

# 하이브리드 로켓의 연소기술동향 분석

김 용 모(한양대학교), 윤 명 원, 김 윤 곤(국방과학연구소)

## ABSTRACT

Recently, there have been many research efforts to improve the fuel regression rate in the hybrid rocket engines. In the present study, the ongoing research and development of the next generation hybrid rocket engine are systematically reviewed. The detailed discussions have been made for the innovative combustion technologies including the vortex hybrid rocket engines, cryogenic solid propellant hybrid rocket engine, and the gas generator hybrid rocket engines.

### I. 서론

기존의 고체 및 액체 로켓에 비하여 하이브리드 로켓은 연소 안정성, 엔진 운전 그리고 고체연료 취급상의 안전성에 있어서 많은 이점을 가지고 있다. HTPB(hydroxyl-terminated polybutadiene)같은 순수고체연료는 상온에서 불활성이며 제작, 보관, 수송 그리고 연료의 장전에 있어서 충분한 안전성이 보장되어 있다. 또한 하이브리드 로켓은 엔진의 추력 조절, shutdown 및 restart를 산화제의 유량을 조절함으로써 용이하게 조절할 수 있다. 하이브리드 모터의 이러한 이점들 때문에 로켓의 제작과 발사에 있어서 기존의 추진시스템에 비하여 훨씬 경제적인 것으로 예상되고 있다. 그러나 기존의 하이브리드 모터는 고체 로켓에 비하여 아주 낮은 고체연료 regression rate 와 저 연소효율을 가지는 결점을 가지고 있다. 낮은 regression rate로 요구되는 추력을 발생시키기 위해서는 연료유량의 증가를 위해 고체연료 그레인에 다수의 연소포트를 만들어 고체연료의 표면적을 증가시켜야 한다. 이로 인해 비활용 공간이 늘어나게 되고 고압모타의 체적이 증가하고 고체연료의 체적분율 및 질량분율이 현저하게 감소하게 된다. 이러한 문제점을 해결하기 위하여 regression rate와 엔진성능을 향상시키기 위한 많은 연구들이 진행되고 있다. 본 연구

에서는 하이브리드 로켓의 regression rate를 증가시키기 위해 최근에 개발되고 있는 하이브리드 로켓의 연소기술동향을 분석하였다.

### II. 기존 하이브리드 로켓시스템 및 문제점

전형적인 하이브리드 로켓시스템은 안정성 및 경제성 면에서는 고체 및 액체 로켓시스템에 비해 유리하지만 낮은 고체연료 regression rate로 인한 본질적인 문제점을 가지고 있다. 이러한 낮은 regression rate 때문에 기존의 하이브리드 로켓실은 대부분 마차바퀴 형상으로 된 복잡한 멀티포트 그레인(multi-port grain)으로 설계되어 있다. 그러나 멀티포트 그레인은 하이브리드 로켓시스템의 전체적인 성능 및 신뢰성을 저하시키고 제작비용을 증가시키는 심각한 결함을 가지고 있으며 이러한 결함들을 상세히 요약하면 다음과 같다; 1)연료의 낮은 체적분율로 인한 추력의 저하, 2)포트사이의 web 이 연소말기에 구조적을 취약하기 때문에 web support를 보강해야 하며 이로 인해 비용, 무게 그리고 복잡성이 증가하고 전체적인 시스템 성능의 저하, 3)연료그레인의 제작에 있어서 난이도와 비용의 증가, 4)예연소실 혹은 멀티 인젝타의 부가적인 설치, 5)port에 따른 연소율의 비균일성, 6)멀티포트

의 동적 상호작용 또는 대형 예연소실로 인한 연소 불안정 가능성 증가.

고체로켓시스템에 비해 고분자물질을 연료로 사용하는 전형적인 하이브리드 로켓시스템의 낮은 고체연료 regression rate 은 근본적으로 연료표면으로부터 상대적으로 먼 위치에서 열 및 질량전달이 일어나기 때문이다. 또한 연료면에서 가스화된 연료의 반경방향 blowing 에 의한 blocking effect 는 연료표면으로의 열전달을 더욱 저감시키는 역할을 한다. 하이브리드 로켓의 고체연료 regression rate 을 증가시키기 위한 많은 방법들이 제안되었으나 어느 방법도 문제점을 완전히 해결하지는 못하였다. 최근의 하이브리드 로켓의 연소기술 동향을 분석하기 위해 regression rate 을 증가시키기 위해 제안된 방법과 문제점들을 아래에 기술하였다.

(1) 저 가스화잠열을 가지는 연료의 사용 ; blocking effect 때문에 가스화잠열의 감소가 regression rate 의 증가에 미치는 영향이 상대적으로 미약하여 regression rate 는 약간 증가되는 데 그침.

(2) 난류강도와 열전달율을 증가시키기 위하여 포트내에 기계적인 장치의 삽입; 연료 포트그레인의 설계 및 제작공정이 더욱 복잡하게 되고 포트내의 연소율의 비균일성을 초래.

(3) 산화제의 질량유속과 열전달율을 증가시키기 위해 유입되는 산화제 유동장에 선회유동 형성 ; 소형모타의 경우 상대적으로 용이하게 regression rate 를 현저하게 개선할 수 있으나 대형 모타의 경우 설계가 복잡해지고 인젝타 및 베인 제작의 난이도 증가.

(4) 고체연료내에 산화제 성분 혹은 자발적인 화학분해 물질의 첨가 ; regression rate 를 증가시키기 위하여 고체로켓의 추진제설계를 이용한 방법이며 이로 인해 하이브리드 로켓의 고유특성인 안전성은 상실하게 되며 regression rate 는 연소실 압력에 따라 민감하게 변함.

(5) 금속입자의 첨가 ; 고체로켓의 경우 연소율을 증가시키기 위해 사용하는 일반적인 방법이지만 하이브리드 로켓의 경우에는 regression rate 가 소폭으로 증가하나 압력에 따라 민감하게 변하는 regression rate 로 인하여 연소불안정 현상이 일어나기 쉬우며 환경오염을 증가시킴.

(6) 큰 고체입자를 고체연료에 배합하여 연소표면 조도의 증가 ; regression rate 는 제한적으로 증가하게 되나 기체유동장에 유입되는 큰 고체입자는 로켓시스템의 효율을 저감시키며 연료그레인의 제작비용을 증가시킴.

III. 차세대 고성능 하이브리드 로켓 연소시스템 이미 제안된 방법들을 검토해 볼 때 하이브리드 로켓의 regression rate 를 증가시키는 가장 효율적인 방법으로 열 및 물질전달을 현저히 증가시키는 공기역학적인 방법과 연료표면에서의 물질전달을 극대화 하기 위해 연료의 직접적인 가스화와 함께 다상유체 동력학적 방법을 들 수 있다. 이러한 방법을 채택한 하이브리드 로켓의 연소기술을 포함한 최근의 연구동향을 아래에 기술하였다.

### 3.1 Vortex 하이브리드 로켓

하이브리드 로켓의 낮은 regression rate 를 개선하기 위해 ORBITEC 사는 Fig. 1 에 개략적으로 도시한 바와 같은 선회유동을 이용하는 Vortex 하이브리드 로켓[1]을 개발하였다.

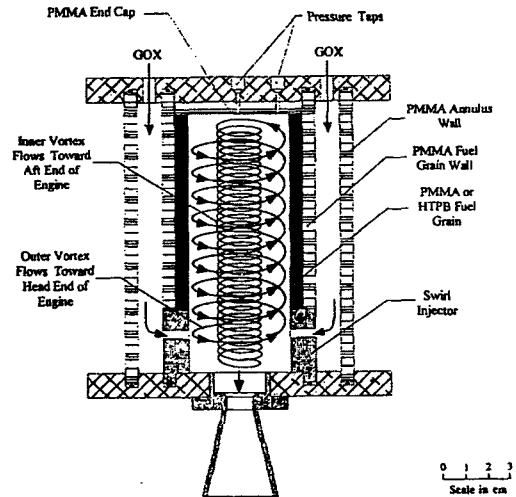


Figure 1. Coaxial Vortex Flow Field in the 20-lbf Thrust Vortex Hybrid Engine

이러한 선회 유동 하이브리드 로켓은 기체산소를 원통형 연료 그레인 벽면의 포트를 통하여 원통형 내부 연료 벽면에 접선방향으로 유입하게 되어 선회 유동이 발생하게 된다. 이러한 선회유동을 가지

는 하이브리드 로켓은 축방향을 따라 서로 반대방향으로 진행되는 강한 동축류 vortex 를 형성하게 되어 산화제가 고체연료 그레이에 대하여 평행하게 유입되는 기존의 하이브리드 로켓에 비하여 고체연료 벽면에서의 대류열전달이 현저하게 증가하게 되어 아주 높은 고체연료의 regression rate 을 얻을 수 있는 이점을 가지고 있다. 산화제로는 기체산소 그리고 고체연료는 HTPB 를 사용하였으며 연소시험에서 추력을 215 lb 까지 도달하였으며 기존의 하이브리드 로켓에 비해 regression rate 가 650%증가하였다. 이러한 선회 유동을 가지는 GOX/HTPB 하이브리드 로켓엔진의 연소과정은 고체연료의 열분해과정, 대류열전달, vortex 유동과 난류혼합, 난류와 화학반응의 상호작용, soot 의 생성 및 산화과정, soot 입자 및 연소가스에 의한 복사열전달등의 복잡한 물리적 과정을 포함하고 있다. Kim 등 [2]은 GOX/HTPB 하이브리드 로켓엔진의 난류연소유동장을 수치적으로 해석하였으며 복사열전달이 regression rate 에 미치는 영향과 서로 반대로 진행되는 vortex 연소장의 기본특성을 잘 예측하였다. Fig.2 는 포괄적인 수치 및 물리모델에 의해 예측된 Vortex 하이브리드 로켓의 연소유동장을 나타낸다.

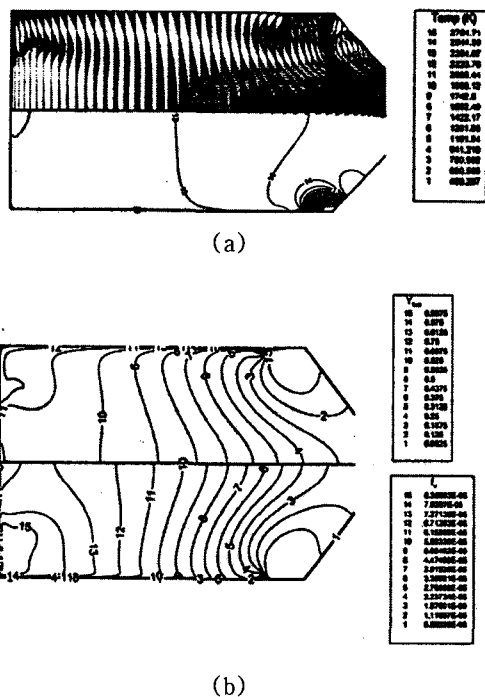


Figure 2. Overall reacting flowfield of vortex hybrid rocket engine (a) Velocity vector field and temperature distribution in rocket combustion chamber (b) The distributions of fuel mass fraction

and soot volume fraction

Saburo 등[3]은 산화제(GOX)가 연소실 상단에서 선회를 가지고 연소실로 유입되게 vortex 하이브리드 로켓을 설계하였으며 고체연료 그레이는 PMMA 를 사용하였다. Erosive burning 때문에 연소실 상류영역에서의 고체연료 그레이의 두께를 증가시켰다. 선회 유동이 없는 경우에 비하여 regression rate 는 270%증가하였으며 연소시험시 최대추력은 692 N 그리고 specific impulse 는 263 s로 나타났다. 이 엔진을 이용하여 길이 1.8m, 질량 15.4kg 의 소형 sounding hybrid rocket 을 설계 및 제작하여 발사에 성공하였으며 약 600m 정도의 고도에 도달하였다.

### 3.2 극저온 고체연료 하이브리드 로켓

(Cryogenic Solid Propellant hybrid rocket)

AFRL[4,5,6] 과 ORBITEC[7,8]에서 최근에 수행된 실험에 의하면 극저온 고체연료 하이브리드 로켓 (solid cryogenic hybrids)은 기존의 하이브리드 로켓에 비해 regression rate를 현저하게 증가시키는 특성이 있음을 잘 보여주고 있다. AFRL은 pentane 을 포함한 탄화수소 액체연료를 극저온으로 냉동한 고체연료와 기체산소(GOX)를 이용하여 소형실험용 모터에서 많은 실험을 수행하였다. Fig. 3은 pentane을 포함한 탄화수소연료와 기존 하이브리드 로켓의 연료인 HTPB의 regression rate특성을 시간 평균 산화제 질량유속에 따라 도시하였다.

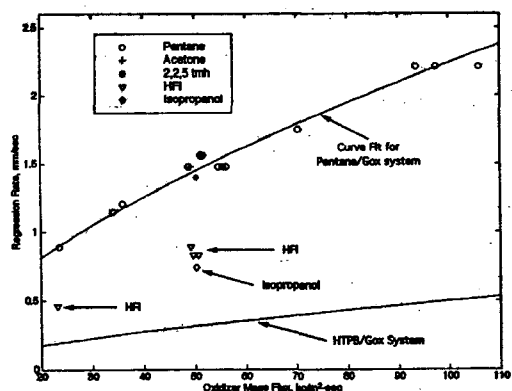


Figure 3. Space-time averaged regression rates are plotted versus the average oxidizer mass flux for various materials tested by AFRL.

이 실험결과에서 보는 바와 같이 극저온 고체 pentane이 HTPB에 비해 동일한 산화제 질량유속에

서 regression rate가 3-4배 높게 나타남을 잘 알 수 있다. ORBITEC에서는 기체산소와 극저온 고체 kerosene과 methane을 이용한 하이브리드 모터의 연소실험과 함께 기체 methane과 극저온 고체산소(SOX)를 이용한 역 하이브리드(reverse hybrid) 연소실험을 수행하였다. 연소시 고체연료표면에 액체층을 형성하는 이러한 추진제들은 AFRL결과와 유사하게 regression rate를 현저하게 증가시키는 결과를 나타내었다. 또한 ORBITEC과 Stanford대학[9]에서는 상온에서 고체연료이고 저분자량 연료인 paraffin wax를 사용한 하이브리드 모터의 연소실험을 최근에 수행하였다.

이러한 극저온 고체추진제의 높은 regression rate는 단지 낮은 증발의 잠열에 의해 설명될 수 없다. 이는 저 가스화잠열을 가지는 연료를 사용할 경우 증발율의 증가로 인한 blocking effect 때문에 열전달율이 감소하여 가스화잠열의 감소가 regression rate의 증가에 미치는 영향이 상대적으로 미약하게 되기 때문이다. 최근 Stanford 대학의 Karabeyoglu 등[9]은 극저온 고체추진제에 있어서 regression rate의 현저한 증가는 연소시 고체연료표면에 형성된 액체층이 port 내의 고속기체유동장에 의해 야기된 유동불안정에 의한 미립화과정으로 연료액적(droplet)이 형성되며 Fig.4에서 보는 바와 같이 이러한 액적들이 기체유동장의 유입하게 되어 질량전달이 증가하기 때문이라고 주장하였으며 Fig.5와 같은 액체연료층의 미립화메커니즘을 제안하였다.

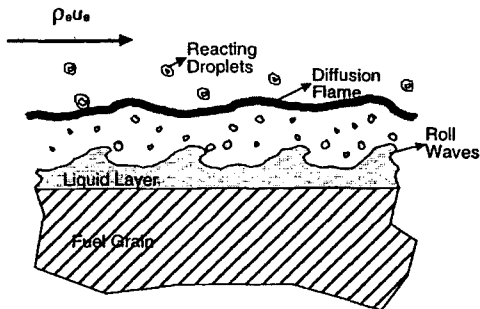


Figure 4. Schematic of the entrainment mechanism

또한 러시아 Bauman 공대의 Lo 등[10]은 다중 반응 경계층을 가지는 극저온 bipropellant(SOX-LH2, SOX-SCH4)를 이용한 하이브리드 로켓(Modular Cryogenic Solid Bipropellant Engine)에 대한 연구를 수행하였다. 제안된 CSP 엔진의 설계 scheme은

Fig. 6와 같다. 이러한 CSP 엔진의 경우 극저온 고체추진제를 사용해야 하기 때문에 특수한 냉각 및 단열기술이 필요하고 저장성이 나쁜 단점이 있지만 엔진의 성능이 좋고 추진제의 feeding system이 필요없고 어떠한 형태의 연소모드를 용이하게 구성할 수 있기 때문에 미래의 고성능 추진시스템의 한 대안이 될 가능성을 가지고 있는 것으로 사료된다.

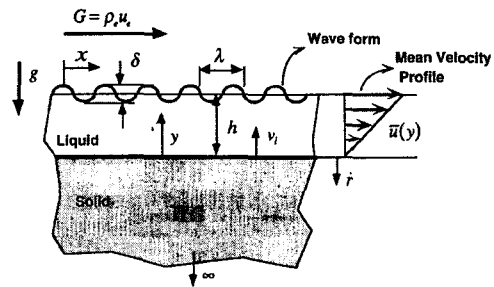


Figure 5. Schematic of the stability model

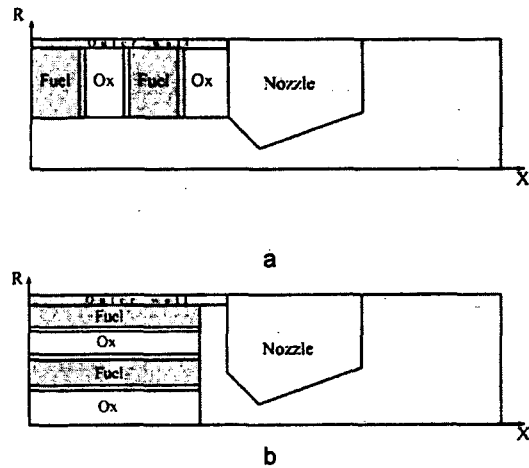


Figure 6. CSP engine; a-disk-stack scheme; b-front-end burner scheme

### 3.3 Gas Generator 하이브리드 로켓

Gas Generator(GG)하이브리드 로켓은 산화제로는 Hydrogen Peroxide 혹은 HAN(Hydroxyl Amine Nitrate)등을 사용하고 기본적으로 고체로켓추진제와 흡사한 고체연료를 사용한다. Hydrogen Peroxide 하이브리드 로켓은 기존 하이브리드 로켓의 이점에 부과해서 H2O2의 청정연소, 저장성 그리고 무독성의 추가적인 이점을 가지고 있다. NASA는 최근 Hydrogen Peroxide 하이브리드 로켓의 개발에 많은 노력을 기울이고 있다. Lockheed Martin, Thiokol 그리고 Rocketyne사로 구성된 개발팀은 추

력이 10000 lb, Specific Impulse 가 310 초이고 연소시간이 360 초인 H2O2 Hybrid Rocket 의 개발을 위한 연구를 계속하고 있으며 이러한 Hybrid Motor[11,12]의 개략도는 Fig. 7 과 같다.

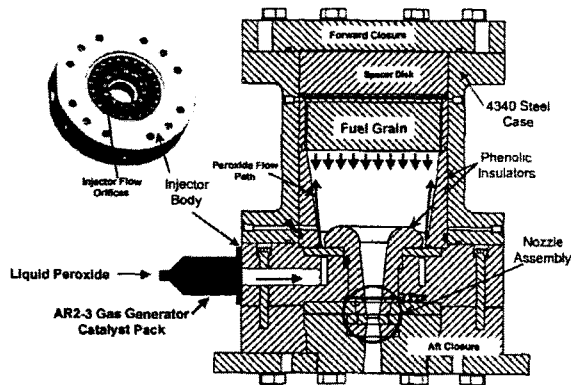


Figure 7. Peroxide-fed Gas-Generator fuel grain Hybrid Motor

Hydrogen Peroxide 하이브리드 로켓의 개발에 필요한 기술로는 순도 90%이상의 H2O2 추출기술, H2O2 를 decomposition 하기 위한 촉매연소 기술, 그리고 엔진성능과 소화특성이 보장되는 고체연료 fuel formulation 의 최적설계 등이 포함된다. 90%순도의 H2O2 를 사용할 경우 decomposition 온도는 대략 900K 이상이기 때문에 분해된 고온가스인 O2 와 H2O 는 고체연료를 충분히 증발시킬 수 있으며 증발된 연료증기는 고온의 O2 와 혼합되어 자발화를 일으키게 된다.

고체연료로는 산화제인 AP(Ammonium Perchlorate) 와 binder 로는 PPG(polyether) 혹은 HTPB 를 사용한다. PPG 에 비하여 HTPB 는 상대적으로 낮은 압력에서 안정된 예혼합 연소가 가능하기 때문에 하이브리드 로켓의 소염특성을 교란할 가능성이 있다. 그러나 HTPB 는 PPG 에 비해 높은 regression rate 를 가지므로 PPG 와 HTPB 를 적절히 배합할 필요가 있다.

일본국방과학연구소의 Yano[13]는 90%의 HAN 과 10%의 H2O 로 산화제와 80%AP/20%HTPB 로된 연료그래인을 사용하여 소형 GG 하이브리드 로켓의 연소시험을 성공적으로 수행하였다. 그러나 HAN 산화제와 기화된 연료의 점화특성이 과도하게 압력에 민감하게 나타났다. 이는 HAN 분자구조 속에 포함되어 있는 NO2 의 decomposition 과정이 압력에 민감한 three-body reaction 에 지배되기 때문으로 분석되

었다.

#### IV. 결론

본 연구에서는 하이브리드 로켓의 regression rate 를 증가시키기 위해 최근에 개발되고 있는 하이브리드 로켓의 연소기술동향을 분석하였다. 특히 차세대 고성능 하이브리드 추진시스템으로 채택될 잠재적 가능성을 엔진인 Vortex 하이브리드 로켓, 극저온 고체연료(Cryogenic Solid Propellant) 하이브리드 로켓 그리고 Gas Generator 하이브리드 로켓의 연소기술과 문제점에 대해 상세히 논의하였다. 이러한 기술현황분석을 바탕으로 하여 기술의 난이도 및 경제성등을 철저히 분석하여 차세대 고성능 하이브리드 추진시스템의 연구 및 개발계획에 반영하는 것이 바람직하다고 사료된다.

#### 참고문헌

- [1] William H. Knuth, Martin J. Chiaverini, Daniel J. Gramer and J. Arthur Sauer, " Solid-Fuel Regression Rate and Combustion Behavior of Vortex Hybrid Rocket Engines" , AIAA paper No. 99-2318, AIAA/SAE/ASME/ASEE 35th Joint Propulsion Conference and exhibit, June 1999, Los Angeles
- [2] Hoo-Joong Kim and Yong-Mo Kim, " Numerical Modeling for Combustion Process of Hybrid Rocket Engine" , AIAA paper No. 2001-4504, AIAA/SAE/ASME /ASEE 37th Joint Propulsion Conference and exhibit, July 2001, Salt lake City.
- [3] Yuasa, S., Yamamoto, K., Hachiya, H. and Kitagawa, K., " Development of a Small Sounding Hybrid Rocket with a Swirling-Oxidizer-Type Engine" , AIAA paper No. 2001-3537, AIAA/SAE/ASME /ASEE 37th Joint Propulsion Conference and exhibit, July 2001, Salt lake City.
- [4] Larson, C. W., Pfeil, K. L., DeRose, M. E. and Carric, P. G., " High Pressure Combustion of Cryogenic Solid Fuels for Hybrid Rockets" , AIAA paper No. 96-2594. AIAA/SAE/ASME/ASEE 32nd Joint

- Propulsion Conference and exhibit, July 1996.
- [5] Larson, C. W., DeRose, M. E., Pfeil, K. L. and Carric, P. G., " High Pressure Combustion of Cryogenic Hybrid Fuels in a Lab-Scale Burner" , Proceedings of the 1996 JANNAF Joint Propulsion Conference, Albuquerque, NM, December 9-13, 1996, published by CPIA, John Hopkins University
- [6] DeRose, M. E., Pfeil, K. L., Carric, P. G., Larson, C. W., " Tube Burner Studies of Cryogenic Solid Combustion" , AIAA paper No. 97-3076, AIAA/SAE/ASME/ASEE 33rd Joint Propulsion Conference and exhibit, July 1997.
- [7] Gramer, D., Rice, E., Knuth, W. and Clair, C. St., " Experimental Investigation of a Metallized Cryogenic Hybrid Rocket Engine" , AIAA paper No. 98-3509, AIAA/SAE/ASME/ASEE 34th Joint Propulsion Conference and exhibit, July 1998.
- [8] Clair, C. St., Rice, E., Knuth, W., and Gramer, D., " Advanced Cryogenic Solid Hybrid Rocket Engine Development: Concept and Testing" , AIAA paper No. 98-3508, AIAA/SAE/ASME/ASEE 34th Joint Propulsion Conference and exhibit, July 1998.
- [9] M. A. Karabeyoglu, B. J. Cantwell, D. Altman, " Development and Testing of Paraffin-Based Hybrid Rocket Fuels" , AIAA paper No. 2001-4503, AIAA/SAE/ASME/ASEE 37th Joint Propulsion Conference and exhibit, July 2001, Salt lake City.
- [10] Roger E. Lo, Lev Filimonov, Serge Suchkov, " Multiple Boundary Layer Hybrid Combustion in Modular CSP-Propellant Charges" , AIAA paper No. 2001-3536, AIAA/SAE/ASME/ASEE 37th Joint Propulsion Conference and exhibit, July 2001, Salt lake City.
- [11] P. Markopoulos and T. Abel, " Development and Testing of a Hydrogen Peroxide Hybrid Upper Stage Propulsion System" , AIAA paper No. 2001-3243, AIAA/SAE/ASME/ASEE 37th Joint Propulsion Conference and exhibit, July 2001, Salt lake City.
- [12] Gary K. Lund, Wm. David Starrett and Kent C. Jensen, " Development and Lab-Scale Testing of a Gas Generator Hybrid Fuel in Support of the Hydrogen Peroxide Hybrid Upper Stage Program" , AIAA paper No. 2001-3244, AIAA/SAE/ASME/ASEE 37th Joint Propulsion Conference and exhibit, July 2001 Salt lake City.
- [13] Yutaka Yano, " Combustion Characteristics of a Small-Scale, Tactical Hybrid Rocket Propulsion System" , AIAA paper No. 2001-3538, AIAA/SAE/ASME /ASEE 37th Joint Propulsion Conference and exhibit July 2001, Salt lake City.