고체 로켓 모터의 연소불안정 사례분석

윤명원, 김경무
국방과학연구소 추진기관부

Case Study of Combustion Instability in Solid Propellant Rocket Motors

Myong Won Yoon and Kyung-Moo Kim

I. 서 론

1930년대에 처음 발견된 이래 로켓 개발 프로그램의 큰 장애요소가 되어온 연소불안정(combustion instability)은 연소로 인한 급격한 열 방출에 기인하며 로켓 모터내의 연소과정 중 생기는 아주 작은 교란(disturbance)이 연소실의 음향모드와 상(phase)이 일치하면서 연소실내의 압력에 순간적인 큰 변화를 일으키는 현상으로 연소관의 진동 및 추력의 진동을 유발하여 유도탄의 오동작 혹은 궤도에 영향을 주기도 하고 최악의 경우 모터의 파괴에 이르게 한다. 대부분의 고체 로켓 모터는 연소실 공동(chamber cavity)내에서 음향에너지의 이득(gain)과 손실(loss)사이의 불균형으로 인하여 근본적으로 불안정하여 결과적으로 연소실내의 압력진동은 거의 모든 초기 로켓 모터의 개발부터 상존해 왔으며 때로는 모터의 안정성을 확보하는데 상당한 노력을 필요로 하여 왔다. 본 특집 논문에서는 고체 로켓 모터 연소불안정의 역사적 배경을 설명하고 또한 연소불안정 현상이 발생하였던 국내외 고체 로켓 모터의 사례들을 참고문헌 [1]-[4]를 참조하여 정리/분석하여 해결 방안을 살펴봄으로서 향후 고체 로켓 모터의 설계에 적용할 수 있는 교훈을 얻고자 한다.

II. 역사적 배경

국부적 압력교란이 모터의 연소실내에서 일어나게 되면 연소실 벽 혹은 추진제 연소

면상에서 반복적으로 전파되고 반사된다. 이러한 반복파는 어떤 특정 주파수의 진동특성을 갖게 되는데 이 주파수가 가스 진동의 주파수와 맞아 떨어질 경우 증폭되는 경우가 생기게 된다. 보통 압력 중간 값의 10% 이상의 진폭이 나타나게 되는 경우 심한 진동이 발생되어 비행체의 궤적 뿐 아니라 모터 연소관에도 큰 영향을 주게 되는데 이때 동적 연소불안정이 발생되었다고 한다[5]. 불안정이 발생하면 과다한 압력상승 및 열 전달, 기계적 진동에 기인한 결함 발생 등에 의하여 심한 경우 모터가 파손되기도 하고 비록 파손에 이르지 않는다고 해도 비행체에 여러 가지 오작동을 일으키는 원인으로 작용할 수 있다. 이는 유도탄의 배치치연 혹은 개발비용의 막대한 상승 등을 유발할 수 있으므로 설계시 이에 대한 명확한 고려 혹은 실험적 평가 등을 통하여 이를 피할 수 있도록 해야 한다. 때때로 이미 설계가 상당부분 진행된 상태에서 발생할 경우 진동을 제어하기 위한 막대한 추가 비용으로 인하여 연구결과를 적용하지 못하고 그대로 배치되는 경우도 있다. 가장 곤란한 문제는 추진제, 설계, 작동조건 등에 조금의 변화가 있어도 아주 민감하게 불안정 현상이 나타나는 경우이다. 어떤 모터는 개발단계에서는 안정된 연소를 보이다가 극한 온도(extreme temperature) 환경시험에서 불안정 현상이 발생하기도 하고 추진제나 그레인의 형상을 약간 바꾼 후에 양산 중 발생하기도 한다. 만약 개발이 끝난 상태나 양산 중 이와 같은 현상이 발견될 경우 막대한 개발비로 인하여 새로운 모터로 대체하기가 곤란하므로

제한된 서비스(좁은 온도범위의 제한 작동)를 허용할 수밖에 없어 무기체계의 신뢰도에 결정적 영향을 미치게 된다. 모터 개발 중 조금만 주의를 기울이면 이 문제는 상당히 줄일 수 있고 비록 현재의 지식을 바탕으로 완벽한 불안정 현상 제거는 어렵지만 미리 위험성에 대한 정보를 인지하여 개발 단계에서 적절한 조치를 취하여 위험을 줄일 수 있다.

연소불안정이 발견된 이후 40년대 초에는 내외면 연소(internal-external burning)형 복기(double base) 추진제가 많이 사용되었는데 이때는 원주방향으로 구멍을 뚫어 진동운동의 형태를 바꾸어 줌으로서 이 현상을 억제하였으나 구멍의 형상은 시행착오를 거쳐 결정하였다. 1940년대 말에는 이와 같은 불규칙한 연소현상이 결국은 연소실 공동(cavity) 내 가스진동 운동과 관련이 있고 결국은 공동 내 고유 주파수 모드와 연관시켜 분석할 수 있음이 밝혀졌다. 이리하여 연소불안정이 발생하면 진동 주파수를 측정하여 불안정 모드를 확인하고 그 모드의 진동운동을 억제할 수 있는 그레인 형상을 선택하거나 공명 봉(resonance bar)을 삽입하여 음향진동 특성을 변경시켜 주었다. 국내에 배치되어 수년전 미사일 오작동으로 잘 알려진 Nike Hercules 추진기관 1단도 불안정 현상 억제책으로 공명 봉을 이용하고 있다. 1950년대 이후는 내면 연소형 추진제 그레인이 많이 사용되었는데 이는 이제껏 사용되던 외면 연소형 그레인에 비하여 연소불안정에 좀더 민감한 것으로 알려져 있다. 이러한 현상을 없앨 수 있는 가장 손쉬운 방안은 안정된 추진제[KP(potassium perchlorate : $KClO_4$), AN(ammonium nitrate : NH_4NO_3) 산화제 계열 추진제]를 사용하는 것이나 불행히도 이러한 계열의 추진제는 비추력(specific impulse)이 일반적으로 낮다. 추진제의 바람직한 특성(고 에너지, 고 연소속도, 무연 특성 등)을 얻으려면 일반적으로 불안정 현상이 쉽게 생길 수 있음을 알게 되었고 50년대 말부터 알루미늄 분말을 추진제 구성에 적용함으로써 비추력도 높이고 모터의 불안정도 해결하는 계기가 되었다. 그러나 대형 추진기관의 경우 이와 같이 알루미늄 분말을 적용해도 불안정 문제가 해결되지 못하여 알루

미늄 추진제를 사용한 경우의 연소현상에 대한 근본적인 이해가 필요했다. 이를 위하여 JANNAF (Joint Army-Navy-NASA-Air Force) 추진분야 위원회를 통하여 이에 대한 광범위한 연구가 계속되었고 1950년대 말부터 1960년대에 걸쳐 알루미늄 연소로 인하여 생긴 미세한 Al_2O_3 입자가 고주파 진동을 억제하는데 탁월한 효과가 있고 저주파에서는 큰 효과가 없음이 밝혀졌다[6]-[7].

1970년대 이후 현재까지는 크게 3가지 방향으로 모터 개발이 진행되어 왔는데 그 하나는 초대형 로켓의 소요로 인하여 연소관의 고유 진동수가 10Hz대인 매우 큰 규모의 모터 개발이 성행하고, 또 하나는 전술 목적으로 저연 혹은 무연 추진제를 사용하며, 또한 모터의 초기 성능향상을 위하여 매우 복잡한 그레인 형상을 사용하는 것이다. 전술 미사일로 저연 혹은 무연 추진제를 사용할 경우 일반적으로 유연(알루미늄 사용) 추진제의 입자 감쇠효과를 기대할 수 없어 불안정 현상이 나타날 확률이 높아진다. 또한 복잡한 형상의 모터 그레인을 사용함으로써 내부 부가스의 유동 및 연소의 상호작용이 매우 복잡해져 성능해석 및 내부 유동장 해석 등에 고도의 CFD 기법이 요구되기도 한다.

III. 연소불안정 사례분석

3.1 Seargeant

1950년대부터 1960년대에 걸쳐 만들어진 사운드 로켓은 후에 전역 순항 미사일(theater ballistic missile)로 개조되어 배치되었는데 사용된 추진기관은 polysulfide 계열 바인더와 AP (ammonium perchlorate : NH_4ClO_4) 산화제를 사용한 추진제를 적용하였다. 산화제를 KP에서 AP로 바꾼 뒤 축소형 모터의 연소시험에서 접선 방향(tangential mode)의 연소 불안정이 나타나 강력한 회전 토크가 발생한 기록이 있다[8]. 이 문제는 아마도 고체 추진기관에서는 흔히 발생하지 않는 회전 접선모드(spinning tangential mode)의 불안정으로 추정되며 해결되지 못한 상태로 배치되었다.

3.2 Subroc

1950년대 말 미 해군에서 개발한 어뢰 튜브

Fig. 1. Subroc missile

발사 지대지 미사일용 로켓 모터로 제원은 직경 520mm, 길이 3050mm이고 그레인의 형상은 6점 별 모양으로 알루미늄 분말과 polyurethane 계열 바인더, AP 산화제 추진제를 사용하였다. 1/4 축소형 모터에서는 불안정 현상을 전혀 나타내지 않았으나 연소속도를 바꾸기 위하여 알루미늄 입자의 크기를 조정한 후 연소시험에서 180Hz의 주파수에 해당하는 심한 축 방향(longitudinal) 연소불안정에 의한 진동(평균압의 30%이상) 현상이 발생하였다. 여러 차례의 연소시험에서 비슷한 현상이 재연되었고 특징은 초기에 강한 펄스와 함께 불안정 현상이 시작되었다. 이후 많은 설계변경 시험에서 불안정 현상을 제거하지 못해 전문가 그룹에서 두가지의 해결 방안을 제시하였다. 그 하나는 모터 연소실에서 펄스로 작용될 수 있는 파편의 원인을 제거하고 또 하나는 미세한 분말의 알루미늄의 입자를 사용하는 것이었다. 점화기 케이스가 점화 후 노즐을 통하여 빠져나갈 때 펄스를 발생시킬 수 있으므로 이를 제거하기 위하여 점화기를 모터 연소실 내에 연소시간 중 계속 부착될 수 있도록 설계하였고 알루미늄 입자의 크기를 10 μ m 10%, 35 μ m 4.5%로 조정한 후 더 이상 불안정 현상은 나타나지 않았다. 안정효과에 대한 정확한 설명은 없었지만 입자 감쇠의 효과가 증진된 것이 가장 큰 이유일 것으로 추측된다. 이 사건으로 인하여 알루미늄 추진제가 연소불안정 해결에 만능이 아님이 밝혀졌고 모터의 연소시 파편조각이 노즐을

통하여 빠져나감으로 인해 펄스가 생기지 않도록 설계할 필요성이 대두되었으며 연소 불안정에 관한 한 축소모델을 사용한 스케일 법칙이 적용되지 않음도 밝혀졌다. 또한 이 사건 후 알루미늄 입자의 크기 효과에 대한 연구가 집중적으로 행해졌고 이 문제로 인하여 개발이 약 3, 4개월 늦어져 막대한 비용 증가가 발생하였지만 미사일의 배치는 적기에 이루어졌다.

3.3 Tartar MK-27

1960년대에 개발된 함상 발사 대공 미사일 Tartar용 이중추력형 로켓 모터로 부스터는 알루미늄 입자, polyurethane 계열 바인더, AP 산화제 추진제를, 서스테이너는 polyurethane 계열 바인더, nitroguanidine AP 산화제 추진제를 각각 적용하였다. 모터의 제원은 직경 305mm, 길이 2032mm로 500mm의 토출관(blast tube)이 연소관 후방에 부착되었다. 초기 부스팅 단계에서 270Hz의 축방향 진동이 발생하다가 서스테이닝 단계 말기에 좀더 진동이 심해졌다. 이때 발생한 압력진동을 줄이기 위하여 토출관 앞쪽에 있던 노즐을 토출관 후방 부위로 옮겼으며 추진제는 변경시키지 않았고 그레인의 응력을 감소시키기 위하여 그레인의 형상만 약간 바꾸어 적용하였으나 서스테이닝 단계에서 계속하여 불안정 현상이 발생하였다. 어떤 물질이 노즐을 통하여 빠져나가며 펄스를 발생시켜 이로 인하여 불안정이 발생한다고 가정하여 이물질이 노즐을

Fig. 2. Tartar missile

통하여 빠져나가지 않도록 비활성 모터를 사용하여 여러 차례 변화를 시도한 뒤 점화기 바스켓의 표면을 단열시킴으로 연소기간 내내 점화기 바스켓의 잔해가 발생하지 않도록 조치한 후 이 문제는 해결되었다.

3.4 TOW

1960년대 중반에 만들어진 대전차용 미사일 Tow에 적용된 추진기관으로 제원은 직경 127mm, 길이 152mm로 그레인인 앞쪽이 케이스 본드 형태이며 내외면 연소형으로 설계되었다.

Fig. 3. 대전차 Tow missile

모터의 연소시험 중 강력한 1, 2차 접선방향 모드의 불안정 현상이 발생하였으며 전술 목적(무연, 섬광방지)상 금속첨가제를 추진제에 사용할 수 없는 관계로 액체 추진기관에 주로 적용하는 배플을 적용하여 불안정 현상을 제거하였다. 배플은 케이스와 그레인 사이의 공간에 위치하였으며 수많은 설계변경을 통하여 이 문제를 해결하였다[9].

3.5 MinuteMan wing II stage III missile

MinuteMan wing II 미사일용 stage III 추진기관으로 사용된 추진제는 복기(double base) 바인더에 산화제로 HMX와 AP를 사용하고 17% 정도의 알루미늄을 적용하였다. 연소시험에서 진폭이 대략 압력 중간 값의 10%가량 변화하는 450Hz 주파수의 진동이 발생하였으며 품질관리 측면에서 이 정도의 진동은 규정치를 만족시키므로 그대로 생산/배치되었으나 1960년대 말 미 공군에서 5차례의 비행시험 실패 후 기존에 배치되어 있는 미사일에 대한 안전성 검토 차원에서 조사를 시작하였다. 실패한 5개 모터에 대한 생산 문서를 확인한 결과 5개 모두 추진제에 사용된 알루미늄이 다른 공장에서 납품된 것으로 밝혀져 새로운 알루미늄이 기존의 알루미늄과 동등한 작용을 하지 않는 것

Fig. 4. MinuteMan missile

으로 판단하여 지상연소시험과 비행시험 데이터를 비교 분석하기에 이르렀다. 분석결과 비행실패 모터의 경우 주파수 대역이 450Hz에서 1250Hz로 변화하였음을 알게 되었고 그 결과 압력 진동파와 미사일 구조, 제어시스템 간의 상호 연계가 일어나고 이것이 비행시험 실패의 근본 원인으로 추정되었다. 이로서 원료의 변화가 연소불안정 변화의 원인으로 알려지게 되고 새로운 알루미늄 분말을 적용한 추진제 모터는 모두 회수되었다. 이 문제에 대한 해결방안을 두 가지 측면에서 접근하였는데 하나는 진동환경이 제어 시스템에 오작동을 일으키지 않도록 하는 것이고 다른 하나는 새로운 알루미늄이 연소불안정의 특성을 어떻게 변화시키는가 하는가를 연구하는 것이었다. 빠른 해결방안으로 새로운 음향주파수와 제어시스템 사이에 공진이 일어나지 않도록 제어시스템의 H/W(피스톤 부분)를 재설계하여 교체하였으며 이로 인하여 문제는 해결되었다. 새로운 알루미늄 적용 추진제의 연소로 인하여 생긴 Al_2O_3 입자분포가 450Hz의 모드에는 효과적 감쇠작용을 하는 반면 1250Hz에 해당되는 주파수에는 효과가 적어 Al_2O_3 의 감쇠 거동이 변화된 것이 그 원인이었다. 이때부터 알루미늄 연소에 대한 연구가 China Lake를 중심으로 시작되어 알루미늄 입자의 산화제 코팅조건, 불안정 현상 유발에 대한

연구가 진행되고 고체 로켓 모터에 대한 연소 불안정 현상에 대한 본격적인 연구가 시작되었다[10].

3.6 Standard missile MK-12 booster

1970년대 중반 미 해군의 standard missile용 고체 로켓 모터에서 발생한 과도한 진동으로 인하여 비행시험이 실패하는 사건이 발생하였다. 적용된 추진제는 금속 분말을 사용한 AP 산화제 추진제로 모터는 접선방향 모드와 3차 길이방향 모드의 불안정이 발생하였다. 진동에 견딜 수 있는 좀더 견고한 기계부품을 설계/적용함으로써 이 문제는 해결되었으나 추진제나 그레인 형상에 대한 자세한 분석은 이루어지지 않았다. 이는 모터를 변경하지 않고 시스템의 입장에서 불안정 현상을 해결한 예이다.

Fig. 5. Navy standard missile

3.7 Sidewinder MK-36

공대공 미사일 sidewinder용 추진기관으로 제원은 직경 127mm, 길이 1524mm이며 AP 산화제, HTPB 계열 바인더의 저연 추진제를 적용하였으며 1970년대 후반 Thiokol과 Hercules에서 제작하였다. 전술 목적상 알루미늄 입자를 제거하고 저연

Fig. 6. Sidewinder missile

Fig. 7. sidewinder 모터의 압력선도

추진제로 전환한 후 연소시험 결과 비선형 축 방향 모드의 연소불안정이 발생하였다. 모터의 압력선도는 그림 7과 같고 이에 대한 해결 방안은 연소실 내에서 펄스가 발생하지 않도록 설계하는 것이었다. 많은 그레인 형상 변경안이 제안되고 그 중 키 홈 형상, 별 모양 그레인이 제작되어 적용되었지만 펄스가 생길 때마다 불안정이 생겨 제외되었고 최종적으로는 전방 피노실(finocyl)형태의 그레인 형상을 적용하였다. 또 다른 접근방향으로는 추진제의 산화제를 AP에서 RDX로 변경시켜 저주파 압력 결합 응답함수 (pressure coupled response function)를 줄여주었다. 이를 T-burner 시험을 통하여 확인하였고 또한 안정화 첨가제로 ZrC 1%를 사용하여 추진제를 더욱 안정화 시켰다. 이후 70여 차례의 연소/비행시험을 통하여 안정된 연소를 확인하였다.

Fig. 8. Maverick missile

3.8 Maverick AGM-65

공대지 미사일 Maverick에 적용된 추진기관으로 적용된 추진제는 HTPB 계열 바인더, AP 산화제의 저연 추진제로 연소시험 중 접선방향 모드의 연소불안정 현상에 의한 압력변화가 나타났다. Thiokol과 Aerojet에서는 이 문제를 해결하기 위하여 취한 조치로 먼저 압력 응답함수의 값을 줄이기 위하여 AP 입자크기를 줄였으며 이로 인한 연소속도 변화는 연소 촉매를 사용하여 조절하였다. 또한 입자 첨가제로 ZrC 와 Al_2O_3 를 사용함으로써 연소불안정 문제를 해결하였다. AFRPL(Air Force Rocket Propulsion Laboratory)에서는 T-burner 시험을 통하여 압력결합 응답함수가 낮아짐을 확인하였다.

3.9 Harm AGM-88

Thiokol에서 제작한 공대지 미사일용 추진기관으로 1980년에 배치되었다. 모터의 제원은 직경 254mm, 길이 2032mm로 HTPB 계열 바인더, AP 산화제 추진제를 적용하고 그레인인 전방에 실린더 형태와 2개의 응력 완화용 슬롯이 있고 후방은 5개의 별 모양 형상을 가졌다. 지상연소시험중 낮은 진폭의

Fig. 9. Harm missile

압력진동이 발생하였으며 압력 데이터 분석을 통하여 1차 접선방향의 모드임을 확인하였으나 미사일 시스템 상에는 아무런 영향을 주지 않기 때문에 추진기관에는 아무런 변경 없이 배치되었다.

3.10 Standard missile EX-10

1980년대 중반 MK-56 Navy standard missile 모터를 대체하기 위하여 Thiokol에서 만든 추진기관으로 부스팅과 서스테이닝 단계에 서로 다른 HTPB 계열 바인더의 추진제를 적용하였다. 연소속도가 부스팅, 서스테이닝 단계에서 각각 1000psi의 압력 하에서 43.2mm/sec, 13.7mm/sec 였으며 모터 연소시험 중 1, 2, 3차 축 방향 모드의 불안정을 나타내었다. 최대 압력변화 진폭은 약 8psi를 나타냈으나 미사일 시스템 상에는 전혀 영향을 미치지 않았으므로 아무런 변경 없이 배치되었다.

3.11 VLASROC

Navy/Thiokol에서 80년대 후반 개발한 함상 수직발사 대잠 미사일용 추진기관으로 제원은 직경 356mm, 길이 1763mm의 알루미늄을 적용하지 않는 HTPB 계열 바인더의 저연 추진제를 적용하였다. 그간 많은 모터에서 연소불안정이 문제되었으므로 압력진동을 감지하기 위하여 가속도 센서를 이용하여 부가적인 연소불안정 관련 정보를 얻어 내었다.

Fig. 10. VLASROC

그 결과 특정 주파수 270~275Hz의 진동을 감지하였으며 이는 1차 길이방향 모드의 불안정에 해당하였다. 또한 15회의 연소시험에서도 동일한 경향을 나타내었으나 이 불안정으로 인하여 생기는 압력진동의 폭이 일정하고 또한 연관된 진동과 추력 변화가 시스템에 영향을 주지 않으므로 진동을 제거하지 않은 상태에서 그대로 실전에 배치되었다.

3.12 Space shuttle booster

Thiokol에서 만든 우주왕복선용 부스터는 직경 3.66m, 길이 38.4m로 AP/Al/PBAN 계열의 추진제를 적용하였으며 충전시 추진제의 양 만해도 약 500ton이며 추력도 약 1200ton 규모인 초대형 추진기관이다. 초기의 개발과정에서 불안정모드로 여겨지는 현상이 발생하였으며 이는 1, 2차 길이방향 모드로 압력 변화량은 약 3psi 정도이었다. 이 압력변화는 추력 50ton에 해당하는 양이지만 시스템에 영향을 줄 정도는 아니었다. 이 진동은 부스터의 추진제 충전시 부분으로 나누어 충전하는 특성으로 인해 연소중 생긴 와류(vortex)에 의한 것으로 밝혀졌으며

이 진동은 약 14Hz에 해당되는데 이것이 외부 자극에 대한 인간의 뇌반응 시간과 가까워 염려되었으나 다행히 그러한 문제는 일어나지 않았다. 단지 진동에 대하여 비행 중 엄밀한 체크가 이루어졌다.

3.13 KSAM

1990년대에 개발된 국산 단거리 지대공 미사일용으로 PEG 계열의 바인더에 AP 산화제를 혼합한 무연 추진제를 국내 최초로 적용한 추진기관으로 개발기간 중 Fig. 12에서 보는 바와 같이 안정된 연소를 보이는 추진기관(test motor 2)과 비교하여 심한 연소불안정 현상을 나타내고 있다(test motor 1). 모터 연소시험에서 발생한 연소불안정은 추진제 그레인 슬롯(slot)부위의 연소말기에 생긴 고주파 모드 특히 2차 접선방향 음향 모드와 연계되었을 가능성이 크며[11] 금속 첨가제 ZrC의 함량을 1.3%로 증가시킴으로써 연소불안정 현상을 해결하였다. 이에 대한 자세한 해석은 참고문헌 [12]에 나타나 있다.

Fig. 11. Space shuttle

Fig. 12. KSAM 추진기관의 압력선도

Fig. 13. KSAM missile

IV. 결 론

이상에서 연소불안정이 발생하였던 고체 로켓 모터의 사례분석을 통하여 연소불안정을 제거하고 비행 시스템 상에서 이의 영향을 예측하는 것이 어려움을 확인하였다. 사례분석에서 보는 바와 같이 모터 개발 프로그램에서 진동현상이 발생하면 이를 그대로 허용할 것인가에 대한 결정을 해야 하며 만일 허용이 불가하면 추진제 그레인 혹은 모터의 설계를 변경시켜 모터내의 음향장을 변화시키거나, 추진제의 조성을 바꾸어 추진제의 연소특성을 변화시켜 이를 제거하여야 한다. 비록 진동현상이 관측되지 않는다 하여도 생산 규격에는 추후 추진제 성분변경 혹은 설계변경으로 인하여 이 문제가 갑작스레 나타날 경우를 대비하여 안전장치를 반영하여야 한다. 여기에 중요한 것은 개발 프로그램 중에 연소불안정 현상을 고려하는 것이 늦을수록 이 문제의 치유를 위해서는 막대한 비용이 든다는 것이다. 물론 상당한 진동현상을 보이는 모터가 양산되어 별 부작용 없이 사용되는 예도 있으나 불안정 연소현상이 내재된 상태에서 생산하기로 결정하는 데는 매우 신중을 기해야 한다. 시스템 개발 책임자의 입장에서는 예방이 뒤늦은 개선보다 훨씬 낫다는 의미에서 연소불안정 전문가를 초기 개발단계부터 포함시켜야 할 것이다. 구미 선진국에서는 이 분야에 대한 연구가 1940년대 이후로 현재까지도 꾸준히 계속되어 많은 전문가 그룹이 형성되어 있으나 국내에서는 초보적인 단계이므로 이에 대한 꾸준한 연구를 통하여 많은 전문가와 데이터를 확보할 필요성이 있으며 이를 통하여 최종적으로는 instability-free motor를 개발하여 국내 유도무기의 성능 극대화를 이룰 수 있으리라 기대해 본다.

참고문헌

- 1) E. W. Price and G. A. Flandro, "Combustion Instability in Solid Propellant Rockets", AFOSR Report AD-A216-740, 1989
- 2) F. S. Blomshield, T. L. Jolley et al., "Pulsed Nonlinear Combustion Instability Program Overview", Joint Report KTA-11,

1991

- 3) F. S. Blomshield, "Historical Perspective of Combustion Instability in Motors", AIAA-2001-3875, 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2001
- 4) F. S. Blomshield, "Pulsed Motor Firings", Solid Propellant Chemistry, Combustion and Motor Interior Ballistics, Chapter 3.7 AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics Vol. 185, edited by V. Yang et al. 2000
- 5) F. E. C. Culick and V. Yang, "Prediction of the Stability of Unsteady Motions in Solid Propellants Rockets Motors", Nonsteady Burning and Combustion Stability of Solid Propellants, AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 143, edited by L. DeLuca, E. W. Price and M. Summerfield, 1992
- 6) L. A. Povinelli, "Particulate Damping in Solid-Propellant Combustion Instability" AIAA Journal, Vol. 5 No. 10, pp 1791-1796, 1967
- 7) R. W. Hermesen, "Aluminum Oxide Particle Size for Solid Rocket Motor Performance Prediction", Journal of Spacecraft, Vol. 18 No. 6, pp 483-490, 1981
- 8) G. A. Flandro, "Roll Torque and Normal Force Generation in Acoustically Unstable Rocket Motors", AIAA Journal, Vol. 2, No. 7, pp 1303-1306, 1964
- 9) C. L. Oberg, T. L. Wong et al., "Solid Propellant Combustion Instability Suppression Devices", AFRPL-TR-72-21, 1972
- 10) E. W. Price, "Combustion of Metalized Propellants", Fundamentals of Solid Propellant Combustion, AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 90, edited by K. K. Kuo and M. Summerfield, 1984
- 11) 강경택, 윤재건, "무연추진제 로켓 모터에서의 연소불안정해석", 대한기계학회 논문집, 제18권 제11호, pp. 3032-3038 1994
- 12) 윤명원, 강경택, "입자 감쇠효과를 이용한 고체 로켓 모터의 연소불안정 억제 연구", 한국항공우주학회지 제27권 제1호, pp 106-112, 1999