

## 技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(12), 994-1001(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.12.994>

## KUH 사례를 통한 헬기 비행전 수락시험 수행 방안

이상목\*, 황정선

## A Way to Perform a Helicopter PFAT by KUH Case Study

Sangmok Lee\* and Jungsun Hwang

Agency for Defense Development, the 7<sup>th</sup> Institute-Rotary Wing System Division

## ABSTRACT

Process of helicopter development is divided in design, manufacture and test & evaluation phase. Test & evaluation is performed step by step in order of component test, rig test, system ground test and flight test. After completing ground test and before first flight, US military specification requires 50hrs-PFAT in order to assure flight safety. PFAT is the test which requires tie-down and severe load imposition and it needs special ground test vehicle which is similar to helicopter prototype as well as much cost and period. In case of KUH, we have performed tailored PFAT considering KUH development environment. In this paper, we propose a proper way to perform the PFAT in accordance with development environment by giving KHU PFAT procedure and result.

## 초 록

헬기의 개발 과정은 설계, 제작 및 시험평가로 구분될 수 있으며, 시험평가는 구성품 시험, Rig 시험, 체계 지상시험 및 비행시험의 순서로 단계적으로 수행된다. 지상시험이 종료되고 최초 비행에 앞서, 비행 안전성을 담보하기 위해 미군사규격은 50시간 비행전 수락시험을 요구하고 있다. 비행전 수락시험은 헬기를 지상결박하여 가혹한 하중을 부과하는 시험으로서, 이의 수행을 위해서는 헬기 시제기와 유사한 별도의 지상 시험 시제기가 필요하며, 많은 비용과 기간이 소요되는 시험이다. KUH의 경우 국내 개발 환경을 고려하여 미군사규격의 요구도를 변형 후 수행하였으며, 본 논문은 KUH 비행전 수락시험의 절차 및 결과를 통하여 헬기 개발 환경에 따른 적절한 비행전 수락시험 수행 방안을 제시하고자 한다.

**Key Words** : PFAT(비행전 수락시험), KUH(한국형기동헬기), Tie-down(지상결박)

## 1. 서 론

헬기에 사용되는 많은 부품들은 타 부품들과 상호 작용하면서 유기적으로 결합되어 있는데, 특히 추진 계통을 구성하는 엔진, 트랜스미션 및

로터는 비행 안전에 직접적으로 영향을 미치는 핵심 구성품들이다. 헬기는 고정익기에 비해 상대적으로 높은 사고 기록을 보여 왔으며, 이는 헬기가 수행하는 독특하게 위험한 임무 및 보다 복잡한 기계적 구성에 기인한다.

† Received: May 30, 2013 Accepted: November 5, 2013

\* Corresponding author, E-mail : 514132@add.re.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

헬기의 치명적 사고에 관한 한 연구는 엔진, 트랜스미션 및 로터의 감항 관련 사고가 전체 사고의 77%를 차지하고 있음을 보여주며, 이 중 트랜스미션은 약 22%를 차지하고 있어, 감항 관련 사고의 주요 원인으로 인식되어졌다[1]. 또한 전체 헬기 사고의 일정 비율은 명확한 사고 원인을 밝혀 내지 못하였으므로 잠재적으로 트랜스미션 및 이와 상호 작용하는 기타 구성품과 관련된 실제적인 비율은 알려진 것 보다 높을 것이다. 개발이 완료되어 운용 중인 헬기조차 비행 중에 안전과 관련한 이슈가 빈번하게 발생하고 있으므로, 개발 중에 있는 헬기의 안전에 대한 중요성은 언급할 필요조차 없을 것이다.

개발 과정에 있는 군용 헬기의 안전성 및 신뢰성을 담보하기 위해 미군사규격은 최초 비행 전에 50시간 PFAT(Preflight Acceptance Test : 비행전 수락시험)의 수행을 요구하고 있다. 이 시험은 지상 결박(Tie-down)을 필요로 하며, 시험에 사용되는 추진 계통의 구성품들은 비행 시제기와 그 형상이 동일해야 한다[2]. 이를 위하여 Iron Bird와 같은 설비가 사용될 수도 있으나, 가장 효과적인 시험 설비는 시제기 형상과 동일한 GTV(Ground Test Vehicle)를 사용하는 것이다. Sikorsky사는 과거 UH-60을 개발하는 과정에서 YUH-60A 시제 1호기를 GTV로 사용하기도 하였다[3].

한편으로, 설계 및 시험평가 기술의 발전에 따라 헬기의 주요 동적 구성품의 신뢰성은 나날이 향상되어 왔고, 구성품의 Bench 시험에서도 하중과 출력을 구현할 수 있게 되어 굳이 체계수준의 시험을 통하지 않고서도 안전성과 신뢰성을 확인할 수 있는 경우도 증가하고 있는 추세이다.

이와 관련하여, 헬기 안전성에 대한 민간 규정인 FAR Part 29는 미군사규격 대비 상세 요구도의 차이에도 불구하고 안전성을 검증한다는 최종 목표는 동일하지만, 최소한의 안전 요구 조건만을 규정하고 있으므로 비행전 수락시험과 같은 세부 규정은 명시하고 있지 않다. FAR 29.923에 Rotor Drive System and Control Mechanism에 대한 200시간 내구도 시험을 규정하고 있으므로[4], 이 중 일부를 SOF(Safety of Flight) 개념으로 최초 비행 전에 수행해야 한다는 견해도 있으나, 이는 PFAT와는 성격이 다른 시험이다. Advisory Circular 29.923은 200시간 내구도 시험 동안 Cyclic 입력을 통해 부가할 하중을 결정하기 위해서는 정상 출력의 수평비행에서 로터 마스트 굽힘 모멘트를 측정해야 함을 명시하고 있으므로[5], 비행 하중 자료가 없는 상태인 최초 비행 전에 수행

해야 하는 시험이라고 볼 수 없다.

국내 최초로 독자 개발된 한국형 기동헬기 KUH는 한정된 개발 기간과 특유의 개발 환경 등으로 미군사규격에서 명시한 모든 인증 활동을 동일하게 답습할 수는 없었다. 최초 비행을 수행하기 전에 추진 계통과 기체구조의 적합성을 확인하여 안전에 대한 최소의 확신을 가져야 한다는 점은 헬기 개발 단계에서 간과해서는 안되는 필수 불가결한 요소였으나, 미군사규격에서 요구하는 50시간 PFAT는 KUH의 인증 이력과 일정 등을 고려 시 수행이 불필요하다는 측면에서 두 개의 관점 사이에 깊은 괴리감이 존재했었다. 또한 50시간 PFAT 수행을 위한 GTV가 준비되어 있지 않았고, 수행 시 소요되는 시간을 고려할 때 초도 비행 일정에 심각한 지연을 초래하는 것으로 판단되었다.

이에 따라, KUH에 대한 최초 비행전 안전성 확보 방안에 관한 절차가 연구되었으며, 그 결과 지상 결박 조건에서 GTV를 이용하여 50시간을 수행하는 미군사규격의 요구도를 변형하여, 무결박 상태에서 비행 시제기를 이용하여 5시간의 비행전 수락시험을 수행하였다. 이를 통해 개발 일정의 차질 없이 초도 비행을 안전하게 수행하였으며, 이는 KUH의 성공적인 개발 완료로 이어졌다. 본 논문에서는 KUH 비행전 수락시험의 절차 및 결과를 제시하여, 향후 유사 헬기 개발 시 국내 개발 환경을 고려한 PFAT 요구도 입증 방안을 수립하는 데 참고가 되고자 한다.

## II. 본 론

### 2.1 비행전 수락시험 고찰

#### 2.1.1 시험 대상

50시간 PFAT는 미군사규격 ADS-50-PRF의 5-4.4.1과 AMCP 706-203의 9-3.3.1.3에서 인용하는 MIL-T-8679의 3.6.2.1에 기술되어 있다. 이 시험의 목적은 동적 구성품이 Catastrophic 파손 모드가 없고, Fail-safe 특성을 가지고 있음을 확인하여 비행에 안전함을 검증하는 것이며[2], 최초 비행 전에 추진 계통 구성품들을 실제 비행에서 조우하는 출력과 하중 조건에 노출시켜 비행 허가를 위한 Limitation을 수립하여 비행 시험에서의 위험 요소를 감소시키기 위한 것이다[6]. 시험 형상과 관련하여, GTV에 장착되는 구성품은 추진 계통의 모든 구성품 - 로터, 기어박스, 엔진, 축, 로터 브레이크, 클러치, 액세서리 및 조종-을 포함해야 하며[2], 유압 및 공압 계통, 환경 제어

계통, 시동 계통, 화재 감지 및 소화 계통, 보조 동력 장치, 전기 계통 및 연료 계통을 포함하기도 한다[6]. 시험 종료 후 검사 범위와 관련하여, 시험에 사용된 추진 관련 구성품에 대하여[7], 또는 트랜스미션, 허브, Rotating controls에 대하여 [6] 완전 분해 검사를 요구하고 있다.

상기와 같이 이 시험은 추진 계통과 관련된 모든 구성품들이 시제기 형상의 GTV에 장착되어 시험되는 체계 시험으로 볼 수 있다. 그러나 미군사규격 별로 시험의 목적, 형상 및 검사 범위에서 미묘한 차이를 보이고 있으며, 시험 형상과 검사 범위에서 공통으로 언급되는 구성품은 로터 조종과 트랜스미션이다.

MIL-T-8679는 50시간 PFAT가 종료된 후 동일한 형상으로 150시간의 Preproduction 시험을 명시하고 있으며, 이는 트랜스미션의 내구도 시험을 의미한다. 왜냐하면, 민간규정인 FAR Part 29.923에 기술된 트랜스미션에 대한 200시간 내구도 시험을 MIL-T-8679과 같은 미군사규격에서는 두 개의 시험으로 분할하여 50 시간을 최초 비행 전에, 나머지 150시간을 최초 비행 이후에 수행하도록 규정한 것으로 볼 수 있기 때문이다.

또한 ADS-50-PRF는 50시간 PFAT를 Drive System의 Section에서 기술하고 있으며, 시험 종료 후 동일한 형상으로 200시간의 MQT(Military Qualification Test)를 연속적으로 요구하고 있는데 이 또한 트랜스미션의 내구성 확인을 위한 것이다.

따라서, 50시간 PFAT는 최초 비행을 위한 헬기 안전성 확인을 그 목적으로 하고 있으나, 시험의 가장 중요한 대상은 트랜스미션이라고 볼 수 있다.

**2.1.2 시험 절차**

시험은 Table 1에서 보여지는 10시간 사이클을 5회 반복하는 것이며, 미군사규격 별로 다소

**Table 1. Comparison of Test Profile**

ADS-50-PRF 5-4.4.1		MIL-T-8679 3.6.3.3	
Test Profile	Hr	Test Profile	Hr
Max. Power Run	1	Take-off Run	1
IRP Run	1	Military Power Run	1
MCP 100% Run	3	NRP 100% Run	3
MCP 90% Run	1	NRP 90% Run	1
MCP 80% Run	1	NRP 80% Run	1
MCP 60% Run	2	NRP 60% Run	2
Over Speed Run	1	Over Speed Run	1

차이는 있으나, 전체적인 개념은 동일하다.

ADS-50-PRF에서는 시험 출력과 관련하여 MP(Maximum Power), IRP(Intermediate Rated Power) 및 MCP(Maximum Continuous Power)를 사용하고 있으며, MIL-T-8679에서는 이에 대응하여 TOP(Take-off Power), MP(Military Power) 및 NRP(Normal Rated Power)를 각각 사용하고 있으나 이는 용어 차이에 불과하며 실질적 의미는 동일하다. 양 규격 공히 3시간의 MCP 100% Run(또는 NRP 100% Run)에서 Cyclic 입력의 순환을 통한 트랜스미션 하중 부하를 명시하고 있으며, 기타 Run에서는 Vertical thrust 20%-time, Forward thrust 50%-time, Right thrust 10%-time, Left thrust 10%-time, After thrust 10%-time의 시간 비율로 Cyclic 입력의 고정을 요구하고 있다. Table 1의 시험 절차는 50시간 PFAT 종료 후 계속되는 150시간 Preproduction 시험 또는 200시간 MQT에 대해서도 동일하게 적용된다. 그러나 미군사규격의 이러한 시험 절차는 오래전에 제정되었고, KUH와 같은 Multi-Engine 헬기에 대한 OEI(One Engine Inoperative) 시험 요구도가 규정되어 있지 않는 등 헬기 발전 추세를 반영한 개정이 이루어지지 않아, 최근에 개발되는 헬기에도 이를 변형없이 그대로 적용해야 하는지는 의문이다.

**2.1.3 시험 사례를 통한 규격 비교**

Table 2는 헬기 결박 시험에 대한 각 규격 및 실제 적용 사례를 비교한 표이다.

Sikorsky사는 1974년 YUH-60A, S/N 70-001을 GTV로 사용하여 50시간 PFAT를 수행하였다. 시험의 목적은 비행 시험 착수에 앞서 구조적 적합성과 운용 안전성을 검증하는 것이라고 하면서도, 트랜스미션 1,200시간 내구도 시험의 첫 번째

**Table 2. Comparison of Each Specification**

Spec.	Tie-down Test		
MIL-T-8679	50hrs PFAT	→ 150hrs Preproduction	
ADS-50-PRF	50hrs PFAT	→ 200hrs MQT	→ 1,250hrs Reliability
Sikorsky	50hrs PFAT	→ 200hrs MQT	→ 1,000hrs Reliability
Bell	50hrs Pre-Flight	→ 200~250hrs Qualification	
DEF STAN		200hrs Endurance Ground	(150hrs Endurance Flight)
Eurocopter		220hrs Endurance	

부분이라고 기술하고 있다. 시험 절차는 MIL-T-8679를 따랐으며, 시험 후 로터 계통 및 트랜스미션을 완전 분해 검사하였다[3].

Bell사의 경우, 최초 비행에 앞서 비행 허가를 위한 50시간 이상의 제한된 결박 시험 수행을 트랜스미션 설계 과정에서 기술하고 있으며[8], Agusta사도 MIL-T-8679를 따라, 최초 비행 시험의 시작 전에 안전성의 적합한 수준을 보증하기 위해 50시간 PFAT를 수행하는 것을 트랜스미션 인증 절차에서 언급하고 있다[9].

Eurocopter사는 FAR 규정에 따라 헬기 인증을 받았으며, 벤치 시험이 비행에서 조우하는 하중을 모사할 능력이 있고, 최초 비행은 구성품들에 대한 철저한 모니터링을 통해 단계적으로 수행되기에, 최초 비행 전에 PFAT를 수행하지 않는다는 입장이다.

DEF STAN 00-970 Part 7/2에도 PFAT 수행에 관한 어떠한 언급도 없다[10].

이러한 검토 결과에서와 같이, 선진 각국은 군용 헬기 개발 과정에서 미군사규격을 적용하는 경우 PFAT를 수행하였으나, 반면 FAR와 같은 민간 규정을 따르는 경우에는 최초 비행에 앞서 PFAT를 생략하기도 하였다. 그러나 미군사규격과 민간 규정 공히 절차에 다소의 차이는 있으나 비행 안전을 확보한다는 목적에는 차이가 없으므로, PFAT 수행 여부는 구성품과 벤치 단계에서의 인증 이력과 각국별 개발 환경을 고려하여 최초 비행 안전에 대한 자신감의 수준에 따라 그 필요성이 검토되어야 할 것이다.

## 2.2 미군사규격 변형 적용의 배경

KUH는 사업 기간의 단축과 성공적인 개발을 위하여 엔진, 트랜스미션과 같은 일부 핵심 구성품은 해외 공동개발 형태로 획득하였으며, 상호 적합성에 대한 불확실성을 최소화하기 위해 개발 초기에 DTV(Dynamic Test Vehicle) 개념을 도입하였다. DTV는 엔진 장착 계통 성능 및 엔진-구동 계통 간의 호환성을 지상 및 비행시험을 통하여 사전에 점검하고 이를 KUH 설계에 반영함으로써 KUH의 비행시험 위험 요소를 최소화하기 위한 동적 구성품 선행 입증용 시험기로서, Eurocopter사의 AS532AC에 KUH 엔진 및 트랜스미션을 장착한 것이다.

DTV를 통한 지상 및 비행시험이 Eurocopter사의 주관 하에 프랑스 현지에서 수행되었는데, 로터 밸런싱, 비행조종 튜닝 등의 지상시험이 수행된 후 Eurocopter사는 지상시험 결과를 포함한 80여개의 관련 자료를 근거로 프랑스 감항당국인

Table 3. DTV Flight Test History

No.	Test Name	Detail Item
1	Performance	· Side/Rear/Vertical rate · Cruising speed · Hovering/OEI service ceiling · Climb(AEO/OEI) · Never exceed speed
2	Flight characteristics	· Longitudinal static stability · Static directional stability · Dynamic stability
3	Ground handling characteristics	· Ground resonance · Slope landing
4	Engine operating characteristics	· Power plant control · Power plant instrument
5	Vibration	· Vibration
6	Airspeed indication system	· Static pressure & pressure altimeter system

병기본부(DGA)로 부터 비행허가를 획득하여 Table 3의 내용으로 약 8개월간의 비행시험을 수행하였다.

DTV 시험을 통해 KUH 성능 예측 및 비행시험에 필요한 시험 절차를 습득하였으며, KUH 비행시험 시 발생할 수 있는 안전 문제를 조기에 발견하여 설계 반영 등의 조치를 취하였다. 구체적으로, 엔진 FADEC의 Nr 신호 인식 오류 및 OEI usage time count logic 누락 등을 확인하여 KUH FADEC S/W를 Update하였다. 또한, 엔진 Bay의 온도 측정을 통해 열적 건전성을 검증하였으며, 카울링 브래킷의 취약성을 식별하여 KUH에서는 형상을 보강하였다.

DTV는 총 70여 시간의 지상 및 비행시험을 통하여, KUH 항공기에 T700-701K 엔진을 통합하는 데 기여를 했으며, 특히 KUH 개발 위험 요소였던 엔진-구동계통 상호 호환성을 확인하는데 큰 역할을 하였다.

한편으로, PFAT는 DTV를 GTV로 개조하여 수행할 계획이었으나, DTV의 국내 입고는 2010년 5월로 예정되었고, 개조 등의 추가 소요 시간을 고려할 때 2010년 3월로 예정된 시제기의 최초 비행에 막대한 지연이 예상되었다.

일정 내에 최초 비행에 진입하기 위해서는 시제 1호기를 지상 결박하여 50시간 PFAT를 수행할 수 밖에 없다는 의견이 대두되었으나, PFAT는 지상 결박 상태로 가혹한 출력과 하중을 부과하는 시험으로서, 시험에 사용된 기체는 오히려 비행 안전을 보증할 수 없고, 선진국에서도 비행 시험에 투입된 사례가 없음에 비추어 매우 부적절한 것으로 판단되었다.

이러한 상황에서 일정대로 최초 비행을 수행하기 위한 비행 안전 확보 방안이 감항 당국과 개발자 사이에서 본격적으로 토의되었다. 앞에서 기술한 바와 같이, 지상 결박 시험의 주된 대상은 트랜스미션이며, 미군사규격의 50시간 PFAT는 신규 트랜스미션을 장착한 헬기 개발 시에 수행하는 것으로 해석되고 있으나, KUH 트랜스미션은 Eurocopter사에서 개발되어 그 안전성 및 신뢰성이 이미 검증된 품목이다. 또한 미군사규격은 OEI 조건의 시험이 규정되어 있지 않는 등 헬기 기술 발전 추세 반영에 다소 미흡한 면이 있는 반면, 일부 국가에서는 50시간 PFAT를 전혀 수행하지도 않고 비행 안전을 확보하는 경우도 있었다.

이러한 PFAT의 시험 대상, 절차 및 사례 비교를 바탕으로, KUH 각 구성품, 벤치 및 지상 시험의 단계별 내용과 계획을 확인하고, 해외 전문가를 초빙하여 Workshop을 수행하는 등 최초 비행 안전성 확보 방안을 면밀히 검토하였다. 트랜스미션, 엔진, 로터 등의 핵심 구성품은 구성품 및 벤치 인증 시험에서 그 요구 성능이 기 입증되었고, DTV 지상/비행시험을 통해 다양한 기동 조건 속에서 엔진-트랜스미션 적합성이 확인되었으며 시험 중 문제점은 보완 후 KUH에 반영되었다. 여기에 추가하여, DTV에서 상호 호환성이 확인된 엔진-트랜스미션을 KUH 기체 및 블레이드에 통합하여 기체 및 동적 구성품의 하중, 진동, 온도 및 기타 동적 특성을 확인한다면 이러한 전체적인 결과를 근거로 비행 시험 허가가 가능하다는 결론에 이르렀다. 이에 따라 5시간의 변형된 PFAT를 수행하기로 하였으며, 이는 시제 1호기에 지상 결박 없이 최대한의 출력과 조종 입력을 통한 하중을 부과하여 비행 전 안전성을 점검하는 것이다.

**2.3 KUH 비행전 수락시험 절차 및 결과**

KUH 시제 1호기의 최초 비행에 앞서 비행 안전을 확인하기 위한 시험이 Table 4의 내용 및 목적으로 수행되었다. 시험 형상은 시제 1호기, 중량은 MTOGW(Maximum Take-off Gross Weight)이며 지상 결박 없이 콘크리트 Ground에서 수행되었다. 지상 결박 시, 시제기 손상으로 오히려 비행 안전을 담보할 수 없음은 전술한 바와 같다.

시험 착수 전 지상 공진을 확인하기 위하여 Nr을 96~104%까지 변화시키면서 헬기 특성을 확인하였으나 특이사항은 없었다. 시험 안전을 위하여 각 계통별 Safety Limitation을 설정하였으며, 시험 후 검사 방안이 수립되었다.

**Table 4. KUH PFAT Profile**

순번	시험 내용 및 목적	시간
1	· #1 Engine Power Run · Collective 입력하여 #1 엔진 최대 출력 구현 · OEI 고출력 상태에서 헬기 동적 거동 파악 및 동적 구성품 작동 특성 확인 ※ 50hrs PFAT MCP 90% run의 #1 엔진과 동일 출력 구현	1
2	· #2 Engine Power Run · Collective 입력하여 #2 엔진 최대 출력 구현 · OEI 고출력 상태에서 헬기 동적 거동 파악 및 동적 구성품 작동 특성 확인 ※ 50hrs PFAT MCP 90% run의 #2 엔진과 동일 출력 구현	1
3	· Both Engine Power Run(1) · Collective 입력하여 양 엔진 최대 출력 구현 · 기본 운용 모드에서 헬기 동적 거동 파악 및 동적 구성품 작동 특성 확인 ※ 50hrs PFAT Max. Power 및 IRP Run과 유사 목적	1
4	· Both Engine Power Run(2) · Collective 입력하여 양 엔진 최대 출력 구현 · 운용 중 발생 가능한 주로터 회전속도(Nr) 변화 구현하여 헬기 동적 특성 확인 ※ 저속에서 50hrs PFAT MCP 60, 80% run과 유사 목적 ※ 고속에서 50hrs PFAT Overspeed run과 유사 목적	1
5	· Both Engine Power Run(3) · Collective 입력하여 양 엔진 최대 출력 구현 · Cyclic 입력하여 동적 구성품에 하중 부과하여 특성 변화 파악 ※ 50hrs PFAT MCP 100% Run과 유사 목적	1

**2.3.1 #1 Engine Power Run**

#1 엔진 단일 출력 조건에서 #1 엔진 MCP의 90%까지 구현되었으며 이는 두 개의 엔진을 장착한 헬기 차원의 출력 단위로는 45%에 해당된다. 시험은 아래와 같이 총 12개의 Step으로 분리하여 수행하였다.

- #1 엔진 On
- 1<sup>st</sup> Step에서 MCP 80%로 1분 유지
- 2<sup>nd</sup> Step에서 MCP 90%로 1분 유지
- 3<sup>rd</sup>~ 6<sup>th</sup> Step에서 MCP 90%로 2분 유지
- 7<sup>th</sup>~12<sup>th</sup> Step에서 MCP 90%로 5분 유지
- #1 엔진 Off

출력 구현을 위한 Collective 입력은 3초 이내로 수행하였으며 2<sup>nd</sup> Step 부터는 #1 엔진의 MCP를 80%에서 약 10초 유지한 후 90%로 증가

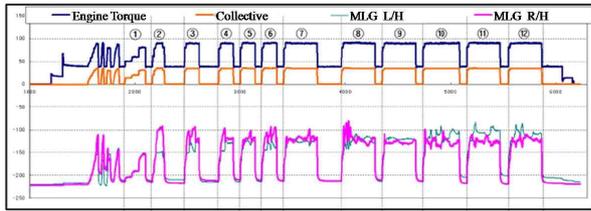


Fig. 1. #1 Engine Power Run

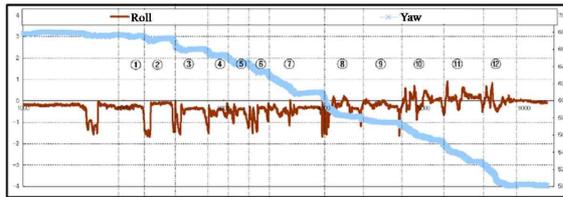


Fig. 2. Roll and Heading Angle Variation



Fig. 3. Tire Skid Mark

시켰다. 헬기 자세 유지를 위해 조종사 판단에 따라 약간의 Cyclic 입력이 가해졌다. Fig. 1은 수행 결과를 보여주고 있으며, 아래쪽 부분은 Collective 입력에 따른 양력 증가에 기인하여 Landing Gear가 신장되는 모습을 보여준다.

시험 동안 헬기 Heading이 점진적으로 변화하였으며(Fig. 2), 헬기는 추진력에 의해 타이어의 스키드 마크를 남기면서 전방으로 약 4m를 이동하였다(Fig. 3).

2.3.2 #2 Engine Power Run

#2 엔진 단일 출력 시험은 #1 엔진 시험과 동일한 절차로 수행되었으며, 결과도 유사하였다. 헬기는 전방으로 약 3m를 이동하였다.

2.3.3 Both Engine Power Run(1)

양 엔진 출력 조건에서 MCP의 53%까지 구현되었다. 시험은 아래와 같이 총 11개의 Step으로 분리하여 수행하였다.

- #1 및 #2 엔진 On
- 1<sup>st</sup> Step에서 MCP 40%로 1분 유지
- 2<sup>nd</sup> Step에서 MCP 50%로 1분 유지
- 3<sup>rd</sup>~5<sup>th</sup> Step에서 MCP 53%로 1분 유지

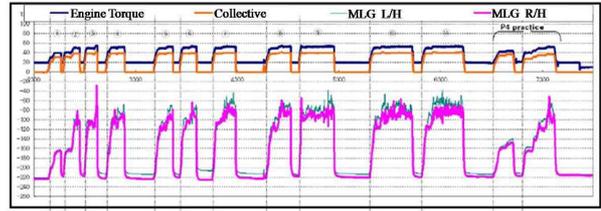


Fig. 4. Both Engine Power Run(1)

Table 5. Nr Variation Profile

Step	Nr(%)	MCP(%)	Time(min)
1	96	43	5
2	96	45	5
3	96	53	5
4	100	43	5
5	100	45	5
6	100	53	5
7	104	43	5
8	104	45	5
9	104	53	5

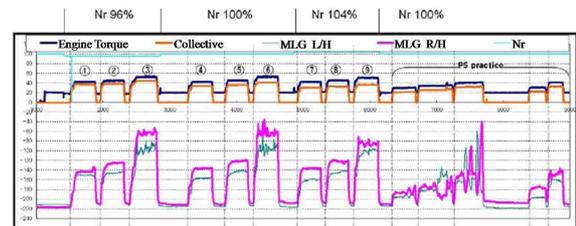


Fig. 5. Both Engine Power Run(2)

- 6<sup>th</sup>~8<sup>th</sup> Step에서 MCP 53%로 2분 유지
- 9<sup>th</sup>~11<sup>th</sup>에서 MCP 53%로 5분 유지
- #1 및 #2 엔진 Off

헬기 Heading 변화는 단일 엔진 출력 시험 대비 크지 않았으나, 시험 동안 헬기는 전방으로 약 15m 이동하였다.

2.3.4 Both Engine Power Run(2)

본 시험의 출력 및 Nr 변화는 Table 5와 같이 수행되었다.

Figure 5는 시험 동안 출력, Collective 입력 및 Nr 변화를 보여주고 있다. 헬기 Heading 변화는 단일 엔진 출력 시험 대비 크지 않았으며, 시험 동안 헬기는 전방으로 약 2m 이동하였다.

2.3.5 Both Engine Power Run(3)

본 시험은 Table 6의 Cyclic 순환 입력에 따라 수행되었다.

각 Step 마다 엔진 출력은 MCP 40%를 10분 간 유지하였고, 각 방향별 Cyclic 입력 위치를 5

Table 6. Cyclic Input Profile

Step	Cyclic Controls Input Circulation
1	① Fwd 48% → 중립 → Aft 38% → 중립 2회 반복
	② Fwd 53% → 중립 → Aft 33% → 중립 2회 반복
2	③ Right 53% → 중립 → Left 43% → 중립 2회 반복
	④ Right 58% → 중립 → Left 38% → 중립 2회 반복
3	⑤ Fwd 53% → 중립 → Aft 33% → 중립 8회 반복
4	⑥ Right 58% → 중립 → Left 38% → 중립 8회 반복
5	⑦ Fwd 53% → 중립 → Aft 33% → 중립 4회 반복
	⑧ Right 58% → 중립 → Left 38% → 중립 4회 반복

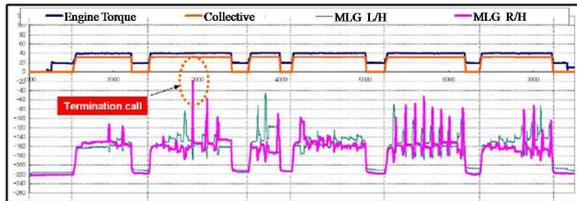


Fig. 6. Both Engine Power Run(3)

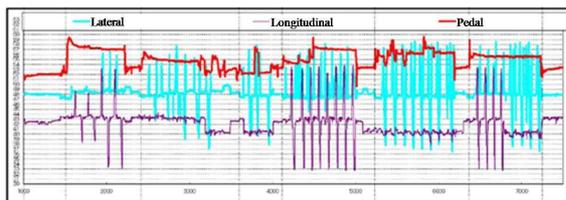


Fig. 7. Cyclic Input Circulation

초간 유지하였으며 중립에서는 1분을 유지하였다. Fig. 6은 시험 동안 출력, Collective 입력 현황이며, Fig. 7은 Cyclic 입력 순환을 보여준다. 시험 동안 헬기의 전방 이동 거리는 약 4m였다.

2.4 KUH 비행전 수락시험 결과 분석

비행전 수락시험이 완료된 후 동적 구성품에 대한 특별 검사가 수행되었고, 그 결과를 시험전의 검사 결과와 비교하였다. 각 계통별로 총 52 항목에 대한 검사 결과, 중간기어박스(IGB)의 칩 감지기에서 소량의 칩이 발견되어 오일을 교체하였다. 보조동력장치(APU)에서 소량의 연료 누유가 확인되었으며 기타 특이 사항은 없었다. 엔진 보어스코프 검사를 수행하였으나 엔진 내부의 손상은 관측되지 않았다.

시험 동안 기록된 동적 구성품의 Safety Parameter를 분석하였으나, 주로터 마스트의 굽힘 모멘트가 무한 수명 한계( $\alpha$ -Limitation)를 초과한 경우 이외의 특이 사항은 없었다. 주로터 마스트 굽힘 모멘트 초과는 #2 Engine Power Run 직후 Both Engine Power Run을 위한 연습 과정에서 조종사의 과도한 Cyclic 작동에 기인한 것으로서 약 9초간  $\alpha$ -Limitation을 초과하였으나 피로 수명 소진에 미치는 영향은 미미한 것으로 판단하였다.

엔진과 주기어박스를 연결하는 입력 구동축의 진동 수준은 Limitation 대비 약 23% 수준으로 엔진-동력전달장치 상호 적합성에 문제가 없는 것으로 판단되었다. 그러나 최대 구현 출력이 53%인 점을 고려 시, 일부 동적 구성품의 하중, 온도 및 진동 값은 예상보다 높게 측정되었으며, 특히 엔진의 각 방향별 진동 수준과 엔진 구성품의 일부 온도는 다소 높은 수준으로 판단되었다. 이에 대한 조치로서 엔진 보어스코프 검사를 50시간 주기 검사 항목에 추가하고, 측정 값이 높은 일부 동적 구성품의 경우, 검사 주기를 단축하는 등의 주기 검사를 강화하고, 비행 시험 중 상세 실시간 모니터링을 수행하기로 하였다.

III. 결 론

KUH의 5시간 비행전 수락시험을 통해 동적 구성품의 안전성을 제한적으로 파악하였으나, 미군사규격의 50시간 PFAT와 직접적으로 비교 시 시험 출력, 하중 및 시간이 상대적으로 부족하여 헬기 차원의 내구성 확인에 한계가 있음은 명백하다.

그러나, 기 확보된 트랜스미션의 벤치 시험 및 타 헬기 장착 운용 이력, 로터 Whirl Tower 시험, 로터 마스트 베어링 내구성 시험 및 DTV 지상/비행시험 결과에 5시간 비행전 수락시험 결과를 추가적으로 고려하여 비행 안전 확보가 가능하다고 판단하였으며, KUH 시제 1호기는 예정된 일정대로 최초 비행을 수행하였다.

미군사규격에서 요구하는 50시간 PFAT를 변형하여 5시간의 비행전 수락시험으로 대체하는데 대해, 비행 안전을 우려한 회의적 시각이 있었던 것도 사실이다. 그러나 GTV 개조 및 시험 준비를 포함한 약 1년 이상의 개발 일정을 지연하면서까지 50시간 PFAT를 수행하는 데 대한 기술적 타당성을 찾기 어려웠으며, 이는 KUH 비행 안전성에 대한 입증 중복으로 판단하였다.

비행 안전과 관련된 문제는 누구도 그 중요성

을 소홀히 할 수 없는 사안이며, 최초 비행에서 안전과 관련한 문제 발생 시 개발 사업 자체가 취소될 수도 있는 민감한 사안이다. 다만, 구성품의 인증 이력을 충분히 고려하여 최초 비행의 안전에 관한 자신감이 일정 수준 확보된 경우에는 과감히 미군사규격을 수정/변형하여 적용하는 것도 무기 체계 개발 과정에서 얻을 수 있는 한 산물이라고 하겠다.

KUH에서 수행된 비행전 수락시험은 비행 안전을 과소 평가하였기 때문에 미군사규격을 변형 적용한 것이 아니라, 국내 무기체계 개발 환경을 감안하여 충분한 기술적 검토를 통한 비행 안전에 대한 자신감을 확보한 상태에서 내려진 의미 있는 선택이었음을 밝히고 싶다.

이후, 비행전 수락시험은 미군사규격에서 기술하는 50시간 PFAT와 호칭상 오인 또는 혼동의 우려가 있다는 의견과 KUH에서 수행된 독특한 형태의 시험이라는 점을 고려하여 그 명칭을 비행전 동적 구성품 특성 시험(PDCT ; Preflight Dynamics Characteristics Test)으로 변경하게 되었다.

## References

- 1) Astridge Derek, "Helicopter Transmission - Design for Safety and Reliability", Astridge & Associates, Langport, England, June 1990.
- 2) AMCP 706-203 "Helicopter Engineering, Part 3, Qualification Assurance", US Army Materiel Command, April 1972.
- 3) SER-70019, "Ground Test Vehicle 1200-Hour Military Qualification Test Report", Sikorsky Aircraft, May 1975.
- 4) FAR Part 29, "Airworthiness Standards : Transport Category Rotorcraft Amdt 47", Federal Aviation Administration, Sep. 2007.
- 5) Advisory Circular 29-2C "Certification of Transport Category Rotorcraft", Federal Aviation Administration, April 2006.
- 6) ADS-50-PRF, "Rotorcraft Propulsion Performance and Qualification Requirements and Guidelines", US Army Aviation and Troop Command, April 1996.
- 7) MIL-T-8679, "Test Requirements, Ground, Helicopter", US Department of Defense, March 1954.
- 8) Roy Battles, "The Helicopter Transmission Design Process", Bell Helicopter Textron, USA, January 1985.
- 9) Garavaglia & Gattinoni, "Helicopter Transmission Qualification Procedure & Test", Agusta, Gallarate, Italy, January 1981.
- 10) DEF STAN 00-970 , "Design and Airworthiness Requirements for Service Aircraft, Part 7/2 - Rotorcraft" Ministry of Defence, January 2007