

적외선(IR, Infrared) 신호가 감소된 고체추진제 개발

이종섭* · 임유진* · 박의용* · 한혁섭*

The Study of Solid Propellant to Reduce Infrared Signature

Jongseop Lee* · Yoojin Yim* · Euiyong Park* · Houkseop Han*

ABSTRACT

In this paper, a study of solid rocket propellant formulation is performed to suppress plume and reduce IR(infrared) signature which occurs in propellant combustion. The solid propellant to enhance the stealthy ability was formulated in terms of the kinds and the effects of afterburning suppressant on the ballistic performance and the amount of primary smoke. In addition, substantial decrease in plume and IR signature is confirmed by static firing test by a 4 inch standard motor.

Key Words: Solid Rocket Motor, Infrared Signature, Plume, Afterburnig Suppressant

1. 서 론

유도탄이 비행하면서 발생하는 배기 화염은 로켓 모터 추진제 연소시 발생하는 연기(Smoke)와 후연소(Afterburning) 반응으로 생성된 플룸(Plume)으로 구분할 수 있다. 이 배기 화염은 추진제의 화염 온도, 기체 성분 그리고 대기와의 2차 연소 등에 의하여 다량의 적외선이 방출되어, 유도탄의 발사 위치나 비행궤적을 쉽게 노출시킴으로써 소기의 목적을 달성하지 못할 수 있다[1-4]. 고체추진제 연기는 고체 산화물에 의한 1차 연기와 수증기의 응축에 의해 만들어지는 2차 연기로 분류된다. 특히, 2차 연기의

경우 대기 중의 수증기와 산성 배기가스의 결합으로 발생하게 된다. 추진제의 연소에 의하여 생성된 HCl, HF 등의 산성 기체가 대기 중의 수증기 용해도를 감소시켜 대기과 수증기, 산성 기체 간의 새로운 평형을 형성하여 대기 중에 용해되어 있던 수증기를 물방울 형태로 응축시켜 2차 연기를 형성하게 한다. 이러한 연기등급은 NATO의 산하 기관 중 하나인 AGARD (Advisory Group for Aerospace Research and Development)에서 정의하여 세계적으로 이용되고 있다[5,6].

고체 산화물에 의한 1차 연기는 추진제 원료 중에 금속성분을 배제하면 방지할 수 있으며, 2차 연기는 할로겐 원소에 의해 발생하는 것이므로 추진제 원료 성분에서 염소나 불소와 같은 원소를 배제하면 줄어든다[7-9]. 로켓 노즐의

† 2013년 10월 10일 접수 ~ 2013년 12월 17일 심사완료

* 정회원, (주) 한화

연락처, E-mail: skill902@hanwha.com

후미에서 후연소 반응에 의해 발생하는 플룸에서 물질의 이온화 및 전자 방출을 하여 다량의 적외선이 방출된다. 이러한 플룸 감소를 위한 방법으로 노즐 출구의 화염온도 감소, 비행속도 증가, 추진제 질량유속 감소 그리고 추진제에 금속 첨가제를 사용하는 방법이 있으며, 이중 가장 활발히 연구되고 있는 방법이 금속 첨가제를 사용하는 것이다[10-13].

금속 첨가제의 후연소 반응 억제 메커니즘은 산화반응에 필요한 활성화된 분자들을 반응에 참여하지 못하도록 제거하는 것으로 여러 종류의 금속이 사용되는데, 그 중에 칼륨이 가장 효과적인 것으로 알려져 있다. 금속연료 및 할로겐 원소 성분이 거의 없는 복기 추진제에 후연소 반응 방지제로 K_2CO_3 , KNO_3 , K_2SO_4 가 적용된 사례가 있다[8, 9]. 후연소 반응 방지제는 추진제 무게 기준 약 2% 이하를 사용하며, 적용 시 비추력이 낮아지는 단점이 있고, 연소 특성을 크게 변화시키는 경우도 있다.

본 연구에서는 AGARD 기준으로 연기등급은 1차 및 2차 연기 모두 A등급인 추진제를 기본으로 하여 중적외선 영역대의 IR Intensity를 감소시키고자 후연소 반응 억제제를 적용한 고체 추진제 개발을 수행 하였다. 또한, 개발한 추진제를 적용한 추진기관을 지상연소시험 하여 연소특성 및 IR 방출 신호를 파악하고, 이 때 획득한 영상 비교를 통해 후연소 반응 억제제가 미치는 효과를 고찰하였다.

2. 실 험

2.1 추진제의 조성 및 제조

추진제 원료의 기본 구성은 Table 1에 나타낸 바와 같이 산화제로 나이트라민계 물질을 58.4%, 나이트레이트계 고에너지 가소제를 29% 사용하였다. 연소 안정제로 ZrC를 0.5% 적용하면서 후연소 방지 물질로는 K_2SO_4 를 1.1% 사용하였다. 추진제 바인더로는 PEG(Polyethylene Glycol) 폴리머로 다중의 아이소시아네이트 반

응기(-NCO)를 가진 경화제와 함께 사용하였고, 그 함량은 8.1%이었다. 정해진 혼합공정에 따라 혼합기로 제조된 미경화 추진제는 원하는 4인치 표준모타 및 시료 상자에 주조하고 50°C 항온기에서 10일 간 경화시켜 고체 추진제를 제조하였다.

Table 1. Base Formulation

Ingredient	Weight %
PEG Polymer	8.10
Nitrate Plasticizers	29.00
Nitramine Oxidizers	58.40
ZrC	0.50
K_2SO_4	1.10
Additives	2.90

2.2 연소속도 측정

고체 추진제로 직경이 6 mm이고 길이가 110 mm인 시료를 만들어서 외부에는 측면 연소를 방지하기 위하여 시료의 외부에 난연제를 도포한 후 건조시켜 시료를 제작한다. 준비된 시료를 스트랜드 버너의 시험 위치에 넣고, 기체 질소로 원하는 압력으로 조절한 후에 연소시켜 기록된 연소 시간과 거리를 측정하여, 추진제의 연소속도를 구하였다. 이때 연소실의 조건은 20°C에서 4.1, 5.5, 8.3, 10.3 MPa의 4가지로 변화시켜가며 연소 시험하였다.

2.3 지상연소 시험 및 IR 측정

개발된 추진제의 성능 평가 및 IR 계측을 위하여 4인치 표준모터를 이용하여 지상연소 시험을 수행하였다. 압력 및 추력 계측은 Dynisco社 G831 압력계와 Visaay 회사의 BLH Loadcell를 이용하여 계측 하였으며, 측정 데이터는 NI社의 PCX-850과 Labview를 이용하여 해석하였다. 그리고 로켓 모터 플룸의 IR 신호 계측 및 분석을 위하여 ABB 회사 MR304LN 분광기를 사용하였다. Table 2는 표준모터의 제원을 나타낸 것이다.

Table 2. The Specifications Of The Standard Motor

구 분		4" 표준모터
추진제 그레인	총길이(mm)	188
	외경(mm)	102.3
	내경(mm)	68.3
	무게(kg)	1.41
노즐	목/출구 직경(mm)	17.0/67.3

IR 계측은 특정 지점에 발생하는 과장별(3~13 μm) 신호 강도를 파악하여 후연소 방지제가 없는 추진제와 있는 개발 추진제를 비교 분석하였다. 분광기로 계측된 데이터는 HITRAN(High Resoulution Transmission)를 이용하여 분석하였다. 아래 Fig. 1은 IR 계측 시스템을 나타낸 것이다.

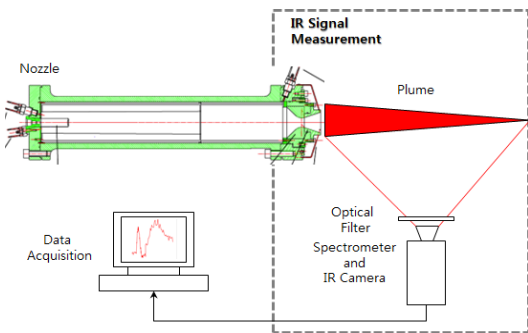


Fig. 1 IR Spectrum Measurement System.

3. 연구 결과 고찰

3.1 연소 기체 성분 분석 및 연기 등급

AGARD에서 정한 연기 등급은 미국 NASA에서 개발한 CEA(Chemical Equilibrium with Application)[14, 15] 프로그램에 의해 계산된 추진제의 연소 생성물을 근거로 하여 산출한다. Table 1의 추진제 조성을 추진기관에 적용하여 연소시킬 때 표준 조건(연소실의 압력은 7 MPa, 노즐 출구의 압력은 0.1 MPa)에서 CEA에 의해 계산된 노즐 출구에서의 주요 연소 생성물을

Table 3에 정리하였다.

Table 3. Combustion Products Of Base Propellant

Products	Mole Fraction at Nozzle Exit
CO	0.28446
CO ₂	0.11988
H ₂	0.23713
H ₂ O	0.12817
N ₂	0.22572
K ₂ CO ₃	0.00109
Pb	0.00018
ZrO ₂	0.00111

AGARD 규정에 의하면 2차 연기 등급은 H₂O, HCl, 그리고 HF성분에 의해 정해지는 것으로, 2차 연기 등급 기준 값인 AGARDS가 90% 이상이면 A등급으로 즉, 2차 연기가 없는 것으로 판단한다. 연소 생성물에서 HCl과 HF가 없는 경우에는 H₂O의 몰분율이 0.6 미만이면 AGARDS가 90% 이상으로 A등급이 되는데, Table 3의 성분으로 판단하면 AGARDS = 97.8%이므로 A등급에 해당되어 2차 연기는 발생하지 않는 것으로 평가된다.

1차 연기의 판단은 노즐 출구 생성물 중 액체나 고체로 구성된 성분으로 계산하는데, Table 3에서 이에 해당되는 물질은 K₂CO₃, Pb, 그리고 ZrO₂이다. AGARD에서 규정된 1차 연기 등급 지수는 AGARDP로서 다음의 식으로 표현된다[5, 6].

$$AGARDP = 1 - \exp\{-\sum(\%M_{pi}N_i/SG_i)\}$$

여기서 기호 i는 액체나 고체 성분 수를 의미하고, %M_{pi}는 i성분의 중량백분율, N_i는 i성분의 광학적 투과도, SG_i는 i성분의 비중이다. Table 3의 액체 및 고체 성분 세 종류에 대하여 이 식으로 계산하면 AGARDP = 0.322가 된다. AGARDP가 0.35 이하이면 연기가 없는 A등급이므로 이 추진제는 A등급에 해당된다. 그리고 0.35 < AGARDP ≤ 0.9이면 B 등급으로 일차 연기가 다소 존재하는 것으로, AGARDP > 0.9 이면 C등급

으로 1차 연기가 매우 많은 것으로 평가된다.

일반적으로 ZrC가 없을 경우에는 연소 불안정 현상이 발생하므로 고체추진제에 0.5% 이상은 사용하고 있으며, 후연소 방지제도 2% 이내로 사용하는 것이 일반적이지만, 일차 연기 등급이 A가 되는 적절한 함량을 분석 하기위하여 ZrC의 함량을 0, 0.5, 그리고 1.0% 인 경우에 대해 K_2SO_4 의 함량 변화에 따른 AGARDP를 계산하여 Fig. 2에 도시하였다.

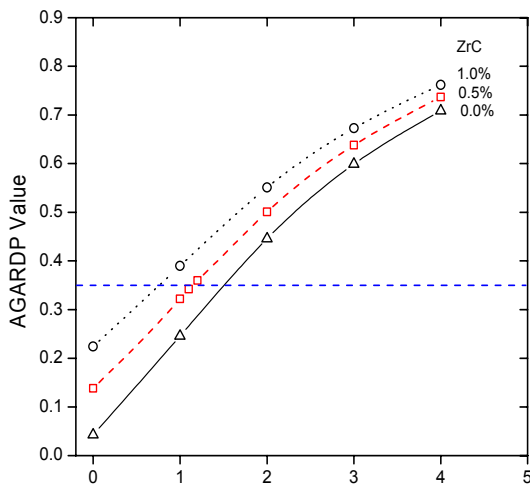


Fig. 2 AGARDP With ZrC And K_2SO_4 Content

고체나 액체 물질의 연소 생성물로 변하는 ZrC 및 K_2SO_4 의 함량이 증가할수록 AGARDP의 값이 증가하는 것을 Fig. 2에서 알 수 있으며, ZrC를 0.5% 사용하는 추진제에서 K_2SO_4 가 1.1%이면 AGARDP = 0.342로 계산되었다. 따라서 Table 1의 추진제 조성에서 K_2SO_4 의 함량은 1.1% 이하로 유지해야만 AGARD 기준 일차 연기 등급이 A가 됨을 알 수 있었다. 또한 ZrC 미적용 추진제에서는 K_2SO_4 가 1.5% 이하, ZrC가 1.0% 적용된 추진제에서는 K_2SO_4 가 약 0.7% 이하인 조건에서 일차연기가 A등급으로 확인되었다.

3.2 후연소 방지제의 함량과 추진제 특성

후연소를 방지하기 위해 K_2SO_4 를 첨가할 경우 추진제의 조성이 변하기 때문에 특성에도 변화

가 발생한다. 추진제 특성 중 가장 중요한 항목인 비추력, 밀도 및 연소 속도를 고찰해 보았다. Table 1의 기본 조성으로 구성된 추진제에서 K_2SO_4 의 함량이 5%까지 증가될 경우에 이론적인 비추력 및 밀도 변화를 Fig. 3에 도시하였다.

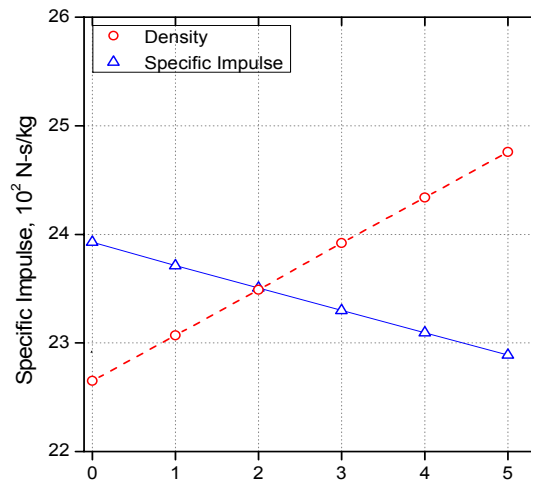


Fig. 3 Effect Of K_2SO_4 Content On The Specific Impulse And Density

K_2SO_4 의 함량 증가에 따라 추진제 성분 중 니트라민계 산화제의 함량이 증감되는 조성으로 계산된 결과이다. 즉, 추진제 조성에서 K_2SO_4 와 니트라민계 산화제의 함량을 59.5% 일정하게 유지하였다. K_2SO_4 가 없을 경우에 비추력과 밀도는 2392 N-s/kg 및 1.667 g/cc이었고, K_2SO_4 가 5%인 추진제는 2289 N-s/kg 및 1.688 g/cc 이었다. K_2SO_4 의 함량 증가에 따라 비추력은 선형적으로 감소하고 추진제의 밀도는 선형적으로 증가하는 것을 알 수 있다.

추진제 조성에서 K_2SO_4 의 함량을 0~3% 변화 (K_2SO_4 와 니트라민계 산화제 합은 일정)시키면서 추진제를 제조하여 스트랜드 버너로 측정된 연소속도와 압력지수(압력변화에 따른 연소속도 변화)를 Fig. 4에 도시하였다. 추진제의 연소속도는 K_2SO_4 의 함량이 1%에서 약간 증가하는 경향을 보였으나 대체로 8.1~8.7 mm/s(@7 MPa) 범위를

를 벗어나지 못하는 것으로 측정되었다.

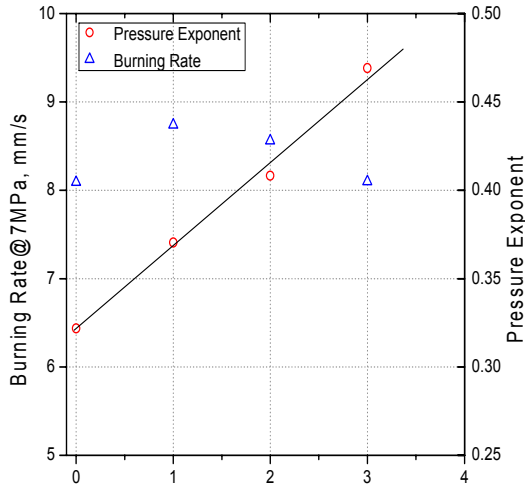


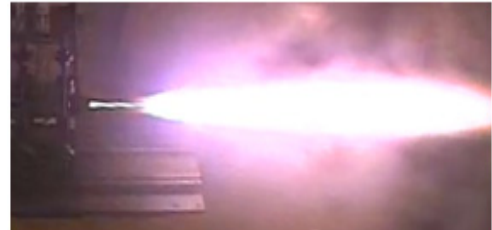
Fig. 4 Effect Of K_2SO_4 Content On The Burning Rate And Pressure Exponent

그러나 4.1~10.3 MPa 압력구간에서 측정된 압력지수는 K_2SO_4 의 함량이 증가하면서 증가하는 것으로 나타났다. K_2SO_4 가 없을 경우 압력지수는 0.32이었는데, K_2SO_4 가 3%인 추진제는 0.47이었다. 복기 추진제에서는 K_2SO_4 가 존재하더라도 추진제의 연소 속도에 미치는 영향이 거의 없는 것으로 발표되어 있으나[8], 본 연구에서는 K_2SO_4 의 함량 증가에 의해 압력지수가 증가하는 현상이 나타났다. 이것은 니트라민계 산화제가 주성분인 고체 추진제에서는 K_2SO_4 가 연소 메카니즘에 영향을 미치지 때문인 것으로 판단된다.

3.3 지상 연소 시험 결과

K_2SO_4 의 첨가 유무에 따른 플룸 및 IR Intensity를 확인하기 위하여 4인치 표준모터에 원공형 추진제 그래인을 충전하여 지상연소시험을 실시하였다. 연소시험 중 촬영한 사진을 Fig. 5에 나타내었다. Fig. 5의 사진 (a)는 K_2SO_4 가 적용되지 않은 추진제의 것이고, 아래 사진 (b)는 K_2SO_4 가 1.1% 적용된 개발 추진제이다. Fig. 5에서 볼 수 있듯이 위 사진은 노즐 후방부에 후연소로 발생하는 약 2 m이상의 플룸

이 존재하였으나, 아래 사진에서는 후연소로 인한 플룸이 전혀 보이지 않는 것을 알 수



(a)



(b)

Fig. 5 Exit Plume Photos Of Propellants Without(a) And With(b) K_2SO_4

있다. 따라서 복기 추진제에서 효과적인 후연소 방지제인 K_2SO_4 가 복합형 고체 추진제에서도 매우 우수한 효과를 나타내는 것으로 확인되었다.

IR Intensity 비교 그래프는 Fig. 6에 나타내었다. IR 신호는 분광기에서 측정된 전압 단위를 단위면적당 광량인 Irradiance($W/cm^2/\mu m$)로 변환하고 두 종류의 추진제에 대해 저감도를 비교하였다. 저감도 계산은 $100 * (\text{기존추진제} - \text{개발추진제}) / \text{기존추진제}$ 방식으로 계산하였다. Fig. 6에서 나타낸 바와 같이 기존 추진제 비해 K_2SO_4 가 적용된 개발 추진제는 파장 범위가 9~13 μm 를 제외한 전 영역에서 상당한 저감 효과를 확인할 수 있었다. 두 종류의 추진제에 대하여 각각 3번의 실험을 수행한 것인데, 파장이 9~13 μm 범위인 경우, 신호 자체가 거의 발생하지 않는 영역이기 때문에 저감도가 낮게 평가되는 것으로 생각된다. 특히, 4~5 μm 파장 영역대의 IR 신호는 다른 파장 대역 보다 강한테 이는 CO_2 의

Emission/Absorption Band로 파악된다. 측정된 전 파장의 신호를 적분하여 비교한 총 저감율은 최소 92%이상이므로 IR 신호가 상당히 저감 되었다는 것을 알 수 있었다.

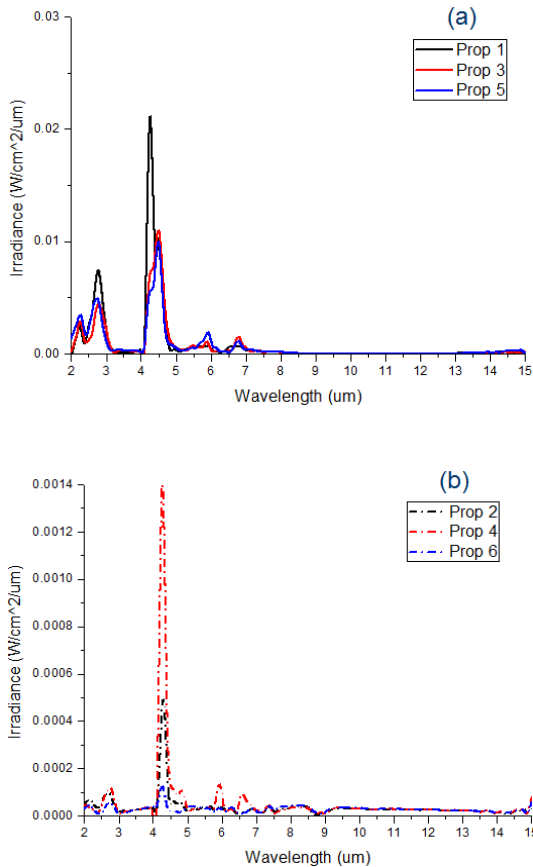


Fig. 6 IR Signature Of Propellants Without(a) And With(b) K₂SO₄

4. 결 론

고체 추진제의 플룸을 억제하기 위하여 후연소 방지제로 K₂SO₄를 적용하고, 추진제의 각종 특성 및 후연소 반응에 미치는 영향을 고찰하였다. K₂SO₄의 함량이 증가하면 비추력의 감소하고 압력지수는 점차 증가하며, 1차 연기의 발생량도 증가하는 것을 확인할 수 있었다. AGARD

기준으로 일차연기가 A등급에 부합하려면 연소안정제인 ZrC가 0.5% 적용된 무연계 추진제 조성에서는 K₂SO₄를 1.1% 이하 사용해야 하는 것으로 분석되었다. 또한 추진기관의 연소시험에 의해 K₂SO₄이 적용된 추진제의 후연소 반응이 크게 감소함을 알 수 있었다. 또한, IR 신호는 측정된 전 파장 영역에서 저감률이 92% 이상이 된다는 것을 확인 하였다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소의 산학연 주관 과제인 “스텔스 기능을 가진 고체 추진제 연구”로 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

- [1] Ludwig, B., Malkmus, W. and Walker, J., “The Standard Infrared Radiation Model,” 16th AIAA Thermophysics Conference, Palo Alto, CA, USA, AIAA 81-1051, 1981
- [2] Calhoun, Jr. W.H. and Kenzakowski, D.C., “Flowfield and Radiation Analysis of Missile Exhaust Plumes Using a Turbulent-Chemistry Interaction Model,” 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Huntsville, Alabama, USA, AIAA 2000-3388, 2000
- [3] Oian, L., Zaidi, S.H., and Miles, R. B., “Narrow Linewidth Potassium Imaging Filter for Near Infrared Detection of Missile Plumes,” 43rd AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA, AIAA 2005-825, 2005
- [4] US Pat. 6,958,813, “Plume Detector,” 2005
- [5] AGARD in NATO, Propulsion and Energetics

- Panel Working Group 21 on Terminology and Assessment Methods of Solid Propellant Rocket Exhaust Signatures, AGARD-AR-287, 1993
- [6] STANAG 6016 (Edition 1), NATO, Solid Propellant Smoke Classification, 1996
- [7] Prigent, G., Plume, Signal Interference and Plume Signature, Chapter 5 in Solid Rocket Propulsion Technology, edited by Alain Davenas, Pergamon Press, 1993, pp. 193-213.
- [8] Kubota, N., Propellants and Explosives, 2nd ed., Wiley-VCH, 2006, pp. 177 -359.
- [9] Sutton, G.P. and Biblarz, O., Rocket Propulsion Elements, 8th ed., John Wiley & Sons, Inc, 2010, pp. 512-514.
- [10] Jensen, D.E. and Webb, B.C., "Afterburning Predictions for Metal-Modified Propellant Motor Exhausts," 11th AIAA/SAE Propulsion Conference, Anaheim, CA, USA, AIAA Paper No. 75-1232, 1975
- [11] Miller, E., Smokeless Propellants, Chapter 15 in Fundamentals of Solid Propellant Combustion, edited by K.K. Kuo and M. Summerfield, Vol. 90 Progress in AIAA, 1984
- [12] Miller, E. and Mitson, S., The Suppression of Afterburning in Solid Rocket Plumes by Potassium Salts, AFOSR-83-0358, 1984
- [13] Hudson, M. K., Shanks, R.B., Snider, D.H., Lindquist, D.M., Luchini, C., and Rooke, S., "UV, Visible, and Infrared Spectral Emissions in Hybrid Rocket Plumes," University of Arkansas at Little Rock, International Journal of Turbo and Jet Engines, Vol. 15, 1998, pp. 71-87.
- [14] McBride, B.J. and Gordon S., Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, II. User Manual and Program Description, NASA RP-1311-II, 1996
- [15] Gordon S. and McBride, B.J., Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, I. Analysis, NASA RP-1311, 1994