

다단 터보차저 시스템이 장착된 왕복동 엔진을 사용하는 고고도 장기체공 항공기 연구개발 현황

강영석^{1,†} · 임병준¹ · 차봉준¹

¹한국항공우주연구원 엔진부품연구팀

Research and Development Status of HALE Aircraft with Turbo-charged Reciprocating Engine

Young Seok Kang^{1,†}, Byeung Jun Lim¹ and Bong Jun Cha¹

¹Engine Components Research Team, Korea Aerospace Research Institute

Abstract

A high altitude long endurance aircraft which carries out missions of environmental research communication relay or ground surveillance, should have the capacity to cruise in the stratosphere at a relatively low speed for a long dwell time without the necessity of refueling. When one considers the propulsion system for such an aircraft, a reciprocating engine with a serial turbo-charger system to boost rarefied ambient air up to sea level condition, would represent an good, informed and practical choice regardless of the cruising altitude of the aircraft. In this paper, high altitude long endurance aircraft developed by overseas research groups and research trends, regarding multi-stage turbocharger systems, are introduced

초 록

고고도 장기체공 항공기는 기상조건이 크게 변하지 않는 성층권 내에서 장기간 임무를 수행하며, 비교적 저속으로 순항할 수 있는 추진기관을 선택하여야 한다. 다단 터보차저 시스템과 왕복동 엔진으로 구성된 추진기관은 고도와 상관없이 동일한 추력을 내는 고효율 추진기관으로 알려져 있으며, 이러한 특성으로 인해 여러 고고도 항공기의 추진기관으로 활용되었다. 본 논문에서는 주로 국외에서 개발된 다단 터보차저 시스템이 장착된 왕복동 엔진을 추진기관으로 사용한 항공기 현황을 소개하고, 해당 추진기관 중 가장 중요한 역할을 담당하는 다단 터보차저 시스템에 대한 국내외 연구개발 동향을 살펴보고 도록 한다.

Key Words : High Altitude Long Endurance Aircraft(고고도 장기체공 항공기), Reciprocating Engine(왕복동 엔진), Multi-stage Turbocharger System(다단 터보차저 시스템), Stage Matching(단별 매칭)

1. 서 론

고고도 장기체공 무인기(이하 고고도 무인기)는 성층권 이상의 안정된 대기 조건에서 장시간 체공하면서 원격탐사, 감시, 기상관측, 통신중계 등의 임무 등을 목적으로 한다. 고고도 무인기는 유인 항공기나 인공

위성에 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 대기에서 운용되기 때문에, 신뢰도가 높은 추진기관이 필요하다. 또한 고속 순항 등을 목적으로 하지 않으므로, 되도록 낮은 속도로 장기간 체공할 수 있는 추진기관이 요구된다.

QinetQ에서 개발한 태양전지를 주 동력원으로 하는 Zephyr는 336시간의 장기 비행을 성공하였으며, 국내

Received: Aug. 02, 2017 Revised: Sep. 11, 2017 Accepted: Sep. 11, 2017

† Corresponding Author

Tel: +82-42-860-2836, E-mail: electra@kari.re.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

에서도 한국항공우주연구원이 배터리, 태양전지를 동력원으로 하는 EAV-3가 고도 18.5km에서 90분간 고고도 비행을 성공하였다[1]. 하지만 이러한 전기추진 시스템을 동력원으로 하는 고고도 장기체공 무인기의 경우 경량화에 따른 구조적 안정성에 문제가 발생할 수 있고, 이에 따른 탑재 중량의 제한 때문에 다양한 임무를 수행하는 데에는 무리가 따를 수 있다.

반면 비추력이 높은 공기흡입 추진기관으로 가스터빈 엔진은 고고도에서 운용 시 마하 1정도의 빠른 순항 속도에서 운전되어야 하는데, 고고도에서는 공기 밀도가 희박하기 때문에 엔진의 전면적이 매우 커져야 하고, 연료 소모율이 높아 장기체공 고고도 무인기의 추진기관으로는 적합하지 않다.

이에 대한 절충안으로 NASA의 ERAST 프로그램에서는 앞서 설명한 임무 수행을 위한 고고도 무인기에 장착 가능한 엔진에 대하여 크기, 출력, 속도 등을 동시에 고려 시 왕복동 엔진이 가장 적합하다는 결론을 얻었다. 물론 왕복동 엔진 자체만으로는 고고도 조건에서 운용되기 힘들며, 엔진 배기가스로 구동되는 터보차저 시스템이 장착되어야 한다. 터보차저 시스템과 엔진의 통합시스템 해석 결과, 엔진 배기가스로 터보차저가 2~3단 직렬로 연결된 다단 터보차저 시스템을 구동하여 희박한 주변 공기를 압축하여 엔진에 지상과 유사하거나 과급상태의 공기를 공급하는 것이 가능함이 알려져 있으며, 이러한 추진기관을 장착한 다양한 고고도 장기체공 항공기가 개발되어 운용되었다. 향후 이러한 고고도 항공기, 특히 무인기는 위성을 대체하여 과학적, 군사적, 상업적 목적을 위하여 지속적으로 개발될 것으로 예측되고 있다.

이에 본 논문에서는 다단 터보차저 시스템을 장착한 왕복동 엔진을 추진기관으로 하는 항공기 개발 사례 및 국내외의 항공 엔진용 다단 터보차저 기술 개발 동향을 살펴보도록 한다.

2. 왕복동 엔진이 장착된 고고도 항공기

2.1 다단 터보차저 시스템 필요성 및 작동 원리

항공기 개발 초기부터 사용된 왕복동 엔진은 가스터빈 엔진보다 비추력이나 속도는 낮으나, 추진기관으로서의 효율이 가스터빈 엔진보다 높은 것으로 알려져

있다. 일례로 Scaled Composites사(舊, Rutan Aircraft Factory)에서 개발한 Rutan Voyager 항공기

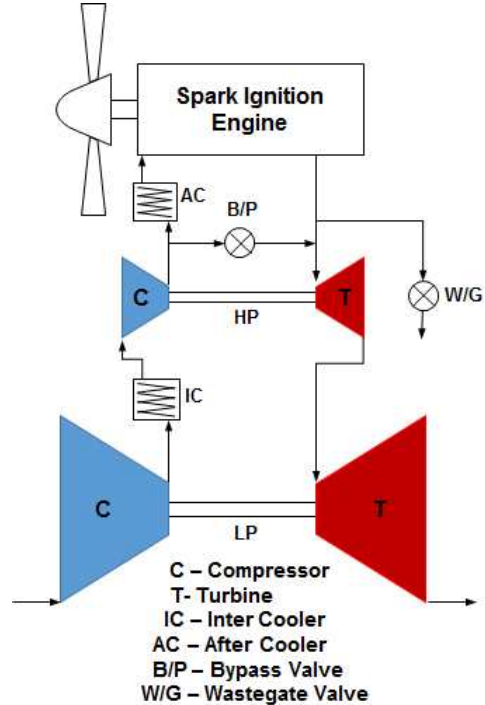


Fig. 1 Schematic of Boeing Condor 2-Stage Turbocharger System [2]

는 유인기로서 세계 최초로 9일 3분 44초 동안 단 한 번도 착륙이나 재급유 없이 지구를 1바퀴 돈 항공기로 알려져 있다. 이는 항공기 추진기관으로서 왕복동 엔진의 효율이 얼마나 높은지 보여주는 매우 좋은 사례라 할 수 있다. 또한 가스터빈 엔진의 경우 엔진 입구 조건에 크게 영향을 받아, 고도가 상승할수록 흡입되는 공기의 밀도 감소로 인하여 추력이 감소하는데 반해, 왕복동 엔진은 엔진 입구에 충분한 공기 가압 시스템이 갖춰진다면, 고도에 관계없이 동일한 추력을 발생시킬 수 있는 장점이 있다. 이에 많은 소형 항공기들이 왕복동 엔진을 추진기관으로 사용하고 있다. Rotax Aircraft Engines사는 오스트리아에 위치한 항공용 왕복동 엔진 제조사로, Rotax 912 등과 같은 베스트셀러 모델은 현재까지도 Cessna 등과 같은 많은 경비행기에 폭넓게 사용되는 엔진이다. Rotax 912 엔진은 일반적으로 저고도에서 운용이 되지만, 터보차저가 장착된 914모델의 경우 운용고도가 10,000ft 이상으로 훌쩍 상승한다. 하지만 대류권보다 더 높은 성층권(35,000ft 이상의 고도)에서 비행하기 위해서는 1단

터보차저로는 엔진 입구 압력을 지상과 유사한 조건으로 공급하는 것이 불가능하여, 터보차저를 2단 이상으로 직렬로 연결하여 다단 압축을 통해 희박한 대기를 충분히 압축하여 엔진 입구로 공급하여야 한다.




Figure 1은 1980년도 Boeing사에서 개발된 Condor 무인기 엔진에 장착된 2단 터보차저 시스템 개념도이다[2]. 일반적으로 엔진에 가까운 체적이 작은 터보차저를 HP단, 대기에 가까운 체적이 큰 터보차저를 LP단이라 부른다. 항공기의 고도가 상승함에 따라, HP 터보차저의 터빈 전단에 장착된 Waste-gate의 개도를 조절하여 터빈에 공급되는 배기가스의 양을 늘리며 터빈의 회전속도를 조절할 수 있게 된다. 터빈은 같은 축에 연결된 압축기를 회전시켜 공기를 가압할 수 있게 되고, 가압된 공기는 압축기 후단에 위치한 열교환기를 통과한 후 온도가 낮아지게 된다. 그러면 엔진에는 지상과 유사한 온도와 압력의 공기가 공급된다. 또한 HP 압축기 출구에는 By-pass 밸브가 있어, 압축기의 지나친 과급 혹은 압축기의 서지 현상을 방지할 수 있다. 저고도에서는 HP 터빈을 구동하고 배출된 배기가스가 LP터빈을 돌리기에 충분한 에너지를 가지고 있지 않기 때문에, 동축에 연결된 LP 압축기는 작동하지 않는다. 또한 저고도에서 흡입되는 공기는 체적유량이 적기 때문에, 정지 상태인 LP 압축기를 배관처럼 통과하면서 LP 압축기를 통과한 공기에 약간의 전압력 손실이 발생하게 된다. 항공기가 특정고도에 도달

하면 HP 압축기의 압력비는 임계 압력비에 도달하여 일정하게 유지되고, LP 터빈이 회전하기 시작하면서 자연스럽게 LP 압축기가 구동되기 시작한다. 고도가 더욱 상승할수록 LP 압축기의 압력비가 상승하는 방식으로 다단 터보차저 시스템이 작동하게 된다.

2.2 ERAST 프로그램에서 개발된 고고도 무인기

1990년대 NASA에서 Environmental Research Aircraft and Sensor Technology(이하 ERAST) 프로그램을 착수하면서 다단 터보차저 시스템 및 왕복동 엔진을 추진기관으로 사용하는 항공기들이 과학적 목적으로 개발되기 시작하였다[3]. 1990년도 초기에는 성층권 내의 오존층 파괴에 대한 사회적 관심이 크게 높아진 시기이며, NASA에서도 성층권 내의 오존층의 공기 샘플을 채집하여 오존층 파괴에 대한 연구를 진행하고자 하였다. 애초에 NASA는 U-2 고고도 감시기의 상용기 버전인 ER-2를 이용하여 남극 고고도 오존층에서의 공기 샘플을 채집하고자 하였다. 하지만 오존층이 파괴된 남극 상공에서 유인기로 고고도에 도달 시 파일럿이 우주선에 바로 노출될 뿐만 아니라, ER-2의 경우 상승고도 한계가 65,000ft(약 20km)인 반면, 실제 오존층이 파괴되고 있는 고도인 약 100,000ft(약 30km)에서의 고도에서 공기 샘플 채집은 불가능하였다. 또한 ER-2의 비행 가능시간이 짧아

Table 1 HALE UAVs with Turbo-charged Reciprocating Engine Developed by ERAST Program

Aircraft	Perseus B	Raptor	ALTUS-II
Photo			
Endurance Hours	18hrs @ 16,000ft 7.5 hrs @ 50,000ft 1 hr @ 60,000ft	48+ hrs	3hrs @ 55000ft
Flight Ceiling	Design : 62,000ft Test : 60,000ft	Design : 65,000ft	Design : 65,000ft Test : 57,300ft
Propulsion System	Rotax 914 engine with 3-stage TC	Highly modified Rotax engine with 2-stage TC	Rotax 912 engine with 2-stage TC
Developer	Aurora Flight Sciences	Scaled Composites	General Atomics
First Flight Date	Oct. 7 th 1994	1995	May 1 st 1996

밤낮에 따라 변화하는 오존층 내의 공기샘플을 장기체공하며 채집하기에는 기술적 한계가 있었다.

이에 ERAST 프로그램에서는 성층권 내의 오존층까지 상승이 가능하고, 장기간 비행이 가능할 뿐 아니라, 비교적 순항 속도가 낮은 항공기 개발 및 이에 장착 가능한 추진기관에 대한 연구를 수행하였다. 터보팬 혹은 터보젯 엔진의 경우 순항 속도가 마하 1에 가깝기 때문에, 항공기와의 마찰로 인해 항공기 주변의 공기 분자가 해리(解離)되는 현상이 발생하게 되어 공기샘플 수집에 어려움이 있으며, 또한 장기체공에도 적합하지 않기 때문에 추진기관 후보에서 제외되었다 [4]. 고고도에서 적용 가능한 다양한 추진기관 후보군에 대하여 우선순위를 결정하기 위한 연구가 진행되었으며, 최종적으로 다단 터보차저 시스템을 적용한 왕복동 엔진이 가장 적합한 것으로 평가되었다.



NASA는 ERAST 프로그램을 통해 여러 민간 항공기 제작사들과 기술제휴를 통해, 다단 터보차저 시스템이 적용된 왕복동 엔진을 추진기관으로 사용하는 다양한 항공기를 개발하였다. Table 1은 ERAST 프로그램 기간 중 터보차저 시스템이 적용된 왕복동 엔진을 추진기관으로 사용하는 항공기들을 나열하고 있다. Aurora Flight Sciences사는 Perseus A 기술 시연기 개발 시 축적한 노하우를 바탕으로 ERAST 프로그램에서는 Perseus B를 개발하였다. Persus B는 최대 상승 고

도 85,000ft를 목표로 설계된 항공기이지만, 이후 62,000ft로 목표 고도가 수정되었고, 실제 비행 시험 시에는 60,000ft에 도달하여 임무를 수행한 바 있다 [5-7].

Scaled Composites사에서 1995년 Raptor라는 고고도 무인기 개발에 착수하였으나, 실제로는 고고도 무인기에 장착될 각종 설비 등을 시험하기 위한 Test bed로 활용되었으며, 특히 시험 비행 중에는 유인기로 개조되어 파일럿이 탑승하는 형태로 운용되었다[8, 9].

General Atomics사는 군사용 무인기인 Predator 무인기를 ERAST 프로그램을 위한 고고도 무인기로 개조 개발하였는데, 1단 터보차저를 사용한 ALTUS 초호기의 경우 37,000ft에서 26시간 동안 체공하는데 성공하였다. 이후 2단 터보차저 시스템, 인터쿨러 시스템, 더 큰 연료탱크 등을 장착한 ALTUS-II는 60,000ft 상공까지 도달할 수 있도록 개조 개발되었다 [10-12]. 이후 ALTUS-II는 55,000ft에서 약 3시간 이상 비행하였으며, 최대 57,500ft 고도까지 도달하였다. 이후 ALTUS-II는 산불발생 지역의 고고도 상공에서 비행하면서 고온 지점을 탐지하고 이를 소방 지휘관에게 실시간으로 인터넷을 통해 전송할 수 있는 원격센서 및 이미징 기능을 장착한 기술시연 UAV 플랫폼으로 실용화되었다[13, 14].

Table 2 Other HALE Aircraft with Turbo-charged Reciprocating Engine

Aircraft	Theseus	Condor	Phantom Eye	Strato 2C
Photo				
Endurance Hours	30 hrs	58 hrs 11 mins	8~9 hrs @ 54,000ft	N/A
Flight Ceiling	Flight Test : 65,000ft	Flight Test : 67,028ft	Design : 65,000ft Flight Test : 60,000ft	Design : 24,000m Flight Test : 18,552m
Propulsion System	2x Rotax 912 engines with 2-stage TC	2x Teledyne Voyager 300 Engine with 2-stage TC	2x 2.3L Ford 150 hp engine modified to run on hydrogen fuel with 3-stage TC	2x Teledyne Continental TSIO-550 Engine with PW127 gas generator
Developer	Aurora Flight Sciences	Boeing	Boeing	Grob Aircraft
First Flight Date	May 24 th 1996	Oct 9 th 1988	Jun 4 th 2012	Mar 31 st 1995

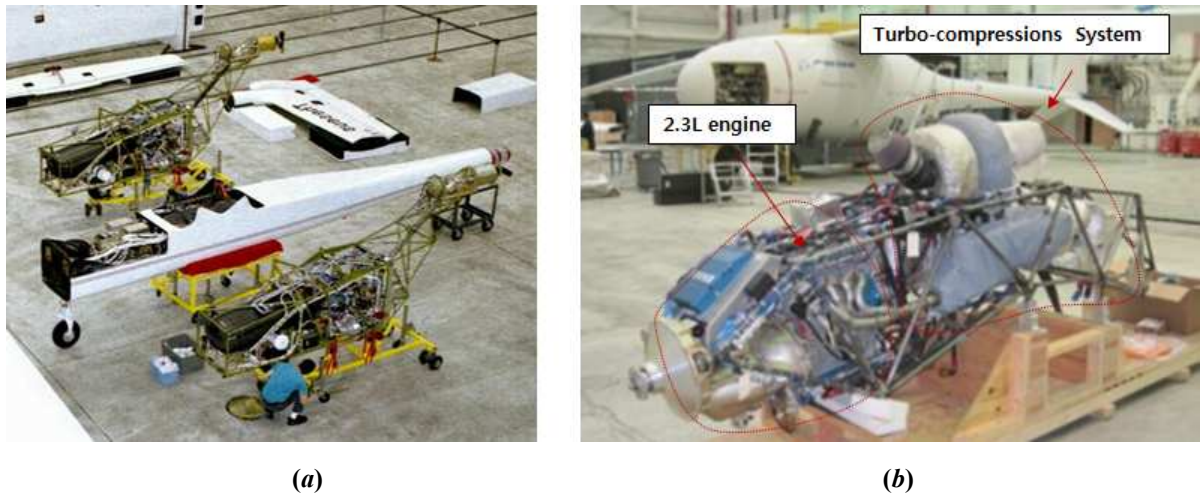


Fig. 2 (a) Theseus and (b) Phantom Eye Turbo-charger System and Engine Integrated Modules [22, 18]

2.3 기타 고고도 장기체공 항공기 개발사례

ERAST 프로그램을 통해 개발된 Perseus B 무인기와는 별도로 NASA의 Mission to Planet Earth(이하 MTPE)라는 프로그램의 지원을 받아 Aurora사에서 또 다른 무인기 Theseus를 개발하였다[15]. Theseus는 1990년대 개발된 무인기 중 가장 성공적인 고고도 장기체공 무인기 중 하나로, 2개의 Rotax 엔진을 장착하여 65,000ft에서 30시간 동안 비행한 기록을 보유하고 있다.

한편 Boeing사는 DARPA와 공동으로 1980년도 후반 군사용 목적으로 Condor 무인기를 개발하였다[16, 17]. Condor는 고고도 비행에 적합하도록 날개폭이 200ft로 설계되었는데, 이는 대형 항공기로 유명한 보잉 747 혹은 B-52 전폭기보다도 더 큰 날개폭이다. 이에 기체 경량화를 위하여 동체의 소재를 탄소 복합재를 사용하였다. 추진기관으로 2단 터보차저 시스템이 장착된 Teledyne사의 Continental O-300 엔진의 파생 모델인 Voyager 300 엔진을 장착하였다. 특히 Condor는 67,000ft에서 약 58.2시간의 무급유 장기체공 기록을 세운 무인기이며, 퇴역 시까지 총 300시간 이상의 임무를 수행한 것으로 알려져 있다.

최근에는 Condor 개발을 통해 축적한 기술 노하우를 활용하여 장기 체공에 더욱 유리하도록 단위 질량당 에너지 밀도가 높은 액체수소를 연료로 사용한 Phantom Eye를 개발하였다[18]. Phantom Eye의 추진기관으로는 수소를 연료로 사용하도록 개조된 2기의

Ford 2.3L급 150마력 엔진이 사용되었다. 특히 수소의 경우 특정 공연비 이상에서 점화 시 조기점화 혹은 역화 등의 현상이 발생할 수 있다. 이에 수소엔진의 경우 이론공연비 대비 60% 정도에서 연소를 시켜야 하며, 이에 엔진 출력이 저감될 수 있어 엔진 입구를 과급상태로 유지하여 연료 저감분 만큼 공기량을 증가시켜 출력을 확보하여야 한다. 이에 충분한 과급을 위하여 3단의 터보차저 시스템이 적용되었다. 실제 비행 시험에는 60~70% 크기에 해당하는 축소형 기술 시연기를 통해 비행성능 및 특성을 검증하였으며, 여러 번의 시행착오 끝에 기술 시연기의 목표 고도인 60,000ft에 도달하였다. 현재 Phantom Eye 프로젝트는 종료되었으며, Boeing은 Phantom Eye의 Full Scale 항공기 개발 등과 같은 후속 프로젝트를 계획하고 있다. Phantom Eye는 긴 체공시간 및 높은 탑재중량을 모두 만족시키는 가장 발전된 형태의 고고도 장기체공 무인기로 평가 받고 있다.

한편 미국에서 ERAST 프로그램이 한창 진행 중인 1992년 4월 독일 DLR에서도 성층권 내에서 대기환경 연구를 위하여 고도 24,000m를 목표로 한 고고도 장기체공 항공기 Strato 2C 개발 프로그램을 발족하였다[19, 20]. 특이한 점으로는 미국에서 개발된 유사 성격의 항공기와는 다르게, 2명의 파일럿과 2명의 연구원이 탑승하는 유인기로 개발되었다. 항공기의 추진기관으로는 Teledyne사의 TSIO-550 왕복동 엔진을 사용하였는데, 특이하게도 엔진 입구에서 공기 가압을 위하여 다단 터보차저 시스템이 아닌 PW127 터보프

롭엔진의 Gas generator를 활용하였다. PW127 엔진의 경우 Gas generator가 2축으로 구성되어 있고, 각 축에 연결된 터빈이 저압 및 고압단 원심압축기를 구동하는 형태로 되어 있어, 2단 터보차저 시스템과 동일한 기능을 한다고 볼 수 있다. Strato 2C는 1기의 시험기가 제작되어, 1995년 8월 4일 왕복동 엔진이 장착된 유인기로서는 가장 높은 고도인 18,552 m까지 도달하였으나, 최종적으로는 목표 고도에는 도달하지 못하였고 DLR은 1996년 해당 프로그램을 종료하였다 [21].

Figure 2는 앞서 설명된 Theseus 및 Phantom Eye의 추진기관을 보여주고 있다. Theseus의 경우 2단, Phantom Eye의 경우 3단 터보차저 시스템이 매우 제한된 공간 내에 엔진과 통합 조립된 것을 확인할 수 있다[22,18].

3. 다단 터보차저 시스템 연구 사례

3.1 국외 연구 사례

앞서 설명한 추진기관이 원활히 작동하기 위해서는 다단 터보차저 시스템의 설계 및 운용이 매우 중요하다. 터보차저 시스템 및 엔진의 조합은 압축기-연소기-터빈으로 이루어지는 가스터빈 사이클과 매우 유사하며, 엔진이 연소기의 역할을 담당한다고 보면 될 것이다. 이에 1단의 터보차저-엔진으로 구성된 추진기관과는 달리, 터보차저 시스템 구성에 따라 2축 혹은 3축 가스터빈 엔진과 마찬가지로 터보차저의 선정 및 이에 따른 사이클 해석이 진행되어야 한다. 특히나 Aurora사의 Perseus B 무인기가 85,000ft의 목표고도에 도달하지 못한 가장 큰 원인이 터보차저 시스템이 목표 성능을 달성하지 못하였기 때문으로 알려질 정도로, 터보차저 시스템의 개발은 운용 시 구성요소 간 성능 매칭 및 고도별 레이놀즈수에 따른 구성요소의 성능 보정 등이 정확히 이루어져야 하는 정교하고 복잡한 시스템이다[23].

이에 항공기 추진기관으로 이용하기 위하여 다단 터보차저 시스템 자체에 대한 연구결과 발표사례도 찾아볼 수 있다. ERAST 프로그램은 애초에 85,000ft 이상의 고도를 도달할 수 있는 추진기관 개발을 목표로 하였기 때문에, 이를 달성하기 위하여 다단 터보차저

시스템에 대한 기술시연 연구도 함께 수행되었다.



Fig. 3 3-Stage Turbocharger System inside Altitude Test Chamber in TMS [25]

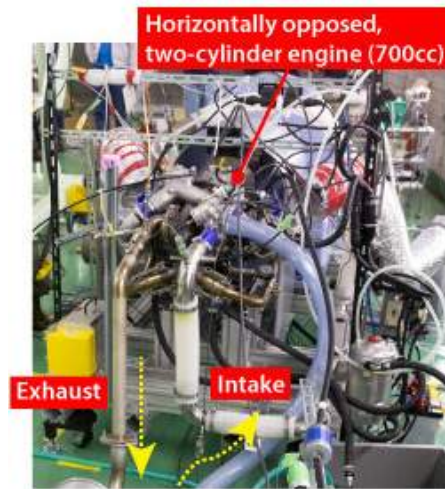


Fig. 4 2-Stage Turbocharger System and Engine Performance Test in JAXA [28]

이에 NASA와 계약한 Thermo-Mechanical System 사에서는 총 3단의 터보차저로 구성되어 압력비 64를 구현할 수 있는 기술시연용 터보차저 시스템을 개발하였다[24]. Waste-gate는 HP 터빈 전단에 1개가 장착되어 제어 시스템을 단순화 하고자 하였다. 해당 터보차저 시스템은 Fig. 3에서와 같이 TMS사에서 자체 보유한 고고도 시험설비(Altitude test chamber)에 장착하여 85,000ft까지 고도조건을 모사하여 시험한 결과 성공적으로 64의 압력비를 달성하였다.

한편 Aurora사는 Theseus 개발 시 West Virginia University와 공동으로 터보차저 시스템에 대한 연구를 진행하였다. 이들의 공동연구에서는 각 단의 터보차저에 모두 Waste-gate를 장착하여 제어는 복잡해지지만, 터빈에 공급되는 공기의 양을 단별로 제어할 수 있어, 운용 중 터빈 단별로 체적유량 매칭이 제대로

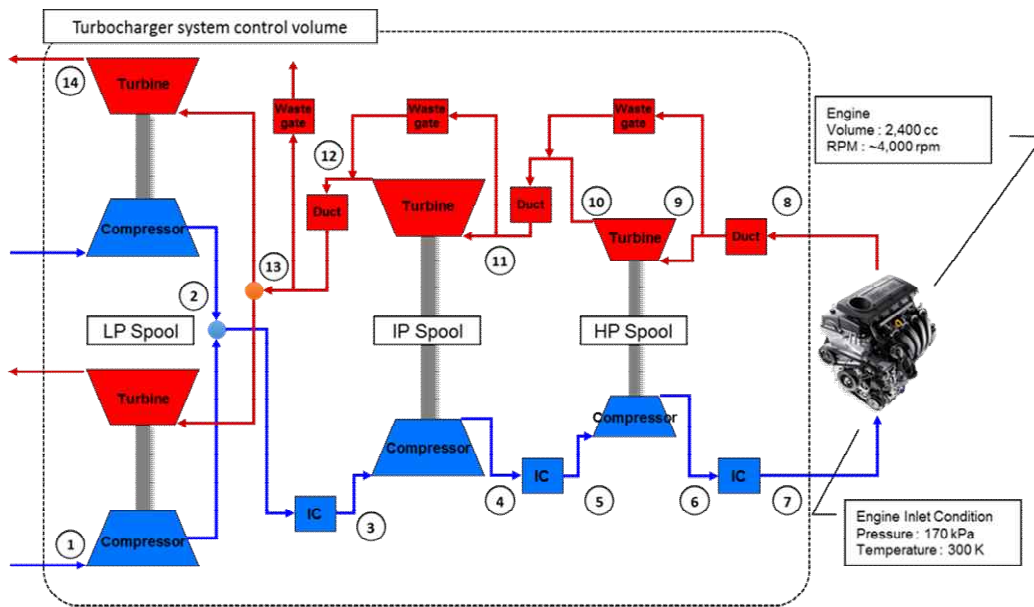


Fig. 5 Three Stage Turbocharger System Layout Developed in KARI [31]

이루어지지 않더라도 Waste-gate 개도를 조절하여 각 단 터빈에 유입되는 질량유량을 조절하여 단별 매칭을 용이하게 조절할 수 있도록 하였다[26, 27].

일본에서도 ERAST 프로그램의 영향을 받아 항공기용 다단 터보차저 시스템에 대한 개념 연구가 진행되어 일부는 기술 특허로 등록되기도 하였으며, Fig. 4와 같이 2015년 3월 JAXA에서는 고고도 무인기용 추진기관으로 개발된 2단 터보차저 시스템이 장착된 디젤 엔진에 대한 성능 시험을 수행하기도 하였다[28].

최근에는 중국의 베이징 대학교 연구팀에서 고고도 무인기 개발을 위하여 프로펠러-엔진-다단 터보차저 시스템을 통합한 시뮬레이션 환경을 구축하여, 고고도 장기체공 항공기의 추진기관으로서 다단 터보차저 시스템 및 왕복동 엔진의 가용성을 평가한 연구사례도 보고되었다[29, 30].

3.2 국내 연구 사례

국내에서는 한국항공우주연구원이 장기적으로 고고도 장기체공 무인기 개발을 목표로 하여, 이에 대한 선행 연구의 일환으로 기술 시연용 다단 터보차저 시스템을 개발하고 있다[31]. Fig. 5는 항우연에서 개발 중인 3단 터보차저 시스템의 개략도를 나타내고 있다. 기본적으로 각 단 압축기 출구에는 배출되는 온도를 낮추고 체적유량을 줄이기 위하여 인터쿨러가 설치된

다. 냉각 시스템의 질량 및 체적을 고려하여 인터쿨러는 공랭식 혹은 수냉식 인터쿨러가 적용될 수 있다. 또한 Waste-gate 역시 각 단에 Waste-gate가 적용된 형식 혹은 HP 터빈 입구에만 Waste-gate가 적용된 형식 등 다양한 형태의 Waste-gate 구성이 가능하다.

터보차저 시스템 해석을 위한 제어체적은 엔진을 제외한 터보차저 시스템으로만 한정된다. 이에 Ricardo사의 Wave 엔진 해석 소프트웨어를 이용하여 대상 엔진에 대해 엔진 입구압력을 1.7bar로 고정하고 다양한 운전점에서의 성능을 해석하여, 해당 결과를 DB로 구축하여 터보차저 시스템 엔진 출구(HP 터빈 입구)에서의 출구압력, 온도, 회전수 등이 시스템 해석 경계조건으로 반영되도록 하였다.

한국항공우주연구원에서는 상기 내용이 모두 반영된 다단 터보차저 시스템의 1차원 해석 방법을 구축하였다. 우선 순항 고도에서의 터보차저 시스템 사이클을 정의하고, 해당 사이클을 만족시키도록 터보차저 별로 체적유량, 압축기 단별 압력비, 엔진의 성능, Waste-gate의 개도 등을 조정하면서 터보차저별로 작동점을 정의한다. 이렇게 정의된 작동점에 적합한 터보차저를 자동차용 상용 터보차저에서 선택하였으며, 다양한 유량에 걸쳐 다양한 모델군을 보유하고 있는 Honeywell사의 Garrett 터보차저 모델군에서 각각

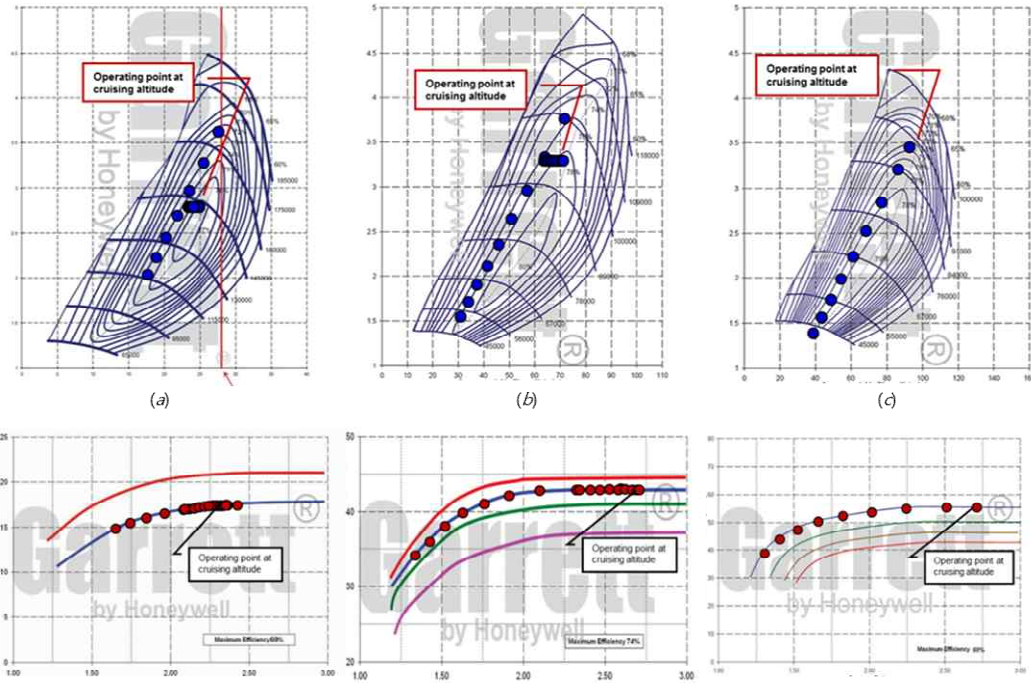


Fig. 6 Operating Points of (a) LP (b) IP and (c) HP Turbocharger Compressors and Turbines [31]

LP, IP, HP 터보차저를 선정하였다. 터보차저 선정 이후 Fig. 6에서와 같이 고도별 Waste-gate의 개도 및 이에 따른 각 단의 터보차저의 운전점을 도출할 수 있게 된다.

한국항공우주연구원에서는 개발 중인 터보차저 시스템을 한국항공우주연구원에 설치된 고고도 환경모사 시험설비에 장착하여 고도별 성능시험을 통해 가용성 검증은 목표로 하고 있으며, 고도시험 결과를 취합하여 터보차저 운용절차를 수립할 예정이다.

4. 결 론

본 논문에서는 다단 터보차저 시스템이 적용된 고고도 항공기 개발 사례 및 국내외 항공용 다단 터보차저 시스템에 대한 연구 동향을 살펴보았다. 고고도 항공기는 현재 시험기 수준을 넘어서 향후에는 군사 및 상업용 위성이 수행하던 업무를 상당 부분 대체하여 통신, 감시, 관측 등에서 다양한 임무를 담당하게 될 것으로 관측된다. 이에 순항고도 및 탑재중량이라는 두 마리의 토끼를 모두 잡을 수 있도록, 전 세계의 관련 연구기관 및 항공기 제작사에서 항공기 및 추진기관

개발이 진행 중이다. 국내에서도 항공우주연구원에서 2020년까지 다단 터보차저 시스템 시제품을 개발하고 고고도 모사 시험을 완료하여, 고고도 장기체공 항공기 개발을 위한 추진기관의 설계 및 운용기술을 확보하고, 동시에 추진기관의 경량화 및 구성품 성능개량에 초점을 맞추어 연구개발을 진행할 예정이다.

후 기

본 논문은 한국항공우주연구원의 주요사업 중 하나인 ‘무인기 수소왕복엔진 기술개발’ 과제의 지원을 받아 작성되었습니다.

References

[1] SeungJae wang, SangGon Kim and YungGyo Lee, “Developing High Altitude Long Endurance (HALE) Solar-powered Unmanned Aerial Vehicle (UAV),” *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 10, No. 1, pp. 59-65, 2016

[2] R. E. Wilkinson and R. B. Benway, “Liquid Cooled Turbocharged Propulsion System for HALE

- Application,” ASME 91-GT-399, 1991.
- [3] Bettner, James L., Blandford, Craig S. and Rezy, Bernie J., “Propulsion system assessment for very high UAV under ERAST,” NASA-CR-195469, May, 1995
- [4] S. Ashley, “Ozone Drone,” Popular Science, pp. 60-64, July, 1992
- [5] <https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-059-DFRC.html>
- [6] <https://www.nasa.gov/centers/dryden/history/pastprojects/Erast/perseusb.html>
- [7] Herbert J. Krammer, “Observation of the Earth and Its Environment,” 2nd Edition, Springer-Verlag Berlin Heidelberg GmbH, pp. 424-425
- [8] <http://www.scaled.com/projects/raptor>
- [9] <http://www.airwar.ru/enc/bpla/raptor.html>
- [10] <https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-058-DFRC.html>
- [11] https://en.wikipedia.org/wiki/General_Atomics_ALTUS
- [12] “ALTUS™ II - How High is High,” FS-2003-01-058 DFRC, NASA Dryden Flight Research Center, 2003.
- [13] Vincent G. Ambrosia, Steven S. Wegener, Donald V. Sullivan, Sally W. Buechel, Stephen E. Dunagan, James A. Brass, Jay Stoneburner, and Susan M. Schoenung, “Demonstrating UAV-Acquired Real-Time Thermal Data over Fires,” *Photogrammetric Engineering & Remote Sensing*, Vol. 69, No. 4, pp. 391-402, April, 2003.
- [14] Philip Meeks, “A safer way to fight forest fires,” *The Rotarian*, Vol. 183, No. 2, pp. 10, Aug, 2004.
- [15] https://www.nasa.gov/centers/dryden/multimedia/gallery/Theseus/Theseus_proj_desc.html
- [16] https://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_Condor
- [17] <http://www.spyflight.co.uk/boeing%20condor.htm>
- [18] Pat O’Neil, “Boeing High Altitude Long Endurance (HALE) UAS,” Boeing, 2012
- [19] Ahmed K. Noor and Samuel L. Venneri, “Future Aeronautical and Space Systems,” *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, pp. 229-237, 1997
- [20] https://en.wikipedia.org/wiki/Grob_Strato_2C
- [21] <https://www.flightglobal.com/news/articles/dlr-cancels-strato-2c-contract-12451/>
- [22] <https://www.nasa.gov/centers/dryden/multimedia/gallery/Theseus/EC96-43583-6.html>
- [23] <http://craymond.no-ip.info/awk/twuavc.html>
- [24] C. Rodgers, “Turbocharging a High Altitude UAV C. I. Engine,” AIAA 2001-3970, 2001.
- [25] <https://archive.org/details/C-1996-2694>
- [26] Loth. J. L., Morris. G. J. and Metapalli. P., “Staged Turbo-charging for High Altitude IC Engines,” AIAA 97-3294, 1997.
- [27] Metlapalli, P. B., “Three-Stage Turbocharger Modeling with Passive Control System,” West Virginia University Ph. D Dissertation, 1996.
- [28] <http://www.aero.jaxa.jp/eng/research/star/uav/news15032-5.html>
- [29] Peng Shan, Yicheong Zhou and Dexuan Zhu, “Mathematical Model of Two-Stage Turbocharging Gasoline Engine Propeller Propulsion system and Analysis of Its Flying Characteristics,” *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 137, No. 5, 051201, 2015
- [30] Yicheong Zhou and Peng Shan, “Flight Characteristic Comparison of Single and Dual Stage Turbocharging Reciprocating Engine Propeller Propulsion System based on Mathematical Model,” *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 30, No. 5, pp. 2369-2377, 2016
- [31] Y. S. Kang, B. J. Lim and B. J. Cha, “Multi-stage turbocharger system analysis method for high altitude UAV engine,” *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 31, no. 6, pp. 2803-2811, June, 2017