

2단 터보차저 시험리그 개발 및 성능 시험

김재호*[†] · 강영석* · 전상욱* · 임병준*

Two Stage Turbocharger Test Rig Development and Performance Tests

Jaiho Kim*[†], Young Seok Kang*, Sangook Jun*, Byeung Jun Lim*

Key Words : Turbocharger(터보차저), 2-Stage Turbocharger System(2단 터보차저 시스템), Stage Matching(단매칭), Compressor(압축기), Turbine(터빈), Intercooler(인터쿨러)

ABSTRACT

Two-stage turbo-charger test rig has been designed and built to validate multi-stage turbocharger system design / analysis method developed in KARI. Two turbo-chargers are serially connected and there is an intercooler after the low pressure turbocharger compressor to reduce volumetric flow rate of the working fluid. Test result showed that compressor operating points successfully reached the predicted operating points located near the high efficiency islands of the compressor performance maps. It means two turbo-chargers are aerodynamically well matched. Also performance of air to water intercooler exhibited more than predicted aerodynamic performance as well as heat exchange efficiency. Also test result suggested a clue that there could be optimum aerodynamic matching between turbocharger compressor and intercooler for further improvement of the turbocharger system performance.

1. 서 론

전 세계적으로 기상관찰, 무선통신, 높은 해상도의 광학 이미지 획득에 대한 수요가 높아짐에 따라 인공위성과 고고도 채류 목적의 항공기의 개발이 활발히 진행되고 있다.⁽¹⁾ 우주에서 운용되는 인공위성과 달리 고고도 환경에서 운용되는 항공기는 운용비가 낮고 유지보수 측면에서 인공위성의 대체시스템으로 주목받고 있다. 고고도환경은 일반적인 항공기가 운용되는 고도 10 km이내의 대류권과 달리 공기의 밀도가 아주 낮고 안정된 대기 조건이어서 항공기의 저속비행과 장시간 운용이 가능하다. 하지만, 고고도에서 장시간의 안정적인 운용을 위해서는 무게가 가볍고 신뢰도가 높은 항공기의 개발이 필수적이며, 현재 고고도에서 운용되는 항공기는 U2, 글로벌 호크, 블랙버드, 헬리오스, 팬텀아이와 같은 항공기가 널리 알려져 있다.⁽²⁾ 이들 항공기들은 가스터빈, 태양전지, 왕복동 엔진을 추진 시스템으로 이용하였고, 각 추진시스템은 항공기의 운용 목적에 맞게 선택되었다. 가스터빈엔진의 경우 비추력이 높은 장점이 있지만, 낮은 공기밀

도로 인해 안정적인 공기 공급을 위해서는 Intake가 커져야 하고, 연료소비량이 많은 단점이 있다. 태양전지는 동체에 태양광 패널을 설치하여 이론상 무한 동력을 공급받을 수 있는 장점이 있지만 추력/무게에 따른 항공기의 무게와 구조적 제한이 있고, 동력원인 배터리 기술수준에 따라 항공기의 수명과 성능이 크게 달라지는 단점이 있다. 왕복동 엔진의 경우 터보차저를 사용하면 항공기의 운용 고도에 관계없이 이상과 동일한 추력을 발생시킬 수 있으며, 사용되는 연료에 따라 무게당 에너지 저장량이 증가하여 임무에 따라 필요한 탑재물을 추가적으로 탑재할 수 있는 장점이 있다. 터보차저는 낮은 공기밀도를 압축하고 이를 엔진에 공급해주는 역할을 한다. 이에 공기밀도가 아주 낮은 고고도에서는 다단으로 구성된 터보차저 시스템이 장착되어야 하며, 각 터보차저 간의 공력 매칭과 함께 매우 정교한 엔진 제어 유닛과 터보차저 시스템 간의 매핑이 필요하다.

터보차저 왕복동 엔진에 대한 연구는 주로 미국과 유럽에서 과학적, 군사적 목적의 항공기 개발의 일환으로 진행되었다.⁽³⁾ 이러한 결과를 토대로 터보차저를 이용한 고고도 장기

* 한국항공우주연구원 항공추진실(Korea Aerospace Research Institute Aeropropulsion Office)

† 교신저자, E-mail : kimjh27@kari.re.kr

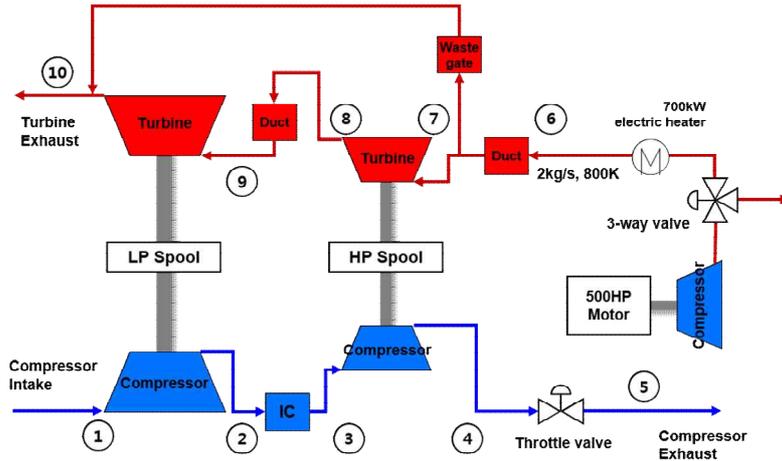


Fig. 1 Two-stage turbocharger system layout

체공 무인기는 성층권 이상의 고고도에서 장시간 체류에 대한 성능이 입증되면 기존 인공위성과 유인항공기가 수행하였던 다양한 목적의 역할을 대체할 수단으로 현재 여러 국가에서 활발히 연구되고 있다. 국내에서도 이러한 수요에 대응하고자 한국항공우주연구원(이하 항우연)에서 고고도 장기 체공 무인기의 추진시스템의 선행연구 및 기술시연을 목적으로 다단 터보차저 시스템에 대한 연구가 진행 중이다.

본 연구에서는 항우연에서 개발된 다단 터보차저 구성 및 해석 방법에 따라 2단 터보차저 시스템을 설계하고, 시험리그 구축 및 2단 터보차저 시스템 성능시험을 수행하여 다단 터보차저 시스템 구성 및 해석 방법을 검증하고자 하였다. 또한 2단 터보차저 성능시험 결과를 토대로 향후 진행될 3단 터보차저 시스템 개발에 필요한 데이터를 확보 하였다.

2. 2단 터보차저 시스템 구성

2.1 고고도 무인기 터보차저 시스템

터보차저는 왕복동 엔진의 배기가스로 터빈을 구동하여 엔진에 공기를 압축하여 공급하는 과급시스템을 말한다. 엔진의 연소실에서 배출되어 버려지는 고온, 고압의 배기가스가 터빈을 구동하고, 동축에 연결된 압축기가 대기로부터 공기를 흡입하여 이를 압축하여 대기압보다 높은 압력의 공기를 엔진에 공급함으로써 엔진의 출력을 높일 수 있다.

왕복동 엔진을 사용하는 항공기는 고도가 올라갈수록 주위 공기밀도는 희박해지고 엔진에 공급되는 공기 질량유량이 줄어 엔진의 성능이 현저히 저하되게 된다. 터보차저는 고고도에서 희박한 공기밀도의 대기를 압축하여 지상과 유사한 상태의 공기를 엔진에 공급함으로써 고고도에서도 엔진이 정상적인 출력을 발생시킬 수 있게 한다. 이러한 터보차저를 2단 혹은 3단으로 구성하면 항공기 운용고도를 더욱 더 높일 수 있게 된다. 이에 항우연에서는 고도 60,000 ft에

서 왕복동 엔진을 항공기 추진기관으로 사용하기 위하여, 3단 터보차저 시스템을 구성하고 성능 해석을 수행하여 3단 터보차저 시스템의 가용성을 검토하였다.⁽⁴⁻⁵⁾ 하지만 3단 터보차저 시스템의 성능을 검증하기 위해서는 고고도 모사 환경에서 성능시험이 수행되어야 한다. 이에 본 연구에서는 3단 터보차저 시스템의 고고도 환경 조건의 성능시험 선행연구로, 지상조건에서 시험이 가능한 2단 터보차저 시스템을 구성하고 이에 대한 성능 시험을 수행하였다. 2단 터보차저 성능 시험을 통하여 항우연에서 개발한 다단 터보차저 시스템 구성 및 해석 방법을 검증하고, 각 단 터보차저 성능 및 운전 특성을 분석하고자 하였다.

2.2 다단 터보차저 시스템의 구성

본 연구에서는 Fig. 1과 같이 2단 터보차저 시스템을 구성 하였다. 터보차저 터빈에 흐르는 공기 흐름을 기준으로 500 마력 압축기, 공기히터, HP (High Pressure) 터보차저, LP (Low Pressure) 터보차저 순으로 고온·고압의 공기가 흐르면 터보차저 각 동축에 연결된 압축기가 구동된다. LP 터보차저 압축기 출구에는 압축된 공기를 냉각하기 위한 인터쿨러가 설치되어 있다. 또한 HP 터보차저 터빈 입구에는 압축기의 과도한 과급을 방지하기 위한 Waste gate 밸브가 설치되어 있다. Waste gate 밸브에서 바이패스(By-pass)된 공기는 HP 터보차저 터빈 출구유로와 합류하여 대기로 배출된다.

2.2.1 터보차저 선정

본 연구에서는 다단 터보차저 시스템의 사이클 가용성을 성능 시험을 통해 확인하는 것을 목적으로 한다. 이에 본 연구에서는 2단 터보차저 시스템에 적용되는 터보차저들을 별도로 설계하거나 개발하지 않고, 시스템 해석을 통해 정의된 터보차저들의 작동점에서 운용 가능한 자동차용 상용 터보차저들을 이용하여 2단 터보차저 시스템을 구성하였다. 압축

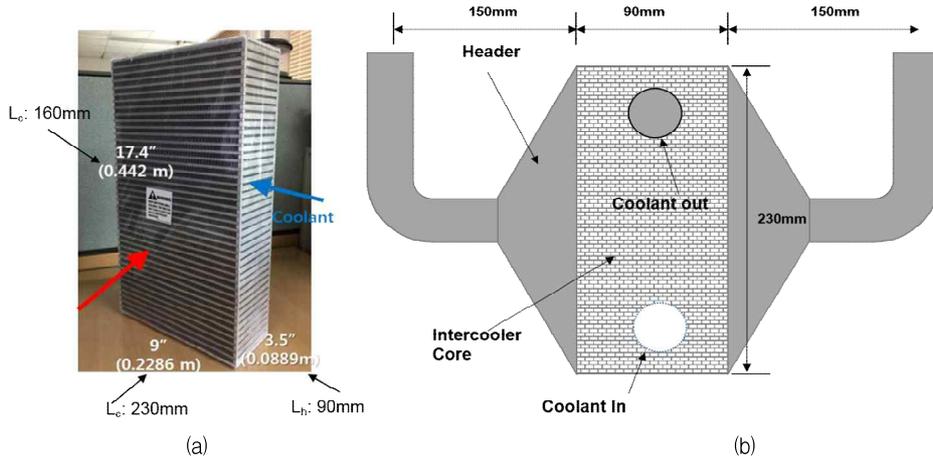


Fig. 2 (a) Intercooler core dimensions and (b) Intercooler module layout

기에 흐르는 체적유량은 LP 터보차저 압축기의 최고 효율점에서 약 $0.27 \text{ m}^3/\text{s}$ 이다. 터보차저 터빈 구동을 위한 압축공기의 최대압력(4.5 bar) 및 최대온도(800 K)조건으로부터 각 단 터빈의 팽창비를 적절히 배분하고, 각 단의 압축기의 작동점을 예측한다. 예측된 터보차저 작동점에서 운용 가능한 LP 및 HP 터보차저로 Honeywell社의 GTX4294R 및 GTX2860R 터보차저를 선정하여 사이클 해석에 적용하였다. Honeywell社의 GTX모델은 동일 제조사에서 제조하는 GT 모델보다 기계적 효율이 우수하고, 공력 안정성이 높다고 알려져 있다. 2단 터보차저 시스템의 사이클 해석 결과를 조정하여 전체 터보차저 시스템의 가용성 및 각 터보차저의 성능을 최종적으로 확인하였다. 사이클 해석에 따르면 고도에 따라 각 압축기의 작동점이 압축기 성능선도에서 최고 효율선도를 따라 구성된 작동선을 따라 이동하는 것을 확인하였다. 자세한 다단 터보차저 시스템의 사이클 구성 및 시스템 해석 방법은 참고문헌⁽⁶⁾을 참조하도록 한다.

2.2.2 인터쿨러

인터쿨러는 각 단의 압축기 출구에 설치되어 압축된 공기의 온도를 낮추어 압축공기의 체적유량을 감소시키는 역할을 담당하고 전체 터보차저 시스템의 효율을 향상시킨다. 본 연구에서는 인터쿨러가 차지하는 체적을 최소화하고 압축공기의 효율적인 냉각을 위하여, LP 터보차저 압축기 출구에 수냉식(Air to Water) 인터쿨러를 사용하였다. 실제 고고도 항공기에서 운용 시에는 냉매가 라디에이터를 통해 외부 공기와 열교환을 하기 때문에 냉매의 온도가 -50°C 수준으로 유지되나, 지상조건에서 시험 시에는 냉매로 15°C 수돗물을 사용하였다. 인터쿨러의 코어는 Bell Intercooler社의 자동차용 수냉식 인터쿨러 코어를 사용하였다. LP 터보차저 압축기 출구의 온도 및 냉매의 온도를 터보차저 시스템 해석에 반영하여 도출된 인터쿨러 입·출구 온도를 구현할 수 있도록, 인터쿨러 코어 Stack 개수를 결정하였다.⁽⁶⁻⁷⁾ Fig. 2와

같이 공기유로 및 냉매유로 방향 및 형상을 고려하여 인터쿨러 코어 및 헤더로 구성된 인터쿨러 모듈을 설계하였다.

2.2.3 Waste gate

자동차용 터보차저에서의 Waste gate는 압축기와 터빈에 일정 압력 이상의 압력차가 발생 시, 압축기의 지나친 과급 및 이에 따른 압축기의 불안정 거동을 방지하기 위하여 설치되어 있다. 이에 압축기와 터빈 간의 차압이 일정 압력 이상이 되면 Waste gate가 개방되도록 되어 있다. 반면 항공기용 터보차저에서는 Waste gate의 개도를 조절하여 터빈에 공급되는 공기의 양을 증감시키면서 항공기의 고도 혹은 엔진의 출력을 조절하기 위한 목적으로 사용된다. 본 연구에서도 Fig. 1과 같이 HP 터보차저 터빈 전단에 버티플라이 밸브를 설치하여 Waste gate 역할을 수행할 수 있도록 하였다. 해당 밸브의 개도를 조절함으로써 터빈을 구동하기 위한 압축공기의 양을 조절할 수 있도록 하였다.

3. 2단 터보차저 시험리그 제작

3.1 2단 터보차저 시험 리그

Fig. 3과 같이 2단 터보차저의 시스템 성능시험을 위하여 시험리그를 구축하였다. 2단 터보차저 시험리그 구축을 위하여 항우연에 기 구축된 1단 터보차저 시험리그를 일부 활용하여 배관의 구성을 변경하고, LP 터보차저와 인터쿨러 및 윤활유 공급 시스템 등의 구성품들을 추가하여 시험리그 구축을 완료하였다.

터빈을 구동하기 위한 압축공기 공급을 위해서 항우연에 설치된 고온 압축공기 공급시스템을 활용하였다. 압축공기는 500HP 모터로 구동되는 압축기로부터 공급된다. 압축공기의 최대 질량유량 및 압력은 각각 2.0kg/s , 450kPa 이며 이는 2단의 터보차저를 구동하기에 충분한 수준이다. 압축기



Fig. 3 Two-Stage Turbocharger Test Rig

하류에 장착된 3way 밸브를 이용하여 터빈으로 공급되는 압축공기의 양을 조절하게 된다. 터빈으로 공급되는 압축공기는 700kW 전기히터를 통과하면서 가열되며, 공기의 온도가 최대 800K까지 상승하게 된다. 터빈으로 공급되는 압축공기는 Waste gate 개도에 따라 일부는 HP 터보차저 터빈으로 공급되고 나머지는 바이패스되어 LP 터보차저 터빈 출구에서 배출된 공기와 합류하여 외부로 배출된다.

시험리그 중 압축기 쪽 배관은 시험 중 비교적 저온으로 운용되기 때문에 알루미늄 배관을 사용하였으며, 터빈쪽 배관은 운용 중 최대 800K까지 온도가 상승하기 때문에 STS 계열의 배관을 사용하였다. 터빈 쪽 배관에는 열팽창을 고려하여 각 단 터빈 출구에 플렉시블 튜브가 설치되었으며, 배관 플랜지와 터보차저 터빈 하우징은 V-Clamp를 이용하여 체결함으로써 기밀성을 확보할 뿐만 아니라 유지보수를 용이하게 할 수 있도록 하였다. 인터쿨러는 앞서 설명된 모듈 형상에 따라 제작되었으며, 헤더는 코어와 동일한 알루미늄 소재로 헤더를 코어에 용접하여 인터쿨러 모듈을 제작하였다. 인터쿨러 전·후에서의 전압력 손실을 최소화하기 위하여 배관의 급격한 꺾임을 최소화할 수 있도록 인터쿨러 및 배관이 배치되었다.

LP 터보차저 압축기 입구, Waste gate와 HP 터보차저 터빈 사이 그리고 Waste gate 이후 바이패스 되는 배관에 각각 1개씩 총 3개의 벤츄리 유량계가 설치되어 터보차저 시스템에 흐르는 공기의 질량유량을 측정한다. 압축기 쪽 배관에는 LP 터보차저 압축기 입구(압축기 입구 감압용 밸브), HP 터보차저 압축기 출구(압축기 배압 조절용 밸브) 및 서지밸브가 설치되었으며, HP 터보차저 터빈 전단에는 Waste gate 밸브가 설치되어 있다. 서지밸브를 제외한 나머지 3개의 밸브는 개도 조정형 버터플라이 밸브이다. 서지밸브는 터보차저 성능시험 중 압축기에 스톱 혹은 서지 현상이 발생하면 이를 완전히 개방하여 해당 작동점으로부터 즉시 이탈할 수 있도록 하였다.

터보차저에 공급되는 윤활유는 1개의 윤활유 공급장치에서 공급되는 윤활유 유로를 분기하여 LP 및 HP 터보차저에

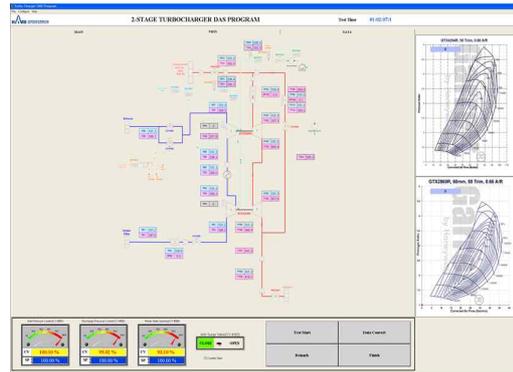


Fig. 4 Data acquisition program for two-stage turbocharger test rig

공급한다. 운전 중 공급되는 윤활유의 압력은 항상 2bar 수준을 유지한다. 윤활 공급시스템에는 토출펌프 및 배유펌프를 1개씩 장착하여 윤활유가 압축기 및 터빈 유로로 누유되지 않도록 한다.

3.2 제어/계측 시스템

Fig. 4는 2단 터보차저 시스템의 제어 및 데이터 계측을 위한 프로그램을 보여주고 있다. 해당 프로그램은 Labview를 이용하여 작성되었다. 터보차저 시스템 성능 시험 시 각각 구성품의 성능을 평가하기 위하여 각 터보차저 압축기 및 터빈 그리고 인터쿨러의 전·후단에서의 압력, 온도 등을 측정한다. 압축기의 압력은 PSI사의 압력계를 이용하여 측정하며, 온도는 K-type 열전대를 이용하여 측정한다. 터보차저 시스템 중 3개 위치에 설치된 벤츄리 유량계에서는 유량계 입구에서의 압력 및 온도, 유량계 목(Throat)과 차압을 측정하여 벤츄리 유량계를 흐르는 질량유량 및 보정질량유량(Corrected mass flow rate)을 계산한다. 터보차저 압축기 하우징에는 터보차저 회전수를 측정할 수 있는 센서를 장착하고 펄스 신호를 수신하여 각 압축기의 회전수를 측정한다. 이를 통해 각 터보차저의 회전수, 질량유량, 압축기의 압력비 및 터빈의 팽창비 등을 성능시험 중 실시간으로 터보차저 성능선도에 표시한다.

터보차저 시스템의 작동점 조정을 위한 LP 터보차저 압축기 입구의 감압밸브, HP 터보차저 압축기 출구의 쓰로틀 밸브 및 HP 터보차저 입구의 Waste gate 밸브의 개도를 조절할 수 있으며, 서지밸브 개폐도 본 프로그램에서 가능하도록 되어 있다.

4. 2단 터보차저 성능시험

4.1 2단 터보차저 성능시험의 목적 및 방법

본 연구에서는 2단 터보차저 시스템 성능시험을 통해 2단

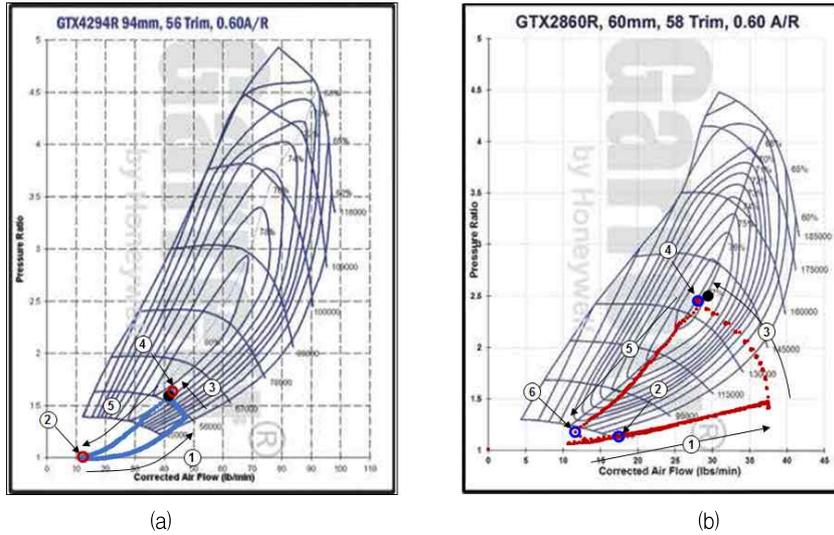


Fig. 5 Operating point behaviors of (a) LP and (b) HP turbocharger compressor⁸⁾

터보차저 시스템 해석에서 예측된 각 터보차저의 작동점에 도달하는지 확인하여, 다단 터보차저 시스템 설계 및 해석 방법의 가용성을 검증하고, 터보차저의 매칭이 적절히 이루어졌는지 확인하고자 한다.

터보차저 터빈으로 고온·고압의 압축공기가 공급되어 압축기가 구동되면, 터보차저의 목표 회전수에 도달할 때 까지 3way 밸브 및 Waste gate 밸브의 개도를 조절한다. LP 및 HP 터보차저의 회전수가 각각 목표 회전수에 도달한 이후에는 HP 터보차저 압축기 출구에 설치되어 있는 쓰로틀 밸브의 개도를 조절하여 각 터보차저 압축기의 작동점이 시스템 해석을 통해 예측된 터보차저 압축기 작동점에 도달하는지 확인한다.

4.2 2단 터보차저 성능시험 결과

Fig. 5는 LP 및 HP 터보차저 압축기 상에서의 터보차저 작동점 거동을 나타내었다. 우선 압축기 쓰로틀 밸브를 완전히 개방한 상태에서 3way 밸브를 개방하여 터빈에 흐르는 질량유량을 증가시키게 되면 터보차저의 회전수가 증가하면서 압축기에 흐르는 질량유량 및 압력비도 증가하게 된다. 이때 압축기의 작동점은 성능선도 상에서 초킹라인(①번 작동선)을 따라 이동하게 된다. 터빈에 공급되는 공기의 질량유량이 증가함에 따라 HP 터보차저 압축기의 압력비가 먼저 상승하게 된다. HP 터보차저 압축기의 작동점이 ②번 작동점에 도달하면, LP 터보차저 압축기의 압력비가 서서히 상승하기 시작한다. 이후 터빈에 공급되는 압축공기의 양을 더욱 증가시켜 HP 및 LP 터보차저 압축기의 작동점들이 ①번 작동선을 따라 이동하면서 시스템 해석을 통해 결정된 터보차저의 목표 회전수에 도달한 것을 확인하였다.

이후 쓰로틀 밸브의 개도를 조정하여 압축기 배압을 조절

하면서 압축기의 압력비를 증가시키고 질량유량을 감소시키면서 ③번 작동선을 따라 작동점을 이동시킨다. 시스템 해석으로부터 얻어진 각각의 터보차저의 압축기 작동점들을 검정색 점으로 각각의 성능선도에 나타내었는데, 성능시험 결과 두 압축기 작동점들도 이들에 매우 근접한 작동점들(④번 작동점)에 도달한 것을 확인할 수 있었다. 이때 두 개의 터보차저 압축기를 통과한 후 터보차저 시스템 출구에서의 압력비는 3.89로 측정되었다.

압축기 쓰로틀 밸브의 개도를 유지한 채 터빈에 공급되는 압축공기의 유량을 감소시키면 압축기의 작동점은 압축기의 최고 효율점들을 따라 형성된 ⑤번 작동선을 따라 이동하였다. HP 터보차저 압축기의 작동점이 ⑥번에 도달하게 되면 LP 터보차저 압축기의 압축비가 1.0에 도달하게 되면서 LP 터보차저 압축기는 작동을 먼저 멈추게 된다. 이후 터빈에 공급되는 공기량을 더욱 줄이면 HP 터보차저 압축기도 정지하게 된다.

한편 수냉식 열교환기의 경우 2단 터보차저 성능시험 시 정의된 작동점에서 열교환기의 효율이 60~80% 정도로 측정되었으며, 시스템 해석 시 사용한 열교환기 효율을 70%의 값과 큰 차이를 보이지 않았다. 시스템 해석 시 열교환기 코어 내의 유동 균일성 등을 고려하는 변수, 혹은 3차원 열교환기 해석값 등을 적용하게 되면 다단 터보차저 시스템 해석의 정확도가 더욱 향상될 것으로 보인다. 한편 Fig. 6에서 볼 수 있듯이 배관, 헤더 및 코어를 포함하는 열교환기 전후에서의 전압력 손실이 최대 3.5%로 시스템 해석 시 반영한 10%의 전압력 손실보다 양호한 값이 계속되었다. 특히 작동유체가 인터쿨러를 통과하는 속도가 빠른 초킹영역(Fig. 4에서 ①번 작동선)에서 전압력 손실은 1.5%에서 3.5%까지 증가하는 반면, 압축기의 배압이 증가하여 ④번 작동점에 도달하면 압력손실이 다시 2.0%수준으로 감소하는 것을 확인하

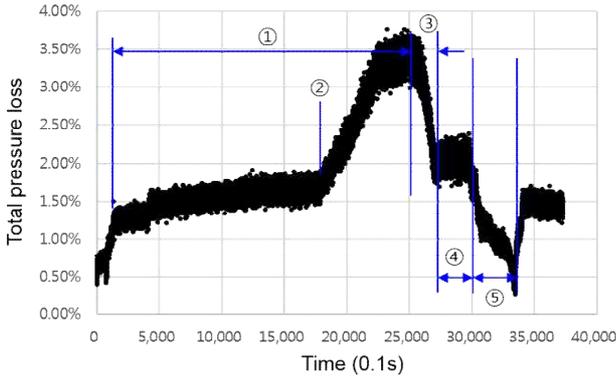


Fig. 6 Intercooler total pressure loss distributions over operating time

였다. 이는 수냉식 인터쿨러의 용적을 조정함으로써 압축기가 최고 효율 근처에서 작동 시 인터쿨러의 전압력 손실을 최소화할 수 있음을 나타내며, 이는 압축기-인터쿨러 간의 공력학적 매칭작업이 필요함을 의미한다.

5. 결 론

본 연구를 통해 2단 터보차저 시스템을 구성하여 성능시험을 수행하였으며, 이를 통해 다단 터보차저 시스템 설계 및 해석 방법을 검증하고자 하였다. 본 시험을 통해 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- 1) 2단 터보차저 시스템 성능시험을 통해 시스템 해석 방법에서 정의된 터보차저 시스템의 최적 작동점에 도달함을 실험적으로 확인할 수 있었다. 이는 직렬로 구성된 2단 터보차저의 압축기와 터빈의 단매칭이 적절히 수행되었음을 의미한다.
- 2) 터보차저 터빈으로 공급되는 압축공기의 질량유량이 증가함에 따라 2단 터보차저 중 HP 터보차저 압축기의 압력비가 먼저 상승하기 시작하며, HP 터보차저 압축기의 압력비가 일정 압력비에 도달 후 LP 터보차저 압력비가 상승함을 시험을 통해 확인하였다. 이를 통해 다단 직렬 터보차저에서 고도(혹은 터빈의 팽창비)에 따른 각 단 터보차저의 압축기의 운전특성을 파악할 수 있었다.
- 3) LP 터보차저 압축기와 HP 터보차저 압축기 사이에 장착된 수냉식 인터쿨러의 열교환기 효율 및 전압력 손실은 시스템 해석 시 사용된 값과 유사하거나 더 양호한 값을 나타내었다. 특히 본 시험을 통해 터보기계와 인터쿨러의 작동점 매칭에 대한 추가 연구 필요성을 확인하였다.

- 4) 본 2단 터보차저 시스템 성능시험을 통해 다단 터보차저 시스템 설계 및 해석 방법의 가용성을 검증할 수 있었으며, 설계 및 해석을 위해 사용된 터보차저, 인터쿨러 등의 성능변수 등이 적절히 반영되었음을 확인할 수 있었다.

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) Kim, K. B., Yang, I. Y., Kim, N. Y. and Jang, B. H., 2011, “Technical Trends for HALE UAV Propulsion System,” Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, Vol. 9, No. 2, pp. 39~48.
- (3) Kang, Y. S., Lim B. J. and Cha B. J., 2017, “Research and Development Status of HALE Aircraft with Turbocharged Reciprocating Engine,” Journal of Aerospace System Engineering, Vol. 11, No. 5, pp. 56~64.
- (4) Kang Y. S., Lim B. J. and Kim J. K., 2015, “Establishment of Multi-Stage Turbocharger Layout for HALE UAV Engine and Its Performance Assessment,” The KSFM Journal of Fluid Machinery, Vol. 18, No. 6, pp. 31~36.
- (5) Kang Y. S., Lim B. J. and Cha B. J., 2017, “Multi-stage Turbocharger System Analysis Method for High Altitude UAV Engine,” Journal of Mechanical Science and Technology, Vol. 31, No. 6, pp. 2803~2811.
- (6) Lee Y. J., Rhee D. H., Kang Y. S. and Lim B. J., 2017, “Intercooler for Multi-stage Turbocharger Design and Analysis of the Hydrogen Reciprocating Engine for HALE UAV,” The KSFM Journal of Fluid Machinery, Vol. 20, No. 1, pp. 65~73.
- (7) Lim B. J. et al., 2018, “Technology Development of Hydrogen Reciprocating Engine for UAV,” Korea Aerospace Research Institute Internal Report.
- (8) Turbocharger Guide, Vol. 5, Garrett by Honeywell, <http://turbobygarrett.com>.