

Multi-port 하이브리드 로켓의 연소 특성

김수종* · 민문기** · 조성봉* · 문희장*** · 성홍계*** · 김진곤***

Combustion Characteristics of Multi-port Hybrid Rocket

Soojong Kim* · Moonki Min** · Sungbong Cho* · Heejang Moon*** · Honggye Sung*** · Jinkon Kim***

ABSTRACT

In this paper, the combustion characteristics of hybrid rocket were studied with various port number of the cylindrical multi-port grain. For the regression rate case, as the port number increases, the both port regression rate and end-surface regression rate tend to increase. For the performance parameter case, as the port number increases, the O/F ratio tends to decrease and the specific impulse tends to increase.

초 록

하이브리드 로켓의 원통형 multi-port 그레인에서 그레인 포트 개수 변화에 따른 연소특성을 고찰하였다. 후퇴율의 경우 그레인 포트 개수가 증가할수록 연료 포트 후퇴율과 끝 단면 후퇴율 모두 증가하였다. 성능변수의 경우 그레인 포트 개수가 증가할수록 O/F 비는 낮아졌고, 비추력은 높아졌다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Regression Rate(후퇴율), O/F ratio(O/F 비), Specific Impulse(비추력)

1. 서 론

하이브리드 로켓은 고체 및 액체 로켓의 장점을 취하고 단점을 보완한 로켓으로 경제성, 안전성, 추력제어성 등의 많은 장점이 있지만 이와 동시에 느린 고체연료 후퇴율, 낮은 연소효율, O/F 변화 등의 단점을 가져 실용화를 어렵게

하고 있다. 이 중 느린 후퇴율은 가장 취약한 단점으로 이를 해결하기 위한 많은 연구가 이루어져왔다[1-3]. 이러한 느린 후퇴율을 개선하기 위한 방법으로는 고체연료 표면으로의 대류 열전달을 증진시키는 방법[2]과 multi-port 그레인을 통해 연소면적을 늘려 고체연료 기화량을 증가시키는 방법[3]이 사용되고 있으나 실용화에는 multi-port 그레인을 사용하는 방법이 보다 근접해 있다. 실제 최초의 민간우주여행선 SpaceShipOne은 4 port 원통형 그레인을 사용하여 준궤도 우주비행에 성공하였다[4].

* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

** (주) SEST

*** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과
연락처, E-mail: jkkim@kau.ac.kr

이러한 multi-port 그레인을 사용한 하이브리드 로켓에서의 연소특성 파악은 성능해석 및 설계, 최적화에 있어서 필수적이다.

따라서 본 연구에서는 가장 단순한 형상인 원통형 multi-port 그레인을 사용한 lab-scale 하이브리드 로켓추진기관을 설계, 제작하여 실험 연구를 수행하였다.

2. 실험장치 및 방법

Multi-port 하이브리드 로켓추진기관은 산화제 공급 장치, 점화 장치, 데이터 획득장치 및 연소기로 구성되며 Fig. 1과 같이 구성하였다. 산화제인 기체 산소는 압력조절기와 소닉노즐을 통해 일정한 유량으로 공급되며 초킹 조건에 의해 연소실 압력에 영향 받지 않는다. 산화제 공급 유량은 TFM(turbine flow meter)을 이용해 측정하였다. 점화 장치로는 전방연소실(pre-chamber) 일체형 토치식 점화기를 제작하여 부탄, 산소 혼합 가스에 spark를 가해 점화하는 방식을 사용하였으며 각각의 포트에 안정적인 점화열원을 공급함을 확인하였다. 실험은 PLC(program logic control)를 통해 제어되며 DAQ 보드를 이용하여 각 센서로부터의 데이터를 획득하였다. 추력 측정을 위하여 연소기를 LM가이드 위에 장착하고 로드셀을 이용하여 추력을 측정하였다.

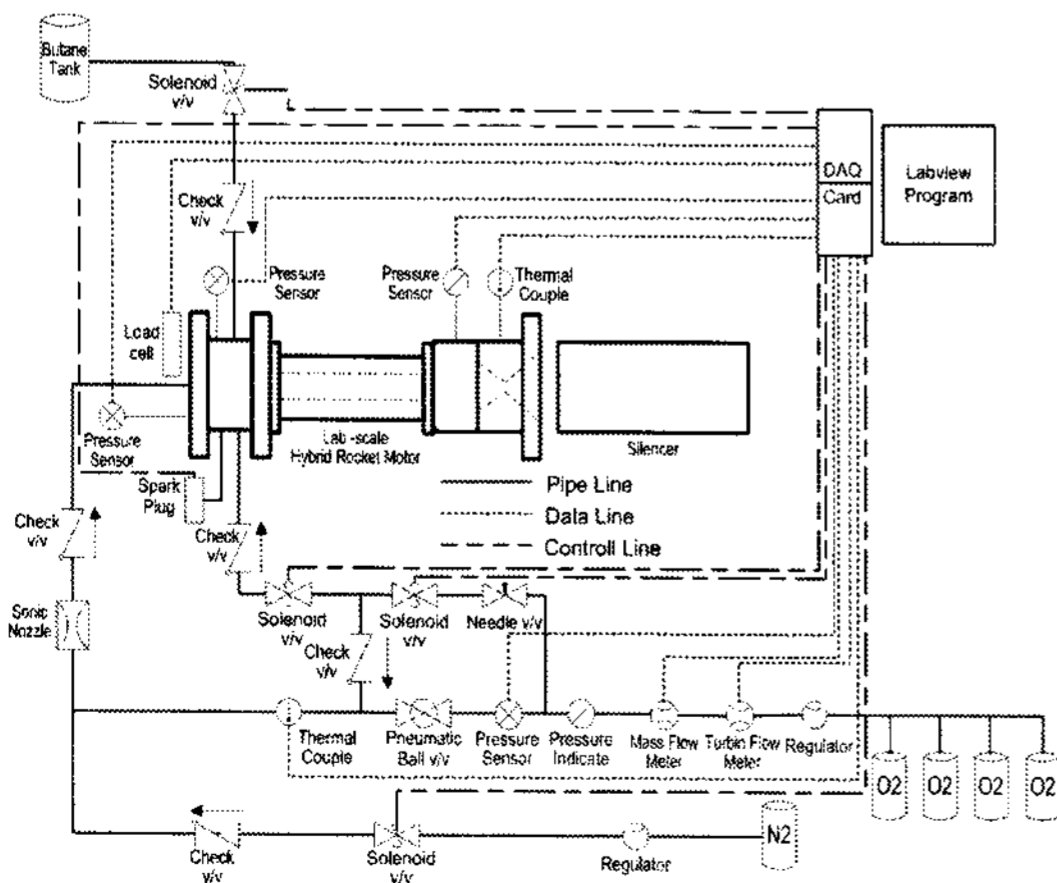


Fig. 1 Schematic of the hybrid experimental system

Table 1. Specification of the combustion test

Oxidizer	Gas Oxygen	
Solid Fuel	PolyEthylene(PE)	
Solid Fuel Density	951 kg/m ³	
Combustion Time	10 sec	
Oxidizer Mass Flow Rate	5 ~ 40 g/sec	
Fuel Grain Configuration	Initial Port Diameter(Di)	10 mm
	Outer Diameter(Do)	96 mm
	Grain Length(Li)	200 mm
	Grain Port Number(N)	1 ~ 5

연소기는 산화제분사기, 전방연소실, 후방연소실(post-chamber), 연료 그레인, 노즐로 구성하였으며 전방연소실과 후방연소실에 각각 압력 센서를 장착하였고 노즐은 구리로 제작하여 물냉각하였다.

실험 조건은 Table. 1과 같으며 실험에 사용한 연료의 그레인 포트 배열 형상과 측방향 단면 형상을 Fig. 2와 3에 나타내었다.

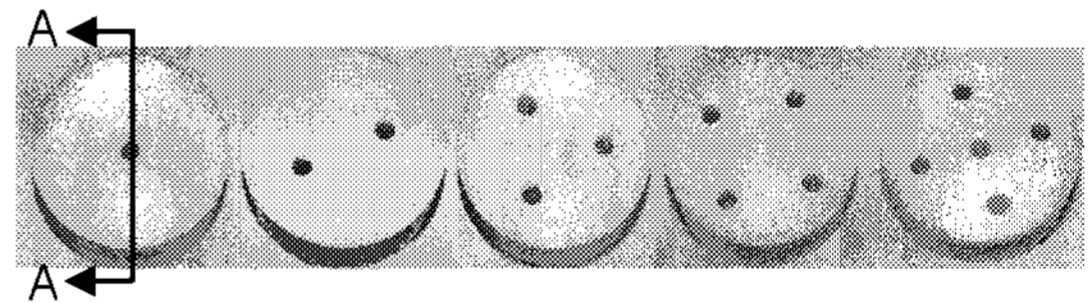


Fig. 2 Multi-port solid fuel configuration

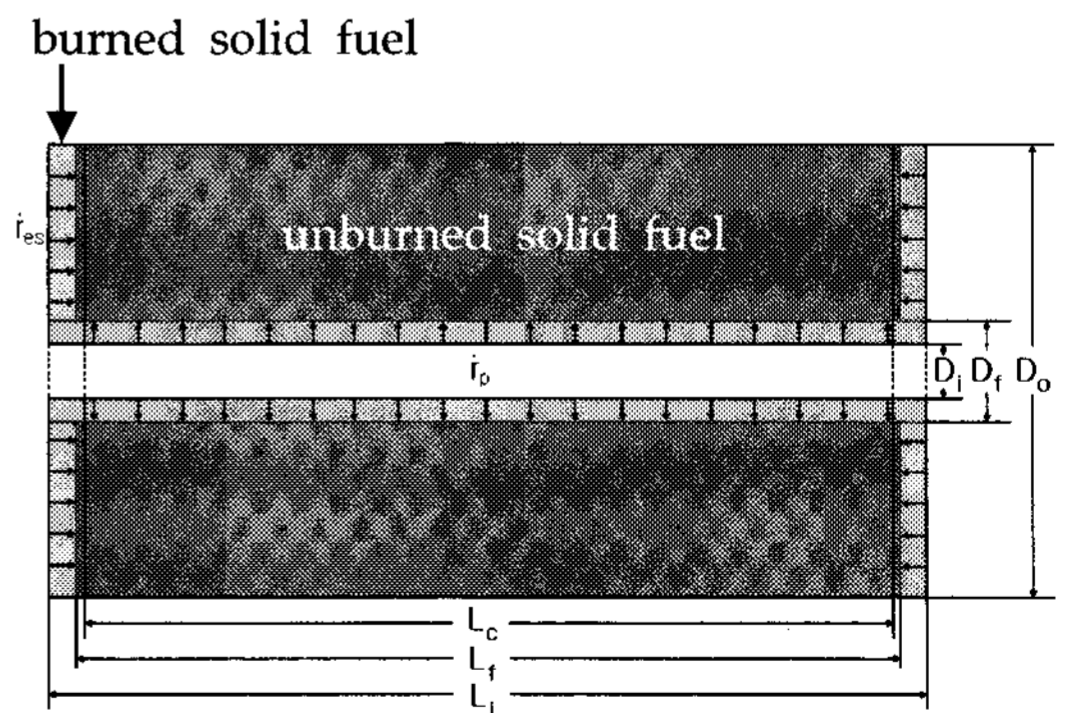


Fig. 3 A-A cross section view of solid fuel

3. 후퇴율 계산

일반적인 후퇴율 계산법은 연료 연소량을 측

정하고 연료 밀도를 이용해 체적변화량을 계산하여 시공간 평균 후퇴율을 도출하는 방법이다. Single-port 그레이인의 경우 연료 끝 단면적이 포트 내부 면적보다 상대적으로 작아 끝 단면 연소량을 구분하여 고려하지 않아도 되나, multi-port 그레이인의 경우 다수의 포트가 배치되어야 하므로 연료의 외경이 커지게 되고 이에 따라 양 끝 단면이 포트 내 면적과 비교하여 작지 않으며 연소량 또한 많아 구분하여야 한다. 따라서 본 연구에서는 후퇴율을 연료 포트 내 후퇴율인 \dot{r}_p 와 연료 끝 단면 후퇴율인 r_{es} 로 나누어 고찰하였으며 1차 연소 실험을 수행한 뒤 1차 질량을 측정하고, Fig. 3에 표시된 L_c 의 길이까지 연료의 양 끝 단면을 균일하게 잘라낸 뒤 2차 측정을 하여 각 후퇴율을 계산하였으며 계산에 사용한 식은 아래와 같다.

$$m_1 = m_i - m_f \quad (1)$$

m_i 는 연소 전 연료의 질량이고, m_f 는 연소 후 연료의 질량이다.

$$D_f = \sqrt{\left(\frac{m_1}{\rho_f}\right)\left(\frac{4}{\pi N L_i}\right) + D_i^2} \quad (2)$$

$$\dot{r}_p = \frac{D_f - D_i}{2t_b} \quad (3)$$

$$m_2 = m_{i,c} - m_{f,c} \quad (4)$$

$m_{i,c}$ 는 연료의 길이가 L_c 가 되도록 연료의 끝 단면을 잘라낸 연소 전 연료의 질량이고, $m_{f,c}$ 는 연소 시험을 마친 연료를 길이가 L_c 가 되도록 끝 단면을 잘라낸 연료의 질량이다.

포트 내 후퇴율인 \dot{r}_p 가 포트 길이방향에 대해 일정하다고 가정하면 $L_i - L_c$ 길이 만큼 줄어든 포트 내 연소량 m_p 를 Eq. 5를 이용하여 구할 수 있다.

$$m_p = \rho_f N (L_i - L_c) \frac{\pi(D_f^2 - D_i^2)}{4} \quad (5)$$

$$L_f = (m_1 - (m_2 + m_p)) \frac{4}{\rho_f N \pi (D_o^2 - D_f^2)} \quad (6)$$

$$r_{es} = \frac{L_i - L_f}{2t_b} \quad (7)$$

4. 실험 결과

4.1 후퇴율

Fig. 4에서 알 수 있듯이 그레이인 포트 개수가 증가할수록 포트 내 후퇴율은 증가하였다. 이는 연료의 양 끝 단면에서의 연소가스와 포트 개수가 늘어남에 따라 증가한 연소가스가 연소실 압력을 상승시키고, 압력 증가에 민감하게 작용하는 저산화제 유속 구간에 해당하는 본 연구의 산화제 유속 범위의 경우 압력상승으로 증가된 복사 열전달에 의해 후퇴율이 증가한 것으로 판단된다.

이러한 산화제 질량유속에 관한 후퇴율 관계식을 포트 개수에 대해 일반화 하면 Eq. 8과 같은 하나의 식으로 표현할 수 있으며 관계식을

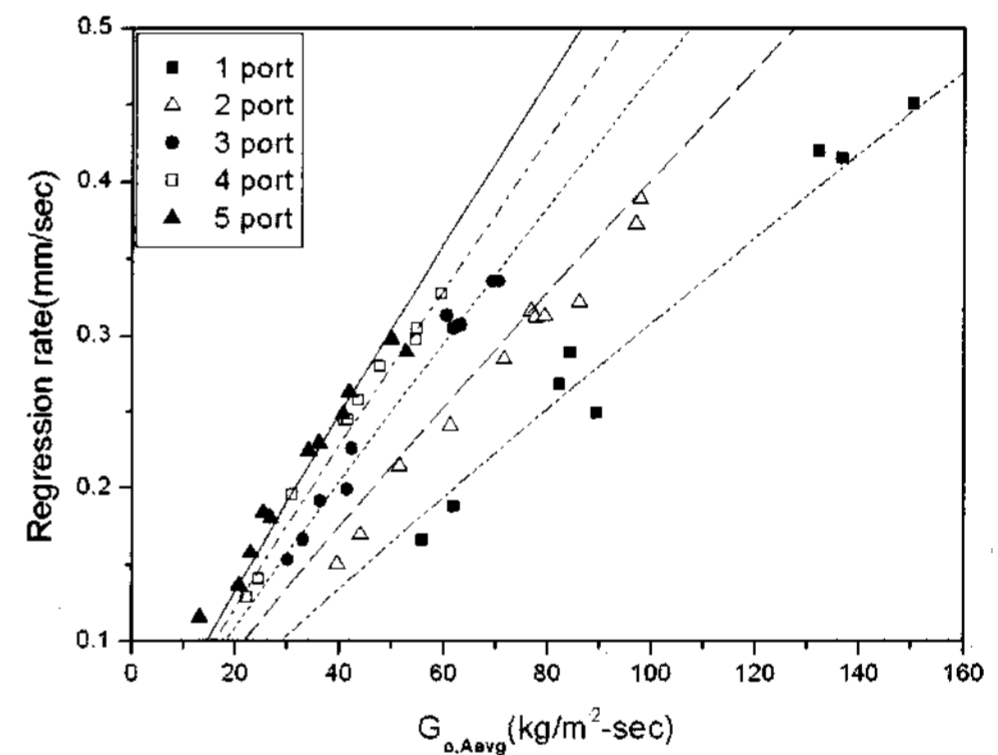


Fig. 4 Oxidizer average mass flux vs port regression rate

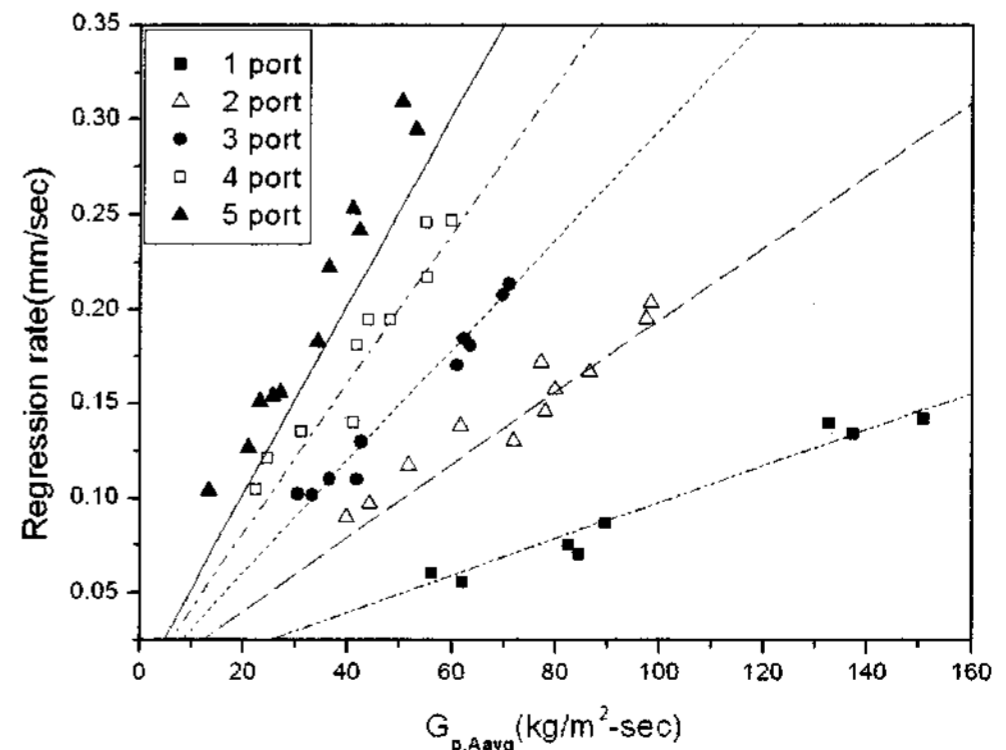


Fig. 5 Propellant average mass flux vs end-surface regression rate

이용해 그린 곡선은 실험결과와 5% 오차 내에서 근사함을 알 수 있다.

$$\dot{r} = 0.00479 G_{o, Avg}^{0.9045} N^{0.382} \quad (8)$$

끝 단면 후퇴율은 Fig. 5에서와 같이 총 추진제 유속이 증가함에 따라 포트 개수가 증가함을 알 수 있다. 이는 단면이 일정한 end-burning 형태의 연소에서 후퇴율은 총 추진제 유량에 영향을 받으며 포트 개수가 증가함에 따라 총 추진제 유량이 증가하여 후퇴율이 증가한 것으로 볼 수 있다. 이러한 후퇴율은 총 추진제 유속에 따라 Eq. 9의 식으로 표현할 수 있으며 실험 결과와 근사하였다.

$$\dot{r} = 0.00105 G_{p, Avg}^{0.9798} N^{1.025} \quad (9)$$

4.2 비추력

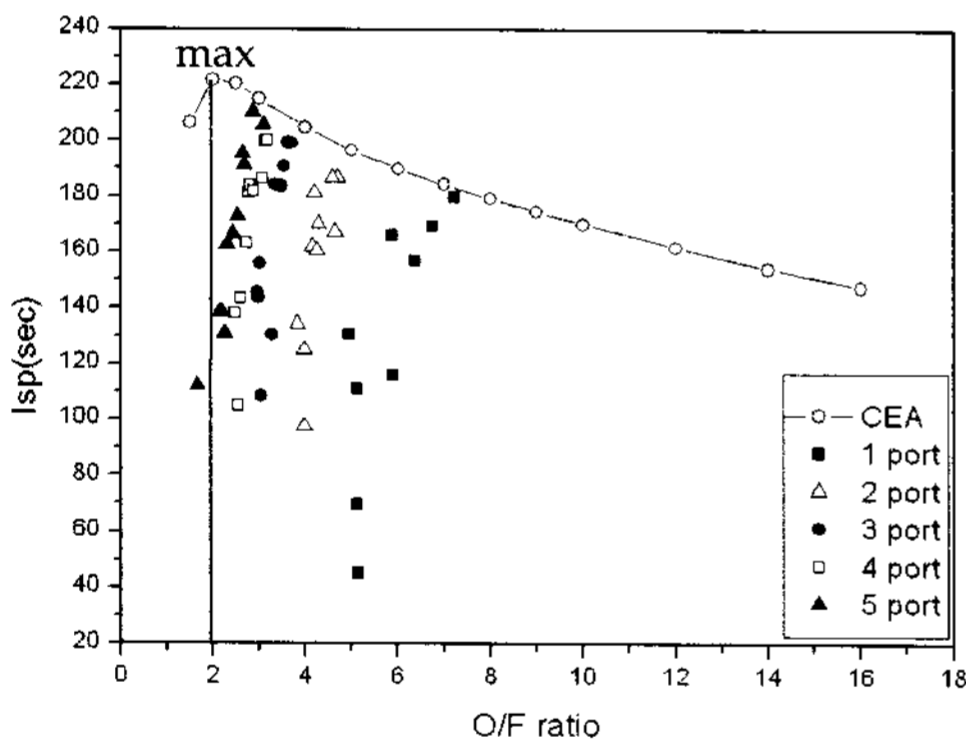


Fig. 6 O/F ratio vs specific impulse

동일 산화제 유량이 그레인 포트 내로 공급되는 경우 포트 개수가 늘어날수록 고체연료 연소량이 증가하므로 O/F 비는 낮아졌고 비추력은 증가하는 경향을 보였다. 또한 실험점들은 포트 개수가 늘어날수록 CEA code[6]를 이용한 비추력 최대값이 발생하는 O/F 비 2 근방으로 접근함을 알 수 있다. 이를 통해 multi-port 그레인을 사용함으로써 최대 비추력을 나타내는 O/F 비에 근접한 연소를 이룰 수 있을 것으로 판단된다.

5. 결 론

본 연구를 통해 multi-port 그레인을 사용함으로써 최대 비추력 O/F 비에 근접할 수 있음을 확인하였으며, 포트 개수가 늘어남에 따라 포트 후퇴율과 끝 단면 후퇴율 모두 증가함을 알 수 있었다. 후퇴율과 질량유속 관계식은 포트 개수에 관계없이 적용할 수 있는 일반화된 식으로 표현할 수 있었다.

후 기

"이 논문은 2007년도 정부(과학기술부)의 재원으로 한국과학재단의 국가지정연구실사업으로 수행된 연구임(No. R0A-2007-000-10034-0(2007))."

참 고 문 헌

1. Yuasa, S., Shimada, O., Imamura, T., Tamura, T. and Yamamoto, T., "A Technique for Improving the Performance of Hybrid Rocket Engines", AIAA paper 99-2322," 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 1999
2. Risha, G. A., Boyer E., Wehrman R. B. and Kuo K. K., "Performance Comparison of HTPB-Based Solid Fuels Containing Nano-Sized Energetic Powder in a Cylindrical Hybrid Rocket Motor", 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Indianapolis, Indiana, July 7-10, 2002
3. D. J. vonderwell, I. F. Murray, and S. D. Heister, "Optimization of Hybrid-Rocket-Booster Fuel-Grain Design", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 32, No. 6, November-December 1995, pp. 964-969
4. Michael A. D., "A New Spaceship," Aviation Week & Space Technology, 2004
5. Gordon, S., and McBride, B.J. 1976. "Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions, rocket performance, incident and reflected shocks, and Chapman-Jouguet detonations", NASA SP-273, Interim Revision, March