

소형 가스터빈 설계 개요

김 수 용*

1. 개 요

소형 가스터빈은 일반적으로 약 1MW로부터 10MW 출력 범위의 가스터빈을 가리키며 발전용 또는 회전축 구동용 등에 많이 사용되고 있다. 더욱이 21세기에 들어서면서 환경오염에 대한 관심이 높아지면서 송배전 손실이 큰 중앙집중식 발전형태보다 분산 발전 또는 열병합 발전 형태의 발전 시스템이 증가하리라는 예측과 함께 그 중요성이 더해가고 있다. 이 같은 예측이 가능하게 된 것은 가스터빈에 대한 집중적인 연구 개발 결과 가스터빈 효율이 90년대 이후 크게 상승한데 힘입은 바가 크다. 한국 정부도 열병합 발전시스템의 설치를 여러모로 권장하고 있고 머지않아 대기오염에 대한 규정이 강화되는 경우 가스엔진, 디젤은 가스터빈 엔진의 배기 오염 수준과 경쟁이 어렵게 되어 가스터빈의 수요는 더욱 증가할 것으로 전문가들은 예측하고 있다. 본 논고에서는 이러한 추세에 맞추어 소형가스터빈을 개발하기 위한 기술적 과정에 대하여 검토하여 봄으로서 국내에서 기술개발이 이루어지는 경우 대비코자 하였다. Fig. 1은 발전용 소형가스터빈의 모습을 보여주고 있다.

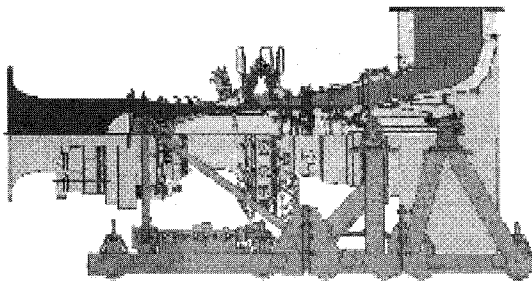


Fig. 1 소형 발전용 가스터빈(4MW급)

2. 소형 가스터빈 사양 결정

가스터빈의 설계는 먼저 시장조사에 따른 수요예측과 함께 시작되는데 기술개발이 시작되기 전에 예상되는 수요에 따라 kW당 제작 가격을 결정한다. 일반적으로 각 출력급에서 이미 kW당 제작 가격이 알려져 있으므로 이를 참조할 수 있다. 그러나 kW당 제작 가격은 가스터빈 개발방향의 여러 기준중의 하나이며 열병합 발전용 가스터빈으로 개발코자 하는 경우 수요자의 열 및 전기에 대한 요구 비율도 중요한 변수로 작용하며 그 외에 유지 보수비용, 수명 등도 고려하여 설계점에서의 가스터빈 사양을 결정하게 된다. 가스터빈의 성능해석은 대부분의 상용화된 프로그램을 사용하며 평균반경에서 계산되도록 되어있는 일반적인 경우가 대부분이며 기하학적 조건에 따른 성능해석을 수행할 수 있도록 개발된, 보다 고급의 프로그램 또는 3차원 공간에 대한 기하학적 입력 자료를 이용하여 성능해석을 수행할 수 있는 프로그램(NNEP, SOAPP, GRAD 등)도 있다. 이러한 프로그램들의 경우 블레이드 주위의 경계층 발달 및 박리까지 계산하는 것 뿐 아니라 블레이드 주위의 난류 유동 효과까지 계산하여 성능해석을 수행할 수 있어 고도의 기능을 보유하고 있다 할 수 있으나 프로그램의 정확도가 높아질수록 입력 자료를 구성하는 데에 많은 시간과 노력이 요구되어 GE, P&W와 같은 전문 가스터빈 제작 업체들은 자체적으로 보유하고 있는 프로그램에 대한 접근을 극력 제한하고 있는 것으로 알려져 있다. 이러한 3차원 입력 자료는 보다 정확한 과도성능특성을 계산하고자 하는 경우 반드시 필요한 것으로 판단된다. Fig. 2에는 가스터빈 개발 절차가 나타나 있다. 그림에서 점선안의 과정은 설계 사양에 대한 공력해석 및 열전달 해석이 완료된 후 응력 및 진동 문제까지 고려하여 부분부하 해석을 실시한다. 이 경우 제어 시스템에 대한 고려까지도 동반되며 대기온도 변화에 따른 성능변화도 아울러 검토하게 된다.

* 에너지기계연구센터, 한국기계연구원
E-mail: soykim@mailgw.kimm.re.kr

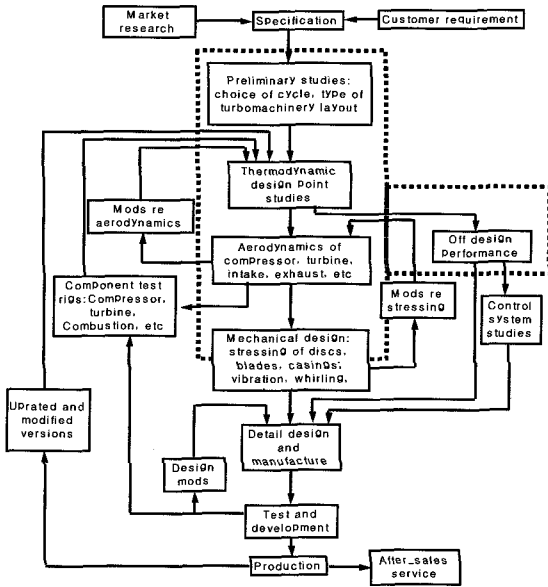


Fig. 2 가스터빈 개발 절차

3. 가스 터빈 설계

앞서 이미 언급된 대로 설계점에서의 가스터빈 사양이 결정되면 가스터빈 부분품에 대한 설계를 실시하게 된다. 부분품의 설계는 Fig. 2에 나타난 바와 같이 반복적으로 이루어지며 부분품이 결합되어 정상적으로 작동하는 가스터빈 시스템을 이루기 위하여 각 부분품의 고유 작동영역이 열 유체역학적 및 소재 특성에 의하여 제한을 받게 되어 고유의 작동영역은 크게 감소하게 된다. 특히 상세설계가 이루어지는 과정에서 소재가 갖는 열응력, 인장응력 측면에서 가스터빈의 성능 및 효율이 제한을 받게 된다.

3.1 성능 해석

개발코자하는 엔진의 기초적인 사양은 시장의 요구에 따라 고려되며 이후 선정된 사양에 대한 여러 사이클과 형태에 대한 검토와 분석이 이루어지게 된다. 항공용의 경우 설계의 중요성을 경제성보다 성능에 두는데 반하여 산업용의 경우 오히려 경제성을 중시하여 설계한다. 산업용이나 항공용 엔진은 대부분 이론적 배경은 유사하나 항공용의 경우 엔진의 무게와 크기가 작고 터빈 출구가스의 동적 에너지를 이용하는데 비해 산업용의 경우 이러한 사항이 무시되거나 최소화될 수

Table 1 부분부하 계산 시 주요 입력 정보

부분품	입력변수
입구부	압력손실, 고도, 대기조건, 성능특성도
압축기	압축기 회전수, 압축기효율, 압축비, Bleed-off air 조건, 가변의 정보, 압축기용적정보, 압축기 성능특성도
연소기	연소기효율, TIT, 압력손실, 출구조건(속도, 면적), 연료타입, 물주입 조건(물, 스팀), 연소기 용적자료, 연소기 성능특성도
터빈	터빈 회전수, 터빈효율, 팽창비, 가변의정보, 용적정보, NGV 및 rotor, stator에 대한 냉각정보, PTO data, 축기계효율, 터빈 용적정보, 터빈 성능특성도
출구부	출구노즐 형태 및 단면적, 출구속도 계수

Table 2 부분부하 계산 시 출력 자료

부분품	입력변수
입구부	입출구 전온도, 전압력, 정온도, 정압력, 유량, Cp 값, 밀도, 축방향 유동속도, 출구 엔탈피, 엔트로피
압축기	입출구 전온도, 전압력, 정온도, 정압력, 유량, Cp 값, 밀도, 축방향 유동속도, 출구면적, 회전수, Bleed off air data, 소모출력, 토크, 입출구 엔탈피 및 엔트로피, 등
연소기	입출구 전온도, 전압력, 정온도, 정압력, 유량, Cp 값, 밀도, 축방향 유동속도, Emission, 연료 data, 용적 data, Cp값 등
터빈	입출구 전온도, 전압력, 정온도, 정압력, 유량, Cp 값, 밀도, 축방향 유동속도, 출구면적, 회전수, Bleed off air량, 출력, 토크, 입출구 엔탈피 및 엔트로피, 냉각공기 정보, NGV data
출구부	입출구 전온도, 전압력, 정온도, 정압력, 유량, Cp 값, 밀도, 축방향 유동속도, 출구면적, 추력 계수, 충격과 data

있다는 측면에서 설계방향이 다르게 나타난다. 부분부하 계산 시 주요 입출력 자료의 예가 Tables 1과 2에 나타나 있다. 만일 과도성능계산을 수행코자 하는 경우 위의 입력 자료 외에도 주요 회전부의 기하학적 구조에 대한 극관성 모멘트를 계산하여야 하고, 각 부분품에 대한 상세한 용적에 대한 정보가 입력되어야 하며 동시에 연료 분사에 대한 계획이 수립되어 계산이 행해져야 한다. 부분부하 해석 시 계산은 부분품간 유량일치, 회전수일치 및 일 평형 조건하에서 계산된다.

3.2 압축기 설계

압축기의 설계 과정은 Fig. 3의 설계 flow chart에서 보는 바와 같은 과정으로 이루어지며 가장 먼저 고려해야 할 것은 확산계수 D이다. 확산계수는 블레이드 주위의 역압력 구배와 관련이 있으며 결과적으로 흡입면에서 경계층의 박리 가능성 또는 유동의 불안정성을 나타내는 지표로 간주할 수 있다.

특히 압축기 주위의 부분품에 의해 작동점이 작동선을 따라 압력이 증가하는 방향으로 이동하여 서지선과 부딪치는 경우 블레이드가 더 이상 역압력 구배를 견디지 못하여 압력 증가율이 하강하는 경우 순간적인 유동의 불안속이 발생하면서 연소기 전후의 극심한 압력 변동으로 유동의 역류현상이 발생하는 서지 현상을 예방하기 위한 조치가 필요하다. 이를 위하여 bleed valve를 열거나 연료량을 감소시키는 방법이 있다. 설계자들은 확산계수를 가능하면 큰 확산계수 값을 유지하는 상태에서 높은 효율을 갖도록 설계함으로써 적은 단수를 가지려고 노력할 것이다. 최근 항공용 가스터빈의 확산계수 값은 0.5~0.6 부근인 것으로 알려져 있다. 일반적으로 압축기 설계 시 주요 계산 과정은 다음과 같다.

- 1) 압축기 입구에서의 온도 및 압력상승 계산
- 2) 단수 계산
- 3) 반동도 계산
- 4) 블레이드 원주속도 및 축 방향 속도 계산
- 5) 반동도, 압축일, 입사각, 입출구각 등 계산
- 6) 평균 반경 및 회전 속도 계산
- 7) 유량 통과 면적 및 블레이드 높이 계산
- 8) 최종 단에서의 전압력, 온도 계산
- 9) 평균 반경에서의 속도선도를 기준으로 블레이드 tip과 hub에서의 속도선도 계산
- 10) 피치/코드비 계산, Aspect비 및 블레이드 수 계산
- 11) 블레이드 형상 결정, 받어남 각 계산, 블레이드 profile 결정
- 12) 블레이드 원심 응력 계산
- 13) Rim, Disk 폭 및 길이 계산
- 14) 허용 Wheel 속도 계산

압축기 설계를 위하여 기본적으로 요구되는 기본 입력 자료의 예가 Table 3에 그리고 출력자료는 Table 4에 나타난 바와 같다. Fig. 4에는 압축기 설계 결과 나타나는 횡단면의 모습과 익형의 모습을 보여주고 있다. 압축기 설계 시 고려해야 할 중요한 설계 인자 중의 하나는 반경방향으로의 radial equilibrium에 대한 고려이다. 압축기나 터빈 익은 반경 방향으로 twist 되어 있어 익형의 hub/tip 값이 작은 경우 반경 방향으로 접선속도 또는 소용돌이를 보정해 주는 일이 중요하게 된다. 반경방향으로 진행할수록 접선속도의 변화 또는 흐름의 회전이 감소되어야 하며 반

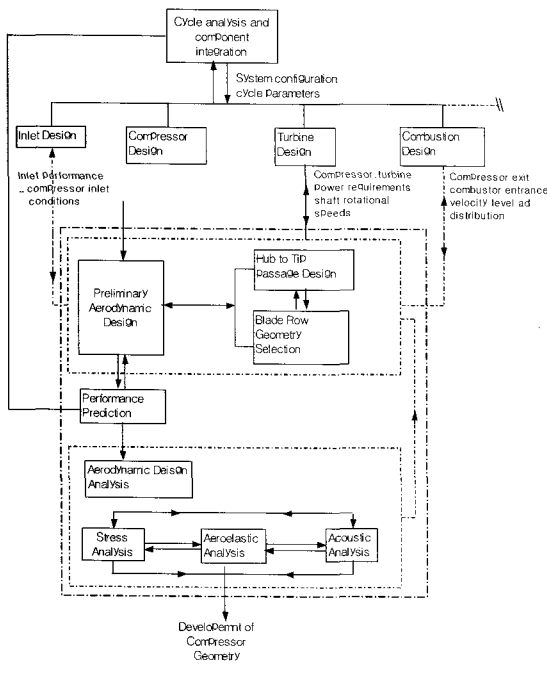


Fig. 3 압축기 설계 flow chart

Table 3 압축기 계산 입력자료

변수	단위
압축비	
압축기 효율	
회전수	rpm
유량	
압축기 입출구 단면적	m ²
블레이드 코드 길이	m
입구 안내익 출구각	deg
압축기 공기 추출량	deg
입출구 직경	m
입출구의 hub/tip 비	
원주방향 유동속도	m/sec

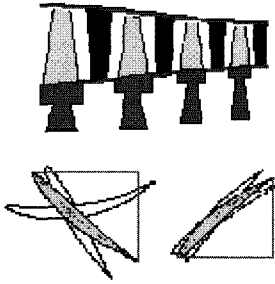


Fig. 4 압축기 횡단면 및 익형모습

Table 4 압축기 계산 출력력 자료

변수	단위
압축기 출구 전온도	K
압축기 출구 전압력	MPa
압축기 입출구 유량	kg/sec
회전수	rpm
Solidity	
압축기 소요 출력	kW
압축비	
압축기 효율(폴리트ropic)	
서지 마진 계수	
c/h, c/s ratio	
출구 정온도 및 정압력	MPa
입출구 엔탈피	kJ/kg
추출 공기량	kg/sec
입출구 공기 속도	m/sec
입출구 Gas dynamic 함수	
블레이드, chord 길이	m
유동면적	m ²
Stage loading coef.	
Stage Flow Coef.	
Stage별 속도삼각형 및 각도	
Stage별 hub, tip mean의 직경	m

경방향으로 점선속도의 평형을 유지하기 위하여 정압력은 증가하여야 하는 것으로 알려져 있다.

이를 위하여 free vortex, exponential swirl distribution, first power swirl distribution 및 constant reaction 설계 등의 방법이 있다. 앞의 세 가지 설계의 경우 반경방향으로 반동도가 변화하며 blade의 twist가 심하게 되지만 반동도가 일정한 경우 twist의 정도가 감소하여 제작상의 이점이 있으나 반경방향 평형조건을 만족시킬 수 없다는 단점이 있

Расчетные схемы осевого и центробежного компрессоров для МУ типа Компрессор 2-го уровня сложности

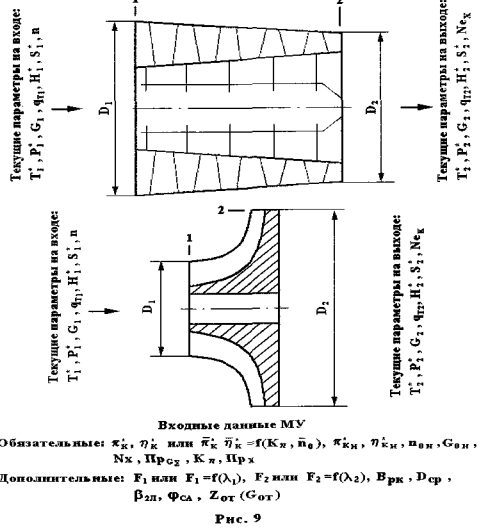


Fig. 5 축류 및 원심압축기 입출력력 기본자료

다. 과거에는 설계 시 free vortex 조건을 많이 선호했던 것으로 알려져 있고 대부분의 문헌이 free vortex 설계를 다루고 있으나 최근 컴퓨터의 계산능력이 향상되면서 non-free vortex에 의한 설계가 점차 적용되고 있는 것으로 나타나고 있다. 또 과거 blade 설계가 대부분 아음속 조건하에서 설계되었으나 근래에는 효율 향상을 위하여 축방향 유속이 점차 증가하면서 천음속 또는 초음속도 많이 이루어지고 있는 것으로 발표되고 있다. 이 경우 blade 주위의 충격과 현상 및 이로 인한 소음을 감소시키기 위한 연구가 진행되고 있다. Cascade에 의한 시험 결과 천음속 설계의 경우 충격파에 의한 손실이 크게 증가하는 것으로 나타나고 있으며 이때 blade 간 간격이 매우 중요한 영향을 미치는 것으로 분석되고 있고 결과적으로 solidity(=pitch/chord ratio)의 감소가 손실을 증가시키는 것으로 판명되고 있다. 이러한 측면에서 가장 큰 유속이 발생하는 rotor tip 또는 stator hub 주위에서의 유동해의 중요성이 강조되고 있다. Fig. 5는 한 예로서 프로그램에 나타난 원심 및 축류압축기 입출력력 자료를 보여 주고 있다.

3.3 연소기 설계

연소기 설계는 최소의 압력 손실과 함께 완전 연소가 되도록 하며 동시에 안정된 연소가 이루어지도록

설계가 된다. 연소기내에서는 연소실 내에서 연료가 공기와 혼합되어 좁은 공간에서 연소되므로 전압력손실 또는 마찰에 의한 난류 손실을 고려하여 설계한다. 연소기 설계는 사이클에서 결정된 연소기술이 연소기 설계에 적용되고 있다. 연소기 설계에 필요한 입력 자료와 출력 자료 예는 Tables 5와 6과 같으며 Fig. 7은 연소기 설계 자료의 예를 Fig. 8은 입출력 자료의 예를 보여주고 있다.

Table 5 연소기 설계를 위한 기본 입력자료

변수	단위
압축기 출구	
연소기 입구 온도 및 압력	K, kPa
유량	kg/s
Mach number	
평균반경	m
입출구 직경, 길이	m
정압력, 유동 속도, 단면적	kPa, m/s, m ²
디퓨저출구	
전압력, 온도, 압력 손실	kPa, K
연료유량	kg/s
Mach number	
입출구 직경 및 길이	m
정압력, 속도, 단면적	kPa, m/s, m ²
주연소기 출구	
효율	%
최대 소재 허용온도	K
전압력 및 온도	kPa, K
평균 반경	m
Mach number	
Equivalence ratio	
입출구 반경, 길이	m
정압력, 유동속도, 단면적	kPa, m/s, m ²

Table 6 연소기 출력 자료

변수	단위
디퓨저	
면적비	
높이 및 길이	m
tailpipe 길이	m
주연소기	
Swirler 각 및 유량	deg, kg/s
스윙러 Hub 직경, tip 직경	m
liner 높이, 길이	m
이차흐름 입사각	deg
hole 직경 및 수	
이차흐름 영역 길이	m
Dilution jet 각도	deg
Dilution jet hole 직경	m
Dilution 영역 길이	m

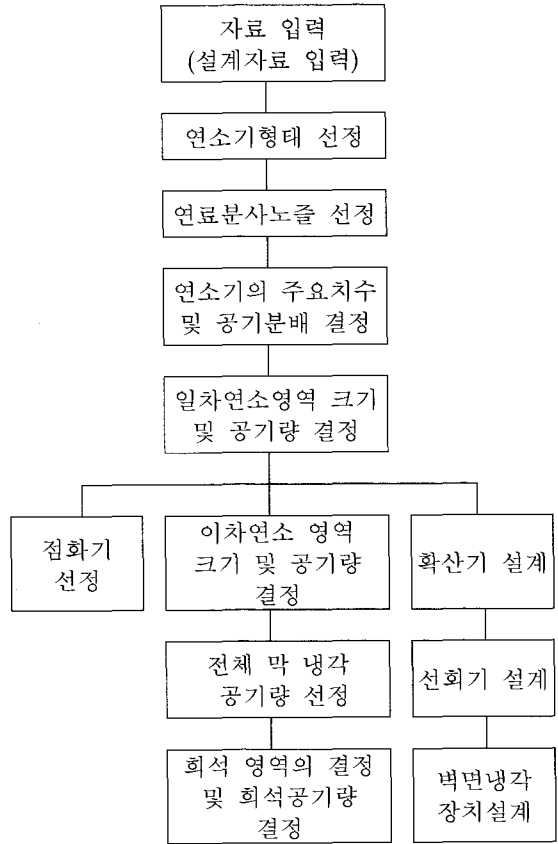


Fig. 6 연소기 설계 절차 (예)

3.4 터빈 설계

축류터빈의 경우 내부의 흐름이 순압력 구배 상태에서 이루어지므로 경계층 성장이 느리고 흐름의 박리 가능성도 적어 그만큼 설계가 정확하게 이루어질 수 있다. 터빈 설계는 다음과 같은 측면에서 압축기와 크게 다른데 첫째, 압축기와 달리 터빈 입구에서 흐름이 질식되는 점, 둘째, 밀도가 압축기내부에 비하여 심하게 변화하므로 터빈 계산 시 압축성, 또는 마하수를 계산에 고려해주어야 하는 점, 셋째, 터빈의 경우 압축기와 반대로 일을 생산하는 점, 넷째, 초고온의 입구 온도를 고려하여 냉각 및 열전달이 고려되어야 하는 점, 그리고 압축기와 달리 유동 및 익형 계산을 위한 특정의 가이드 라인이 존재하지 않는다는 점이다. 압축기에서와 같이 터빈에서도 세 가지의 무차원 된 주요 설계 변수가 있는데 부하계수 ψ , 유량계수 ϕ 그리고 반동도 A 이다. ψ 와 ϕ 를 작게 가져가는 경우

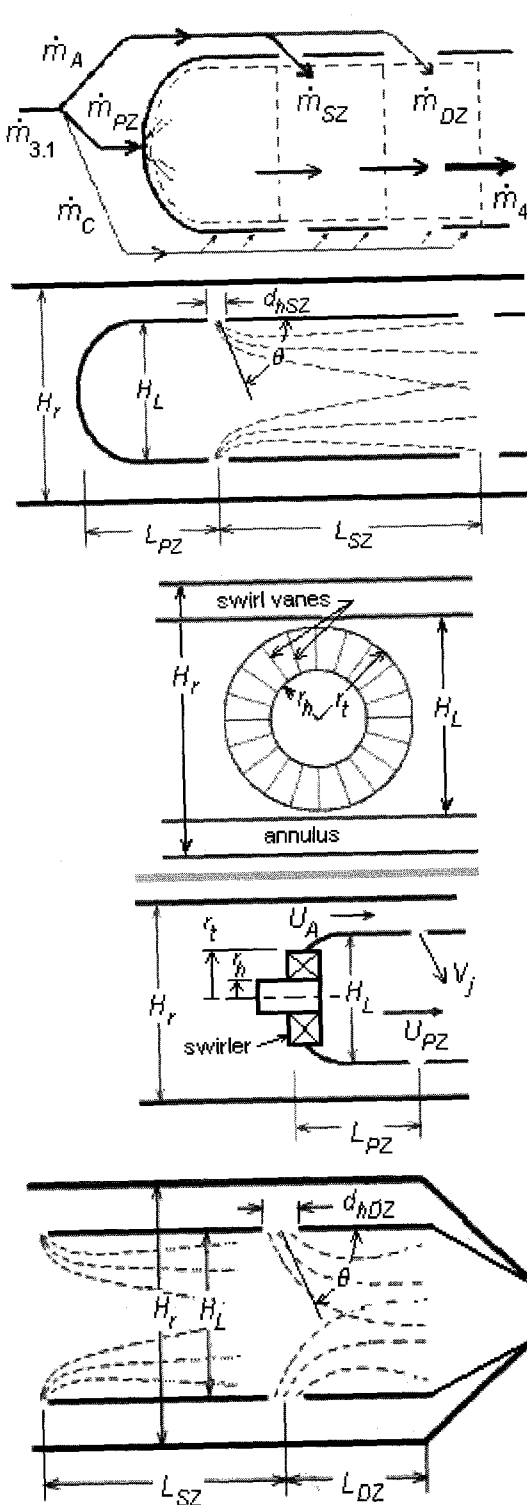


Fig. 7 연소기 설계 자료(예)

가스속도가 감소하고 결과적으로 손실이 감소하므로 단 효율은 증가한다. 그러나 ψ 가 감소하는 경우 이는 주어진 출력에서 단수가 늘어나는 것을 의미하고 또 ϕ 가 감소하는 경우 주어진 터빈 통과 유량에 대하여 단면적이 증가함을 의미하므로 항공용 엔진과 같이 무게와 전 단면적(frontal area)이 작아야 하는 경우 설계 방향과 적합하지 않다. 그러나 산업용 엔진과 같이 무게나 중량이 크게 문제가 되지 않고 오히려 비 연료 소모율이 중시되는 경우 ψ 와 ϕ 를 작게 가져가는 것이 유리할 것이다. 최근 설계 경향은 ψ 를 3~5, ϕ 를 0.8~1의 값을 택하고 있다. 압축기에서와 비슷하게 터빈에서도 터빈 뒷부분 동익 흡입면에서 유속이 가장 커 박리의 가능성이 높으므로 이를 고려하여 설계하여야 한다. 이를 고려하기 위하여 정익 출구각 α_2 , 동익에 의한 유동 흐름 변화각 $\beta_2 + \beta_3$, 무차원 회전속도 Ω , 터빈 출구 각 α_3 , 단 온도 상승비 τ_{ts} 등에 대한 적절한 고려가 이루어져야 한다. 터빈 설계의 예는 다음과 같다.

- 1) 터빈 입구에서 압력 및 밀도 계산
- 2) 터빈 내에서 온도 강하 량 계산
- 3) 터빈 출구에서 밀도 계산
- 4) 가능한 스테이지수 계산
- 5) 단당 엔탈피 감소량 계산
- 6) 초기 블레이드 높이 계산
- 7) 터빈 통과 면적 계산
- 8) 자오선 상 유동속도 계산
- 9) 평균반경에서 투영 원주 속도 계산
- 10) 상대속도 계산
- 11) 반동도 계산
- 12) 출구각 계산
- 13) 출구 온도, 밀도, 압력 계산
- 14) 피치/ 코드 비 계산, Aspect비 및 블레이드 수 계산
- 15) 블레이드 형상 결정, 벌어남 각 계산, 블레이드 profile 결정
- 16) 블레이드 원심 응력 계산
- 17) Rim, Disk 폭 및 길이 계산

프로그램을 이용하여 터빈 계산을 하는 경우 입출력 data는 Tables 7 및 8과 같다. Fig. 7은 터빈 계산을 위한 입출력 data의 예를 보여주고 있다. Fig. 8

Table 7 터빈 계산 입력자료(예)

변수	단위
팽창비	
효율	
회전수	rpm
유량	
회전체 기계효율	
입출구 단면적	m ²
입구 베인 코드 길이	m
통과 면적	m ²
평균반경에서 동익 길이	m
냉각공기 주입 수	
노즐 블레이드 각도	deg
입출구 의 Hub 직경	m
입출구 원주 유동속도	m/sec

Table 8 터빈 계산 출력 자료

변수	단위
출구 전온도	K
출구 전압력	MPa
출구 유량	kg/sec
회전수	rpm
터빈 일	kW
전압력 감소비(팽창비)	
터빈 효율	
엔탈피 감소	kJ/kg
출구의 정압력, 전온도	K, MPa
팽창비	
출구의 가스엔탈피	kJ/kg
출구가스 엔트로피	kJ/kg.K
Hub, mean, tip의 반동도	
c/h, c/s ratio	
Flow area	m ²
Stage Loading Coef.	
Stage Flow Coef.	
Stage별 블레이드의 길이	m
Stage별 속도삼각형 및 각도	
입·출구 Hub 직경	m

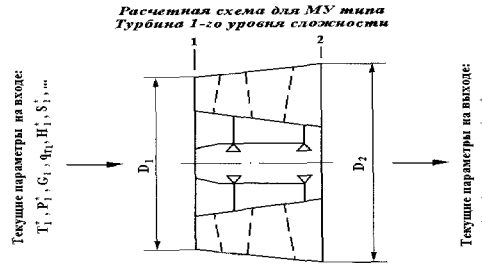


Рис. 14

Fig. 7 터빈 입출력 기본자료

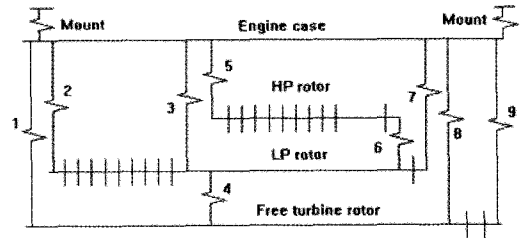


Fig. 8 엔진 모델에 대한 다이어그램

은 엔진 모델에 대한 다이어그램을 보여주고 있으며 Fig. 9는 회전체 해석을 위한 모델을 예시하고 있다.

3.5 회전체 설계

진동이 없는 가스터빈 엔진의 개발은 가장 중요한 현대 기술 중의 하나이며 문제 해결을 위해서는 설계, 제작 및 시험의 각 단계에서 동적 거동을 수학적으로 모사할 수 있는 기술을 적용하는 일이다. 회전체 해석을 위해서는 복잡한 회전체에 대한 CAD에 의한 해석적 방법, 위험 속도 및 모드 형상을 분석할 수 있는 기술, 회전체에 걸리는 응력과 동적 에너지에 대하여 적절히 분배를 할 수 있는 해석기술, 비균형 분포시스템으로부터 유발되는 비동기 선형 동적 시스템 강제응답해석 등의 여러 기술이 요구된다. 회전체 해석을 위한 주요 절차의 예는 다음과 같다.

- 1) 엔진 모델에 대한 입력 자료 준비
- 2) 위험속도 및 엔진의 동력학적 시스템에 대한 모드에 대한 분석
- 3) 분포 damping에 의한 단일 불균형 응답 진폭에 대한 해석
- 4) 분포 불균형 회전체 시스템의 가스터빈에 대한 응답 진폭 분석

5) 서로 다른 유연 damping 지의 특성에 따른 동적 특성 분석

3.6 상세 설계

지금까지는 가스터빈 개발 시 요구되는 설계 및 해석 사항에 대하여 검토하였다. 그러나 아무리 잘 설계 및 해석 결과가 좋다고 하여도 제작과 관련하여 요구되는 여러 기술들이 확보되지 않는 경우 성공적인 개발이 어렵게 된다. 가스터빈 개발과 관련하여 부분품에 대한 가공 및 처리조건 등이 있으며 이는 제작사마다 또는 나라마다 고유의 기준들이 마련되어 있는 것으로 알려져 있다. 상세설계 진행시에는 앞의 Fig. 2에 나타난 바와 같이 부분품 시험과 같이 각 부분품에 대한 전문가들과 협의하여 진동, 응력, 내구성 등을 고려하여 기계설계(Mechanical Design)가 이루어진 후 실제적으로 반복적인 시험을 통하여 이들 부분품들의 진동, 응력, 내구성 특성에 대한 조건들이 충분히 만족되는지를 검토하게 된다. 상세설계를 진행하는 중에는 최근 유행하고 있는 3D Modeling을 할 수 있는 다양한 기법들을 활용하는 경우 사전에 조립시 문제점으로 나타날 수 있는 공차관리, 가공 및 열처리 지침 등을 면밀히 분석할 수 있어 이러한 기법의 확보가 필수적이다. 아래 그림은 Fig. 10은 후방연소기의 상세설계 도면에 대한 3D Modelling을 수행한 모습을 보여주고 있다.

3.7 소재 특성 분석

가스터빈은 작동 중에 고온에서 열응력을 받게 되

며, 특히 가동 및 정지 동작의 반복에 의해 열응력의 크기가 변하는 변동하중을 받게 되므로 부품의 설계 시에는 creep 및 피로를 고려한 강도해석을 수행하여야만 한다. 강도해석을 수행하기 위해서는 시스템의 운전 조건에 따른 하중, 온도 등의 데이터를 확보하여 부품의 구조해석을 수행하고, 소재의 creep 및 피로강도 데이터를 확보하고, 이를 이용하여 부품의 수명을 예측하여야 하며 특히 연소기 또는 터빈의 여러 부품에 대하여는 열응력을 고려한 구조해석을 수행하고, 해석 결과를 이용하여 수명예측에 반영하여야 한다. 유한요소해석은 상용유한 요소해석 소프트웨어인 NASTRAN(Version 70.7) 및 PATRAN(Version 2000 r2)등의 상용 프로그램을 사용할 수 있다. Table 9, 10 은 한 예로 STS 321 및 Inconel alloy 625의 creep 특성을, Table 11 및 12는 STS 321 및Inconel alloy 625의 피로강도를 보여주고 있다. 소재의 피로한도를 이용하여 부품의 피로한도를 예측하기 위해서는 크기, 하중형식, 표면처리, 응력집중 등의 영향을 고려하여야 한다.

Table 9 Creep strength of STS321 steel

Test temp., °C	Rupture stress, MPa			
	100h	1000h	10000h	100000h
500		322	277	
550		269	212	
600	278	203	144	108
650	199	126	83	51
700	137	85	46	23
750	94	51	27	10
800	58	31	17	6

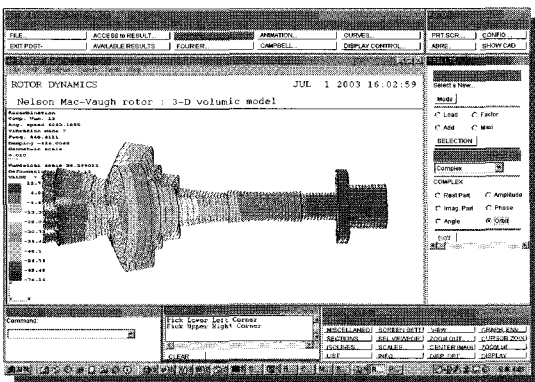


Fig. 9 로터 모델 예시

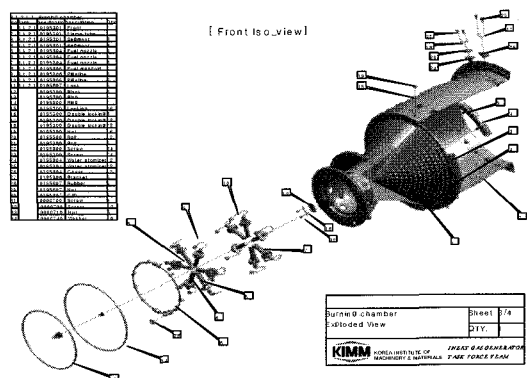


Fig. 10 후방연소기의 3D modeling

Table 10 Creep strength of Inconel alloy 625

Test temp. °C	Rupture stress, MPa		
	100h	10000h	100000h
650	394	377	271
700	283	262	169
750	200	175	106
800	137	112	65
850	91	66	40

Table 11 Fatigue strength of STS 321 steel

STS 321				Fatigue strength, MPa		
Temp, °C	load	R	SCF	1x105	1x106	1x107
20	Rotating Bending	-1	1	310	255	240
427				230	205	200
538				225	200	194
649				212	190	190

Table 12 Fatigue strength of Inconel alloy 625

Inconel alloy 625				Fatigue strength, MPa				
Temp, °C	load	R	SCF	5x105	1x106	1x107	5x107	
20	Rotating Bending	-1	1	620	611	586	571	
427				620	611	586	571	
538					551	520	504	
649						448	428	
760						390	354	339
871						194	112	

러한 기술적 특징을 고려하여 기관별로 특화된 다양한 기술들을 효과적으로 집합한 후 이를 유기적으로 잘 연결하여 가스터빈을 개발에 활용하는 것도 중요하지만 이미 기술적으로 경험이 많이 축적된 해외의 제작사와 전략적으로 제휴를 맺어 공동개발을 하는 것이 성공적으로 개발하기 위한 최대의 방책이라고 판단된다. 이 경우 개발기간 단축, 개발비용의 절감, 개발 Risk 감소 등의 이점이 뒤따를 수 있다.

참고문헌

4. 맺음말

이상으로 소형 가스터빈 설계에 요구되는 기본적인 과정에 대하여 검토하였다. 소형 가스터빈을 자체적으로 설계하기 위해서는 많은 관련 전문 인력과 설계 및 해석을 위한 tool들이 요구되며, 이러한 tool들이 확보된다 하여도 실제 개발을 진행하면서 연계 되는 제작, 가공과 관련된 기술적 Know-how 역시 tool들을 확보하는 것 이상으로 중요할 것으로 판단된다. 일반적으로 가스터빈 기관은 인체와 같아서 어느 한 부분만이라도 적절히 기능이 발휘되지 않는 경우 인체 전체가 고통을 당하는 것과 같이 부분품 전체가 통합된 후 잘 작동할 수 있도록 부분품 간의 결합(matching)이 그 어떤 동력기관보다 중요한 것으로 알려져 있다. 이러한 부분품 간의 matching 기술은 설계, 제작, 결합, 시험에 대한 전 과정을 반복적으로 수행하는 과정상에서 확보되기 때문에 가스터빈 제작사 간에도 설계, 제작, 가공 및 시험 등에 대한 기술적 Know-how에 있어서 차이가 적지 않은 것으로 알려져 있다. 이러한 특수한 기술적 배경 때문에 가스터빈의 경우 신규 개발자의 해당 기술 확보가 매우 어려운 것으로 이해되고 있다. 따라서 국내에서 가스터빈을 개발코자 하는 경우, 가스터빈 개발과 관련한 이

- (1) Philip P. Walsh and Paul Fletcher, 1998, "Gas Turbine Performance", Blackwell Science
- (2) H. Cohen, GFC Rogers and HIH Saravanamuttoo, 1995, "Gas Turbine Theory", Ch. 5, 6, 7, 8, Longman Group Ltd.
- (3) Ya. I. Sher, B.M. Kpinoc and I.B. Kotlyar, 1976, "Gas Turbine", Ch2 and Ch4.,
- (4) A.G. Kostyuk and A.N. Sherstyuk, 1979, "Gas Turbine Unit", Ch. 2 and Ch. 4.
- (5) L.B. Arshyeba and B.G. Teurshkina, 1989, "Stationary Gas Turbine Unit", Ch. 2 and Ch. 3, Leningrad Machine Manufac~turing.
- (6) Jack D. Mattingly, William H. Heisler and David T. Pratt, 2002, "Aircraft Engine Design", AIAA Education Series, Ch. 8.
- (7) 홍용식, 1993, "가스터어빈 엔진- 이론과 응용", 제2 개정판, Ch. 8~11. 청문각.
- (8) Kazan State Technical University, 1997,

- "Program Complex GRAD" Technical manual 상권, 하권.
- (9) G.S. Jirchki, B.I. Lokai, M.K. Maksutova and B.A. Strunkin, 1971, "Aircraft Gas Turbine Engine", Moscow Machine building publishing.
- (10) G.S. Skubachevsky, 1974, "Aviation Gas Turbine Engine", Ch. 6 and 7.
- (9) V. P. Kovalevsky, 2002, "한러유치과학자 프로그램 2차년도 보고서 ".
- (10) V. Goldenberg and SooY. Kim, 2005, "한러유치과학자 프로그램 2차년도 보고서 ".
- (11) SooYong Kim, Valeri P. Kovalevsky, 2003, "Investigation of Nonlinear Numerical Mathematical of a Multishaft Gas Turbine Unit", KSME International Journal, ISSN 12226-4865, Vol. 17, No.12, pp. 2087 ~2098.
- (12) E.P. Deuibana and F.Z. Patnera, 1970, "Calculation and experimental methods of major gas turbine unit with air cooling devices", book 1, Leningrad publishing.