정적인 요소이다. 날개 길이방향으로의 단면적 변화는 날개의 공기역학적 설계 시에 분리해서 수행해서는 안 된다.

날개의 두께가 가장 얇은 끝단에서의 원심 가속력은 약 20,000g($rw^2/g=2.108 \times 2 \times 2 \times \pi \times \pi \times 50 \times 50/g$)이다. 날개 끝단으로부터 날개 root로의 길이방향을 따라서 날개의 각 단면들이 받는 부하는 각 단면들의 상부에 있는 날개의 질량에 따라서 급속히 증가한다. 정격속도에서 단순한(부하/면적) 원심응력은 경험과 과속여유로부터 요구되는 값인, 날개 재질 항복응력의 약 50%보다 커서는 안 된다.

날개와 디스크 사이의 고정 그리고 디스크와 로타 사이의 지지구조는 이들이 버틸 수 있는 반경방향 날개 원심부하 때문에 제한되며 이는 다시 날개 형상설계 시 적용되는 질량의 크기 및 분포에 제한을 가하게 된다. 날개 길이 방향으로 균일한 응력이 작용하도록 함으로서 날개 형상 설계 시 경제적인 질량을 주도록 하는 길이방향의 단면적 분포가 선택된다. 응력분포는 [그림-1]에 주어져 있다.

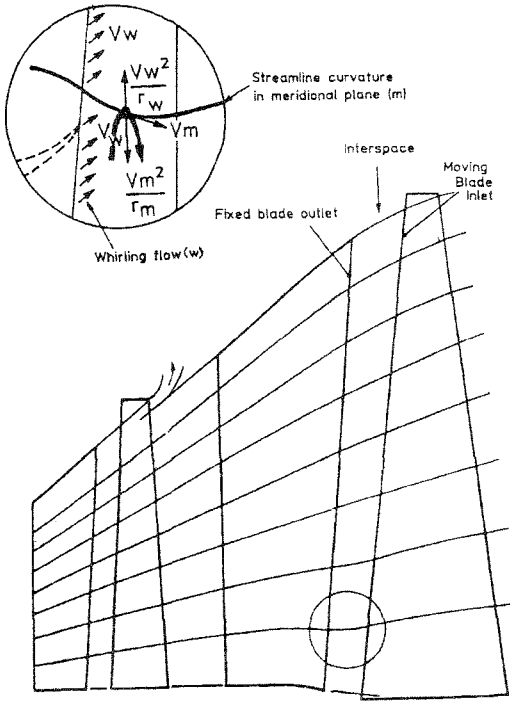


[그림 1] 원심응력

2.3 실린더 통과 유량의 공역학적 설계

날개윤곽(profile) 설계 시 요구되는 이상적 유량 벡터(vector)와 날개 골격 각도는 기 확립된 streamline curvature throughflow computer program을 사용하여 다양한 단(stage)의 열역학적 변수를 체계적으로 검토함으로써 결정된다. 초기의 유량 경계와 날개의 입출구 edge가 급수가열기로의 추기를 위한 공간을 포함하는 전형적인 streamline과 함께 [그림-2]에 제시되어 있다.

체적유량 설계용량은 약 0.5~0.75의 마하수와 동등한, 200~300m/s의 배기속도에 대응한다. 이 마하수에서는 배기 디퓨서(diffuser)가 적절하게 설계될 경우 국부적인 초음속 효과를 발생시키지 않고 높은 열역학적 성능을 획득할 수 있다. 질량유량 설계용량은 적절한 설계여유와 함께 예상되는 최대 전기출력과 대응한다.



[그림 2] 저압터빈 유로 경계 및 streamline

다음의 3가지 때문에 높은 증기속도와 tip /hub 최대 비율이 2.2로 운전되는 길이가 긴 최종단 날개의 공역학적 설계는 특별히 힘들다.

(a) 설계 각속도에서 날개 끝단(tip)과 루트(hub) 직경 사이의 날개속도 변화가 크다.

(b) 고정날개 출구와 회전날개 입구 사이의 공간에서 원심력장의 높은 whirling 유량(증기속도의 접선 성분)으로 인해 생성된 정압 변화가 반경 방향으로 크다. 이는 루트(hub)부위에서 저압을 끝단(tip)에서는 고압을 형성하도록 한다. 그 결과로서 고정날개를 통한 단의 엔탈피 낙차는 당연히 루트에서는 높아지려고 하고 끝단에서는 낮아지려 한다. 즉, 회전날개의 엔탈피 낙차 및 반동도는 루트에서 낮고 끝단에서 높게 된다.

(a)와 (b)의 결과로서, 루트 부근에서는 고정날개 출구 증기의 높은 절대속도와 로타의 저속도와 조합으로 회전날개 입구에서 증기는 높은 상대속도를 형성하게 된다. 끝단 부근에서는 고정날개 출구 증기의 낮은 절대속도와 로타의 높은 속도와의 조합으로 회전날개 입구에서 증기는 다시 높은 상대속도를 형성하게 된다. 날개의 중간부위에서는 증기속도와 날개속도가 더욱 균등하게 되므로 회전날개 입구 상대속도는 적당한 값이 된다. 이 영향은 상당히 긴 날개에서 날개의 끝단과 루트 부위에서 당연히 마하수가 1이나 그 이상이 되도록

위험한다. ([그림-3]의 점선)

(c) 고정날개와 회전날개 사이의 공간으로부터 회전날개 입구 및 통로에서 날개의 nose 두께 감소로 인하여 유로면적이 갑자기 감소된다. 이는 회전날개 입구의 높은 아음속의 마하 수와 더불어 날개 입구유로에서 flow choke를 야기하고 계획된 유로 구조를 와해시킨다.

진보된 전산 유체역학과 광범위한 모델 터빈의 시험 결과는 고정날개 출구와 회전날개 입구 사이 공간에서의 반경방향 압력 기울기(gradient)로 인한 심각성을 실제적으로 줄일 수 있는 방법을 제시하였다. 특별히 터빈 중앙 부위의 streamline과 비교하여 상대적으로 루트 부위의 streamline이 [그림-2]에서와 같이 아래로 볼록하도록 유도하여 정상적인 whirling 유량에 의한 원심효과에 대응하도록 설계한다. 증기속도의 접선 성분으로부터 야기된 원심력에 대응하여 적절한 방법에 의해 루트방향으로 작용하는 체적력(body force)을 생기게 하는 것이 가능하다.

적절한 streamline curvature flow modelling program의 적용에 의해 이러한 효과가 최근의 설계에 고려되고 있다. 이는 다음에서와 같이 요망되는 속도 삼각형 관련 변수를 만들기 위한 하나의 설계 도구로서 사용된다.

(a) 회전날개로의 흐름은 균일하고 정연해야하고 와해되지 않도록 하여 의도된 흐름 특성이 실제적으로 형성되어야 한다.

입구에서의 choking을 피하기 위하여 날개 입구의 영향 받는 부위인 끝단 및 루트에서 bulk 마하수가 1보다는 작도록 설계한다([그림-3a] 참조).

(b) 배기에서의 운동에너지 손실을 감소시키기 위해 회전날개 출구 swirl 각과 속도벡터는 최소가 되도록 해야 한다.

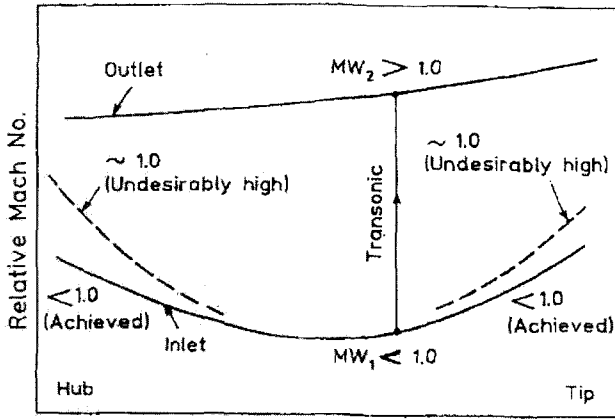
원하는 속도 삼각형을 형성하기 위해 이용 가능한 주 설계변수는 다음과 같다.

(a) 단 압력 비(단 엔탈피 낙차의 특성으로 나타나는)

(b) 단 루트(root) 반동도

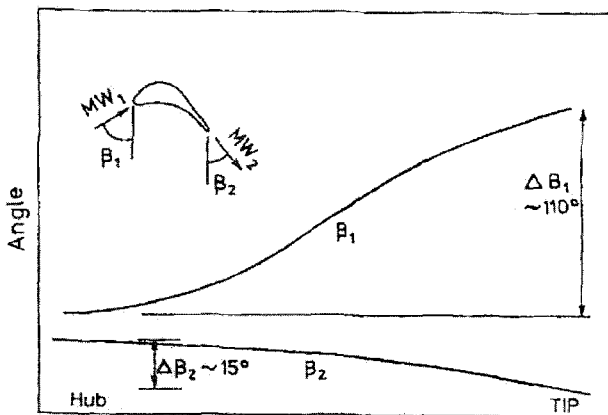
(c) 단의 날개 길이 방향 반동도

이 변수들을 조직적으로 검토하여 단 압력 비 5:1 및 건전한 양의 루트 반동도를 가지는 최적의 최종단 날개 설계가 되도록 한다. 결과적으로 회전날개 입 출구에서의 증기속도가 [그림-3a]에 제시되어 있고 대응하는 입 출구 각은 [그림-3b]에 나타나 있다.



Blade Height

(a) Steam velocities relative to moving blade



Blade Height

(b) Steam angles relative to moving blade

[그림 3] 회전날개 steam vectors

2.4 날개 종단면(profile) 설계

수년 동안의 연구를 통하여 천음속(transonic)의 날개에 대한 다양한 형태의 profile이 시험되고 개발되었으며 이로부터 얻은 결론들이 최종단 날개의 설계에 사용되었다. 특히 마하수 1.6까지의 초음속에 적합한 profile이 적용되고 광범위한 운전조건에 걸쳐 우수한 성능이 입증되었다.

국부(local) 유로에서의 천음속 흐름을 정밀하게 평가하기 위하여 time marching program의 사용에 의해 2-D passage가 분석되고 각 단면의 profile은 각각의 유로에서 적절한 흐름의 형상을 얻을 때 까지 수정된다.

공역학적 고려와 더불어 최종단 날개는 저 체적유량(저출력)에서 증기의 흐름이 정연하지 못함으로 인하여 야기되는 버퍼팅(buffeting)에 견디기 위해 요구되는 적절한 굽힘(flexural)강도(強度)와 날개의 진동 제어를

위해 적당한 굽힘 및 비틀림(torsional) 강도(剛度)를 필요로 하고 원심력에 의해 국부적으로 높은 untwisting 응력을 피하기 위하여 smoothly twisted profile을 구성하여야한다.([표-2]의 “보의 강도 및 강도 비교” 참조)

다양하게 변하는 상세 단면의 그 관련된 특성과 더불어 다수의 날개 형상 설계들이 점진적으로 개발되었고 이들은 하나의 형상 설계가 공기역학적 측면과 기계역학적 측면에서 가장 좋은 결합을 가질 때 까지 완벽하게 분석되어진다.

보의 종류	최대 굽힘 모멘트	최대 처짐	상대 강도	상대 剛度
내다지보, 端荷重	Wl	$\frac{1}{3} \frac{Wl^3}{EI}$	1	1
“ , 等分布荷重	$\frac{1}{2} Wl$	$\frac{1}{8} \frac{Wl^3}{EI}$	2	$2\frac{2}{3}$
단순보, 中央荷重	$\frac{1}{4} Wl$	$\frac{1}{48} \frac{Wl^3}{EI}$	4	16
“ , 等分布荷重	$\frac{1}{8} Wl$	$\frac{5}{384} \frac{Wl^3}{EI}$	8	$25\frac{3}{5}$
일단고정 타단지지, 中央荷重	$0.188 Wl$	$0.0093 \frac{Wl^3}{EI}$	5.3	36
“ , 等分布荷重	$\frac{1}{8} Wl$	$0.0054 \frac{Wl^3}{EI}$	8	62
양단고정, 中央荷重	$\frac{1}{8} Wl$	$\frac{1}{192} \frac{Wl^3}{EI}$	8	64
“ , 等分布荷重	$\frac{1}{12} Wl$	$\frac{1}{384} \frac{Wl^3}{EI}$	12	128

[표-2] 보의 강도 및 剛度 비교

2.5 전체 단(stage)의 공기역학적 설계

전산유체역학의 발달은 full stage(3D) inviscid time marching computer program의 이용이 가능토록 하였고 이 프로그램은 삼차원의 천음속 특성을 가진 최종단 날개의 분석에 있어서 강력한 도구가 된다는 것이 증명되었다. 이 기술은 루트/끝단 영역과 입 출구 날개 edge에만 기초한 제한된 골격의 모델을 사용하는 streamline curvature method 보다는 실질적으로 진보된 것을 보여주었다. 이 포괄적인 3D time marching model은 증기유로를 전부 grid network으로 표현하였고 날개의 단면/유로 형상과 고정날개 유로의 3D 기하학적 형태를 정밀하게 설명할 수 있는 능력이 있다.

Time marching 프로그램에 의한 계산결과와 전 세대의 날개 설계에 대한 모델시험 결과를 비교함으로써 귀중한 경험이 취득되었고 그 결과로서 과거 설계 내용에 있어서 여러 가지 개선되었다. Time marching 계산결과와 이용으로 검증시험을 위한 모델터빈의 상세한 내용이 제작자에게 유출되기 전에 설계과정의 일부로서 새로이 설계된 날개에 수행되는 포괄적인 단의 분석이 가능해졌다. 이는 여러 종류의 고정

날개 형상에 대해 정밀한 조사함으로써 단의 설계를 면밀하게 하도록 한다.

단면과 자오선 방향의 포괄적인 그리드를 보여주는 [그림-4]의 a와 b는 이 프로그램의 전형적인 적용결과이다. 고정 및 회전 날개 사이의 sectional view에서 불연속은 고정 장으로부터 회전 장으로의 변환으로 이어지는 날개 피치(pitch)의 변화를 나타낸다. 결과적인 흐름장(flow field)이 [그림-4]의 c에서 고정 및 회전 날개의 유로에서 이상적인 가속현상과 회전날개 입구에서 만족한 흐름의 입사와 함께 상대 흐름벡터(flow vector)로 나타나있다.

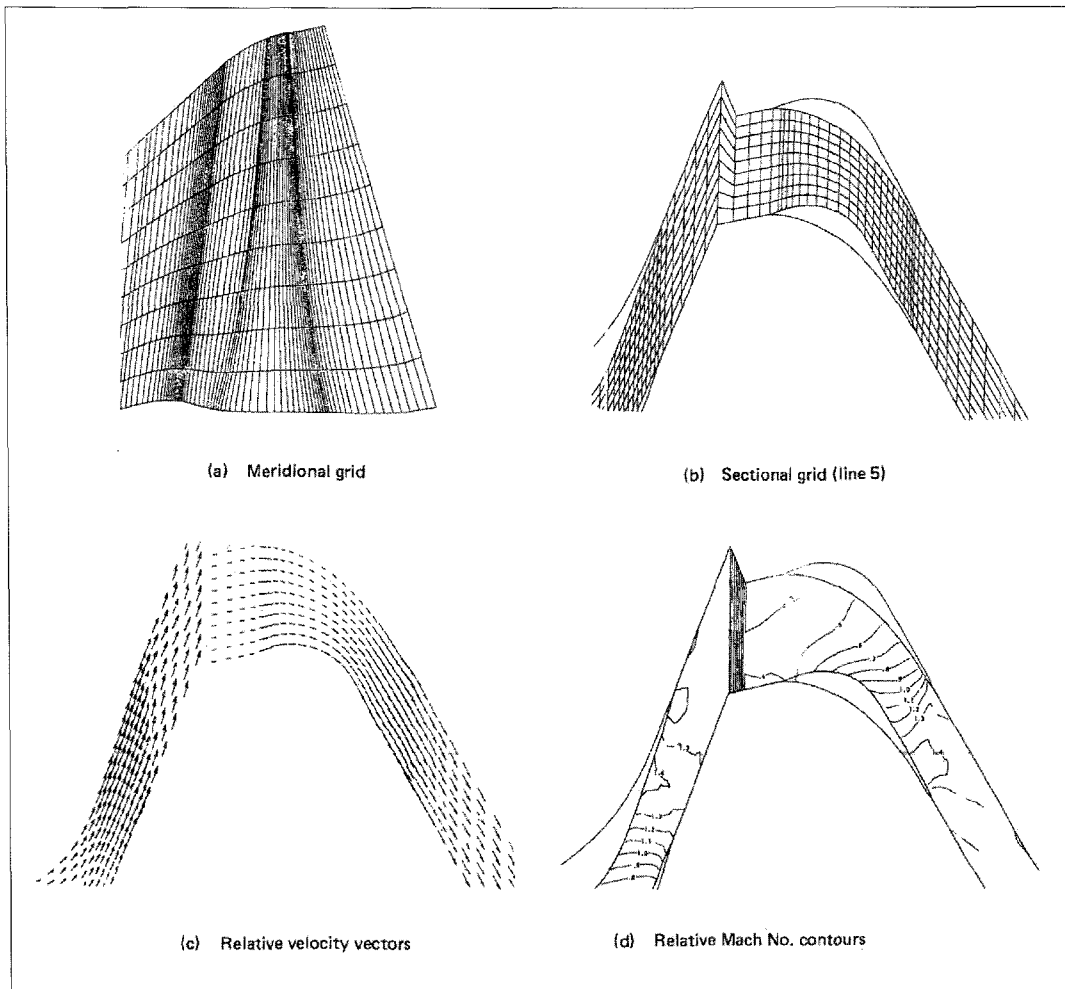
[그림-4]의 d는 고정 및 회전 날개의 유로에서 균일한 천음속의 가속현상을 더 상세하게 보여준다.

보다 더 민감한 단면에서 Cascade 시험으로 기대하는 흐름의 형태와 효율을 확인했다. 초음속의 전용 모델 터빈 시설에 크기가 조정된 한개 단의 모델을 설치하여

전 영역의 마하수 범위에서 공기역학적 최종 입증 시험을 수행하였다.

2.6 진동 측면의 설계

이전 세대로부터 이어져 내려오는 날개 설계의 진동 측면에 내재된 철학은 원주방향 360도에 걸쳐 연속적으로 개개의 날개가 서로 간에 연결되도록 하는 구조이며, 이를 적용하게 되면 어떠한 날개 한 개가 독립적으로 진동할 수 없고 단지 가능한 진동모드는 모든 날개가 동시에 동참하는 진동양상이기 때문에 개개의 날개 간의 피할 수 없는 작은 구조적 편차는 무시된다. 이러한 구조는 상대적으로 모드 수가 적고 명백하게 결정되는 고유진동 모드를 나타내므로 이 모드를 쉽게 조정(tune)할 수 있기 때문에 운전주파수의 배수인 조화 진력(harmonic excitation)으로부터의 공진을 피할 수 있다. 동시에 이 구조는 버페팅(buffeting)과 같은 non-harmonic 진동에 대응하여 견고한 진동제어가

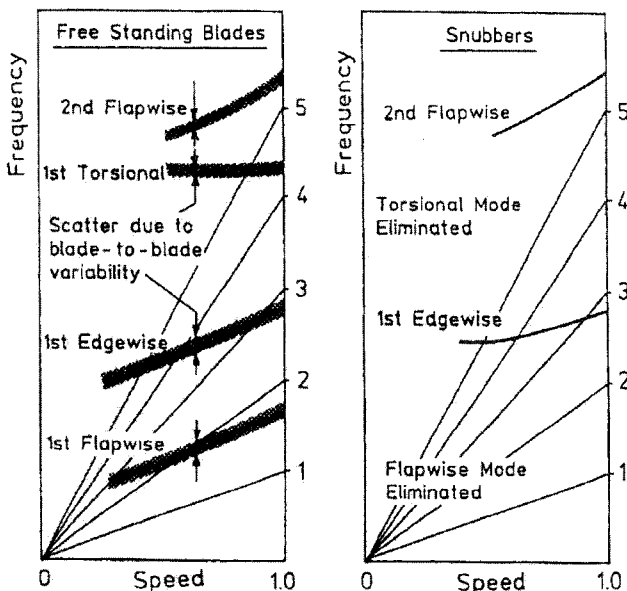


[그림 4] 단의 3D time marching calculations

가능하도록 한다.

이전 세대에 설계된 날개에서는 자려(self excited) 진동의 위험을 제거하기위해서 zig-zag lacing rod 를 사용하여 free standing blade의 특히, 저주파수 비틀림 진동모드를 제어하였다. 이러한 접근은 최종단 날개의 여러 가지 설계방법에 신뢰할만한 결과를 주었다. 버펫팅(buffeting)진동의 확고한 제어가 광범위한 터빈 모델 시험에 의해 명백하게 입증되어 왔다. 그러나 최근에 길이가 긴 최종단 날개의 제작에 대한 필요성이 증대하고 있으며 이 긴 날개에 적절한 형태의 상호간 연결방법을 탐구할 필요가 생겼고 snubber 형상의 구조가 현재까지는 최적인 것으로 알려져 있다.

Snubber 형상은 integral blade-fin projection 의 형태로 합치되어있고 로타의 회전에 의해 원심 untwisting 력이 가해지면 인접 날개 간에 양의 접촉을 이루어 연속적인 고정점을 갖는 지지링(support ring)을 형성하게 된다. 날개 간의 연결방법은 단순하고 연결 상태는 튼튼하여 날개의 굽힘 및 비틀림을 동시에 억제할 수 있게 된다. Snubber는 또한 흐름에 대해 아주 적은 방해 및 교란을 제공하기 때문에 streamline을 형성하는데 지장을 주지 않는다.



[그림 5] snubber형과 free standing형의 특성비교

[그림-5]는 free-standing의 날개 및 snubber 로 연결된 날개의 상대적인 진동특성을 전형적으로 보여준다.

Free-standing의 날개 구조는 피해야 할 진동모드

가 상대적으로 많고 부수적으로 개개의 날개에서 고유 모드의 주파수가 분산되어 있기 때문에 조화 가진으로 부터의 주파수여유가 감소되는 경향이 있다. 이 구조는 또한 증기의 buffeting으로 야기되는 자려진동에 민감한 것으로 알려져 있다.

Snubber 연결형의 날개는 개개의 날개의 고유주파수가 분산되는 것을 막고 일차 굽힘 및 비틀림 모드가 나타나지 않도록 함으로서 조화가진 주파수를 피하기 위하여 조정(tuning)할 진동모드가 적다.

날개의 계산된 진동특성을 최종 입증하기 위해 전용 시험설비에서 실제 크기의 test wheel에 날개를 설치하고 가진 및 측정을 수행한다.

2.7 날개 형상의 상세 응력 분석

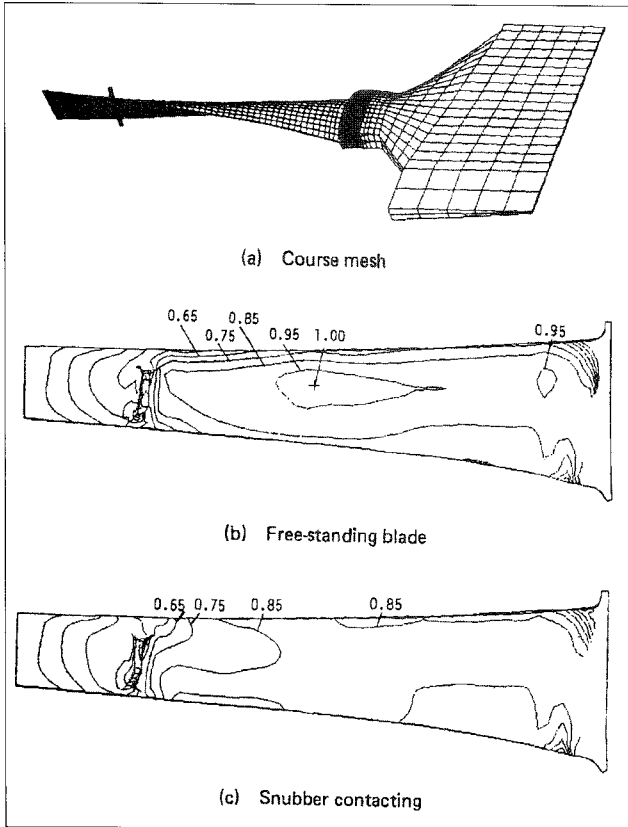
날개의 주요 부위에서 균일한 응력수준이 형성되도록 하기위하여 날개의 종단면(profile)을 따라 단면적의 분포가 신중히 조정되었다. 이렇게 함으로서 날개에 사용되는 재료의 질량을 줄일 수 있고 루트 고정부와 디스크에 가해지는 날개의 총 부하를 최소로 되게 한다.

길이가 길며 twist된 날개는 고속으로 회전할 때 원심력으로 인하여 untwist된다는 것은 잘 확립된 사실이다. 끝단이 고정되어 있지 않은 날개의 경우에 전형적으로 약 5도 까지 untwist되며 수년 동안 보 이론에 의해 계산되어왔다. untwisting에 의해 날개의 내부에 미친 영향은 비틀림의 결과로서 날개의 중앙부에 전단응력을 생성하고 또한 날개형상이 unwind됨으로서 원래 반경방향을 기준으로 기울어졌던 양 edge가 반경 방향으로 더 가깝게 되어 날개는 늘어나려 한다.

untwisting 효과로부터 야기되는 높은 국부 최고 (peak)응력을 피하기 위해 설계 수단으로서 보이론 계산을 사용함으로써 얻은 지침에 의해 날개 형상이 분포되게 한다.

복잡한 원심 응력장의 총체적인 분석이 유한요소법에 의해 수행되어왔다. 초기 계산모델은 [그림-6a]와 같이 coarse mesh로 되어있고 날개의 형상/snubber, 루트 고정부 및 디스크/로타 구조를 포함하고 있다. 날개 형상모델은 snubber의 접촉면에서 untwist에 의한 접촉력을 포함하고 있으며, untwist에 의한 탄성적인 변형으로 인해 모델 형상이 작지만 의미심장하게 변하므로 야기되는 비선형성을 포용한다.

[그림-6b]는 free standing의 날개에 대한 Von Mises 응력 분포를 보여주고 또한 지 않은 국부 최대 (peak)응력을 지시한다. [그림-6c]의 응력분포는 snubber에 의해 비틀림이 억제된 경우이며 이로 인한 효과는 날개의 untwist 량을 감소시켜 국부 응력 peak를 더욱 감소시킨다.



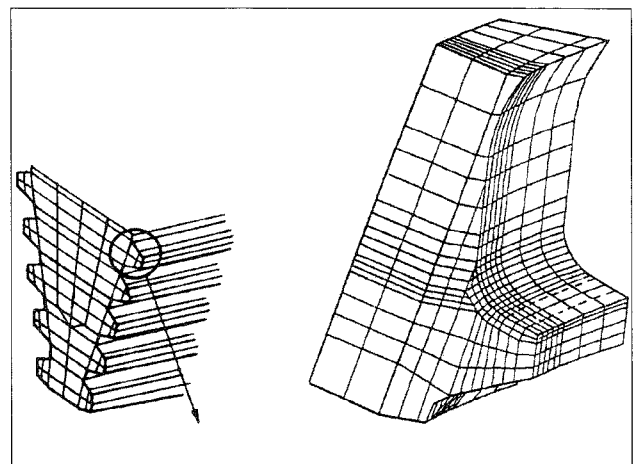
[그림 6] 유한요소법에 의한 응력계산 (Von Mises 응력분포)

2.8 루트 고정

최종단 날개의 루트 고정부에 대해 선택된 방법은 multi serration의 inverted fir tree 형상의 curved side entry 루트이다. 이 형상의 루트는 정격 속도에서 수백 톤의 원심력 작용하는 긴 날개의 지지에 가장 유용하다. 전 세대의 최종단 날개에 대한 광범위하고 오랜 기간 동안의 사용 경험이 이 형상의 적용에 이용된다.

Serration 형상의 상세한 구조뿐만 아니라 루트의 curved platform이 적당한 모양을 가져 overhung 없이 날개의 curve단면과 일치하도록 함으로서 부하의 전달이 원활하게 되도록 하는 것이 또한 중요하다.

루트 고정부의 정교한 3D 모델에 대한 유한요소 해석의 계산결과는 적절한 형상을 개발하는데 적용하기가 어렵다는 것이 밝혀졌다. 2.7절에서 언급한 바와 같이 휠 전체의 coarse mesh에 의한 예비계산 결과에 연이어, 날개 형상 base와 루트 고정부의 외각 압력면 사이의 transition shank부를 이등분하고, 이 분리 면에서 이끌어낸 힘과 변위가 finer mesh의 루트 고정부 모델에 제공되도록 하는 방법을 적용하였다. [그림-7]은 정교한 3D 점진적으로 변화하는 유한요소의 mesh의 예이며 응력 peak가 정확하게 계산되도록 하기 위해 최외각 serration end face에서 요구되는 상세도를 보여준다.



[그림 7] 루트 고정부의 3D 유한요소 해석

3. 결론

660~1000MW 혹은 1000MW 이상의 차세대 발전소에 적용되도록 하기 위해 새로운 LP 실린더 모듈이 개발되었다. 이 모듈에는 이전 세대의 설계로부터 얻은 실증된 경험이 포함되어 있고 진보된 동역학적 및 기계 역학적 지식이 유용하게 적용되어 있다. 합금강 날개 재료의 응력한계 때문에 제한된 최종단 익(翼) 길이를 1,117mm까지 증가시켜 1000MW 이상 대용량 터빈에 적용 할 새 날개가 개발되어 제작비용을 절감하고 경쟁력을 높일 수 있다.

참고자료 : J A HESKETH, BSc(Eng), CEng, MIMechE GEC Alstom Turbine Generators Limited, Rugby