

액체로켓 연소실 냉각에 관한 실험적 연구

김병훈* · 박희호* · 정용갑** · 김유*

An experimental study on the liquid rocket combustion chamber cooling

B. H. Kim* · H. H. Park* · Y. G. Jeong** · Y. Kim*

ABSTRACT

To protect combustion chamber from high temperature combustion gas, regenerative cooling is used for most liquid rocket engine. Although regenerative cooling is the most effective way to protect the chamber from high heat flux, realization of this system requires detail analysis, manufacturing technique and high cost. To demonstrate the possibility of applying regenerative cooling to a real rocket engine, the hot fire test has been carried out for the sub-scale liquid rocket with the water cooling system. The main purpose of the test is to identify the problem area of design, safety and cost effective manufacturing technique. The coolant passage was 3 mm in width and wall thickness was 1 mm with stainless steel. Maximum combustion time and pressure were 60 seconds and 400 psi, respectively. The flow rate of coolant was reduced gradually from 2 kg/s to 0.12 kg/s throughout firing test, combustion chamber was visually examined and no defect was observed.

초 록

매우 높은 연소가스로부터 연소실을 보호하기 위하여 액체로켓에서는 재생냉각방법을 폭넓게 이용하고 있다. 재생냉각을 통한 로켓엔진의 냉각은 매우 효과적인 방법이지만, 이를 개발하기 위해서는 정확한 해석과정, 제작기술등이 필요하다. 한다. 실제 소형 로켓엔진에 재생냉각을 이용한 엔진 냉각의 가능성을 확인하기 위하여 설계, 제작된 로켓으로 연소실험을 진행하였다. 실험에 사용한 연소실은 coolant passage 3 mm, 벽 두께 1 mm, stainless 304로 제작하였다. 최대연소압과 연소시간은 각각 400 psi와 60 sec이고, coolant 유량은 2 kg/s에서 0.12 kg/s까지 감소시키면서 실험하였다. 연소시 험후 육안으로 검사한 결과 연소실에서 특별한 이상은 발견되지 않았다.

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

** 항공우주연구원(Korea Aerospace Research Institute)

1. 서 론

일반적으로 로켓은 연소실에서 고온, 고압의 연소가스를 발생시키고, 이렇게 생성된 연소가스가 노즐을 통하여 팽창하면서 추력을 발생시킨다. 따라서 로켓에서 엔진을 구성하는 인젝터, 연소실, 노즐은 매우 높은 열 유속(heat flux)에 지속적으로 노출되고, 시간이 지나면서 벽 온도가 재료의 녹는점(melting point) 이상으로 상승하거나, 또는 구조물이 변형되어 설계자가 원하는 결과를 얻을 수 없는 경우를 발생한다. 따라서 로켓의 개발과정에서 엔진의 냉각문제는 불안정성(instability)문제와 더불어 엔진 개발에서 가장 중요한 문제 중에 하나이다.^{[1][2]}

액체로켓의 경우 엔진을 냉각하기 위하여 추진제를 이용한 재생냉각(Regenerative cooling), 막냉각(film cooling), 침투냉각(transpiration cooling) 등의 방법을 단독 혹은 혼합하여 사용하고 있다. 특히 재생냉각은 추진제(냉각제)를 추진제탱크에서 바로 인젝터로 유도하지 않고, 엔진의 외벽을 흐르면서 엔진을 냉각하고 인젝터로 들어가는 방법으로, 로켓운용의 신뢰성, 경제성, 효율성면에서 현재까지 로켓엔진 냉각에서 가장 폭넓게 이용되고 있는 방법이다.^{[3][4]}

그러나 이에 대한 연구는 많은 투자 비용과 엔진 폭발시 상당한 위험성을 내포하고 있어 국내의 경우 실험에 의한 연구는 아직 초보적인 수준에 있다.

본 연구의 최종 목표는 추진제를 사용하는 재생냉각엔진을 개발하는 것이다. 이를 위해서 첫 번째 단계로 냉각능력과 안전면에서 우수한 물을 냉각제로 사용하여 연소실을 냉각하고 이러한 경험을 토대로 냉각유체의 균일한 유동, 단위면적당 열전달(heat transfer)이 최대가 되는 노즐부분의 냉각을 가능하게 하는 설계근거를 제시하려한다.

2. 본 론

2.1 열 유속

재생냉각 장치를 갖춘 추력실을 설계하기 위해서는 무엇보다도 제한된 추진제를 사용하여 충분한 냉각능력을 발휘할 수 있도록 설계하는 것이 중요하다. 따라서 로켓 연소실 및 노즐에서 발생하는 열 유속을 정확하게 예측하고, 이에 알맞은 냉각유로(coolant passage)의 설계가 무엇보다 중요하다 하겠다.

로켓에서 열 유속을 계산하는 방법은 다음과 같은 방법이 사용되고 있다.^{[5][6][7][8]}

- ①Bartz equation
- ②Integral method
- ③Differential method
- ④Calorimeter

이들 중 마지막 방법은 실험적으로 열 유속을 측정하는 것으로 다른 방법으로 구한 결과에 대한 검증 절차로 주로 활용된다.

본 연구에서는 연소실 냉각에 필요한 열 유속을 계산하기 위하여 로켓에서 일반적으로 사용되고 있는 Bartz식을 사용하였다.

Bartz는 완전히 성숙된 난류유동이 매끈한 튜브내부를 흐를 때에 열 유속은 Re수와 Pr수에 멱승에 비례한다는 것에 착안하여 노즐 내부의 유동면적 변화 및 노즐 목의 곡률 효과를 고려하여 다음과 같은 대류열전달계수(Convective heat transfer coefficient)를 유도하였다.

$$h_g = \left[\frac{0.026}{D_t} \cdot \left(\frac{\mu_c^{0.2} C_p}{Pr_{0.6}} \right) \cdot \left(\frac{P_c}{C^*} \right)^{0.8} \cdot \left(\frac{D_t}{R} \right)^{0.1} \right] \cdot \left(\frac{A_t}{A} \right)^{0.9} \cdot \sigma \quad (1)$$

여기서 σ 는

$$\frac{1}{\sigma} = \left[\frac{1}{2} + \frac{1}{2} \left(\frac{T_{wg}}{T_{aw}} \right) \cdot \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{0.68} \cdot \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right]^{0.12} \right] \quad (2)$$

로서 경계층을 따른 보정 계수이다.

여기서 매개변수는 다음과 같다.

D_t	노즐목 직경
C_b	연소가스의 정압비열
P_c	연소실 압력
R	노즐목 곡률 반경
T_{aw}	단열 벽온도
μ_c	연소가스의 점성계수
Pr	Prandtl 수
C^*	특성속도
T_{wg}	연소가스면의 벽온도

그러나 Bartz식에 의한 연소실의 열 유속은 실제 실험에서 구한 총열 유속의 40 - 50% 정도로 낮게 추정되고 있는 것으로 알려져 있으며, 이것은 Bartz식이 대류열전달계수를 구하기 위하여 제안된 식이기 때문에 연소실에서 복사에 의한 영향을 반영하지 못하기 때문이다. 그러나 노즐부분에서는 면적이 감소하면서 질량 유속(mass flux)가 급격히 증가하여 대류에 의한 열 유속이 급격히 상승하여 복사에 의한 영향은 거의 무시할 수 있기 때문에 보다 현실에 가까운 열 유속을 나타낸다.

설계에 필요한 로켓 연소실에서의 물성치는 CEC(chemical equilibrium calculation code)를 사용하여 구하였다.

2.2 냉각 유로

재생냉각 엔진에서 coolant passage는 연소실에서 발생된 열 유속을 흡수하기 위하여 냉각제가 순환하는 영역이다. 따라서 냉각 유로의 설계는 엔진에서 발생한 열 유속을 냉각제가 효과적으로 흡수할 수 있도록 설계하여야 한다. 연소실에서 발생한 열 유속을 가능한 쉽게 흡수하기 위해서는 냉각 유로의 유속을 가능한 크게 유지하는 것이 중요하고 연소실 제작에 사용되는 재료는 가능한 높은 열전도도를 가지는 것이 좋다. 그러나 냉각유체의 유속의 증가는 필연적으로 냉각 유로에서 높은 압력강하를 수반하기 때문에 적절한 유속의 선택은 매우 중요하다.

일반적으로 냉각제가 액체의 경우 최대 유속은 61m/s이하로, 기체의 경우 마하 0.3이하로 유지하는 것이 좋다.¹⁹⁾ Fig 1은 동일한 유량에서 냉각 유로의 간격 변화에 따라 냉각제(coolant)측에서의 벽 온도의 변화를 보여준다.

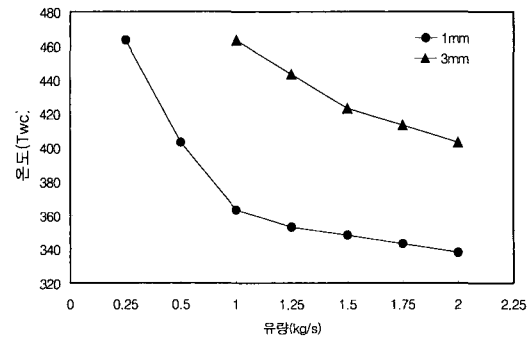


Fig 1 Effect of coolant passage on coolant wall temperature

3. 실험장치 설계 및 실험방법

3.1 실험장치 설계

Fig 2는 본 설계에 앞서 연소실의 냉각 가능성을 확인하기 위하여 냉각 유로간격이 7mm인 연소실을 제작하여 실험한 결과를 보여준다.

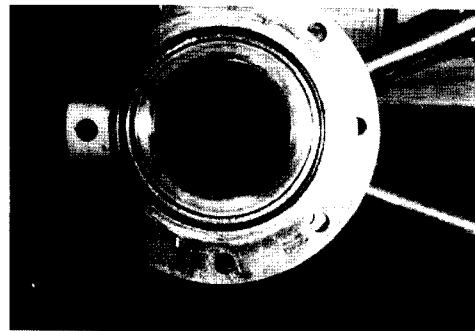


Fig. 2 Combustion chamber after fire test (chamber pressure 300psi, o/f ratio 1.0kg/s)

Fig 2에서 보는 것처럼 coolant의 출구 부분에서 연소실의 변형이 발생하여 연소실 안쪽으로 심하게 부풀어 오른 것을 볼 수 있다. 이것은

냉각제가 냉각 유로에서 균일하게 순환하지 못하고 냉각제 출구쪽에서 정체구간이 발생하여, 냉각제의 온도가 급격하게 상승하여 일어난 결과로 생각된다. 따라서 이러한 실험결과를 볼 때 냉각 유로에서 냉각제의 균일한 유동을 위한 최소한의 장치가 필요할 것이다. 이러한 장치로 가장 보편적으로 사용되는 것이 입구와 출구 부분에 manifold를 설치하는 것이다.

Fig 3은 연소실의 입구와 출구 부분에 manifold를 설치한 것을 볼 수 있다.

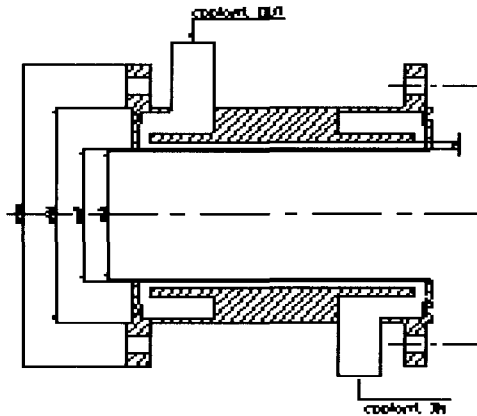


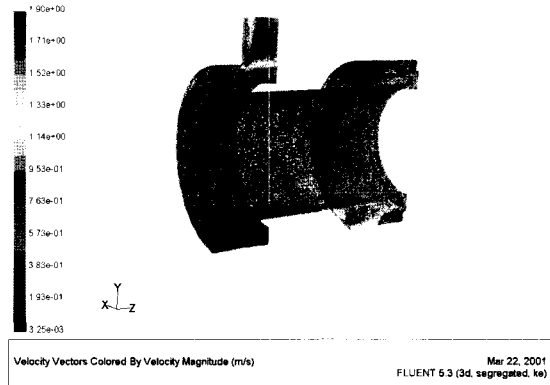
Fig 3 drawing of coolant chamber

Table 1은 1차설계와의 2차설계의 차이점을 보여준다.

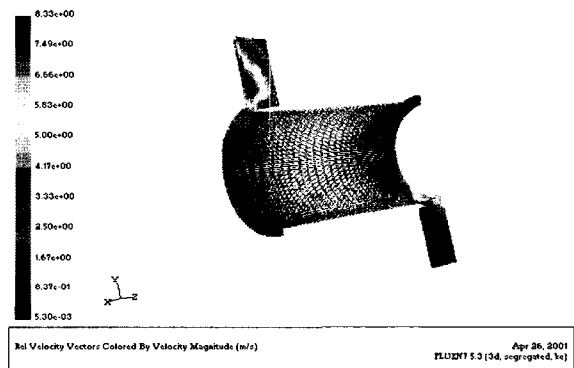
Table 1 Change of design specification

manifold	coolant passage에서 유동의 분배 및 균일성을 유도	
coolant passage	passag를 줄인으로서 유속 증가 (냉각 효율증대)	7 mm →3 mm
벽 두께	연소실 벽온도의 감소	1.5 mm →1 mm

2차 설계에서는 연소실의 제작에 앞서 냉각 유로에서 유동의 균일성을 확인하기 위하여 유체 해석프로그램인 FLUENT를 사용하였다.



㉠With manifold



㉡Without manifold

Fig 4 Velocity distribution at with and without manifold

Fig 4의 ㉡에서 보는 것처럼 냉각 유로의 설계에서 manifold가 설치되지 않았을 경우 냉각제의 입구와 출구부분에서의 반대편에서 유동이 불균일 한 반면 ㉠에서 보는 것처럼 manifold를 설치한 경우 냉각 유로에서 유동이 훨씬 균일한 것을 볼 수 있다. 따라서 manifold의 설치는 냉각 유로내에서의 유동의 균일성에 매우 효과적인 방법이다.

3.2 실험방법

주 시험에 앞서 엔진의 정상연소를 위한 연소 순서(sequence), 추진제 유량, 그리고 점화특

성 등을 수 차례의 연소시험을 통해 안정화시켰다. 연소실 벽면이 1 mm의 두께이기 때문에 초기 hard start나 불안정한 연소가 발생할 경우, 냉각 유로를 파손시킬 수 있다. Table 2는 주 시험에 사용된 연소 sequence를 나타낸 것이다.

Table 2 Sequence of firing test

Valve ON	TIME	Valve OFF
Water Pump	0.0 sec	
Data aquisition		
Ignitor	3.0 sec	
Gas methane		
Gas oxygen		
Sub LOx	5.0 sec	
Sub kerosene	5.5 sec	
	7.0 sec	Ignitor
Main LOx	8.0 sec	gas methane
Main kerosene		gas oxygen
	9.0 sec	Sub LOx
		Sub kerosene
	28.0 sec	Main LOx
Kerosene Purge	28.5 sec	Main kerosene
	45.0 sec	Data acquisition
		Kerosene Purge
		Water Pump

4. 실험결과 및 고찰

Fig. 5는 냉각제의 유량 변화에 따른 냉각 유로출구에서 냉각제의 온도변화를 보여준다. 실험은 연소압 300 psi, 연소시간 20 sec로 고정하고, 냉각유체의 공급유량을 감소시키며 수행하였다. Fig 5에서 보는 것처럼 냉각유체의 공급유량이 감소할수록 냉각유체의 출구온도가 상승하는 것을 볼 수 있다.

이것은 연소실에서 발생된 열이 연소실 벽면을 통해 냉각유체로 전달되는 경우 냉각유체는 아래의 식과 같이 전달된 열을 흡수하기 때문이다.

$$Q = m C_p \Delta T \quad (3)$$

본 실험은 동일한 조건에서 연소실험이 수행되었기 때문에, 연소실에서 발생하는 Q는 일정

하다고 할수 있다. 냉각유체의 공급유량 m이 감소하게 되면, Q와 Cp는 일정하다고 할 때 ΔT는 증가하게 된다. ΔT는 냉각유체 출구의 온도변화를 나타내므로, ΔT 증가는 냉각유체의 온도상승을 의미한다.

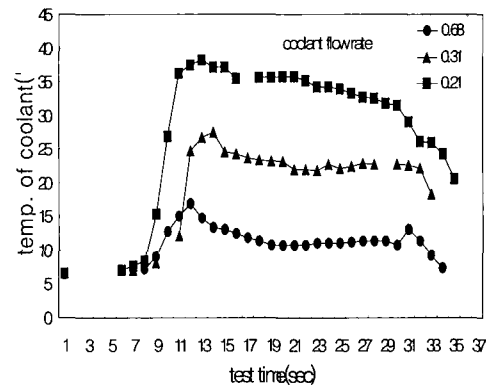


Fig. 5 Temperature variation of outlet temperature for the various coolant flow rates

따라서 연소실을 안전하게 냉각시키기 위해서는 냉각유체를 가능한 많이 공급하는 것이 바람직하지만, 실제 재생냉각 system에서 냉각유체는 연소에 사용되는 추진제로 제한되기 때문에 냉각유체의 공급은 한정되어 있다. 그리고 냉각유체의 온도가 어느 범위 이상으로 상승하면 냉각 유체를 열분해 시킬 수 있기 때문에 냉각유체의 온도특성을 고려하여야 한다.

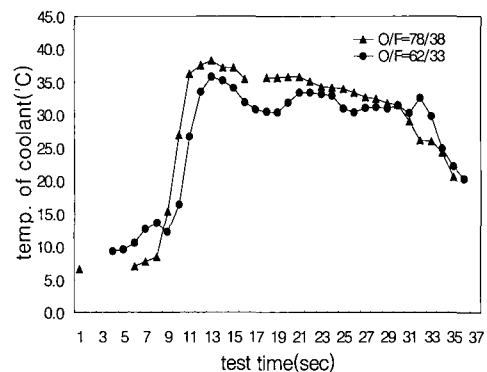


Fig. 6 temperature variation of outlet temperature for the different propellant equivalence ratios

Fig. 6은 냉각유체의 공급유량이 일정할 때 추진제의 공급유량 변화에 대한 냉각유체의 온도변화를 나타낸 것이다. 노즐 목 면적이 일정하기 때문에 추진제의 유량증가는 연소압의 증가를 의미한다.

그러나 Fig 6에서 보는 것처럼 연소압이 변하여도 냉각제의 온도상승은 크지 않다. 이러한 결과는 Bartz식에 의하면 열 유속이 연소압에 0.8승에 비례한다는 것에 위배되지만, 연소실의 경우 열 유속이 연소압에 크게 영향을 받지 않는다는 여러 실험결과와 일치한다.

Preklik의 실험의 경우 연소실의 위치에 따라 다르지만 연소실의 열 유속은 연소압에 0.22 - 0.73승 정도라고 한다.

Fig. 8, 9은 각각 불안정한 추진제 공급에 의하여 연소압과 냉각제 출구온도가 상당히 진동하는 것을 보여주고 있으며 추진제, 공급시스템의 작동범위를 벗어난 비정상상태에서 연소시험이 진행되었을 경우의 사례이다.

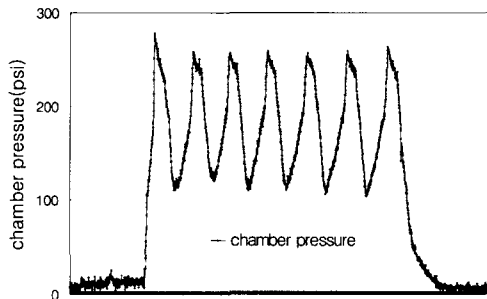


Fig 8. Temperature evolution chamber pressure during unstable firing test

불안정한 연소로 인해 발생한 열충격이 연소압과 같은 주기로 연소실 벽면에 영향을 주어 냉각유체의 급격한 온도변화를 동반하였다.

그러나 냉각유체의 공급유량이 0.31 kg/s 미만 부분에서는 Fig. 10에서 볼 수 있듯이 냉각온도가 시간의 경과에 따라 감소하는 경향을 보이고 있다. 이것은 냉각유체의 벽면에서 생긴 film boiling(막비등)이 연소실로부터 전달되는 열을 차단하여 냉각유체가 연소실로부터 전달되는 열을 완전히 흡수하지 못하기 때문이다.

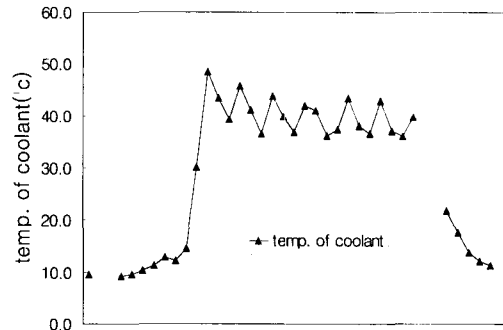


Fig 9. temperature evolution of coolant temperature during unstable firing test

이러한 경우 벽면 재료의 온도가 계속 상승하여 벽면을 손상시킬 수 있으나 본 실험에서는 다행히 60초의 연소에도 벽면의 손상은 없었다. 그러나 실제로 냉각유체 벽면의 온도를 측정하지 않은 상태에서 이러한 단언을 하기는 어려우며 이 부분에 대해서는 추가시험이 필요하다고 판단된다.

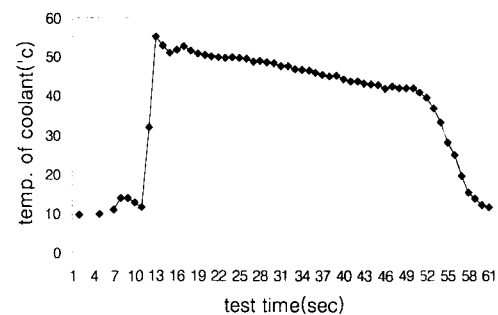


Fig. 10 Temperature evolution of coolant temperature (coolant flow rate 0.12kg/s)

5. 결론

냉각유체로 물을 사용하여 연소실에 대하여 냉각을 수행하여 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

1. passage에서 냉각제가 정체되는 경우 국부적

비등이 발생하여 연소가스로부터 열전달량이 감소되며, 이로 인해 연소실 벽의 온도를 상승시키게 되며, 최악의 경우 벽면을 파손시켜 폭발을 야기할 수 있다. 따라서 냉매의 균일한 유동을 위한 적절한 냉각 유로설계가 이루어져야 한다.

2. 냉각유체의 공급유량이 감소하면 냉각유체의 출구온도가 상승한다. 그러나 냉각유체의 공급유량이 한정되어 있기 때문에 동일한 공급유량에 대해서 냉각유체의 유속을 증가시켜 냉각 능력을 향상시켜야 한다.
3. 열전도도가 보다 양호한 재질을 사용하고 유동통로 간격을 좀더 줄인다면, 냉각제의 공급유량을 60 g/s까지 감소할 수 있는 것으로 판단된다. 이 유량은 시험용 로켓의 연료(kerosene) 공급량과 동일하기 때문에 다음 단계의 연구에서는 연료를 냉각제로 사용하여 이를 연소실에 공급할 수 있도록 진정한 의미의 재생냉각 시스템 기초연구를 수행하게 될 것이다.

참 고 문 헌

1. Dieter K. Huzel, David H. Huang "Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engines" AIAA Vol. 147 Progress in Astronautics & Aeronautics 1992.
2. George P. Sutton " Rocket propulsion element" Wiley interscience, 6th Ed 1992
3. J. M. Shoji " final report low-thrust chemical rocket engine study" NASA-CR- 165275
4. George P. Sutton, William R. Wagner, and J. D. Seader, "Advanced Cooling Techniques for Rocket Engines", Astronautics & Aeronautics, January 1966.
5. Tarit K. Bose "Comparison of rocket nozzle heat transfer calculation methods" journal of spacecraft and rocket vol14, no4 1978
6. D. Predick, D. Wiedmann, W. Oechslein, J. retschmer "Cryogenic rocket calorimeter chamber experiments and heat transfer simulations" 34th AIAA/ASME/SAM/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, July 13-15 1998, Cleveland, OH
7. William E. Welsh, JR ,Arvel B. Witte "A comparison of analytical and experimental local heat fluxes in liquid -propellant rocket thrust chamber" Journal of heat transfer February 1962 pp19-28
8. L. H. Back, P. F. Massier, and H. L. Gier, " Convective Heat Transfer in A Convergent-Divergent Nozzle", J. Heat Mass Transfer. Vol. 7, pp. 549-5687. Pergamon Press, 1964.
9. NASA "Liquid rocket engine fluid-cooled combustion chamber" NASA SP-8087