

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(3), 230-236(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.3.230

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

Anti-G 밸브 특성 분석을 통한 고기동 항공기 여압기능 개선연구

이희량*, 안종무**, 정원영***

Studies on the Improvement of Pressurized Quality for High Maneuver Aircraft by Characteristic Analysis of Anti-G Valve

Heerang Lee*, Jongmoo Ahn** and Wonyeong Jeong***

Defense Agency for Technology and Quality***, Bukuk Precision Industries***

ABSTRACT

This paper deals with the improvement of pressurized quality for high maneuver aircraft. Anti-G Valve is a pressure regulating valve for inflating anti-G suits and providing a sense line signal for a g-compensated oxygen regulator. The new anti-g valve system is satisfied with military specification MIL-V-87255 and allowed the pilots to tolerate high-G exposures without any vibrations. The flight test was performed by two T/FA-50 pilots and other tests used the centrifuge made by anti-g developer. A comparison of the new anti-g valve with period one, it have better response and low chattering phenomenon.

초 록

Anti-G 밸브는 Anti-G Suit에 연결되어 급격한 기동 시 조종사에게 적절한 여압기능을 제공한다. 또한 Anti-G 밸브는 연결된 레귤레이터를 조종하여 기동 간 조종사의 생리학 적 산소요구량 증가에 따라 적절한 PBG(Pressure Breathing for G)가 제공되도록 조절한다. FA-50과 같이 고기동 임무가 요구되는 항공기에서 Anti-G 밸브는 조종사의 생존 및 항공기의 안전을 위해 매우 중요한 요소이다. 본 논문에서는 Anti-G 밸브 개발 중 발생된 문제점을 바탕으로 개발 요구도 및 설계개선 내용을 기술하였으며, 개선된 연구에 대해 구성품 성능시험 및 비행시험검증 결과를 함께 소개한다.

Key Words : Anti-G Valve(G방지복용 밸브), Anti-G Suit(G방지복), High Maneuver Aircraft(고기동 항공기), Pressurized Function(여압기능)

1. 서 론

최근 개발된 고성능급 전투기는 인간이 신체적으로 견딜 수 있는 허용범위를 초과하는 중력이

속도에서의 운용을 요구하고 있다. 일반적으로 훈련받지 않은 일반인의 경우, 적절한 보호장치 없이 4G의 중력가속도에 노출될 경우 순간적 시력상실(Grayout)을 겪게 되고, 5G의 중력가속도

† Received : July 28, 2017 Revised : January 10, 2018 Accepted : January 29, 2018

* Corresponding author, E-mail : oecarus@dtaq.re.kr

에 노출될 경우 일시적 시력상실(Blackout), 6G의 경우는 인식 불가능 상태(Unconscious)가 된다. 이러한 상황을 방지하기 위해서 고기동하는 전투기에 장착된 Anti-G Valve는 G-force의 크기에 따라 내중력복(Anti-G Suit, AGS) 내의 공기압을 조절하여 위험한 상황을 예방한다[1,2,3].

국내에서 개발된 초음속 항공기(이하 FA-50)는 고속 기동 시 최대 9G 정도의 중력가속도가 작용하므로 이러한 운용조건에서 조종사를 보호하기 위하여 Anti-G Valve를 적용하였다. Anti-G Valve를 포함하는 Anti-G System은 전투기의 설계에서 G-LOC(G-force induced Loss Of Consciousness, 중력에 의한 의식상실)을 방지하기 위한 가장 효과적인 방법으로 다뤄지고 있다 [4]. T-50 계열 항공기의 설계 단계에서는 부품의 신뢰도 확보를 위해 기존의 F-16 체계에서 사용 중인 기계식 Anti-G Valve를 사용하였다. F-16에 적용된 해외제품은 규격(MIL-V-87255)에 따라 표준화된 제품으로 다년간의 운용을 통해 성능 및 안전성이 입증되었다. 그러나 해당 품목이 개발 초기 단계의 단가 대비 개별 구매 단가가 1.2배 이상 증가하는 추세를 보이고, 국내에서는 대체할 품목이 없어 수리 및 교환에 따른 부품 수급문제가 발생하는 등의 사유로 국산기술을 통한 제품의 개발필요성이 제기되었다.

본 연구에서는 고기동을 포함한 임무를 수행하는 높은 전투성능의 항공기에 대한 안전성 확보를 위하여 Anti-G Valve가 AGS에 적절한 공기압을 제공하도록 설계하고 오차를 보완하여 성능을 검증하였다. 이러한 연구 성과는 향후 진행될 국내 고성능 전투기 개발에 긍정적으로 기여할 수 있을 것으로 기대된다.

II. 본 론

2.1 Anti-G 계통 구성 및 여압기능

Anti-G System의 구성은 Fig. 1과 같다. 항공기 내에 장착된 Anti-G Valve는 시동이 걸리는 시점부터 환경제어계통(Environmental Control System, ECS)을 통해 조화된 공기를 공급받는다. 임무 중 항공기가 공중에서 급격한 기동을 수행하여 일정 값 이상의 G-force가 Anti-G Valve로 가해지면 Valve의 작동원리에 의해 기동조건에 따라 가압된 공기가 AGS로 공급된다. AGS로 공급된 공기는 조종사의 하체를 압박하여 혈액이 아래로 쏠리지 않게 함으로써 뇌허혈량의 감소를 막고 이로 인해 조종사가 인식 불가능 상태에 이르는

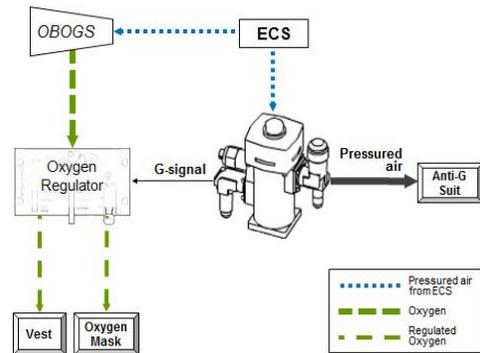


Fig. 1. Anti-G System Schematics

것을 방지한다. 또한 비행 중 Anti-G Valve를 통해 감지된 G-신호는 여압호흡(Positive Breathing for G, PBG)을 위해 산소 조절기(Oxygen Regulator)의 G-감지 포트에 제공된다. 산소발생기(On-Board Oxygen Generating System, OBOGS)로부터 생성된 산소는 산소조절기를 거쳐 1.25~4G까지는 일정한 양으로 공급되지만 4~8G와 같은 고기동 상태에서는 인체공학적으로 산소요구도가 높아짐에 따라 증가된 양의 산소가 조끼(Vest)와 마스크로 공급된다.

2.2 Anti-G Valve 형상 및 요구도

2.2.1 형상

Anti-G Valve는 Fig. 2와 같이 구성된다. 초기 중립상태에서 항공기가 시동 상태가 되면 환경조절계통을 통과한 70 psig 정도의 공압이 Anti-G Valve의 입구로 유입되고, 밸브내의 스프링 피스톤 조립체에 압력을 가하여 피스톤을 하강시킨다. 이에 피스톤과 연결된 입구측 오링이 입구를 막아 입력압을 차단함으로써 최대 12 psig를 넘지 않는 압력을 유지하도록 한다. 이 상태에서 작동 중에 중력가속도가 작용하면 배기밸브가 닫혀

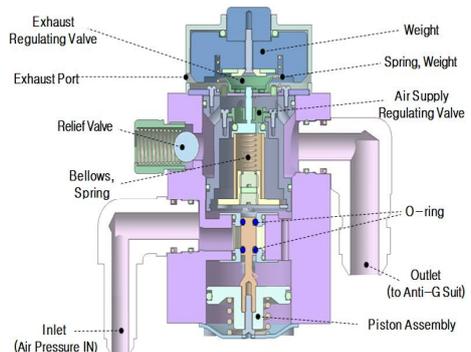


Fig. 2. Anti-G Valve configuration

Anti-G Suit와 대기공간을 차단시키고 최소작동 구간 이상이 되면 급기조정밸브가 열리면서 밸브 내의 공압을 Anti-G Suit로 유입시킨다. 이때 급기조정밸브는 스프링 상수에 의해 결정된 작용힘과 변위량의 관계에 의해 해당 가속도에 해당하는 압력을 유지할 수 있을 정도로 개폐된다. 릴리프 밸브는 Anti-G Suit가 과하게 팽창되는 것을 막기 위해 12 psig 이상의 고압을 배출하여 Suit 내의 압력을 적정하게 유지시킨다.

2.2.2 개발 요구도

해당 Anti-G Valve는 T/FA-50에서 사용되고 있는 VAU-45의 규격서인 MIL-V-87255에 제시된 요구도를 따른다[5,6]. 기본적인 형상 및 성능은 Fig. 3의 출구압력 성능 요구도를 만족하여야 하며, 출구압력응답 시간은 가속 시 2초 이내, 감속 시 5초 이내여야 한다. 조종사 슈트 대신 시험에서 사용되는 탱크(Tank) 압력의 응답시간은 Table 2에 따라 1Gz에서 6Gz 또는 10Gz로 가속 시에는 1.6초 이내를 만족하여야 하고, 10Gz에서 1Gz로 감속 시에는 2.7초, 6Gz에서 1Gz로 감속 시에는 2.2초 이내를 충족하여야 한다.

Table 1. Performance requirement

Contents	Requirement
Relief Valve Pressure(Psig)	12±1
Minimum operation acceleration force(LPM)	0.01 at 1.25~1.50 Gz
Outlet pressure regulation(Psig)	Outlet pressure condition at selected acceleration (Fig. 3)
Leakage(LPM)	Not exceed 1.0 No leakage to outlet
chatter	not chatter
Response Time(sec)	Within max response time (Table 3)
Endurance(Cycle)	15,030

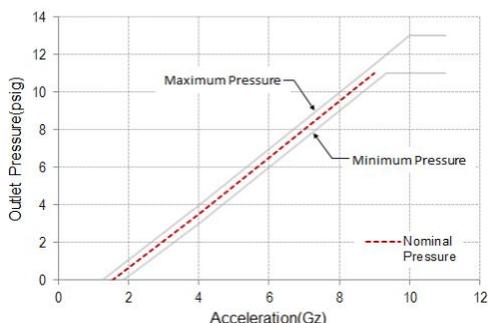


Fig. 3 Outlet pressure requirement

Table 2. Tank pressure requirement

Tank Pressure (Force applied from)	Response Time (maximum)
11~13 psig(1Gz → 10Gz)	1.6 sec
0 psig(10Gz → 1Gz)	2.7 sec
6~7 psig(1Gz → 6Gz)	1.6 sec
0 psig(6Gz → 1Gz)	2.2 sec

군수품은 운용환경이 일반적인 조건과 다르므로 기본적인 성능충족 외에도 가혹한 환경조건에서의 운용이 보장되어야 한다. 이에 해당 제품은 Anti-G Valve의 MIL규격에서 요구하는 일반적인 환경조건 외에도 T/FA-50 체계 규격서에 명기된 조건에서 입증을 수행하였다[7,8,9]. 특히 기충이 장착되는 T/FA-50의 특성에 따라 진동 및 충격조건은 기존의 개발품 요구도 대비 1.5배 정도 강화된 조건으로 수행되었으며 시험결과 충족하였다[10,11,12].

2.2.3 원심가속시험 조건 및 장비

Anti-G Valve의 성능확인을 위한 시험은 기본적으로 대기압, 상온에서 실시되어야 한다. 시험 온도 및 압력은 검·교정된 센서를 통해 항상 기록되어야 하며, 공기 중 먼지농도는 0.02 mg/L 이하로 유지되어야 한다. 조종사 슈트 대신 사용되는 공기탱크(Volume Tank)의 용량은 10±0.05 리터가 충족되어야 하며 측정을 위한 압력 센서의 정주파수 응답(Flat frequency response)은 0~1000 Hz 이내여야 한다.

원심가속시험 장치는 MIL-V-87255의 요구도에 따라 Fig. 4와 같이 자체 제작되었다. 회전 가능한 거치대는 하단의 모터(Motor)의 회전에 의한 원심력으로 가속도를 얻으며, 회전축을 중심으로 계산된 거리에 Anti-G Valve를 설치하기 위한 장착대가 위치한다. 원심력에 의해 Anti-G

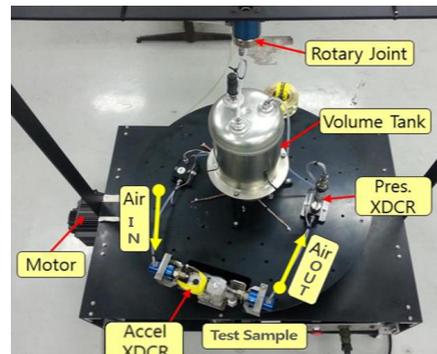


Fig. 4. centrifuge test equipment

Table 3. Measurement range

Contents	Measure Capability	Accuracy
Acceleration (Gz)	0 ~ 10 Gz	± 0.1 Gz
Inlet Pressure	320 psig Max.	± 10 psig
Outlet Pressure	14.5 psig Max.	± 0.1 psig
Tank Pressure	14.5 psig Max.	± 0.1 psig
Flow Rate	0.03 LPM Max.	-
Temperature	250℃ Max	-

Valve가 받는 가속도 Gz를 확인하기 위한 가속도 센서는 Anti-G Valve의 중심부분에 위치하도록 장착되어 있으며 압력 센서는 Anti-G Valve의 출구와 공기탱크의 연결부에 위치하여 출구압력을 측정한다. 공기 공급라인은 거치대 회전에 의한 꼬임 및 비틀림 방지를 위하여 회전축에 위치한 로터리 조인트(rotary joint)를 통해 외부탱크에서 시험장비까지 연결되며, 이로부터 Anti-G Valve로 입력압을 제공한다.

원심가속시험 장치는 350 mm의 회전대에 대한 원심력 및 관성력의 수식으로 표현 가능하며 10Gz까지의 성능 구현을 위한 RPM을 계산하여 원심가속시험 장비를 구성하였다. 구성된 장비의 최종 측정성능은 Table 3과 같다.

2.3 문제점 및 설계

2.3.1 현상

국산화를 위해 개발된 Anti-G Valve의 최초형상의 경우, 성능확인을 위한 출구압력 성능시험 결과가 Fig. 5와 같이 요구도 범위를 벗어나는 현상이 확인되었다. 7~10Gz의 높은 가속도 범위 및 가속도가 감소(그래프 상의 파란선)되는 동안에는 출구압력이 안정적으로 합격 범위 내입이 충족되었으나, 급기조정부가 열리고 공기탱크(혹은 조종사 슈트) 내로 조절된 압력이 유입되기 시작하는 1~2Gz 시점에서부터 6Gz 부근까지의

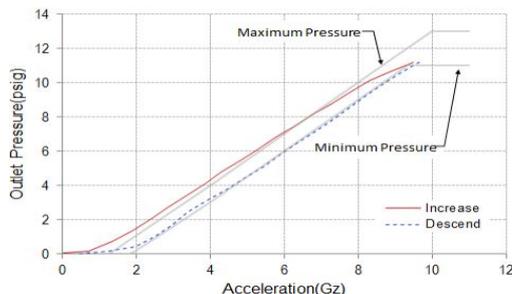


Fig. 5. Outlet result of original Anti-G valve

출구압력이 불안정적으로 나타났다. 또한 1 Gz 이전 밸브 개방으로 0,01 LPM 이상의 출구압력이 기록되어 최소작동성능도 미충족 되었다.

이러한 출력 값의 요구도 불만족은 전투기의 기동 시에 조종사 슈트로 불안정한 압력 값을 전달할 수 있고 이로써 조종사에게 떨림이나 과도한 압력 등의 불편한 상황을 야기시킬 수 있으므로 문제에 대한 원인분석과 설계 개선이 필요하다.

2.4.2 설계 변수 값 수정

확인된 Anti-G valve의 미충족 현상 해결을 위하여 출력압력 조절에 영향을 미치는 배기조절부 및 급기조정부 설계 변수의 수정이 요구되었다. T/FA-50에 장착 가능한 기 개발 품목과의 형상 유사성 및 체결 특성 등을 고려하여 외부적인 형상(배기조절밸브 지름) 및 중량(작동추 하중)에 대해서는 최초 제품의 설계 값을 유지하는 방안으로 개선을 수행하였다.

Anti-G Valve에 작용되는 중력가속도는 배기조절부의 작동추를 누르고 1.25~1.5Gz의 중력가속도의 힘이 가해지면 배기밸브 스프링의 힘으로 배기조절밸브를 닫아 외부대기와 밸브 내부를 차단시킨다. 이 때 작동추가 이동할 수 있는 변위량은 구조적으로 1.95 mm로 제한되어 있으므로 최소작동성능 충족을 위해 배기밸브 스프링의 상수를 조절함으로써 최소작동 가속도를 조절할 수 있다. 작동추를 누르는 힘(F_W)과 스프링 상수 간의 관계식을 통해 계산된 배기밸브의 스프링 상수 값(k_W)을 배기밸브조절부에 설계 반영하면 출구압력이 0.01 LPM 이상으로 측정되는 최소작동 가속도가 1.25~1.5Gz를 충족한다.

유사한 개념으로 급기조정부 내부의 벨로우즈 상수를 조절하여 출구압력 요구도를 만족시킬 수 있다. 배기조절밸브가 닫힌 상태에서 벨로우즈가 작동추의 힘에 의해 압축되고, 이로 인해 급기조절밸브가 열리면 밸브 내에 밀봉되어있던 공기압이 조종사 슈트로 출력되어 슈트 내부를 적절한 압력으로 유지하게 된다. 최소작동성능의 충족을 위한 배기밸브 조절부의 설계 값이 앞서 설정된 상태이므로, 중력가속도에 따른 출력압 변화의 기울기는 급기조정밸브 내의 스프링 힘에 의해 조절된다. 최적화된 스프링 상수의 계산을 위해 작동 힘과 변위량 간의 관계에 대한 (1)의 수식을 사용할 수 있다.

$$F = F_W + F_B \tag{1}$$

$$= k_W(\delta_W + \delta_B) + k_B\delta_B$$

여기서 F_B 는 급기조정부(bellows)에 작동되는 힘, k_B 는 급기조정부의 스프링 상수이고, δ_B 는 초기 설정 값에 벨로우즈가 열리기 위한 스프링 변위 구간을 더한 값으로 급기조정부의 총 변위량을 나타낸다. δ_W 는 작동추가 이동할 수 있는 변위량에 초기 설정 스프링 변위 값이 더해진 값으로 배기조절부의 총 변위량을 의미한다.

수식을 통한 계산으로 최초 작동성능 압력 및 가속도에 따른 출구압 성능을 충족시키기 위한 설계변수 값은 Table 4와 같다. 기준보다 낮은 가속도에서 개방되는 최초 개발품의 개선을 위해 배기조절밸브 지름과 작동추 하중은 요구도에 따라 기존의 형상과 동일하게 유지하였으며, 배기밸브 스프링 상수와 급기조절밸브 스프링 상수를 변화시켜가며 실험을 수행하여, 배기밸브 스프링 상수는 기존 보다 0.006 kg/mm 상승된 값이 적용되었으며, 감·가속도 조건에 따른 출구압력 값의 편차를 줄이기 위해 변화율에 영향을 미치는 급기조절밸브의 스프링 상수 값은 0.48 kg/mm정도 감소시켜 적용되었다.

이와 같이 최적화된 설계 값을 통해 계산되는 가속도 변화에 대한 출구압력은 Fig. 6과 같이 도출된다. Anti-G Valve의 최소작동성능 조건 충족을 위해 설계 값의 상승 및 하강점 위치가 좌측(1.25~1.50Gz 사이)으로 이동하고 이에 따라 상승 및 하강 기울기가 기준 값 대비 완만한 형태로 조절되었다. 가속 및 감속 구간에서의 편차를 최소한으로 줄이도록 급기조절밸브의 스프링 상수를 조절하였으므로 이상적인 계산 값으로는 상승 및 하강 간의 출력압 차이가 거의 발생하지 않는다.

2.5 설계 개선 검증

2.5.1 구성품 검증

도출된 최적 설계 값에 따라 제작된 Anti-G Valve의 형상은 Fig. 7과 같다. 전반적인 형상의 모서리 부에 Fillet을 적용하여 기존형상 대비(1 kg) 0.13 kg의 중량을 절감하였으며, ASTM(American

Table 4. Design parameter

Parameter	Old Value	New Value
Diameter (Exhaust Valve)	Required	Required
Weight	Required	Required
Spring Constant (Exhaust Valve)	00 kgf/mm	+0.006 kgf/mm
Spring Constant (Air Supply Regulating Valve)	00 kgf/mm	-0.48 kgf/mm

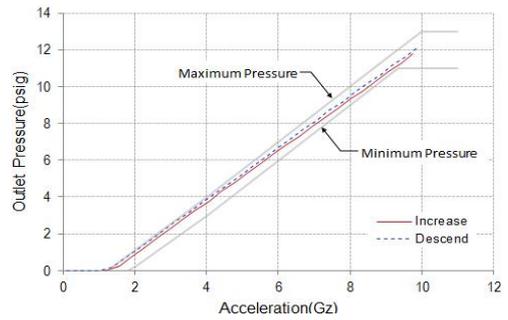


Fig. 6. Designed outlet pressure



Fig. 7. Final Configuration

Society for Testing and Materials) 소재 및 MS(Military Standards) 규격품 사용을 통하여 부품 구성의 신뢰도를 추가적으로 확보하였다.

최종 형상을 자체 개발된 원심가속시험기에 장착하여 다양한 입력압(30 psig, 70 psig, 150 psig, 300 psig) 및 가속도 변경 조건(급속가감, 완만가감)을 적용하여 8조건에서 출구압력 성능시험을 수행하였다. 수행된 모든 성능 시험에서 MIL-V-87255의 출구압력 조건을 만족하였으며 대표적인 시험 조건에 대한 결과는 Table 5와 같다.

Table 5. Test result (Inlet Pressure 150 psig, Rapid Onset/Offset)

Acceler-ation (Gz)	Acceleration		Deceleration	
	Outlet Pressure (Psi)	Reaching Time (sec)	Outlet Pressure (Psi)	Reaching Time (sec)
1.00	0.01	0	0.06	0
2.00	0.5	0	1.01	0
4.00	3.09	0.2	3.91	0.3
6.00	6.04	0.3	6.64	0
8.00	9.01	0.5	9.66	0
9.00	10.54	0.7	10.65	0
10.00	11.22	0.2	-	-

위 시험은 MIL-V-87255에 제시된 시험 중 급속 가속시험의 조건인 4Gz/sec로 가속도를 변경하였으며 이때의 입력압은 150 psig이다. 원심가속시험 장비에 가속도 변경 값 입력 후 변경된 가속도로 안정화하기 위해 최소 10초 이상 유지하였다. 이때, 가속도 안정화 조건은 Anti-G Valve에 장착된 가속도 센서에서 측정되는 가속도 값이 원심가속시험 장비에 입력된 가속도와 비교하여 ± 0.1 g 이내를 유지하는 상태이며, 출구압력 도달시간은 가속도가 안정화된 시점부터 출구압력이 요구도를 충족하기까지 소요되는 시간을 측정하였다. 동일한 시험에서 획득된 전체 데이터 기록 값을 가속도 변화에 따라 도식화하면 가속단계에서 Fig. 8, 감속단계에서 Fig. 9의 그래프를 얻는다. 모든 데이터는 0.1초 단위로 기록되며, 가속도 및 출구압력이 안정화되기 이전의 데이터까지 기록되어 출구압력 조건의 상한치 및 하한치를 벗어나는 데이터 값이 기록된다. 제품의 규격에서 출구압력이 안정화되기까지 2초(가속조건), 5초(감속조건)의 여유를 허용하고 있으므로 요구도는 충족된다.

정지상태의 원심가속시험기가 작동 후 1.448Gz의 가속도 상태가 될 때 0.01 LPM 이상의 유량이 측정되었으므로 최소작동성능(1.25~1.50Gz)이 충족되었다. 원심가속시험기를 통한 Anti-G Valve의 출구압력 성능확인 시험 간에 요구도를 미충족하

는 특이현상이 발견되지 않았으며 작동떨림 확인을 위해 의도적으로 무게추에 큰 힘을 가한 결과, 12.354 psig에서 릴리프밸브가 작동함이 확인되어 개발 요구도(12 \pm 1 psig)가 만족되었다.

2.5.2 비행시험 검증

체계 항공기와의 장착성 및 운용 중 성능 확인을 위하여 T-50 계열 항공기에서의 지상시험 및 비행시험을 수행하였다. 비행시험 조건은 T/FA-50 개발 시 Anti-G 시스템의 평가를 위해 수행되었던 환경제어시스템(ECS) 비행시험 조건과 동일하게 수행하였으며, 객관성을 위해 공군에서 비행시험을 주관하였다[13].

비행 전 점검을 위하여 정비교범에 따라 개선된 국산 개발품과 상위체계 간의 간섭여부를 평가하고, 지상에서 Anti-G Valve 상단의 test button을 눌러 조종사 슈트의 정상팽창 여부와 릴리프밸브의 정상 작동을 확인하였다. 2명의 시험 비행 조종사가 각 1소티 씩 개선된 국산 개발 Anti-G Valve가 장착된 T-50 항공기의 후방석에 탑승하여 기존 밸브와 현 밸브 간의 작동성능을 비교하였으며, 정성적 평가결과 높은 기동 조건에서 개발품이 이상 떨림 없이 정상작동하고, PBG로 공급되는 산소 또한 ‘이상 없음’으로 평가되었다.

정량적 분석을 위해 수행된 비행시험의 결과, 비행시험 간에는 항공기 기동 중 발생하는 진동과 계측 오차로 인해 단품의 원심가속시험결과와 정확한 비교가 어렵고 항공기로부터 획득 가능한 정보의 제한이 있으므로 Anti-G Valve의 성능 경향성을 확인하기 위한 참고용으로만 활용하였다. 결과를 보면 Fig. 10에 나타난 바와 같이 지상점검을 위해 test button을 눌렀을 때(그래프 상 1Gz 구간의 표시된 영역) 출력압이 정상적으로 증가하며 최대 압력 요구도인 12 psig(오차범위 ± 1 psig)를 넘지 않음이 입증되었다. 또한 전반적인 Anti-G Valve의 가속도에 따른 출구압 증가 경향이 요구도와 유사하고 개발 요구도에서 제한하는 출구 압력 범위 내에 위치함을 확인하였다.

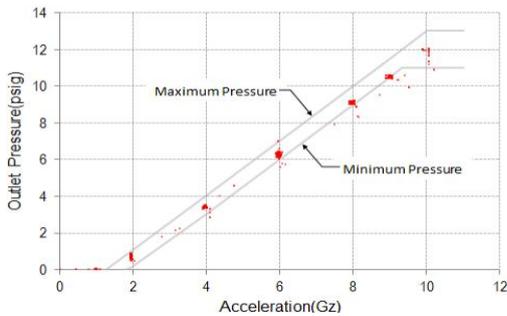


Fig. 8. Test result(Increase)

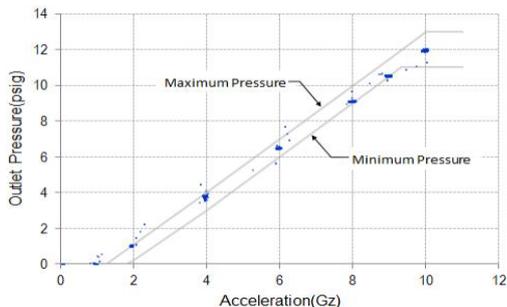


Fig. 9. Test result(Decrease)

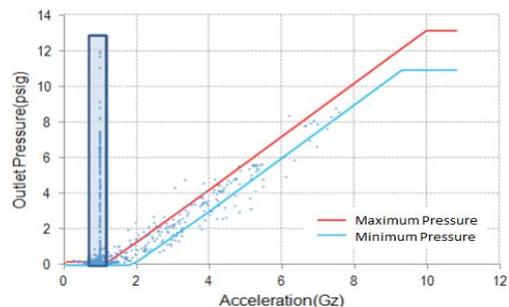


Fig. 10. Flight test result

III. 결 론

본 논문은 고기동 항공기 조종복의 여압기능을 담당하는 Anti-G 시스템의 구성과 Anti-G 시스템의 핵심 기술인 Anti-G Valve에 대한 분석 내용을 기술하였으며, 기존에 개발된 Anti-G Valve의 문제점을 분석하고 이에 대한 개선안 및 검증 방법에 대한 내용을 수록하였다.

기존 제품에서 발생된 출구압력 요구도 미충족 현상을 해결하기 위해 설계 변수 분석과 이에 대한 개선안을 도출하여 문제점을 해결하고, 신규형상의 원심가속시험과 비행시험을 통해 개선안에 대한 검증을 수행하였다. 또한, 작동추 부위의 설계 개선을 통해 최소작동압력의 범위를 개발 요구도 내에 충족하도록 수정하였으며, 이론식을 기반으로 시험과 검증을 통해 최적의 배기밸브와 급기조정밸브 스프링 상수값을 도출하여 출구압력의 변화율을 안정적으로 개선할 수 있었다.

본 연구를 통해 기존에 운용되고 있는 T-50 계열 항공기 Anti-G 시스템의 신뢰성을 확보할 수 있었으며, 조종사에게 공급되는 여압시스템의 성능 향상을 통해 비행 안정성을 확보할 수 있었다. 또한, 해외 기술에만 의존하던 항공 관련 기술을 국내 기술로 전환할 수 있는 계기를 만들었으며, 해외 도입품보다 더 나은 제품을 획득할 수 있는 발판을 마련할 수 있었다. 이는 국내 항공 분야 기술력 증진에 큰 도움을 줄 수 있을 것으로 사료되며, 향후 차세대 전투기 사업에 좋은 참고 자료로 활용될 수 있을 것으로 기대한다.

References

1) Kim, C. S. and Hwang, B. M., "Development of a Control Law to Pneumatic Control for an Anti-G Suit," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 43, No. 6, June 2015.

2) Berglund, C. and Marklund, B., "Flight test and development of a new anti-g system in JAS 39 GRIPEN," Proceeding of the 43rd Annual SAFE Symposium (Survival and Flight Equipment Association), 2005, pp. 34-39.

3) Russell R. B., "A New Anti-G Valve for High Performance Aircraft," Report SAM-TR-79-27, Nov. 1979.

4) Khalid W. B. and Kuldip S. R., "Design and Analysis a Closed-Loop Controller for an Anti-G Suit," IEEE, 1988.

5) Military Specification MIL-V-87255(USAF), "Valves, Pressure, Anti-G Suit, High Flow," Dec. 1990.

6) Specification: Valve, Pressure, Anti-G Suit, High Flow, MIL-DTL-87255(USAF), June 2008.

7) Specification: Airplane, Attack (FA-50), Defence Acquisition Program Administration, Jan. 2013.

8) 85PS0007, "KTX-2 Environmental Criteria," Defence Acquisition Program Administration, Aug. 2005.

9) Military Standard : MIL-STD-210C, "Climatic Information to Determine Design and Test Requirements for Military Systems and Equipment," Jan. 1987.

10) 85PS0009, "Design Vibration And Acoustic Environment For KTX-2," Defence Acquisition Program Administration, Sep. 2000.

11) Item Specification For the FA-50 Cockpit Control Panels, Defence Acquisition Program Administration, Aug. 2009.

12) Military Standard : MIL-STD-810F, "Environmental Engineering Considerations And Laboratory Tests," Jan. 2000.

13) 85PR0883, "Flight Test Report for Environmental Control System Test," Defence Acquisition Program Administration, May 2005.