

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(6), 548-556(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.6.548

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

Anti-G 슈트 공압 제어를 위한 제어법칙 개발

김중섭*, 황병문

Development of a Control Law to Pneumatic Control for an Anti-G Suit

Chong-sup Kim* and Byung-moon Hwang

Korea Aerospace Ltd.

ABSTRACT

The highly maneuverable fighter aircraft such as F-22, F-16 and F-15 have the high maneuverability to maximize the combat performance, whereas the high maneuver characteristics might degrade the pilot's mission efficiency due to fatigue's increase by exposing him to the high gravity and, in the worst case, the pilot could face GLOC (Gravity-induced Loss Of Consciousness). The advanced aerospace company has applied the various technologies to improve the pilot's tolerance to the gravity acceleration, in order to prevent the pilot from entering the situation of the loss of consciousness. Especially, the Anti-G Suit(AGS) equipment to protect the pilot against the high gravity in flight could improve the mission success rate by decreasing the pilot's fatigue in the combat maneuver as well as prevent the pilot from facing GLOC. In this paper, a control algorithm is developed and verified to provide an optimal air pressure to AGS according to the gravity increase during the high performance maneuver. This result is expected, as the key technology, to contribute to the KF-X(Korean Fighter eXperimental), project in the near future.

초 록

F-22, F-16 및 F-15와 같은 고성능 전투기는 전투성능의 극대화를 위해 고기동성(highly maneuverable)을 보유하고 있다. 이로 인해 고기동 시에 조종사는 고중력가속도(high gravity acceleration)에 노출되고 피로도(fatigue)의 증가로 임무효율의 저하가 발생하며, 심할 경우에는 의식상실(Gravity-induced Loss Of Consciousness, GLOC)에 직면할 수 있다. 선진 항공업체에서는 조종사가 고중력가속도에 견딜 수 있는 내성을 향상시켜 의식상실에 진입하는 것을 방지하는 다양한 기술을 항공기에 적용하고 있다. 특히, 가속도방호복(Anti-G Suit)은 GLOC으로 인한 의식 상실을 방지할 수 있을 뿐만 아니라, 전투 기동 시에 조종사의 피로를 감소시킴으로써 임무성공률을 향상시킬 수 있다. 본 논문에서는 초음속 고등훈련기 모델을 기반으로 하여 고기동 시에 중력가속도의 증가에 따라 AGS에 최적의 공기압을 제공할 수 있는 제어알고리즘을 개발하고 검증하였다. 이러한 결과는 추후에 체계개발이 진행될 한국형전투기개발사업(Korean Fighter eXperimental, KF-X)에서 핵심기술을 개발하는데 기여하리라 기대한다.

Key Words : GLOC(Gravity-induced Loss of Consciousness), AGV(Anti-G Valve), AGS(Anti-G Suit), AGSM(Anti-G Straining Maneuver)

† Received : December 10, 2014 Revised : February 10, 2015 Accepted : April 2, 2015

* Corresponding author, E-mail : robocskim@koreaero.com

I. 서 론

현재 개발되고 있는 군용전투기는 전투성능을 극대화하기 위해 고중력가속도를 요구하는 기동(maneuvering)을 수행할 수 있도록 설계되고 있다[1-3]. 그러나 고기동으로 인해 발생하는 고중력가속도는 조종사의 인체 및 인지기능에 많은 영향을 미치며, 심할 경우 조종사는 고중력가속도 인해 의식을 상실(Gravity-induced Loss of Consciousness, GLOC) 할 수 있다[4,5]. 비행 중에 조종사가 GLOC에 진입할 경우, 조종사가 항공기의 제어권한을 상실함으로써 자세를 적절히 제어하지 못하여 항공기를 위험한 상황에 진입시키고, 이는 항공기 사고로 이어져 인명 및 물질적 피해를 초래할 수 있다. 1991년 이후, 전 세계적으로 GLOC으로 인해 발생한 항공기 사고로 9여명의 조종사가 사망을 하였으며, 20여대의 항공기를 잃은 사례가 보고되었다[6]. 따라서 선진항공업체에서는 조종사의 GLOC으로부터 발생하는 항공기 사고를 방지하기 위한 GLOC 방지기능(protective mechanism)과 비행제어시스템에서 자동으로 GLOC을 감지하는 기능(detective mechanism)을 개발하였다. 그리고 조종사가 의식을 상실하여 항공기의 제어권한을 확보하지 못할 경우에는 자동으로 항공기의 비정상적인 자세와 고도를 회복시켜 항공기를 안전한 비행영역으로 유지(recovery mechanism)시키는 비행안전시스템(flight safety system)에 관한 다양한 연구를 진행하였으며, 이러한 연구결과는 F-16 E/F 등의 최신의 전투기에 적용한 바 있다[7]. 대표적인 GLOC 방지기능으로는 중력가속도 내성 훈련 장비에서 중력가속도 대응 근육긴장법인 AGSM(Anti-G Straining Maneuver) 훈련을 통해 조종사의 중력가속도 내성을 향상시키거나, 기하학적인 구조를 고려하여 조종석 각도(seat back angle)를 설계하여 실질적으로 조종사에 가해지는 중력가속도를 감소시키는 방법이 있다[8,9]. 그리고 조종사가 착용하는 표준화된 가속도방호복(Anti-G Suit, AGS)은 GLOC을 방지하는 가장 효과적인 방법으로 거론되고 있다[10].

본 연구에서는 초음속 고등훈련기 모델을 기반으로 GLOC 방지기능인 AGS에 공기압을 최적으로 제공하기 위해 AGV를 제어하는 제어알고리즘을 개발하고 검증하였다. AGS에 제공하는 공기압을 빠르고 정확하게 제공하기 위해 PI(Proportional plus Integral) 방식의 펌프 제어(closed-loop controller)를 개발하였다. 그리고 AGS가 공기주머니를 채우는 방식임으로 시간지연(time delay) 특성을 보유하고 있다. 따라서 항

공기의 상태정보 및 조종간 움직임을 기반으로 하여 고기동 시에 중력가속도가 급격히 증가할 것을 예측하여 공기압을 선형해서 제공할 수 있는 제어알고리즘을 개발하였다. 이러한 연구 성과는 FA-50의 성능 개량 사업과 추후에 체계개발이 진행될 한국형전투기개발사업(Korean Fighter eXperimental, KF-X)의 핵심기술 개발에 기여할 것으로 기대된다.

II. 중력가속도에 대한 인체 영향성

고기동 전투기의 급선회 기동 시에는 고중력가속도가 발생하고, 이러한 고중력가속도는 비행체 뿐만 아니라 조종사에게도 동일하게 작용되며, 성공적인 임무를 위해서는 조종사가 극복해야만 하는 장애물 중의 하나로 부각되고 있다[11]. Fig. 1은 중력가속도로 인한 인체의 혈류 변화를 나타내는데, 호흡기관(pulmonary system) 심혈기관(cardiovascular system) 및 중추신경계(central nervous system)에 영향을 주고, 조종사에게 생리적인 장애를 유발시킴으로써 비행에 중대한 영향을 미친다[12]. 일반적으로 +1 Gz 수준에서 가슴 부위의 혈압은 100mmHg이고, 눈과 가슴사이의 거리가 30cm로 가정한다면, 눈 주위의 혈압(Eye-Level Blood Pressure, ELBP)은 78mmHg로 중력가속도에 의해 22-25mmHg/Gz 정도 감소한다. 중력가속도가 (+)방향으로 증가할 경우, 복부(abdomen)와 다리(leg) 방향으로 과도한 혈류를 동반하게 되고, 가슴(heart)과 상반신(upper body) 방향으로의 혈류가 감소하게 된다. 일반적으로 +5Gz의 관성력이 발생할 경우, 다리 수준에서의 혈압은 1165 mmHg로 급격히 증가하며 반면, ELBP는 -10 mmHg로 현저하게 감소한다[13]. 이러한 영향으로 뇌(brain)와 시신경(optic

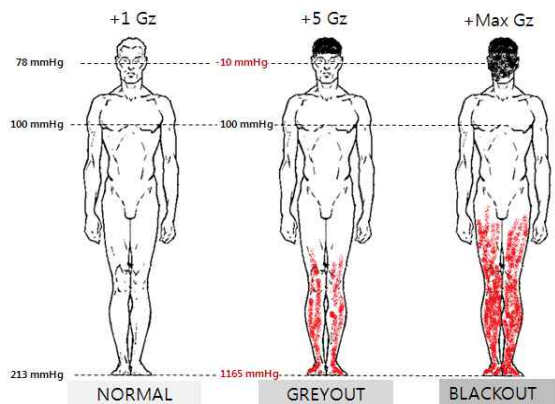


Fig. 1. Effect of hydrostatic blood pressure in accordance with gravity level[22]

nerve)에 혈액공급이 이루어지지 않아 시야협소 현상이 나타나는 주변 시야의 상실현상(greyout)이 발생하며, 이러한 단계를 넘어 안구에 혈액이 공급되지 않아 눈앞이 까맣게 보이는 블랙아웃(blackout)에 진입하게 되고, 회복하지 못하면 완전히 의식을 상실하는 단계인 GLOC에 빠진다. 일반적으로 GLOC은 12초 동안의 완전무의식상태(absolute incapacitation)와 12초 동안의 반무의식상태(relative incapacitation)로 24초 정도의 회복시간이 필요한 것으로 알려져 있으며, 회복 후 일정기간동안 공간정위를 상실(spatial disorientation)하는 현상도 일어난다[13].

III. G-Suit 시스템 소개

고중력가속도로부터 조종사를 보호하기 위해서 항공기에서 제공되는 보호 장비인 하반신에 착용하는 AGS는 고중력가속도에서 하반신으로 혈액의 쓸림을 방지하고, 복부에 압력을 가하여 혈액을 심장으로의 복귀를 증가시키는 역할을 한다. 그리고 CCP(Chest Counter Pressure)와 함께 제공되는 중력가속도에 대한 압력호흡법(positive Pressure Breathing for G, PBG)은 고중력가속도에서 조종사가 호흡하는 산소마스크의 압력을 높여주고, 목 주위의 압력을 증가시켜 ELBP를 정상화시켜주는 역할을 한다. 본 절에서는 조종사에게 제공되는 AGS에 대해 간략히 소개한다.

3.1 Anti-G 밸브

중력감소밸브(Anti-G Valve, AGV)를 이용하여 중력가속도의 증감에 따라 AGS에 적절한 공기압(air pressure)을 제공한다. 공압탱크로부터 제공되는 공기압을 중력가속도의 급격한 증감에 따라 AGS에 빠르고 정확하게 제공하기 위해서는 전기식의 AGV가 효과적이다. Fig. 2는 기본적인 AGV의 설계 개념도를 나타낸다. 초창기의 항공기에는 질량-스프링 구조의 전통적인 기계식(mechanical) AGV를 사용하였다. 기계식 AGV는 중력가속도의 크기에 따라 질량-스프링의 상호 관계에 의해 기계적으로 밸브가 개폐되어 AGS에 공기압을 제공하는 구조로 전기식 제어기능이 없는 비교적 간단한 구조이다. 그러나 정밀한 제어가 어렵고, 응답특성이 느려서 급격한 중력가속도의 증감에 대해 적절하게 대처하지 못하는 단점이 있다. 이러한 단점을 보완하기 위해 기존의 기계식 밸브에 솔레노이드(solenoid) 형태의 전기식 기능을 추가하여 전기식(electrical) AGV를 개발하였다[14]. Fig. 2에서 첫 번째 솔레노이드 밸브는 조종사의 조종간 조작 등

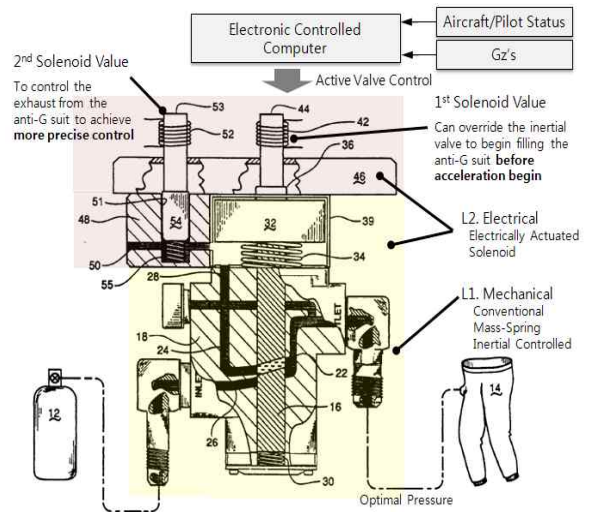


Fig. 2. Concept of anti-G valve[14]

의 항공기 상태를 모니터링 하여 중력가속도가 증가되기 전에 관성밸브(inertial valve)를 개폐하여 AGS에 공기압을 선행해서 채우는 기능(ready to pressure)으로 빠른 응답 특성을 갖게 한다. 두 번째 밸브는 정상상태(steady state)에서 공기압을 조절하여 보다 더 정밀한 제어를 가능하게 한다. 그리고 AAMRL(Armstrong Aero Medical Research Laboratory)에서는 중력가속도의 변화율(onset rate)에 대해 민감하지 못하여 AGS에 빠른 공기압을 보충해 주지 못하는 HF(High Flow) 밸브의 단점을 보완하여 중력가속도의 수준뿐만 아니라, 중력가속도 변화율에 대해 빠른 응답 특성을 낼 수 있는 BBS(Bang-Bang Servo)를 개발하여 AGV의 성능을 향상시킨 바 있다[15]. 그러나 최근에 들어서는 HF 형태의 전기식 AGV에 페루프 제어기를 구성하여 빠른 응답 특성과 정확한 공기압 제어를 하고, 이와 더불어 항공기의 상태 정보를 기반으로 중력가속도를 예측하여 미리 공기압을 선행해서 제공하는 방식에 대한 연구도 진행되고 있다.

3.2 Anti-G 슈트

Figure 3은 AGS의 개발 변천 과정을 나타낸 것으로 초기에는 CSU-13B/P와 같이 비교적 간단한 구조인 5개의 공기주머니(bladder)로 구성된 AGS를 개발하여 조종사의 하반신에 착용하게 하였다. AGS를 착용함으로써 고중력가속도에서 혈액이 하반신으로 쓸리는 것을 방지하고, 상체로의 혈액순환을 원활하게 하여 조종사의 중력가속도에 대한 내성을 증강시켰다. 그러나 고중력가속도를 발생시키는 고기동 시에 조종사의 지속적인 AGSM은 쉽게 피로를 유발시킴으로 장시간 지속할 수 없는 단점이 있다. 따라서 이를 보완하기 위한 방법으로



Fig. 3. History of anti-G suit development[23]



Fig. 4. EF-2000 AEA[21]

COMBAT EDGE(COMBINED Advanced Technology Enhanced Design G-Endurance)와 같이 CCP와 함께 제공되는 PBG를 개발하여 기존의 CSU-13B/P에 적용하여 AGS의 기능을 개선시켰으며, 현재 운용되고 있는 일부의 최신 전투기에 적용하고 있다[16]. PBG는 55년 전에 +Gz 중력 가속도에 대한 대책으로 고려된 바 있다[17]. PBG에 제공되는 양압(positive pressure)은 +4Gz에서 시작하여 12 mmHg의 압력을 선형적으로 증가시키고, +9 Gz에서 최대 60 mmHg의 압력을 마스크와 AGS에 제공한다. 따라서 PBG는 조종사의 AGSM을 보조함으로 조종사의 피로를 감소시키고, 중력가속도에 대한 내성을 한층 더 증강시켜준다.

일반적으로 조종사는 AGSM 또는 AGS의 착용 없이 +4Gz까지 견딜 수 있다고 보고되고 있으나[7], 최근 캐나다에서의 연구결과에 의하면 보완된 PBG로 조종사는 AGSM 없이 +7.5Gz에

견딜 수 있다고 보고된바 있다[18]. 이러한 COMBAT EDGE는 F-16 및 F-15 전투기 등의 고성능 전투기에 적용되어 운용되고 있다. 그리고 현대에 들어, 미국과 유럽에서는 다수의 공기주머니를 적용하여 다리(legs), 엉덩이(hip), 발목(ankles) 및 복부 등을 비롯한 하반신 전체를 압박하는 확장된 개념의 AGS를 적용하고 있다. 미국의 경우, 확장된 개념의 ATAGS(Advanced Technology Anti-G Suit)를 개발하여 F-22에 적용하고 있다[19,20]. Fig. 4는 유럽에서 개발한 EF(Euro-Fighter)-2000에 적용된 승무원장비인 AEA(Aircrew Equipment Assembly)를 나타내는데, 기존 장비를 사용하는 전투기 조종사보다 더 오랜 시간 동안 육체적 스트레스와 전투시의 긴장을 견디어 낼 수 있도록 하였다[21].

IV. 제어법칙 설계

본 절에서는 AGS에 최적의 공기압을 제공하기 위해 전기식 AGV를 기반으로 하여 PI 개념의 폐루프 제어 알고리즘을 설계한 결과를 제시한다. 그리고 고중력가속도를 발생시키는 급격한 고기동 시에는 선행해서 공기압을 제공할 수 있도록 하는 제어 알고리즘을 설계한 결과를 소개한다.

4.1 개발요구도

AGS에서 요구되는 공기압에 대한 요구도로 MIL-DTL-87255A에서 제시하고 있는 기준은 응답특성(response characteristics), 밸브진동(valve

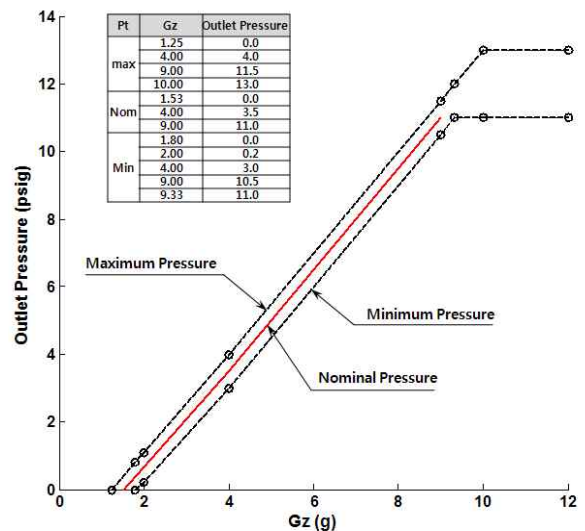


Fig. 5. Output pressure vs. gravity of the Anti-G valve

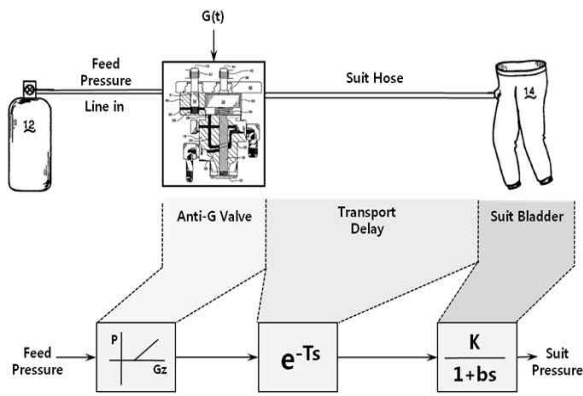


Fig. 6. Mathematical modeling of anti-G system

vibration), 누출(leakage) 및 온도(temperature) 등과 같이 14개 항목으로 구성되어 있으며[12], 대표적인 요구도로는 중력가속도에 대해 요구되는 공기압력의 기준치 및 응답 특성이 있다. Fig. 5는 MIL-DTL-87255A에 제시되어 있는 중력가속도에 대해 요구되는 공기압의 최대/최소 출력압력(outlet pressure)을 나타낸다. 응답특성으로는 중력가속도가 증가될 경우는 2초 내, 감소 시에는 5초 내에 정상상태(steady-state)에 도달하여야 하고, 응답 추종 시에는 진동특성이 발생하지 않아야 한다.

4.2 모델링

Figure 6은 AGS의 기계적인 구성도를 나타낸 것으로 공압탱크로부터 공기압을 제공하는 연결관(connecting hose), AGV 및 G-슈트의 공기주머니로 구성된다. 제어알고리즘의 설계를 위해 AGS의 기계적인 특성을 수학적(mathematically)으로 모사할 수 있도록 모델링(modeling)하였다. G-슈트에 공기압을 채우는데 지연이 되는 요인으로 크게 공압호스에서 발생하는 운송지연(transport delay)과 G-슈트에 장착된 공기주머니(bladder)를 채우는데 발생하는 지연(lag)으로 나눌 수 있다. 밸브에서 G-슈트까지 공기압을 운송하는데 소요되는 운송지연은 통상적으로 0.005초 정도이며, G-슈트의 공기주머니와 압박감(tightness)에 따른 특성은 시정수(time constant)가 1초인 1차 항(1st order)의 전달함수(transfer function)로 모델링하였다.

4.3 제어법칙 설계

전기식 솔레노이드 밸브 제어는 개발 초창기에는 비교적 간단한 구조의 개루프 제어(open-loop control) 방법을 적용하였으나, 느린 응답특성과 정상상태 오차를 가지게 되는 단점이 있었다. 따라서 정상상태 오차를 제거하고, 초기의 빠른 응

답 특성과 급격한 공압 제어에 있어 초과(overshoot) 현상을 제거하기 위해 폐루프 제어(closed-loop control)를 적용하고 있다. Fig. 7은 폐루프 제어기의 구조를 나타내는데, PI 제어방식을 적용하였으며, 단위 중력가속도의 계단입력(unit step G)에 대해 1.8psi의 정상상태(steady-state)의 출력압력을 갖도록 하고, G-슈트에 제공되는 압력을 케환하여 최소의 상승시간(rise time)으로 빠른 응답특성을 갖도록 하는 제어알고리즘을 설계하였다. 그리고 2g이하의 부드러운 선회 기동에서 빈번한 G-슈트 압력의 제공을 하지 않음으로써 조종사의 불쾌감을 제거하였다. 또한, 고기동으로 인해 급격한 중력가속도 증가 시에는 G-슈트에 빠른 공기압을 제공할 수 있도록 하는 중력가속도 스케줄러(G Scheduler)를 설계하였으며, 설계개념은 Table 1과 같다. 본 연구에서 개발하고자 하는 비행제어법칙의 설계 목표는 2g 이하의 부드러운 선회기동에서는 조종사에게 불쾌감을 제공하지 않기 위해 압력을 제공하지 않으며, 완만하게 증가하는 중력가속도 기동 시(SOR: Slow Onset Rate)에는 2g부터 압력을 제공하고, 급격한 중력가속도 증가 기동(ROR: Rapid Onset Rate)에 대해서는 중력가속도의 증가율에 따라 스케줄링하여 1g에서 2g까지의 기준에 따라 공기압을 제공할 수 있도록 하였다. 초기에 작동하는 중력가속도의 기준을 결정하는 매개변수는 항공기의 중력가속도 변화율 또는 조종사가 입력하는 조종간의 중력가속도 명령의 변화율과 같이 2가지 경우를 고려하였다. 첫째, 조종간의 중력가속도 명령 변화율을 기반으로 판단하는 알고리즘의 경우는 조종사의 중력가속도 명령변화율이 3g/sec 이하일 경우에는 2g부터 압력을 제공하고, 4g/sec 이상 일 경우에는 1g부터 압력을 제공하며, 3g/sec에서 4g/sec

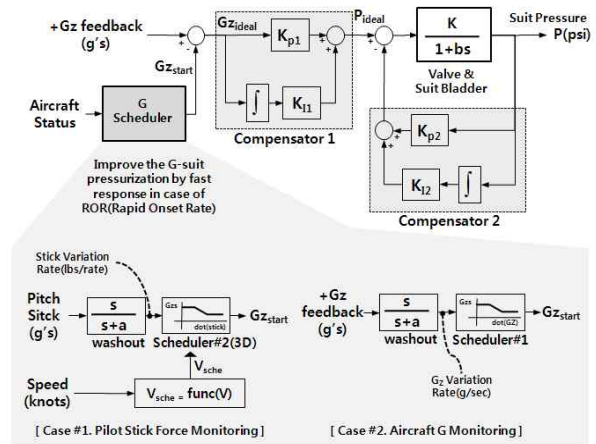


Fig. 7. Closed-loop controller of anti-G valve

구간에서는 내삽 기법으로 스케줄링하였다. 그리고 조종간의 중력가속도 명령변화율의 경우에는 통상적으로 고중력가속도는 속도가 300 knot 이상일 경우에 발생함으로 위의 조건에서 속도 조건을 추가 설계하여 고속(high speed) 조건에만 작동할 수 있도록 하였다. 둘째, 중력가속도 변화율 기반의 판단 알고리즘은 중력가속도 변화율이 2g/sec 이하 일 경우에는 2g부터 압력을 제공하고, 3g/sec 이상 일 경우에는 1g부터 압력을 제공하며, 2g/sec에서 3g/sec 구간에서는 내삽 기법으로 스케줄링하였다.

V. 평가결과

5.1. 시험영역 및 평가방법

조종사의 G-내성 향상을 위해 개발된 AGV 제어기 성능을 검증하기 위해 Table 2와 같이 시험영역 및 평가방법을 선정하였다. 평가기준은 4장에서 제시한 개발요구도의 만족 여부를 기준으로 하였으며, 평가환경은 비실시간 평가환경인 ATLAS (Aircraft, Trim, Linearization And Simulation)와 실시간 조종사 평가환경인 HQS (Handling Quality Simulator)를 이용하였다. 시험영역은 고도 20kft에서 속도의 증가 순으로 선정하였다. 그리고 평가방법은 중력가속도의 증감에 대한 기본적인 응답특성을 평가하였으며, 중력가속도의 변화율에 대한 크기에 따라 공기압의 제공시점 및 응답특성에 미치는 영향성을 평가하였다.

5.2. 기본 동특성 평가 결과

설계된 AGV 페루프 제어기의 기본 동특성을 평가를 위해 중력가속도의 증가 및 감소에 따라 시간영역 시뮬레이션을 수행하였다. 평가기준은 MIL-DTL-87255A에 제시되어 있는 요구도 중에서 중

력가속도에 대한 G-슈트 압력의 응답특성을 기준으로 하였다. Table 3은 중력가속도의 증가 및 감소에 대한 평가 결과를 나타낸다. 중력가속도가 증가할 경우에 최대 중력가속도 변화율 기준에서 1.6초 내에 목표치에 도달하여 MIL-DTL-87255A에서 요구하는 2초 이내의 응답 목표를 만족시켰다. 그리고 중력가속도가 감소할 경우에는 목표치에 도달하는데 2초 이내의 응답 특성을

Table 2. Test point and maneuver

시험항목	Alt (kft)	VCAS (knots)	Phi (deg)	기동
GLOC Protection	20	450	60	Max. Bank Turn
	20	300	60	Increase/Decrease Gz SOR/ROR
		400	60	
		500	60	

Table 3. Result of AGV controller

Cas e #	Gz Mag. (g's)	Onset Rate (g/sec)	Output Pressure (psi)	Conversion Time(sec)	Res. Char.
Inc. G	1 ▶ 3	max.	1.8	1.6	within 1 overshoot, stable, fast response
	1 ▶ 5		5.4	1.6	
	1 ▶ 8		10.8	1.6	
	1 ▶ 3	1	1.8	2.2	
	1 ▶ 5	3	5.4	2.3	
	1 ▶ 8	5	10.8	2.0	
Dec. G	3 ▶ 1	max.	0.0	1.6	within 1 overshoot, stable, fast response
	5 ▶ 3		1.8	1.8	
	8 ▶ 5		5.4	1.7	
	3 ▶ 1	1	0.0	2.7	
	5 ▶ 3	3	1.8	2.5	
	8 ▶ 5	5	5.4	1.8	

Table 1. Concept of gravity scheduler

	SOR(Slow Onset Rate)	ROR(Rapid Onset Rate)
설계 목표	부드러운 중력가속도 증가에 따른 부드러운 G-Suit 압력 제공	급격한 중력가속도 증가에 따른 G-Suit 압력 선행 제공
Case #1 조종간 명령 변화율 (stk, gcmd/sec), 속도	1. 2g 이하, 압력 미제공 2. $\dot{stk} < 3$, 2g 부터 압력 제공 3. 속도 > 300knots 작동	1. $\dot{stk} > 4$, 1g 부터 압력 제공 2. $3 < \dot{stk} < 4$, 2→1g 스케줄링 3. 속도 > 300knots 작동
Case #2 중력가속도 변화율 (\dot{Gz} , g/sec)	1. 2g 이하, 압력 미제공 2. $\dot{Gz} < 2$, 2g 부터 압력 제공	1. $\dot{Gz} > 3$, 1g 부터 압력 제공 2. $2 < \dot{Gz} < 3$, 2→1g 스케줄링

보여 5초로 규정하고 있는 요구조건을 충분히 만족하였다. 그리고 중력가속도에 대한 목표 압력 값(desired pressure valve)의 추종 시에는 한 번 이내의 초과현상(overshoot)을 나타내는 감쇠특성을 나타내었으며, 정상상태(steady state) 오차는 발생하지 않았다.

5.3. 중력가속도 스케줄러 평가

개발된 AGV 제어기의 기본적인 동특성은 MIL-DTL-87255A에 규정한 요구조건을 만족하였다. 본 절에서는 중력가속도의 크기 및 변화율에 따라 시간지연을 갖는 공압시스템으로 구성된 G-슈트에 최적의 공기압을 제공하기 위하여 설계한 제어알고리즘을 평가한 결과를 제시한다.

Figure 8과 9는 초기에 작동하는 중력가속도 스케줄러를 적용하여 속도 500knots, 고도 20 Kft에서 조종사의 수직가속도 명령에 대한 시뮬레이션 결과를 나타내며, Table 4는 제어알고리즘의 장·단점을 요약한 결과를 나타낸다. Fig. 8은 급격한 중력가속도 변화율을 발생시키는 조종사의 최대 입력에 대한 시뮬레이션 결과이다. 기계식 방식의 일종인 개루프 제어를 적용한 경우 응답 특성이 느린 1차 시스템 특성을 나타내는 것을 볼 수 있으나, 폐루프 제어가 적용된 경우 빠른 응답특성으로 공기압을 제공한다는 것을 볼 수 있다. 그러나 AGS 자체가 공기압을 채우고 빼는 방식으로 되어 있으므로 통상적으로 0.5초의 시간지연을 가지게 됨으로 빠른 중력가속도 증가 기동에 대해서는 빠른 대처를 하지 못하는 단점이 있다. 따라서 이러한 문제점을 해결하기 위해 표 1에서 제시한 바와 같이 급격한 중력가속도 증가에 대해서 선행해서 압력을 제공할 수 있도록 하는 제어방법을 적용하였다. 선행해서 압력을 제공하는 방식으로 중력가속도의 변화율을 기반으로 압력의 입력 시기를 채택할 경우(Case#2)에 빠른 과도 응답 특성으로 정상상태에 도달하는 시간을 단축시켜주는 장점이 있다. 그러나 이미 어느 정도의 중력가속도가 증가한 이후에 감지를 하게 됨으로 시간적인 선행효과

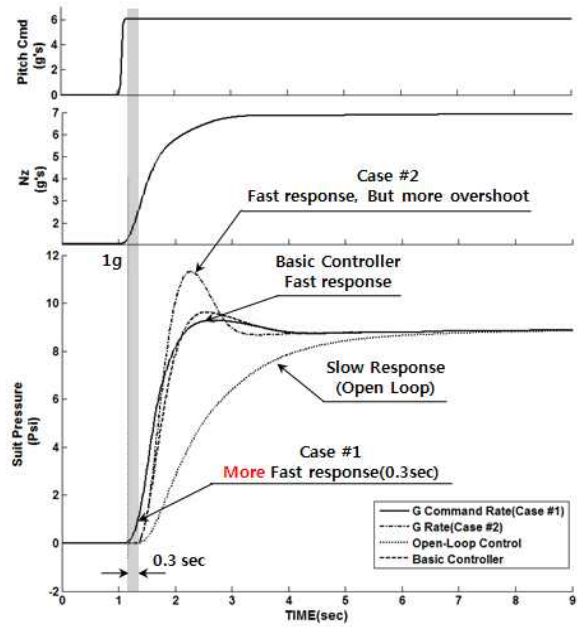


Fig. 8. Simulation result (ROR +Gz)

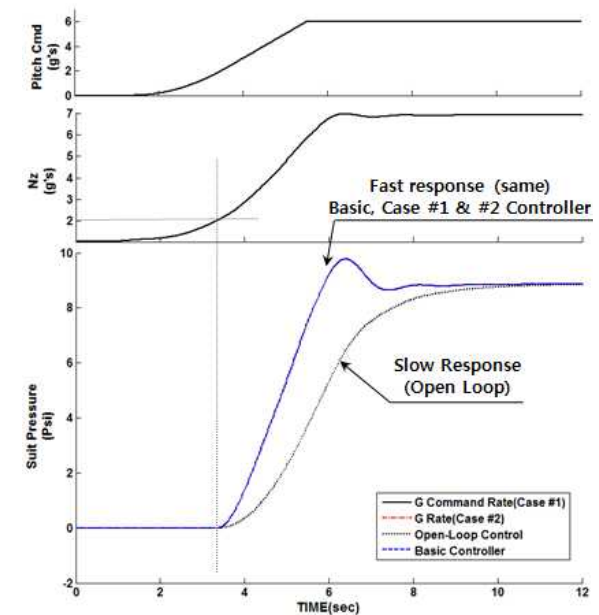


Fig. 9. Simulation result (SOR +Gz)

Table 4. Evaluation result of gravity scheduler

	장 점	단 점
Case #1 조종간 명령 변화율 ($stk, g_{cmd}/sec$), 속도	중력가속도가 증가하기 전 0.3초 정도 선행해서 압력 제공하며 과도 응답 특성이 개선됨	정상상태의 압력을 추종하는 성능은 기본 제어기와 동일함
Case #2 중력가속도 변화율 ($\dot{G}_z, g/sec$)	압력의 제공시점은 기본 제어기와 동일하나 과도 응답으로 정상상태에 도달하는 시간이 단축됨	과도 응답 특성이 증가하여 기본 제어기가 보유하고 있는 동특성에 영향을 미침

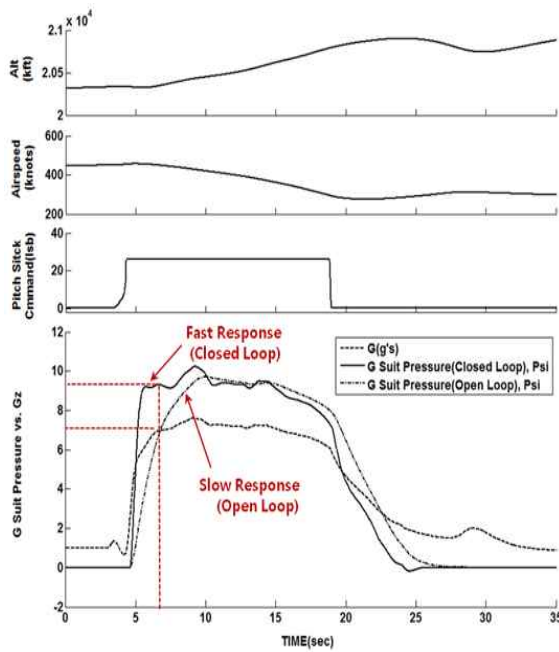


Fig. 10. Real-time simulation result(+Gz)

는 없는 것으로 판단되고, 기본 제어기의 동특성을 변화시킴으로 지나친 과도 응답 특성으로 조종사에게 불쾌감을 유발할 수 있다는 단점이 있다. 그리고 조종사의 중력가속도 명령의 변화율을 기반으로 압력의 입력 시기를 채택할 경우(Case#1)에 중력가속도가 증가하기 전에 요구되는 압력을 선행해서 가해줌으로 기존보다 0.3초 정도 빠른 응답 특성을 보였으며, 기본적인 응답특성을 많이 변경시키지 않는 이점이 있으나, 정상상태에 도달하는 시간은 기본 제어기와 동일하였다. 결론적으로 항공기의 중력가속도의 변화율 보다는 조종사의 중력가속도 명령의 변화율을 매개로 선행해서 공기압을 제공하는 방법이 효과적인 방법으로 판단된다. Fig. 9는 완만한 조종입력으로 인해 중력가속도가 완만하게 증가할 경우에는 공기압을 제공하는 시기가 2g 이상으로 부드러운 선회 기동에서 빈번한 G-슈트 압력으로 인한 조종사의 불쾌감을 제거한다는 것으로 볼 수 있다. 최종적으로 폐루프 제어 형태와 선행 압력 제공 제어방식은 HF 형태의 기계식 밸브의 응답 특성보다 초기의 응답 특성이 향상되어 급격한 중력가속도 기동 시에 조종사의 의식 상실을 방지하는데 효과적인 방법이다.

개발된 제어법칙을 조종사의 실시간 조종 입력에 대한 응답형태를 평가하기 위해 초음속 고등훈련기 실시간 조종사 평가환경인 HQS에 적용하였다. Fig. 10은 HQS 환경에서의 실시간 평가결과를 나타낸 것으로, 속도 400knots, 고도 20Kft에서 조종사의 급격한 중력가속도 기동 시에 G-슈트의 압

력을 계산하는 알고리즘의 출력압력을 모니터링한 결과이다. 평가결과, 폐루프 제어형태의 전기식 AGV는 기존의 개루프 형태의 질량-스프링 구조의 기계식 AGV보다 빠른 응답특성을 나타내었으며, 정상상태의 압력에 도달하는 시간도 짧은 것을 확인할 수 있었다. 따라서 기계식 AGV를 전기식 솔레노이드 형태의 AGV로 대체하고, 비행제어컴퓨터에서 중력가속도를 기반으로 하여 폐루프 제어기를 설계하여 AGS를 제어한다면, 고중력가속도 기동 시에 조종사가 받는 부담감을 효과적으로 줄일 수 있을 것으로 판단한다.

VI. 결론

고기동을 요하는 군용전투기는 실제 전투상황에서 적기의 추적 및 회피능력을 극대화하기 위해 고중력가속도를 요하는 기동을 수행하게 된다. 이로 인해 조종사는 생리적으로 한계에 도달하게 되고, 일시적으로 의식을 상실하는 GLOC에 빠질 수 있으므로 현대의 전투기에는 AGS를 적용하여 조종사의 중력가속도 내성을 증강시켜 임무효율을 향상시키고 있다. 본 논문에서는 초음속 고등훈련기 모델을 기반으로 보다 빠른 응답특성으로 정확하게 AGS에 공기압을 제공할 수 있도록 AGV를 제어할 수 있는 PI 개념의 폐루프 제어기를 개발하였다. 그리고 항공기의 상태정보 및 조종간 움직임 정보를 활용하여 고기동 시에 중력가속도가 급격히 증가할 것을 예측할 수 있는 제어알고리즘을 개발하여 G-슈트의 공기주머니를 채울 때 발생하는 시간지연에 대한 특성을 개선하여 급격한 고중력가속도의 증가에 대해 선행해서 공기압을 제공할 수 있도록 하였다. 평가 결과, 폐루프 제어 알고리즘과 선행 압력 제공 제어방식은 HF 형태의 기계식 밸브의 응답 특성보다 초기의 응답 특성이 향상되어 급격한 중력가속도 기동 시에 조종사의 의식 상실을 방지하는데 효과적이다. 이러한 연구 개발 결과를 AGS가 장착된 평가환경에 통합하고 다양한 검증절차를 거쳐 개발된 시스템의 신뢰성을 확보한 후, 국내에서 개발된 초음속 전투기인 FA-50의 성능 개량 사업과 추후에 체계개발이 진행될 한국형전투기 개발사업에 적용할 계획이다.

References

- 1) C. S. Kim, B. M. Hwang, G. O. Koh, and M. H. Bae, "A study on longitudinal control law in order to improvement of T-50 fine

tracking performance," Journal of The Korea Society for Aeronautical and Space Science, vol. 33, no. 8, pp. 50-55, 2005.

2) C. S. Kim, B. M. Hwang, and S. J. Kim, "A study on the longitudinal flight control law of T-50," Journal of Control Automation and System Engineering, vol. 11, no. 11, Nov. 2005.

3) C. S. Kim, B. M. Hwang, and Y. S. Kang, "A study on the flight control law and the dynamic characteristic about variation of feedback gains of T-50 lateral-directional axis," Journal of Control Automation and System Engineering, vol. 12, no. 7, July 2006.

4) John D. Howard, Ann M. Johnston "Loss-of-consciousness and spatial disorientation auto-recovery system," IEEE, 1986.

5) William B. Albery and Robert E. Van Patten, "Development of a Gravity Induced Loss-of-Consciousness(GLOC) Monitoring System," IEEE, 1990.

6) W. B. Albery and R. E. Van Patten, "Development of a gravity induced loss-of-consciousness (GLOC) monitoring system," IEEE, 1990.

7) W. B. Albery, M. N. Khomenko, and M. C, "Differences in pilot automation philosophies in the US and russian air force ground collision avoidance systems," RTO HFM Symposium, RTO-MP-088, 7-9, Oct. 2002.

8) Lisher, B.J. and D.H. Glaister, "The Effect of Acceleration and Seat Back Angle on Performance of a Reaction Time Task," Flying Personnel Research Committee, March 1978.

9) Shubrooks, S.J., Jr., and S.D. Leverett, Tr., "Effect of the Valsalva Maneuver on Tolerance to +Gz Acceleration," Appl. Physiol., 34(4): 460-466, 1973.

10) Khalid W. Barazanji and Kuldip S. Rattan, "Design and Analysis a Closed-Loop Controller for an Anti-G Suit," IEEE, 1988.

11) Van Patten, R.E., T.J. Jennings, W.B., Albery, J.W., Frazier, C. Goodyear, B. Gruesbeck and D. McCollor,, "Development of a bang-bang servo anti-g valve for high performance fighter aircrafts: final resport," AAMRL-TR-85-024.

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

13) L. D. Tripp, Jr., "Enhanced recovery of aircrew from G acceleration induced loss of consciousness (G-LOC): A Centrifuge study," United States Air Force Research Laboratory, Oct. 2001.

14) McCollor et al., "Flight Activated Anti-G Valve(FAAGV)," United States Patent 5277693, Jan. 11, 1994.

15) Van Patten, R.E., T.J. Jennings, W.B., Albery, J.W., Frazier, C. Goodyear, B. Gruesbeck and D. McCollor,, "Development of a bang-bang servo anti-g valve for high performance fighter aircrafts:final resport," AAMRL-TR-85-024.

16) Annicelli Lance, O'Connor Robert, Balldin Ulf, Isdahl Wayne, Werchan Paul, "Evaluation of the joint service mustang anti-g suit," AFRL-HE-BR-TR-2005-0081, May, 2005.

17) D.H. Glaister, "Protection against long duration acceleration," Butterworths London.

18) Pecaric M., Buick F., "Determination of a pressure breathing schedule for improving +Gz tolerance," Aviat. Space Environ. pp. 572-578, Med. July 1992.

19) Larry J. Meeker Grady L. Ripley, John H. Olhausen, "System Test Results of the Advanced Technology Anti-G Suit (ATAGS)," Crew Technology Division, Armstrong Laboratory, Brooks Air Force Base, Texas 78235-5 104, November 1992.

20) Robert E. Simpson, John Ohlhausen, "Advanced Technology Anti-G Suit(ATAGS), Fabrication," KRUG Life Sciences, San Antonio Division, 405 West Nakorma, San Antonio, TX 78216, December 1990

21) Maj. Daniele Picco, "THE EUROFIGHTER@ I.T.I. A.MALIGNANI"

22) JW BURNS, "G-protection basis/ acceleration physiology," AGARD AMP Lecture Series, May 15-16, 1995.

23) Hamburg Branch, "New Concepts in Pilot G-Protection," Autoflug GmbH©, Januay 28. 2010.