

적절한 헬기 트랜스미션 내구도 시험절차 연구

A Study on Proper Procedure for Helicopter Transmission Endurance Test

이 상 목* 황 정 선*
Sangmok Lee Jungsun Hwang

ABSTRACT

Transmission is a core component of helicopter to transmit power from engine to rotor and must have an endurance to be able to show satisfactorily its performance required during its life time. When developing a new helicopter, both military and civil airworthiness authorities require a tie-down test to verify its endurance. Procedure for transmission endurance test is described in FAR part 29 or US military specification but its details are more or less ambiguous. In this paper, we have proposed a proper procedure for transmission endurance test by giving KUH transmission endurance test example including determination of applicable torque, load and test profile.

Keywords : Endurance Test(내구도 시험), Tie-down(결박), GTV(Ground Test Vehicle : 지상 시험 장비), Transmission (트랜스미션), KUH(한국형기동헬기)

1. 서론

헬기 트랜스미션은 엔진에서 발생하는 동력을 마스트와 구동축을 통해 주로터 및 꼬리로터에 전달하는 동시에 발전기와 유압펌프 등의 부수장비를 구동시키는 헬기의 핵심 구성품이다. 기종별로 차이는 있으나, 통상적으로 Fig. 1과 같이 엔진 및 주로터와 연결된 주 기어박스, 꼬리로터와 연결된 꼬리기어박스 및 주기어 박스의 출력을 꼬리기어박스에 전달하는 구동축으로 구성되어 있으며, 수평 구동축과 경사 구동축을 연결하기 위한 중간기어박스가 있다.

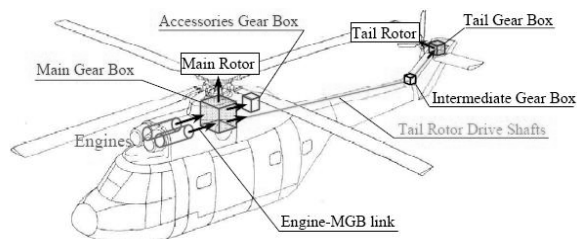


Fig. 1. KUH Transmission Layout

최근의 트랜스미션 개발은 저소음, 경량화를 목표로 하고 있으나, 고속으로 회전하면서 동력을 전달하고 비행 중의 가혹한 하중 및 진동을 감당해야 하므로 안전성 및 신뢰성은 필수적인 고려사항이다. 따라서 선진 각국의 대부분 개발업체에서는 트랜스미션의 안전성 및 신뢰성을 검증하기 위하여 지상 결박(tie-down)

† 2013년 8월 19일 접수~2013년 11월 15일 게재승인

* 국방과학연구소(ADD)

책임저자 : 이상목(514132@add.re.kr)

형태의 내구도 시험을 수행해 왔으며, 이는 안전을 위한 최소 요구도이다.

내구도 시험의 구체적인 목적은 기어, 베어링, 기어박스 하우징, 마운팅 볼트 등과 같은 다양한 구성품들이 다양한 항공기 하중, 진동, 비행조종 입력 값 및 온도 등에서 견딜 수 있음을 검증하는 것이다.

트랜스미션 내구도 시험은 지상 결박 형태에서 가혹한 하중을 부과하는 난이도 높은 위험한 시험이며, 약 1년 정도가 소요되는 장기간의 프로젝트이다. 또한 내구도 시험에 사용되는 트랜스미션은 고가의 구성품이며, 운용 인력 및 시험장 설비 구축 등 막대한 비용이 투입되어야 함을 고려할 때, 잘못된 절차에 따른 유효하지 않은 내구도 시험은 비용 및 일정 측면에서 돌이킬 수 없는 사태를 야기할 수 있다.

트랜스미션 내구도 시험에 관한 절차는 FAR Part 29^{[1,2]}}와 같은 민간 규정과, ADS-50^{[3]}} 및 MIL-T-8679^{[4]}}와 같은 미군사규격에 기술되어 있으나, 적용 출력 및 부과 하중의 결정 방법, 조종 입력 방법과 같은 구체적인 내용은 상세히 언급되지 않아 내구도 시험 절차 수립에 애로가 있는 것이 사실이다.

본 논문에서는 국내 최초로 수행된 한국형 기동헬기 수리온(KUH) 트랜스미션 내구도 시험 사례를 통해 수립된, 트랜스미션 내구도 시험을 위한 유효하고 적절한 절차를 제시함으로써 향후 헬기 개발에 참고가 되고자 한다.

2. 본 론

가. 민간 규정과 군사규격 요구도 비교

군용 헬기 트랜스미션의 인증을 위해서는 ADS-50 또는 MIL-T-8679가 적용되며, 민수용 헬기의 형식 인증과 관련된 내용은 FAR Part 29에 규정되어 있다. 양 규격 공히 내구도 시험을 규정하고 있으며, 시험을 위한 요구도는 상호 유사하다. Table 1은 ADS-50의 5-4.4.1과 FAR Part 29.923에 각각 규정된 트랜스미션 내구도 시험에 관한 요구도의 비교이다.

ADS-50에서는 IRP(Intermediate Rated Power) Run 1시간을 요구하고 있으나 FAR Part 29에는 해당 사항이 없으며, FAR Part 29에서는 Engine Malfunction Run과 OEI Continuous Run을 규정하고 있으나 ADS-50에는 해당 요구도가 없다. 또한 ADS-50에서는 MCP(Maximum Continuous Power) 60% Run 2시간을 요구하

고 있으나, FAR Part 29는 1시간으로 규정되어 있다.

ADS-50에 따른 1 Sequence는 10시간으로 구성되어 20회 반복 시 총 200시간이 소요되나, FAR Part 29에서는 쌍발 엔진을 보유한 KUH와 같은 경우에 OEI Continuous Run을 각 엔진별 1시간씩 총 2시간을 요구하므로 1 Sequence는 11시간으로 구성되어 20회 반복 시 총 220시간이 소요된다.

ADS-50을 포함한 미군사규격은 계측 정밀도, 시험장비 보정, 시험 설비 등에 관한 요구도를 FAR Part 29 대비 다소 상세하게 기술하고 있으나, 오래 전에 제정되었고, 수리온과 같은 Multi-engine 헬기에 대한 OEI 시험 요구도가 규정되어 있지 않는 등 헬기 발전 추세를 반영한 개정이 이루어지지 않고 있는 실정이다.

KUH 트랜스미션은 사업 초기에 FAR Part 29 Amdt24를 적용하여 개발하는 것으로 결정되었으며, 이에 따라 트랜스미션 내구도 시험도 FAR Part 29 규정에 따라 수행되었으므로, 이후 내구도 시험 절차에 관한 고찰은 FAR-29 규정에 준하여 기술하였다.

Table 1. Test Profile Comparison

ADS-50-PRF 5-4.4.1		FAR §29.923	
Test Profile	Hr	Test Profile	Hr
M.P Run	1	Take-off Run	1
IRP Run	1		
MCP 100% Run	3	MCP 100% Run	3
MCP 90% Run	1	MCP 90% Run	1
MCP 80% Run	1	MCP 80% Run	1
MCP 60% Run	2	MCP 60% Run	1
		Engine Malfunction Run	1
Over Speed Run	1	Over Speed Run	1
		OEI Cont' Run	2

나. 내구도 시험 Profile

FAR Part 29에 따른 트랜스미션 내구도 시험의 상세 Profile은 다음과 같다.

1) Take-off Run

FAR Part 29.923(b)는 5분의 Ground Idle Run과 5분

의 TOP(Take-off Power) Run을 순차적으로 교대할 것을 요구한다.

각 Idle Run의 첫 1분 후 엔진을 트랜스미션과 분리하기 위해 Off 시키며, 로터 회전을 정지시키기 위해 제동장치를 적용한다. 이후 엔진을 재시동하여 나머지 4분을 Idle 유지한 후, Fly mode로 변경하여 엔진 출력을 TOP로 증가시켜 5분간 유지하는 것으로 1 Step이 완성된다. 1시간 동안 총 6회의 Step을 수행하며, KUH와 같은 OEI 2.5분 Rating이 요구되는 헬기에 대해서는, 3번째 및 6번째 Step의 TOP 5분을 변형하여 Take-off Power로 2.5분 및 각 엔진별 OEI 2.5분 Power로 2.5분씩을 구현하여 Step은 7.5분으로 연장된다. 이를 요약하면 Fig. 2와 같다¹⁾.

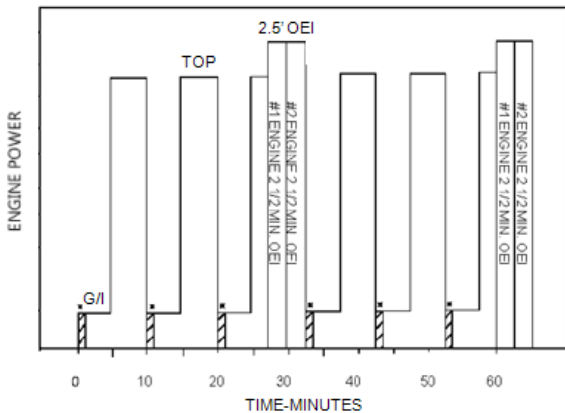


Fig. 2. Take-off Run Profile

2) MCP 100% Run

MCP와 100% 로터 회전 속도가 조합된 3시간의 시험으로 구성된다. 조종입력의 순환이 요구되는 시험이다.

3) MCP 90% Run

MCP의 90% 출력과 로터 최대 회전속도가 조합된 1시간의 시험으로 구성된다. 로터 최대 회전속도는 헬기에서 허용할 수 있는 Power-on max. rotor speed이다.

4) MCP 80% Run

MCP의 80% 출력과 로터 최소 회전속도가 조합된 1시간의 시험으로 구성된다. 로터 최소 회전속도는 엔진, 트랜스미션, 로터, 발전기 및 유압펌프 등 모든 계통의 최소 허용 한계를 고려하여 타 계통에 영향이 없

는 범위 내에서 결정되어야 한다.

5) MCP 60% Run

MCP의 60% 출력과 로터 최소 회전속도가 조합된 1시간의 시험으로 구성된다.

6) Engine Malfunction Run

FAR Part 29.923(g)는 Engine malfunctioning run을 규정하고 있으며, 이는 엔진 연료, 점화 시스템 또는 불균형한 엔진 출력이 트랜스미션에 유해한 동적 조건을 초래할 수 있는 경우에 수행된다. 그러나, KUH와 같은 전자 제어 및 과회전 보호를 가지는 엔진의 경우에는 이러한 Malfunctioning이 식별될 수도 없고 모사도 가능하지 않으므로 29.923(b)에 기술된 Take-off run을 대체 수행한다. 3번째 및 6번째 Step에서의 OEI 2.5분 조건은 제외된다²⁾.

7) Over Speed Run

MCP 100%와 Power-on 로터 최대 회전속도가 조합된 1시간의 시험으로 구성된다.

8) OEI Continuous Run

OEI continuous power와 100% 로터 회전속도의 조합으로 각 엔진별 1시간씩 총 2시간으로 구성된다.

다. KUH 사례를 통한 시험 조건 결정

1) 출력 조건

상기 시험 Profile에서 볼 수 있듯이, 트랜스미션 내구도 시험을 위해서는 MCP, TOP, OEI Continuous Power 및 OEI 2.5분 Power와 같은 다양한 출력 구현이 필요하다. 엔진은 그 자체의 Power Rating을 갖고 있으며 트랜스미션도 수명을 고려한 독자적인 Power Rating을 갖고 있다. 문제는 거의 모든 헬기에서 엔진과 트랜스미션의 Power Rating이 일치하지 않는다는 점이다. 어떤 헬기에서는 엔진 출력이 트랜스미션보다 높으며, 다른 헬기에서는 엔진 출력이 트랜스미션보다 낮은 경우도 있다. 또한 AEO(All Engine Operative) 조건에서는 엔진의 출력이 크고, OEI(One Engine Inoperative) 조건에서는 트랜스미션의 출력이 큰 헬기도 있다. KUH 내구도 시험의 경우, 이를 비교하기 위하여 Table 2와 같이 엔진/트랜스미션 Power Rating을 정리하였다.

KUH도 AEO/OEI 조건에 따라 엔진과 트랜스미션의

출력 크기가 역전되는 경우에 해당되었다. 엔진 출력이 낮은 경우에는 트랜스미션 내구도 시험의 목적을 위해 GTV에 실제 항공기에 장착된 엔진보다 큰 출력을 가진 다른 엔진을 구비해야 하는지 의문을 가질 수 있다. 그러나 FAR Part 29.(a)(3)(i)는 내구도 시험의 토크와 회전속도는 Powerplant limitations에 의해 결정되어야 한다고 규정하고 있고, 또한 시험 조건은 운용 시 최대 가능한 항공기 능력을 대표해야 하는 것이 내구도 시험의 기본 규칙이다. 따라서 KUH 시험의 경우, AEO/OEI 각 조건 마다 엔진과 트랜스미션 출력 값을 비교하여 상대적으로 낮은 값을 시험에 적용할 기준 값으로 결정하였다.

Table 2. Power Rating Comparison

구분	트랜스미션		Engine	
	Power Rating	Torque (Nm)	Power Rating	Torque (Nm)
AEO	AEO Over Torque	xxx.x	MRP	ooo.o
	TOP	xxx.x	IRP	ooo.o
	MCP	xxx.x	MCP	ooo.o
OEI	OEI Over Torque	xxx.x		
	OEI 2.5분	xxx.x	OEI 2.5분	ooo.o
	OEI Continuous	xxx.x	OEI Continuous	ooo.o

2) 조종입력 절차

내구도 시험 동안 트랜스미션의 각 구성품에 하중을 부과하기 위하여 조종입력이 가해져야 한다.

FAR Part 29.923(c)의 MCP 100% Run에서는 조종입력의 순환을 다음과 같이 요구하고 있다.

- (1) 주로터 조종은 최대수직추력, 최대전방추력성분, 최대후방추력성분, 최대좌측추력성분 및 최대우측추력성분의 주로터 피치 위치를 통해서 1시간당 최소 15회로 작동되어야 한다.
- (2) 방향조종장치는 최대우선회 토크, 로터에 작용되는 출력에 의해 요구되는 중립 토크 및 최대좌선회 토크의 각 극한 위치를 통해서 1시간당 최소 15회로 작동되어야 한다.

- (3) 각 최대 조종 위치는 최소 10초 동안 유지되어야 하며, 조종 위치의 변경속도는 적어도 보통의 조작과 같은 속도로 행하여야 한다.

이를 요약하면 Fig. 3과 같다.

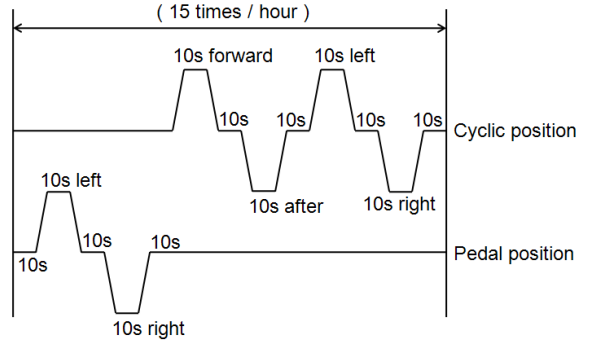


Fig. 3. Cyclic input cycling

Fig. 4는 주로터 조종 입력 개념을, Fig. 5는 방향조종장치 입력 개념을 보여주고 있다.

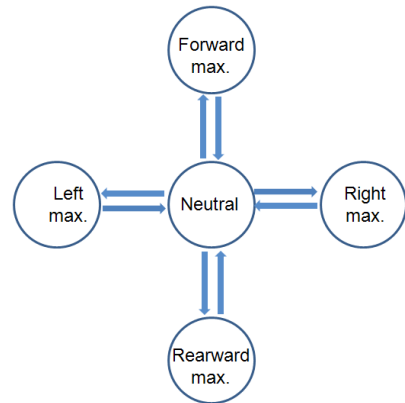


Fig. 4. Cyclic input action

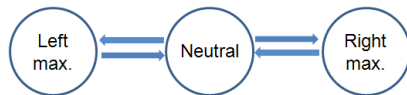


Fig. 5. Pedal input action

KUH 시험의 경우, Fig. 3에 기초하여 주로터 조종을 통하여 각 방향별 최대 추력 값을 매 시간당 최소 15번 반복 입력하였다. 입력 순서는 Fig. 4에 따라 Neutral → Max. forward thrust → Neutral → Max. aft

thrust → Neutral → Max. left thrust → Neutral → Max. right thrust → Neutral 입력을 순환한다.

또한 Directional control은 Fig. 5에 따라 Neutral → Max. left turning torque → Neutral → Max. right turning torque → Neutral을 매 시간당 최소 15번 반복 입력하였다. 각 Control position은 최소 10초 동안 유지하였다. 비행조종 1회 입력은 Cyclic 위치 이동 10번 및 Pedal 5번의 총 15회 작동으로 구성되며, 매 시간당 15번 반복 입력 및 3시간 run을 통한 총 입력 회수는 675회가 된다. 이를 20 Sequence 반복하였을 때, 총 비행조종 입력은 13,500회에 이른다.

MCP 100% Run에서는 상기의 절차대로 조종입력을 순환시켜야 함이 명백하다. 하지만 나머지 Run의 경우에는 조종장치를 어떻게 입력할 것인지가 문제가 되는데, 이 경우 FAR Part 29.923(i)에는 다음과 같은 규정이 있다. 즉, 결박시험 중 로터 조종이 순환되지 않을 때, 로터는 본 절의 (c)항에 기술된 절차를 사용하여, 다음과 같은 시험 시간의 비율에 대해 최대추력 위치의 각각을 생성하기 위해 작동되어야 한다.

- (1) 전 수직추력에 대해, 20%
- (2) 전방추력성분에 대해, 50%
- (3) 우측추력성분에 대해, 10%
- (4) 좌측추력성분에 대해, 10%
- (5) 후방추력성분에 대해, 10%

이를 적용하면, 조종입력이 순환되는 MCP 100% Run을 제외하고, 나머지 Run의 경우에는 Fig. 6과 같이 조종입력을 유지해야 하는 것으로 해석된다. 그러나, OEI Continuous Run은 Advisory Circular 29.923b.(3)에 Max. forward thrust로 조종장치를 설정해야 함을 기술하고 있으므로, KUH의 경우 Forward로 1시간 동안 조종입력을 고정하였다.

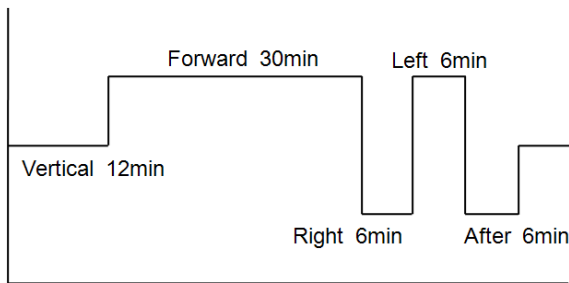


Fig. 6. Cyclic input setting

Take-off Run에서의 조종 입력에 관해서는 명확한 규정이 없어 논란의 여지가 있다. Sikorsky사는 과거 YUH-60A의 200시간 MQT(Military Qualification Test) 시험을 통해 Fig. 6의 절차를 Take-off Run에서도 적용하였으며, 그 결과는 Table 3과 같다^[5].

Table 3. YUH-60A Cyclic input @ 200hrs MQT take-off run

Step	Cyclic setting time(s)				
	Neutral	Fwd	Aft	Right	Left
1				100	200
2			200	100	
3	300				
4		300			
5		300			
6		300			
total	300	900	200	200	200
%	16.7	50	11.1	11.1	11.1

Take-off Power의 1st Step 5분 동안 Right input을 1분 40초, Left input을 3분20초 적용하였다. 2nd Step 5분 동안은 After input을 3분20초, Right input을 1분40초 적용하였다. 3rd Step에서는 Neutral로 5분, 4~6th Step에서는 Forward로 5분을 유지하였다^[5].

그러나, 각 방향별 시간 비율이 Fig. 6과 다소 차이가 있으며 이는 조종입력이 5개 방향을 가지는데 비해 Take-off Run은 6개의 Step으로 구성되어 있으므로 애초부터 시간 비율을 충족시킬 수 없는 구조이다. 또한 Sikorsky사는 200시간 MQT와 동일한 Profile을 가지는 50시간 PFAT(Preliminary Flight Acceptance Test)의 Take-off Run에서는 다소 다른 방식을 취하였다. 즉 최초 Step 동안 5분을 분할하여 Neutral 60초, Forward 150초, 나머지 Left/Right/Aft를 각각 30초를 입력하였으며 이를 나머지 5 Step에 반복하였다^[5]. 이에 따른 각 방향별 시간 비율은 Fig. 6을 충족하고 있으나, 조종장치의 이동 시간과 최대 추력까지 하중을 증대시키는 시간이 소요되므로, 5분이라는 짧은 시간 동안 5개 방향의 조종입력을 수행하는 것이 의미가 있는지는 의문이다.

왜냐하면, Take-off Run은 타 Run 대비 매우 높은 출력을 적용하고, 1시간을 6개의 Step으로 나누어 엔진을 정지 및 재시동 할 때의 가/감속 효과와 Ground Idle 운용의 효과가 트랜스미션의 내구도 미치는 영향성을 확인하기 위한 시험이기 때문이다. 따라서 본 시험은 높은 출력과 엔진 가/감속 효과가 시험의 중요한 인자이며, 상대적으로 Cyclic input의 적용 방식은 큰 의미가 없는 시험이라 하겠다.

또한 Take-off Run은 이륙조건을 모사하는 시험이므로 Cyclic input도 이륙할 때 적용하는 Afterward로 유지하는 것이 보다 타당하며, 이는 Eurocopter사가 과거 FAR Part 29에 따른 트랜스미션 내구도 시험을 수행할 때 적용한 방법이다.

Sikorsky사의 200시간 MQT에서 적용한 Cyclic 입력 방법은 FAR Part 29.923(i)을 지나치게 형식적으로 해석한 무리한 시험 방법이라 하겠으며, KUH는 Eurocopter사의 사례에 따라 각 Step 5분 마다 Afterward로 조종장치를 유지하였다.

OEI Continuous Run과 Take-off Run을 제외한 나머지 Run에서는 Fig. 6과 같이 조종입력을 유지하였다.

3) 하중 결정

내구도 시험 동안 앞에서 기술한 절차에 따른 조종장치를 입력하는 목적은 주로터 마스트를 통해 트랜스미션 내부 부품들에 반경 방향의 하중을 부과하여, 헬기 실제 운용 시 다양한 기동을 위해 조종장치가 입력되는 형상을 모사함으로써 트랜스미션의 내구도를 확인하기 위함이다.

조종장치의 입력 방향이나 절차는 각 Run 별로 다소 차이가 있으나, 조종장치 입력 값은 각 방향별 최대 추력 값이라는 것은 모든 Run에 공통적으로 적용된다.

각 방향별 최대 추력을 결정하는 방법과 관련하여, Advisory Circular 29.923(c)(1)에는 MCP 수평 비행에서 주로터 마스트의 굽힘 모멘트를 측정 후, 이와 동일한 값의 마스트 굽힘 모멘트를 헬기 지상 결박 상태에서 구현되도록 조종 입력을 부과할 것을 기술하고 있다.

각 Run의 출력에 대응하는 하중을 부과해야 하므로, MCP 100% Run에서는 MCP 100%에서 측정된 굽힘 모멘트가 적용되며, MCP 60% Run에서는 MCP 60% 출력에 대응하는 굽힘 모멘트가 입력되어야 한다. Rearward 또는 Sideward 비행 시험의 경우 MCP 100%

출력에 도달하기 전에 각 방향별 제한 속도에 의해 비행이 제한되는 경우가 있다. 이 경우에는 각 방향별 제한 속도 도달 시의 마스트 굽힘 모멘트를 MCP 100%에서의 값으로 적용하는 것이 타당한 방법이다. 즉, Rearward의 경우, 최대 Rearward Speed에 도달하는데 필요한 출력에 대응하는 하중을 측정하여 이 하중을 MCP 100%의 부과 하중으로 적용한다. Sideward의 경우, 최대 Lateral speed 또는 MCP 100% 중 먼저 도달하는 조건 하에서 하중을 측정하여 이 하중을 100% MCP의 부과하중으로 적용한다.

KUH 트랜스미션 내구도 시험의 부과 하중 결정을 위해 시제기를 활용한 비행 시험이 수행되었고, GTV 지상 시험을 통하여 측정된 굽힘 모멘트를 지상에서 동일하게 구현하기 위한 조종입력 값을 구하였다. 로터 마스트의 굽힘 모멘트를 측정하기 위하여 Fig. 7에서와 같이 MRPF1 위치에 센서를 부착하였다. 로터 마스트의 어떤 위치에 하중 센서를 부착할 것인지는 제약이 없으나, 비행 시험 시 하중 측정 위치와 지상 결박 형상에서 하중 모니터링 위치는 동일해야 한다.

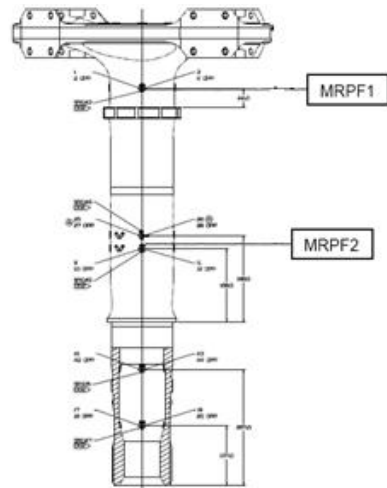


Fig. 7. Rotor mast bending moment measurement position

비행 시험 동안 로터 마스트에 작용하는 굽힘 모멘트는 Fig. 8과 같이 그 크기가 매 순간마다 변하는 동하중의 형태를 갖는 것이 일반적이며, 본 시험을 위한 하중 결정 시에는 굽힘 모멘트가 안정화 되는 구간에서 최대 값을 측정하였다. 따라서 MCP 100%, 90%, 80%, 60%에서 측정된 하중이 안정화되지 않은 경우에

는 그 근방의 안정화 구간의 하중 값을 선택하였으며, 이를 기초로 해당 출력에서의 하중 값은 Extrapolation 또는 Interpolation을 통해 계산하였다.

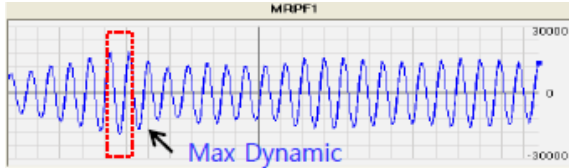


Fig. 8. Example of bending moment measurement

KUH 체계개발 동안 다양한 고도와 무게중심에 대해 각 방향별로 최소 6회 이상의 비행 시험이 수행되었으며, 측정된 Data Point를 모두 포함하는 선형 외삽선을 작도하여 최외각에 해당하는 하중을 내구도 시험의 하중으로 결정하였다.

Fig. 9는 Forward 수평 비행 시 측정된 로터 마스트 굽힘 모멘트 측정 값을 보여주고 있으며, 가장 빈번한 기동 유형이므로 타 방향에 비해 많은 데이터가 축적되었다. MCP 80%와 90%에 대응하는 하중 값은 안정화 구간이 없어 근방의 측정 값에 의해 내삽되었다.

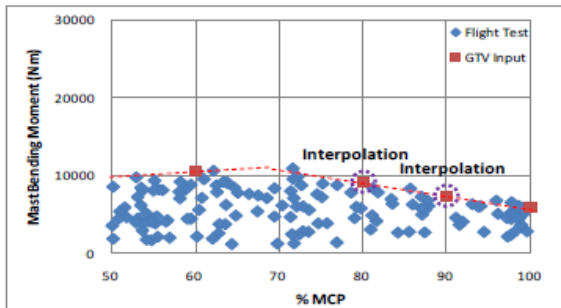


Fig. 9. Forward flight measurement data

Fig. 10은 Rearward 비행 시에 측정된 하중 값들이다. MCP 60%에 대응하는 하중 값은 내삽하였으며, MCP 100%에 도달하기 전에 제한 후방 속도에 도달하여 이 속도에서의 값을 MCP 100%에 대응하는 하중 값으로 선택하였다.

Fig. 11은 Leftward 비행 시에 측정된 하중 값들이다. MCP 90%, 80% 및 60%에서의 하중 값은 근방에서 측정된 값들로부터 내삽하여 계산하였으며, MCP 100%의 하중 값은 제한 속도에서 측정된 값으로 결정하였다.

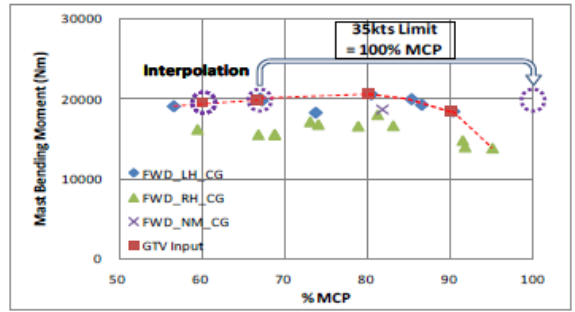


Fig. 10. Rearward flight measurement data

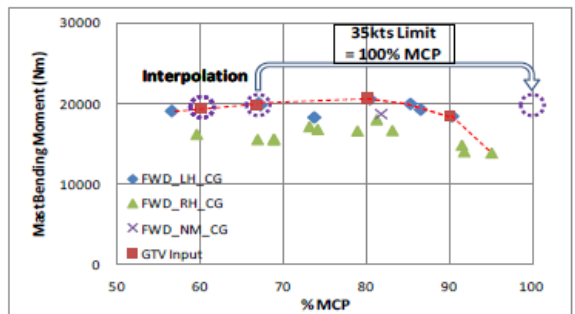


Fig. 11. Leftward flight measurement data

Fig. 12는 Rightward 비행 시에 측정된 하중 값들이다. MCP 60%에서의 하중 값은 그 이상에서 측정된 값들로부터 외삽하여 계산하였으며, MCP 100%의 하중 값은 MCP 100% 출력 도달 전에 제한 속도에 먼저 도달하여 이 속도에서 측정된 값으로 결정하였다.

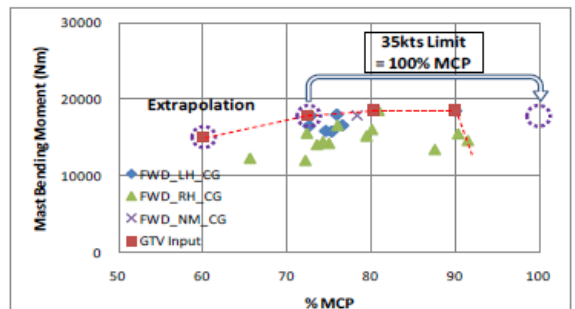


Fig. 12. Rightward flight measurement data

이상과 같은 하중 측정 결과를 종합하면 Table 4와 같다.

Take-off Run에서는 Rearward 방향으로 조종 입력을 유지해야 하나, 그 출력에서 비행시험을 통한 부과 하

중 결정 방법에 대한 규정은 없다. KUH의 경우 MCP 수평 비행시험 결과에 따르면, Rearward 하중은 MCP 80%에서 가장 크고 이후 MCP 증가 시에 감소하는 경향이므로, TOP 출력에서의 Rearward 부과 하중은 Table 4에서 결정된 MCP 100%에서의 하중 대비 다소 작은 값을 가질 것으로 명백히 예측되나, 보수적으로 MCP 100%의 하중과 동일한 값인 19,833Nm를 적용하였다.

Table 4. Bending Moment from flight test

Direction	Bending Moment(Nm)			
	MCP 60%	MCP 80%	MCP 90%	MCP 100%
Forward	10,651	9,154*	7,445*	5,912
Rearward	19,510*	20,599	18,457	19,833***
Leftward	19,550*	22,132*	21,728*	20,841***
Rightward	15,002***	18,541	18,535	17,907***

* 해당 MCP 근방에서의 측정값에 기초하여 Interpolation된 값임.

** MCP 60% 이상의 측정값으로부터 Extrapolation된 값임.

*** Speed limit(xx knots)에서 측정된 값임.

마찬가지로, OEI Continuous Run에서는 Forward로 조종입력을 유지해야 하는데, 부과 하중의 결정과 관련한 절차 및 규정은 없다. KUH의 경우, OEI Continuous Run에서 목표 엔진 출력은 AEO 조건에서 MCP 69.7%에 해당하는 값이다. MCP 60%에서의 하중 값(10,651Nm)과 MCP 80%에서의 하중 값(9,154Nm)을 내삽하여 계산할 수도 있으나, 시험의 보수성을 위하여 MCP 60%에서의 하중 값을 적용하였다.

3. 결론

트랜스미션 내구도 시험은 헬기 지상 결박 상태에서 가혹한 하중을 부과하는 위험한 시험이며, 시험에

소요되는 비용과 일정을 고려 시, 안전하고 유효한 시험이 수행되기 위해서는 적절한 절차 수립이 필수적이다. 본 논문에서는 KUH 내구도 시험의 사례를 통해 헬기 트랜스미션 220시간 내구도 시험을 위한 출력, 조종입력 및 부과 하중 결정에 관한 절차를 고찰하고 기준을 제시하였다. 출력과 하중이 결정된 후에도 시험 착수 전에 고려하고 확인해야 할 사항들이 추가적으로 존재한다. 지상 결박 상태에서 지상 공진 유무를 확인하는 시험을 수행해야 하며, 적절한 Safety Limitation을 설정하여 안전한 시험을 위한 기준을 확보해야 한다. 헬기와 부수적 시험 설비에 대한 주기 검사 계획이 수립되어야 하며, 시험 장비에 대한 Spare Parts가 충분히 예측되고 확보되어야 한다. 또한 시험 중 주기적으로 트랜스미션 각 기어박스의 윤활 오일에 대한 분광검사(SOAP : Spectrometric Oil Analysis Program)를 통하여 기어박스 내부 부품의 마모 진행 여부를 간접적으로 확인하여 시험 안전에 참고가 되어야 한다. 또한 가혹한 시험 조건 등을 고려할 때, 충분한 조종사 사전 교육 및 안전 대책이 수립되어야 할 것이다.

References

- [1] FAR Part 29, "Airworthiness Standards : Transport Category Rotorcraft Amdt 47", Federal Aviation Administration, Sep. 2007.
- [2] Advisory Circular 29-2C "Certification of Transport Category Rotorcraft", Federal Aviation Administration, April 2006.
- [3] ADS-50-PRF, "Rotorcraft Propulsion Performance and Qualification Requirements and Guidelines", US Army Aviation and Troop Command, April 1996.
- [4] MIL-T-8679, "Test Requirements, Ground, Helicopter", US Department of Defense, Mar. 1954.
- [5] SER-70019, "Ground Test Vehicle 1200-Hour Military Qualification Test Report", Sikorsky Aircraft, May 1975.