

가스터빈 개발의 개요와 설계시 참고사항

홍 용 식
대한항공 기술연구원



● 1932년생.
● 가스터빈, 로켓, 우주 추진 공학 등 추진분야를 전공하였으며, 이 분야에 관심을 가지고 있다.

1. 머리말

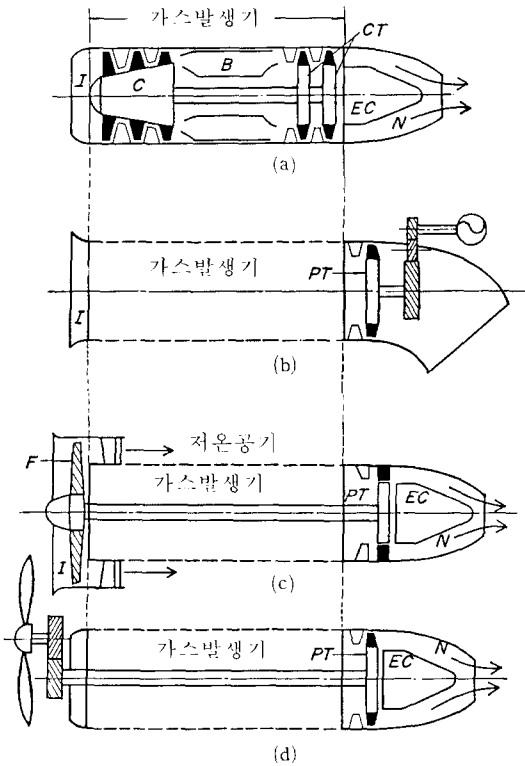
우리나라에서도 근래에 와서 가스터빈 엔진에 대한 관심이 대단히 높아지고 있다. 정부출연 연구소에서 연구개발이 진행되고 있는가 하면 한국과학재단 지원하에 터보·동력기계 연구센터가 서울대학교 구내에 설립되었고 몇몇 대기업에서는 산업용 가스터빈 사업에 외국과 공동으로 참여하기 위한 준비를 하고 있다. 항공기용 가스터빈 엔진에 관하여는 이미 오래전부터 대한항공의 정비공장이 미국 FAA(연방항공국)의 인증기관으로 지정되어 국내 및 외국항공사의 엔진 수리정비를 해온지 20년 가까이 되고 군용기엔진의 조립생산과 정비, 수리 그리고 일부 부품의 국산화가 국내에서 이루어지고 있다. 한편, 열병합발전(熱併合發展)사이클의 산업용 가스터빈엔진이 어느새 병원이나 대형건물의 냉난방 및 발전용으로 계속 수입되어 사용되고 있다. 이러한 주위환경의 여건으로 미뤄볼 때에 항공기용 엔진보다 설계개발조건이 덜 까다로운 산업용터빈의 국내개발 분위기가 형성되고 있다고 할 수 있다.

모든 하드웨어의 설계는 기본이론에 근거하는 것이지만 실제 경험과 시험자료에서 오는 노하우(know how)와 요령에 따라서 많이 좌우된다. 알고보면 아무것도 아닌데 설계시에 미처 생각을 못 해서 실패하는 경우도 많다.

이러한 시점에서, 그리 대단한 것은 아니지만 필자의 경험과 그동안 생각했던 것들을 기술한 이 글이 국내의 가스터빈 개발 노력에 실질적인 면에서 조금이나마 참고가 되었으면 한다. 이 내용은 지난 1991년 9월 13일에 서울대학교 터보·동력기계 연구센터 세미나¹⁾에서 발표한 것을 정리한 것이다.

2. 가스터빈 개요

가스터빈 엔진은 그림 1(a)에서 볼 수 있듯이, 동력을 발생시키는 데에 사용되는 작동가스를 생성시키는 가스발생기(gas generator)부분과 동력을 발생시키는 부분으로 나뉘어져 있다. 가스발생기는 외부공기를 흡입하여 압축기로 압축을 하고 연소기에서 가열을 한 후에 압축기터빈을 작동시키는 부분이다. 터빈에서 나오는 가스는 아직도 충분한 압력과 온도 상태이기 때문에 이 에너지로 동력을 발생시킨다. 동력 발생부분에 노즐을 부착하여 추력을 얻는 것이 그림 1(a)에 나타난 터보제트(turbo-jet)엔진이고 대신에 동력터빈을 부착하여 회전식 기계에너지로 얻는 것이 그림 1(b)의 터보샤프트(turbo-shaft)엔진이다. 이 두 기본형태에 팬(fan)을 추가한 그림 1(c)의 팬엔진(fan engine 또는 by-pass engine)과 프로펠러를 부착한 그림 1(d)의 터보프로프(turbo-prop)엔진 등이 있으며, 추력증가를 위해서 노즐전방에



(a) 기본 터보 제트 엔진 (b) 터보 프로펠 엔진
(c) 바이 패스 전방 팬엔진 (d) 터보 프로펠 엔진

그림 1 가스터빈 엔진의 기본 형태

*I : Inlet, B : Burner, C : Compressor, CT : Compressor Turbine, EC : Exhaust Cone, F : Fan, N : Nozzle, PT : Power Turbine

후기연소기(after-burner)를 부착하거나 또는 배기가스의 열을 회수하여 연료절감을 위해서 열교환기(regenerator)를 장착하기도 한다.

일반적으로 동력기관의 개발은 많은 투자를 요하지만 특히 항공기용 가스터빈엔진은 거액의 투자 외에도 위험부담이 크고 기술적으로 어려운 점이 많다. 전 세계적으로 수 많은 항공기 제작회사가 있는 반면에 항공기용 가스터빈 엔진회사는 손으로 꼽을 정도라는 사실이 이를 뒷받침해 준다. 군용기 엔진의 경우는 군의 개발비 투자로 개발을 하지만 민항기 엔진의 경우에도 정부가 정책적으로 개발비를 부담하는 예를 외국에서 많이 찾아 볼 수 있다. 그

래서 항공기용 가스터빈은 대단히 빠른 속도로 발전이 된 반면에 정부의 지원 혜택을 못 받은 산업용 터빈의 개발은 아주 느린 속도로 진행되었다. 더구나 가스터빈 엔진의 큰 장점인 높은 출력 대 중량비, 작은부피, 항공기에 적합한 원통형태, 적은진동, 그리고 냉각이나 윤활계통의 간략화 등이 산업용 가스터빈에는 그만큼 큰 장점이 안 된다는 점도 산업용 가스터빈 발달의 저해요인이 되었다고 볼 수 있다. 더구나 재래식 내연기관에 비해서 경제성이 우수하지 못한 가스터빈은 그 동안 고속정용 동력기관, 송유관용 동력원, 특수 분야의 발전시설, 그리고 탱크 등 차량의 보조 동력 등의 제한된 용도에서만 그 응용을 찾을 수 있었다. 그러나 근래에 와서 열병합발전 사이클의 향상된 시스템 열효율과 우수한 시동성 때문에 이 분야의 응용이 급속히 증가하고 있다.

3. 설계시 참고사항

모든 하드웨어의 개발이 그렇듯이, 종이와 연필부터 꺼내서 설계를 시작해야 할 경우도 있지만, 가능하면 기존의 기술과 부품들을 최대한으로 이용하는 것이 바람직하다. 이미 비슷한 종류의 가스터빈 엔진을 개발한 경험이 있으면 이를 스케일링(scaling)해서 다른 출력의 엔진을 개발하든지 또는 이 엔진의 일부를 활용하면서 꼭 새로운 설계가 필요한 부분만을 새로 개발하는 등의 방법이 먼저 검토되어야 한다. 예를 들자면, 미국의 함대함 순항(巡航)유도탄에 있는 Harpoon사의 J402-CA-400엔진은 Teledyne-CAE사가 개발한 660 lbf 추력의 터보제트 엔진인데 무인기용 엔진인 J69터보제트(1900 lbf급) 엔진을 0.56의 비로 축소하는 스케일링 방법으로 개발하였다.⁽²⁾ 이리하여 J402 시제품의 제작을 착수 후 6개월이라는 짧은 기간에 완성할 수 있었고 추력의 오차도 예측치의 1% 이내였다고 한다. 또 다른 예로는, 대형 군용수송기 C-5A의 엔진인 TF39를 개조하여 개발한 General Electric사의 LM2500 산업

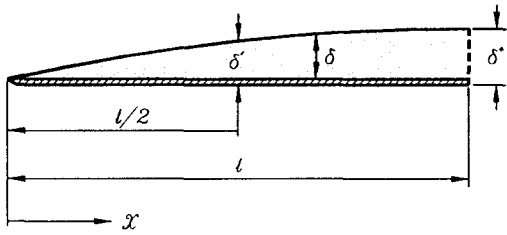
용 엔진을 들 수 있다. LM2500은 해저유전 발굴, 천연가스 수송, 발전 그리고 선박동력 등으로 사용되고 있다. 이 외에도 대형 산업용 터빈의 대부분은 항공기 엔진에서 파생된 것들이다.

군용엔진은 군의 용역으로 개발하는데 견적팀(proposal team)을 조직하여 종이엔진(paper engine : 실물엔진이 있는 게 아니고 종이 위에만 나타난 엔진을 의미함)의 성능곡선도를 성능예측기법에 의해서 작성하고 개략적인 외형과 규격 그리고 가격자료(cost data)와 함께 견적(proposal)을 작성한다. 민항기 엔진의 경우도 이와 비슷한 내용의 엔진 규격과 성능 곡선도를 작성하여 판매활동과 선전에 나선다. 어느 정도 시장규모와 성공 가능성이 엿보이고 사업결정이 나면 실제 설계에 착수한다. 그러나 이들 문서에 나타나는 성능은 대부분이 꼭 지켜야 하는 성능이기 때문에 현재 기술수준으로 가능한, 즉 어느 정도 자신이 있는, 부품 효율을 사용해서 설계를 하는 것이 현명하다. 개발도중에 조심스러운 설계나 연구를 통해서 부품효율을 향상시켜서 쓰겠다는 목적으로 현재 수준보다 조금이나마 높은 부품효율을 사용하면 후에 크게 혼이 날 수 있다. 가스터빈 부품의 효율향상은 단시일 내에 이루기가 어려운 분야이다. 또한, 부품별로 시험해서 나타난 성능이 이들을 결합시켜서 실제 엔진을 조립해보면 설계의 성능이 미달인 경우가 많다. 이것은 엔진 작동시에 각 부품의 작동점이 반드시 최고효율점이 된다는 보장이 없기 때문이다. 예를 들어서, 설계된 압축기와 터빈의 최고효율이 시험에서 각각 만족스러운 값으로 확인이 되었다 해도 이 둘을 결합해서 작동할 때는 압축기와 터빈의 회전수 혹은 유량이 서로 공통되는 효율점에서 작동해야 하며 각각 독립적으로 최고효율점에서 작동하지 못하기 때문에 일반적으로 실제엔진에서 압축기와 터빈은 이러한 최고효율을 나타내지 못한다. 이런 것을 부품결합효과(component matching effect)라고 한다. 따라서 설계시에 압축기와 터빈의 독립

적인 최고효율을 그대로 사용하면 큰 차질이 생길 수 있다.

가스터빈 엔진의 압축기는 공기가 역압력구배(逆壓力勾配)를 따라서 유동하기 때문에 표면의 경계층(境界層) 성장이 빠르고 흐름의 박리(flow separation)현상이 발생하기 쉽다. 경계층이 두꺼워지면 마찰손실이 증가하고 흐름의 박리는 급격한 운동량 손실을 초래한다. 따라서 압축기는 터빈에 비해서 효율이 낮으며 단당(段當)압력비를 크게 할 수가 없다. 반면에 터빈에서는 유체가 팽창하면서 유동하는 과정이므로 경계층의 성장이 느리고 흐름의 박리현상도 발생하지 않는다. 따라서 터빈효율은 일반적으로 압축기효율보다 높으며 단당(段當)압력비도 압축기에 비해서 몇 배나 클 수 있다. 가스터빈 엔진에서 일단 터빈이 다단 축류 압축기를 돌리는 것은 이러한 특성 때문이다. 그러므로 터빈은 설계방식에 특별한 잘못이 없는 한 비교적 높은 효율을 나타내며 설계 계산에 그다지 민감하지가 않다. 반면에 압축기는 높은 효율을 얻기 어렵고 설계에 민감하여 조심스러운 설계를 요한다. 바꿔서 말하면, 일단 개발된 압축기와 터빈의 효율을 향상시키려 할 때에 압축기는 효율향상의 여유가 좀 있지만 터빈의 효율향상은 어렵다는 얘기가 된다. 터빈 효율을 약 1% 향상시키기 위해서 막대한 연구비를 투입하여 재설계하고 시험을 하는데도 잘 안되는 그런 연구에 저자는 직접 참여한 일이 있다.

어떤 하드웨어를 정확히만 스케일링하면 같은 성능의 하드웨어가 나온다고 생각하는 사람들이 많이 있다. 그러나 가스터빈과 같은 유체기계에서는 이러한 논리가 적용되지 않는다. 실제유체는 기체이건 액체이건 간에 점성(粘性)이 있기 때문에 유동표면에 경계층이 형성되어 마찰에 의한 압력손실을 유발한다. 그런데 경계층의 두께는 유동표면의 길이에 정비례하지 않고 그림 2에 보이는 것처럼 (길이)^{0.8}에 비례한다. 이것은 경계층 유동이 층류(層流)인 경우지만 난류(亂流)인 때도 지수(指數)는 약

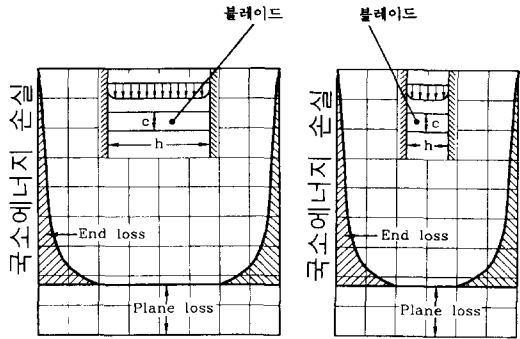


$$\delta \propto x^{0.5} \therefore \delta' > \frac{1}{2} \delta$$

그림 2 Reynolds number 효과

간 변하지만 비슷한 경향을 나타낸다. 즉, 경계층 두께의 증가율은 길이의 증가에 따라서 둔화된다. 따라서 하드웨어를 정확히 1/2로 선형(線形) 축소시켜도 경계층의 두께는 1/2로 감소되지 않고 이보다 더 큰 값을 나타내며 압력손실은 원형(原型)보다 더 커진다. 즉, 유체기계는 아무리 정확히 축소해도 압력손실은 원형보다 커진다는 것을 알 수 있다. 이를 가스터빈 업계에서는 레이놀즈수효과⁽³⁾(Reynolds number effect)라고 부르기도 한다.

또 하나의 큰 손실효과는 블레이드 높이 효과(blade height effect) 또는 크기효과(size effect)라고 부르기도 하는 것이다. 축류터빈 개발에 있어서 새로이 설계를 하지 않고 터빈 블레이드의 윗 부분을 잘라내어 짧게 만들어서 용량을 감소시켜 새로운 터빈을 제작하는 경우가 생긴다. 이것은 물론 개발비와 개발기간을 절감하기 위한 편법이지만 블레이드의 높이가 짧아지면 효율이 항상 현저하게 저하된다. 그래서 현장 기술자들은 블레이드 높이 효과라고 부르기도 하는데 그 이유는 다음과 같이 설명이 된다. 채널(channel) 유동에서 경계층은 좌우 벽(즉, 블레이드 표면)뿐 아니라 상하 벽면(케이싱의 상하내부벽)에도 형성이 되어 손실을 초래한다. 뿐만 아니라 모퉁이(corner) 주위의 경계층과 2차원 유동 등으로 인하여 추가로 손실이 발생한다. 그림 3에서 볼 수 있듯이 상하벽면과 모퉁이에 의한 손실(end loss라고 표시된 부분)은 블레이드의 높이(h)에 관계없



블레이드 높이, h 블레이드 높이, h

(a) 보통 블레이드 (b) 짧은 블레이드

그림 3 블레이드 높이와 에너지 손실

이 같은 값을 유지한다. 즉, 모퉁이 손실은 높이를 짧게 하기 전과 후나 서로 같다. 따라서 블레이드 높이에 평균한 손실은 짧은 블레이드의 경우가 더 크다는 것을 알 수가 있다.

그러나 터빈과 압축기 같은 회전 유체기계에 있어서 손실증가의 더 큰 영향은 로터와 케이싱 사이의 간극(tip clearance)에 있다. 터빈의 경우에는 터빈 로터를 회전시켜야 할 고압 고온의 가스가 이 간극을 통해서 그대로 새어나가기 때문에 터빈의 일이 감소된다. 압축기의 경우에는 로터가 공기를 가속시키고 디퓨저(diffuser)가 이를 감소시켜 압력상승을 얻는데 이 간극 내의 유체는 이러한 가속과 감속의 과정을 거치지 못하기 때문에 압축이 되지 않는다. 이 간극의 크기는 가공상의 문제 때문에 그 최소간극이 제한되며 기계의 크기와는 관련이 적다. 즉, 기계가 크면 작건 현실적으로는 최소간극이 어느 정도 정해져 있다. 따라서 큰 기계에서는 로터 블레이드가 길기 때문에 간극의 상대적 크기(tip clearance/blade height)는 작아지며 기계가 작아질수록 이 상대적 크기는 커진다. 따라서 이 간극을 통해서 그대로 새어나가는 유체의 상대적 질유량은 기계가 작아질수록 커진다. 그림 4는 블레이드 높이 효과와 간격 효과가 터빈효율에 미치는 영향을 보여주고 있다. 그러므로 레이놀즈 수 효과, 블레이드

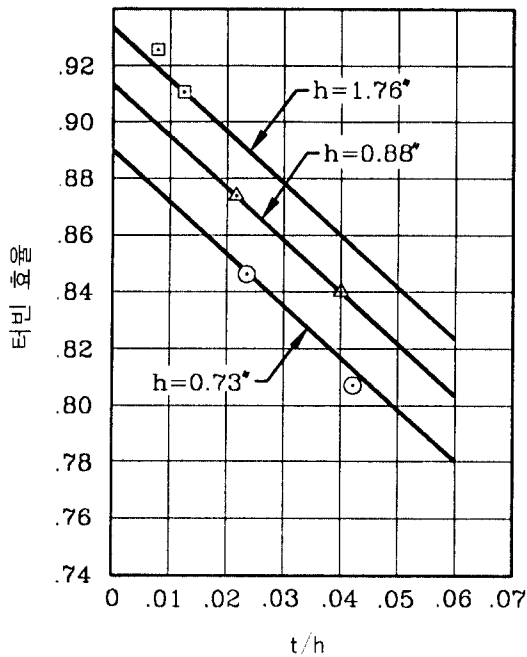


그림 4 터빈 효율에 미치는 Tip clearance(t)와 블레이드 높이(h)의 영향

높이 효과 그리고 간격의 상대적 크기 효과 때문에 일반적으로 유체기계는 작게 만들수록 성능은 저하하게 된다. 그러나 유체기계를 크게 만들면 성능은 향상하지만 계속 비례해서 향상하는 게 아니고 그 향상물은 점차 둔화된다는 것도 알아야 한다.

터빈을 설계하면 시제품을 우선 터빈 테스트 리그(test rig)에서 성능시험을 하여 성능곡선도를 작성한다. 이 시험에서는 시험장치와 절차의 간략화와 그리고 편리를 위해서 흔히 연소가스를 사용하지 않고 압축공기로 터빈을 돌려서 효율과 유량함수를 측정한다. 그러나 이 터빈을 실제 엔진에 조립하여 시험을 해서 실효효율을 계산해보면 통상적으로 압축공기로 시험했을 때 보다 효율이 저하하는 경우가 흔히 생긴다. 연소기에서 연소되어 나온 가스는 터빈입구에서 그 온도 분포가 균일하지 않고 온도의 차이가 생기는데 이 현상은 원통형(can type) 연소기인 경우에 더 많이 나타난다. 이

를 터빈 입구 온도의 불균형(inlet temperature distortion) 효과라고 부르는데, 이로 인하여 터빈의 속도선도(速度線圖)가 위치에 따라서 일정하지 않아서 결과적으로 터빈효율의 저하를 가져온다. 이보다 더 심각할 수 있는 문제는 가스온도의 불균일로 인하여 터빈 케이싱이 찌그러질 정도로 열이 팽창하여 원형(圓形)을 유지하지 못한다는 것이다. 따라서 직경이 작아진 부분에서는 터빈 동익 블레이드의 끝이 케이싱에 얽혀 나가서 짧아지고, 반면에 직경이 커진 부분에서는 간극이 크게 벌어진다다가 블레이드까지 짧아져서 간격 손실이 증가한다. 그리고 연소로 인해서 발생하는 연소가스의 난동도 손실의 요인이 된다.

항공기 날개의 형상은 항공기의 비행성능에 대단히 큰 영향을 미친다. 그래서 각종 에어포일(airfoil)이 개발되고 향상을 위한 노력이 계속되고 있다. 가스터빈 엔진의 개발초기에는 축류압축기의 블레이드 설계를 개별 에어포일(isolated airfoil, 무한대의 유동장 내에서 단 한 개의 에어포일이 이동하는 경우) 이론이나 프로펠러 이론을 적용시켜서 했었다. 그러나 높은 압축비가 요구됨에 따라 유동방향을 크게 전향시켜야 하기 때문에 블레이드를 좁은 간격으로 촘촘히 배치하지 않으면 안된다. 이러한 상태에서 흐름은 인접한 블레이드 영향을 받게 되기 때문에 개별 에어포일 이론은 더 이상 적용할 수 없게 되었고 에어포일 캐스케이드(airfoil cascade)이론과 실험데이터에 의한 설계를 하여 많은 성능의 향상을 보았다. 그러나 앞서 언급한 바와 같이 축류압축기의 성능은 설계기법의 발달로 어느 정도 더 향상시킬 수 있는 여지가 아직도 남아 있다고 전문가들은 생각하고 있다. 특히 축류압축기의 블레이드보다 유동방향을 훨씬 더 많이 전환시켜 주는 축류터빈 블레이드는 블레이드 자체의 형상보다는 인접 블레이드와의 유동통로 모양과 크기에 따라서 유동장이 결정되는 캐스케이드 유동이다. 따라서 터빈 블레이드 형상보다는 유동통로와 블레이드의 주요 각도에 대해서 더 세심

한 주의를 요한다. 오래 전의 일이지는 하지만, 터빈을 설계할 때 한번은 비점성 유동 (potential flow) 해석으로 블레이드 형태와 통로를 결정하고 또 한 번은 블레이드의 입구와 출구각을 설계치에 유지하면서 곡선자를 사용해서 모양이 보기 좋도록 블레이드를 그려서 설계하여 시험한 적이 있다. 그 결과는 시험데이터의 정확도 범위내에서 두 가지 효율의 차이를 거의 찾을 수 없었다. 일반적으로 “보기 좋게 생긴 것이 좋은것”이라는 말이 통용되는 것이 많다.

압축기의 유동장에는 역압력구배가 형성되기 때문에 유동표면에 경계층이 두껍게 성장하고 흐름의 박리가 발생하기 쉽다. 경계층 박리를 예방 또는 지연시키는 간단한 방법은 표면을 거칠게 만들어서 경계층을 인위적으로 교란시켜서 난류로 전환시켜 주는 것이다. 따라서 특히 원심압축기의 유동통로의 표면을 깎고 연마해서 매끈하게 마무리 짓지를 말고 오히려 끝마무리를 하지 않고 표면을 거칠게 남겨놓는 것이 좋지 않겠는가 하는 생각을 약 10년 전에 한 일이 있다. 그 몇 년 후 필자는 영국 Rolls-Royce의 Leavesden 공장을 방문한 일이있었다. 여기의 한 건물에서는 소형 가스터빈을 제작하고 있었는데 공장 견학중에 작은 원심압축기의 유동표면이 마무리가 안 되어 거친 상태에서 조립되고 있는 것을 보았다. 필자의 질문에 대해서 공장의 기술자는 끝마무리를 안하고 표면이 거친 채로 엔진을 조립해도 성능이 저하되지 않고 오히려 어떤 때에는 향상되는 것 같으며 성능 향상보다는 가공비가 절감되기 때문에 그렇게 한다는 대답이었다.

가스터빈 엔진은 많은 양의 고온배기가스를 통해서 대기로 방출되는 열량이 크기 때문에 이 열을 회수하여 시스템 열효율을 높일 수가 있다. 이를 위해서 열교환기(熱交換器)가 흔히 사용되는데, 가정용 보일러 등과는 달리 가스터빈용 열교환기는 대단히 비싸고 부피도 엔진 본체에 비해서 대단히 크다. 따라서 가끔 단시간 동안 사용하는 비상용 예비발전용 가스터빈

같은 경우에는 열교환기의 설치비와 연료절감 등을 비교 검토해서 열교환기 설치 유무를 결정해야 한다. 근래에 와서 열병합발전용 가스터빈이 각광을 받고 있는 것은 터빈배기열로서 냉난방을 겸하여 시스템 열효율이 높아짐으로써 경제성이 향상되기 때문이다.

근래에 와서 컴퓨터의 발달과 함께 전산유체역학이 많이 발달하였고 과거에는 엄두도 못냈던 3차원 유동장의 해석도 제한된 분야이기는 하지만 가능해졌다. 이들 이론해석은 가스터빈 엔진내부의 유동현상을 이해하는 데에 많은 도움을 주고 있다. 그러나 유동장 내부의 국지적인 상태의 규명은 하드웨어 설계라는 실질적인 측면에서는 그다지 도움이 되지 못한다. 왜냐하면 설계에는 각 부품의 국지적인 성능이 아닌 전체적인 성능이 사용되기 때문이다. 또한 컴퓨터를 사용한 최적설계 얘기를 자주 듣는다. 주어진 설계조건을 만족시키는 최적설계를 한다는 것은 물론 매우 중요하다. 그러나 어느 정도까지 상세하게 최적설계를 하는가에 있어서는 설계 엔지니어의 입장에서 몇가지 인식해야 할 점이 있다. 모든 하드웨어는 설계시에 하나의 설계조건을 결정하여 이에 맞도록 설계를 하지만, 현실적으로 이렇게 설계된 하드웨어가 작동수명 동안에 이 설계점에 가까운 상태에서 작동은 할지언정 정확히 바로 설계점상에서 작동하는 경우는 거의 없을 것이다. 또 최적설계점을 유도할 때에 사용되는 압축기나 터빈 그리고 기타 부수부품들의 성능은 추정치 또는 간략화시킨 성능곡선도 등의 개략적인 효율을 사용한다. 이러한 상황에서 모든 부품의 성능자료를 포함시켜 점으로 나타내는 최적설계점을 결정한다는 것은 큰 의미가 없다. 가스터빈 엔진의 설계점 결정에 있어서도, 영향력이 큰 일차적 변수와 현실적인 부품효율을 고려한 설계성능곡선도(rubber engine의 성능곡선도라고도 함)에서 최적영역내의 한 점을 임의로 선정하여도 별 문제는 없다고 생각한다.

4. 맺음말

결론적으로, 가스터빈 엔진의 설계는 압축기와 터빈의 효율 이외에도 여러 가지 현실적인 요소가 커다란 영향을 미치므로 이러한 것들이 설계시에 고려되어야 하며 기존의 기술수준과 부품을 가능한 한 활용하는 것이 현명하다. 특히 산업용 터빈의 개발을 위한 시제 엔진 설계시에는 이러한 접근방법이 현실적으로 성공 가능성이 크다. 예를 들어서, 기술축적과 연구를 위해서 산업용 엔진을 개발하고자 할 때에 엔진 전부를 설계하는 것보다는 구하기가 용이한 기존의 소형 항공기 엔진의 가스발생기 부분(압축기, 연소기, 압축기 터빈으로 구성된 부

분)을 개조하여 활용하고 동력터빈과 동력전달 부분만을 자체 설계하여 결합시켜서 개발한다든가 하는 것이 효과적일 것이다.

참고문헌

- (1) 홍용식, 1991. 9. 13, 세미나발표 자료, 서울대학교 터보·동력기계 연구센터.
- (2) 홍용식, 1978, "저렴한 소형 소모성 터보 제트엔진의 설계상 고려사항과 개발방안," 한국항공우주학회, 제6권, 제1호, pp. 16~24.
- (3) 홍용식, 1985, 가스터빈 엔진, 淸文閣, 서울. 