

액체로켓의 추력 측정 시스템 개발

박수환 · 박희호 · 김유* · 김형욱**

Development of Thrust Measurement System for Liquid Rocket Engine

S. H. Park · H. H. Park · Y. Kim* · H. Y. Kim**

ABSTRACT

For liquid rocket engine test, one of most important design parameters to be measured is thrust. However, not like solid rocket motor, a liquid rocket engine is attached to the propellant feed system, control valve and many other safety systems. Without considering these effects, thrust data measured from firing test is not reliable and sometimes almost meaningless. In this research, new thrust measurement system, which includes all these side effects, was designed and fabricated.

초 록

액체로켓엔진의 성능을 결정하는데 있어서 가장 큰 비중을 차지하는 것 중 하나는 정확한 추력 측정이다. 본 연구에서는 추력 측정 시 추력에 반하는 요소를 최소화 한 새로운 추력 측정 시스템을 제작하였다. 즉, 일종의 공압 로드셀을 이용해 미리 추력 측정 시스템에 일정한 힘을 가해 추력 손실을 가져오는 요소를 상쇄한 상태에서 연소실험을 실시하여 액체로켓엔진의 정확한 추력을 얻는 것이다. 이를 통해 기존 추력 측정 시스템보다 정확한 추력을 얻을 수 있었다.

1. 서 론

로켓의 연구개발 과정에서 정확한 추력의 측정은 매우 중요한 과제중 하나이다. 특히, 액체로켓은 고체로켓과는 달리 추력 측정 시 다른 관점으로 접근해야 할 필요가 있다.

고체로켓은 Fig. 1에서와 같이 연소에 필요한 모든 시스템이 로켓 내부에 장착되어 있어서 추력을 측정 할 때 로드셀이 장착된 test stand에서 시험 전 calibration을 실시한 후, 추력을 측정하면, 측정 시 손실되는 추력이나 측정오차는 무시할 수 있을 정도로 작다.

*충남대학교 대학원 기계공학과(Chungnam National University, Graduate School, Dept. of Mechanical Engineering)

**충남대학교 기계공학과(Chungnam National University, Dept. of Mechanical Engineering)

***한양ENG(주)(Hanyang ENG)

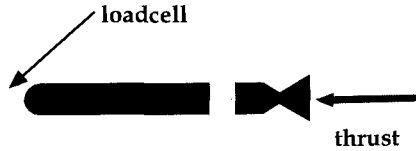


Fig. 1 Scheme of solid rocket motor test

그러나, 액체로켓은 Fig. 2와 같이 추진제 공급장치, 기타 측정 및 제어장치들이 엔진 외부에 부착되어 있는 형태로, 이들의 영향을 무시하고 얻은 추력은 무의미하다고 할 수 있다."

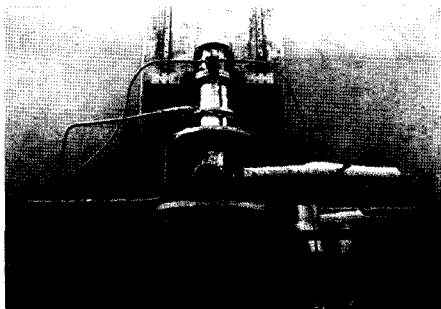


Fig. 2 Old LRE system

본 연구에서는 추력 측정 시 순수한 로켓엔진의 추력에 반하는 요소를 최소화 한 새로운 추력 측정 시스템(thrust measurement system : TMS)을 개발하였다.²⁾

기본원리는 미리 추력 측정 시스템에 일정한 힘을 가해 추력 손실을 가져오는 요소를 상쇄한 상태에서 연소실험을 실시하여 액체로켓엔진의 정확한 추력을 얻는 것이다.

이를 위해서는 연소실험동안 일정하게 힘을 유지해 줄 수 있는 장치가 필요하며, 본 추력 측정 시스템에서는 nagruzhatel이라는 공압 로드셀을 사용하였다.

또한, 기존의 추력 측정 시스템이 측정 전 단 한번 calibration 하는데 반해 본 시스템은 측정

기간 중 계속하여 calibration을 수행할 수 있어 정확한 추력을 얻을 수 있도록 하였다.

2. 설계 및 운용방법

2.1 TMS의 제원

본 TMS는 0~5000 N, 즉 약 1000 lbf 까지 추력측정이 가능하며, 엔진에 의해 발생하는 순간 최대 추력 측정 한계는 7500 N 이다.

calibration시 오차 한계는 0.35%이며, TMS에 장착 가능한 최대허용 엔진 중량은 50kg, 추력 측정 시스템 무게는 250kg, 추력 측정 시스템 크기는 600×500×400mm이다.

nagruzhatel의 작동범위는 0~3.0 MPa, 한계 압력은 3.5 MPa, nagruzhatel stem에서 발생하는 힘은 0 ~ 1000 N 이다.

추력 측정을 할 수 있는 연소실험 시간은 최대 50초이다.

2.2 TMS의 구성

추력 측정 시스템은 크게 test stand에 고정된 고정 프레임, 플렉서블 플레이트(전후 각각 3개씩)로 고정 프레임에 연결된 유동 프레임, nagruzhatel과 빔, 로드로 구성되어 있다.

2.2.1 고정 프레임 및 유동 프레임

Fig. 3은 test stand 위에 장착될 원형의 고정 및 유동 프레임으로, 고정 프레임은 전후 두 개의 원형 플랜지로 구성되어 있고, 말 그대로 test stand에 고정되어 있다.

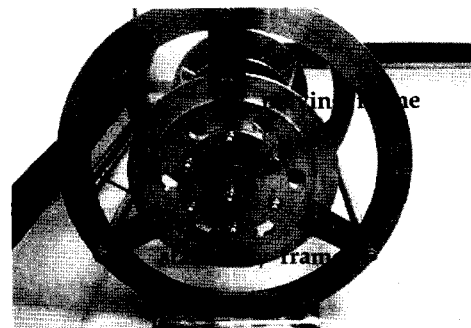


Fig. 3 Stationary frame and moving frame

유동 프레임은 각각 3개의 플렉서블 플레이트 (Fig. 4)로 고정 프레임과 연결되어서 작용하는 힘에 따라 움직이게 된다.

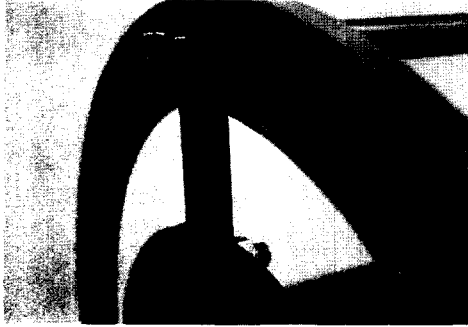


Fig. 4 Flexible plate

2.2.2 Nagruzhatel

nagruzhatel (Fig. 5)은 TMS의 핵심부품으로 질소가스 압력을 힘으로 바꾸어 일정한 힘을 시스템에 공급해 준다.

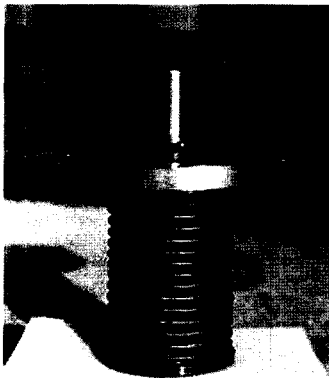


Fig. 5 nagruzhatel

Fig. 6은 nagruzhatel의 stem으로서 test stand 수직부분에 고정된 cone stop과 접촉하는 부분으로 nagruzhatel에서 발생한 힘을 TMS에 전달해 준다.

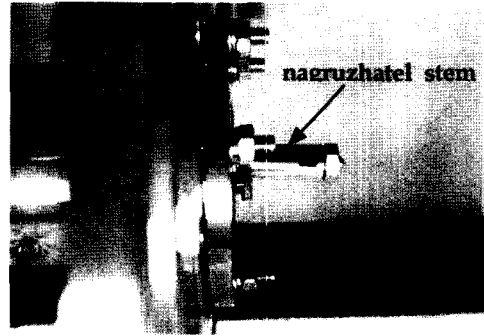


Fig. 6 Nagruzhatel stem

2.2.3 빔과 로드

빔과 로드는 nagruzhatel에서 발생한 힘을 로드셀에 전달해 주는 역할을 한다.(Fig. 7)

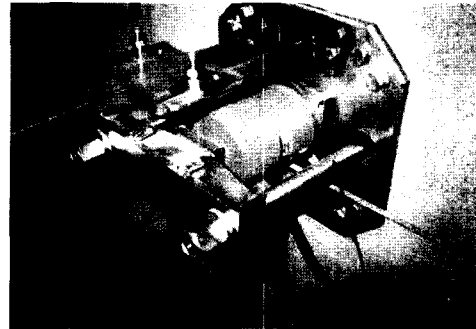


Fig. 7 Beam and rods

2.3 TMS의 측정 Parameters

먼저 nagruzhatel에서 발생한 힘은, 공급되는 질소가스의 압력(P_{nag})과 nagruzhatel 유효면적(S_{nag})의 곱을 통해서 얻을 수 있다.

유효면적은 nagruzhatel에 일정한 압력을 걸어주고 그때 로드셀에 걸리는 힘(Floadcell)을 측정해 나눠주면 얻을 수 있다.

로드셀의 경우 기존 시스템에서는 직접 로켓과 접촉하는데 반해³⁾ 본 시스템에서는 빔과 로드로 연결되어서 test stand 후방에서 추력(F_{real})을 측정한다. ΔX 는 힘에 따라 움직이는

TMS 유동프레임의 변위이다.

본 시스템을 통해 얻는 측정 parameter는 Fig. 8에서 나타내고 있다.

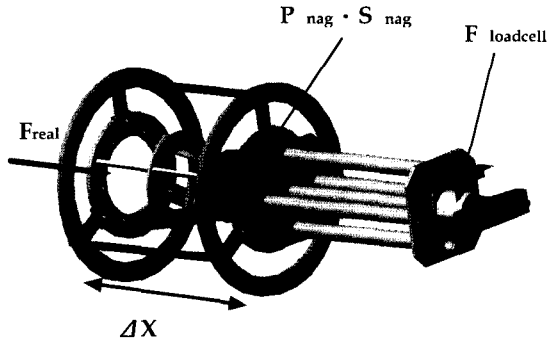


Fig. 8 Measurement parameters in TMS

다음 Table. 1은 실험에 사용한 측정장치들을 나타낸다.

Table.1 Measurement equipment

Parameters	Model	Range	Accuracy
Force/Thrust	CXH-T001	0~10000N	0.02%
Pressure	TJE/0708-18TJG	0~500PSIG	0.1%
Displacement	DT-10D	0~10mm	0.07%

다음의 식은 앞에서 얻은 측정치로 실제 추력을 구하는 식으로,

$$F_{real} = P_{nag} \cdot S_{nag} - F_{loadcell} - C_{\Sigma} \cdot \Delta X$$

즉, nagruzhatel에서 발생한 힘($P_{nag} \cdot S_{nag}$)에서 로드셀에서 측정된 힘($F_{loadcell}$)과 TMS의 스티프니스(C_{Σ})에 의한 손실을 빼면 실제 엔진

의 추력(F_{real})을 구할 수 있다.

2.4 TMS 설치 및 운용

2.4.1 TMS 설치

먼저 test stand를 설치하기 위해 철골과 철근으로 뼈대를 만든 후 그 위에 로드가 통과하는 금속 구조물을 용접한다.(Fig. 9)

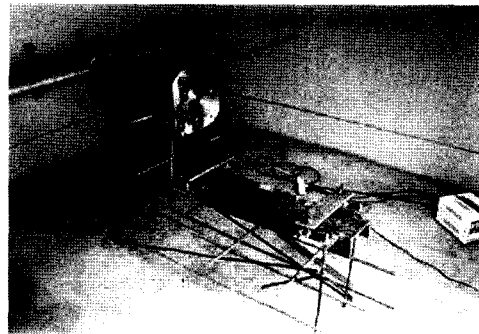


Fig. 9 Test stand frame

유동 프레임이 결합된 고정 프레임을 올려놓고, 시스템의 전체적인 중심을 확인하고 시멘트를 부어 test stand를 완성한다.(Fig. 10)

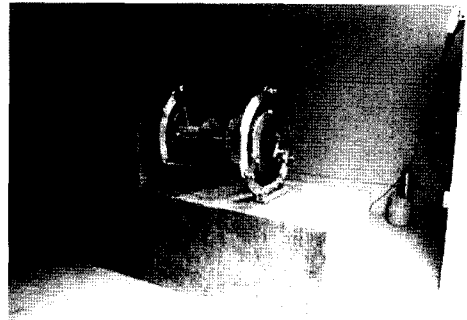


Fig. 10 Checking axial alignment

시멘트 양생 후 본격적으로 시스템을 조립하는데, 다시 한번 laser level을 이용해 시스템의 중심축을 확인하고, nagruzhatel의 stem과 cone stop의 접촉여부를 확인한다.(Fig. 11)

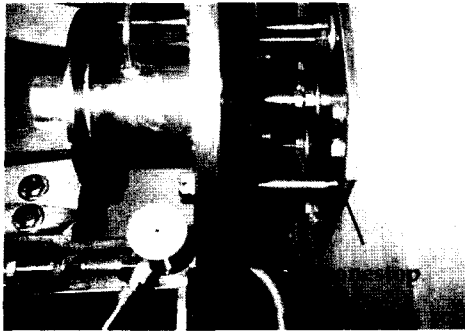


Fig. 11 Nagruzhatel stem contacted with cone stop

다음에는 test stand 후방에 있는 빔과 로드셀을 조정하여야 한다.

먼저 로드와 TMS 축 방향과의 평행상태를 확인하고, 빔의 cone stop과 로드셀이 수직으로 접촉하는지 확인한다.

실험 전반에 걸쳐서 동일한 힘이 로드셀에 가해지도록 빔의 너트를 이용해 위치를 조절한다.(Fig. 12)

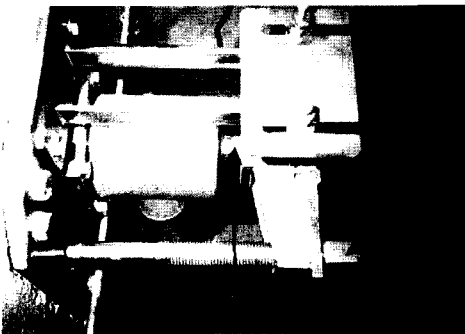


Fig. 12 Loadcell contacted with conestop

유동 프레임의 수평판 위에 추진제 공급을 제어하는 각종 밸브가 설치되어 있는 밸브 판을 장착한다.(Fig. 13)

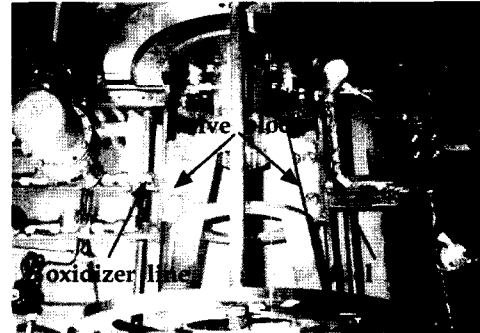


Fig. 13 Valve block of feed line

밸브판을 장착하고 추진제 공급라인을 연결하면 비로소 TMS의 설치가 완료된다.(Fig. 14)

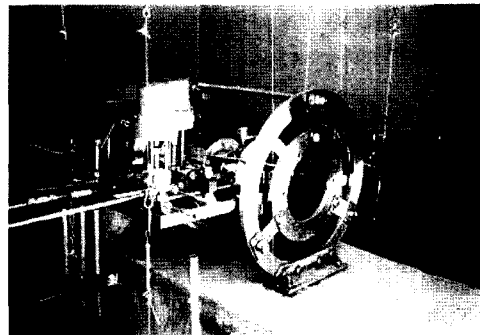


Fig. 14 Fabricated in test stand

2.4.2 TMS 운용

추력을 측정하기 위해서는 몇 가지 선행해서 구해야 할 것이 있는데, 추력 측정 시스템의 스티프니스($C\Sigma$)와 nagruzhatel의 유효면적(Snag)이 그것이다.

먼저 스티프니스는 모든 장치가 부착된 상태에서 TMS에 일정한 힘을 가하면서 유동 프레임이 움직인 변위를 측정해 구할 수 있다.

TMS를 운용하기 위해서는 nagruzhatel의 유효면적을 결정하기 위한 실험을 수행해야 한다.

먼저 nagruzhatel에서 가압 라인을 분리하고, 하부 연결부분을 통해 상부 연결부분으로부터

물이 넘치도록 증류수로 nagruzhatel를 채운다. 상부 연결부분을 막고, 0~6 MPa 범위로 가압을 해서 그때 로드셀에서 측정되는 힘을 반복 실험을 통해 얻은 뒤 유효면적을 구한다.

Fig. 15에서는 아답터 링을 이용해 유동 프레임에 연결된 액체로켓엔진을 보여주고 있다.

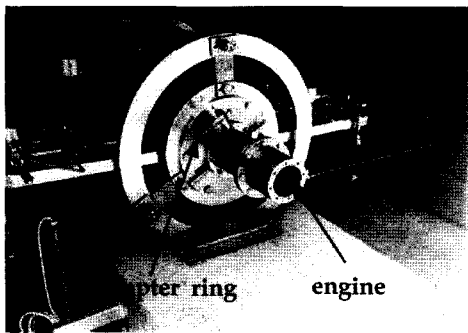


Fig. 15 Mounted engine in moving frame

실험 전 TMS의 상태는 Fig. 16과 같이 평형 상태를 유지한다.

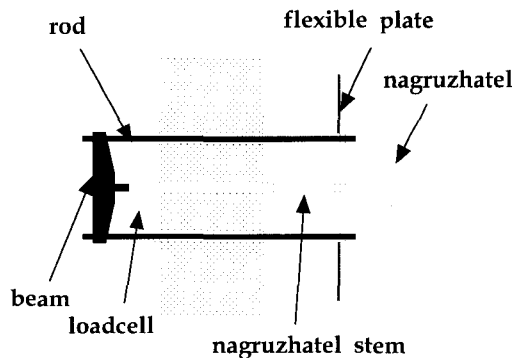


Fig. 16 Initial position in TMS

본 측정 시스템으로 연소 시 추력을 측정하기 이전에 반드시 거쳐야 하는 단계가 바로 calibration 단계이다. 보다 정확한 추력을 측정하기 위해서는 정확하고도 정밀한 calibration이 수반되어야 하는 것이다.

우선, 로드셀과 nagruzhatel의 압력센서, 유동 프레임 변위센서의 신호를 각각 기록하며 nagruzhatel에 단계적으로 가스를 공급해 가며 calibration한다.

TMS는 nagruzhatel의 stem이 앞으로 전진함에 따라 고정 프레임과 연결된 플렉서블 플레이트는 휘어지고, 그로 인해 로드와 빔은 당겨져 로드셀에 힘을 가한다.(Fig. 17)

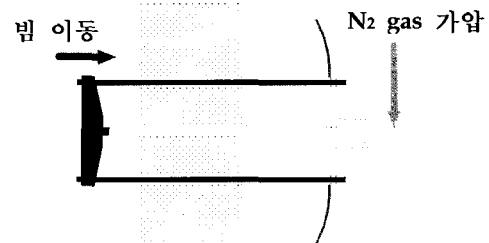


Fig. 17 Calibration in TMS

이렇게 nagruzhatel에 공급된 압력을 단계적으로 감소시키며 재차 calibration을 하며, 항상 nagruzhatel에는 안정된 압력이 공급되어야 한다.

예상보다 실제 추력이 클 경우를 대비해, 로드셀에 가하는 힘은 엔진의 최대 설계추력보다 30~50% 정도 크도록 하고 그에 상응하는 압력을 nagruzhatel에 공급한다.

로드셀, nagruzhatel 압력센서, 유동 프레임의 변위센서의 신호 안정성을 관찰하고, 측정장치에 기록한다.

nagruzhatel에 일정한 압력을 공급하고, 각 센서의 기록을 시작한 후 연소 실험을 시작하고, 연소 실험동안 기록된 신호를 바탕으로 엔진의 추력을 측정한다.

TMS에 엔진에서 발생한 추력이 전달되므로 Fig. 18과 같이 유동 프레임이 전진하면서 플렉서블 플레이트는 덜 휘어지고, 빔과 로드를 전진시켜 로드셀에 가해지는 힘이 줄어들게 된다.

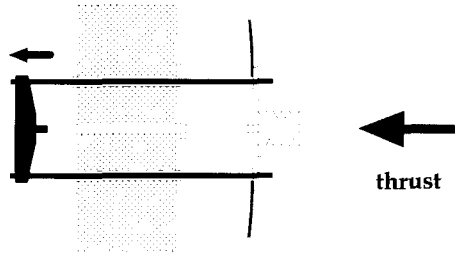


Fig. 18 Combustion in TMS

3. 실험결과

일반적인 추력 측정 시스템에서는 추력 곡선만을 얻을 수 있는 반면, 새로운 시스템에서는 Fig. 19와 같은 그래프들을 얻을 수 있다.

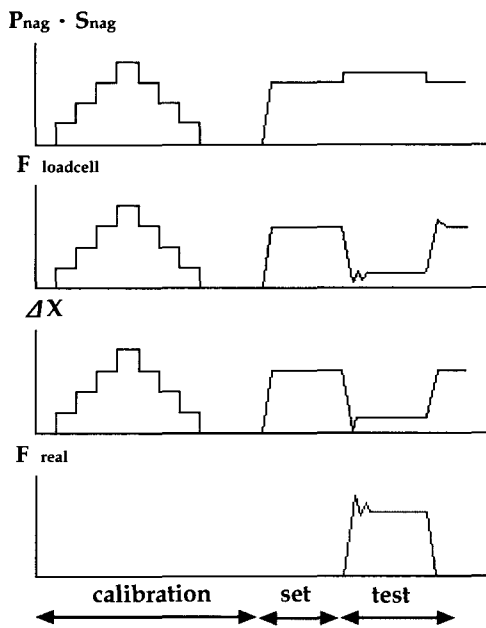


Fig. 19 Graphs of measurements

먼저, 각 그래프의 초기부분은 TMS를 calibration 하는 단계로 질소가스로 일정시간 동안 가압했다가 다시 감압하기 때문에 그래프가 계

단 형태로 나타난다.

그리고, 다시 nagruzhatel에 작동압력(2.5MPa)을 공급하는 단계가 다음에 보이는 구간으로 그래프가 일정하게 유지된다.

연소가 시작되면 추력의 영향으로 TMS의 유동프레임이 전진하면서 nagruzhatel에서 발생하는 힘은 조금 증가한 반면, 로드셀에서 측정되는 힘과 유동 프레임의 변위는 줄어들게 된다.

이러한 측정치를 이용하면 액체로켓엔진에 부착된 모든 영향을 고려할 수 있어 정확한 추력을 얻을 수 있게 된다.

Fig.20은 실험에서 얻은 추력 그래프이다.

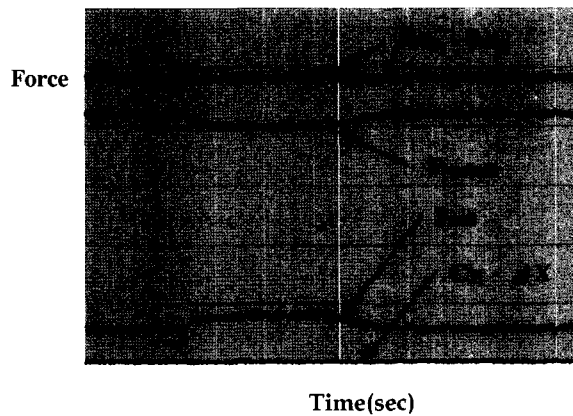


Fig. 20 Result graph of experiments

4. 결론

새로운 추력 측정 시스템을 통해 연소 실험 전 과정을 통해 real-time으로 측정오차 0.1% 이내의 정확한 추력을 측정할 수 있었으며, 앞으로 노즐 형상에 따른 추력 변화나 노즐 삭마로 인한 추력 손실 측정 등 액체로켓엔진 전반에 걸친 기초적인 실험에 사용할 수 있을 것이라 기대한다.

또한, 플렉서블 플레이트에 strain gauge를 적절히 부착한다면 TVC(thrust vector control)

system에서의 side force 측정에도 이용할 수 있을 것으로 예상된다.

후 기

본 연구는 한양ENG(주)가 지원한 “액체로켓의 추력 측정방법에 관한 연구”의 연구결과 일부이며, 지원에 깊은 감사를 드립니다.

참 고 문 헌

1. 한재섭, 김선진, 김유, 민세홍, “소형 지상 연소실험장치 개발에 관한 연구”, 대한공업

교육학회지, Vol. 24, No.1, 1999, pp. 229~237

2. R. A. Palazian, Ju. M. Kuprianov, N. M. Pidarin, V. V. Filimonov, O. B. Korostelev, O. M. Stepanetz, V. F. Panin, “Thrust Measurement System for Model Combustion Chamber CИY-5000”, NIICHIMMASH, 2000, pp. 4~24
3. Lynn A. Arrington and Steven J. Schneider, “Low Thrust Rocket Test Facility”, NASA-TM-103206, 1990
4. Dieter K. Huzel and David H. Huang, “Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines”, AIAA, 1992