

UAV용 65마력급 초소형 분리축 터보샤프트 엔진 코어 개발

이시우, 김정수, 이기호, 김승우*

Development of a 65hp, Twin-Spool, Mini-Turboshaft Engine Core for UAV

Si-Woo Lee, Kyeong-Su Kim, Ki-Hoo Lee, Seung-Woo Kim*

ABSTRACT

The engine core of a 65hp-turboshaft engine for UAV is developed and modified into a 55lbf-turbojet engine. Since The core engine is installed with a propelling nozzle, which has the same mass flow characteristics as the power generator of the turboshaft engine its mechanical and aerodynamic characteristics are basically the same as those of the complete engine. Engine output is not shaft power but thrust force that is easier to measure. The core engine is very useful for core test purpose. Besides, the core engine itself can be directly used for propulsion of small air vehicles.

초 록

65마력급 UAV용 초소형 터보샤프트 엔진의 코어를 55lbf급 터보제트 형식으로 개조 개발하였다. 터보샤프트 엔진의 동력발생기와 동일한 유량 특성을 갖는 배기 노즐을 부착함으로써 코어 엔진은 완제 엔진과 완전히 동일한 기계적, 공력적 특성을 보유하고 있다. 엔진 출력은 축 마력 대신 비교적 계측이 용이한 추력으로 나오기 때문에 터보샤프트 엔진의 성능과 수명을 좌우하는 코어의 검증 시험 용도로 매우 유용하다. 뿐만 아니라 코어 엔진은 그 자체로 하나의 터보제트엔진으로 추력이 필요한 소형 비행체의 추진기관으로 직접적인 활용이 가능하다.

Key Words : Core Engine(코어 엔진), Core Test(코어 시험), Turboshaft Engine(터보샤프트 엔진), Turbojet Engine(터보제트 엔진)

1. 서 론

UAV(Unmanned Aerial Vehicle)란 일반적으로 반복 사용이 가능한 기체에 추진기관이 장착되어, 자동 또는 반자동으로 원격 조종이 가능하며, 여러 종류의 탑재 장비를 장착함으로써 대

기권에서 일정 기간 동안 주어진 임무를 수행할 수 있는 비행체를 말한다. 추진기관으로는 저급의 왕복동 엔진부터 로타리 엔진, 그리고 고급 가스터빈 엔진 등이 사용되고 있다. 가스터빈 엔진은 중량대 출력비가 우수하고 넓은 고도 및 온도 범위에서 작동할 수 있어 고성능 비행과

* (주)뉴로스 터보에너지 연구소

다양한 임무를 수행하는데 가장 적합하다. 그러나 UAV용에 적합한 초소형, 초고속 가스터빈 엔진의 개발은 엄청난 기술력과 비용 부담을 요하는 관계로 극히 일부 선진국들에서만 기술 개발이 이루어져 왔다.

UAV용 초소형 터보샤프트 엔진 개발은 민군 겸용 기술 과제로 군수 및 민수 분야에서 활용 가능한 65마력급의 가스터빈 엔진을 국내 독자 개발하고 각종 엔진 시험을 통하여 엔진의 기능, 성능, 수명 및 환경 적합성을 입증함으로써 향후 초소형 가스터빈 엔진에 대한 국내외 수요에 적극 대응할 수 있는 기술 기반을 구축하는데 목적을 두고 있다. 개발 대상 엔진은 Gas Generator와 Power Generator가 분리된, 국내 최초의 분리축 터보샤프트 엔진으로 고감속 초경량 기어박스를 구비하고 있다는 점에서 기술적으로 큰 의의가 있을 뿐만 아니라 세계 시장을 상대로 우위를 점할 수 있는 수준의 기술경쟁력을 보유하고 있다.

2003년도 상반기까지 진행된 1단계 개발을 통하여 설계, 제작 및 주요 구성품 시험이 완료되었고 Gas Generator가 조립되어 지상 시험이 수행되었다. Gas Generator는 터보샤프트 엔진의 코어에 해당하는 부분으로 터보샤프트 엔진의 성능과 수명은 근본적으로 엔진 코어에 달려 있다. 터보샤프트의 코어에 Power Generator와 유량 특성이 동일한 배기 노즐을 부착하면 엔진 코어와 작동 특성이 같은 터보제트 형식의 코어 엔진이 된다. 코어 엔진은 추 마력대신 추력을 발생하는데 터보샤프트 형식에 비해 기계적인 구현과 출력 측정이 용이하므로 실용적인 시험 수행이 가능하다. 코어 엔진은 터보제트 형식의 실용성을 살려 코어의 기능, 성능 및 각종 안전한계를 검증하는 시험 용도로도 매우 유용할 뿐만 아니라 추력을 필요로 하는 UAV의 제트 추진기관으로도 직접적인 활용이 가능하다.

2 본 론

2.1 엔진 개발 규격

개발 대상 터보샤프트 엔진의 주요 제원 및 목표 성능 사양은 Table 1과 같다. 설계 단계에서 ISA+15℃의 Hot Day 조건에서도 목표 출력 50마력을 낼 수 있도록 설계 변경한 결과, ISA 기준으로는 65마력으로 출력이 증가하였으며, 설계 최적화를 통하여 연료 소모율을 대폭 개선하였다.

Table 1 Technical specification of the development engine

항 목	사 양	비 고
형식	터보샤프트	기어박스 구비
크기	L400×D150mm	기어박스 제외
출력	50마력 이상	65마력@SLS, ISA
중량	15kg 이하	
연료소모율	30kg/hr 이하	22kg/hr 예상
전기 출력	최대 1kWe	
고도 한계	3km	
온도 한계	-20~+40℃	-45~+50℃로 확장
연료	Kerosene, JP-8	

2.2 엔진 개발 개념

개발 대상 엔진은 처음부터 개조가 용이하고 형식 전환이 가능하도록 Core Engine의 개념을 적용하였다. 이에 따라 Engine Core에 해당하는 시동발전기, 압축기, 연소기, 코어 터빈 그리고 Main Rotor 및 지지계통은 하나의 독립된 모듈을 구성한다. Fig.1에서 보는 것처럼 이 코어 부분을 공용으로 터보제트 형식에는 후미에 배기 노즐이, 그리고 터보샤프트 및 터보프롭 형식에는 Power Generator가 부착된다.

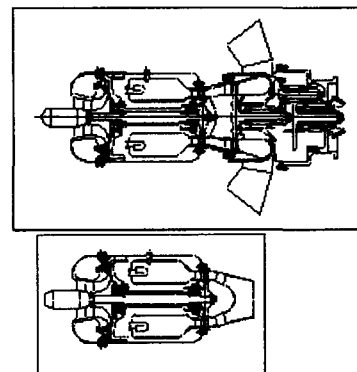


Fig.1 Core engine concept

2.3 압축기

소유량을 효과적으로 압축하기 위하여 원심 압축기를 채택하였다. 원심 압축기는 타이타늄 합금으로 제작된 Backswept Impeller와 짧은 Radial Diffuser, Axial Deswirl로 구성되며 터보차저용 터빈을 활용하여 리그 시험을 수행하고 그 성능 특성을 확인하였다. 엔진 시동 시에는 Impeller Shroud에 설치된 4개의 초음속 노즐을 거쳐 Impeller Tip 부위에 고압 공기의 Jet Impingement가 이루어진다.

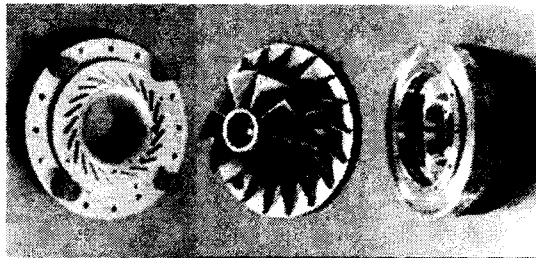


Fig.2 Centrifugal compressor

2.4 연소기

공간 활용도를 극대화하는 측면에서 직류형 연소기를 적용하였는데, 체적이 작아서 Heat Loading이 매우 크다. Inconel625로 제작된 라이너와 케이스, 그리고 2단 Swirler 구조의 압력 분사식 연료 노즐로 구성되며, 점화 에너지 1.5J의 Spark Igniter를 사용한다. 리그 시험을 통하여 점화 성능과 연소 성능을 검증하였는데, 출력의 온도 분포가 매우 균일하여 터빈의 수명 개선을 기대하고 있다.

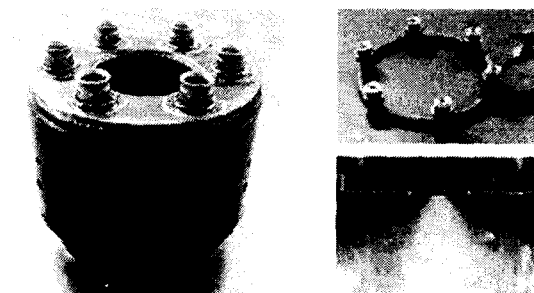


Fig.3 Combustor liner and fuel nozzle

2.5 터어빈 및 배기부

중량 감소와 낮은 팽창비에 적합한 1단 축류형으로 비행각 터빈이다. Inconel713LC로 주조 개발하였고, 설계 수명은 1,000시간 정도이며 Spin Test를 거쳐 설계 속도 105,000rpm의 120%까지 구조적인 안전 한계를 검증하였다. 배기부는 원추형 수축 노즐이며, Power Generator 터빈의 유량 특성을 모사하도록 목 면적을 설정하였다.

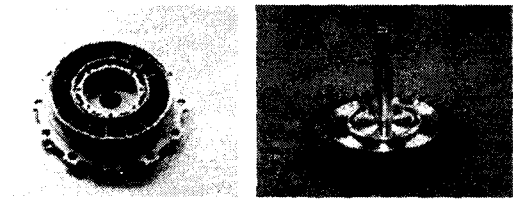


Fig.4 Axial turbine

2.6 보기 계통

코어 엔진을 구동하는데 필요한 보기계통들은 별도 지상 시험용으로 개발하여 적용하였다. Nose Cone에 장착된 고속 발전기는 1kW의 전기 출력과 함께 속도 제어에 필요한 RPM 신호를 제공한다. 발전기는 그리스 윤활이며, 엔진 로터는 순환형 윤활계통을 이용한 오일 윤활이다. 연료 계통은 연료 펌프 및 구동 모터로 구성되며, 연료 제어에 필요한 단품 시험 및 연료 노즐과의 계통 통합시험을 모두 수행하였다. 엔진의 제어 계통은 Digital Electronic Engine Controller를 통하여 엔진 속도 기준으로 50% 이하에서는 Open Loop로 연료를 제어하고 50% 이상에서는 Closed Loop로 속도를 제어한다.

2.7 엔진 성능

코어 엔진은 지상 정지, ISA, 최대 추력 조건에서 105,000RPM으로 작동하면서 0.43kg/s의 공기를 흡입한다. 압축비는 3.8, 터빈 입구 온도는 1,160K이며 30.5kg/hr의 연료를 소모하여 54lbf의 추력을 발생한다. 흡입구 손실을 포함한 SFC는 1.26 lbf/hr/lbf으로 동급 최고 수준이며, 최대 직경 150mm 내에서 높은 추력대 중량비를 보유하고 있다. 시동 시간은 10초 이내이며, 신속한 가감속 운용이 가능하다.

2.8 Dry Cranking Test

코어 시험에 앞서 엔진의 시동 능력을 확인하는 Dry Cranking Test를 수행하였다. 4개의 Impingement Nozzle로 공급되는 공기의 압력을 조절하여 속도 범위 11~20%의 Cranking Characteristic을 확인하고 그 결과에 기초하여 시동 절차를 수립하였다. 점화 때의 공기 유량은 Cranking Speed에서 종형 흡입구를 통한 공기 유량과 Impingement Nozzle로 공급된 공기 유량을 함께 고려하였다.

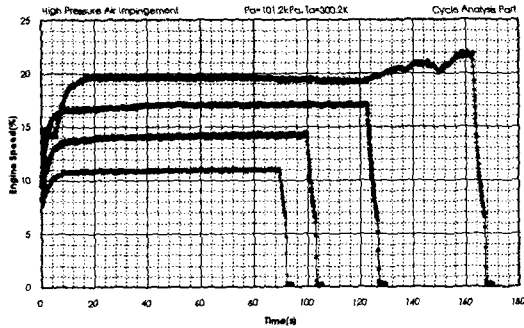


Fig.5 Dry cranking characteristics

2.9 코어 엔진 성능 시험

Dry Cranking Test에 이어 점화 시험을 통하여 점화 연료 유량 및 Fuel Schedule을 조율하고 기본 성능 시험을 수행하였다. 코어 엔진의 Idle Speed는 70%이며, 초도 시험임을 감안하여 80%, 85% 속도까지만 성능을 확인하고 엔진을 분해 검사하였다. 시험 결과 엔진 성능은 설계 값에서 크게 벗어나지 않았으며, 검사 결과 어떠한 결함도 발견되지 않았다.

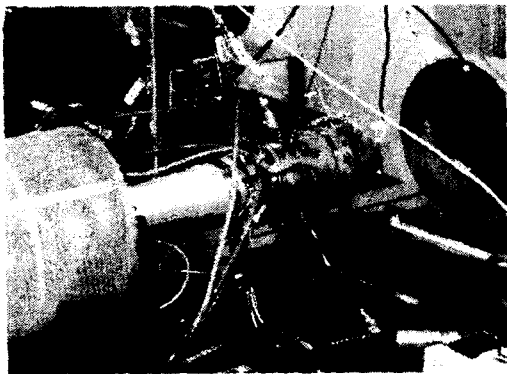


Fig.6 Core engine test

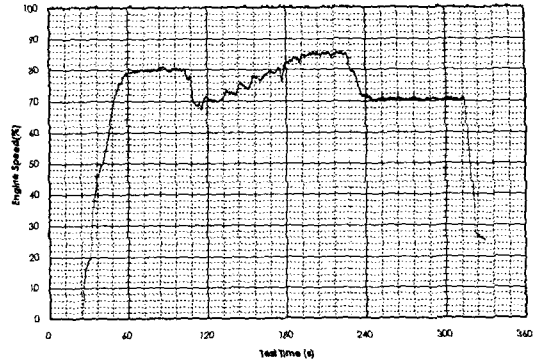


Fig.7 Core engine test data(speed vs RPM)

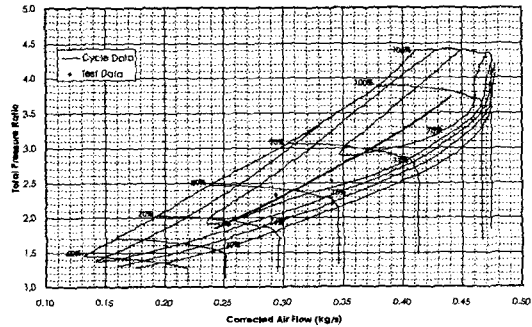


Fig.8 Core engine operating characteristics

3. 결론

터보제트 형식의 코어 엔진을 활용함으로써 실용적인 코어 시험이 가능하였다. 코어 시험 항목에는 기본적인 기능 및 성능 시험을 비롯하여 엔진 안정성에 관련된, Surge Margin 시험, Overspeed 시험 및 Overtemperature 시험, 그리고 내구성 시험이 포함된다. 이러한 시험들은 완제 엔진으로는 수행하기 어려운 항목들로 적절한 코어 시험을 통하여 엔진 코어의 성능과 안전 한계를 검증하는 것은 매우 중요하다. 나머지 시험들도 수행 완료하여 코어의 안전 한계를 규명함으로써 완제 엔진 개발에 기여함은 물론, 초소형 터보제트 엔진으로 체계 적용 개발을 수행하여 UAV용 제트 추진기관으로도 활용할 방침이다.