고성능 로켓노즐 및 추력기용 내열부품 현황

임성택* · 김중근* · 강윤구* · 김형원* · 김연철*

Perspectives on the Hot Components for Rocket Nozzle and Thrusters

Seongtaek Lim* · Jungkeun Kim* · YunKoo Kang* · Hyeongwon Kim* · Yeonchul Kim*

ABSTRACT

Rocket nozzle components and thrusters for next-generation solid rocket with variable thrust, and small uncooled liquid rocket thrusters are required to withstand ultra-high temperature upto 250 0℃. In this survey, the operationg environments are investigated with the suggeations of proper materials and their fabrication methods. Especially, It is suggested that Rhenium and other competative matrials are exploited to 2500℃ hot components, and thus needed to be developed.

초 록

추력조정이 유연한 차세대 고체추진기관 그리고 위성제어용 차세대 비냉각 액체엔진 소형추력기는 2500℃급의 가혹한 작동조건에서 비삭마, 내열 내산화와 같은 내구성을 가진 내열부품을 요구하고있다. 본 연구에서는 차세대 추진기관의 작동조건을 제시하고 그에 맞는 내열부품의 국내외 기술현황을 조사하였다. 또한 레늄(Re)을 기본으로하는, 고체 및 액체추진기관에 동시 적용이 가능한 2500℃급 초고온 장수명 추력기(thruster) 내열부품의 국내연구 필요성과 방향을 제시하였다.

Key Words: Rocket Nozzle(로켓노즐), Thruster(추력기), Variable Thrust(추력조정), Pintle(핀틀), DACS(위치,자세제어시스템), Rhenium(레늄), Iridium(이리듐), Tungsten(텅스텐)

1. 서 론

로켓 추진기관의 추력조정이 유연해지고 간단한 구조에 내구성까지 보증된다면 설계자는 부스트-선회-대기-부스트가 가능한 이상적인 로켓 비행체를 내놓을 것이다. 전통적인 고체추진기관에서는 boost- sustain 추력 프로파일을 갖는 그레인과 단순한 구조를 이용하여 상승과 비행에 각각 활용하였으나 추력이 엄밀히 제어되지 못한다. 최신의 미사일과 비행체는 추력방향제어(TVC)와는 별도로 추력을 밸브나 핀틀을 이용하여 조절하는 추력조정(variable thrust) 기술을 요구하고있다. 그러나 이 기술의 관건은 극한조건하에서 비삭마(non-eroding) 및 고온내구성(내산화 및 강도)을 갖는 내열부품이다. [1-2].

* 국방과학연구소 1기술-6부
연락저자, E-mail: LLst132@add.re.kr

상층(우주)에서 운동에너지 탄두(KW)를 기동시키는 위치 및 자세제어 시스템(divert and attitude control system: DACS)의 밸브와 추력기는 최대 2500℃, 2500psi의 극한조건에서 장시간(1분)동안 비삭마와 내구성을 가져야만 엄밀한 추력조정이 가능해진다. (Fig. 1) 미국에서는 최근까지 상층 미사일방어의 핵심기술로서 분류하여 2200℃이상에서 비삭마와 내구성을 갖는 물질과 재료를 찾고잇다. [1-4].

Fig. 1 Hot gas valve and thruster in DACS

한편 THAAD, SM-3 부스터의 경우 all-boost 추력이 요구되며 이는 노즐목이 지속적으로 삭마된다면 불가능하게 된다. [4,5].

액체로켓 엔진의 최근 연구 동향은 기존의 필름냉각을 배제, 축소하여 효율과 성능을 증대시키는 것이며, 이의 전제조건 역시 4000°F (2200℃) 급 내열, 내산화 부품이다. 위성체 자세제어 또는 원지점 로켓에 사용되는 기존 복사냉각형 액체로켓 추력기의 경우, 산화손실을 억제하기위해 Nb/Silicide 재료로 설계하지만 최대 작동 온도가 벽면온도 1400℃로 제한되어 대규모 필름냉각이 필요하며 연료의 40%가 소모되고 비추력 감소가 불가피하다. 따라서 최근에는 효율적인 추력기 설계를 위해 최고수준의 내열금속인 Re 기지에 최고의 내산화 금속인 Ir을 코팅하고, 추가적으로 HfO와 같은 산화방지 세라믹을 코팅하므로서 결국 적층형태 조합 (**Re/Ir/HfO_2**)으로 설계, 내산화 내열온도를 2200℃, 작동수명을 수십시간 대로 증가시키고있다. [6-8].

이상에서 살표본 바와 같이 로켓 노즐과 추력기의 작동조건(온도, 압력 및 시간)은 점차 가혹해지고 있다. 본 연구에서는 고체 및 액체추진기관에 동시 적용이 가능한 Re계, 세라믹 2500℃급 극고온 내열부품의 개발 현황과 소요기술에 대해 논하였다.

2. 로켓 연소환경 및 적용재료

2.1 적용재료의 열역학적 검토

로켓 연소환경 또는 극초음속(hypersonic)조건에서 재료의 열화는 주로 고온산화(oxidation) 기구에 의한다. 따라서 새로운 산화저항성을 갖는 재료의 선정은 열역학과 속도론에 근거한다. Figure 2.는 주요 고융점 금속과 그 산화물의 평형 산소분압 P_{O2} 를 온도별로 나타낸 것이다. 동시에 주요 추진기관과 극초음속 환경을 4000~6000°F 4그룹으로 구별하여 나타냈다.[9].

예를들어 4000°F(2200℃)이하에서 시간단위 비행을 하는 극초음속 비행체(리딩엣지, 흡입구) 환경에서는 이리듐(Ir)만이 모든 환경에서 산화되지 않는다. 산화포텐셜이 비교적 낮고 Al이 함유되지 않고 온도가 4000°F(2200℃) 이하의 Solid DACS 조건에서는 Re의 무난하다.

Al이 함유되지 않고 온도가 5000°F(2800℃) 이하에서 60초급 연소되는 부스터 조건에서는 Re이나 C/SiC로는 부족하며, ZrN/ZrC복합재가 적절하다. 6000°F(3300℃)이하에서 60초급 연소되는 고Al함량의 추진제의 부스터 환경에서는 열역학적 검토와 융점을 감안, TaC 또는 부분적으로 W가 가능하다. 마지막으로 6000°F(3300℃)이상에서 60초급 연소되는 하이브리드 조건에서는 현재로서 적용가능한 내열재료는 없는 실정이다.

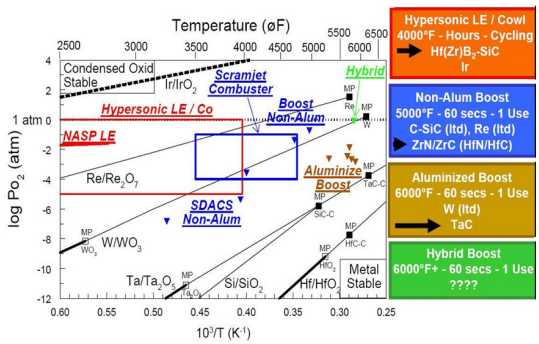

Fig. 2 Metal-Oxide equilibrium, and hypersonic and rocket propulsion environments.

2.2 레늄(Re)계 내열부품

로켓 설계자들은 현단계에서 극고온과 고압의 로켓 연소조건하에서 형상을 유지하므로서 로켓의 성능과 수명을 증가시킬 수 있는 재료로서 레늄(Re)를 고려하고있다. 레늄(Re)은 2200℃에서 약 50MPa정도의 인장강도를 갖는 유일한 금속이다. Figure 3은 주요 금속과 내열복합재의 사용한계를 개략적으로 표시한 것이다. Re의 내열온도는 기존의 W, C/C보다 높고, 일부 고융점 탄화물 보다 낮다.

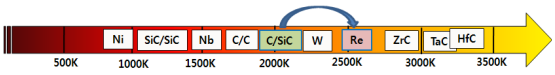

Fig. 3 Upper-limit of high temperature materials

레늄은 다른 내화금속에 비해 비교적 높은 연성을 가져 성형성이 비교적 우수하다. 또한 연성-취성 천이온도(DBTT)가 낮아 열충격저항성이 높다. 그러나 Re의 산화 저항성은 다른 내화금속처럼 낮다. 따라서 산화저항성이 큰 이리듐(Ir)을 코팅하여 Re의 과도한 산화로부터 보호한다. 또한 가공 경화율이 높아 냉간가공성이 크게 제약되어 다루기 매우 어려운 금속이다. [7,8].

Re부품 제조는 특유의 난성형성 때문에 고밀도를 얻기가 매우 어려우므로 **CVD**(chemical vapor deposion), **PM**(powder metallurgy), **HIP**(hot isostatic pressing)을 (조합하여) 적용한다. **Ultramet**사가 주축이된 CVD법은 다층의 Re 결정성장과 열처리로서 두께 2mm의 실린더 구조를 제작하며 결함없는 미세구조 구현이 관건이다. Oxide(HfO_2, ZrO_2) 코팅은 열충격과 열싸이클링에 부착력이 유지되도록 코팅한다. 경량화와 내열성능 개선을 위해 C-C위에 Re을 복합코팅을 하기도한다. **Rhenium Alloy Inc.**를 주축으로하는 PM법은 특허화된 Re구형분말과 HIP을 조합하여 99%이상의 밀도를 구현한다. [9].

2.3 C/SiC 내열복합재

미국의 Re기술에 상응하게 프랑스 Snecma는 고품위 Novoltex TM C/SiC 내열복합재를 이용하여 2500℃급 핀틀 추진기관에, 그리고 DACS용 핫개스밸브에 적용한 사례를 보고하고있다. 일반적으로 C/SiC의 내열온도는 1800℃이하로 아려져 있지만, 산소 침입에 의한 매트릭스 균열을 억제하기 위한 코팅과 고밀도화 공정을 통해 내열온도를 크게 증가시켰다. 기술적 접근이 매우 어렵지만, 경량성과 높은 내열온도 때문에 미래 극한 온도 재료로서 매우 유망하다.

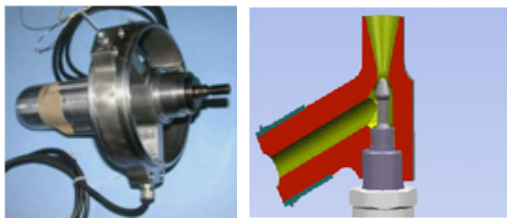

Fig. 4 Pintle ass'y and hot gas valve, Snecma.

3. 고체 추진기관용 내열부품과 제조

3.1 고성능 부스터 적용기술

최신의 전술 부스터는 성능 극대화를 위해 작동압력과 온도가 높은 고 Al함량 추진제를 사용하므로 추력 저하를 방지하기 위해서는 비삭마성 노즐목 재료를 사용하여야한다. 작동온도 3300℃, 압력 3000psi, 시간 60초가 최악의 조건으로 예상되며 기존 텅스텐계 보다는 개량된 텅스텐, TaC, 세라믹의 출현이 필수적이다. [4].

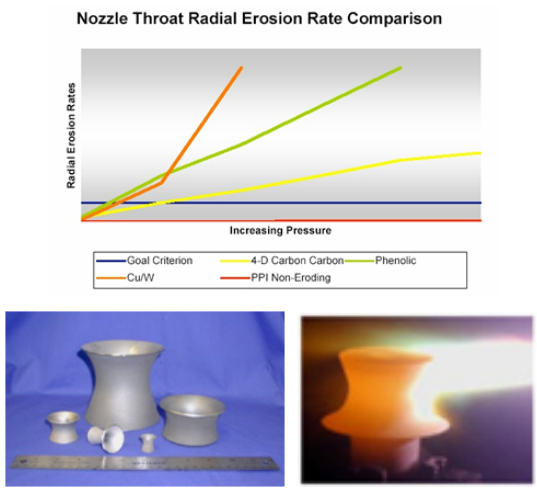

Fig. 5 Non-eroding nozzle throat in PPI.

Figure 5는 plasma Process Inc. 사에서 제시하는 노즐목 삭마 자료로서 VPS(vacuum plasma spray)법으로 현재 수준의 텅스텐-구리나 4D C/C보다 삭마저항성이 월등히(x40) 큰 Re/W-Re 적층재를 보고하고있다. ACR사는 융점이 3800℃로 매우 높지만 취성이 강한 TaC를 PM법으로 제조하여 2"노즐목으로 고Al함량 추진제 조건에서 시험하여 0.1 mil/sec의 낮은(4D C/C의 1/20) 삭마율을 보고하였다.[5].

Figure 6.는 국과연에서 End-burning 모타를 이용한 재료시험 결과이다. 장시간 연소하면서 연소 종료시까지 일정 추력이 유지되어야 하는 경우에는 기존의 어블레이션 내열재로 된 노즐목은 과대 삭마로 임무시간 동안 추력이 점차 감소하므로 텅스텐 계열의 비삭마성 재료를 적용하여야한다. 가까운 미래에는 W-Re-HfC계가, 중장기적으로는 TaC, HfC/HfC복합재 등으로 발전할 것으로 예상된다.

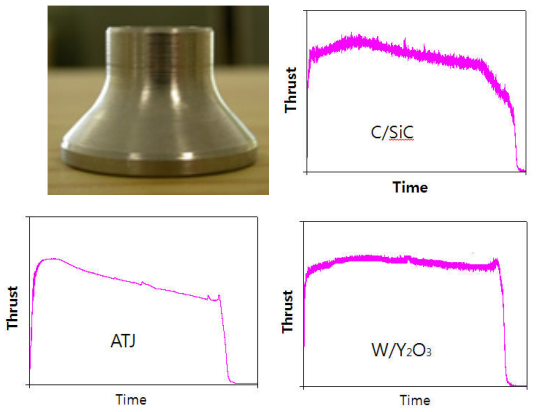

Fig. 6 Thrust modulation by W nozzle liner

3.2 추력조정용 내열부품

Figure 7은 SM-3 KV의 SDACS 부품을 나타낸다. CVD(chemical vapor deposition)법에 의해 제조한 Re 추력기와 C/C에 Re코팅한 밸브를 나타내고있다. Re는 매우 고가이므로 NNS(near net shape)에 의한 제작비 절감을 위해 다양한 시도가 이루어지고있다. 적층속도가 빠른 VPS, PVD, 레이져 분말성형(LAM), PIM 등의 혁신적 제조법들이 제안되고있다.

Fig. 7 SDACS parts made of Rhenium

Figure 8.과 같이 연소실 내부의 핀틀을 조정하여 고체추진기관의 추력을 임의로 조절할 수 있는 핀틀 추진기관은 비행체 기동의 유연성을 극대화하는 중요 기술이다. 극한조건 (고온, 고압, 고유동)에 대한 Pintle의 형상과 위치를 제어하려면 핀틀과 노즐의 내삭마성이 우수하여야한다. 따라서 Re계 합금, Re코팅/C-C 등의 내열합금과 복합재화, 코팅기술 개발이 필요하다. [2].

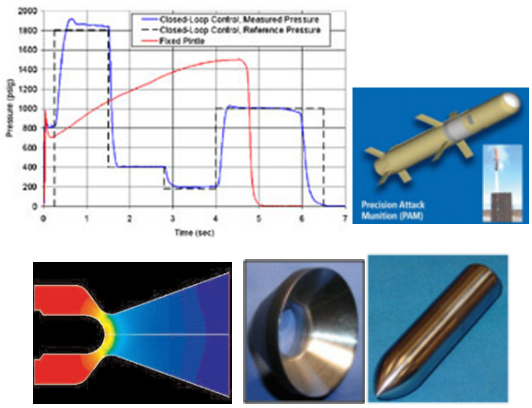

Fig. 8 Variable thrust by pintle rocket

4. 소형 액체엔진 추력기용 내열부품

1979년 이후 CVD(Chemical vapor deposition)에 의해 레늄(Re)으로된 액체로켓 연소실을 제작하여왔다. 1986년부터는 레늄 챔버를 고온산화로부터 보호하기 위해 이리듐(Ir) 을 역시 CVD으로 코팅하는것을 시작하였다. 90년대 중반부터 NASA LeRC는 22-440N의 Re/Ir/oxide 액체추력기를 개발하여 (Fig. 9) 시간 단위의 장수명과 성능개선 효과를 이루고있다. Ir의 적용은

2200°C에서 챔버가 장시간 작동하는것을 가능하게하여 비추력을 5%까지 증가시킨다. 이후 CVD Ir/Re 챔버는 NTO/MMH 및 O_2/H_2 bipropellant 조건하에서 누적시간 200시간 까지 성공적으로 연소시험되었다. 이후에는 레늄을 PM으로 성형하고 이리듐을 전착(electro-deposition, ED)하여 완성하기도한다. 챔버의 수명과 설계 안전여유를 증가시키위해 계속적으로 새로운 제조법들이 제시되고있다. [7].

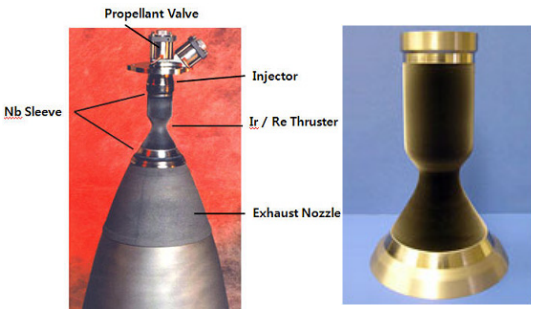

Fig. 9 Rocket engine and oxide/Ir/Re Thruster

5. 국내 기술 현황 및 결언

국내의 경우 2200℃ 내열부품은 물론, 1400℃의 Nb계 연구도 전무한 실정이다. 내열온도 1,000℃ 를 목표로 초합금(Ni계)에 열차폐(TBC) 코팅하는 연구수준이다. 국과연 소재개발부와 추진기관부에서 텅스텐이나 텅스텐구리 복합체 제조와 시험평가 경험을 보유하고있다. 또한 고체로켓 노즐용 C/C 기술을 보유하고있으며 C-SiC 기술 개발을 시도하고있다.

내열부품 시험평가 능력 분야에서는 항공우주연구소에서 소형 추력기 시험에 적합한 Mono-propellant (Hydrazine) 연소기 설계 제작 기술 일부를 보유하고있다. MMH/N2O4계는 무기체계에 많이 적용되나 국내 적용예는 없다. 60초급 장기연소 고체 추진기관 설계능력은 국과연 추진기관 부에서 보유하고있다.

미국 국가 로켓기술을 2010년 까지 2배로 늘리겠다는 IHPRPT (Integrated High Payoff Rocket Propulson Technology) 계획은 미사일방어(MD) 사업과 맞물려 극고온 내열부품 기술을 진 일보시키고있다. 금속과 세라믹을 망라한 극고온재료, UHTM (ultra-high temperature material)는 주요한 국가 기술개발과제중의 하나이다. 국내에서도 Re, 내열 세라믹복합재에 관하여 집중적으로 연구개발할 시점에 온 것으로 판단되는 바, 기술과 장치 면에서 강점을 가진 기관 또는 업체와 연계하여 민군 겸용으로 진행한다면 큰 시너지 효과를 얻을 것으로 기대된다.

참 고 문 헌

1. John Napior Victoria Garmy, "Controllable Solid Propulsion for Launch Vehicle and Spacecraft Application", AIAA-2006-951.
2. Ostrander, M. J., "Pintle Motor Challenges for Tactical Missiles", AIAA 2000-3310.
3. Coon, J. and Yasuhara, W., "Solid Propulsion Approaches For Terminal Steering", Aerojet, AIAA 93-2641.
4. Hickman, R., McKechnie, T., "Material Properties of Net Shape, Vacuum Plasma Sprayed Re and W", AIAA 2003-5236..
5. Patterson, M. C. L., "Advanced Tactical and Boost Nozzle Materials", AIAA 2005-4497
6. Schoenman, L., "4000°F Materials for Low Thrus Rocket Engines", AIAA 93-2406.
7. Reed, B.D. and Schneider, S. J., "Testing of Wrought Iridium/CVD Renium Rocket", NASA TM 107052, Dec. 1996.
8. Leonhardt, T., "Rhenium Alloys Advances PM Use of Scarse Refractory Metals", MPR, Oct. 2001.
9. Opeka, M. M., Talmy, I. G. and Zaykoski, J. A., "Oxidation-based Materials Selection for 2000℃+ Hypersonic Aerosurfaces", J. Materials Science, 39, 2004, pp.5887-5904.