

레큐퍼레이터 장착형 100마력급 터보샤프트엔진의 초기 싸이클 설계

전용민*[†] · 김재환*

Initial Cycle Design of a 100hp class Turboshaft Engine with a Recuperator

Yongmin Jun*[†] · Jaehwan Kim*

ABSTRACT

Usually piston or rotary engines are installed at UAV's under 100 kg payload class. Those engine are less expensive and easy to get, but they require higher operating and maintenance costs due to shorter life and unique fuel usage. They are also too noisy to operate in urban area and have too strong vibration to carry sophisticated payloads. On the contrary, a gas turbine engine has drawbacks like higher specific fuel consumption and weight to power ratio, even it has many operating and maintenance benefits. This study aims to design a small turboshaft engine with a recuperator to overcome those demerits. A tilt rotor UAV(TR-60) developed by KARI was chosen as an imaginary target aircraft, and engine power and size were derived from it. This paper describes engine requirements, design process, and initial reference point cycle design.

초 록

유상하중 수십 kg 수준의 무인기는 소형 왕복동 엔진이나 로터리 엔진을 사용하나 이들은 초기 구매 비용이 작다는 장점에 비해 운용 및 유지비용이 크다. 특히 소음이 심해 도심운용이 불가능하며, 진동으로 인해 탑재장비의 제한을 받는다. 이에 비해 가스터빈엔진은 운용 및 유지측면의 다양한 장점에도 불구하고 왕복동이나 로터리 엔진에 비해 연료소모율이나 출력당 중량이 크다는 단점이 있다. 본 연구는 이런 가스터빈엔진의 단점을 극복할 수 있는 레큐퍼레이터를 장착한 소형 터보샤프트엔진을 설계하는 것이 목적이다. 항우연이 기 개발한 틸트로터 항공기(TR-60)를 가상의 장착 기체로 상정하여 출력과 크기를 도출하였다. 본 논문에서는 이 엔진의 미션, 설계요구도 도출 및 설계절차와 초기 기준점 싸이클 설계 결과를 설명하였다.

Key Words: Turboshaft Engine, Recuperator, Cycle Design(싸이클 설계)

* 한국항공우주연구원 항공엔진연구단

† 교신저자, E-mail: ymjun@kari.re.kr

최근 무인기에 대한 관심이 높아지고 있으나 민수시장에서는 유상하중이 매우 작은 드론이 주를 이루고 있다. 그러나 실질적인 시장성을 확보하려면 지금보다 유상하중이 훨씬 큰 무인기 개발이 필요하다[1]. 수십 kg 수준의 유상하중을 갖기 위해 현재는 왕복동이나 로터리엔진을 사용하고 있다. 이 엔진들은 초기 구매비용이 저렴하거나 구매가 용이한 장점이 있으나 잦은 고장에 따른 낮은 신뢰성, 수백시간의 수명, AVGAS 연료 확보 등의 단점이 있다. 민간공역에서의 무인기 비행고도가 높을 수 없기 때문에 소음이 심한 폭발행정을 갖는 엔진을 장착하고는 도심 비행이 불가능하다. 또한 폭발행정으로 인해 발생하는 진동은 무인기에 탑재하게 될 민감한 탑재장비에 영향을 주어 제한적인 장비만 탑재가 가능하다. 이에 반해 가스터빈엔진은 작은 크기의 한계로 상대적으로 나쁜 연료효율과 이로 인한 출력 당 중량비가 큰 단점이 있다. 가스터빈엔진이 이런 단점을 극복할 수 있다면 내연기관엔진에 비해 높은 시장성을 가질 수 있다.

본 연구에서는 100마력 수준의 가스터빈엔진이 내연기관 수준의 연료효율을 가질 수 있도록 본 연구에서는 레큐퍼레이터를 장착한 엔진(KATS-100R) 싸이클을 설계하였다.

2. 본론

2.1 엔진 개발요구도 수립

엔진 요구출력은 항우연이 개발한 틸트로터 스마트무인기(TR-100)의 미션을 참조하여 설계 미션을 도출하였고, 엔진 싸이즈는 항우연의 TR-60을 기준으로 도출하였다. Table 1은 KATS-100R의 미션요구도이다. 여기서 요구출력은 체계로 전달되어야 할 엔진출력(mechanical power)으로서 엔진 코어에서 만들어내는 출력(thermal power)과 상이하다. 엔진의 열역학적 출력은 크게 기어박스 효율과 엔진운용을 위해 소모하는 출력(발전기, 연료/오일 펌프)을 고려해야 하고, 추가로 엔진의 잠재적 출력증가를 고려한 마진도 고려해야 한다.

Table 1. Mission profile

Ratings	Time(min)	Power(kW)
TakeOff (0 km)	5	75
Cruise (3 km)	60	55
Loiter (3 km)	180	30

2.2 설계 톨 및 절차

싸이클 설계는 2가지 톨을 순차적으로 이용하였다. 초기 엔진형식(1-spool 또는 2-spool) 검토에는 단순한 인터페이스와 다양한 plot 기능을 갖는 GasTurb를 사용했고, 상세 싸이클 설계에는 구성품 단위의 모델링이 가능한 GSP를 사용하였다.

기본 설계절차는 Mattingly[2] 등이 제안하는 절차를 준용하였다.

2.3 기준점 싸이클 설계 입력

싸이클 설계에서 통상 설계점과 탈설계점 설계라고 말하는 두 가지가 있는데, '설계점'이라는 용어가 해당조건에서 엔진이 최적이어야 한다는 불필요한 오해를 주기 때문에 본 논문에서는 '기준점'이라는 용어를 사용하였다.

싸이클 설계를 수행하기 위해 결정한 입력 설계변수(설계조건)는 Table 2와 같다.

Table 2. Design parameter inputs

Category	Parameter	Value
Performance targets	TakeOff PW [kW]	80
	Cruise PW [kW]	59
Design constrains	TIT [K]	1,300
	NH [rpm]	90,000
	NL [rpm]	60,000
Design Choice	Comp PR	5~7
	TIT [K]	1,250
	Recuperator effectiveness [%]	70
Figure of Merit	SFC [kg/kW-hr]	< 0.33
	WA [kg/s]	< 1

성능 목표는 미션에서 요구하는 엔진출력에 의해 결정되었고, 설계제한은 터빈냉각을 적용하지 않는 조건의 TIT, 구동부 단순화를 위한 NH, 엔진출력축 속도와 기어박스 감속비를 고려한 NL로 정했다.

설계선택은 Walsh[3] 등이 제안한 레큐퍼레이터를 장착한 가스터빈엔진의 고효율 운전을 위한 압축비 영역과 터빈냉각을 적용하지 않을 TIT, 레큐퍼레이터가 확보할 수 있는 유용도 수준으로 선정하였다.

설계목표는 비연료소모율을 낮춰 경제성을 확보하고, 흡입공기량을 줄여 엔진 크기와 중량을 작게 하는 것이다.

2.4 기준점 사이클 설계 수행

Table 2의 입력과 압축기, 연소기, 터빈, 레큐퍼레이터의 예측된 성능값을 사용하여 기준점에 대한 사이클 설계를 수행하였다. 이륙조건을 사이클 기준조건으로 잡고 순항조건을 최대효율 조건으로 성능해석을 수행하였다.

GasTurb를 이용한 엔진 형식선정에서 2-spool free power turbine 형태의 엔진을 선정하였다.

사이클 설계는 구성품 설계와 연동되어 여러 차례 반복설계를 수행하였으며 Table 3은 기준점에 대한 초기 사이클 설계의 최종 결과를 보여준다.

Table 3. Preliminary Cycle Reference Point Design

Category	Parameter	Value
Max Power Takeoff@SLS	WA [kg/s]	0.54
	SFC [kg/kW hr]	0.31
Best SFC Cruise@3km,MN0.2	WA [kg/s]	0.4
	SFC [kg/kW hr]	0.30

3. 결론

왕복동 또는 로터리 엔진을 대체할 수 있는 소형 가스터빈엔진을 개발하려는 노력은 무인기 활용도가 높아지면서 커지고 있으며, 100 마력급 엔진은 항우연이 개발한 무인기에 장착할 수 있기 때문에 사용 가능성이 높다.

본 연구에서는 사이클 해석을 통해 레큐퍼레이터를 사용한 소형 가스터빈엔진의 고효율화 가능성을 확인하였다.

사이클 해석에 사용된 각 구성품의 성능은 전산해석을 통해 설계와 초기 3차원 해석을 완료한 상태이고 설계된 구성품을 이용한 엔진 레이아웃 설계가 진행 중이다.

참고 문헌

1. Jun, Y.M., Kang J.S., Kang, Y.S., and Rhee, D.H, "Below 100kW Micro Gas Turbine Engine Modeling," *2015 KSPE Spring Conference*, Busan, Korea, KSPE, May. 2015.
2. Mattingly, J.D., Heiser, W.H. and Daley, D.H., "Aircraft Engine Design", AIAA, 1987
3. Walsh, P.P. and Fletcher, P., "Gas Turbine Performance", 2nd Ed, Blackwell Science, 2004