



저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 [이용허락규약\(Legal Code\)](#)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

[Disclaimer](#)

공 학 석 사 학 위 논 문

가스터빈 엔진 주요 변수에 따른 추력  
및 비연료소모율 변화 특성 연구



2023년 2월

부 경 대 학 교 대 학 원

무기체계공학과

이 용 규

공 학 석 사 학 위 논 문

가스터빈 엔진 주요 변수에 따른 추력  
및 비연료소모율 변화 특성 연구



지도교수 이 형 주

이 논문을 공학석사 학위논문으로 제출함.

2023년 2월

부 경 대 학 교 대 학 원

무기체계공학과

이 용 규

李勇槻의 공학석사 학위논문을 인준함.

2023년 2월 17일



위 원 장 공학박사 김 찬 중 (인)

위 원 공학박사 이 형 주 (인)

위 원 공학박사 정 욱 철 (인)

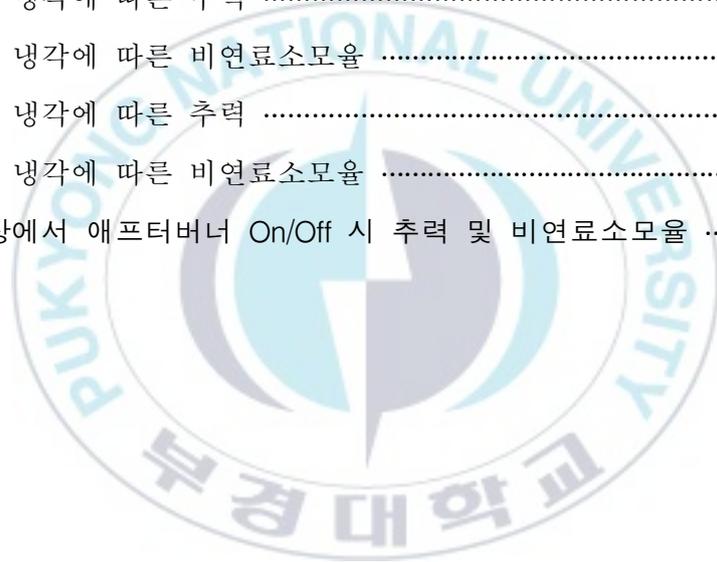
# 목 차

I. 서 론 .....	1
1. 연구 배경 .....	3
2. 연구 필요성 .....	3
3. 이론적 배경 .....	4
1) 추력 .....	4
2) 열역학적 사이클 .....	6
3) 가스터빈 엔진의 작동원리 .....	8
4) 가스터빈 엔진의 종류 .....	9
II. 연구방법 .....	12
1. 개요 .....	12
2. Gasturb 기능 .....	12
3. 기본구조의 Design Point에서 Performance Output 확인 절차 .....	13
III. 엔진 .....	18
1. 개요 .....	18
1) 설계점 .....	18
2) 탈 설계점 .....	19
2. BMT 120KS 마이크로 가스 터빈 엔진 .....	19
1) 기본모델 성능해석 .....	21
2) 탈 설계점 해석 .....	24
3) 속도 및 고도변수에 따른 해석 .....	25
3. F100-PW-229 가스 터빈 엔진.....	27

1) 기본모델 성능해석 .....	28
2) 탈 설계점 해석 .....	31
3) 속도 및 고도변수에 따른 해석 .....	33
4. 결론 .....	35
IV. 터빈 냉각 .....	36
1. 개요 .....	36
2. 터빈 .....	36
3. 터빈 냉각에 따른 추력 및 비연료소모율 변화 .....	38
1) BMT 120KS 마이크로 가스 터빈 .....	38
2) F100-PW-229 가스 터빈 엔진 .....	40
4. 결론 .....	42
V. 애프터버너 비연료소모율 .....	43
1. 개요 .....	43
2. 애프터버너 .....	43
3. 애프터버너 사용시 고도별 비연료소모율 .....	45
4. 결론 .....	48
VI. 결론 .....	49
참고문헌 .....	51

## 표 목차

표 1. BMT 120 KS 제원 .....	20
표 2. BMT 120 KS 입력변수 .....	21
표 3. 고도·속도변수에 따른 추력 및 비연료소모율 .....	25
표 4. F100-PW229 입력변수 .....	28
표 5. 고도·속도변수에 따른 추력 및 비연료소모율 .....	33
표 6. 터빈 냉각에 따른 추력 .....	38
표 7. 터빈 냉각에 따른 비연료소모율 .....	39
표 8. 터빈 냉각에 따른 추력 .....	40
표 9. 터빈 냉각에 따른 비연료소모율 .....	41
표 10. 지상에서 애프터버너 On/Off 시 추력 및 비연료소모율 .....	45



## 그림 목차

그림 1. 제트 추진 .....	5
그림 2. T-S 다이어그램 .....	7
그림 3. P-V 다이어그램 .....	8
그림 4. 가스터빈 엔진 .....	9
그림 5. 가스터빈 엔진의 종류 .....	11
그림 6. 설계점 성능 결과 해석 절차 .....	17
그림 7. BMT 120KS 마이크로 엔진 .....	20
그림 8. Gasturb 터보 제트 엔진 .....	22
그림 9. BMT 120 KS 설계점 해석 .....	23
그림 10. BMT 120 KS 탈 설계점 .....	24
그림 11. 고도·속도변수에 따른 추력 및 비연료소모율 .....	26
그림 12. F100-PW-220/-220E .....	27
그림 13. Gasturb 터보 팬 엔진 .....	29
그림 14. F100-PW229 엔진 설계점 해석 .....	30
그림 15. F100-PW-229 Low spool 탈 설계점 .....	31
그림 16. F100-PW-229 High spool 탈 설계점 .....	32
그림 17. 고도·속도변수에 따른 추력 및 비연료소모율 .....	34
그림 18. 엔진 터빈 구성품 .....	37
그림 19. 터빈 냉각비에 따른 추력 .....	39
그림 20. 터빈 냉각비에 따른 비연료소모율 .....	40
그림 21. 터빈 냉각비에 따른 추력 .....	41
그림 22. 터빈 냉각비에 따른 비연료소모율 .....	42
그림 23. 애프터버너 구조 .....	44

그림 24. 마하 0.8에서 애프터버너 on/off 따른 각 고도별 비연료소모율 ..... 46  
그림 25. 마하 1.0에서 애프터버너 on/off 따른 각 고도별 비연료소모율 ..... 47



A Study on the Characteristics Thrust and Specific Fuel Consumption  
dependent on the Major Parameters of Gas Turbine Engines

Yong Kyu Lee

Department of Weapon Systems Engineering,  
Graduate School, Pukyong National University

**Abstract**

High-performance aircraft engines must satisfy such things as efficiency, economy, and reliability. The efficiency and weight ratio per thrust must be strictly matched, and in terms of reliability, the ability to continuously produce high power without failure should be provided. The specific fuel consumption is a parameter representing economic feasibility. There are various parameters that affect specific fuel consumption and thrust and Engine designers are considering thermodynamic factors such as compressor pressure ratio and turbine inlet temperature.

A study on thrust and specific fuel consumption was conducted according to altitude and speed variables. The effect of the change in the cooling flow ratio of the rotor and the nozzle, which are components of the engine turbine, on the thrust and specific fuel consumption was analyzed. Thrust and specific fuel consumption were compared, when the speed and altitude parameters change with and without using the gas turbine engine afterburner. The Gasturb program was used to calculate these performances.

## I. 서론

고성능 항공기 엔진은 효율성, 경제성, 신뢰성과 같은 사항들을 만족시켜야 한다. 효율과 추력당 중량비가 엄격히 부합되어야 하며, 신뢰성 측면에서는 고장 없이 고출력을 지속해서 낼 수 있는 능력이 있어야 한다. 비연료소모율(specific fuel consumption)은 경제성을 대표하는 변수(Parameter)이다. 비연료소모율은 엔진에서 동력을 발생시키는데 필요한 연료량을 의미하며 추력당 단위 시간마다 소모되는 연료의 무게(thrust specific fuel consumption)이다.

낮은 연료소비율을 갖는 엔진은 많은 경제적 이득을 가져다 주기 때문에 오늘날 항공사들은 적은 연료로 높은 추력을 얻을 수 있는 엔진을 개발하기 위해 많은 비용을 투자하고 있다. 이러한 엔진을 설계하기 위해 엔진의 설계자들은 압축기의 압력비, 터빈의 입구 온도 등과 같은 열역학적 사항들을 고려하고 있다. 압축기의 종류에 따라 단당 공기 압축비가 달라지며 이러한 변수는 고도와 속도에 따라 비연료소모율을 변화시키는 변수들이 된다.

터빈의 냉각에 따라 비연료소모율도 달라지게 된다. 터빈의 온도가 높아지게 되면 구조적 열한계를 극복하기 위해 다양한 설계가 필요한데 이를 해결하기 위한 방법으로는 터빈냉각이 있다. 터빈 구성품인 로터와 노즐의 냉각비율 차이에 따른 추력과 비연료소모율 관계 연구는 많지 않다.

한편 전투기는 작전능력과 조종사의 생존성을 높이기 위해 항공기 엔진의 성능이 중요하다. 전투기 엔진의 애프터버너는 음속을 넘어 가속하거나 군사 환경에서 전투 성능을 향상시키는 기능을 수행한다. 전투기가 애프터버너를 사용하였을 시 추력과 비연료소모율의 관계는 전투작전에 매우 중요한 요소가 될 수 있다.

이를 위해 본 연구에서는 가스터빈 엔진의 설계점 성능을 결정하고, 가스터빈 엔진 프로그램을 이용하여 각 엔진의 비연료소모율을 비교하며, 탈설계점 해석과 터빈 냉각을 통한 추력 및 비연료소모율을 분석하였다. 마지막으로 고도에 따라 애프터버너 사용 시 비연료소모율의 변화를 계산하

였다.

이를 위한 본 논문의 구성은 서론에 연구 배경, 목적 및 이론적 배경을 기술하고, II장에서 연구방법을 설명하였다. III장에서는 가스터빈 엔진들의 설계점과 탈설계점을 해석하고, 고도·속도 변수에 따른 추력과 비연료소모율을 연구하였다. IV장에서는 냉각터빈의 효율에 따른 추력 및 비연료소모율을 분석하였으며, V장에서는 고도에 따른 애프터버너 사용 시 비연료소모율을 계산하였다. 마지막 VI장에서는 결론을 기술하였다.



## 1.1 연구 배경

우리나라는 계속된 항공기 산업 육성을 통해 세계 5위의 항공 운송국가로 성장하였으며 세계 최고의 항공 안전 및 서비스 수준을 보유하고 있다. 하지만 우리나라의 사회경제 규모 및 잠재적인 능력에 따르면, 더 높은 항공 운송업 성장도 가능하다는 평가를 받고 있다.

항공기 산업은 고도의 신뢰성 및 안전성이 필요한 특성 때문에 최첨단의 기술이 필요하다. 특히 항공기 엔진과 같은 계통은 엄청난 무게의 항공기를 상공에 띄우기 위해 많은 에너지를 생성하는 동력원이기 때문에 고도의 기술을 요구한다. 항공기 엔진은 자동차 엔진과 구조와 성능 등 모든 면에서 다르다. 우리가 항공기 엔진 성능에 대해 이해하기 위해서는 엔진의 작동원리를 먼저 이해하는 것이 중요하다. 이러한 원리를 만드는 것은 항공기 엔진의 핵심 기술이며, 서두에서 언급한 것과 같이 우리나라는 항공기 엔진을 만들기 위한 기술이 매우 부족한 편이다[1].

한국 공군도 전체 장비 운용유지비의 절반 정도가 항공기 엔진 부품의 구매와 개조, 그리고 기술지원 등 항공기 엔진을 운용 유지하는데 많은 예산이 사용되고 있다. 제작사로부터 도입된 엔진은 기술이전이 어려우므로 엔진 운용유지에 필요한 기술지원은 전적으로 제작사에 의존하고 있다. 특히 엔진 부품의 국산화와 운영 단계에서의 기술지원을 위한 국내 연구개발 여건은 매우 열악한 상태이다. 전 세계 항공 엔진 시장에서 엔진 국산화 자립을 추진하고 있는 국내 업체는 한화 에어로스페이스 외에는 전무 하다 [2].

## 1.2 연구 필요성

항공기 가스터빈 엔진은 압축된 공기가 연소기를 통해 열에너지로 변환되어 추력을 얻는 원리이다. 이러한 엔진의 성능 모사는 개발단계에서의 개발위험도 감소나 개발비용 절감의 목적뿐만 아니라 운용단계에서의 최적의 정비를 위한 엔진의 진단상태를 위해 필요하다. 각 구성품의 성능선도는 다양한 조건에서의 성능시험을 통해 얻는 것이기 때문에 엔진 제작사를 제

외하고는 획득하기가 매우 어렵다. 그러나 일부 공개된 성능선도의 설계점을 활용하여 많은 연구자들이 연구하고 있다[3].

지금도 여전히 가스터빈 엔진의 효율 향상 및 초음속 엔진 연구는 군과 민간에서 계속되고 있다[4]. 가스터빈 엔진은 전 세계적으로 다양한 산업 분야에서 넓게 사용되고 있다. 항공기뿐만 아니라 발전소, 선박, 화공공업 등 여러 가지 분야에서 사용되고 있다. 특히 항공기 가스터빈 엔진은 높은 성장을 이루어 왔기 때문에 항공기용 가스터빈 엔진에서 활용된 기술이 다른 산업용 가스터빈으로 파급되어 가스터빈 엔진의 성능을 비약적으로 향상되었다[5]. 그러나 가스터빈 엔진의 추력 및 비연료소모율 연구는 많이 없다. 본 연구는 Gasturb 프로그램을 이용하여 가스터빈 기관의 설계점과 탈 설계점 해석하였으며, 고도 및 속도 그리고 터빈냉각 변수, 마지막으로 애프터버너 사용에 따른 추력과 비연료소모율을 계산하였다.

### 1.3 이론적 배경

#### 1) 추력

항공기는 날개에 충분한 속도를 공급하는 추력을 바탕으로 필요한 양력을 형성한다. 더불어, 항공기를 공중에서 비행하게 하기 위해서는 충분한 추력이 필요하다. 이는 적합하게 설계된 항공기의 열기관에서 제공된다.

항공기를 앞으로 나아가게 할 힘은 엔진에서 형성된 작동 유체를 다시 대기로 배출시킴으로써 얻어진다. 엔진에서 배출된 공기의 흐름은 엔진 내에서 사용되는 공기와 동일하지만은 않다. 추력은 항공기가 추진되는 반대 방향으로 공기를 방출함으로써 발생한다. 여기서 뉴턴의 운동 제3 법칙을 적용할 수 있다. 이 법칙은 모든 작용에는 반대 방향의 동일한 반작용이 있음을 강조한다. 그래서 공기가 항공기의 뒤쪽으로 방출됨에 따라 항공기는 이 운동법칙에 따라 앞으로 이동하게 된다.

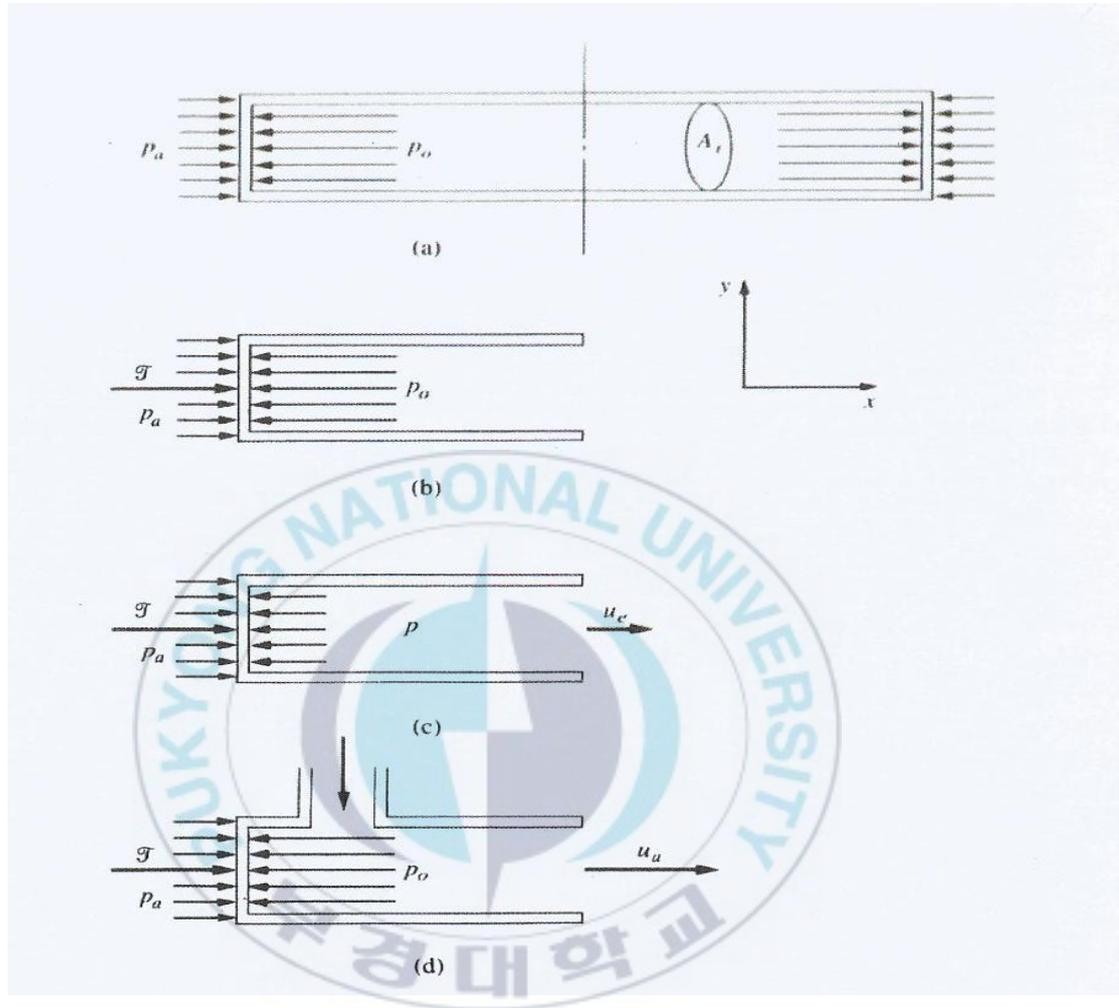


그림 1. 제트 추진[6]

그림 1의 튜브들은 제트 추진의 기본 개념을 설명한다.  $A_i$ 는 튜브의 단면적이다.  $p_0$ 는 내부 압력이고 외부(주변) 압력은  $p_a$ 이다.  $x$  방향의 내부 및 외부 압력이 동일하다. 여기서 튜브의 오른쪽 절반이 어느 시점  $t_0$ 에서 순간적으로 제거되고 (d)에서 볼 수 있듯이 내부 압력이  $p_0$ 를 유지하도록

(튜브를 떠나는 것과 동일한 속도로) 유체를 공급함으로써 추력은 다음과 같이 적용할 수 있다.

$$\mathcal{T} = A_i(p_0 - p_a)$$

이 식은 유체가 파이프 벽에 가하는 전단력의 영향을 무시한다. 이는 추력을 감소시키는 경향이 있다. 만약 추진기 압력의 내부, 외부 분포 및 벽의 전단 응력이 주어질 때, 모든 표면의 모든 힘의 성분을 합하여 추력을 계산할 수 있다,

이 절차의 일반적인 적용에 대한 어려움은 터보제트와 같은 추진기의 내부 기하학이 너무 복잡하여 이러한 방식의 추력 추정이 어렵다는 것이다. 뉴턴의 2 법칙을 사용하여 평형상태의 추력을 더 간단한 방법으로 추정할 수 있다. 그림 1(d)의 정상 흐름 추진기의 경우 다음과 같은 추력 추정이 가능하다.

$$T = \dot{m}u_e$$

여기서  $\dot{m}$ 을 질량이 챔버 밖으로 흐르는 유량,  $u_e$ 을 질량 평균 배기 속도로 정의했을 때, 위의 식이 성립한다. 이 공식은 배출 압력이 외부 압력과 동일하고 외부 전단력들이 중요하지 않을 때 유효하다. 이러한 조건과 주어진 배출 운동량에서, 추력은 내부 압력분포와 구조에 독립적이고 외부 압력에도 의존하지 않는다[6].

## 2) 열역학적 사이클

추진 시스템의 작동원리 이해를 위해 가스의 기본적인 열역학을 알고 있어야 한다. 가스는 우리가 관찰할 수 있는 여러 성질을 가지고 있는데, 가스 압력 P, 온도 T, 질량, 그리고 가스를 포함하는 부피 V를 포함한다. 세밀한 과학적 관찰을 통해 이 변수들이 서로 관련이 있다는 것이 밝혀졌으며, 이러한 특성들의 값에 따라 기체의 상태가 결정된다. 가스의 가열 또는

압축과 같은 열역학 프로세스는 열역학 법칙에 의해 설명되는 방식으로 상태 변수의 값을 변경한다. 가스와 가스로 전달되는 열은 각 프로세스에서 상태가 변경된다. 이러한 일련의 과정을 “열역학 사이클”이라고 하며 이 순환 과정으로 엔진 작동원리를 이해할 수 있다.

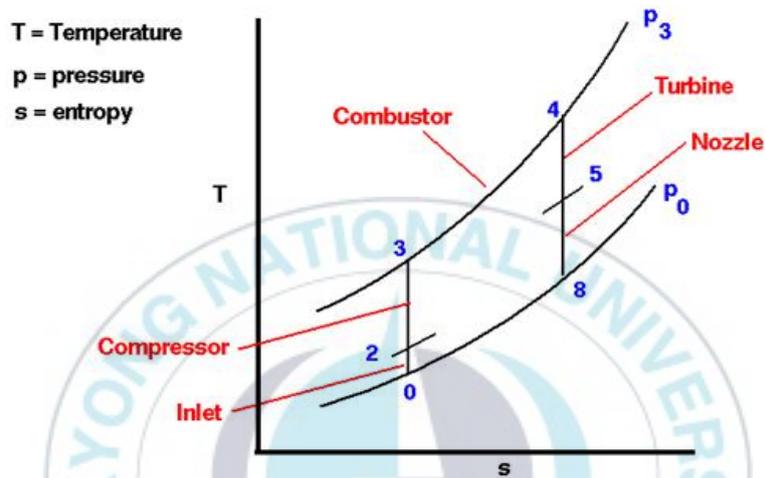


그림 2. T-S 다이어그램[7]

그림 2는 모든 가스터빈 엔진에 사용되는 Brayton 열역학 사이클에 T-S 다이어그램 대해 설명한다. 터빈 엔진 스테이션 번호 부여 시스템을 사용하여[8] 스테이션 0에서부터 기체 흐름 논의를 시작한다. 순항 비행 시, 흡입구는 2번 스테이션의 압축기로 공기 흐름을 가져올 때 공기 흐름을 느리게 한다. 공기 흐름이 느려지면 항공기 속도와 관련된 에너지 일부가 공기의 정적 압력을 증가시키고 흐름이 압축된다. 압축기는 공기를 압축하여 스테이션 3으로 향하는 압력과 온도를 높인다. 버너의 연소 과정은 3번 스테이션에서 4번 스테이션까지 일정한 압력으로 발생한다. 온도 상승은 사용되는 연료의 유형과 연료 대 공기비에 따라 달라진다. 고온 배기가스는 4번 스테이션에서 5번 스테이션으로의 흐름에 의해 터빈을 통과한다. 터빈으로 통과하는 작동 유체는 고온가스이며, 터빈 케이싱을 통해 외부로 빠져나가게 된다. 터빈은 연결된 압축기를 구동시킨다. 8에서 0은 배기 과정으로 가스터빈 내부에서 일어나는 과정이 아니므로 완벽한 사이클 과정을

이루지는 않지만, 배기가스가 배출되는 동시에 압축기로 공기가 유입되기 때문에 사이클 해석을 위해 표시한다[7].

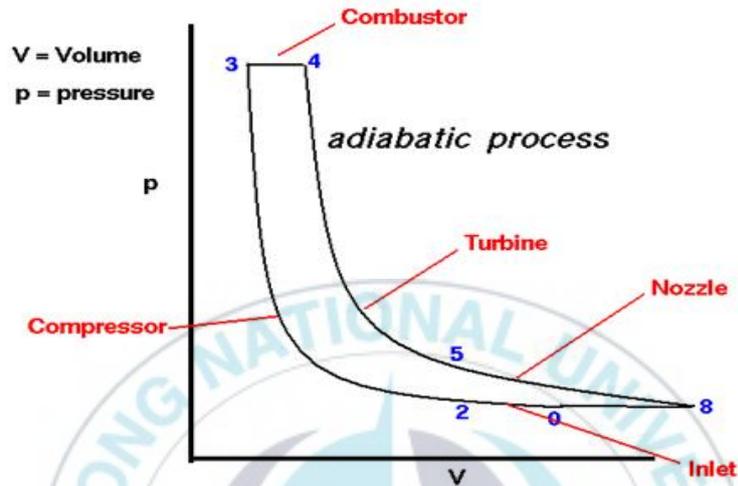


그림 3. P-V 다이어그램[7]

그림 3의 T-S 다이어그램에 해당하는 P-V 다이어그램이다. 가스터빈은 압축기를 이용하여 압축된 공기에 연료를 주입하여 생성된 열에너지가 운동에너지로 변환하는 열기관이다. 이러한 열역학적 사이클을 통해 엔진의 효율을 알 수 있다.

### 3) 가스터빈 엔진의 작동원리

그림 4와 같이 가스터빈 엔진은 공기 흡입구, 압축기, 연소실, 터빈, 배기노즐 부분으로 구성되어 있다. 작동원리는 흡입구로 유입된 공기가 압축기에 의해 기계적으로 압축되어 압력이 증가되고, 압축된 공기는 연소실에서 연료와 혼합되어 연소되어 온도가 상승된다. 고온고압의 연소가스는 압축기를 작동시키는 터빈을 통과하며 팽창하고, 배기가스는 배기노즐을 통해 더욱 팽창하여 가속되어 추력을 발생시킨다. 모든 가스터빈 엔진의 구성 부품은 기본적으로 비슷하며, 엔진에 영향을 주는 가장 큰 요소는 압축기의 형태이다[8].

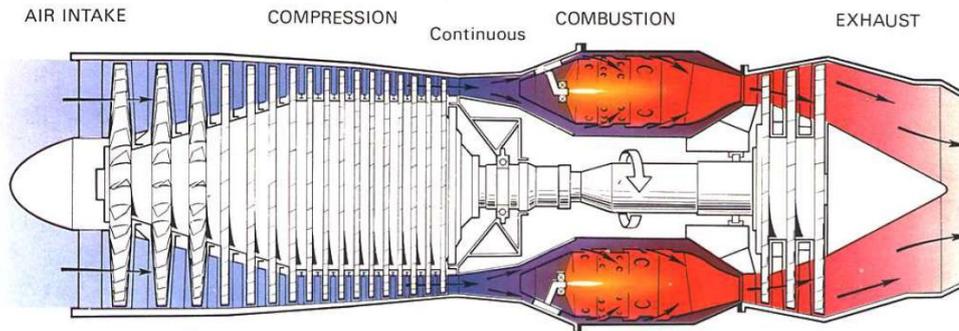
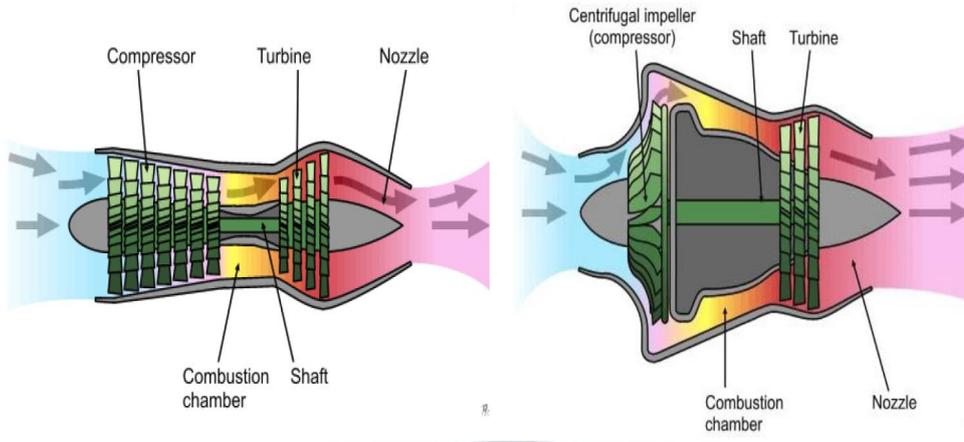


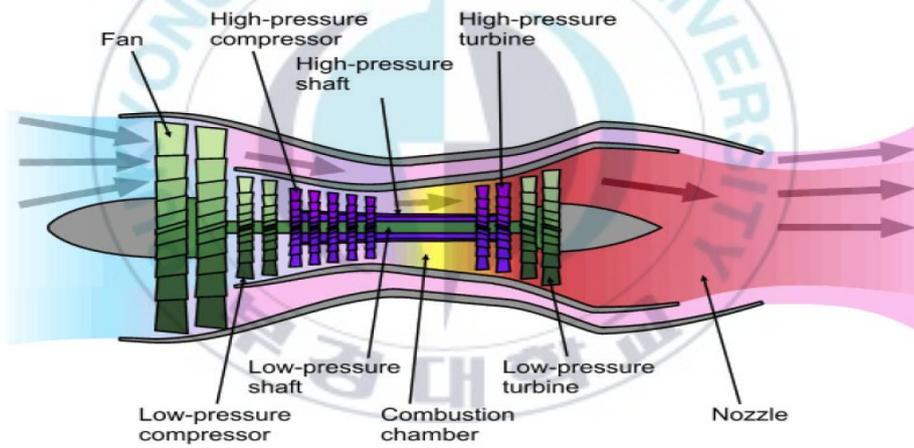
그림 4. 가스터빈 엔진[9]

#### 4) 가스터빈 엔진의 종류

그림 5는 가스터빈 엔진의 종류를 보여주고 있으며 터보제트, 터보팬, 터보프롭, 터보샤프트 등이 있다. 공기를 내부로 끌어들이 수 있는 회전력을 터빈에서 얻기 때문에 엔진 구동에 필요한 회전력을 획득하는 것이 중요한 요소이다. 터보제트엔진은 저속에서 낮은 추력을 생산하고 저고도, 저속도에서 연료소비율이 높은 장점이 있으나, 마하 0.8 속도 범위에서의 소음과 연료소비율 문제로 여객기로 적합하지 않다. 터보팬 엔진은 전방에 대형 팬을 장착하여 회전하는 방식으로 추력의 80%를 만들어낸다. 이 엔진은 여러 속도 범위에서 소음이 적고 좋은 연료소비율을 갖고 있어 현재 대부분 여객기에 장착 운용되고 있다. 터보프롭은 프로펠러를 구동시키고 터보샤프트 엔진은 주로 헬리콥터용 동력장치를 사용하는 샤프트를 구동시킨 엔진이다. 압축기의 종류로는 단당 압축비가 높은 원심형 압축기와 단당 압축비는 작으나 여러단으로 공기를 압축시키는 축류형 압축기가 있다[10].



(a) 터보제트



(b) 터보팬

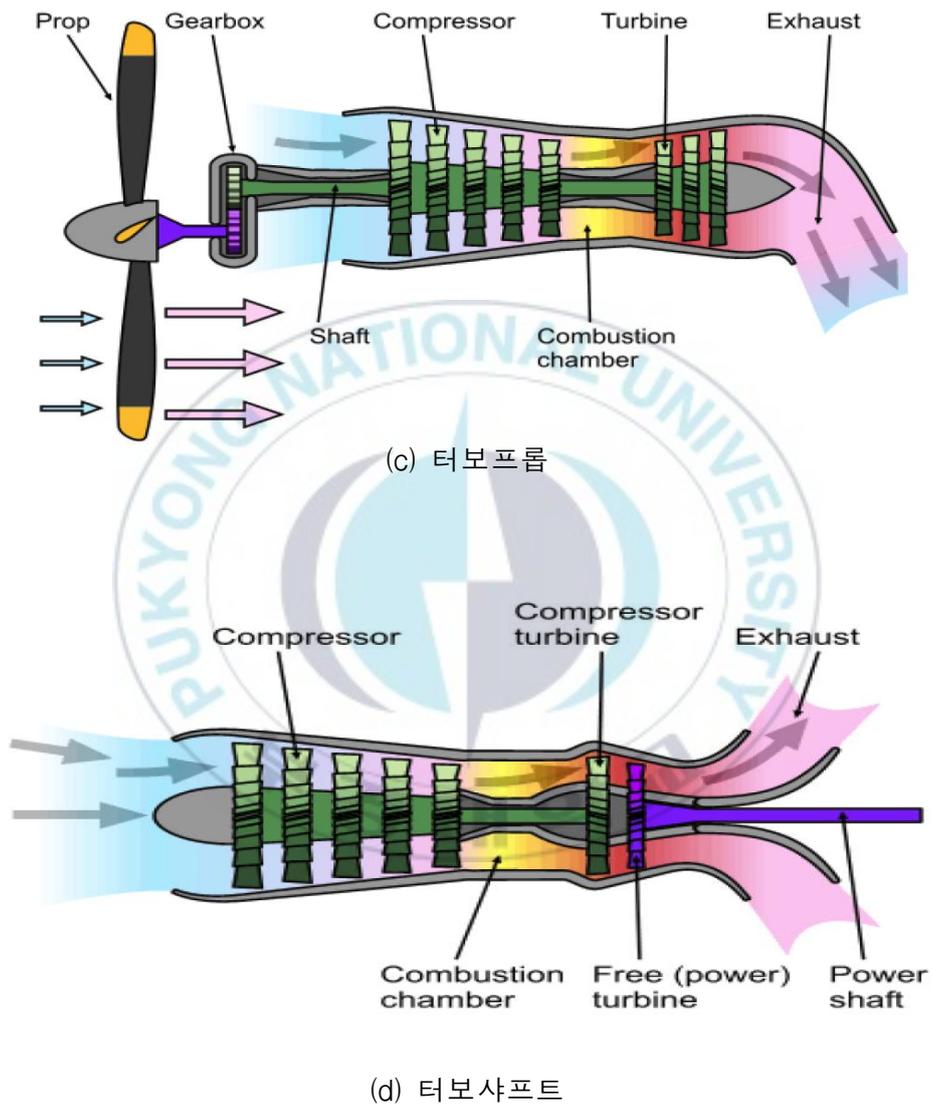


그림 5. 가스터빈 엔진의 종류[11]

## II. 연구방법

### 2.1 개요

항공기 엔진에 대한 특성을 이해하고 효율을 연구하기 위해 실물 엔진을 이용하여 해석 및 실험을 통하는 것이 이상적이다. 하지만 아직 국내 항공기에 장착된 엔진 성능 및 파라미터를 알기 어려운 것이 현실이다.

본 연구에서 사용되는 GasTurb는 매우 효과적이고 유연한 가스터빈 사이클 프로그램으로 Smooth C, Smooth T, Map Collection 및 GasTurb Details와 같은 다양한 도구를 제공한다. 요아힘 커즈케 박사는 이 프로그램들의 발명가이자 개발자이다. 그는 28년간 MTU 에어로엔진의 성능 엔지니어로 세계에서 가장 존경받는 성능 전문가 중 한 명으로 가스터빈 성능 이론을 철저히 통찰하면서도 조작성 용이한 이 프로그램 패키지를 제작했다[12].

이와 비슷한 상용 프로그램으로는 NASA에서 개발한 NPSS[13], BOEING사에서 개발한 ESAY5[14] 및 GSP[15] 등이 있다.

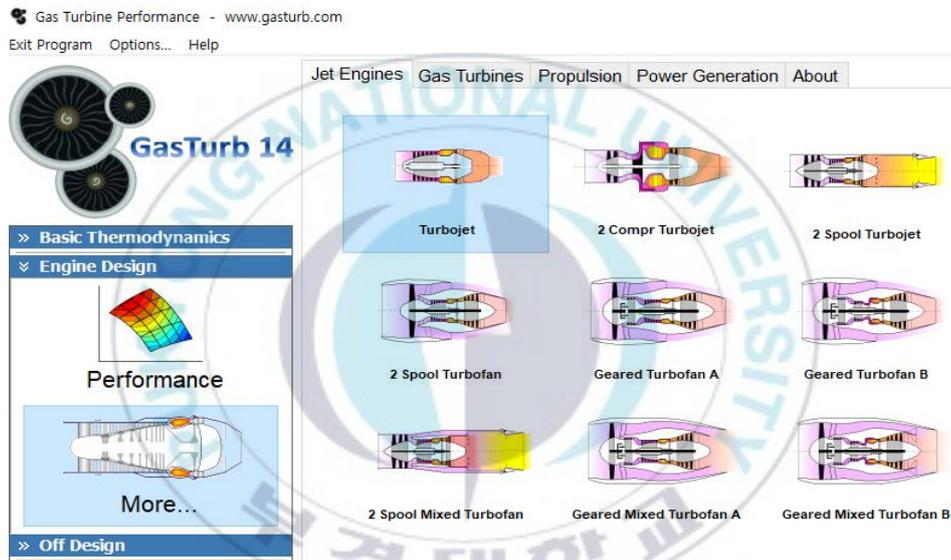
### 2.2 GasTurb 기능

가스터빈의 설계 및 설계 외 성능을 계산  
일반적인 유형의 엔진 가스터빈 시뮬레이션  
여러 변수 등의 수치를 계산 및 최적화  
스테이션 번호 및 공기 시스템의 엔진 단면 정보 제공  
각 엔진의 스케일링맵 추출 및 맵 비교

## 2.3 기본구조의 Design Point에서 Performance Output 확인 절차

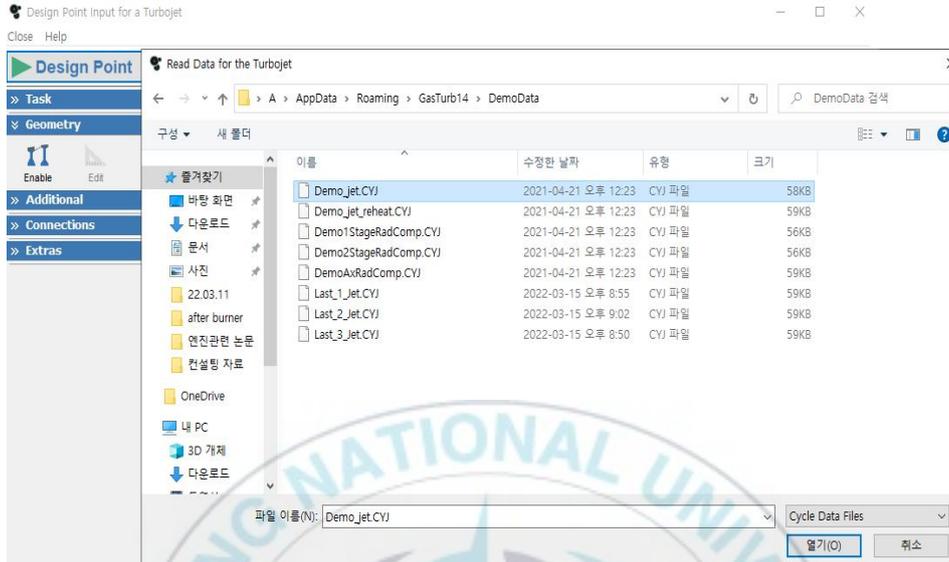
이번 장은 GasTurb의 사용한 연구방법을 소개하고 GasTurb를 사용하여 도출될 수 있는 결과를 제시한다.

- 1) 하나의 가스터빈 엔진을 선택 후 More를 선택한다.



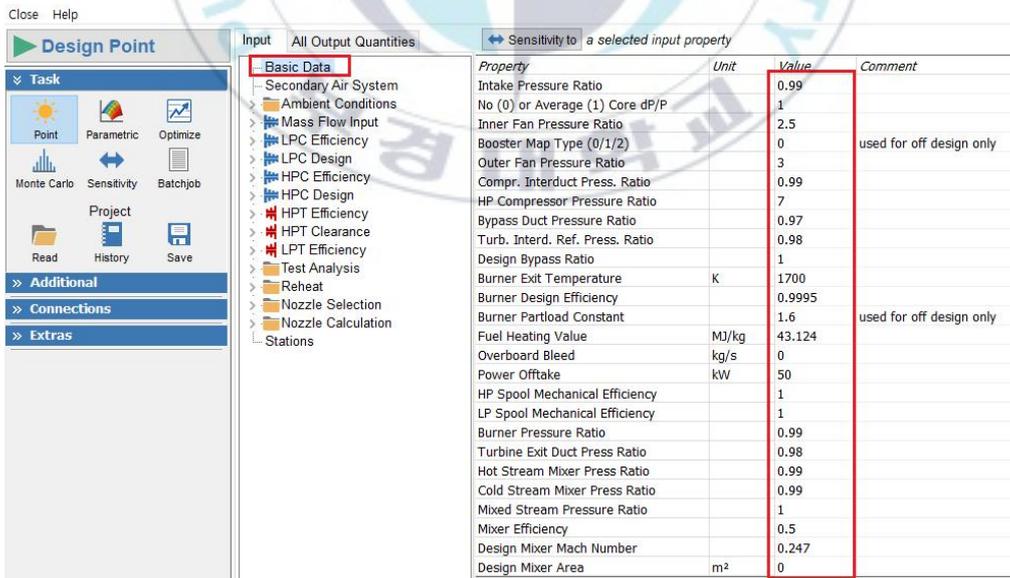
(a) Gasturb 엔진 모델 선정

2) 하나의 데모 파일을 선택한다.



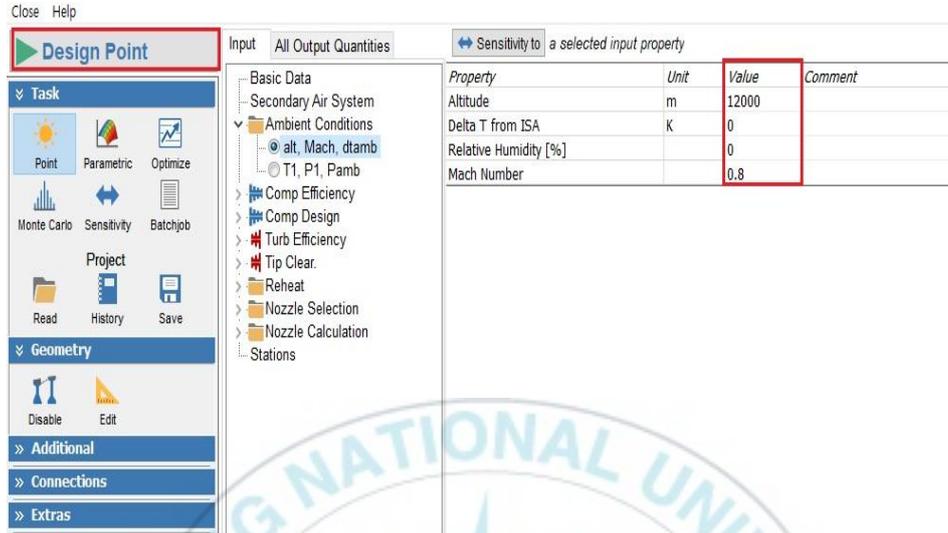
(b) Gasturb 엔진 Demo 파일 선정

3) 엔진의 기본 변수 확인 후 Design Point 선택한다.

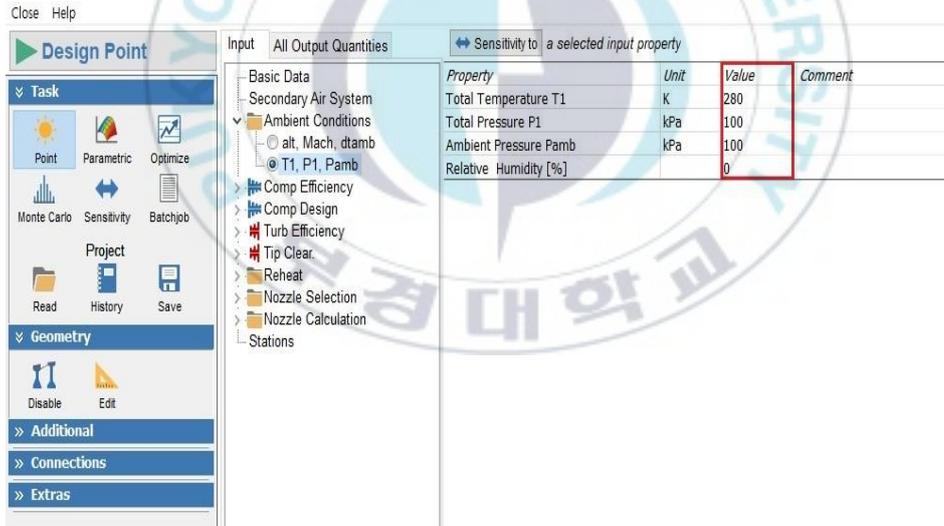


(c) 엔진 Design Point 선택

4) Ambient Condition 변수 확인 후 Design Point 선택한다.



(d) 변수 입력



(e) 변수 입력

또한, T1, P1, Pamb 값들도 다른 디자인에 280K, 100kPa, 100kPa 내외의 값들이 설정되어 있어서, 280, 100으로 통일하여 Design Point 버튼을 눌러서 시뮬레이션한다.

5) 터빈의 냉각설계와 관련된 엔진의 주요 변수인 냉각비율을 설정한다.

Close Help

**Design Point**

Input All Output Quantities Sensitivity to a selected input property

Task: Point, Parametric, Optimize, Monte Carlo, Sensitivity, Batchjob, Project, Read, History, Save

Basic Data: Secondary Air System, Ambient Conditions, Comp Efficiency, Comp Design, Turb Efficiency, Tip Clear, Reheat, Nozzle Selection, Nozzle Calculation, Stations

Property	Unit	Value	Comment
Rel. Handling Bleed		0	
Rel. Enthalpy of Handling Bleed		1	
Rel. Overboard Bleed W_Bld/W2		0.01	
Rel. Enthalpy of Overb. Bleed		1	
Recirculating Bleed W_recj/W2		0	Off Design Input Only
Rel. Enthalpy of Recirc Bleed		1	
Number of Turbine Stages		1	
NGV 1 Cooling Air / W2		0.05	
Rotor 1 Cooling Air / W2		0.05	
Cooling Air Pumping Diameter	m	0	

(f) 변수 입력

6) 애프터버너 관련 설정값을 입력한다.

Close Help

**Design Point**

Input All Output Quantities Sensitivity to a selected input property

Task: Point, Parametric, Optimize, Monte Carlo, Sensitivity, Batchjob, Project, Read, History, Save

Additional: Connections, Extras

Basic Data: Secondary Air System, Ambient Conditions, Mass Flow Input, LPC Efficiency, HPC Efficiency, HPC Design, HPT Efficiency, HPT Clearance, LPT Efficiency, Test Analysis, Reheat, Nozzle Selection, Nozzle Calculation, Stations

Reheat: Off, Input T7, Input T7 or far7

Property	Unit	Value	Comment
Reheat Exit Temperature	K	2000	
Reheat Design Efficiency		0.9	
Reheat Partload Constant		0.5	
Delta Reheat Efficiency [%]		0	
Effective Burner Area / A64		1	
Nozzle Cooling Air Wc/W16		0.05	

(g) 변수 입력

7) 시뮬레이션 결과값을 확인한다. 추력(FN)<sup>1)</sup>, 비연료소모율(TSFC)<sup>2)</sup>, 터빈 및 버너 효율 등 주요 값을 확인한다.

Station	w kg/s	T K	P kPa	WRstd kg/s
amb		288.15	101.325	
1	31.680	288.15	101.325	
2	31.680	288.15	100.312	32.000
3	31.680	630.42	1203.741	3.944
31	28.195	630.42	1203.741	
4	28.857	1450.00	1167.629	5.617
41	30.441	1411.20	1167.629	5.846
49	30.441	1113.50	367.374	
5	32.025	1091.37	367.374	17.190
6	32.025	1091.37	360.027	
8	32.025	1091.37	360.027	17.541
Bleed	0.317	630.42	1203.738	

FN	=	26.37 kN
TSFC	=	25.0985 g/(kN*s)
FN/W2	=	832.50 m/s
Prop Eff	=	0.0000
eta core	=	0.3884
WF	=	0.66194 kg/s
s NOx	=	0.28659
XM8	=	1.0000
A8	=	0.0773 m <sup>2</sup>
P8/Pamb	=	3.5532
wB1d/w2	=	0.01000
Ang8	=	20.00 °
CD8	=	0.9600
wC1N/w2	=	0.05000
wC1R/w2	=	0.05000
Loading	=	100.00 %
e45 th	=	0.87139
far7	=	0.02111
PWX	=	0.00 kw

Input Data File:  
C:\Users\A\AppData\Roaming\GasTurb14\DemoData\Demo\_jet.CYJ

(h) 결과 해석

그림 6. 설계점 성능 결과 해석 절차

8) 다른 종류의 엔진을 선택한 후 위 1) ~ 7) 절차를 반복한다.

이 프로그램에서 새로운 가스터빈이 설계되기 전에 많은 가능한 열역학적 사이클을 점검하여 가스터빈의 디자인 기준이 될 하나의 열역학적 사이클을 선택한다. 선택한 디자인 포인트에서 엔진의 유입부 및 출구 총 압력, 온도 등을 주고 배출구의 유동 영역 또한 결정된다. 고정된(열역학적) 사이클 설계점 연구를 통해 서로 다른 구조의 가스터빈 비교를 하고 탈 설계점 해석을 통해 가스터빈 성능 연구를 할 수 있다.

1) FN : Net Thrust

2) TSFC : Thrust Specific Fuel Consumption

## III. 엔진

### 3.1 개요

제2차 세계 대전 이전에, 가스터빈의 연구와 개발에 많은 노력을 기울였다. 처음에는 추력을 생산하기 위해 설계되었으나, 항공기 추진용 터보제트 엔진의 개발로 빠르게 발전하였다.

마이크로 가스터빈의 사용은 무인 항공기(UAV)와 모형 제트 산업으로 빠르게 발전했다. 잘 설계된 가스터빈은 더 높은 온도에서 작동할 수 있고, 높은 비행 속도에서 더 높은 전체 효율을 얻기 때문에 일반적인 덕트 팬, 펄스제트 또는 2행정 왕복 피스톤 엔진을 능가한다. 원심 압축기를 사용하는 소형 가스터빈 엔진은 소형 발전기에서부터 대형 항공기의 보조 동력 장치(APU)에 이르기까지 산업 분야에서 널리 사용된다(16).

가스터빈 엔진의 한 종류인 터보팬 엔진은 팬을 이용한 다량의 공기를 흡입하여 바이패스되는 공기와 연소기를 통과한 고온 고속의 열을 배출하여 추력을 발생시키는 엔진으로 적은 소음과 좋은 비연료소모율로 중형과 대형 상업용 항공기에서 사용되고 있다. 터보팬 엔진은 아음속 영역에서 우수한 성능을 가지며, 이륙과 상승 시에도 유리하여 군용기의 엔진에도 많이 채택되고 있다(17).

이번 장은 BMT 120KS 마이크로 엔진과 F100-PW-229 터보팬 엔진 성능 시뮬레이션 통해 설계점과 탈설계 점을 해석하고 속도와 고도 등의 변수를 통해 추력과 비연료소모율 관계를 알아본다.

#### 1) 설계점

하나 이상의 제트 엔진에 의해 구동되는 고정익 항공기에서, 제트 엔진의 성능은 항공기의 작동에 중요하다. 엄밀히 말하면, 제트 엔진의 성능은 추력, 연료 소비, 소음 및 엔진 배기가스 등을 여러 매개변수에 따라 달라진다. 특히 추력 및 비연료소모율 같은 설계조건을 만족하게 할 수 있는 압축비, 터빈 입구 온도 등의 주요 설계값을 선정하여 결정한다. 엔진의 설계

가 복잡하고, 이러한 데이터들은 엔진의 설계값이기 때문에 엔진 개발자나 제작사들의 중요한 고가의 고유 자산이므로 엔진 사용자에게 제공을 꺼리고 있다.

## 2) 탈 설계점

가스터빈의 탈 설계점 연구는 설계점을 벗어난 다양한 경계조건에서 시스템의 유동 특성을 확인할 수 있다는 점에서 매우 중요한 연구이다. 현재까지 국내의 가스터빈시스템에 관한 연구는 터빈이 안정적으로 동작하는 설계점을 기준으로 해당 경계조건을 효과적으로 만족시킬 수 있는 연구가 진행되었다. 지금까지의 연구는 주로 압축기와 터빈의 단순화된 성능특성을 사용한 연구가 진행되어 탈 설계점 성능특성에 대한 충분한 이해가 이루어지지 않았다. 따라서 본 연구에서는 시스템을 구성하는 압축기와 터빈의 성능특성을 Gasturb 맵 데이터를 이용하여 제시한다.

## 3.2 BMT 120KS 마이크로 가스 터빈 엔진

마이크로 가스터빈 엔진은 상업용 항공 및 취미 산업에서 대중적 기술로 발전했다. 이 엔진은 무인 항공기, 하이브리드 전기 자동차 및 소규모 전기 발전 산업에 사용되며 현대 항공기의 보조 동력 장치로도 사용된다[18]. 중량 대비 출력 비율이 높기 때문에 이러한 용도에 적합하다. 이와 같이, 추력을 높이기 위해 베어드 마이크로 터빈 120 시동 엔진(BMT 120 KS)의 개별 구성요소의 성능을 개선하기 위한 상당한 연구가 진행되어왔다[19].

BMT 120 KS 마이크로 엔진은 원심형 압축기로 제원은 표 1과 같다.

표 1. BMT 120 KS 제원(17)

Rotational speed [krpm]	120
Thrust [N]	107.3
Pressure Ratio	2.62
Exhaust Gas Temperature[C°]	703
Engine diameter [mm]	107.8
Engine length [mm]	194
Impeller diameter [mm]	70
Turbine wheel [mm]	70

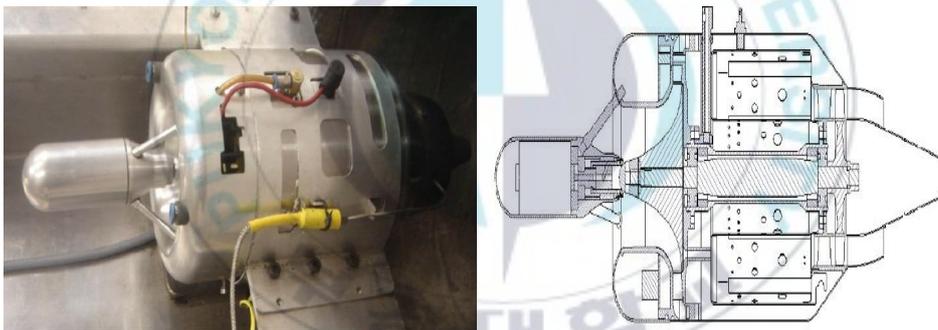


그림 7. BMT 120KS 마이크로 엔진[20]

그림 7과 같이 BMT 120 KS 엔진은 단일 스톨 엔진이다. 원심 압축기, 디퓨저, 연소기, 터빈, 노즐로 구성되어 있다.

공기는 압축기에서 유도되고 압축되어 연소실에서 점화된다. 터빈은 연소기에서 나오는 뜨거운 가스를 팽창시킨다. 노즐은 뜨거운 가스를 팽창시켜 운동에너지를 증가시키고 추진력을 위한 추력을 만들어낸다.

### 1) 기본모델 성능해석

엔진구성품 모델링을 위해 성능 텍 데이터가 필요하다. 설계점 해석을 위해 관련 입력변수는 마이크로 가스터빈 성능개발 문헌을 참조하였다[21].

표 2. BMT 120 KS 입력변수[21]

입력변수	설정값
Ambient temperature	288 K
Ambient pressure	101 kPa
Compressor pressure ratio	3.15
Compressor efficiency	81.6%
Turbine efficiency	85%
Combustion efficiency	90%
Combustion pressure loss	10%
Mechanical efficiency	98%
Mass flow	0.288 kg/s
Rotational speed	120000 rpm
Burner exit temperature	984.88 K
Turbine exit duct pressure ratio	0.999
Number of turbine stages	1
Burner pressure ratio	0.90
Compressor intake pressure ratio	1

그림 8은 GasTurb의 BMT 마이크로 가스터빈과 같은 단일 스톱 터보 제트 엔진의 개략적인 레이아웃을 보여준다. GasTurb는 그림 8과 같은 축류형 압축기 모델을 사용하지만, BMT와 같은 원심형 압축기도 GasTurb를 이용해 시뮬레이션할 수 있다. 스테이션 지점(2-3)은 압축기 입구와 출구, 스테이션(31-34)은 연소기 입구와 출구, 스테이션(41-45)은 터빈 입구, 스테이션(6-8)은 노즐 입구와 출구이다.

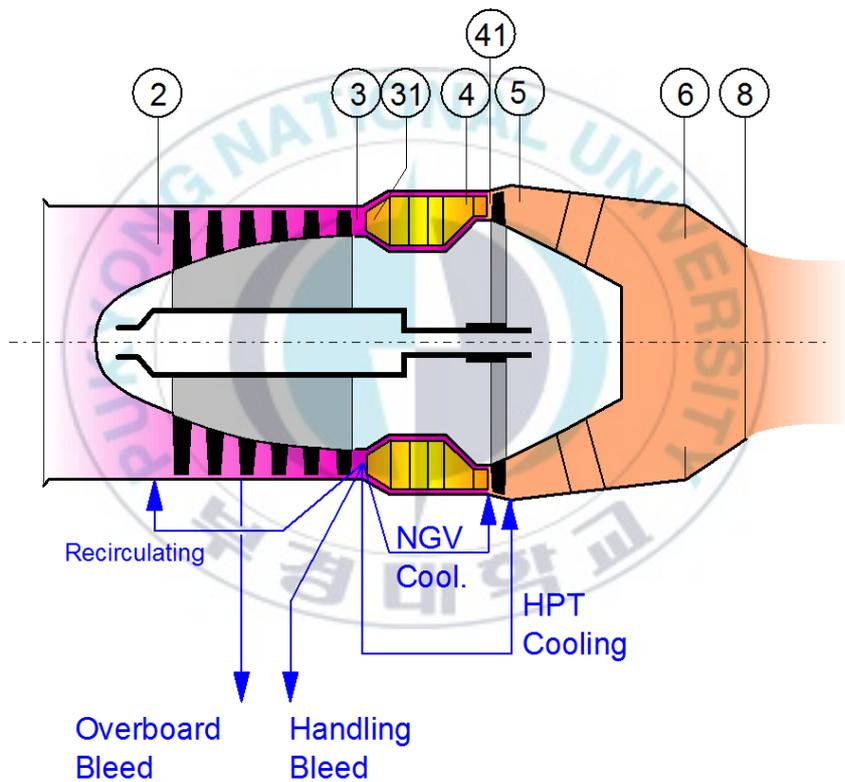
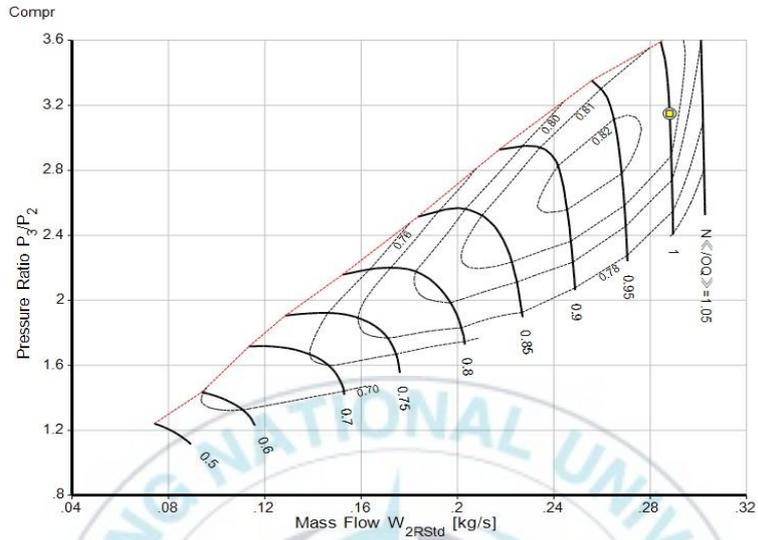


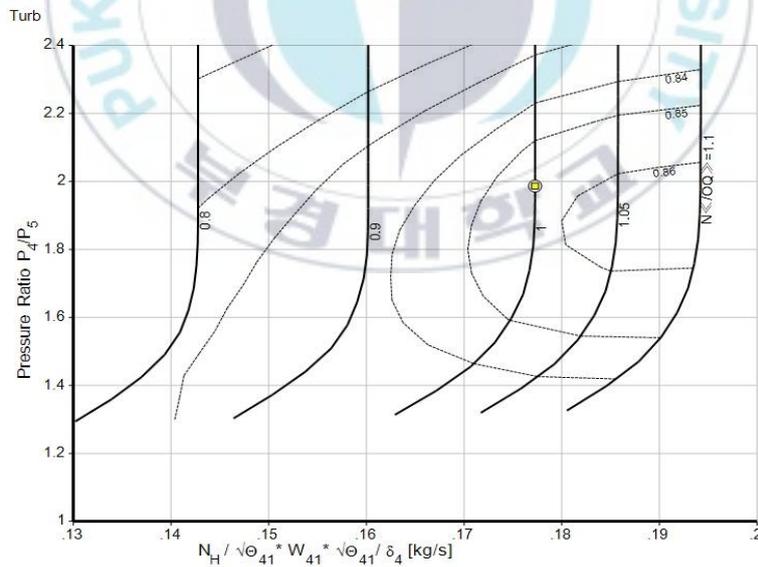
그림 8. Gasturb 터보 제트 엔진



2) 탈 설계점 해석



(a) Compressor



(b) Turbine

그림 10. BMT 120 KS 탈 설계점

그림 10은 성능택 데이터를 적용으로 Gasturb Standard Map을 스케일링하여 해석하였다. 그림 10(a) 압축기 맵에서 노란색의 설계점을 기준으로 엔진 회전수 100% 일 때 y축의 Pressure Ratio P3/P2는 그림 8의 스테이션 3번 압축비가 2번 압축비보다 3배 많다는 것을 의미한다. 이때 x축의 질량 유량은 28kg/s이다. 마찬가지로 그림10(b) 터빈 맵에서 스테이션 4번과 5번이 2배 차이 나고, 질량 유량은 17.5kg/s이다. 그림10의 노란색이 아닌 부분을 탈 설계점이라고 한다. 탈 설계점에서 isentropic 맵을 따라 공기의 양과 각 스테이션의 압축비를 확인할 수 있다.

### 3) 속도 및 고도변수에 따른 해석

항공기 추력은 고도와 속도에 밀접한 관계가 있다. 항공기 순항 고도가 높아지면 대기 온도와 압력이 감소하게 되고, 밀도가 감소하면 항력이 감소하여 속도가 빨라진다. 항공기 속도가 높아지면 엔진에 들어오는 공기유입이 많아지게 되므로 더 높은 추력이 발생하게 된다. 고도와 속도에 따른 엔진의 추력 및 연료소비율을 해석하기 위해 고도 12000m까지 설정하였다.

속도는 GasTurb에서 제공하는 가용범위 마하수로 설정하여 계산하였다.

표 3. 고도·속도변수에 따른 추력 및 비연료소모율

#### (a) 마하수 0.85

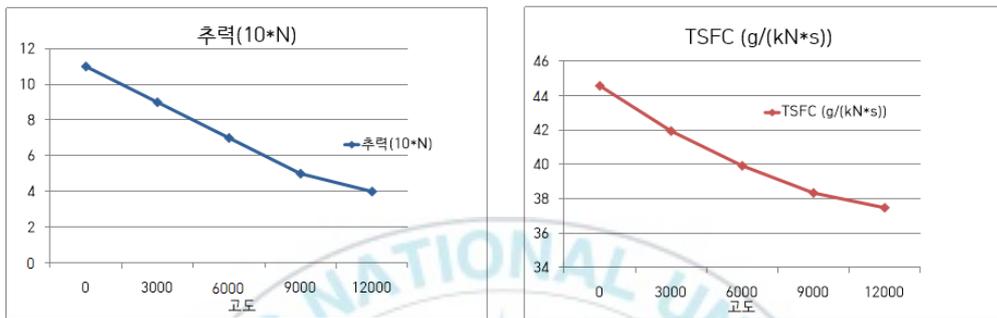
고도(m)	0	3000	6000	9000	12000
마하	0.85	0.85	0.85	0.85	0.85
추력(10*N)	11	9	7	5	4
TSFC (g/(kN*s))	44.57	41.94	39.92	38.34	37.48

#### (b) 마하수 1

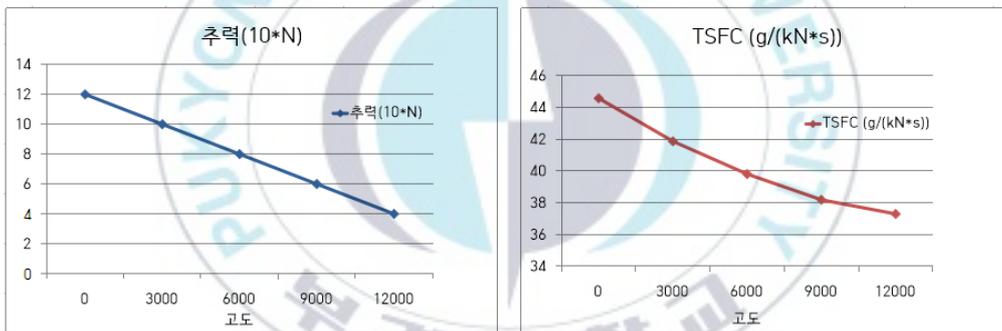
고도(m)	0	3000	6000	9000	12000
마하	1	1	1	1	1
추력(10*N)	12	10	8	6	4
TSFC (g/(kN*s))	44.58	41.87	39.81	38.19	37.3

(c) 마하수 1.2

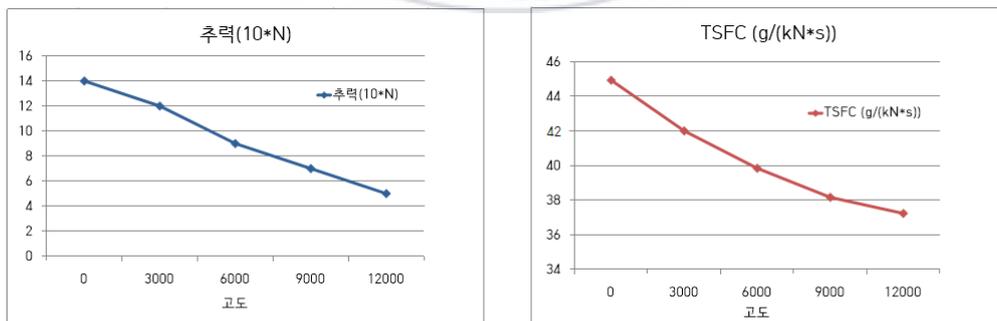
고도(m)	0	3000	6000	9000	12000
마하	1.2	1.2	1.2	1.2	1.2
추력(10*N)	14	12	9	7	5
TSFC (g/(kN*s))	44.93	42	39.84	38.16	37.23



(a) 마하수 0.85



(b) 마하수 1



(c) 마하수 1.2

그림 11. 고도·속도변수에 따른 추력 및 비연료소모율

그림 11과 표 3의 시뮬레이션에서 고도증가로 추력이 약 20% 감소하고, 비연료소모율이 5% 감소하였다. 속도 증가로 추력이 약 13% 증가였고, 비연료소모율이 0.27% 감소하였다. BMT 120 KS 엔진의 고도와 속도의 변화에 따라 추력 및 비연료소모율의 관계를 알 수 있다.

### 3.3 F100-PW-229 가스터빈 엔진

항공기 엔진이 개발된 후 열역학, 내부의 복잡한 흐름 등 기존의 엔진들의 특성들이 연구되어 향상된 성능으로 이어졌다. 이러한 기술 발전은 재료 과학, 제조 기술 및 냉각기술의 발전과 함께 엔진 효율을 증가시켰다. 특히, 높은 압력비, 높은 터빈 입구 온도의 기술 발전으로 더 효율적인 엔진 설계가 이루어졌다.

F-14 톰캣과 F-15 이글 전투기에 대한 제안서를 제출한 미국 육군의 요청에 따라 F-100 버전이 개발되었다. 이 엔진은 7200개 이상의 다양한 버전으로 제작되었으며, 현재 전 세계 23개 국가에서 사용하고 있으며, F100-PW-229로 만들어졌다[22,23]. 우리나라 전투기인 F-15K 및 F-16C/D에도 이 엔진을 도입하여 운영하고 있다.

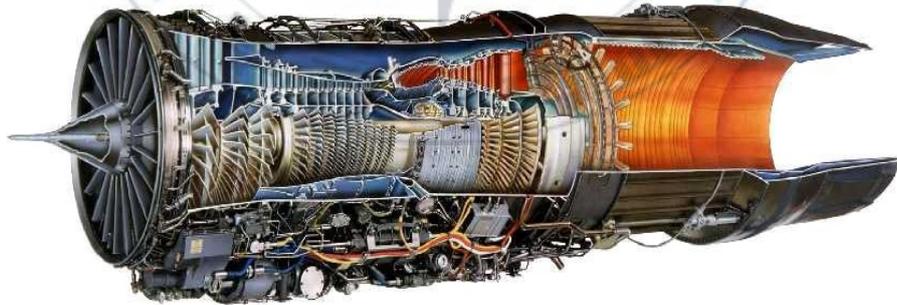


그림 12. F100-PW-220/-220E[24]

그림 12는 F100-PW-229 엔진으로 2축 압축 엔진으로 되어있다. 저압 압축기, 고압 압축기, 연소기, 저압 터빈, 고압 터빈, 노즐로 구성되어 있다.

공기는 압축기에서 유도되고 압축되어 연소실에서 점화된다. 터빈은 연소기에서 나오는 뜨거운 가스를 팽창시킨다. 노즐은 뜨거운 가스를 팽창시켜 운동에너지를 증가시키고 추진력을 위한 추력을 만들어낸다.

### 1) 기본모델 성능해석

엔진구성품 성능택 데이터는 상업적 및 군사적 기밀성으로 인해 F100-PW229 엔진의 동작에 대한 정확한 모델링을 사용할 수 없다. 따라서 F100-PW229 엔진과 동등한 성능으로 알려진 “F100-EQ” 엔진의 공개 문헌의 데이터를 사용하였다[25].

표 4. F100-PW229 입력변수

입력변수	설정값
Ambient temperature	288K
Intake pressure ratio	0.99%
Mixed efficiency	0.5
Design nozzle petal	25
HPC efficiency	0.88%
Ambient pressure	101.325kPa
Burner exit temperature	1650 K
Bruner pressure ratio	0.99%
Mass flow	111.5 kg/s
HPT efficiency	0.87%

그림 13은 F100-PW-229 터보팬 엔진 사이클 해석을 위한 개략적인 모델을 나타낸다. 2개의 압축 스톱을 가지고 있으며, 스테이션 지점 (2-3)은 압축기 입구와 출구, 스테이션(31-41)은 연소기 입구와 출구, 스테이션(41-45)은 터빈 입구, 스테이션(7-8)은 노즐 입구와 출구이다.

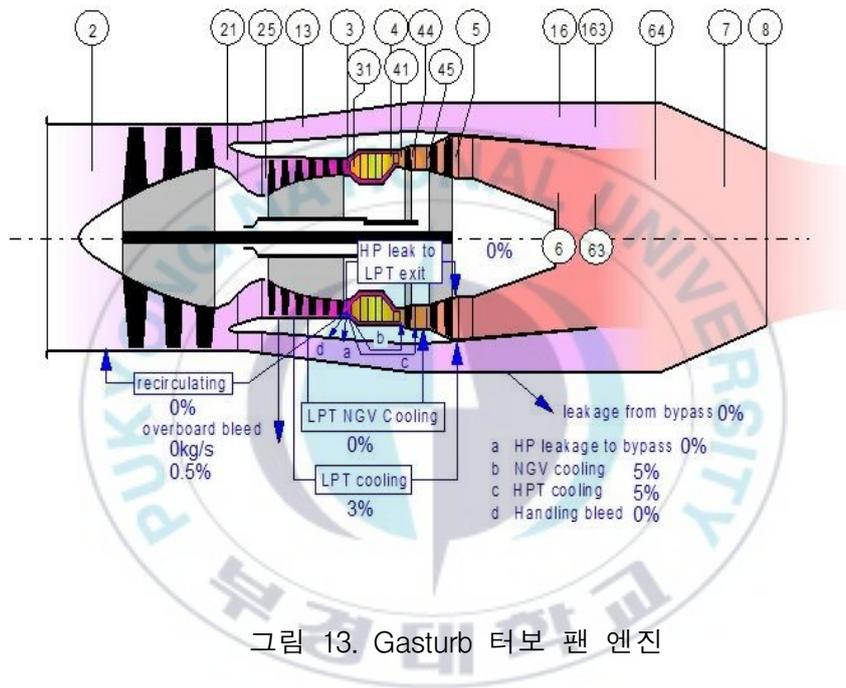


그림 13. Gasturb 터보 팬 엔진

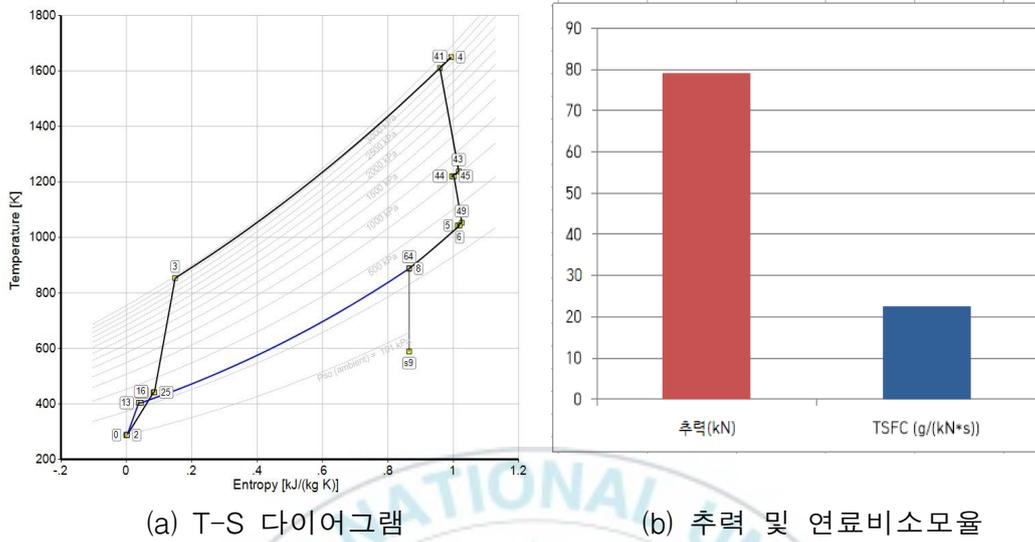
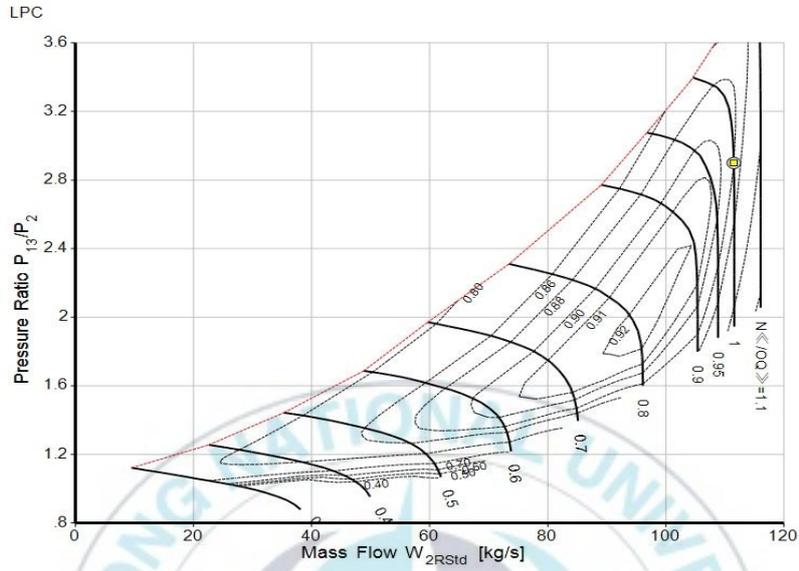


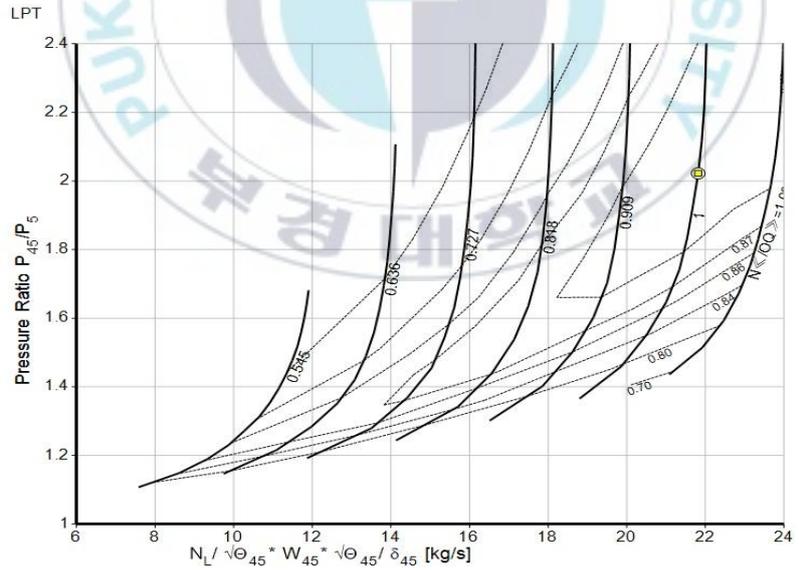
그림 14. F100-PW229 엔진 설계점 해석

그림 14(a)에서 압축된 공기는 온도 1600K까지 상승 후 터빈을 통해 일하고 49번까지 내려와 5번에서 배출된다. 그림 14(b)에서 엔진의 추력은 79.02kN으로 계산되었으며, 비연료소모율은 22.68(g/(kN\*s)이었다. 이는 참고문헌의 데이터(79.18)과 유사하여 기본모델 선정이 타당하였다.

2) 탈 설계점 해석

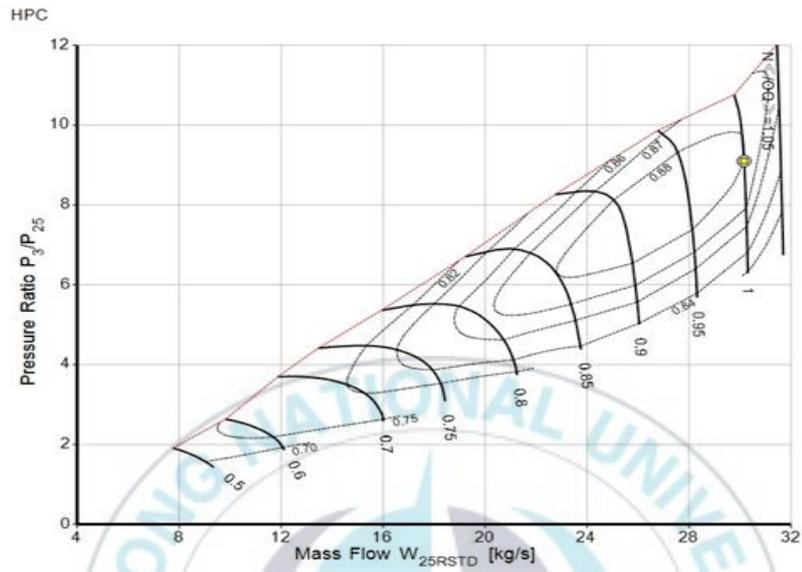


(a) Low Pressure Compressor

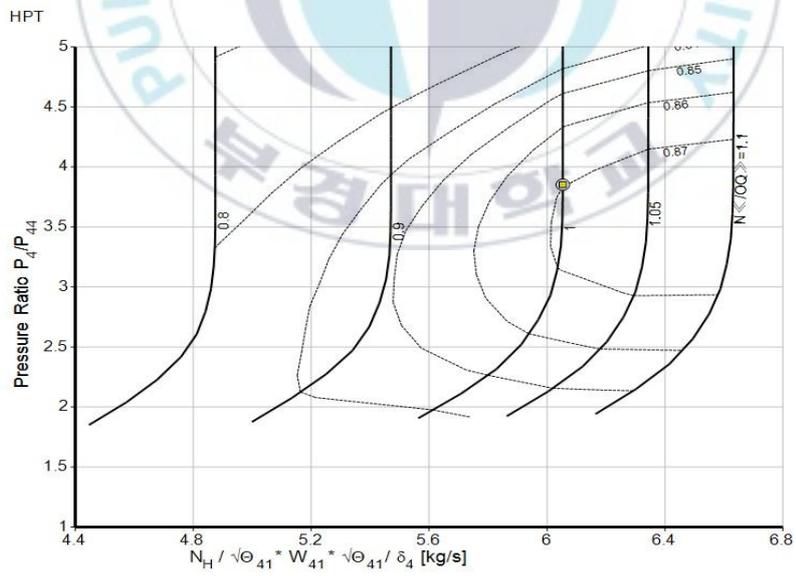


(b) Low Pressure Turbine

그림 15. F100-PW-229 Low spool 탈 설계점



(a) High Pressure Compressor



(b) High Pressure Turbine

그림 16. F100-PW-229 High spool 탈 설계점

그림 15,16은 성능택 데이터를 적용으로 Gasturb Standard Map을 스케일링하여 해석하였다. 엔진 회전수 100% 일 때 그림 15 저압 압축기 맵에서 y축의 Pressure Ratio P13/P2는 그림13의 스테이션 13번이 2번보다 압축비가 3배 많다는 걸 의미한다. 이때 x축의 질량 유량은 110kg/s이다. 그림 16 고압 압축기의 압축비가 9배 높으며, 질량 유량이 10kg/s라는 것을 알 수 있다. 노란색이 아닌 부분을 탈 설계점이라고 한다. 탈 설계점에서 isentropic 맵을 따라 공기의 양과 각 스테이션의 압축비를 확인할 수 있다. 저압과 고압 터빈도 isentropic 맵에서 각 스테이션의 압축비와 질량을 알 수 있다.

### 3) 속도 및 고도변수에 따른 해석

BMT 120 KS 마이크로 터빈엔진과 동일한 조건으로 설정하여 계산하였다.

표 5. 고도·속도변수에 따른 추력 및 비연료소모율

(a) 마하수 0.85

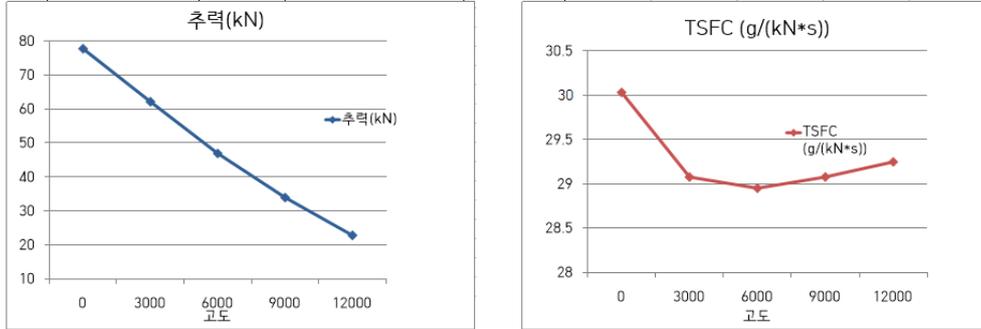
고도(m)	0	3000	6000	9000	12000
마하	0.85	0.85	0.85	0.85	0.85
추력(KN)	77.74	62.14	46.9	33.92	22.79
TSFC (g/(kN*s))	30.03	29.07	28.95	29.07	29.24

(b) 마하수 1

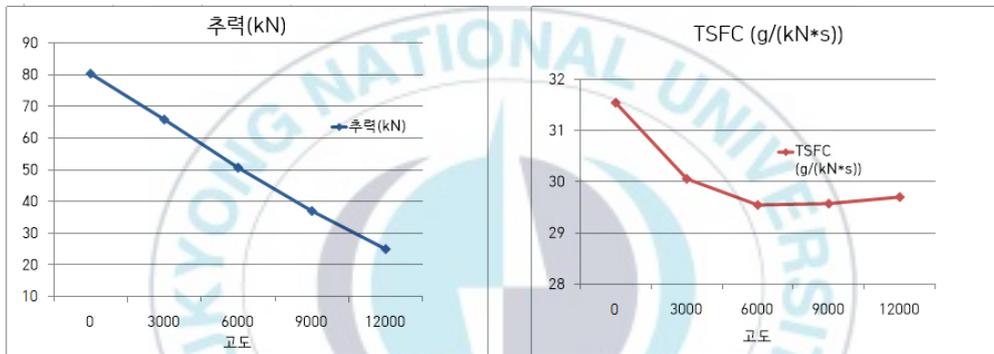
고도(m)	0	3000	6000	9000	12000
마하	1	1	1	1	1
추력(KN)	80.32	65.86	50.66	37	24.99
TSFC (g/(kN*s))	31.54	30.56	29.54	29.57	29.70

(c) 마하수 1.2

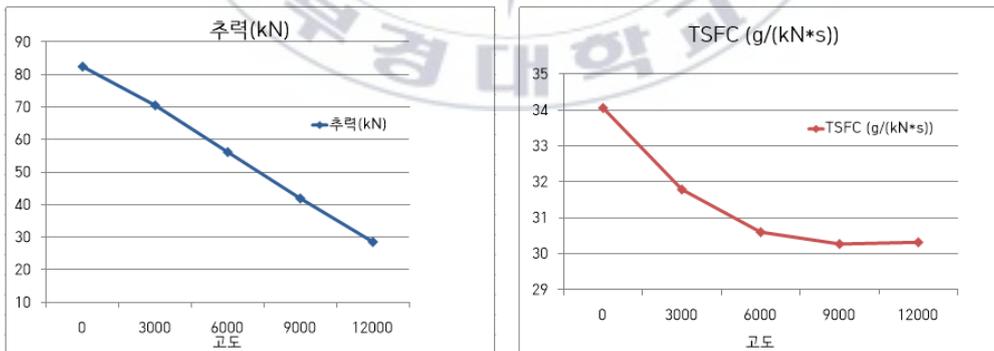
고도(m)	0	3000	6000	9000	12000
마하	1.2	1.2	1.2	1.2	1.2
추력(KN)	82.44	70.54	56.18	41.94	28.58
TSFC (g/(kN*s))	34.05	31.78	30.60	30.26	30.31



(a) 마하수 0.85



(b) 마하수 1



(c) 마하수 1.2

그림 17. 고도·속도변수에 따른 추력 및 비연료소모율

그림 17과 표 5의 시뮬레이션에서 고도증가로 추력이 약 20% 감소하

였다. 비연료소모율은 마하 1 이하에서는 6000m까지 감소하다가 9000m에서 소폭 상승하였다. 마하 1.2에서는 고도증가에 따라 비연료소모율이 점진적 감소하였다. 마하수 증가에 따라 추력이 10% 증가하였고, 비연료소모율이 5% 증가하였다. F100-PW-229 엔진의 고도와 속도의 변화에 따라 추력 및 비연료소모율의 관계를 알 수 있다.

### 3.4 결론

BMT 120KS 마이크로 가스터빈 엔진과 F100-PW-229 엔진의 설계점에서의 T-S 다이어그램을 통해 압축된 공기의 상승온도와 터빈을 회전시키면서 배출되는 온도를 확인할 수 있었다. 또한, 설계점에서의 추력과 비연료소모율도 계산하였다. Gasturb Standard Map을 스케일링하여, 탈 설계점에서의 isentropic 맵에서 각 스테이션의 압축비와 질량을 확인할 수 있었다.

BMT 120KS 마이크로 가스터빈 엔진은 고도증가로 추력이 약 20% 감소하였다. 비연료소모율이 5% 감소하였다. 고도증가에 따라 공기 밀도가 작아지므로 질량도 작아져서 감소하는 결과를 알 수 있다. 속도 증가로 추력이 13% 증가하였으며, 비연료소모율이 0.27% 감소하였다. BMT 20KS 마이크로 가스터빈 엔진은 고도가 높고 속도가 빠를수록 비연료소모율이 좋았다.

F100-PW-229 엔진도 고도 증가로 추력이 20% 감소하였고, 비연료소모율은 마하 1이하에서는 고도 6000m까지 감소하다가 9000m에서 상승하여, 마하 1 이하에서 고도 6000m까지 비연료소모율이 좋은 엔진 운용구간이라는 것을 알 수 있었다.

## IV. 터빈 냉각

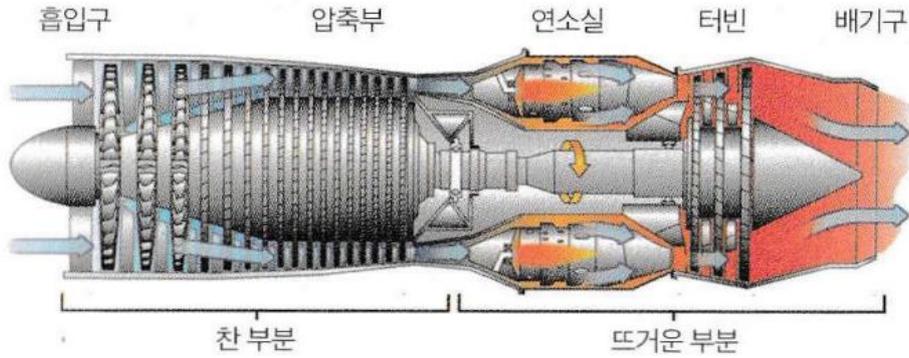
### 4.1. 개요

시장에서 경쟁력을 유지하기 위해서는 터빈이 신속하게 상승 및 하강하고, 신속하게 시동 및 정지하며, 배출 규제를 준수하면서 낮은 출력으로 전환되는 것을 견딜 수 있도록 설계되어야 한다. 엔진의 항공학, 열역학, 기계적 상호작용을 더 많이 이해하며 더 정확한 열전달의 예측과 냉각 흐름을 이해하는 것이 현대 엔진 설계에 중요한 사항이다. 이러한 문제의 중요성은 엔진이 중요한 임무를 수행하는 항공 분야에서 특히 두드러져 왔다. 게다가, 가스터빈 엔진들은 열역학 효율의 한계들을 넘어서도록 독려받고 있다. 이는 아주 높은 작동 압력 비율과 터빈 입구 온도에서의 열역학적 효율이다. 그 결과, 엔진의 효율적인 냉각 디자인과 엔진 환경에 관한 탐구 및 시뮬레이션이 필요하다. 이는 아주 높은 온도의 기체 요소들의 만족스러운 수명을 위함이다[26]. 터빈 냉각기술 개발은 고급 가스터빈 열역학적 효율 및 전력 생산을 증대시키는 것에 중요한 역할을 하고 있다[27].

최근에 개발된 고효율 고성능 가스터빈 엔진은 터빈 입구 온도가 재료의 운용한계 온도를 훨씬 웃도는 1,400°C 이상에서 운용되고 있다. 이에 따라 부품의 파손 방지 및 안정적인 운용을 위하여 냉각기술 연구가 필수적으로 이루어져야 한다[28].

### 4.2. 터빈

터빈은 연소실에서 나온 배기가스로부터 속도 에너지를 대부분 흡수하여 압축기를 구동시키는 기계적인 에너지로 변환시키는 장치이며, 연소실 배출구 뒤쪽에 위치한다. 터빈은 인렛가이드 베인(터빈노즐)과 터빈로터로 구성되어 있다.

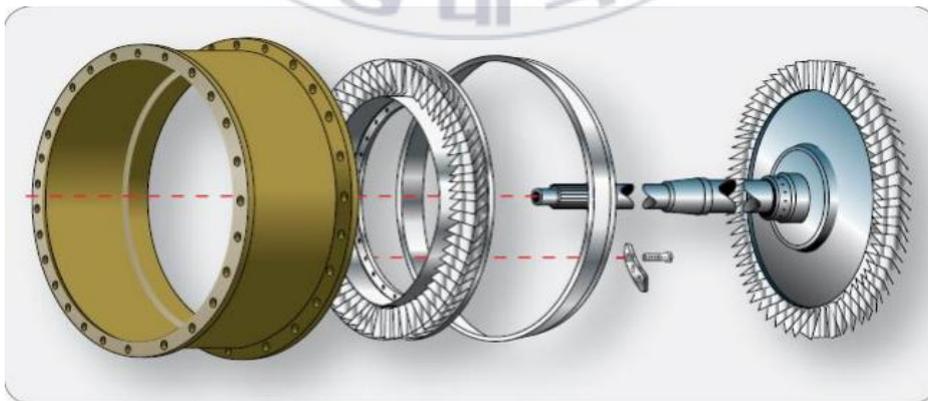


(a) 터빈 위치[29]



(b) 터빈 노즐

(c) 터빈 로터



(d) 터빈 assembly

그림 18. 엔진 터빈 구성품

터빈 노즐은 연소실 바로 뒤쪽과 터빈 블레이드 앞쪽에 있어 연소실에서 발생하는 열에너지가 높은 속도로 방출될 수 있도록 일정한 각도로 여러 노즐이 장착되어 있다. 터빈 로터의 구성요소는 축과 휠이다. 터빈 노즐을 지난 배기가스는 터빈 휠의 블레이드에 작용하여 로터가 빠른 속도로 회전할 수 있게 한다. 터빈 노즐과 터빈 로터는 매우 높은 열에 노출되어 있으며, 이 장치들의 수명을 고려한다면 이 장치들에 대한 냉각은 필수이다 [30]. 다음 장에서는 터빈 노즐과 로터의 냉각으로 추력과 비연료소모율을 연구한다.

### 4.3 터빈 냉각에 따른 추력 및 비연료소모율 변화

#### 1) BMT 120KS 마이크로 가스터빈

BMT 120 KS 마이크로 터빈엔진의 기본모델을 바탕으로(설계점)으로 엔진의 터빈 입구 온도, 노즐의 냉각비, 로터 블레이드의 냉각비의 효율 변화가 추력에 미치는 영향을 해석하였다. 터빈의 냉각비 1% 증가에 따라 추력의 변화는 없었다.

표 6. 터빈 냉각에 따른 추력

Turbine Cooling rate(%)	Rotor 냉각 시 추력(10*N)	NGV 냉각 시 추력(10*N)
15	3	3
16	3	3
17	3	3
18	3	3
19	3	3

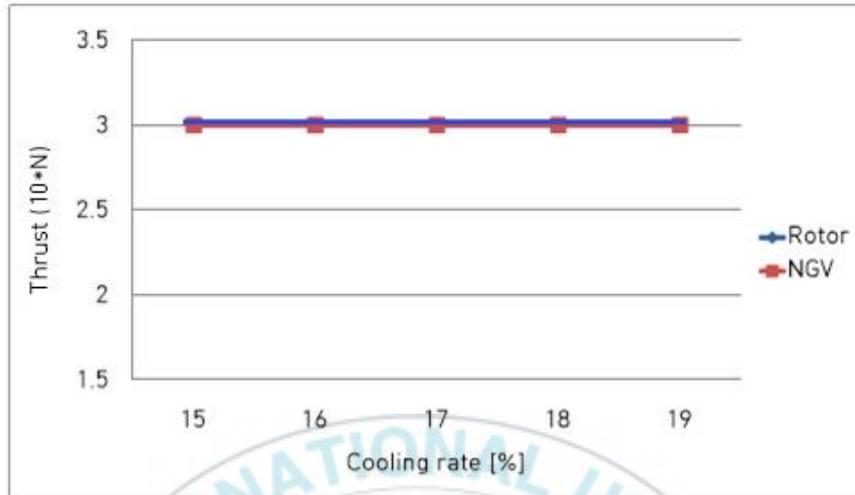


그림 19. 터빈 냉각비에 따른 추력

비연료소모율은 터빈의 로터냉각비 1% 증가에 따라 비연료소모율이 약 0.35% 증가하였고 노즐냉각비 1% 증가에 따라 0.1% 감소하였다.

표 7. 터빈 냉각에 따른 비연료소모율

Turbine Cooling rate(%)	Rotor (kN*s)	NGV (kN*s)
15	38.114	36.975
16	38.237	36.935
17	38.375	36.898
18	38.529	36.864
19	38.701	36.833

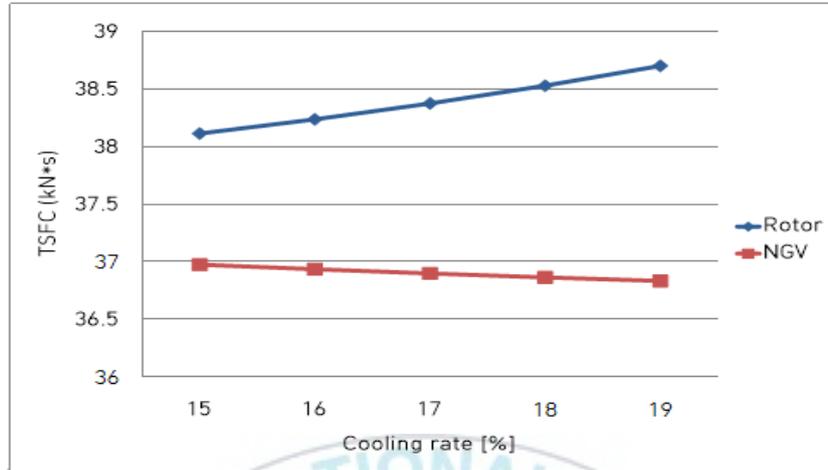


그림 20. 터빈 냉각비에 따른 비연료소모율

## 2) F100-PW-229 가스터빈 엔진

F100-PW-229 엔진의 기본모델을 바탕으로(설계점)으로 엔진의 터빈 입구 온도, 노즐의 냉각비, 로터 블레이드의 냉각비의 효율 변화가 추력에 미치는 영향을 해석하였다.

표 8. 터빈 냉각에 따른 추력

Turbine Cooling rate(%)	Rotor 냉각 시 추력(KN)	NGV 냉각 시 추력(KN)
15	20.83	21.1
16	20.62	20.92
17	20.4	20.74
18	20.17	20.55
19	19.93	20.37

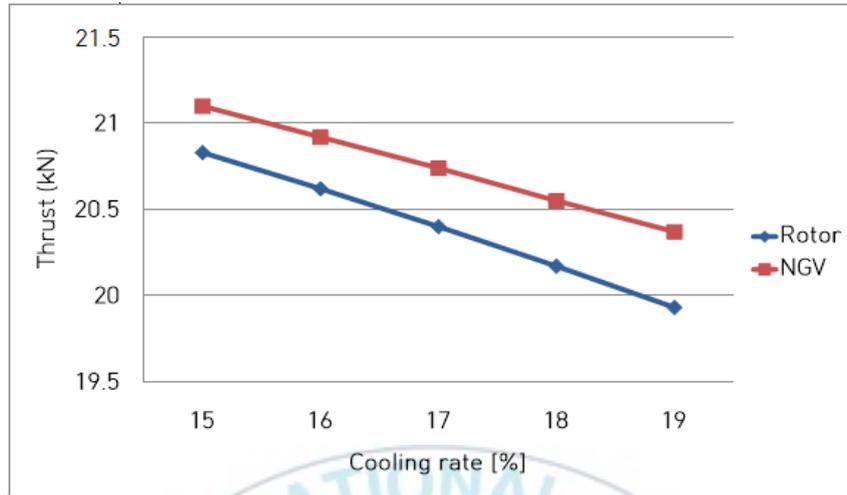


그림 21. 터빈 냉각비에 따른 추력

그림 21은 기본모델에서 터빈 로터 냉각비 1% 증가에 따라 추력이 1% ~1.18% 감소하였고, 노즐 냉각비 1% 증가에 따라 0.85%~0.87% 감소하였다.

그림 22의 비연료소모율은 로터 냉각비 1% 증가 시 비연료소모율이 0.26~0.2% 감소하였고, 노즐 냉각비 1% 증가에 따라 0.46% 감소하였다.

표 9. 터빈 냉각에 따른 비연료소모율

Turbine Cooling rate(%)	Rotor (kN*s)	NGV (kN*s)
15	28.299	27.946
16	28.223	27.817
17	28.152	27.688
18	28.087	27.56
19	28.029	27.432

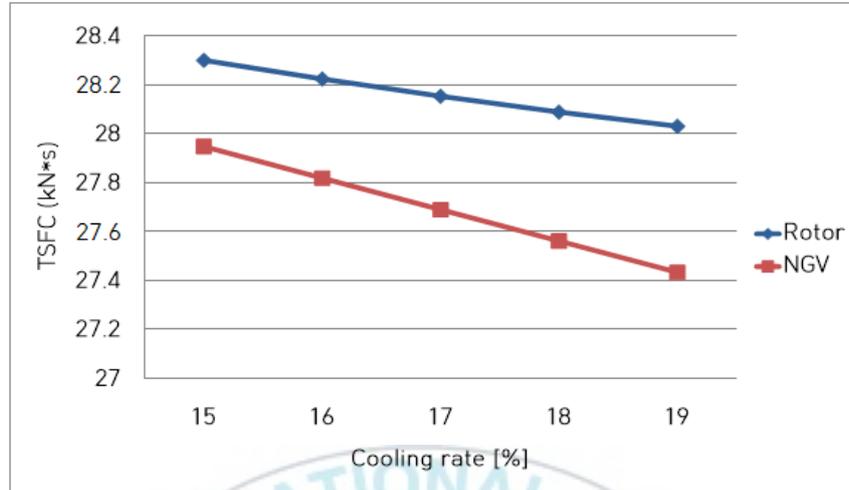


그림 22. 터빈 냉각비에 따른 비연료소모율

#### 4.4 결론

BMT 120 KS 마이크로 터빈 엔진의 터빈냉각비에 따른 추력 변화는 없었다. 그러나 노즐냉각비 1% 증가에 따라 비연료소모율이 0.1% 감소하였고, 로터 냉각비 1% 증가에 따라 비연료소모율이 0.35% 증가하여, BMT 120 KS 마이크로 터빈엔진의 엔진 성능을 위해 노즐 냉각의 관한 설계를 연구 해야 한다는 결론을 얻었다.

F100-PW-229 엔진은 로터 냉각비 1% 증가에 따라 추력이 1~1.18% 감소하였고, 노즐 냉각비 1% 증가에 따라 0.85~0.87% 감소하였다. 비연료소모율은 로터 냉각비 1% 증가 시 추력이 0.26~0.2% 감소하였고, 노즐 냉각비 1% 증가에 따라 0.46 감소하였다. F100-PW-229 엔진의 효율적인 엔진 설계를 위해 노즐 냉각에 관한 연구가 필요하다는 결론을 얻었다.

## V. 애프터버너 비연료소모율

### 5.1 개요

애프터버너는 제트 엔진의 추력 강화용 장치로 후 연소기라고도 쓰이며, 항공기 이륙 및 상승 성능을 향상시키고 음속 장벽을 넘어 가속하거나 군사 환경에서 전투 성능을 향상시키기 위해 제트 엔진의 추력을 증가시키는 수단이다. 물론 더 크고 강력한 엔진을 만들어 추력을 단순히 높일 수 있지만, 더 큰 엔진은 무게, 전면 영역 증가, 전반적인 연료 소비 등을 초래하는 단점이 있다. 애프터버너는 단기간 추력 증강에 매우 좋은 수단이라고 할 수 있다[31].

애프터버너는 연료 효율이 매우 낮지만, 대량의 추가 추력을 가능케 하는 최고의 방법이다. 즉, 엔진은 두 가지 모드로 작동할 수 있는데 연료 효율적이고 추력이 낮은 일반 모드와 연료 효율이 낮고 추력이 높은 애프터버너 모드가 있다. 이번 장에서는 F100-PW-229 엔진이 애프터버너가 사용되었을 때, 각 고도별 연료 효율이 어떻게 달라지는지 시뮬레이션하였다.

### 5.2. 애프터버너 작동원리

현대의 여객기에서 가장 흔한 높은 바이패스 비율 터보팬 엔진은 앞쪽의 큰 팬이 수 톤의 공기를 빨아들이지만, 이 흐름은 연소실로 우회하기 때문에 높은 출구 속도로 가속되지 않는다. 이 설계의 장점은 바이패스 비율을 높이면 연료 소비량이 감소되는 것인데, 이는 터보팬이 장시간(장거리 상업용 여객 항공편에 매우 적합함)에 걸쳐 운용될 수 있다는 것을 의미한다. 단점은 크기가 커지고 항력을 유도한다는 것인데, 이는 민첩한 기동을 요구하는 전투기에는 좋지 않다. 전투기는 엄청난 추력을 제공하는 작고 컴팩트한 엔진을 원한다. 연료 효율은 일반적으로 2차 관심사다. 따라서 애프터버너는 배기가스를 더 빠른 속도로 가속하는 원리를 자연스럽게 따른다. 이는 일반적으로 엔진의 크기를 줄이고 바이패스 비율을 줄이는 것이다.

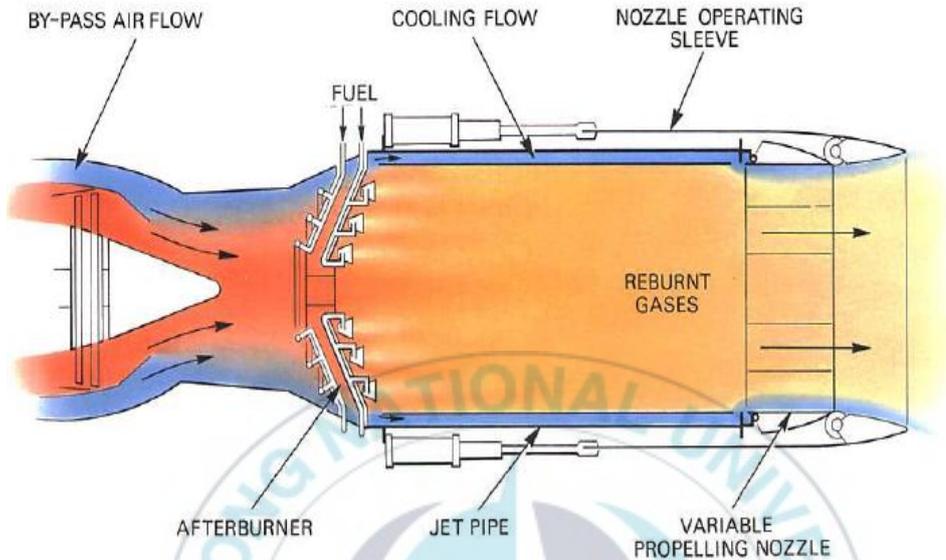


그림 23. 애프터버너 구조

그림 23과 같이 애프터버너는 엔진의 배기가스에 연료를 추가로 분사해서 연소시킨다. 애프터버너의 긴 파이프처럼 생긴 구조물은 실제로는 자세히 보면 표면에 작은 구멍들이 있어 연소화염이 직접적으로 덕트에 닿지 않게 흐름을 만들어주고 코어엔진 바로 뒤에 프레임홀더와 제트 파이프, Variable 노즐이 있다.

애프터버너는 터빈 단계에 의해 배출되는 뜨거운 배기가스에 여분의 연료를 주입함으로써 이루어진다. 제트 엔진 내부의 가스는 터빈으로 들어가기 직전(연소 직후)에 가장 높다. 오늘날 터빈의 진입 온도는 터빈 블레이드를 만드는 데 사용되는 금속의 녹는점보다 높지만, 터빈 블레이드의 내부의 복잡한 냉각 덕트와 단일 주조 제조 방법은 블레이드가 손상되지 않도록 보장한다. 일반적으로 터빈을 통과하고 나가는 뜨거운 가스에 충분한 산소가 포함되어 있어 제트 파이프에 연료를 분사하고, 약간의 스파크로 연료-산소 혼합물을 점화하면 온도가 약 1700°C까지 상승하며, 배기 노즐을 통과하는 가스 압력의 상승 속도가 증가한다[32].

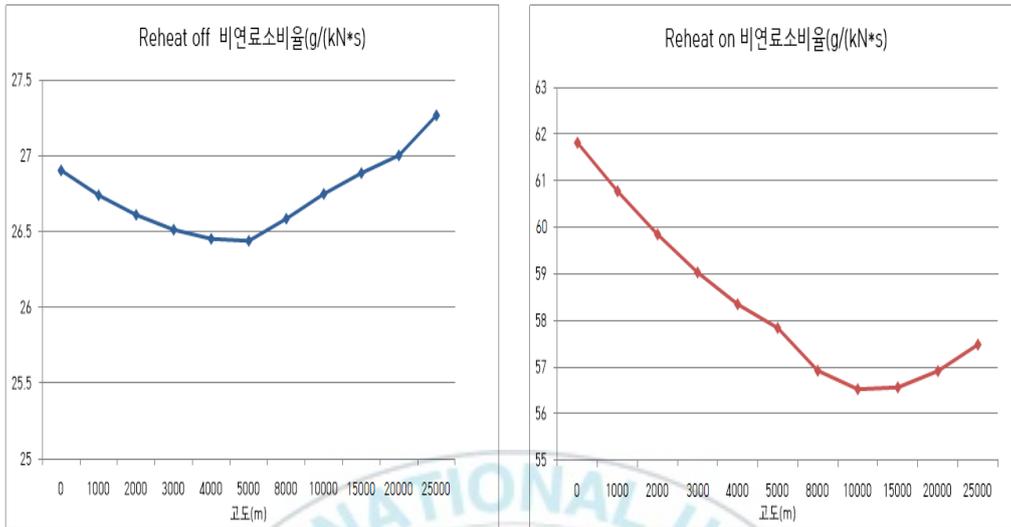
### 5.3. 애프터버너 사용 시 고도별 비연료소모율

애프터버닝은 자연적으로 연료 소비 패널티를 발생시키기 때문에 애프터버닝이 일반적으로 짧게 사용된다. 제트 엔진의 압축기의 목적은 효율적인 연소를 위해 유입 공기의 압력을 최적의 압력으로 올리는 것이다. 터빈 단계에 의해 팽창된 후에는 가스의 압축 정도가 낮아져서 압축기와 터빈 사이의 연소실에서처럼 연료가 효율적으로 연소하지 않는다. 비효율적인 연소로 인한 연료 소비량이 증가하지만 애프터버너를 사용하는 이유는 이동 거리 시간 단축 및 전투기 기동 능력이 상향되기 때문이다. 좀 더 효율적인 애프터버닝을 관찰하기 위해, F100-PW-229 엔진을 대상으로 표 4의 설계값으로 각 고도 및 속도별 비연료소모율 및 추력을 시뮬레이션하였다.

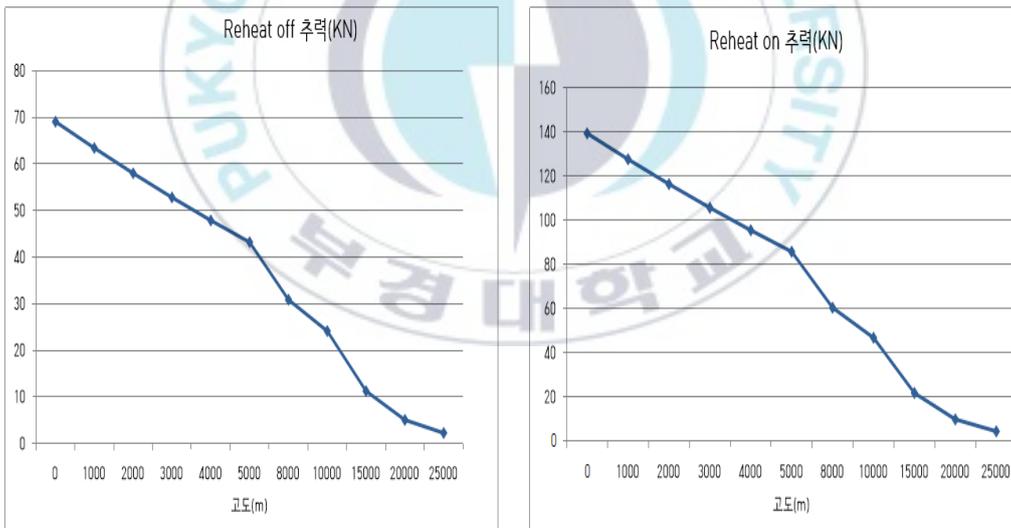
표 10. 지상에서 애프터버너 On/Off 시 추력 및 비연료소모율

	애프터 버너 Off	애프터 버너 On
추력(KN)	72.09	116.86
비연료소모율 (g/(kN*s))	19.54	52.31

표 10은 지상에서 애프터버너 사용 유무에 따른 추력과 비연료소모율의 차이를 나타낸 것이다. 애프터버너를 사용 시 비연료소모율이 167% 증가하였고 추력도 62.1% 증가하였다. 비록 비연료소모율의 변화가 높았지만, 항공모함에 주기되어 있는 전투기가 짧은 거리를 이륙하기 위해 최대 추력이 필요하며, 불 특정한 항공기가 군사 한계점까지 도달하는 상황이 있을 시, 최대속력으로 출격하여 영공을 방위하기 위해 애프터버닝은 매우 필요한 작전요소이다.

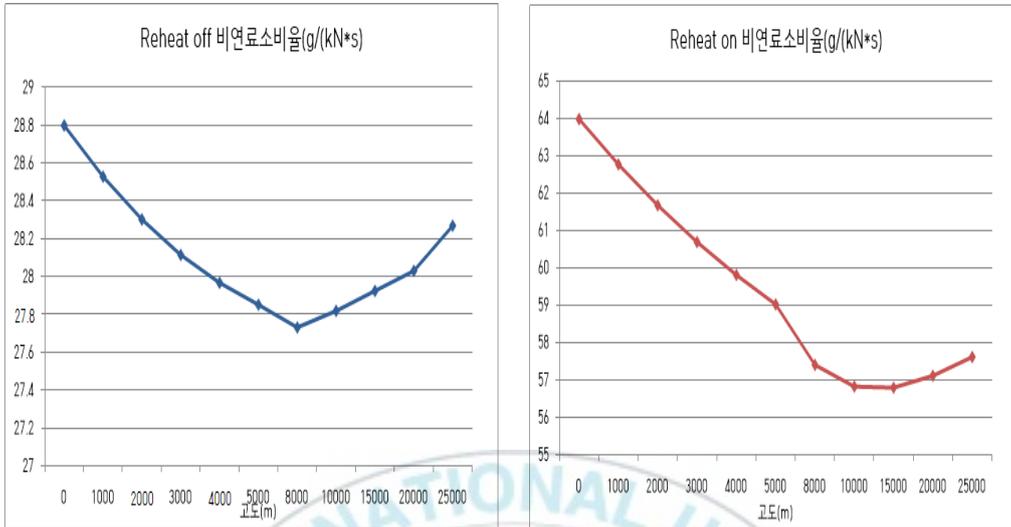


(a) 비연료소모율

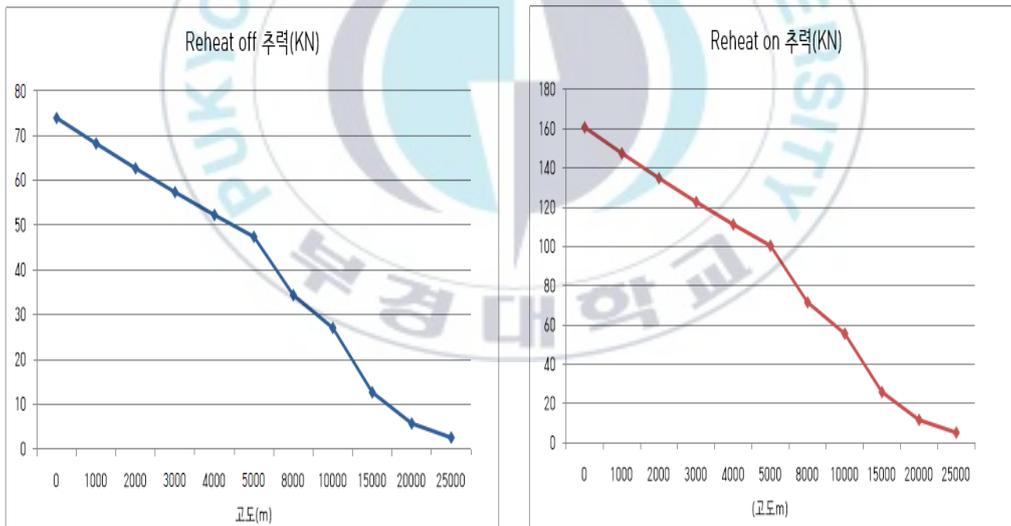


(b) 추력

그림 24. 마하 0.8에서 애프터버너 on/off 따른 각 고도별 비연료소모율



(a) 비연료소모율



(b) 추력

그림 25. 마하 1.0에서 애프터버너 on/off 따른 각 고도별 비연료소모율

그림 24, 25에서는 속도에 따라 애프터버너 사용 전·후 비연료소모율과 추력과의 관계를 확인할 수 있다. 그림 24에서 마하 0.8에서 애프터 버너 사용 시 애프터 버너 사용 전보다 비연료소모율은 210~230% 증가하였고, 비연료소모율이 가장 적은 고도 최저점은 10000m였다. 추력은 195~203% 증가하였다. 그림 25에서 마하 1.0에서 애프터 버너 사용 시 비연료소모율은 203~222% 증가가 되었고 고도 최저점은 15000m이었다. 추력은 206~217% 높았다.

#### 5.4. 결론

이번 장에서 애프터버너 사용 여부에 따라 각 고도별 비연료소모율을 시뮬레이션하였다. 지상에서 애프터버너를 사용 시 비연료소모율이 167% 증가하였고 추력도 62.1% 증가하였다. 같은 고도에서 마하 0.8에서 애프터버너를 사용하는 것보다 마하 1.0에서 작동하는 것이 비연료소모율 변화를 해석하였을 때 더 효율적이였다. 또한, 속도 변화가 커지면 비연료소모율이 작아지는 고도 최저점은 높아졌다. 속도가 증가하였을 시 애프터버너를 사용하였을 때 각 고도별 추력은 증가하였다.

## VI. 결론

우리나라 항공사 및 한국 공군은 항공기 엔진 부품의 구매과 개조, 그리고 기술지원 등 항공기 엔진을 운용 유지하는데 많은 예산을 사용하고 있다. 제작사로부터 도입된 엔진은 기술이전이 어려우므로 엔진 운용유지에 필요한 기술지원은 전적으로 제작사에 의존하고 있다.

낮은 연료소비율을 갖은 엔진은 많은 경제적 이득을 가져다주기 때문에 오늘날 항공사들은 적은 연료로 높은 추력을 만들 수 있는 엔진을 개발하기 위해 많은 비용을 투자하고 있다. 이러한 배경으로 본 연구에서는 BMT 120KS 마이크로 가스터빈 엔진 및 F100-PW-229 가스터빈 엔진을 대상으로 정상상태 성능 모델링을 수행하였다. 성능 텍 데이터를 활용하여 설계점 성능을 모델링 하였다. Gasturb 14의 스탠다드 맵을 활용하여 스케일링 맵을 생성하였고, 이를 활용하여 탈 설계점 성능을 계산하였다. 또한, BMT 120KS 마이크로 가스터빈 엔진 및 F100-PW-229 가스터빈 엔진의 성능텍 데이터를 통해 다음과 같은 연구를 진행하였다.

첫 번째, 고도와 속도변수에 따라 추력과 비연료소모율의 연구를 진행하였다. BMT 120KS 마이크로 가스터빈 엔진과 F100-PW-229 가스터빈 엔진은 고도 상승에 따라 추력이 감소하였고, 속도 상승에 따라 추력이 상승하였다. BMT 120KS 마이크로 가스터빈 엔진의 비연료소모율은 고도 및 속도 상승에 따라 감소하였다. F100-PW-229 가스터빈 엔진의 비연료소모율은 고도 상승에 따라 감소하는 경향을 보였으며, 속도증가에 따라 상승하였다.

두 번째, 터빈의 냉각비율과 관련된 엔진의 주요 변수에 대하여 분석을 수행하였다. 설계점 해석에서 엔진 터빈의 구성품인 로터와 노즐의 냉각유량비 변화가 추력 및 비연료소모율에 미치는 영향을 분석하였으며, 터빈 로터의 냉각 유량비 보다 터빈 노즐 냉각 유량비가 추력과 비연료소모율에 더 큰 영향을 주었다.

마지막으로 F100-PW-229 가스터빈 엔진 애프터버너 사용 전·후 속도 및 고도변수의 변화 시, 추력과 비연료소모율을 비교하였다. 애프터버너를 사용하게 되면 비연료소모율은 203~230% 증가하였고, 동일한 고도에서는 높은 속도에서 애프터버너를 사용하는 것이 더 효율적이었다. 속도를 높였

을 시 애프터버너를 사용하면 더 높은 추력을 얻었다.

엔진의 각 구성품의 성능선도는 다양한 조건에서의 성능시험을 통해 얻는 자산이기 때문에 엔진 제작사들은 데이터 공개를 매우 꺼린다. 본 연구를 통하여 얻은 결과를 바탕으로 가스터빈 엔진의 설계점 스케일링 맵을 통한 탈 설계점 연구에 활용할 수 있기를 기대하며, 고도 및 속도의 변수 및 터빈의 냉각비 설계과정과 같은 주요 변수가 엔진의 성능에 미치는 영향이 고려될 수 있기를 바란다.



## 참고문헌

- 1 「항공정비(MRO) 산업 경쟁력 강화 방안」, 국토교통부, 2021. 08. 12.
2. 권사립, 신뢰 얻은 한화 에어로스페이스 '이젠 국산화다', 머니S, 2021.04.26.
3. 고성희, 유전자 알고리즘을 이용한 가스터빈 엔진의 구성품 성능선도 생성에 관한 연구 p 1, 2004, 08
4. 김채형, [논문리뷰] 극초음속 비행체 개발을 위한 초음속 혼합기술 최신 동향, 2020, 08
5. 차오리우, 항공기용 가스터빈 엔진의 블레이드 팁에서 유동과 열전달에 대한 수치적 연구 p 1, 2017. 02
6. Mechanics and thermodynamics of propulsion. Hill Peterson. p. 5-6, 1992.
7. NASA/Glenn Research Center (May 5, 2015). "PV and TS Diagrams". [www.grc.nasa.gov](http://www.grc.nasa.gov)
8. 김천용. 2013. 항공기 가스터빈 엔진. 노드미디어 p 19-57
9. The jet engine, Rolls Royce Technical Publicat; Rolls-Royce plc. 2005
10. 이형주, 추진공학 : 과목소개 및 추진기관 개요, 부경대학교
11. Wikimedia Commons. Jet engine schematic diagrams. 2016
12. GasTurb GmbH, GasTurb 14, Design and Off-Design Performance of Gas Turbines, 2022
13. Follen, G. and Aubuchon, M., "Numerical Zooming Between a NPSS Engine System Simulation and a One-Dimensional High Compressor Analysis Code," NASA TM-2000-209913, 2000.
14. Kang, M.C., Ki, J.Y. and Kong, C.D., "A Study on Performance Analysis of Turbofan Engine using EASY5," The Korean Society for Aeronautical and Space Science 2002 Spring Symposium, p. 445-448, 2002.
15. National Aerospace Laboratory NLR, GSP11 User's Manual, 2011.
16. David Schabart Krige, Performance Evaluation of a Micro Gas Turbine Centrifugal Compressor Diffuser, p 1-2

17. 강명철, 2-스플 분리배기 방식 터보팬 엔진의 성능모사 및 진단 프로그램 개발에 관한 연구, p. 1, 2003
18. Trebunskikh, T, Ivanov, A & Dumnov, G, FloEFD simulation of micro-turbine engine, p. 1 - 13, 2012
19. Bakalis, D.P. & Stamatis, A.G, Data analysis and performance model calibration of a small turbojet engine. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 226, 2011.
20. Krige, D.S, Performance evaluation of a micro gas turbine centrifugal compressor diffuser, 2013
21. Micro gas turbine performance evaluation. Conference Paper · August 2016
22. Obaid Younossi, Mark V. Arena, Richard M. Moore Mark Lorell, Joanna Mason, John C. Graser, Military Jet Engine Acquisition, ISBN 0-8330-3282-8, RAND 2002, 167p;
23. Frank Camm, The Development of the F100-PW-220 and F110-GE-100 Engines: A Case Study of Risk Assessment and Risk Management, RAND 1993,
24. <http://www.f-16.net/f-16-news-article3930.html>N-3618-AF, 110p;
25. A. S. Lee, R. Singh and S. D. Probert, Modelling of the Performance of a F100-PW229 Equivalent Engine under Sea-level Static Conditions, 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 2 - 5 August 2009, Denver, Colorado, AIAA 2009-5018, p.1-8
26. Research Topic: Gas Turbines Cooling Systems Design and Analysis <https://www.frontiersin.org/research-topics/32793/gas-turbines-cooling-systems-design-and-analysis>
27. Recent Studies in Turbine Blade Cooling <https://www.hindawi.com/journals/ijrm/2004/517231/>
28. 김진욱\* · 박정규\* · 강영석\*\* · 조진수. 항공기용 가스터빈의 고압 냉각터빈 노즐에 대한 복합열전달 해석, 2015
29. 보누스, 나카무라 간지 지음, 신찬 옮김, 2017, 비행기 엔진 교과서
30. 국토교통부, 항공정비사 표준교재, 항공기 엔진 제2권(가스터브엔진), p

5-6, 2016

31. Edward E. Zukoski, Chapter 3. Afterburners, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1978

32. The jet engine, Rolls Royce Technical Publicat; Rolls-Royce plc, p169-173, 2005

