

## 헬리콥터용 보조동력장치 고공성능에 관한 실험적 연구

김춘택\*†, 차봉준\*

### Experimental Research on the Altitude Performance of an Auxiliary Power Unit for Helicopters

Chun-Taek Kim\*†, Bong-Jun Cha\*

*Key Words* : Auxiliary Power Unit(보조동력장치), Altitude Test(고공시험), Cell Correlation(설비 보정시험), Qualification Test(인증시험)

#### ABSTRACT

An APU(Auxiliary Power Unit) for helicopters has been developed in Korea and tested at the AETF(altitude engine test facility) in KARI(Korea Aerospace Research Institute) for the purpose of the military qualification. A cell correlation test was performed before the official test, and the results are within the tolerance. The APU has the capability of supplying electric power as well as compressed air to the helicopters. It was tested at bleed extraction conditions, electric power extraction conditions, and maximum continuous concurrent power conditions within the entire helicopter flight envelop. Some special test equipments were implemented for the measurement of air flowrate, electric power and so on. The tests were successfully performed and their results satisfy the requirements of the helicopters.

#### 1. 서 론

헬리콥터용 보조동력장치(APU)는 헬리콥터의 운용요구사항에 따라 지상 및 고공에서 운전이 필수적이다. 고공 환경에서 APU 주위의 압력, 온도 등의 변화에 따라 APU의 형상이 미세하게 변하게 되고 흡입공기의 공기역학적, 열역학적인 특성이 변하게 되므로, APU의 성능은 지상과 크게 다르게 된다. 이러한 고공 성능은 여러 가지 요소에 의해 복합적인 영향을 받기 때문에 지상조건에서 시험결과 또는 해석 결과에 의한 정확한 예측이 불가능하다.

APU의 고공성능시험은 헬리콥터용 APU 개발에 필수적인 인증시험항목이다. APU는 헬리콥터에서 요구하는 블리이드 공기 및 전기 동력을 제공하는 역할을 수행하므로 APU의 주위 환경을 실제 운용 고도 및 온도와 유사하게 만들어서 출력추출시험을 수행하여 APU의 고공성능을 검증하게 된다.

APU의 고공시험을 수행하기 전에 고공설비의 정확도 및 운용성 등을 평가하기 위하여 APU가 개발된 표준 시험설비를 기준으로 하여 고공설비를 보정하였다. 본 보정시험은 삼

스테크윈의 지상시험설비 및 한국항공우주연구원의 고공시험설비<sup>(1)</sup>에서 수행이 되었다. 보정시험 결과 두 설비간의 시험오차는 일반적인 허용 공차범위 이내에 있음을 확인할 수 있었다. 설비보정 시험이 완료된 이후에 국내에서 최초 개발된 헬리콥터용 APU의 고공성능시험이 수행되었으며, 본 논문에서는 이에 대한 결과를 기술하였다.

#### 2. 보조동력장치 및 시험설비

##### 2.1 보조동력장치

본 시험이 수행된 APU는 국내 최초로 개발된 헬리콥터용 APU로 한국항공우주연구원과 삼성테크윈에 의해 개발되었다.<sup>(2)</sup> 이 APU는 원심 1단 압축기, 역류형 연소기, 구심 1단 터빈으로 구성된 가스터빈형태로 MIL-P-8686 및 ADS-17C<sup>(3)</sup>를 기준으로 개발되었다.

형상은 Fig. 1과 같이 외부에 발전기 등이 장착되어 있으며 APU의 제어에는 전자식 제어기(ESU, Electronic Sequence Unit)와 별도의 발전기 제어기(GCU, Generator Control Unit)가 적용되어 있다.

\* 한국항공우주연구원 항공추진기관팀

† 교신저자, E-mail : ctkim@kari.re.kr

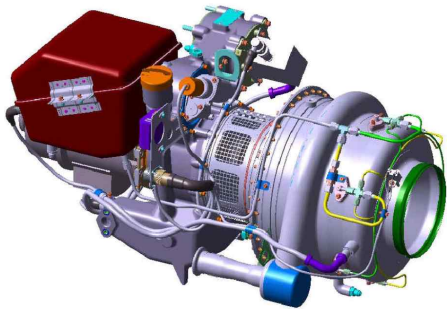


Fig. 1 The modeling of the APU

## 2.2 고공시험설비

본 시험은 1999년 설치 완료된 한국항공우주연구원의 고공시험설비에서 수행되었다. 본 설비는 추력 3,000 lbf급 터보 제트/팬 엔진을 시험할 수 있도록 설치되었으며 현재까지 국내에서 개발되는 각종 항공기용 엔진의 시험을 수행하였다. 이 설비는 Fig. 2와 같이 공기공급장치, 배기장치, 시험부, 설비제어장치, 데이터획득장치 등으로 구성되었다<sup>(4)</sup>.

헬리콥터용 APU는 터보 제트/팬 엔진에 비하여 비행영역이 좁고 유량이 적으므로 본 설비에서 시험이 가능하였다. APU의 성능을 파악하기 위하여 APU의 입구 공기유량의 측정은 필수적이다. APU의 공기유량은 3,000 lbf 급 터보엔진의 공기유량에 비하여 작아서 기존 설비의 유량계의 측정정확도 범위(0.63% @1.3~26 kg/sec)를 벗어나므로 정밀한 측정을 위하여 공기유량계를 별도로 제작하여 시험부(test cell) 내부에 장착하였다.

공기유량계로는 아음속 벤츄리(venturi)를 ISO5167-1 및 ISO5167-4에 따라 설계/제작하였으며 한국 표준과학연구원에서 교정하여 사용하였다. 벤츄리 배관의 내경은 208.3 mm로 설계하였으며 목 내경은 114.6 mm로 설계하였다. APU 입구 유량의 측정 정확도는 APU의 전체 시험조건 내에서 최대 1.17% 이었다. 시험부 내부에 장착된 벤츄리의 형상은 Fig. 3과 같다.

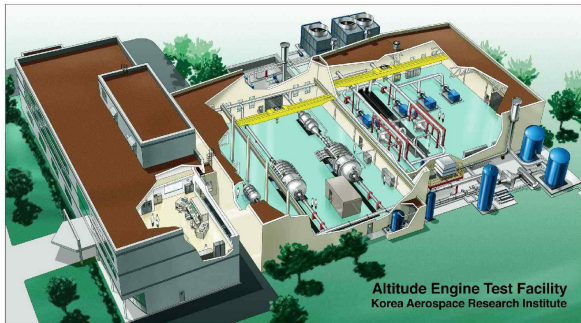


Fig. 2 Altitude engine test facility

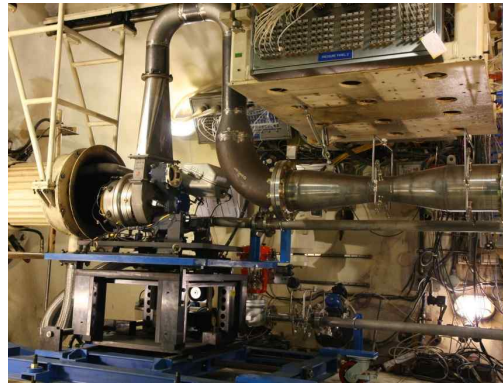


Fig. 3 Installation of venturi, inlet duct, and APU

APU는 정적 흡입구를 가지고 있으므로 벤츄리를 통하여 유량이 측정된 공기를 APU로 공급하기 위하여 스크롤(scroll)을 APU 흡입구에 장착하였다. 이 스크롤 입구에는 APU로 공급되는 공기의 전온도 및 전압력을 측정할 수 있는 센서가 장착되어 있으며, 벤츄리와 연결을 위하여 연결 덕트를 Fig. 3과 같이 제작하여 사용하였다.

APU의 연료유량의 측정을 위하여 설비의 연료공급시스템과 APU사이에서 터빈 유량계가 설치되었으며, APU의 배기 가스온도를 측정하기 위하여 K-type 열전대가 APU의 배기관에 장착되었다.

블리이드 공기의 온도, 압력의 측정을 위하여 APU 블리이드 포트 후단에 전온도 및 전압력을 측정할 수 있는 프로브를 장착하였다. 이후 벤츄리를 장착하여 유량을 측정하였다.

APU를 시험부에 장착하기 위하여 Fig. 3과 같이 한국항공우주연구원에서 개발한 기계식 6자유도 소형카트<sup>(5)</sup>와 APU의 3점 지지점 사이에 인터페이스를 별도로 제작하여 설치하였다.

APU의 시동을 위해서는 헬리콥터 체계와 동일한 시동기가 사용되었으며, 시동기에 전력공급을 위하여 축전지(battery)가 장착된 전력공급장치 사용되었다. 이 전력공급장치는 24VDC, 800A의 용량을 가지고 있으며 APU제어기에 의하여 전원의 공급 및 차단이 이루어질 수 있도록 구성되었다.

APU내부에 장착된 발전기에서 생산된 전기동력을 흡수하기 위하여 최대 25 kVA 용량의 전기부하장치(load bank)가 사용되었다. 이 전기부하장치는 1, 2, 5, 10, 20, 25의 단계(step) 부하를 인가할 수 있으며, APU의 GCU 및 고공시험설비의 DAS(Data Acquisition System)와 연결되었다.

고공시험설비의 DAS는 각종 통신기능 및 압력, 온도, 진동 등 아날로그 신호들을 측정할 수 있도록 구성되었다<sup>(1,4)</sup>. 본 시험에서 DAS는 ESU와 MIL-STD-1553B 통신으로 연결되어 있으며, 모든 시험데이터는 최소 10 Hz로 저장되어 분석되었다. 고공시험설비의 모든 데이터 측정 및 분석은 KS A ISO/IEC 17025에 따라 수행되었다.

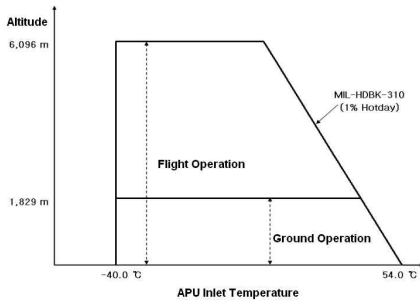


Fig. 4 APU operating envelop

3. 고공성능시험

본 APU는 Fig. 4와 같이 고도 0~6,096m(20,000ft) 및 지상기준 온도 -40°C~54°C의 운용범위를 가진다. 이 운용 범위에서 APU의 운용을 확인하고 성능을 평가하기 위하여 고공성능시험 및 고공시동시험이 수행되었다.

본 시험에 연료는 MIL-DTL-83133E에 부합하는 JP-8이 사용되었으며 연료발열량(Lower Heating Value)은 ASTM D-3338방법으로 측정결과 43.339 kJ/kg 이었다. APU 유효유로는 MIL-PRF-7808이 사용되었다.

3.1 고공시험설비 보정

고공성능시험 및 고공시동시험을 수행하기 전에 APU의 시험에 대하여 데이터의 신뢰도를 확보하기 위하여 고공시험설비를 APU가 개발된 지상시험설비를 기준으로 보정을 수행하였다.

본 보정 절차는 Fig. 5와 같이 SAE ARP5435<sup>(6)</sup>를 기준으로 수행되었다. APU의 보정시험을 수행하기 전에 KS A ISO/IEC 17025에 의거하여 모든 측정장치의 검교정이 수행되었으며 이후 두 시험설비 간 보정시험은 입구온도 35 °C 지상정지조건에서 수행되었다.

본 보정시험은 세 가지 단계로 전기 출력조건, 블리이드 출력조건, 전기와 블리이드의 통합출력조건에서 각각 수행되었다. 1단계(Step 1)에서는 블리이드 밸브를 닫은 상태에서 APU 무부하 상태와 정격 전기출력상태에서 APU가 안

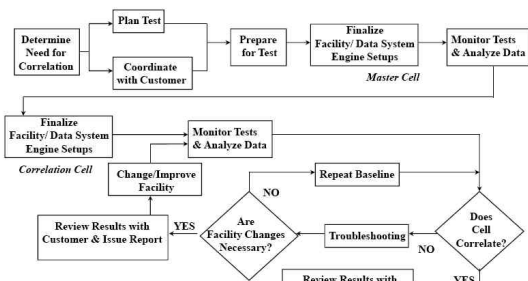


Fig. 5 APU test cell correlation procedure

정된 이후 데이터를 획득하였다. 2단계(Step 2)에서는 전기 부하가 없는 상태에서 블리이드 밸브를 열어 보정 배기가스 온도를 각각 300, 400, 500°C로 설정하고 안정화 된 후 데이터를 측정하였다. 3단계(Step 3)에서는 정격 전기출력으로 설정 후 배기가스 온도를 각각 400, 500, 600°C로 설정하고 안정화 된 후 데이터를 측정하였다.

지상시험설비(STW; 삼성테크윈)와 고공시험설비(KARI; 한국항공우주연구원)에서 동일한 시험조건에서 시험이 수행되었으며, 각각의 시험데이터는 해수면, 표준대기조건(15°C)로 보정하여 데이터를 비교하였다<sup>(7)</sup>. Fig. 6은 각 단계에서 보정 배기가스 온도의 변화에 따른 보정 연료유량비를 나타내고 있다. 보정 연료유량비는 보정 연료유량과 정격 연료유량의 비로 나타내었으며, 측정결과 두 설비의 연료유량은 편차허용범위 이내였다.

Fig. 7, 8, 9는 각 단계에서 보정 배기가스 온도의 변화에 따른 보정 블리이드 압력비, 온도비 및 유량비를 각각 나타내고 있다. 보정 블리이드 압력 및 온도는 설비간의 측정위치 차이로 인하여 약간의 오차가 발생하였으나 모두 허용편차범위 이내였다.

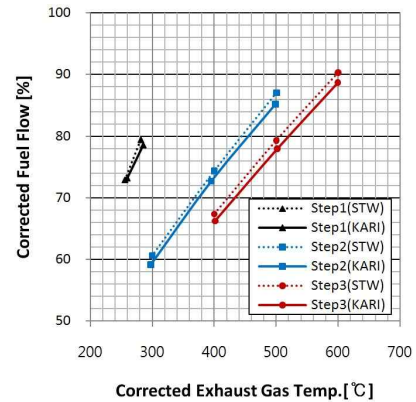


Fig. 6 Correlation results of corrected fuel flow

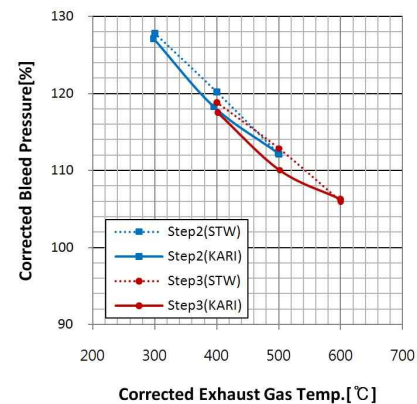


Fig. 7 Correlation results of corrected bleed air pressure

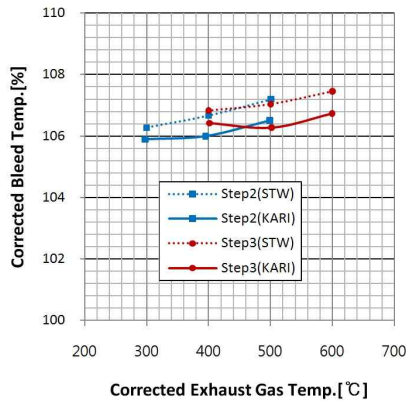


Fig. 8 Correlation results of corrected bleed air temperature

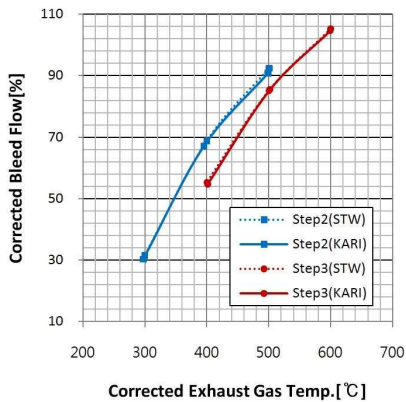


Fig. 9 Correlation results of corrected bleed air flowrate

모든 조건에서 지상시험설비와 고공시험설비의 최대편차를 정리하면 Table 1과 같으며 이는 편차 허용범위 이내이었다. 이로써 두 설비에서 수행한 결과는 일치함을 확인하였으며 고공시험설비에서 측정되는 데이터의 신뢰도를 확보하였다.

Table 1 Performance data deviation comparison

Power Condition	Performance Parameter	Tolerance	Deviation
Step 1	Corr. fuel flow	±1.5kg/hr	-0.4kg/hr
	Corr. exhaust gas temp.	±6°C	+3.9°C
Step 2	Corr. bleed flow	±2.0%	-1.7%
	Corr. bleed pressure	±5kPa	+0.5kPa
	Corr. bleed temp.	±6°C	-3.1°C
Step 3	Corr. fuel flow	±1.5kg/hr	-1.2kg/hr
	Corr. bleed flow	±2.0%	-0.3%
	Corr. bleed pressure	±5kPa	+0.9kPa
	Corr. bleed temp.	±6°C	-3.2°C
	Corr. exhaust gas temp.	±6°C	-1.7°C

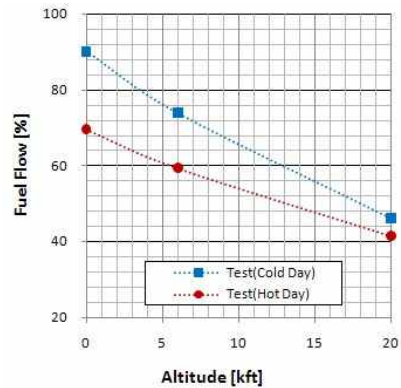
Table 2 Test conditions for altitude performance test

No.	Test Conditions		Remark
	Inlet Temp. [°C]	Altitude [ft]	
1	-40	0	Cold Day
2	54	0	Hot Day
3	-40	6,000	Cold Day
4	40.4	6,000	Hot Day
5	-40	20,000	Cold Day
6	8.6	20,000	Hot Day

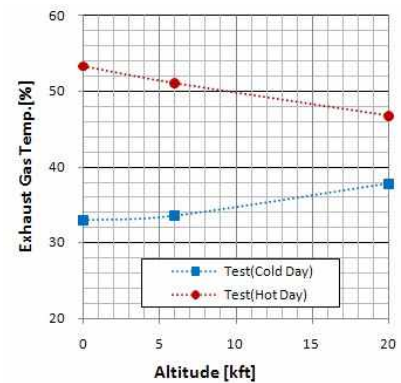
3.2 고공성능시험

Fig. 4의 APU 운용범위 내에서 APU의 성능을 검증하기 위하여 Table 2와 같은 시험조건에서 고공성능시험이 수행되었다.

Fig. 10에는 정격 전기 출력조건에서 고도에 따른 APU의 연료유량 및 배기가스 온도를 정격에 대한 비율로 나타내었다. 고도증가에 따라 연료유량은 감소하였으며 배기가스 온도는 고도증가에 따라 입구온도가 일정한 Cold Day에서는 증가하였으나, 고도에 따라 입구온도가 감소하는 Hot Day에서는 감소하였다.

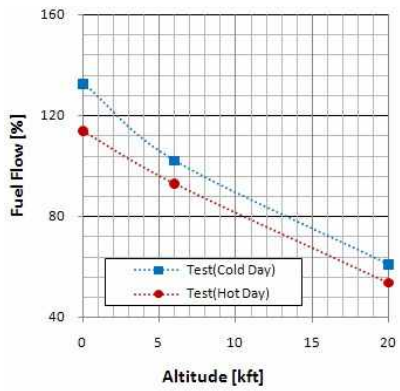


(a) Fuel flow

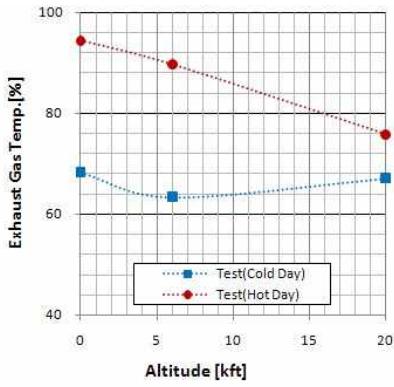


(b) Exhaust gas temperature

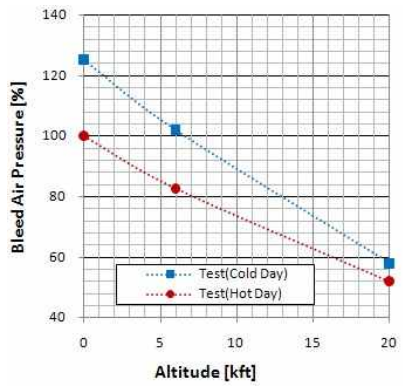
Fig. 10 APU performance at electric power extraction conditions



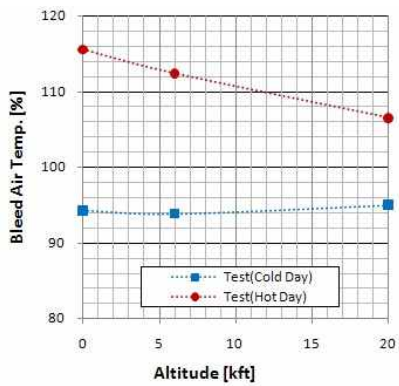
(a) Fuel flow



(b) Exhaust gas temperature

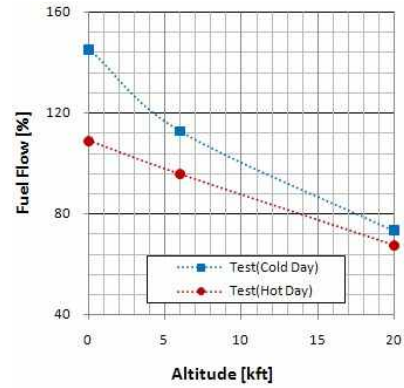


(c) Bleed air pressure

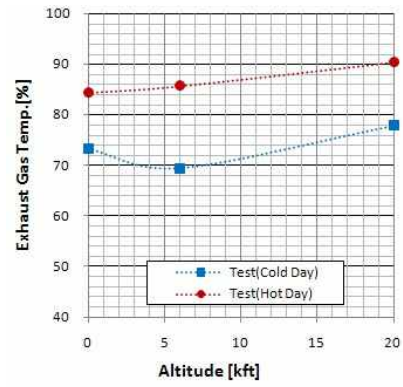


(d) Bleed air temperature

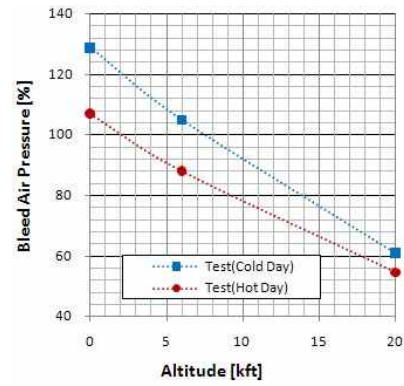
Fig. 11 APU performance at bleed extraction conditions



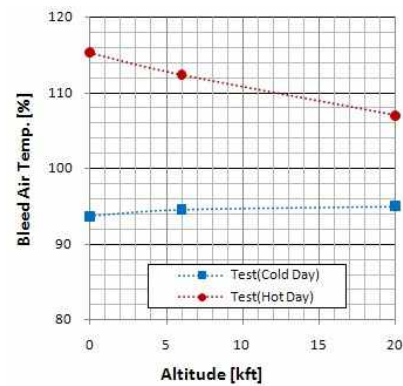
(a) Fuel flow



(b) Exhaust gas temperature



(c) Bleed air pressure



(d) Bleed air temperature

Fig. 12 APU performance at maximum continuous concurrent power conditions

Fig. 11에는 정격 블리이드 출력조건에서 고도에 따른 APU의 연료유량 및 배기가스 온도를 규격에 대한 비율로 나타내었다. 고도증가에 따라 연료는 감소하였으며, 배기가스 온도는 고도증가에 따라 입구온도가 감소하는 Hot Day에서는 감소하는 경향을 볼 수 있었다. 또한, 이 조건에서는 APU의 성능뿐만 아니라 블리이드 공기의 온도 압력 조건이 규격을 만족하여야 한다. 고도증가에 따라 블리이드 공기압력은 감소하였으며, 블리이드 공기온도는 고도증가에 따라 Hot Day에서는 감소하는 경향을 볼 수 있었다.

Fig. 12는 정격 전기 출력과 블리이드 출력을 동시에 사용하는 통합출력 조건에서 고도에 따른 APU의 연료유량 및 배기가스 온도를 정격에 대한 비율로 나타내었다. 고도증가에 따라 연료는 감소하였으며, 고도증가에 따라 입구온도가 감소하는 Hot Day에서도 정격 블리이드 출력조건에 비하여 연료가 증가되어 배기가스 온도는 증가하는 경향을 볼 수 있었다. 이 조건에서 APU의 성능은 전기 출력조건 및 블리이드 출력 조건과 유사한 경향을 나타내었으며, 블리이드 공기의 압력 및 온도는 블리이드 출력 조건과 유사하게 나타났다.

3.3 고공시동시험

APU의 고도에서 시동특성을 파악하기 위하여 Table 3과 같이 지상작동의 한계점인 6,000 ft와 공중 재시동의 최대 고도인 20,000 ft에서 시동 및 재시동시험을 수행하였다.

각 시험조건별 시동시간은 Fig. 13과 같이 ADS-17C<sup>(3)</sup>에 나타난 요구조건을 충족하여야 한다. 이를 시험하기 위해 해당 고도 및 온도조건에 도달 후 최소 1시간을 soaking을 하였으며, 이후 정상적으로 시동되는지 확인하였다.

APU의 soaking을 위하여 Fig. 14와 같이 soaking chamber를 시험부 내부에 별도로 제작하였으며 이 내부에 APU가 장착되어 오일 등 APU의 모든 부분의 온도가 시험온도와 동일하게 soaking 되도록 구성되었다. 또한, soaking chamber 내부에는 별도의 연료 냉각장치가 설치되어 시동시 공급되는 연료는 soaking 온도와 동일하게 공급되도록 구성하였다.

모든 조건에서 APU의 시동은 성공적으로 수행되었으며 시동특성 Fig. 15와 같다. 시험결과 로터 속도가 100%에 도달까지 소요되는 시동시간은 Fig. 13의 요구조건을 충족하였다.

Table 3 Altitude starting and restarting test conditions

No.	Test conditions		Required starting time (sec) <sup>(3)</sup>
	Inlet temp. [°C]	Altitude[ft]	
1	-40	6,000	46
2	40.4	6,000	40
3	-40	20,000	60
4	8.6	20,000	50

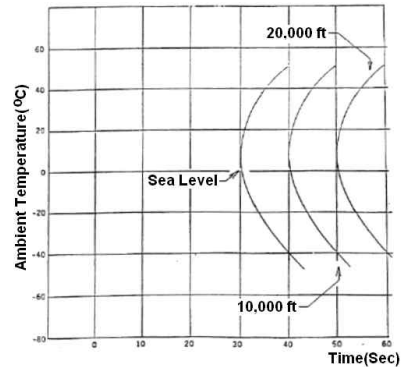
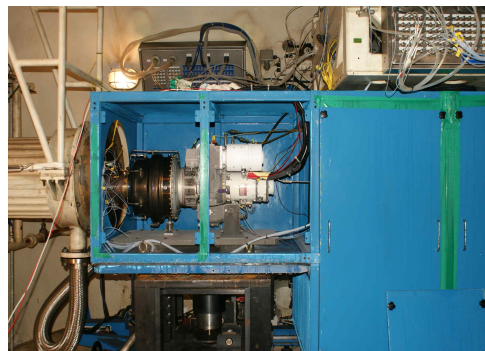


Fig. 13 APU required starting time<sup>(3)</sup>



(a) APU inside soaking chamber



(b) Soaking chamber

Fig. 14 APU Soaking Chamber

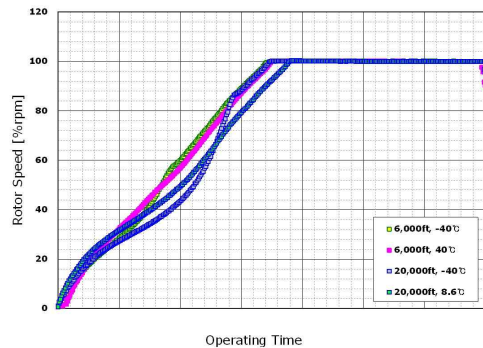


Fig. 15 APU starting time

#### 4. 결 론

본 연구의 결과를 요약하면 다음과 같다.

1) 국내에서 개발된 헬리콥터용 APU의 고공시험을 위하여 사전에 고공설비의 정확도 및 운용성 등을 평가하기 위하여 APU가 개발된 표준설비를 기준으로 하여 고공설비를 보정하였다.

본 시험은 삼성테크윈의 지상시험설비 및 국내 유일의 고공시험설비인 한국항공우주연구원의 고공시험설비에서 수행이 되었으며, 모든 조건에서 지상시험설비와 고공시험설비의 편차는 허용범위 이내이었다. 이로써 두 설비에서 수행한 시험결과는 일치함을 확인하였으며 고공설비에서 측정되는 데이터의 신뢰도를 확보하였다.

2) 본 시험에서 APU는 모든 운용범위 내에서 안정적으로 작동하였다. 시험결과 발전기의 정격 출력조건, 블리이드 출력조건, 통합출력조건에서 APU의 연료유량, 배기가스 온도, 블리이드 온도 및 압력, 발전기의 역률, 회전수 등 모든 항목이 개발규격에 명시된 성능요구조건을 만족하였다.

또한, APU의 고공시동시험에서 APU의 시동은 모든 조건에서 성공적으로 수행되었으며 요구 시동시간을 충족하였다. 이로써 국내에서 APU의 고공시험에 대한 시설, 장비, 인력 및 기술 등 모든 기반이 구축되었으며 향후 개발되는 APU의 고공시험에 활용될 것이다.

#### 참고문헌

- (1) Chun Taek Kim, Minsoo Yoon, Soo Seok Yang, and Dae Sung Lee, 2001, "An Altitude Test Facility for Small Jet Engines," 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2001-3680.
- (2) 이대성, 안이기, 민대기, 임병준, 이동호, 이성준, 김지희, 류세현, 2007, "항공용 보조동력장치 개발," 2007 유체기계 연구개발 발표회 논문집.
- (3) US Army Aviation Systems Command, 1989, "Aeronautical Design Standard, Power Units: Aircraft Auxiliary Gas Turbine-Type IV," ADS-17C.
- (4) 김춘택, 윤민수, 양수석, 이대성, 2000, "제트엔진 고공시험설비," 2000년도 한국항공우주학회 춘계 학술대회 논문집.
- (5) 전용민, 양인영, 김춘택, 남삼식, 양수석, 이대성, 2004, "기계식 6자유도 소형 카트," 대한민국 특허 제 0432133호.
- (6) SAE, 2003, "Turboshaft/Turboprop Gas Turbine Engine Test Cell Correlation," ARP4755 Rev. A.
- (7) Philip P. Walsh and Paul Fletcher, 1998, "Gas Turbine Performance," ASME.