

# 초소형 비행체(MAV)의 개발 현황 및 전망

안 존

세종대학교 항공우주공학과

## 1. 서 론

초소형 비행체(MAV : Micro Air Vehicle)는 길이/폭/높이가 각각 15cm (6인치) 이내인 무인 비행체로 정의된다. 이 분야의 기술 선도국인 미국에서는, 지난 1997년부터 매년 120억원 규모의 연구개발 예산을 지원하였고, 최근에는 3배 정도로 지원규모를 확대하고 있다. 자동항법비행이 가능한 기존의 무인기에 비해 크기는 1/10 이하, 중량은 1/100 이하의 개발목표를 설정함으로써 비행체 설계/동력계통/제어계통/탑재체 등 관련된 기술 전 분야에서 기존의 기술한계를 극복하는 기술혁신을 도출하는 것을 궁극적인 목적으로 하고 있다. AeroVironment사가 개발한 초소형 비행체 Black Widow가 지난 1998년 4월 CNN, Aviation Week & ST 등의 매체를 통해 대중에 널리 알려지면서 미국의 연구기반은 급속하게 확산되고 있다. 국내에서도 초소형 비행체의 가능성을 인식한 기술 인력들이 1998년 연구에 착수하였고, 미세비행체연구회 (<http://mfo.kaist.ac.kr>)를 조직하여 정보 및 기술 교환이 활발히 이루어지고 있다. 1999년 12월에는 류태규, 정인재가 초소형 비행체의 시험비행에 성공한 바 있다 [1]. 이러한 연구 노력들이 결실을 맺기 위해서는 다양한 연구기관과 학문분야의 협력에 기초를 둔 연구과제를 통한 연구 지원이 필요한 시점이다.

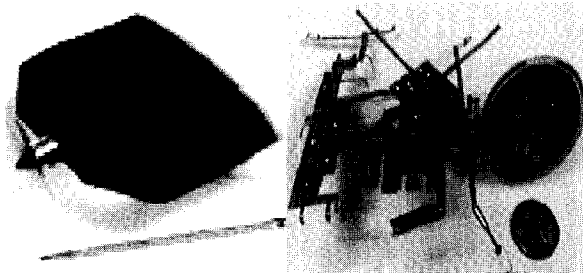


그림 1. AeroVironment, Black Widow의 최근 모델과 제어회로 Mock-Up.

이러한 시점에서, 가장 앞서 있는 미국의 초소형 비행체 개발 목적/현황/전망을 살펴보고, 현재 초소형 비행체를 직접 개발중인 연구자의 입장에서 초소형 비행체 연구에 필요한 기술과 국내 연구 및 기술의 현황을 분석함으로써, 향후 예상되는 초소형 비행체 관련 국내 연구과제들이 다양한 학문분야와 연구기관의 협력을 통하여 창조적인 파급효과를 가져오는데 도움이 되고자 한다.

## 2. 미국의 초소형 비행체 개발연구

### 2.1 개발 목표

우리 나라의 국방과학연구소 격인 미국의 DARPA는 1997년 미 상원에서, 초소형 비행체를 길이/폭/높이가 15cm 미만의 비행체로 정의하고[8], '소단위 부대의 가시범위 이상 지역에 대한 획기적인 실시간 상황분석 및 위협회피 능력으로서 잠재력이 있다'고 보고하였다. DARPA는 초소형 비행체 연구과제의 기술 목표로 다음을 제시하였다.

- (1) 극소형 비행체의 자동제어 비행을 가능하게 할 기술의 개발
- (2) 유용한 군사임무를 수행할 수 있는 저렴한 초소형 비행체의 개발

DARPA는 이 목표를 실현하기 위해 1997년도에 10개의 업체 및 연구기관을 선정하여 이후 3년간 총액 3천5백만 달러의 연구비를 지원하고 있다. 선정된 기관과 그 연구내용은 표 1과 같다.

이 외에도, MIT의 Lincoln Lab., Draper Lab., Georgia Tech의 GTRI, Stanford Univ., Intelligent Automation Inc., UC Berkeley 등이 다른 연구과제의 지원을 통하여 초소형 비행체 관련 연구를 수행하고 있다. 아래의 절에서는, 이상에서 언급된 연구과제의 현황과 그 전망을 부문별로 정리해 보기로 하겠다.

표 1. DARPA 지원 1단계(1997-1999)에 선정된 연구 기관 및 연구과제.

연구 기관	연구 내용
MIT	Micro Gas Turbine Engine
D-STAR Eng.	Internal Combustion Engine
Technology in Blacksburg	Thermo-electric Generator Based MAV
SRI International (Toronto Univ.)	Electrostrictive Polymer Artificial Muscle Actuator
Vanderbilt Univ.	Elasto-Dynamic Ornithoptic Flying Insect
Cal. Tech. (AeroVironment)	Micro Bat
AeroVironment	Battery Powered MAV
Aerodyne Corp.	Rotary Wing MAV
M-DOT Inc.	Miniature Gas Turbine
IGR Enterprise Inc.	Solid Oxidant Fuel Cell

## 2.2 비행체/제어계통 현황 및 전망

비행체는 형태에 따라 고정익형, 회전익형, Ornithopter형으로 구분된다. 세 가지 형태 모두 시험 비행에 성공함으로써 비행 가능성을 검증한 상태이며, 고정익형과 회전익형은 비행제어와 기초적인 임무수행이 가능한 비행체 원형을 보이고 있다. 이에 따라 DARPA는 보다 진보된 초소형 비행체의 개념 정립에 착수하였으며 2001년 이후의 개발계획을 준비 중에 있다.

선두주자라 할 수 있는 AeroVironment는 1998년 고정익 형태의 초소형 비행체 Black Widow를 17분간 비행하는 데에 성공한 바 있으며, 비행체 형상 및 동력계통 최적화 설계, 비디오 카메라 등 탑재장비 소형 경량화, 소형 제어/항법계통 개발 등에 주력하고 있다. 최근에는 1시간 가까운 체공과 Dead Reckoning 자동 비행에 성공하였다. Black Widow에 대한 보다 상세한 정보는 류태규, 정인재를 참고하기 바란다[2].

MIT Lincoln Lab.에서는 전지 및 초소형 터빈엔진을 이용한 고정익 초소형 비행체의 자동항법계통을 개발 중에 있다(그림 2). 비행체 자체의 개발은 취소되었으나, 2000년 총 중량 50그램 이내에서 GPS와 관성항법에 기초한 자동항법/유도 계통을 개발하였다. 이외에도, MIT Draper Lab., Intelligent Automation Inc., MLB 사 등에서 소형 엔진을 이용한 고정익 형태의 비행체를 개발중이다.

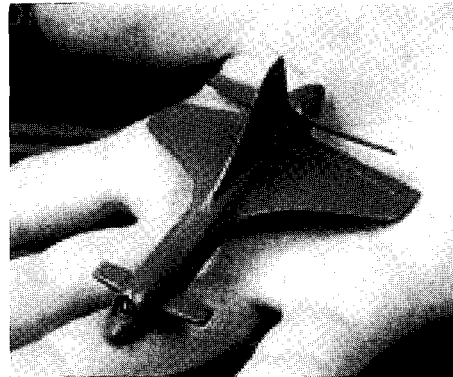


그림 2. MIT Lincoln Lab. 의 초소형 비행체.

Lockheed Martin (Skunk Works, Sanders)에서는 이상에서 개발된 기술을 바탕으로 중량 85 그램, 체공 시간 20분의 실용 정찰기 MicroStar 를 개발 중이다. 1999년 말 완성된 원형 비행체는 현재 수십 시간의 시험비행을 마친 것으로 알려져 있다.

회전익 형태의 초소형 비행체로서는, Aerodyne 사가 직경 20cm 크기의 원반형 비행체 HyperAV를 개발 중이며, 2000년 중에 주·야간 감시 가능한 비디오 카메라를 장착하고 비행하였다. Stanford Univ.에서는, MEMS를 이용한 화성 대기 탐사용 초소형 비행체 Mesicopter를 개발 중에 있으며(그림 3), 외부전원을 사용한 비행시험에 성공하였다.

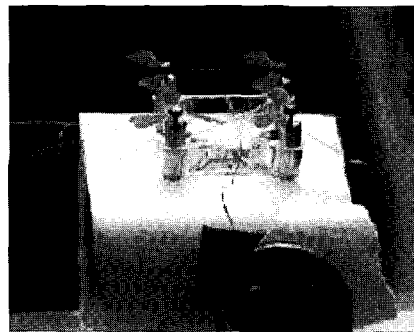


그림 3. Stanford Univ. 의 화성탐사용 Mesicopter.

이상의 고정익형/회전익형의 비행체 개발은, 비행 가능성이 이미 검증된 상태이므로 성능 향상/탑재체/자동항법 계통 등 실용적인 방향에 초점이 맞추어져 있다. 이에 반해서, 새나 곤충처럼 날개를 펴려서 양력과 추력을 얻는 Ornithopter 형태에 있어서는 비행가능성이 충분히 검증되어 있지 않으므로, 비행/제어 원리, 비정상 공기역학 분야의 원천적인 연구가 병행되고 있다. 또한, 실제 자연에서 볼 수 있는 곤충 또는 새와

같은 크기의 비행체에 동력을 공급할 수 있는 전기-기계적, 전기-화학적 구동 계통을 중점적으로 개발하고 있다.

AeroVironment사는 Cal. Tech.과 공동으로 박쥐 형태의 초소형 비행체 Micro Bat을 개발하고 있다(그림 4). 날개의 각 관절에 MEMS 작동기를 사용해 필러임으로써 추진력과 양력을 얻으며, 변위를 조절함으로써 비행체의 자세 및 방향을 제어한다. MEMS 작동기가 아직 개발되지 않은 관계로, 현재는 모터를 이용하여 약 15초 정도를 비행하고 있다.

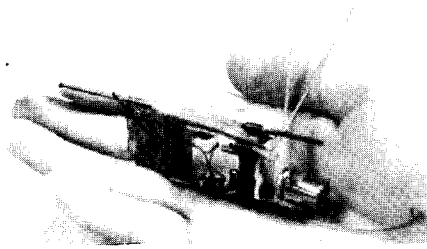


그림 4. AeroVironment/Cal.Tech.에서 개발중인 Micro Bat.

UC Berkeley에서는, DARPA MEMS 연구과제로서 박막전지에 기초한 1cm 크기의 Smart Fly를 개발하고 있으며, 날개가 2쌍인 곤충의 비행 메커니즘과 날개 주위의 저 Re수 3차원 비정상 유동을 연구하고 있다(그림 5). 또한, Georgia Tech.의 GTRI에서는 RCM(Reciprocating Chemical Muscle)을 이용한 곤충 형태의 Entomopter를 개발 중이며, 실제 곤충의 날개와 구조물에 유사한 강도와 중량을 낼 수 있는 제작 공정에 중점을 두고 있다(그림 6). Toronto Univ.에서는 인공 고분자 근육을 이용한 비행체를, Vanderbilt Univ.에서는 탄성체를 이용한 Ornithopter형 비행체를 각각 개발 중에 있다.

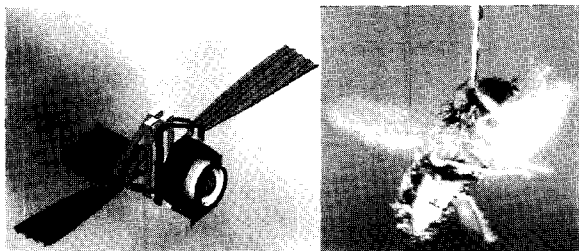


그림 5. UC Berkeley의 Smart Fly와 PIV를 이용한 3차원 유동장 측정.

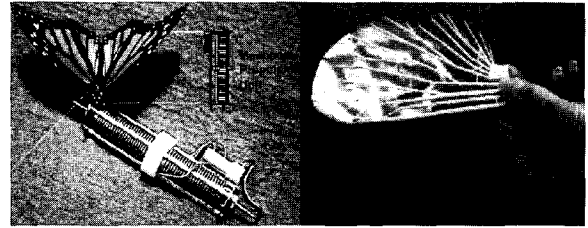


그림 6. Georgia Tech.의 RCM과 Entomopter 날개 원형.

### 2.3 동력계통 현황 및 전망

1992년 초소형 비행체의 개념이 도입된 이래로, 초소형 비행체의 동력원은 기술적인 달레마였다. 초소형 비행체는 잘 알려진 바와 같이 고정익의 경우 양항비가 4 근방으로서 일반 비행체에 비해 항력이 큰 동력을 요구한다. 회전익의 경우는, 고정익의 2-3 배 정도 동력을 필요로 하며, Ornithopter형은 회전익보다도 더 큰 동력을 소요로 하는 것으로 알려져 있다. 이에 따라, DARPA는 연구과제 예산의 절반 이상을 동력원 및 동력계통의 개발에 투입하고 있다. 현재 가장 많이 쓰이고 있는 초소형 비행체의 동력원은 리튬계열의 1차 및 2차 전지이나, 리튬전지의 개발은 개인용 통신 및 전자 기기의 폭발적인 보급에 따라 세계적으로도 많은 연구비가 투입되어 왔고, 성능도 빠르게 향상되고 있기 때문에, DARPA는 리튬전지 이외의 다양한 동력원 개발에 주된 예산을 투입하고 있다.

MIT Gas Turbine Lab.은 지난 1992년부터 엔진 자체 중량 3그램, 추진력 10그램, 9그램의 프로판 연료로 45분간 가동할 것을 목표로 초소형 가스터빈 엔진을 개발해오고 있다(그림 7). 반도체 재료인 실리콘과 MEMS 기술을 사용하여 직경 1.5cm 정도로 제작될 예정이며, 현재 전산유체역학(CFD)을 이용한 베어링, 연소기 및 압축기의 유동현상 해석 및 설계에 중점을 두고 있다. 터빈의 Cold Flow 실험이 완료되었으며, 75배 Scale-Up된 압축기를 제작, 실험을 완료하였다. 2001년에는 수소를 연료로 하는 작동 시험을 진행중

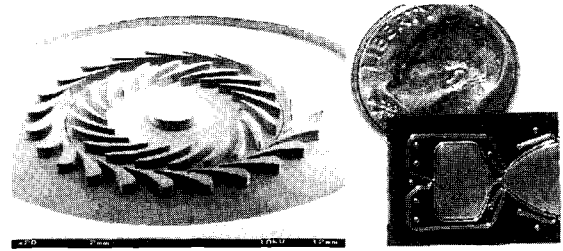


그림 7. MIT Gas Turbine Lab.의 초소형 터빈과 초소형 로켓.



이다. 또한, 동 연구소는 MEMS를 이용한 초소형 로켓을 개발하여 추력 시험을 완료하였다. MEMS 기술을 적용한 초소형 엔진의 실용적 개발은 5년 이상의 기간이 필요할 것으로 전망된다.

기존의 가스터빈 엔진을 소형화하는 기술도 개발되고 있는데, M-DOT사는 금속을 소재로 길이 7cm, 직경 4cm, 추진력 500 그램 정도의 가스터빈 엔진을 개발하고 있다(그림 8). 또한, 피스톤 엔진을 소형화한 출력 10W, 중량 10그램 미만의 디젤엔진도 D-STAR사에서 개발되고 있다. 동사는 2000년 중에 80W급의 엔진을 성공적으로 시험하였다.



그림 8. M-DOT 사의 소형 가스터빈엔진.

UC Berkeley에서는, MEMS를 이용한 초소형 로터리 엔진을 개발 중에 있으며 (그림 9), 현재 부품의 제작 공정개발과 압축시험, 연소시험 등이 성공적으로 완료되었다. 이와 같이 탄화수소(석유)계열 연료를 사용하는 가스터빈 및 피스톤 엔진들은 연료 자체의 발열량이 매우 크므로, 중량에 비한 엔진의 출력이 크고 장기간 운용할 수 있는 장점이 있다. 그러나, 엔진이

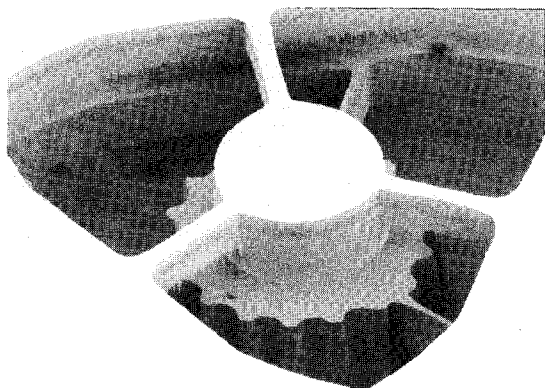


그림 9. UC Berkeley의 초소형 로터리 엔진.

작아지면 연소실의 부피에 비해 열전달 면적이 증가함에 따라 열효율이 저하되고, 시동이 어려우며 소음 및 진동이 큰 단점이 있다.

이와 같은 단점을 보완하고, 화학전지의 장점을 살리기 위하여, IGR사는 고체 산화제를 이용한 연료전지(Fuel Cell)를 개발하고 있다. 최근 개발되고 있는 박막전지(Thin Film Battery)는, 화학전지의 에너지 밀도를 거의 탄화수소계열 연료와 거의 동등한 수준으로 올릴 수 있는 가능성을 보여주고 있다. 또한, 피스톤 엔진과 가스터빈 엔진의 고온 부위에 장착하여 전기를 생성하는 열전발전기(Thermo-Electric Generator)가 버지니아공대(VPI)에서 개발되고 있으며, 초소형 엔진의 낮은 열효율을 향상시킬 것으로 예상된다.

#### 2.4 탑재체 현황 및 전망

DARPA는 초소형 비행체의 임무를 Small Scale Sensing Platform으로 정의하고 있다. 고정익형 초소형 비행체에 소비전력이 작은 CMOS 비디오 카메라를 장착하고 저출력 무선송신으로 영상을 1km 거리에서 수신하는 비행시험을 1999년 후반 실시하였으며, 2000년 중에는 5km 거리에서 영상신호를 수신하는 시험을 수행하였다. 또한, 회전익형 초소형 비행체에 주야간 감시 가능한 CMOS 적외선 비디오 카메라를 장착하여 단거리(1km) 운용 시험을 현재 수행하고 있다. 개발예산의 절감을 위해, DARPA는 초소형 비행체용 영상소자를 별도로 개발하지 않고, 영상통신용으로 개발 중인 상용 비디오 카메라를 활용하도록 하고 있다(그림 10).

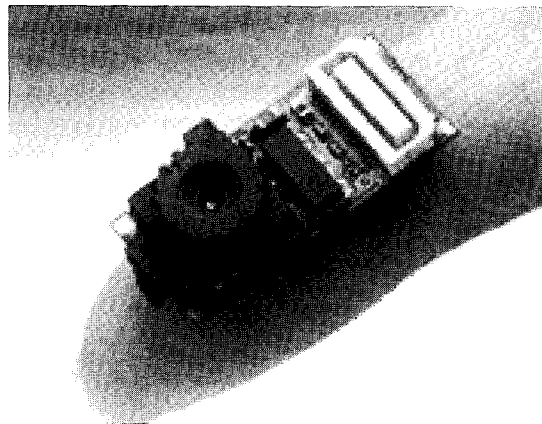


그림 10. 영상통신용 카메라.

초소형 비행체에서는 탑재체가 사용할 수 있는 전력이 제한되므로, 저전력 통신기술이 비행체의 운용반경에 결정적인 영향을 주게 된다. UCLA에서는, 많은

MEMS Sensor로 구성된 저전력 자율 무선 네트워크를 개발중이다. 이러한 네트워크는, MIT Draper Lab.에서 개발중인 Mother, Mini, MAV로 구성된 전지역 감시 개념과 같은 맥락에 있다. Mother(3-4m 크기, 회수용)는 2-3대의 Mini를 탑재하며, Mini(1-2m 크기, 일회용)는 4-8 대의 MAV(일회용)를 탑재하여 필요지역에 투하함으로써 전역을 실시간으로 감시할 수 있게 된다. MAV는 저전력 무선통신을 통해 Mini 또는 Mother에 직접 영상신호를 송신하며, 동력에 여유가 있는 Mother는 영상신호를 장거리에 있는 운용자에게 송신하게 된다.

UC Berkeley에서는, 초소형 비행체에 탑재하여 투하할 수 있는 Smart Dust를 개발중이다(그림 11). Smart Dust는 크기 1-2mm 정도로, 자유낙하 또는 단풍나무 씨처럼 비행하면서 수집되는 영상 또는 기타 정보를 위에서 언급한 저전력 자율 무선네트워크를 통해 초소형 비행체에 송신한다. Smart Dust에서 특이한 점은 레이저를 통신수단으로 제안하고 있는 것이다. 1 inch 크기의 Smart Dust 원형과 초소형 비행체간의 레이저 통신 시험을 완료했으며, Smart Dust 간의 통신 시험을 2000년 중에 성공적으로 수행하였다.

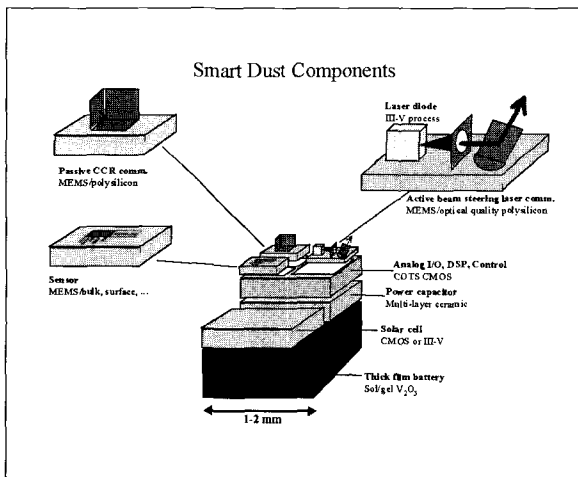


그림 11. UC Berkeley의 Smart Dust.

**2.5 미국의 초소형 비행체 전망**

이상에서 미국의 초소형 비행체 관련 연구개발 현황과 전망을 부문별로 살펴보았다. 주목할 점은, 연구전문기업과 학교, 대기업, 군 연구기관 간의 협력이다. 또한 학교 내에서도 학문분야, 학과, 연구소 사이의 협력이 긴밀하게 이루어지고 있다. DARPA의 지원 하에, 1단계(1997-2001) 초소형 비행체 과제는 설정된 목표를 성공적으로 달성한 것으로 평가받고 있으며, 이에 따라 2

단계(2001-2004)에서는 지원 프로그램을 확대하였고, 연구예산을 300% 정도 증액하여 지원하고 있다. (<http://www.darpa.mil/TTO/programs.html>)

2단계에서는 1단계에서 미흡했던 자동항법 비행 부분에 초점을 두고 악천후 환경에서의 완전 자동항법 비행이 가능한 비행체 개발을 목표로 하고 있다. 또한, 이 프로그램 외에도 DARPA는 기관 전체 개발예산의 30%에 가까운 예산을 초소형 비행체와 직간접적으로 관련된 마이크로 기술 개발에 투입하고 있다. 이러한 기술개발 과정에서, 미국의 산업계, 학계는 21세기의 선도기술인 Micro System 분야에서 우위를 점할 수 있을 것으로 전망된다. 또한, 미국의 수요군은 소대, 분대 단위에 이르기까지 자체적인 실시간 정찰 능력을 다른 나라에 5년 이상 앞서 배치할 수 있을 것으로 예상된다.

표 2. 초소형 비행체 2단계(2001-2004) 지원 DARPA 프로그램.

프로그램명	연구 내용
Organic Air Vehicle (OAV)	1단계 기술의 승계 개발 완전 자동항법 계통 개발 마이크로 센서 개발 전천후 비행가능 비행체 개발
Fire Control System(FCS) OAV	실용 목표관측용 비행체 개발 관측용 센서 개발
Small Scale Propulsion System	다양한 동력계통 개발 (터빈/로켓/내연기관) 크기 0.5cm - 5cm 추력 10g - 10kg

미국의 초소형 비행체 과제를 추진하고 있는 가장 큰 원동력은, 학문적 창의력과 실제적인 기술의 조화가 인정받는 연구환경이라 할 수 있다. 10개의 과제 중 8개의 과제가 연구기업이 주가 되어 수행하고 있으며, 학교와의 공동연구를 통해 연구비 절감과 시너지 효과를 내고 있다. 또한, 현재의 학문 및 기술 수준과 향후의 발전 방향을 정확하게 인식한 상태에서, 과제의 개발목표를 분명히 정의하고 이를 달성하기 위해 필요한 기술을 선정하는 DARPA의 역량은 주목할 만하다. DARPA는 필요한 연구인력에게 필요한 연구비를 적시에 지원하고 학문적, 기술적으로 극복하여야 할 도전목표를 제시함으로써 연구의 효율성을 높이고 있다.



### 3. 국내 개발 현황 및 전망

#### 3.1 국내 연구과제 현황

국방과학연구소, 한국과학기술연구원(KIST), 세종대학교/(주)대한항공, 건국대학교, 한국과학기술원(KAIST), 서울대 등에서 초소형 비행체와 관련된 연구가 수행되고 있다. KIST에서는 기관고유사업의 일환으로 지난 1999년 7월부터 최대 5년간 지원하는 과제가 진행 중이다. 세종대학교/(주)대한항공과 국방과학연구소는 연구인력 개인 차원의 연구가 과제 형태의 지원 없이 1998년 12월부터 진행되고 있다. 건국대학교는 학생 동아리의 프로젝트로서 비행체를 개발 중이며, KAIST와 서울대에서는 산자부 지원하에 설계기법, 작동기, 초소형 엔진 등이 연구되고 있다. 다음에서, 국내 연구 현황과 개발전망을 부문별로 살펴보기로 한다.

#### 3.2 비행체/제어계통 현황 및 전망

고정익형, 회전익형, Ornithopter 형 비행체의 연구가 진행 중이며, 이중 고정익형 비행체는 1999년 12월 비행시험한 바 있다[1]. 국방과학연구소에서는 모형비행체용 엔진과 무선조종장치를 이용하여 총 중량 95그램인 전익기 형태의 초소형 비행체를 약 10초간 비행하였다(그림 12). 비행시간이 짧았으나, 제한된 크기의 비행체를 안정적으로 제어할 수 있었다는 점에서 성공적이었다.

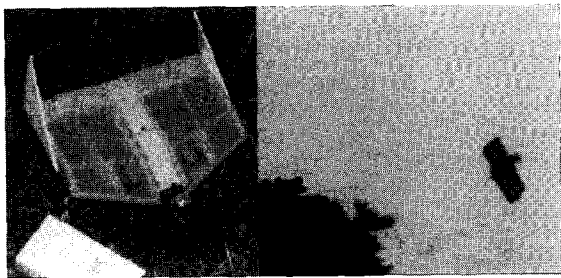


그림 12. 국방과학연구소의 초소형 비행체.

한국과학기술원(KAIST)의 항공우주공학과에서도, 총 중량 53그램인 전익기 형상의 초소형 비행체를 약 10초간 비행하는데 성공하였으며, 안정된 제어측면에서 다소 미흡하였다[3], (그림 13).

KIST에서는, 기관고유사업의 일환으로 비행체/제어계통/동력계통/탑재체의 기초기술을 개발하는 연구과제를 1999년 7월부터 수행 중이다. 회전익형과 고정익형 비행체를 개발 중이며, 자체개발 중인 제어계통과 탑재체를 시험하는 시험대로 사용될 예정이다. 제어계통

의 연구로는, 지형인식에 의한 자동항법과 자가학습에 의한 제어 알고리즘을 개발 중이다.



그림 13. KAIST의 초소형 비행체.

건국대학교에서는, 고정익형/회전익형/Ornithopter형의 다양한 비행체와 복합재를 이용한 작동기 개발 연구를 수행하고 있으며, 기존의 복합재 압전 작동기에 비해 40% 가볍고 작동 변위가 60% 이상 큰 작동기를 개발하는데 성공하였다(그림 14). 폴리머를 이용한 유연 작동기와 작동기의 경량화 연구가 현재 진행 중이며, 초소형 비행체의 조종면 작동기, Ornithopter형 비행체의 날개 구동장치로서 활용될 전망이다.

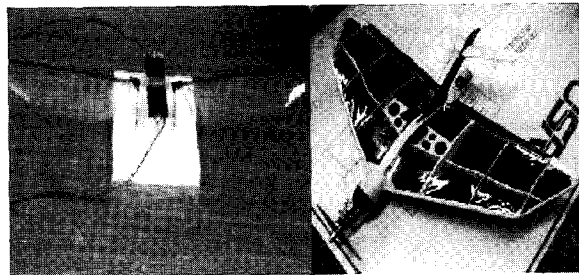


그림 14. 건국대학교 : 압전 작동기를 이용한 Ornithopter와 고정익 비행체.

세종대학교/(주)대한항공에서는, 1998년 12월부터 총 중량 35그램, 체공시간 30분을 목표로 고정익형 초소형 비행체를 개발하여 현재 시험비행 단계에 있다. 중량 3.5그램의 초소형 제어계통을 개발하였으며, 충분한 안정성을 확보한 비행체 형상 개발에 주력하고 있다(그림 15). 동력원으로는 리튬전지를 사용하며, 전기모터의 특성에 맞추어 프로펠러를 최적설계 함으로써 동력계통의 효율을 높이고 있다.

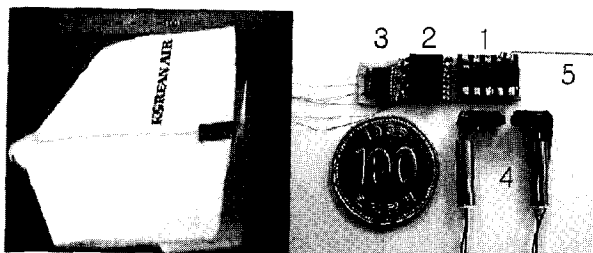


그림 15. 세종대학교/ (주)대한항공의 초소형 비행체와 제어계통.

### 3.3 동력계통 현황 및 전망

현재, 소형 모형비행체 엔진과 리튬전지가 국내 초소형 비행체의 동력원으로 사용되고 있다. 리튬전지 기술개발에는 삼성, LG 등을 비롯한 많은 기업들이 투자하고 있으며, 국제적으로 경쟁력 있는 기술수준을 갖추고 있다. 또한 KIST에서 개발중인 리튬 박막전지는, 리튬 2차 전지의 에너지 밀도를 현재의 0.5MJ/kg에서 탄화수소계 연료의 1/4 정도인 10MJ/kg 수준까지 향상시킬 가능성을 보이고 있다.

MEMS를 이용한 초소형 엔진 분야에 있어서는, KIST 초소형 터빈엔진 개발을 진행중이며, 1999년 초소형 터빈 (그림 16)의 시험제작에 성공한 바 있으나,

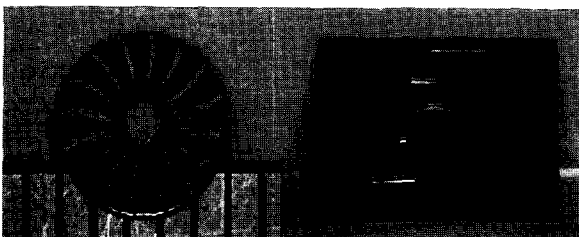


그림 16. KIST의 초소형 터빈.

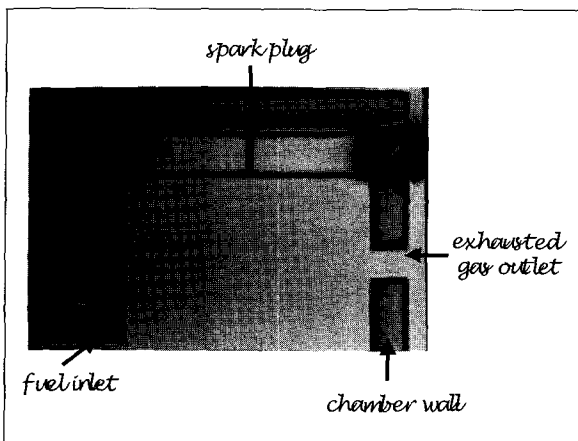


그림 17. KAIST의 초소형 내연기관.

2000년 들어와서 중단되었다. 또한, KAIST의 전기전자공학과, 항공우주공학과는 공동으로 초소형 내연기관을 개발 중에 있으며, 2000년 상반기 중 시험연소에 성공하였다(그림 17). 미국의 경우와 마찬가지로, 국내에서 연구 중인 초소형 엔진이 실제적인 동력기관으로 활용되려면 5년 이상의 시간과 많은 연구가 필요할 것으로 예상된다.

### 3.4 탑재체 현황 및 전망

KIST에서는 초소형 비행체 탑재용 적외선 영상 소자를 개발 중이며, 현대전자(주)에서는 영상통신용 CMOS 비디오 카메라를 개발하였다. 또한 KIST의 위탁으로, 동의대학교에서는 초소형 비행체용 무선 영상 전송 시스템을 개발 중에 있다. 영상 소자와 전송 시스템의 목표 중량/크기/전력소모 등은 초소형 비행체 탑재용으로는 현재 부적합하나, 점진적으로 소형 경량화 될 전망이다.

초소형 탑재체 기술과 초소형 로켓 기술을 결합하면, 야구공 크기 또는 그 이하인 피코-위성(Pico Satellite)의 개발이 가능하게 되어, 위성발사 비용을 2억원 대로 낮출 수 있을 것으로 전망된다. 대규모 우주개발 비용을 부담하기 힘든 우리 나라에서도, 이와 같은 Micro System 기술을 확보함으로써, 적은 예산으로도 핵심 우주 개발기술을 자체개발 할 수 있을 것으로 예상된다.

### 3.5 국내 초소형 비행체의 전망

이상에서 살펴본 바와 같이, 국내 초소형 비행체 관련 연구는 KIST 외에는 본격적인 연구과제 자체가 없는 가운데, 개인 차원으로 수행되고 있다. KIST의 연구과제는 기관고유사업이라는 특성상 초소형 비행체와 관련된 다양한 기술 분야의 개발목표를 설정하고 개발 인력을 확보하는 데 난점이 있다. 이와 같은 국내 환경에서는, 초소형 비행체의 비행가능성과 탑재 효율성을 확인하는 단계 이상으로 발전하는 것은 어려울 것으로 보이며, 체계적인 연구과제의 지원이 뒷받침 될 때 군의 정찰전력 강화 뿐 아니라 각 기술분야로의 파급을 통한 국가 기술경쟁력 강화를 이룰 수 있을 것으로 전망된다.

미국의 경우, AeroVironment 등의 연구전문기업과 대학교 연구소들이 선행연구를 통해 초소형 비행체의 가능성을 확인하였고, DARPA가 다양한 기술분야를 종합할 수 있는 연구과제를 도출하도록 협조하였다. 우리의 연구 환경은, 연구기관에서의 선행 연구 자체가 힘든 상황이며, 이에 따라 초소형 비행체 연구는 개인 차원으로 수행되게 되었다. 현재, 국내 초소형 비행체 관련 인력은 과학재단이 지원하는 미세비행체 연구



회 활동을 통해 기술 및 정보를 공유하며 협력하고 있으며, 공동의 연구 목표를 정의하고 연구과제를 도출하려는 노력을 지속하고 있다.

### 3.6 초소형 비행체 관련 필요기술

개발 목표와 시간적인 진행을 기준으로 초소형 비행체 연구를 구분하면 다음과 같은 3단계로 볼 수 있다.

- (1) 비행가능성 검증
- (2) 자동항법비행
- (3) 실용화

현재 국내의 연구는 (1)단계에 머물고 있으며, 미국에서는 고정익/회전익 초소형 비행체의 경우 (2)단계, Ornithopter 비행체의 경우 (1)단계에 있다. (1)단계는 기존의 상용 부품을 최대한 활용하여 개발하게 되며, 한마디로 파워게임이라 할 수 있다. 비행체의 중량은 동력계통과 제어계통의 설계에 따라 결정되며, 현재 가능한 한계는 제어계통 외의 탑재체가 없을 때 25그램 정도이다. 고정익 비행체의 경우, 현재까지 필자의 경험과 미국의 선례를 보면, 전익기 형상이 바람직하며 비행체 형상에 따른 양항비의 변화는 크지 않은 것으로 보인다. 따라서, 비행체 중량의 30% 이상을 추력으로 낼 수 있는 동력계통설계기술이 (1)단계의 관건이 된다. 이 외에도, 정안정성을 갖춘 비행체 형상 설계와 신뢰성 있는 제어계통이 뒷받침되어야 한다. 초소형 비행체는 크기의 제약으로 인해 주익의 중형비도 작아짐에 따라 롤운동에 대한 감쇠가 적으며, 교란에 대한 롤운동 반응 속도가 일반 모형비행체에 비해 크다. 또한, 길이의 제한으로 종운동 조종면과 무게 중심과의 거리가 짧게 되므로, 종운동 조종면의 면적도 상대적으로 커져야 한다. 최근 개발되어 시판되는 모형비행체용 초소형 무선조종장치들은 중량과 전력소모가 작으나, 조종입력에 대한 반응속도가 느린 단점이 있다.

회전익형, Ornithopter 형 초소형 비행체의 경우에는 동력이 고정익형의 2-3배 정도 필요하므로 동력계통 설계가 더욱 중요하게 된다. Ornithopter 형 비행체의 개발에는 비행 메커니즘의 이해와 성능해석을 위한 3차원 비정상 유동연구와, MEMS 작동기 등 날개구동 시스템 연구가 수반되어야 한다.

(2)단계에서는, 소형 GPS 항법계통의 소형 경량화 및 소비전력 감축이 성패를 좌우할 것으로 예상된다. 현재 기술의 한계는 중량 50그램, 소비전력 0.3W 정도이며, 초소형 비행체에 탑재하기 위해서는 중량을 7그램 정도까지 줄여야 한다. 차량운행 시스템과 같이 GPS 장비의 일반 보급에 힘입어, 소형이면서 전력소비가 적은 차세대 GPS 프로세서가 2002년 정도에는 개발될 것으로 예상된다. 여기에는, 자이로, 고도계 등

의 센서와 조종면 작동기, GPS 안테나 등을 소형화하는 것이 필수적이다. GPS 자동항법계통의 탑재에 따라 증가하는 중량과 추력 소요를 수용하기 위해서는, 동력계통과 비행체 형상의 최적설계 기법의 개발이 요구된다. 또한, 초소형 부품들이 개발되는 동안 항법계통을 시험할 수 있는 날개폭 30cm 급의 Testbed 비행체가 필요할 것으로 예상된다.

(3)단계에서는, 영상소자 등 탑재체 기술과 저전력 무선통신 기술, 암호화 통신 기술, 영상인식 등 실시간 정보 분석 기술, Goggle Display와 같은 사용자 인터페이스 기술 등이 초소형 비행체의 실용 가치를 결정지을 것으로 예상된다. 또한, 박막 전지, 초소형 엔진, 연료 전지 등 동력원을 포함한 동력계통 최적설계 기술이 비행체의 운용가능 반경과 체공시간을 결정하게 된다. 초소형 엔진의 개발에는, 내열성 소재인 SiC를 가공하기 위한 LIGA 공정기술 개발이 필수적이다.

## 4. 결 론

이상에서 살펴 본 초소형 비행체는 21세기를 선도할 Micro System 기술의 집약체로서, 다양한 기술 및 학문 분야의 협력을 통해 큰 파급효과를 가져올 것으로 기대된다. 또한, 군사적인 활용가치가 큰 특성상, 해외로부터의 기술이전은 기대하기 어려우며, 독자적인 기술 확보가 바람직하다. 체계적인 초소형 비행체 연구과제를 도출하고 시행함으로써, Micro System 분야의 국가 기술경쟁력을 확충할 것이 요망된다.

## 참고문헌

1. 류태규, 정인재, "고정익 초소형 비행체 형상 설계 및 검증" 한국항공우주학회지, 28권, 4호, pp136-142, 2000년 6월.
2. 류태규, 정인재, "고정익 초소형 비행체 개념분석" 국방과학연구소 제7회 비행체 개발기술 심포지움 논문집, pp56-64, 2000년 4월.
3. 신승환, 은연주, 권세진, 이덕주, "초소형 비행체 IM-II의 제작 및 비행 테스트" 한국항공우주학회 춘계 학술발표회 논문집, pp65-68, 2000년 4월.
4. 안 존, "초소형 비행체의 개발현황 및 추세", 비행체술과 정보, 13호, pp3-8, 1999년 7월.
5. 안 존, "초소형 비행체(MAV) 개발", 국방과학연구소 제7회 비행체 개발기술 심포지움 논문집, pp76-81, 2000년 4월.
6. 윤광준, 이재우, 이영재, 변영환, "초소형 비행체(MAV)의 현황 분석 및 개발방향" 한국항공우주학



- 회지, 26권, 7호, pp170-179, 1998년 11월.
7. Larry Lynn, "Statement Before Subcommittee on Acquisition and Technology, Committee on Armed Services", US Senate April, 1999.  
[http://www.darpa.mil/body/newsitem/lynn\\_03\\_11\\_97.htm](http://www.darpa.mil/body/newsitem/lynn_03_11_97.htm)
  8. Frank Fernandez, "Statement Before Subcommittee on Emerging Threats and Capabilities, Committee on Armed Services", US Senate March, 1997.  
<http://www.darpa.mil/body/newsitem/darpa42099a.htm>
  9. "Tiny Drones May be Soldier's New Tool", Aviation Week & Space Technology, June 8, 1998, pp42-48

10. "TTO Programs-Micro Air Vehicles (MAV)",  
<http://www.darpa.mil/tto/programs/mav.htm>
11. Tad McGeer, private meeting, Aug., 2000.

안 존

1986. 6 서울대학교 항공우주공학과 졸업(학사)
  1988. 2 서울대학교 항공우주공학과 졸업(석사)
  1997. 2 MIT Dept of Aeronautics and Astronautics 졸업(Ph.D.)
  1988. 2 - 2001. 3 대한항공 한국항공기술연구원 근무
  2001. 3 - 세종대학교 항공우주공학과 조교수
- 전공 : 공기역학, 전산유체역학, 추진기관  
 관심분야 : 항공기 공력설계, 초소형 비행체(Micro Air Vehicle), 에어컨디셔너