PAV 적용을 위한 고속 회전익기 개념 개괄

황창전*, 안병호**

Overview on High Speed Rotorcraft Concepts for the Personal Aerial Vehicle(PAV) Applications

Chang-jeon Hawang*, Byung-ho Ahn**

Abstract

PAV(Personal Air Vehicle) can be an alternative of the saturated ground transportation in future and can be available in any time and anywhere. This paper describes some overview on high speed rotorcraft concepts for the PAV applications. First, the requirement of PAV is surveyed. Then the existing concepts of high speed rotorcrafts are reviewed. Several on-going projects are summarized. Finally, technical issues of high speed rotorcraft to apply to PAV platform are explored.

초 록

본 논문에서는 언제 어디서나(유비쿼터스) 빠르게 지점간 수송을 가능하게 해주며 현재의 자동차를 대체할 수 있는 개인용 항공기, 즉 PAV(Personal Air Vehicle)에 대하여 요구조건을 살펴보고, 기존의 고속 회전익기 개념과 현재 진행 중인 고속회전익기 개발사업을 개괄적으로 검토하여, PAV 적용가능 플랫폼으로서 고속 회전익기 개념 및 기술적 이슈를 탐색하였다.

키워드 : 개인용 항공기(personal aerial vehicle), 회전익기(rotorcraft), 고속(high speed), 개념개괄(concept overview), 기술적 이슈(technical issue)

1. 서 론

현재의 수송교통체계는 시간이 지날수록 포화상태로 가고 있으며, 지상철도/도로망, 공항 등 인프라 구축에도 갈수록 한계를 가지게 된다. 항공기술의 발전, 소득수준의 향상 등은 포화된 지상교통망을 뛰어 넘어, 언제 어디서나(유비쿼터스) 빠르게 지점간(Point-to-point, Door-to-door) 수송을 가능하게 해주며 현재의 자동차를 대체할 수 있는 개인용 항공기, 즉 PAV(Personal Air Vehicle)의 출현을 강하게 요구하고 있다[1-3]. 이와 관련하여 미국은 NASA LaRC가 중심이 되어 PAVE(PAV Exploration)사업[1](2001-2004)을 수행한 바 있으며, 공역에서의 자유비행을 위한 인프라 구축을 위한 SATS사업을 수행한 바 있다.

* KHP사업관리팀/chwang@kari.re.kr
** GaTech/bhahn@asdl.gatech.edu

또한 미국은 2004년 12월 미 의회에 2025년까지의 미래 항공수송 종합계획인 NGATS (Next Generation Air Transportation System)를 수립, 보고한 바 있다[4].

회전익기(Rotorcraft, Rotary Wing Aircraft)는 회전하는 날개를 통해 양력을 얻는 항공기로 수직이착륙(VTOL)이 가능하여 지상 인프라 소요를 최소화하여 PAV적용에 장점을 가진다, 한편 전통적 헬리콥터나 오토자이로는 회전면하중을 상대적으로 크게 할 수 있어 필요마력에서 장점을 가지나, 통상 순항속도가 100-150kts 수준으로 낮아 250kts 이상의 틸트로터, 복합형 헬리콥터 등 고속 회전익기 연구개발이 많이 되어 왔다[5].

동 논문에서는 PAV 요구조건을 살펴보고, 기존의 고속 회전익기 개념과 현재 진행 중인 고속 회전익기 개발사업을 개괄적으로 검토하여, PAV 적용가능 플랫폼으로서 고속 회전익기 개념 및 기술적 이슈를 탐색하고자 한다.

2. 기존 PAV 연구 개괄 및 분석

NASA LaRC 주도의 PAVE 사업(2001-2004)이 시작되기 이전의 PAV 연구는 소위 "날으는 자동차"에 관심을 가진 항공 매니아 층에 의해 명맥을 이어왔다. 하지만, 개인에 의한 연구라는 한계로 인해 전체 항공수송시스템 차원에서 접근하기 보다는 제대로 정립된 설계 요구조건도 없이 비현실적이기도 한 형상들을 제시하는데 그쳐왔다.

NASA가 보잉 등의 항공업체 및 미 대학들과 연계하여 공식적으로 추진된 PAVE 프로그램에서는 그동안의 문제점들을 인식하고, PAV 연구를 요구조건(Requirements), 형상개념(Concepts) 및 요구기술(Technologies) 등 세 영역으로 분류한 후 체계적으로 접근하였다.

2.1 PAV 요구조건

수직이착륙기(VTOL) 형상으로 PAV에 대한 연구를 활발히 수행한 미국 조지아 공대(GaTech)의 Ahn et al.[6] 및 Li et al.[7] 연구에 의하면, PAV의 임무형상은 그림 1과 같이 정리되며, 상위요구도는 Table 1과 같다. 먼저 PAV는 이착륙 거리에 따라 VTOL, ESTOL, STOL, CTOL의 4그룹으로 구분될 수 있으며, 각 그룹은 다시 단일모드(Single Mode)와 이중모드(Dual Mode)로 구분 가능하다. 이중모드는 지상교통망을 이용한 지상통행도 가능한 항공기를 의미한다. 각 모드는 다시 저속(250-100kts), 고속(>250kts) 옵션을 갖게 된다. 순항고도는 10,000ft 이하 공역을 이용하는 것으로 연구되었다.

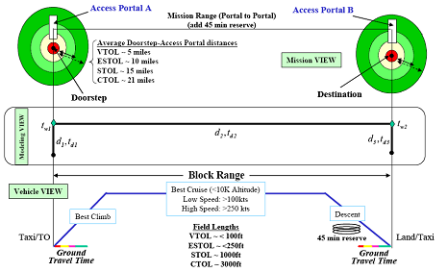


그림 1. PAV 임무형상[6]

표 1. PAV 상위요구조건[7]

REQUIREMENT	CRITERION	TARGET/ CONSTRAINT
Performance		
Speed	Cruise Speed (kts)	Ref. to Mission Profile
Noise	Flyover Noise (dB)	<79
Travel Time	Total Travel Time (hr)	<3.5
Takeoff Length	Total Distance to clear 50' obstacle (ft)	Ref. to Mission Profile
Safety	Accident Rate : Number of fatal accidents per 1,000,000 FH	<5
Reliability	MTBF : Mean Time Between Failure (hr)	>80
Maintainability	MTTR : Mean Time To Repair (hr)	>50
Easy to Operation	TTR : Training Time Requirements (hr)	<20
Mobility	TTBT : Total Time Before Takeoff (hr)	<0.3
Economics		
Price	Acquisition Price ($)	Minimize
Cost	Direct Operating Cost ($)	Minimize

통상 이중모드의 경우는 이착륙지점이 출발지로부터 멀리 떨어진 경우에 요구되는 개념으로 수직이착륙기의 경우는 굳이 요구되지 않는 사양이다.

다음으로 상위 요구조건으로 살펴보면, 표 1에

요약되어 있듯이 소음수준, 항속시간, 안전성, 신뢰성, 정비성, 운용 용이성, 이동성 등에서 구체적인 목표치가 제시되어 있다.

2.2 NASA PAVE사업에서 도출된 개념

PAVE사업 착수이전 PAV용 플랫폼 개념으로는 분리형, 날개접이식, VTOL형 등 10여개의 개념이 제시되었으며[1-3], PAVE 사업을 통해 개념연구된 구체적인 플랫폼 형상은 그림 2와 같다[8]. 현재 운용 중에 있는 소형헬기 형상에서 새로운 개념의 이중모드 형상까지 다양하게 검토되었음을 알 수 있으며, 인프라 구축, 대중 호응도(Public Acceptance) 변화 및 PAV 요구조건 구체화 정도에 따라 현재의 공항 시설을 활용하는 소형헬기 또는 단거리 이착륙 소형 자가용 비행기에서 단일모드 형상으로 발전해 나갈 것으로 예상된다.

2.3 PAV 핵심기술

전통적인 기술연구 영역인 공력성능향상 및 무게감소 등도 중요하지만, PAV의 대중화에는 고성능, 고효율의 엔진, 소음 저감기술 및 비행제어 기술의 개발이 필수적이다.

R44, Hawk4, Bell 609를 기준모델로 한 Li 등의 연구[7]에 의하면 기존의 수직이착륙 항공기 형상으로는 표 1의 성능 및 소음기준을 만족하는 설계공간이 존재하지 않으나, 신규 로터 및 엔진 탑재, 자체무게 저감, 소음 감소 기술 등의 적용을 통해 타당성 있는 설계공간을 찾을 수 있다는 결론을 도출하였다. 한 예로 기존의 Hawk4 Gyroplane 형상을 이용한 Ahn et al.[6] 연구에서는 요구조건의 충족을 위해서는 최소한 10% 이상의 엔진효율 향상, 5-10% 정도의 엔진 파워 및 회전면 하중의 증가가 필요함을 보여주고 있다.

현재, NASA 주도의 PAVE 사업은 미래 교통수단으로서 PAV의 불가피성과 요구조건 분석, 가능 형상 및 필요 기술 분석 등을 통한 개념 설계 수준에서의 PAV 개발 타당성에 대한 연구를 수행한 후, 미국의 우주개발 최우선 정책에 따른 항공분야 예산 감소의 영향으로 잠정 중단 상태이다. 하지만, 여전히 연례 대회 형식의 PAV CC (PAV Centennial Challenge) 가 NASA 및 민간 합동으로 발표되는 등 다양한 형태로 간접연구들이 수행 중이다[9].

CONF.	TYPES	MAIN ATTRIBUTES
	Dual Mode CTOL(LaRC)	✓ 4 Passenger @ 200lbs ✓ 61kts Stall Speed(2000ft field length)
	Dual Mode CTOL(LaRC)	✓ Dual Turbofan Propulsion System ✓ Design Speed 250kts
	Dual Mode CTOL(VPI)	✓ Gross Weight 3,300lbs ✓ Design Speed 150kts
	Single Mode VTOL(LaRC)	✓ 2 Pax. (Baseline : Grumman 698) ✓ Gross Weight ~2,000lbs
	Single Mode ESTOL(LaRC)	✓ 2 Pax. 7.5'W 7'H ✓ Dual Recipro. Counter-rotating Prop.
	Single/Double ESTOL(Cal Poly)	✓ TOGW 3,000lbs ✓ 4 Turbofan Engines

CONF.	TYPES	MAIN ATTRIBUTES
	Single Mode VTOL(Cal Poly)	✓ 2 Turbofan Engines, Gyrocopter ✓ TOGW 3,000lbs
	Single Mode CTOL(Cal Poly)	✓ 2 Turbofan Engines, Canard Pusher ✓ TOGW 3,500lbs, Wing Span 20'
	Dual Mode CTOL(Boeing)	✓ Folding Wing Airplane ✓ TOGW 4,000lbs, Wing Span 36'
	Dual Mode VTOL(Boeing)	✓ Folding Rotor(Baseline : MD520N) ✓ TOGW 3,350lbs, Vc 152kts
	Single Mode ESTOL(GaTech)	✓ Powered Auto-gyro(Baseline : Hawk4) ✓ TOGW 3,500lbs, Vc 120kts
	Single Mode VTOL(GaTech)	✓ Helicopter(Baseline : R44) ✓ TOGW 2,400lbs, Vc ~116kts

그림 2. PAVE 비행체 개념[8]

3. 고속 회전익기 개념

현재 검토되고 있는 PAV 형상에는 일반 활주로 이착륙에서 수직이착륙까지 다양한 형상들이 포함되어 있으나 편리한 지점간 이동 및 전체 이동소요시간의 감소를 위해서는 수직이착륙 개념 적용이 중요한 요소라고 판단된다. 하지만, 터보제트나 터보팬 수직이착륙 항공기에서는 수직이착륙 및 순항비행 모드간 필요추력 차이, 이착륙시 높은 필요마력 요구 등으로 인한 엔진 효율문제가 있으며, 일반 헬리콥터에서는 속도한계 문제 등 기술적인 장벽이 존재하는 것이 현실이다. 동 연구에서는 회전익기의 고속화 부분에 국한하였다.

3.1 비행기록이 있는 고속 회전익기 기존개념

MANUFACTURER DESIGNATION (COUNTRY)	CONFIGURATION	TOGW(lbs) Vmax(kts) FF Yr	REMARKS
Flettner F1 185 (Germany)		1,985 N/A 1938	* Powered Autogyro
WNF Wn 342 V4 (Germany)		1408 22 1942	* Tip Jet Autogyro * 109dB at 3m from rotor tip
VFW H3 Sprinter (Germany)		2,134 162 1970	* Cold Cycle Tip Jet Autogyro
Fairy Gyrodyne (UK)		4792 111 1947	* Thrust Compound
Fairy Jet Gyrodyne (UK)		6,000 N/A 1954	* Tip Jet Compound * High Fuel Consumption(3x) * Very Noisy
Fairy Rotodyne (UK)		32932 165 1957	* Tip Jet Compound * 106 PN dB @ 200ft
Sud-Ouest SO 1110 Ariel II (France)		2376 92 1947	* Tip Jet Compound
Sud-Ouest SO 1310 Farfadet (France)		~3,400 143 1953	* Tip Jet Compound
Kamov Ka-22 Vintokryl (Russia)		36,400 196 1960	* Side-by-Side * 80 Pax.

그림 3. 비행기록이 있는 고속회전익기(미국외)[10-11]

그림 3는 비행기록이 있는 고속 회전익기 개념을 미국 이외 사례, 그림 4는 미국의 사례 중 대표적인 것을 각각 보여준다. 속도데이터가 있는 것을 살펴보면 250kts까지의 고속이 아닌 것이 많이 있으나, 현재 기술이 적용되면 고속화가 가능한 개념으로 분류되는 것은 함께 정리하였다.

기존의 개념은 표 2와 같이 다양한 선택사양을 가지게 되는데, 대표적인 것으로 Powered Autogyro, Tip Jet Autogyro, Tip Jet Compound, Thrust Compound 등으로 분류할 수 있으며, Kamov Ka-22의 Side-by-side 개념, Bell의 Tilt Rotor 개념 등이 더 있으나 PAV용으로는 부피가 작아야 하므로(Compactness) 적용에 무리가 있을 것으로 판단된다. 노출된 로터의 경우는 해군용 헬리콥터와 같이 접이식 기능을 넣으면 부피를 많이 줄일 수 있다. Tip Jet 구동 방식 로터(Reaction Drive Rotor)의 경우, 깃단에 연소기가 있는 경우와 압축공기를 뿜어주는 방식이 있는데, 소음문제가 심각한 것으로 보고되고 있으며, 여러 형태의 소음기 연구도 수행된 것으로 보고되어 있다[10].

MANUFACTURER DESIGNATION (COUNTRY)	CONFIGURATION	TOGW(lbs) Vmax(kts) FF Yr	REMARKS
McDonnell XV-1 (USA)		5,500 180 1954	* Tip Jet Compound
Piasecki 16H-1 Pathfinder (USA)		11,000 148 1962	* 1 Turbo Shaft * Ducted Prop
Piasecki 16H-1 Pathfinder II (USA)		~11,000 200 1966	* 1 Turbo Shaft * Ducted Prop
Bell Model 533 (USA)		9,181 275 1962	* High Perf. Helo * Wing+2 Turbo Jet
Bell V-22 Osprey (USA)		47,500 275 1989	* Tilt Rotor
Kaman Seasprite (USA)		~13,500 200 1963	* Wing+1 Turbo Jet
Lockheed XH-51A (USA)		~4,092 263 1964	* Rigid Rotor Demo. * Wing+1 Turbo Jet
Lockheed AH-56 Cheyenne (USA)		16,960 225 1967	* 3 Bladed Pusher Prop * Rigid Main Rotor * Wing
Sikorsky XH-59A ABC (USA)		10,912 263 1973	* Rigid Coaxial Rotor * 2 Turbo Jet for Thrust

그림 4. 비행기록이 있는 고속회전익기(미국)[10-11]

3.2 회전익기 고속화의 기술적 이슈

회전익기의 로터는 전진비가 증가함에 따라 전진부(Advancing Side)에서는 음속장벽, 후퇴부(Retreating Side)에서는 역류(Reverse Flow) 영역이 매우 넓어지며, 그 효과에 의해 강한 공력하중 불균형 및 비정상 현상이 발생하고, 이에 따른 롤링모멘트에 의해 구조적 문제, 진동문제를 야기한다. 힌지없는 허브로 약 220m/s 깃단속도를 가진 G Lynx의 경우 세계속도기록 달성시 전진비가 약0.5였던 점을 고려시 전진비 0.5는 전통적 로터의 기술적 한계치로 생각된다.

표 2. 회전익기 개념 선택가지

Rotor Driven Method	High Speed Rotorcraft
1. Powered Rotor a. Shaft Driven Single+Anti Torque System CTR Tail Fan NOTAR VDTP PATS Coaxial Synchropter Tandem Side by Side b. Reaction Driven Pressure Tip Jet Cold Cycle Warm Cycle Hot Cycle Tip Combustion Jet 2. Auto Gyro Rotor 3. Mixed(Powered @ TO/L)	1. Compound Helicopter/Auto Gyro Thrust Compound Pusher Prop. Turbo Jet Turbo Fan Lift Compound Wing 2. Tilt Rotor/Tilt Wing Tilt Rotor Tilt Ducted Rotor 3. Stopped Rotor/Wing 4. Tail Sitter
Miscellaneous	
Shrouded(Ducted) or not Hub Type Articulated Hingeless Bearingless Rigid Variable Dia. and/or RPM Hinged Blade	

이를 극복하기 위한 방법으로 그림 5의 속도 경신 이력에서 보이듯이 Bell 533, ABC 등은 Rigid Rotor 개념을 적용했고, Tilt Rotor는 Rotor를 Tilt하는 개념을 적용했다. Rigid Rotor의 경우는 고진동, 고중량 문제가 있는 것으로 알려져 있다.노출된 Powered Rotor의 경우는 그림 5에서 볼 수 있듯이 약 260kts가 최대속도의 한계치로 보인다. 하지만, Heliplane, CCTD 등의 Powered Autogyro 개념에서는 고속비행시의 로터가 자동회전하여 비행체에 토크가 전달되지 않아 이러한 문제를 해결한 것으로 보인다. 하지만, 여전히 고속에서의 로터 불안정성 및 과도한 소음 등의 문제를 안고 있다.

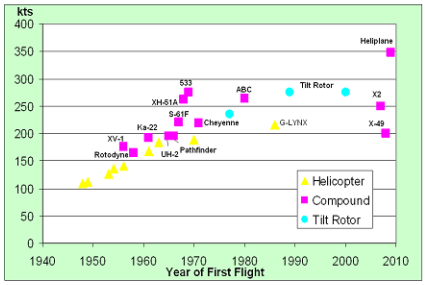
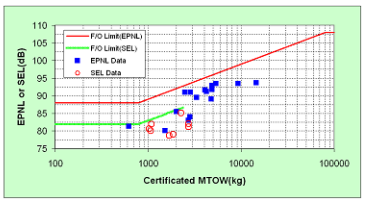
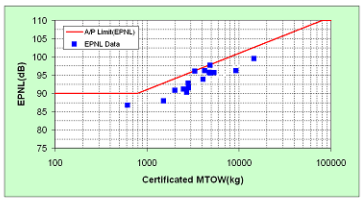


그림 5. 회전익기 속도 기록 이력[10-11]

회전익기 기술적 이슈의 대표적인 사례로 그림 6의 기존 헬리콥터의 소음수준을 보면 PAV 기준인 79 SEL dB를 만족하는 헬기는 현재 EC120B와 MD600N 정도 뿐이며, 순항성능의 주요 파라미터인 양항비(L/D)의 경우도 그림 7에 보이듯이 회전익기의 양항비는 일반 고정익기에 비해 4-5배 정도 작은 수준이다.



(a) 수평비행 소음수준



(b) 착륙접근비행 소음수준

그림 6. 기존 헬리콥터의 소음수준 및 제한치

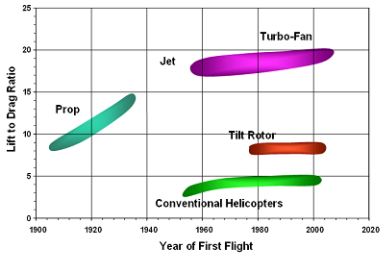


그림 7. 여러 가지 항공기의 L/D 이력[11]

4. 진행 중인 주요 국외개발사업

4.1 Sikorsky X2 Technology

시콜스키사가 2005년 AHS Forum 62에서 처

음으로 개발사실을 공개한 2인승 X2 Technology 기술시현기는 그림 8과 같이 동축반전 로터에 Pusher형 프로펠러를 갖는 복합형 헬기이다. 목표성능으로는 헬리콥터와 유사한 수준의 제자리 비행 성능, 250kts 속도를 목표로 하고 있으며, FBW 적용, 소음수준 2배 저감 등 혁신적 수준의 기술적 달성 목표를 설정하고 있다.

그림 8. X2 기술시현기[11]

2006년 5월 현재 X-2 시험의 1차 라운드는 완료하였으며, 시콜스키사의 자회사, Schweizer사가 시제기 조립을 수행 중이며, 지상시험을 7월부터 착수한다고 한다. 250kt이상 속도의 비행을 목표로 하고 있는데, 비판적 주장 중에는 원하는 수준의 양항비를 이 형상으로는 얻기 힘들다고도 하나, 시콜스키사는 적어도 해석적으로는 '70년대의 ABC, XH-59A 보다 상당히 좋아진 양항비를 가진다고 주장했다.

4.2 Bell-Urban Aeronautics X-Hawk

X-Hawk은 2000년부터 이스라엘의 Urban Aeronautics사에서 개발해 온 2개의 덕티드 동축반전 로터를 사용한 항공기, 소위 Fancraft로 2003년 2인용 City Hawk을 개발해 제자리 비행 등 일부 비행시험을 수행한 바 있으며, 2005년 중순 Bell사와 MOU를 체결하고, 실용화 모델 공동개발을 위해 단계별 접근을 하기로 하였다[12].

그림 9. X-Hawk[12]

그림 9와 같이 2006년 6월 Farnborough Airshow에서 터보샤프트 엔진 두개의 실물크기 Mock-Up을 전시하였다. 현재 PSU에서 CFD해석을 포함한 Modeling과제를 수행 중이다. X Hawk은 MTOW 6,700lb, 최대속도 140kts, 최대 항속거리 330nm(연비 약0.8km/l)를 목표로 현재 1단계 개발 중이다. 연료 효율은 낮으나, 로터가 노출되어 있지 않아 도심에서의 운용성이 좋아 타당성이 있다는 평가이다.

4.3 기타

Boeing은 CRW개념의 무인기 기술시현기인 X-50A(Dragonfly) 두 대의 시제기 중 2번째 시제기의 '06년 4월 추락의 기술적인 원인을 제거할 수 있는지와 CRW기술개발에 잠재 고객들이 여전히 관심을 가지는지를 평가하여 기술개발 계속 여부를 결정한다고 한다. CRW는 Stopped Rotor 개념으로 최대속도 375kts가 목표이다. 아리조나주의 미 육군 Yuma Proving Ground에서 비행시험 중 추락하여 원인에 대해 계속조사 중이며 '06년 중에는 결론을 내린다고 하는데, DARPA에서 지원하는 이 프로젝트의 계속 여부도 결론을 기다리고 있다. 2번째 시제기는 11번의 계획된 비행시험 중 6번째에 추락하였으며, '06년 6월 현재 아직 회전익 모드에서 고정익 모드로의 전환에 성공하지 못했다[13].

그림 10. CRW[13], CCTD[14], Skycar[15], Dragonfly[16], Transition[17], Heliplane[18](CW)

Carter Aviation Tech사[14]는 Carter Copter

기술시현기(CCTD)를 1998년 초도비행이후 지속적으로 비행시험하며 신개념 비행체의 비행영역을 확장 중에 있다. 특히 2005년에는 전진비 1.02 비행까지 성공하였다. CCTD는 소위 Powered Autogyro 개념으로 속도 434kts, 연비 3.4km/l의 좋은 성능을 가지고 있다. 하지만 5초 이내의 제자리 비행만 가능하다. 2006년 4월 2+2 PAV에 대한 개념설계 결과를 발표한 바 있다. 기준형은 34ft 로터와 100마력 Rotax 914엔진을 적용하고, 최대중량 1,600lb이고, 200마력 디젤버전은 최대중량 2,400lb급이다.

Moller International사[15]는 2002년 7월 제자리 비행 시현에 이어 2008년까지 FAA 인증을 목표로 Skycar M400을 개발 중에 있다. 4 Pax., 최고속도 333kts, 연비 8.5km/l 등은 회사가 보증하는 성능이다. 하지만 통상 헬기 연비가 0.5-1.5 km/l, Eclipse500이 약2.5km/l인 점을 고려할 때 목표 연비 달성 가능성과 4개의 덕티트 팬에 의한 조종 용이성, 소음수준 등에 기술적인 의문이 있다.

Trek Aerospace[16]는 2003년 비행에 성공한 Spring Tail을 이용하여 Dragonfly 개발을 2004년 착수하였다. MTOW는 1,070lb이고, 최대속도는 204kts를 목표로 하고 있다.

Terrafugia사[17]는 MIT 졸업생이 설립한 회사로 이중모드 PAV 플랫폼 Transition을 2008년말까지 시제품을 생산하고, 2009년말부터 서비스하겠다는 계획을 갖고 있다. 회전익기가 아니고, 날개접이식의 CTOL기이나 최근 주목받는 개념으로 총중량1,320lb, 최대속도130kts의 2인승 항공기이고, LSA(Light Sport A/C)로 인증이 필요없다.

GBA사[18]는 Powered Autogyro인 Hawk 4가 주력상품인 회사로 2005년 DARPA의 고속 장거리 VTOL 설계사업(4단계, 총40M$)을 주관하게 되어 Heliplane을 설계 중이다.

5. 결론 및 전망

동 조사를 통하여 다양한 형태의 항공기 형상을 개괄적으로 검토하였다. 회전익기의 경우 VTOL이며, 대부분의 경우 제자리 비행을 할 수 있다는 장점이 있다. PAV 플랫폼으로 적용되기 위해서는 4-5인승, 150kts이상의 순항속도(지상망 교통수단보다 고속)에 경제성, 안전성, 조종 용이성, 친환경성, 신뢰성 등 다양한 요소에서 요구조건을 충족해야 한다. 경제성을 위해서는 우수한 성능이 요구되는데, 특히 비행체의 양항비(L/De), 엔진의 SFC, 중량(공허중량비) 등이 핵심 파라미터가 되며, 안전성/친환경성 측면에서는 노출된 형태의 로터가 불리할 수 있는 등 여러 가지 기술적인 이슈도 도출하였다. 조종 용이성이나 신뢰성은 기본 플랫폼 개념 도출 후 고려할 수도 있는 요소로 판단된다. 회전익기 개념에도 여러 가지 선택사양이 있으므로 타당성 있는 개념 도출을 위해서는 기본적인 모델링 및 시뮬레이션(M&S)이 추가적으로 필요하다.

PAV가 우리 생활에 혁신을 가져오고, 막대한 경제적 파급효과를 가져오리라는 것은 주지의 사실이다. 하지만, 개발된 PAV의 실용화를 위해서는 자유비행을 위한 항법체계 구축, 조종용이성을 위한 자동비행기술 및 소음 감소 기술 등 다양한 분야가 함께 발전하는 것이 필요하다. 10년 내지 15년 후의 기술적 진보, 인프라의 구축을 전망하며 플랫폼에 대한 연구를 착수할 만 하다고 생각한다.

참 고 문 헌

1. Moore, M.D., "Personal Air Vehicle Exploration(PAVE)," NASA LaRC, 2001 (http://rasc.larc.nasa.gov/rasc_new/PAVE/)
2. 최성욱, "개인용 항공기 기술개발", 스마트 무인기 기술개발사업단 기술자료, 2005. 2. (http://www.smart-uav.re.kr/Information/)
3. 이준호, 조국현, 이재우, "미래형 교통수단으로서의 PAV 개발현황 및 전망," 한국항공우주학회지, 제34권, 제3호, 2006, pp.101-108.

4. Mineta, N.Y. et al., "Next Generation Air Transportation System: Integrated Plan," U.S. Department of Transportation, 2004.
5. Robb, R.L., "Hybrid Helicopter: Compounding the Quest for Speed," Vertiflite, Vol.52, No.2, pp.30-54.
6. Ahn, B.H., Delaurentis, D., and Mavris, D., "Advanced Personal Air Vehicle Concept Development Using Powered Rotor and Autogyro Configurations," AIAA-2002-5878, 2002.
7. Li, Y., DeLaurentis, D. and Mavris, D., "Advanced Rotorcraft Concept Development and Selection Using a Probabilistic Methodology," AIAA 2003-6759, 2003
8. Neitzke, K. et al. Proceedings of PAVE Workshop, 2002.
9. http://cafefoundation.org/v2/pav_home.php
10. Hirschberg, M.J. and Robb, R.L., "The Quest for Speed: A Perspective on a Half-Century of High Speed Rotorcraft Developments," AHS Annual Forum 63, 2006.
11. Weiner, S., "X2 Technology - A New Perspective on Helicopters," AHS Annual Forum 63, 2006.
12. http://www.urbanaero.com/
13. Rotor & Wing Article, "Boeing Weighs Future of Canard Rotor Wing," Vol.40, No.6, 2006, p.12
14. http://www.cartercopters.com/
15. http://www.moller.com/
16. http://www.trekaero.com/
17. http://www.terrafugia.com/index.html
18. http://www.groenbros.com/