

고고도 장기체공 무인기 엔진용 다단 터보차저 구성 및 성능해석

강영석*[†] · 임병준* · 김종국**

Establishment of Multi-Stage Turbocharger Layout for HALE UAV Engine and Its Performance Assessment

Young Seok Kang*[†], Byung Jun Lim*, Jong Kuk Kim**

Key Words : Internal Combustion Engine(내연기관), Multi-Stage Turbocharger(다단 터보차저), Reciprocating Engine(왕복동 엔진), Power Matching(동력매칭)

ABSTRACT

A multi-stage turbocharger system has been constructed for HALE UAV internal combustion engine. To boost rarefied intake air up to sea level condition, the turbocharger system should consist of 3 stages including heat exchanger located after compressor outlet to drop compressed air temperature. One dimensional system analysis has been conducted by matching required power between compressor and turbine and adequate turbochargers have been searched for from commercially available models targeting for automobiles. By applying commercial automobile turbochargers to the multi-stage turbocharger system, it is expected that considerable amount of research resources will be saved.

1. 서론

고고도 장기체공 무인기(이하 고고도 무인기)는 성층권 이상의 안정된 대기 조건에서 30시간 이상 체공하면서 원격탐사, 감시, 기상 및 환경의 관측, 통신 등의 임무를 수행하는 무인기를 의미한다⁽¹⁾. 고고도 무인기는 유인 항공기나 인공위성에 비하여 운용비가 낮고, 높은 해상도의 광학 이미지를 얻을 수 있으며, 유지보수를 위하여 쉽게 이착륙이 가능한 장점을 가지고 있기 때문에 군사적, 산업적 활용도가 높아 최근 활발히 연구되고 있다. 하지만 고고도 무인기는 매우 낮은 밀도의 공기를 추진기관의 작동유체로 사용하기 때문에, 공기흡입 추진시스템을 활용하기 위해서는 흡기되는 공기의 질량유량이 매우 중요한 성능인자가 된다.

특히 효율이 높은 왕복동 엔진을 추진시스템으로 활용하기 위해서는, 대기로부터 흡입되는 공기를 충분히 가압하여 지상 대기조건과 유사하게 공급하여야 하며, 이에 터보차저 등의 별도의 가압 시스템이 추가로 장착되어야 한다.

해외에서는 다단 터보차저를 장착한 왕복동 엔진으로 구동되는 무인기 개발 사례가 다수 보고되었다. 1980년대에는 Teledyne 사의 Voyager 300, Boeing 사의 Condor⁽²⁾, Aurora 사의 Theseus, Perseus 등이 개발되었으며⁽³⁾, 최근 Boeing 사는 수소를 연료로 하는 Phantom eye를 개발 중에 있다.⁽⁴⁾ 한편 추진시스템에 관련된 연구로 NASA⁽⁵⁾에서는 고고도 무인기용 엔진에 다단 터보차저 시스템을 적용한 다양한 설계 사례를 발표하였으며, Loth⁽⁶⁾ 등은 Theseus용 엔진 시스템 해석 및 터보차저 매칭에 관련된 연구 결과를 발표하였다. 최근에는 85,000 ft급 무인기 엔진용 다단 터보차저 시스템을 설계하고, 고고도 시험설비에서의 터보차저 시스템 성능시험 결과가 Rodgers에 의해 발표되었다.⁽⁷⁾

본 연구에서는 60,000 ft에서 운용되는 고고도 무인기에 대하여 왕복동 엔진으로 구성된 추진 시스템의 레이아웃을 구성하고, 이에 따른 추진 시스템의 1차원 해석을 수행하였다. 특히 희박한 공기를 충분히 압축하여 왕복동 엔진에 공급할 수 있도록 다단으로 터보차저 시스템을 구성하였다. 이

* 한국항공우주연구원 엔진부품연구팀(Korea Aerospace Research Institute, Engine Components Research Team)

** 김화기술주식회사(Kimhwa Technology, Inc.)

[†] 교신저자, E-mail : electra@kari.re.kr

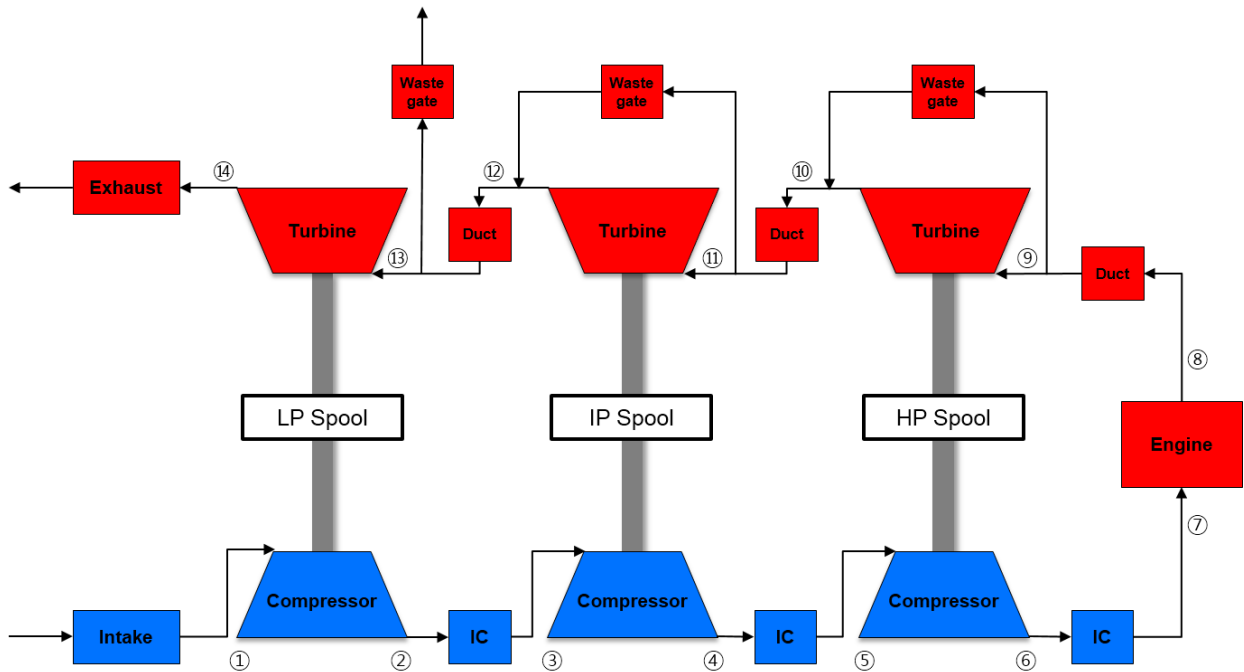


Fig. 1 Multi-stage turbocharger system layout for HALE UAV engine

후 추진 시스템의 1차원 시스템 해석을 수행하여 각 단의 동력 매칭 결과를 바탕으로 터보차저의 사양을 결정하였고, 해당 사양을 만족시키는 터보차저를 자동차용 상용 터보차저 모델 군에서 검색하였다. 이에 추진 시스템에 본 연구에서 선정된 자동차용 상용 터보차저를 개조 개발하여 적용함으로써 터보차저 개발에 소요되는 연구자원을 절감하고자 한다.

2. 터보차저 사양 결정

2.1 순항고도에서의 운전 조건

본 무인기 엔진이 적용될 항공기의 순항고도는 약 60,000 ft이며 해당 고도에서의 대기 조건은 Table 1과 같다.

순항고도에서 엔진을 최적 효율점에서 운용하기 위하여 엔진 입구에 지상에서의 압력 및 온도와 유사한 조건의 공기를 공급하여야 한다. 이를 위해 고온 고압 상태로 배출되는 엔진 배기가스를 이용해서 터빈을 회전시키고, 동축에 연결된 압축기로 흡입 공기를 약 13.2배 압축시켜 이를 엔진에 공급하는 터보차저를 설치한다. 또한 압축기에 의해 상승된

공기온도를 약 15°C로 유지하기 위하여 터보차저 압축기 하류에 압축된 공기 온도를 낮추는 열교환기를 설치한다.

2.2 터보차저 레이아웃 구성

앞서 설명된 흡입 공기 조건을 구현하기 위해서 본 연구에서는 Fig. 1과 같이 다단의 터보차저로 적용하였다. 입구에서 엔진에 가까운 순서대로 고압단(HP), 중간단(IP), 저압단(LP)으로 정의한다. 순항고도에서 입구공기를 1기압으로 압축하기 위해서는 배관 및 열교환기 손실을 모두 고려 시 13.2배 이상의 압력비가 요구된다. 또한 일반적으로 터보차저는 압축기의 과도한 과급을 억제하기 위하여 터빈 배기 바이패스(Waste gate)를 설치하게 되는데, 본 연구에서도 각 단에 터빈 바이패스를 적용하였다. 터빈의 바이패스는 여러 가지 형태로 시스템에 적용 가능하나, 본 연구에서는 HP 와 IP 터보차저에서는 바이패스 방식으로, LP 에서는 배기하는 형태로 시스템에 적용하였다. 구성된 터보차저 시스템을 위하여 각 구성품에서의 효율 및 손실을 아래와 같이 가정하였다. 본 연구는 순항고도에서 사이클을 구축하는 단계이기 때문에 터보차저 및 열교환기 등의 구성품의 효율이 매우 정확할 필요는 없으며, 이에 유사 체적유량이 흐르는 상용제품의 평균값을 기준으로 정의하였다.⁽³⁾ 이후 사이클 상세 해석 시에 본 연구에서 구성된 사이클을 바탕으로, 터보차저 및 열교환기 제작사에서 제공하는 성능곡선을 입력하고, 고도별 레이놀즈 수에 따른 성능 수정계수를 반영하여 고도별 정상상태, 천이상태에서의 해석을 수행하게 된다.

Table 1 Intake air condition at cruise altitude

Specification	Value
Altitude	60,000 ft
Ambient Pressure	7.57 kPa
Ambient Temperature	216.65 K

• 압축기 및 터빈 효율

- 압축기의 효율은 75%로 균일하다고 가정
- 작은 터보차저에서 구심 터빈은 최적 비속도가 아닌 이보다 높은 비속도에서 설계가 되었다고 가정
- 이에 HP단 터빈의 효율은 70%로 가정
- IP와 LP단 터빈의 효율은 75%로 가정

• 열교환기 효율

- 열교환기 효율은 60%로 가정

• 각 구성품 손실

- 각 터보차저 후단의 열교환기의 손실은 12%로 가정
- 각 단의 터보차저 기계적 손실은 약 10%로 가정
- 배관 구간 별 손실은 3%로 가정
- 터빈 배기 바이패스 후단에서 바이패스된 연소가스와 터빈 출구 연소가스가 혼합 시 더 낮은 값의 압력을 가지도록 가정

본 연구에서는 기본적으로 상용제품으로 가용한 터보차저를 우선적으로 고려할 예정이며, 일반적으로 4 이상의 압축기 압력비를 가지는 터보차저는 찾아보기 힘들기 때문에 터보차저를 3단으로 구성하여 각 단의 터보차저 압축기 압력비를 배분하였다. HP 터보차저보다 LP 터보차저 압축기의 지름이 크기 때문에 더 높은 압력비를 낼 수 있으며, 이에 HP 터보차저 압축기 쪽에 좀 더 낮은 압력비를, 그리고 LP 터보차저 압축기에 더 높은 압력비를 할당하였다. 압축기를 구동시키기 위한 터빈의 동력 및 이에 따른 터빈의 팽창비는 압축기 및 터빈의 동력매칭 시 결정된다.

3. 추진 시스템 1차원 해석 방법

3.1 압축기

터보차저 각 단의 압축기 전후에서 압력 및 온도를 결정하기 위해 먼저 LP 터보차저 압축기에서의 온도 및 압력 계산 방법을 정리하였다.⁽⁸⁾

대기 조건인 p_{amb} 및 T_{amb} 가 알려졌으며, 2장에서 정의한 가정 및 각 단 터보차저에 분배된 압력비에 따라 터보차저 출구의 압력인 p_{02} 를 구할 수 있게 된다. 이후 2.2절에서 가정한 LP단 압축기의 효율을 이용하면 식 (4)에서와 같이 LP 압축기 출구의 온도를 구할 수 있게 된다.

$$p_{01} = p_{amb} - (\Delta p_0)_{intake} \quad (1)$$

$$T_{01} = T_{amb} \quad (2)$$

Table 2 Reciprocating engine specification

Specification	Value
Crank Shaft (N_{eng})	3,500 rpm
Volume (V_{eng})	2,400 cc
Volumetric Efficiency (η_{vol})	0.9
Air to Fuel Ratio (\dot{m}_a/\dot{m}_f)	14.7

$$p_{02} = \left(\frac{p_{02}}{p_{01}} \right) p_{01} \quad (3)$$

$$T_{02} = T_{01} \left\{ 1 + \frac{1}{\eta_c} \left[\left(\frac{p_{02}}{p_{01}} \right)^{(\kappa_a - 1)/\kappa_a} - 1 \right] \right\} \quad (4)$$

$$p_{03} = p_{02} - (\Delta p_0)_{cooler} \quad (5)$$

$$T_{03} = T_{02}(1 - \epsilon_c) + \epsilon_c T_{amb} \quad (6)$$

터보차저 이후 열교환기의 손실 및 열교환기 효율을 이용하면 열교환기 이후의 압력 및 온도를 구할 수 있게 된다. 이러한 방법을 IP 및 HP 터보차저 압축기에 동일하게 적용하여 각 단 압축기 출구에서 압력 및 온도를 구할 수 있게 되고 엔진에 공급되는 공기의 압력 및 온도 조건을 결정할 수 있게 된다.

3.2 왕복동 엔진

본 추진 시스템에 흡입되는 공기의 질량유량 및 엔진 출구의 온도를 계산하기 위해서, Table 2와 같은 가상의 왕복동 엔진 사양을 적용하였다. 본 1차원 해석에서는 공기의 질량유량이 연료의 질량유량으로 무차원 된 당량비(m_a/m_f)로 표현되기 때문에 실제 질량유량이 해석 시에 사용되지 않으나, 해석이 완료된 사이클을 만족시키는 터보차저를 선정하기 위해서는 각 단별 질량유량 및 체적유량이 요구된다. 4행정 왕복동 엔진의 경우 엔진에 흡입되는 질량유량은 아래와 같이 계산된다.

$$\rho_7 \cong \frac{p_{07}}{RT_{07}} \quad (7)$$

$$\dot{m}_a = \left(\frac{N_{eng}}{120 \times 10^6} \right) \rho_7 V_{eng} \eta_{vol} \quad (8)$$

한편 터보차저 시스템 해석 시, 일반적으로 엔진 출구의 압력(p_{08})이 엔진 입구의 압력(p_{07})보다 낮은 값에서 운용되도록 결정한다. 이에 본 연구에서는 아래와 같은 압력 제한 조건을 정의하였다.

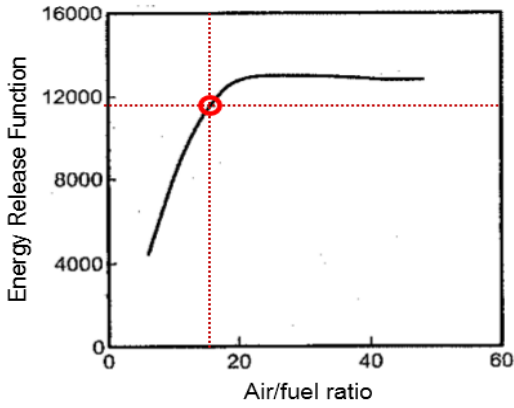


Fig. 2 Energy release function according to air/fuel ratio

$$p_{08} < p_{07} \quad (9)$$

엔진 출구의 온도는 아래와 같은 에너지 방정식에 따라 결정되게 된다.

$$-Q_L - W_p - H_v = (\dot{m}_a + \dot{m}_f)c_{pe} T_{08} - \dot{m}_a c_{pa} T_{07} \quad (10)$$

여기서 Q_L , W_p , H_v 는 각각 열손실, 피스톤 일, 연료의 저위 발열량을 의미한다. 여기서 공연비가 매우 크고, 공기와 연소가스의 정압비열이 유사하다 가정하면 식 (10)은 식 (11)과 같이 나타낼 수 있다.

$$T_{08} \cong T_{07} + \frac{ER}{1 + (\dot{m}_a/\dot{m}_f)} \quad (11)$$

ER은 Energy release function으로 정의되며, 일반적으로 경유 및 휘발유의 저위 발열량이 큰 차이가 없으므로 본 연구에서는 Fig. 2의 경우에 대한 ER 선도에서 공연비 14.7에 대한 ER값을 찾아 엔진 출구의 온도를 계산하였다.⁽⁹⁾

3.3 터빈

터빈 단 전후에서의 온도 및 압력을 계산하기 위해서는 압축기와는 달리 HP 터보차저 터빈부터 해석이 진행된다. 식 (12)와 같이 HP 터보차저 터빈 입구의 온도는 엔진 출구의 온도와 동일하며 또한 바이패스된 공기의 온도 역시 엔진 출구의 온도와 동일하다.

$$T_{10BP} = T_{09} = T_{08} \quad (12)$$

$$\left[\left(\frac{p_{06}}{p_{05}} \right)^{(\kappa_a - 1)/\kappa_a} - 1 \right] c_{pa} T_{05} = \left[1 - \left(\frac{p_{10}}{p_{09}} \right)^{(k_c - 1)/k_c} \right] c_{pe} T_{09} \left(1 + \frac{m_f}{m_a} \right) (1 - WG) \eta_t \quad (13)$$

$$\eta_t = \frac{1 - (T_{10C}/T_{09})}{1 - (p_{10}/p_{09})^{(k_c - 1)/k_c}} \quad (14)$$

$$T_{10} = (1 - WG) T_{10C} + (WG) T_{10BP} \quad (15)$$

HP 터보차저 압축기의 압력비(p_{06}/p_{05})는 주어진 조건이므로, 터보차저의 배기 바이패스개도 WG 를 조절하면서 HP 터보차저의 터빈 팽창비를 결정할 수 있게 된다. 개도를 조절하면서 전체 터보차저 시스템이 구현 가능한 사이클이 될 수 있도록 한다. 압축기 및 터빈의 동력 관계식인 식 (13)에서 HP 터빈의 팽창비인 p_{10}/p_{09} 를 구할 수 있게 되며, 식 (14)의 터빈의 효율 정의로부터 HP 터빈의 출구에서 배출되는 공기 온도(T_{10C})을 구할 수 있게 된다. 이를 식 (15)에 적용하여 바이패스된 공기와 혼합된 공기 온도(T_{10})를 구할 수 있게 된다. 이와 같은 과정을 IP 및 LP 터빈에 반복 적용하면 각 단 터빈의 팽창비 및 출구 온도를 구할 수 있게 된다.

앞서 터빈의 배관 손실을 가정하였으므로, 대기에서부터 엔진 출구까지 역순으로 압력을 구할 수 있게 된다.

$$p_{14} = p_{amb} + (\Delta p_0)_{exhaust} \quad (16)$$

$$p_{13} = p_{14}/(p_{14}/p_{13}) \quad (17)$$

$$p_{12} = p_{13} + (\Delta p_0)_{loss} \quad (18)$$

LP 터빈 출구의 압력 및 LP 터빈의 팽창비를 앞서 구하였으므로, LP 터빈 입구의 압력을 구할 수 있게 된다. 이 과정을 반복하여 HP 터빈 입구 압력 (p_{09}) 및 엔진 출구 압력 (p_{08})을 구할 수 있게 된다. 이렇게 구한 엔진 출구 압력이 식 (9)의 제한조건을 만족하는지 확인하면 사이클 해석 절차가 종료된다.

4. 추진 시스템 1차원 해석 결과

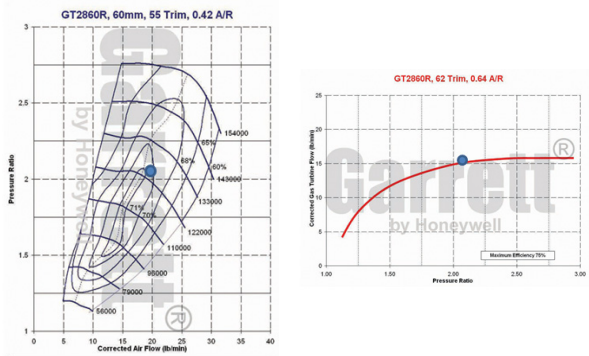
4.1 터보차저 시스템 해석 결과

3장에서 설명한 추진 시스템의 주요 구성품 별 해석 절차에 따라, 순항고도에서 1차원 해석을 수행하여 추진 시스템 및 구성품 별 요구사양을 파악하였다. 본 연구에서는 엔진 자체의 상세한 성능 및 요구사양보다는, 다단 터보차저 시스템의 동력매칭에 따른 터보차저 요구사양 그리고 추진 시스템의 실현 가능 여부에 대해 설명하도록 한다. 해석 결과 각 단 터보차저의 압축기 및 터빈의 압축비와 배기 바이패스 개도 등을 Table 3에 정리하였다.

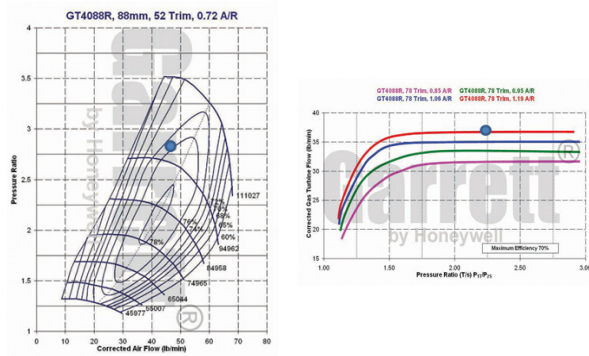
각 단의 터보차저 압축기에서 작동점에서의 압축비를 구

Table 3 Turbocharger power matching results

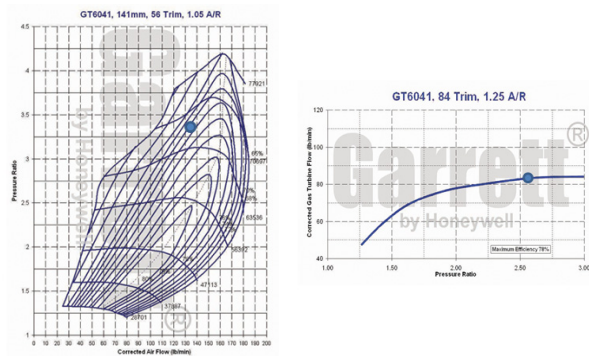
Stage	Pressure Ratio	By-Pass Ratio	Corrected Mass Flow Rate (kg/s)	Inlet Pressure (kPa)	Inlet Temperature (K)
LP Compressor	3.4	-	0.937	7.34	216.65
IP Compressor	2.8	-	0.346	21.97	265.01
HP Compressor	2.1	-	0.146	284.34	
HP Turbine	2.05	30%	0.115	96.95	1012.02
IP Turbine	2.24	14%	0.286	45.88	931.14
LP Turbine	2.54	14%	0.619	19.83	821.95



(a) HP turbocharger maps and operating points



(b) IP turbocharger maps and operating points



(c) LP turbocharger maps and operating points

Fig. 3 Operating points at selected turbocharger maps

현하기 위해서, 각 단에서 일정 부분 배기가스가 터빈 입구에서 바이패스 되어야 하는 것을 확인할 수 있다. 이보다 작은 바이패스 비에서 운용이 되면 작동점 대비 압축기의 회전

수가 급격히 상승하게 되고, 압력비 역시 과도하게 상승하게 된다. HP 터빈 압축기의 압력비가 가장 낮은 반면, HP 터빈 입구의 온도가 가장 높기 때문에 HP 터빈에서 30%의 배기가스가 바이패스되어야 한다. IP 및 LP 단으로 진행될수록 압축기에서 압력비는 증가하여 압축기 소요 동력은 증가하지만, 이와는 반대로 압축기 입구 흡입 공기의 밀도가 감소되면서 압축기 소요 동력이 감소하게 되어 이 둘 사이에 균형을 이루어 각 단 터빈 입구에서 바이패스 비는 14% 정도로 결정된다.

4.2 가용 터보차저 분석

이러한 다단 터보차저 시스템의 가장 큰 장점은 자동차용으로 개발된 상용 터보차저를 사용할 수 있을 경우 연구개발에 소요되는 자원을 절약할 수 있게 된다는 점이다. 본 연구에서도 시스템 해석 결과에 따라, 자동차용으로 개발된 상용 터보차저 중 가용한 터보차저 유무를 검색하였다. 본 연구에서는 Honeywell사의 Garrett 터보차저 제품군에서 가용 터보차저를 검색하였는데, Garrett 터보차저는 엔진의 용적 및 동력 요구조건을 만족시킬 수 있도록 다양한 종류의 터보차저 제품군을 보유하고 있다.⁽¹⁰⁾

각 단 터보차저 압축기에 흐르는 질량유량은 동일하지만, 희박한 대기조건으로 인해 LP 터보차저에 흐르는 체적유량이 가장 크고, HP 터보차저에 흐르는 체적유량이 가장 적다.

$$m_{corrected} = \dot{m} \frac{p}{p_{ref}} \frac{\sqrt{T_{ref}}}{T} \quad (19)$$

이에 식 (19)를 이용하여 계산된 질량유량을 표준대기조건인 질량유량으로 변환하고, 터보차저 성능곡선 중 압축기 성능곡선에 적용 가능하다면, 해당 터보차저를 본 연구의 다단 터보차저 시스템에 적용할 수 있게 된다. HP 터보차저의 경우 체적유량이 작기 때문에 선택의 폭이 다양하지만, LP 터보차저로 갈수록 선택 가능한 모델이 줄어든다.

실제 터보차저의 선정을 위해서는 각 고도별 대기조건, 요구되는 엔진 동력 등이 고려되어야 하고 이에 따라 각 단별 터보차저의 운용절차가 정립된 이후 고도별, 운전조건별 운

전점들을 정의할 수 있다. 이후 압축기 및 터빈 성능곡선에 조건별 운전점들을 적용하는 절차를 따른다. 본 연구에서는 해당 연구에 앞서 순항고도에 대해서 해석된 터보차저의 요구조건에 따라, 각단의 터보차저를 선정하고 해당 터보차저의 압축기 및 터빈 성능곡선에 순항고도에서의 운전점을 표시하였다.

터보차저 선정 시 순항고도에서도 추가적인 과급이 필요할 경우를 대비하여, HP 터보차저에서 추가적인 과급이 가능하도록 HP 압축기의 운전점이 압축기 성능곡선 중간에 위치하는 HP 터보차저를 선정하였다. 반면에 LP 및 IP 터보차저의 경우 터보차저의 크기를 최소화 할 수 있도록 압축기 성능곡선 상단에 운전 조건이 위치하도록 터보차저를 선정하였다.⁽¹¹⁾

Fig. 3은 Garrett 터보차저 중 Table 3의 성능을 만족시키는 터보차저를 선정하고, 압축기 및 터빈 성능곡선에 순항고도에서 압축기와 터빈의 운전점을 나타내었다. Fig. 3의 (b) 와 (c)에 나타난 것처럼 IP 및 LP 터보차저의 경우 압축기의 운전점이 성능곡선 상단에 위치하고 있다. 터빈의 운전점 또한 초킹영역에서 결정된다. 즉 추가적인 과급이 필요하다면 IP 및 LP 터보차저의 압력상승은 제한되며, 이는 터빈 자체의 팽창비 그리고 터빈 배기 바이패스에 의해 조절될 것이다. 반면 HP 터보차저의 경우 압축기의 압력 상승여력이 충분하여 추가적인 과급이 필요할 경우 HP 터보차저에서 추가적인 과급을 할 수 있도록 해당 터보차저를 선정하였다.

또한 선택된 터보차저들은 앞서 가정한 압축기 및 터빈의 효율을 만족시키는 것을 확인할 수 있었다. 이를 통해 앞서 수행된 1차원 시스템 해석 결과는 실현 가능한 사이클임을 확인하였다.

5. 결 론

본 연구에서는 60,000 ft급 고도에서 운용가능한 무인기에 왕복동 엔진을 적용하기 위하여, 다단 터보차저 시스템 레이아웃을 구성하였고, 1차원 시스템 해석을 통해 각 단별 터보차저 성능 요구조건을 도출할 수 있었다. 도출된 터보차저의 요구조건을 기준으로 자동차용으로 개발된 상용 터보차저의 운용 범위 내에 있어 3단의 터보차저를 선정할 수 있었다.

본 연구 결과를 토대로 실제 다단 터보차저 시스템 상세 설계 및 개발을 진행할 예정이며, 이에 다단 터보차저 시스

템을 개발 시 연구비용과 시간을 대폭 절감할 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원 주요사업의 일환으로 수행되는 ‘무인기 수소왕복엔진 기술개발’ 과제의 지원을 받아 수행되었습니다.

References

- (1) Lim, B. J. and Rhee, D. H., 2015, “Research and development trends of high altitude long endurance UAV using hydrogen reciprocating engine”, Current Industrial and Technologic Trends in Aerospace, Vol. 13, No. 2, pp. 179~186.
- (2) Wilkinson, R. E. and Benway, R. B., 1991, “Liquid cooled turbocharged propulsion system for hale application”, ASME 1991 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, 91-GT-399.
- (3) Metlapalli, P. B., 1996, “Three-staged turbocharger modeling with passive control system”, MAE/WVU Dissertation.
- (4) <http://www.boeing.com/defense/phantom-eye/>.
- (5) Bettner, J. L., Blandford, C. S., and Rezy, B. J., 1995, “Propulsion System Assessment for Very High Altitude UAV under ERAST,” NASA CR195469.
- (6) Loth, J. L., Morris, G. J., and Metlapalli, P. B., 1997, “Staged Turbo-charging for High Altitude IC Engines”, AIAA 97-3294.
- (7) Rogers, C., 2001, “Turbocharging a High Altitude UAV C.I. Engine”, AIAA 2001-3970.
- (8) Baines, N. C., 2005, “Fundamentals of Turbocharging”, Concepts NREC.
- (9) Benson R. S., and Whitehouse N. D., 1979, “Internal Combustion Engines”, Pergamon Press.
- (10) Turbocharger Guide, Vol. 5, Garrett by Honeywell, <http://turbobygarrett.com>.
- (11) Turbo Tech Expert, Garrett by Honeywell, <http://turbobygarrett.com>.