

마이크로 가스터빈 엔진 개발

김승우*, 권기훈*, 장일형*

Development of the Micro Gas Turbine Engine

Seung-Woo Kim*, Gi-Hun Kwon*, Il-Hyeong Jang*

Key Words : Turbo-shaft Engine(터보샤프트 엔진), UAV(무인기), 고속회전체, 고감속 기어박스, 고속발전기, Vaporizer Annular Combustor(기화환형연소기)

ABSTRACT

A micro turbo-shaft engine of 50HP for UAV, which can be easily modified to turbo-prop and turbo-jet engine by sharing the core engine and has many applications to civilian demands and munitions, will be developed. This kind of micro gas turbine engine has been developed mostly by the corporations which have special technology but are small in its scale. Especially, the gas turbine engine can be easily applied to other fields and developed by domestic technology, so that the sharing of technology is planned to realize through the cooperations with academies and research institutes.

In this paper, the gas turbine engine, which has the compressor ratio of 3.8, the turbine inlet temperature of 1180K and the engine speed higher than 100,000 rpm, is composed of centrifugal compressor, combustor, gas generator turbine, free power turbine and gear box. The competitiveness of the gas turbine engine can be obtained from minimizing its cost by the utilization of domestic infrastructure for the performance test and the decisive outsourcing.

1. 서 론

UAV용 초소형 터보샤프트 엔진은 활용분야가 매우 다양하고 그 개발의 필요성이 중요시되고 있다. 군수용의 경우 정찰, 감시, 테러 진압용 무인항공기의 주 동력원으로 활용될 수 있으며 산업용으로는 농약살포, 항공 사진 촬영, 산불 감시 등에 이용될 수 있다. 특히, 화재, 방사능 오염지역, 유해 물질 등으로 인해 인간의 접근이 어려운 환경에서의 임무 수행을 위한 동력원으로서의 적용은 UAV용 초소형 터보샤프트 엔진의 연구 및 개발의 당위성을 주장할 수 있다.

초소형 가스터빈엔진은 기만용 무인기/ 무인 표적기, 레저용 R/C 항공기에 사용되는 소형 터보제트엔진을 중심으로 개발되고 있으며 GE, P&W, RR 등 대형 엔진의 제작사들은 이러한 초소형 가스터빈엔진의 개발에는 거의 참여하지 않고 Williams

International(미), Sundstrand(미), Microturbo(불) 등 소규모, 기술력을 가진 업체를 중심으로 연구, 개발되어지고 있다. 또한 이와 관련된 기술적인 연구는 미국을 중심으로 이루어지고 있으며 특히, 무인항공기, 무인 헬리콥터용 초소형 가스터빈엔진의 개발에 큰 관심과 연구가 이루어지고 있다. 전세계 UAV 엔진 시장은 51억불 (UAV 시장 340억불, 10년간, Frost and Sullivan's UAV Forecast)이며 그 시장의 증가율은 계속적으로 확대될 것으로 예측된다.

본 연구에서는 군수 및 민수 분야에서 복합적으로 활용 가능하고 Core Engine의 공유로 터보 프로프, 및 터보 샤프트 엔진과 터보 제트 엔진으로서의 개조가 용이한 50 마력급 UAV용 초소형 터보샤프트 엔진을 국내의 독자 기술로 개발하는 것이다.

이 엔진의 기본적인 Configuration은 Gas Generator, Free Power Turbine, 초소형 기어박스로 구성된 Two Shaft Engine이다. 그리고 주요 구성품

* 터보에너지 연구소, (주)뉴로스

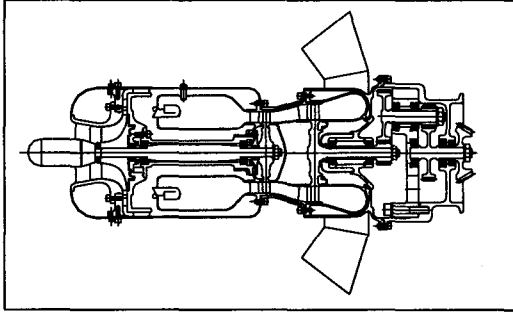


Fig. 1 Layout of Development Engine

은 공기 흡입구, 초고속 발전기, 원심 압축기, 환형 연소기, Gas Generator 터빈, 배기 덕트, Free Power 터빈, 기어박스, 동력 추출 Provision, 제어 부분 등이다. 개발 대상 엔진의 기본적인 Layout는 다음의 Fig. 1과 같다.

1.1 연구 배경

UAV용 초소형 터보샤프트 엔진은 가스터빈 엔진의 일종으로 고부가가치 기술 집약형 시스템으로 그 경제적 효용성 및 파급효과가 크기 때문에 산업구조의 고도화 및 첨단 기술이 집약된 핵심기술 제품이다. 이와 관련된 기술은 선진국의 핵심 기술 노출 방지, 기술 통제 등의 문제점이 있어 선진국으로부터의 기술 이전으로 확보될 수 없는 실정이다. 또한, 초소형 동력 기관의 개발 및 이와 관련된 산업들이 21세기 시장을 주도할 것이라는 것은 누구나 아는 사실이며 기존의 가스터빈엔진에 대한 인프라가 부족한 국내의 실정을 감안한다면 소형 가스터빈엔진의 개발과 제품화가 국제적인 경쟁력을 가질 것으로 사료된다.

UAV용 초소형 터보샤프트 엔진의 개발과 관련된 핵심 기술은 앞에서 언급한 바와 같이 선진국으로부터의 핵심 기술을 확보할 수 없으므로 국내의 독자 개발과 연구를 통해서만 확보될 수 있는 것으로 사료된다. 본 과제의 성격상 대규모의 인프라 투자가 필요하지 않는 특징을 가지고 있으므로 국내의 기술적 인프라를 최대한 활용한다면 가스터빈 엔진 개발에 대한 기술력을 집중화할 수 있다. 그리고 효율적인 산/학/연 연구는 소형 가스터빈엔진 개발에 필요한 기술들을 국내에서 확보할 수 있게 한다. 또한,

연구 개발 과정에서 획득한 결과물들을 서로 공유하고 발전시킨다면 향후 이와 유사한 개발 과제를 수행하는데 크게 기여할 수 있을 것이라 판단한다.

1.2 개발 동향

현재까지의 개발 동향을 보면 7~14lbf 급의 Turbojet 및 100 kW급 이하의 소형 Turbogenerator 용 엔진에 대한 관심이 고조되고 있는 가운데 Original Design은 4개 정도이며 20여종의 파생형이 시장에 통용되고 있다. 특히, 엔진 크기에 따른 기술적 부담을 해소하고 아울러 개발비를 절감하기 위하여 Turbocharger용 압축기 또는 터빈을 활용하거나 Existing Design을 Scaling하는 것이 현실적인 개발 방안으로 자리 매김을 하고 있다. 미니급 엔진의 주종을 이루는 것은 단연 Model Aircraft용 Turbojet로서 주요 특성 데이터는 다음의 Table 1에 정리한 바와 같다. (Ref : development of a very small aero-engine, 45th ASME International Gas Turbine and Aerospace Technical Congress and Exposition)

기존의 미니급 Turboshaft Engine은 동급 Turbojet Engine에서 Propelling Nozzle을 떼어내고 이와 유량 특성이 같은 Free Power Turbine을 추가하여 개조한 것으로서 당사가 지금까지 조사한 바로는 그 사양이 제시되어 있는 Turboshaft Engine Model은 없다. Turboshaft Engine의 축 마력을 Jet Thrust로 환산할 경우, 50 마력은 약 45 lbf 추력에 상당하므로 이 급의 Turbojet Engine을 동급 유사 엔진으로 보고 이를 다음의 Table 2 와 같이 정리하

Table 1 Characteristic value of Minijet Engines

항 목	Minimum	Typical	Maximum
Thrust(N)	23	60	170
Weight(kg)	8.0	15	25
압축비	1.4	2.0	4.0
RPM	75,000	90,000	130,000
Wheel 직경(mm)	45	66	84
Engine 직경(mm)	88	110	140
가격(USD)	1,700	2,800	4,500

Table 2 Technical Data of Similar Engines

Engine Model	SWB-45	Olympus	TN-300
추력(lbf)	44.8	42.5	65.0
SFC(lbm/lbf/hr)	1.33	1.24	1.3
RPM	126,000	110,000	101,000
공기유량(kg/s)	0.34	0.4	0.55
압축비	3.4	4.0	3.5
TIT/EGT(K)	1196.5/1052.6	-/932.2	1173.0/-
압축기	$\eta_{t-s}=73\%$	원심	원심
연소기	$\eta_b=99\%$		Annular
터빈	$\eta_{t-t}=77\%$	축류	구심

여 본 설계의 근거 자료로 활용하였다.

M-Dot Aerospace(미)는 미국 정부의 지원 아래 TRP-80이라는 96 kW급 Twin Spool Turboprop을 개발하였고 이에 적용된 기술을 기반으로 MAV (Micro Air Vehicles)에 적용할 엔진을 개발하고 있는 것으로 알려져 있다.

2. 본 론

2.1 설계 개념

엔진은 그 용도에 맞는 설계 개념에 따라 개발되어야 하므로 설계 개념은 가스터빈엔진 개발 전반에 걸쳐 중요한 기술적 결정의 배경을 제공한다. UAV 시스템에서 비행체와 추진기관 사이의 매칭에 대한 연구는 엔진의 설계에 중요한 영향을 미치므로 이에 대한 연구는 세종대학교를 통하여 수행하고 있다. 당사에서 개발하고자 하는 UAV용 초소형 터보샤프트 엔진은 다음과 같은 설계 개념을 적용하고자 한다.

2.1.1 Low Cost

Low Cost의 개념은 개발비의 절감과 제작비의 절감을 동시에 충족시켜야 함을 말한다. 개발비의 절감을 위해서는 가능한 한 신기술을 지양하고 검증된 기술을 적용하여야 하며 기술적인 위험을 줄이는

방향으로 개발이 진행되어야 한다. 이 경우 엔진의 성능 수준은 높지 않으나 구성품 및 엔진 시험 기간과 비용을 절감할 수 있다. 제작비를 절감하기 위해서는 반드시 형상이 단순해야 하고 저가 재료의 사용을 전제로 한다. 그러므로 수명 요구 사양을 만족할 수 있도록 엔진 회전수와 터빈입구온도가 결정되어야 한다. 엔진 회전수가 낮아질수록 단당 압력비가 낮아지며, 터빈입구온도가 낮을수록 SFC가 높아지고 요구 출력을 얻기 위한 공기유량이 증가하게 된다. 또한 제작과 구성부품 구매의 광범위한 Outsourcing을 통하여 원가를 절감하는 방향으로 설계를 수행하여 Low Cost 설계 개념을 만족할 수 있도록 한다.

2.1.2 Easy Maintenance and Life

미니급 엔진의 수명(TBO)은 몇 백 시간 정도로 길지 않기 때문에 잦은 정비 점검을 요한다. 그러므로 엔진의 정비가 용이하도록 Modular Design 개념을 적용하여 설계하고자 한다. 미니급 엔진의 수명은 매우 짧기 때문에 이와 관련된 설계 변수들(Hot Section의 소재, RPM, TIT)이 대상 엔진의 설계 과정에서 우선 고려한다. 또한 Customer용 발전기의 장착 설계와 초고속 발전기를 개발 적용함으로써 조립, 정비, 운용의 편리성을 최대한 확보하도록 설계한다.

2.1.3 Moderate Performance Level

Low Cost 개념은 엔진의 SFC와 상치되기 때문에 대상 엔진의 SFC 수준은 이에 선행하는 Low Cost를 만족하는 선에서 결정될 것이다. 그러나 미니급 엔진의 특성상 Power Density(단위 엔진중량당 출력)를 좌우하는 Specific SHP(단위 공기유량당 출력)는 가능한 한 높은 수준으로 결정하였다.

2.1.4 개조 용이성

Core 엔진의 공유를 통하여 터보 제트, 터보프롭 엔진으로의 전환이 용이하도록 설계를 수행한다. 터보 제트 엔진으로의 전환은 Free Power Turbine과 기어박스를 떼어내고 추진 노즐을 장착함으로써 완성된다. 그리고 터보프롭 엔진으로의 전환은 엔진의

동력 추출부에 프로펠러의 장착이 가능하도록 설계 변경을 추진함으로써 완성한다. 이러한 개조는 각 구성품의 Modular Design을 추진함으로써 용이하게 진행할 수 있다.

2.2 엔진 성능

가스터빈엔진의 주요 성능 변수는 SFC와 Specific Thrust (단위 공기유량 당)으로 이들은 Design Limitation에 해당하는 터빈입구온도와 사이클 설계변수에 해당하는 압축비에 의하여 결정된다. 개발 대상 엔진이 성능적인 경쟁력을 갖기 위해서는 개발 엔진의 SFC와 Specific Thrust가 각각 위의 Table 2에 열거한 동급 엔진들의 평균값 정도를 유지하여야 한다. 이러한 조건에 대한 사이클 해석 결과는 개발하고자 하는 주요 제원과 목표 성능을 만족하여야 한다. 개발 대상 엔진의 주요 제원 및 목표 성능은 다음의 Table 3과 같다.

압축비 3.0~4.2, 터빈입구온도 1140~1220 K 범위에서 사이클 해석을 수행한 결과 아래의 Fig. 2와 같은 엔진의 성능 특성 곡선을 획득하였다. 그림 내부의 가로축은 압력비의 변화, 그리고 대각선은 터빈온도입구의 변화를 각각 나타낸다.

설계개념에서 언급한 바와 같이 Simple Configuration 엔진에서는 Uncooled Turbine을 요하며, 저가 재료와 높은 엔진 회전수를 고려할 때 터빈 입구온도는 하나의 Design Limitation Parameter로 취급되어야 한다. 동급 엔진의 기술적인 데이터를 검토한 결과 터빈입구온도 1180 K를 최대 터빈 입구온도로 선정하였다. 또한, 개발 엔진의 SFC와

Table 3 Key Design Values and Target performance

항 목	주요 제원	비 고
크기(길이×직경)	40 × 15 cm	연소기 케이스 기준
출력	50 마력	37 kW at SLS, SA
무게	15 kg 이하	
연료소모율	30.0kg/hr 이하	
발전량	Max 1kW	
운용고도	3 km 이하	
작동온도범위	-20 ~40 ° C	

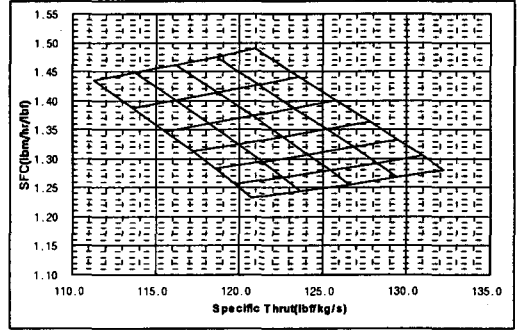


Fig. 2 Performance of Turbojet Engine Cycle

Specific Thrust는 Table 2에 열거한 동급 엔진들의 평균치인 1.31 lbm/hr/lbf와 120 lbf/kg/s를 유지하여야 할 것으로 판단하였다. 이러한 성능 수준을 달성하기 위해서 필요한 압축비는 3.8이며 이를 설계치로 선정하였다.

2.3 구성품 성능

2.3.1 압축기

압축기는 원심 1단 압축기를 적용하며 압축비는 3.8 효율은 75 %를 만족하도록 설계를 수행하였다. 이 때, 엔진 입구로 유입되는 공기의 유량은 0.377 kg/s 이며 요구되는 엔진의 직경을 만족하기 위해서 회전수는 105,000 rpm 정도를 유지하도록 하였다. 기본 설계 결과 압축기의 직경은 140 mm, 디퓨저 출구 속도는 50 m/s, 디퓨저 출구 높이는 7 mm로 각각 결정하였다.

2.3.2 연소기

연소기는 Vaporizer를 채용한 소형 환형 연소기 형식으로 연소 효율은 98 %, 압력손실은 7% 수준을 만족하도록 설계되고 있다. Size Effect로 인하여 Heat Loading이 크고 연소기 내의 평균 유속이 빠르기 때문에 앞에서 언급한 바와 같이 연소 효율의 저하 및 압력 손실의 증가를 예상하고 대형 엔진에 적용되는 연소기의 효율과 압력손실보다 크게 선정하였다. 연소기의 내부 공간이 협소하고 Vaporizer를 통하여 연료를 공급하기 때문에 연소기 내부에서의 연소 불안정에 대한 연구를 중점으로 하고 있다. 특히 Vaporizer를 통하여 공급되는 연료의 기화/혼합

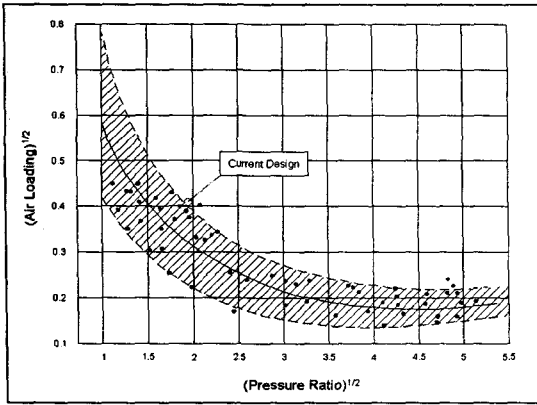


Fig. 3 Relation of the Air Loading and Pressure Ratio

과정은 점화 조건을 결정하는데 결정적인 요인으로 작용하므로 이에 대한 연구는 서울대와 공동으로 연구하고 있다.

다음의 Fig. 3은 기존에 개발된 가스터빈엔진에 적용된 연소기 입구의 압력과 Air Loading을 기준으로 연소기를 구분한 것이다. 그림에서 보는바와 같이 개발 대상 연소기는 주어진 압력비에서 상대적으로 높은 Air Loading을 가지는 영역에 존재하고 있음을 알 수 있다.

2.3.3 터어빈

터어빈은 GG(Gas Generator)터어빈과 FP(Free Power)터어빈으로 구성되고, GG 터어빈은 압축기의 구동동력을 발생하는데 이용되며 FP 터어빈은 기어 박스와 연결되어 외부로의 동력을 발생하는데 이용된다. 터어빈 입구의 온도는 1180 K이며 GG 터어빈의 효율은 85%, 팽창비는 2.0 그리고 FP 터어빈의 효율은 86%, 팽창비는 1.56으로 하여 설계를 진행하고 있다. 기본 설계 결과, GG 터어빈의 높이는 13.5 mm, 평균 반경에서의 반동도는 0.49, 출구 마하수는 0.345이며, FP 터어빈의 높이는 17 mm, 평균반경에서의 반동도는 0.356, 출구 마하수는 0.35으로 각각 결정하였다.

그리고, Wheel 직경이 작은 GG 터어빈과 직경이 큰 FP 터어빈을 연결하는 유로인 Transient Duct가 존재하며 이 유로는 GG 터어빈 출구 속도 및 Swirl Angle에 따라 그 손실량이 결정되며 초기 설계 결

과, GG 터어빈 출구의 Swirl Angle이 $1\sim 2^\circ$ 이하를 유지하므로 이 구간에서의 전압력 손실량은 2% 이내가 될 것으로 예측하고 있다.

또한, 배기부에서 발생하는 공력 손실은 기타 Duct류에 비해 현저히 증가하는데 이는 역압력 구배에서 일어나는 경계층의 급속한 성장 및 박리에 그 원인이 있다. 유동의 박리가 일어나지 않도록 Diffusion Angle을 결정하여야 하나 엔진의 구조상 본 엔진에서의 배기부는 축방향에서 원주 방향으로의 급격한 Turning이 존재하는 Duct로 설계되어야 한다. 이러한 복잡한 형상을 가지는 배기부에서의 압력 손실은 5% 수준을 유지하도록 설계하고자 한다.

2.2.4 기어박스

본 연구에서 개발하고자 하는 기어박스의 감속비는 10.24 : 1 정도를 유지하도록 설계하고 있으며 제한 공간 내에서 고속, 높은 감속비를 갖는 특성이 있다. 이러한 미니급 엔진에서의 높은 감속비는 상대적으로 높은 수준의 손실을 가질 것으로 예상하며 따라서, 이 때의 기계적 효율은 95% 정도로 설정하였다. 그리고 기어박스의 주요 개발 규격은 다음의 Table 4에 정리하였다.

2.3.5 발전기

100,000 rpm 이상에서 작동하며 1 kW의 출력을 생산할 수 있는 초고속 발전기를 개발하고자 한다. 발전기의 크기는 엔진 입구로 유입되는 공기 유로와의 간섭이 일어나지 않는 형상적인 제한 조건을 만족하여야 한다. 그리고 엔진의 정상적인 작동 시에는 가스터빈엔진에서 필요한 각종 전원을 공급하여야 하며 시동 시에는 엔진을 구동하는 시동기의 역할을 동시에 할 수 있도록 설계가 진행되고 있다

Table 4 Development Specification of the Gearbox.

항 목	제 원
기어 Type	유성 치차
Free Power Turbine Speed	61,430 rpm
Output Shaft Speed	6,000 rpm
Output Power	50 Shp
Max. Diameter	150 mm 이하

이러한 발전기는 BLDC 모터와 AC/DC Converter로 구성되며 설계는 한국과학기술원과의 공동 연구를 통하여 수행한다.

2.3.6 고속회전체

초소형 가스터빈은 소형이면서 고속의 로터 특성을 가지며, 연소기의 효율성 확보 차원에서 필요한 최소 체적이 있기 때문에 압축기와 터빈 사이의 공간이 상대적으로 넓어서 가늘고 긴 형태의 로터 형상을 가진다. 따라서 로터의 동특성 측면에서 보면, 유연한 로터(Flexible Rotor)의 특징을 가지므로 로터의 위험속도(Critical Speed)에 의한 진동 문제 가능성이 높다. 이를 해결하기 위해서는 설계단계에서부터 로터의 동특성 측면을 고려하여 최적의 구조를 가지도록 함과 동시에 베어링 지지부의 강성 및 감쇠 장치를 설계하여 진동을 억제할 수 있는 방안을 강구하여야 한다. 실제로, 현재 판매되고 있는 모형 항공기용 소형 터보 제트 엔진(GT2000, SWB-45 등)은 전방 베어링 지지부의 강성을 낮춘다든지 또는 특수한 베어링 지지부를 채택하는 등 로터의 위험속도 문제를 해결하기 위해서 노력한 흔적들이 존재한다.

그러므로 엔진을 운용하기 위해서 필수적인 요소인 엔진의 진동 안정성을 확보하기 위해서는, 고속 회전체 시험과 베어링 및 베어링 지지부 시험을 수행하여 로터의 동특성을 정확하게 파악하여 엔진시험 이전에 진동 문제를 해결하고자 한다.

또한, 엔진의 핵심 부품 선정, 고온부 소재 특성의 파악은 엔진의 구조 설계 및 수명 평가를 수행하는데 있어 필수적이므로 이에 대한 연구는 한국기계연구원과 공동으로 수행하고 있다.

2.4 시험평가

개발 대상 엔진의 설계, 조립 및 제작된 구성품 및 엔진에 대한 시험 평가는 구성품 및 엔진의 성능을 확인하고 상품화를 위한 제반 사항을 점검할 수 있어 반드시 필요하며 또한 개발 단계에서의 문제점들을 확인할 수 있어 가스터빈엔진의 개발에 있어서 중요한 부분을 차지하고 있다.

본 개발대상 엔진의 개발을 수행함에 있어서 수행하고자 하는 개발 구성품과 시험기관은 다음의

Table 5 시험평가 대상 부품 및 장소

시험구분	시험장소	비고	
시스템 시험	지상엔진시험	당사	자체Rig 구축
	고고도시험	KARI	저온 점화시험
구성품 시험	압축기	KARI	개조/구동시스템
	연소기	KARI	개조/Rotating Device
	고속회전체	당사	Spin시험(130,000rpm)
	연료시스템	당사	자체Rig 구축
	윤활/베어링	당사	자체Rig 구축
	전기/제어기기	당사	자체Rig 구축
	기어박스	당사	자체Rig 구축
기타 시험	발전기	당사	자체Rig 구축
	재료시험	KIMM	소재,인장,LCF시험
	환경시험	국과연	온/습도, 진동

Table 5에 정리하였다.

3. 결 론

50 마력급 UAV용 초소형 터보 샤프트 엔진의 개발 방법과 구성품 개발 현황에 대하여 설명하였다.

개발 대상 엔진은 고속 회전과 크기에 대한 제한 요인으로 인하여 Size Effect가 개발 전반에 지대한 영향력을 갖고 있으므로 구성품 단위의 성능 수준을 결정하는데 이를 반영하였다.

고속 회전체와 초소형 큰 감속비를 갖는 기어박스에 대한 설계, 제작 및 시험은 본 과제를 수행하는데 아주 중요한 역할을 하므로 1단계 개발 일정 내에 성능을 확인할 수 있도록 연구를 진행하고 있다.

후 기

본 연구는 과학기술부에서 시행한 민군겸용기술사업인 “UAV용 초소형 터보샤프트 엔진 개발”의 연구비 지원으로 이루어진 것임을 밝힙니다.

Reference

1. UAV용 초소형 터보샤프트 엔진 개발 연구계획서, 2001, 뉴로스