

액체로켓의 재생냉각 Liquid Rocket Regenerative Cooling

김 유^{*)}
Kim, Yoo

Liquid rocket regenerative cooling design procedure is introduced with the example of the 250 kg thrust, LOx/kerosene experimental test rocket system. The presentation may be useful for numerical analysts who have limited experiences with real rocket system.

1. 서론

액체로켓은 추진제를 이용하여 시스템의 냉각이 가능하기 때문에 연소시간을 사실상 무한히 증가할 수 있으며 smooth 한 비행이 될 수 있도록 G 값을 낮출 수 있다. 따라서 Total Impulse를 증가 시킬 수 있으며, 중량의 감소, 그리고 연소실에서의 손실된 열이 injector를 통하여 연소실에 반입됨으로 부가적으로 엔진의 효율을 향상시키기도 한다.

재생냉각은 이미 반세기 이전 독일의 V-2 로켓에 채용되었고, 미소의 우주경쟁을 통해 완전히 개발된, old technology 에 속하는 것이다. 그러나 우리의 경우 민수차원에서 로켓에 대한 요구가 거의 없었기 때문에, 이론적으로는 충분한 해석 능력이 있으나 실제에 적용한 예가 없기 때문에 생소한 분야라 할수 있다. 본인은 과기부 특정과제를 통하여, 재생냉각을 장착한 소규모 액체로켓을 개발하고 있으며, 전산유체를 담당하는 본 학회의 업무에 조금이나마 도움이 될까 하여 실무적인 면을 강조하면서 재생냉각에 대한 전반적인 것을 말씀드리고저 합니다.

2. 로켓의 일반

로켓은 단순한 Newton 의 법칙 즉 $F = m V$ 에 의하여 추력을 발생하는 가장 원시적인 에너지전환 장치라고 할 수 있다. 추력을 증가시키려면 추진제의 유량을 증가하던지, 아니면 속도를 증가시켜야 하며 이를 위해 노즐이 장착된 것이 로켓이라 할 수 있다. 그러나 로켓의 연소과정을 정확히 이해하기 위해서는 여러 분야가 관련되며 Fig. 1에서 보는 바와 같은 수치해석이 필요하게 된다.

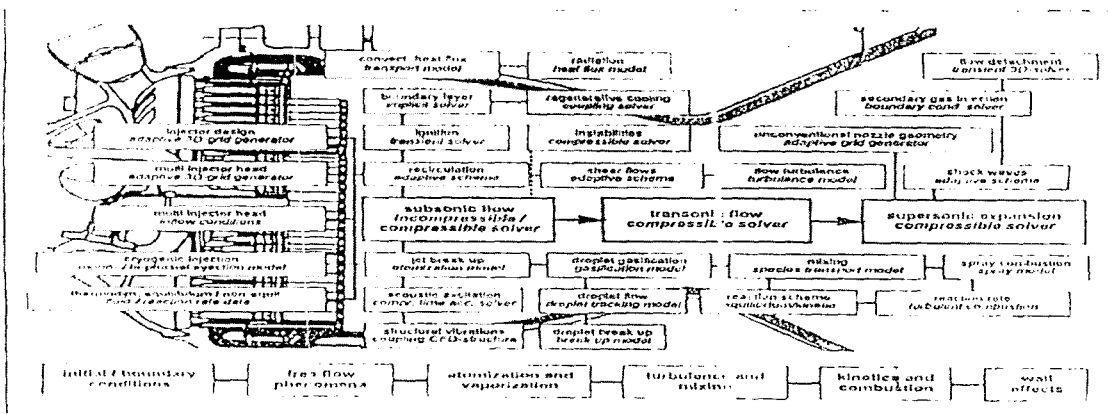


Fig. 1 Required CFD model for liquid rocket combustion chamber

^{*)}충남대학교 기계공학과 (305-764 대전시 유성구 궁동 Tel : 042-821-5643)



이들 수치해석 기법들은 개개의 경우 거의 완성단계에 있으나, 그러나 이들을 모두 종합하여 연소 과정을 해석적인 방법에 의해서만 이해하기에는 아직도 역부족한 상태이기 때문에 최종 성능은 연소 실험을 통하여서만 이를 정확히 이해 할 수 있다. 로켓 개발에서 연소실험은 항공기의 경우 풍동실험이 필요한 것과 유사하지만, 연소실험은 성능검증 이외에도 로켓의 최적인전조건을 결정하는 Test Pilot 과 유사한 업무도 동시에 수행한다고 할 수 있다.

3. 냉각 시스템 설계

보다 효과적인 major subsystem을 설계하기 위해서는 항상 total system에 대한 전반적인 이해가 필요하다.

여기서는 현재 과기부 특성과제로 진행중인 LOx/kerocine을 추진제로 사용하는 추력 250kg, 연소압력 30 기압의 실험용 로켓을 설계하는 과정을 통하여 재생냉각과 관련된 전반적인 사항을 검토하고자 한다.

3.1 로켓의 설계과정

로켓의 설계는 통상 isentropic process를 가정으로 한 일차원 유체유동과 실험을 통해 얻어진 보정 계수들을 이용하여 이루어지며, 최종 연소실험을 통하여 그 결과가 feedback 되어 재 설계를 하게 된다.

* O/F Ratio의 결정

추진제의 일반적인 연소성능을 해석하는 CEC(Chemical Equilibrium Code)를 이용하여 최적의 O/F ratio를 구하게 되며, Fig. 3에서 보는 바와 같이 2.2-2.38 정도의 범위에서 특성속도의 값이 최대가 됨을 알 수 있다. 그러나 정확한 O/F ratio는 실제 소형 로켓을 통한 연소실험을 통하여 최적 비율을 정하게 된다.

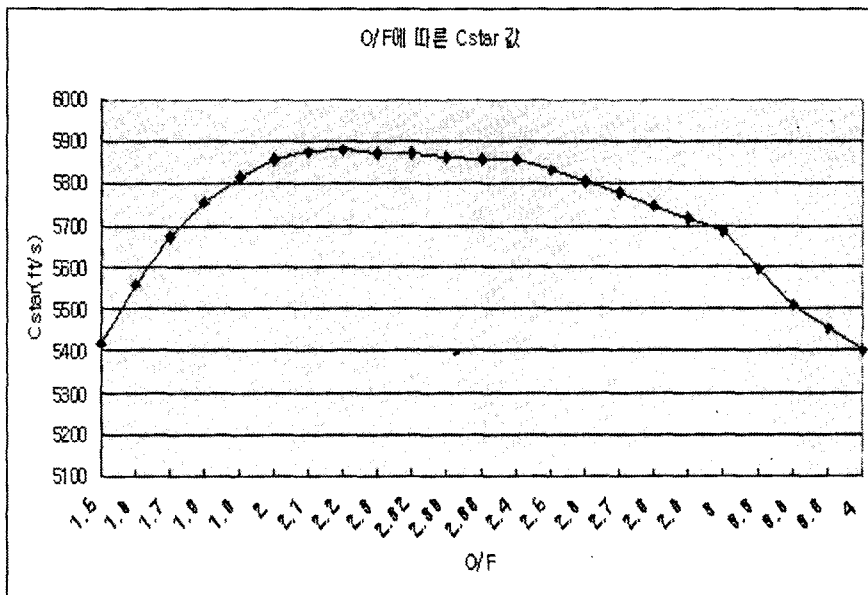


Fig. 2 Characcteristic velocity vs O/F ratio

*** 추진제 유량 결정**

초기 설계에는 가장 간단한 관계식 $F = I_{sp} \dot{m}$ 을 이용하여 유량을 결정 할 수 있으며, 이 값은 재 설계과정에서 다시 수정된다. I_{sp} 는 추진제 단위 질량당 발생하는 추력으로 CEC 계산 결과를 이용한 다. 총 추진제 유량이 결정되면, 앞에서 구한 O/F ratio에 의하여 산화제와 연료의 공급량이 결정된다.

*** 노즐목 및 출구 직경**

노즐목 직경은 $A_t = \frac{F}{C_f P_c}$ 의 식으로 구할수 있으며 C_f 는 추력계수이다. 노즐 출구 직경은 기체역학의 일차원 해석으로 구할 수 있으며, 로켓의 사용고도에 따라 출구압력이 대기압과 동일하도록 정한다

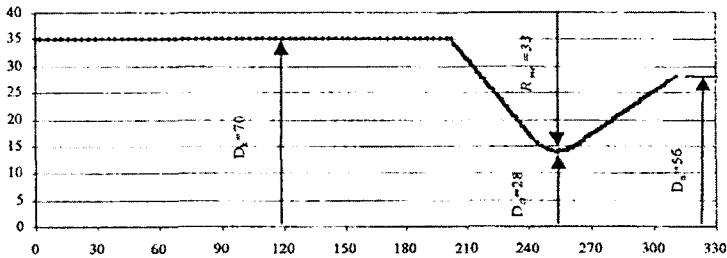


Fig. 3 Theoretical contour of the combustion chamber and nozzle

*** 연소실 직경 및 연소실 길이**

연소실은 연소실 내에서 추진제가 완전 연소가 되면서 가능한 작은 것이 바람직하며, 이들은 추진제의 종류에 따라 실험적으로 추천하는 실험식들을 이용하여 결정하며, 추후 기초 연소실험을 통하여 재조정한다.

Fig.3은 실험용 로켓의 개략도로써 직경 7cm, 연소실 길이는 20cm이다. Fig. 4는 경험에 의하여 가장 효율적인 연소가 이루어 질 수 있도록 injector를 배열 한 것이며, 두가지 형태, 즉 7 injector 및 19 injector를 배치 한 것이다.

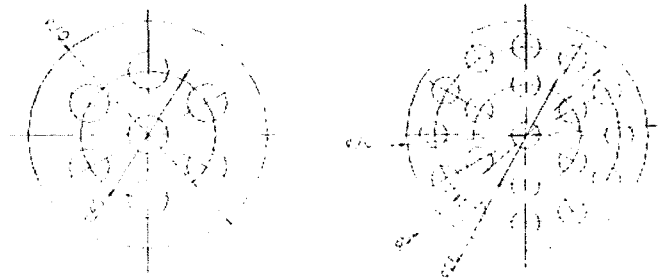


Fig. 4 Injector Pattern

* injector 설계

injector의 형태는 크게 구분하면 impinging type 과 swirl type 으로 구분 할 수 있으며, 전통적으로 미국은 impinging type, 러시아는 swirl type을 선호하고 있다. Fig. 5는 7 injector에 적용된 coaxial type swirl injector로서 2 mm의 recess가 있다. injector는 설계된 유량을 연소가 가장 효과적으로 이루어지도록 분무되어야 하며, double swirl의 경우 산화제가 벽면에 분사되어 hot spot가 발생하지 않도록 가급적 산화제를 내부에서 분사하도록 하여야 한다.

제작된 injector는 cold test를 통하여, 액적의 입경, 속도, 분무각, 질량분포등을 측정하여 재수정하며, 하나의 injector가 장착된 uni-element rocket을 제작하여 hot test를 수행, 로켓의 성능예측 및 heat flux 예측의 기본자료로 사용한다.

3.2 재생냉각 설계

로켓의 재생냉각은 일반적인 열전달과 달리 냉매의 종류 및 공급량이 이미 결정된 특수한 경우이다. 연소실 벽면으로 전달된 열은 냉매 즉 추진제에 전달되며, 냉매의 온도는 항상 포화온도 이하, 그리고 추진제의 cocking 온도 이하가 되어야 하기 때문에 냉각능력은 사실상 한정되어 있다. 만일 냉각능력이 열전달량을 소화할 수 없다면, film 냉각을 추가 할 수 있으나 이 경우 상당량의 추진제를 최적 연소 할 수 없어 엔진의 전반적인 효율이 저하하게 되며, 냉각면적의 증가는 엔진의 직경이 커져야 함으로 시스템에 중대한 영향을 줄 수 있다. Fig. 6은 설계, 제작된 액체로켓의 일반적인 형태와 냉각 channel을 나타내고 있으며, 재생냉각 이전 단계로 물을 냉매로 사용하는 시스템이다.

* 액체로켓의 열전달

Fig.7에서 보는바와 같이 연소가스의 core 온도는 대략 3500K 정도의 고온이며, thermal boundary layer내에서 온도가 강하 된 후, 대류 및 복사에 의하여 연소실 벽면으로 열전달 된다. 이 열은 연소실 벽을 전도에 의해 전달되며, 다시 냉매로 대류 열전달 된다. 로켓의 특성에 의해 차이는 있으나 실험에 의하면 점화 후 대략 2~3 초 이내에 열전달 과정은 거의 정상상태에 도달하기 때문에 열해석은 통상 정상상태로 가정한다.

냉매의 종류와 유량이 정해진 상태에서 재생냉각의 중요변수는 결국 channel형상과 사용재질이다.

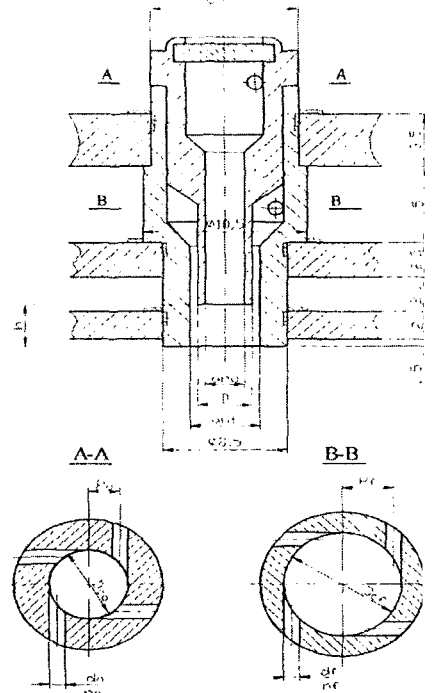


Fig. 5 Double coaxial swirl injecto

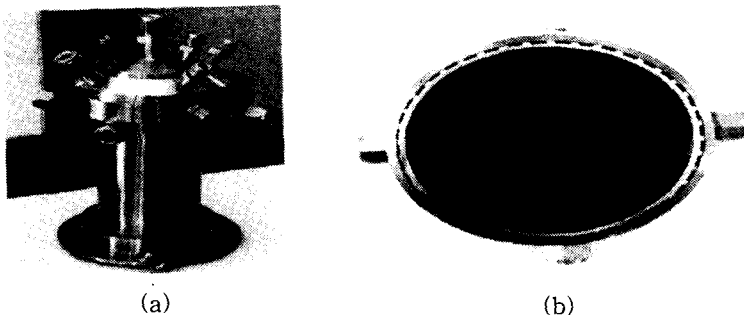


Fig. 6 250 kg thrust chamber and cooling channel



*** channel 형상**

액체로켓의 재생냉각의 최종 결과는 냉각 channel 형상을 결정하는 것이며, 그 이후 온도분포를 검토하여 적절한 대책을 강구하는 것이다. channel의 형상은 냉매속도에 영향을 주며 fin에서의 열해석 방법을 적용한다. Fig. 8는 많은 반복계산과 가공성들을 고려하여 최종 선정된 냉각 channel 형상이다.

*** collector 의 수**

연소실은 48 개의 cooling channel 로 구성되어 있으며, 냉매의 유동이 원활하게 하기 위해서는 적절한 수의 냉매 유입구 즉 collector 가 필요하다. collector 수는 냉매 유입구에서의 압력강하에 영향을 준다. collector수가 증가하면 압력강하는 감소하나 가공상의 문제가 있기 때문에 설계에는 10 collector를 채용하였다.

*** heat flux distribution**

heat flux의 정확한 예측은 재생냉각 설계에서 가장 중요한 입력자료이며, 실험적 그리고 CFD를 이용한 열해석이 적용된다. 그러나 화염에서의 열전달은 난류, 그리고 또한 복사열을 동반하게 됨으로 해 결과는 경험적인 충분한 자료가 없는 한 반드시 소형로켓에서 열유속 측정을 토대로 하여야 한다. 제작된 실험로켓은 uni-element 로켓에서 열유속 측정 결과를 참고로 하였으며, Fig. 9 은 냉매인 Rocine이 초당 207g 흐르는 경우의 열유속을 나타내고 있다. 노즐목에서 열유속은 최대가 되며, 대열전달은 X=52 mm 부근, 즉 화염이 형성되는 부분에서 급격히 증가함을 알 수 있다.

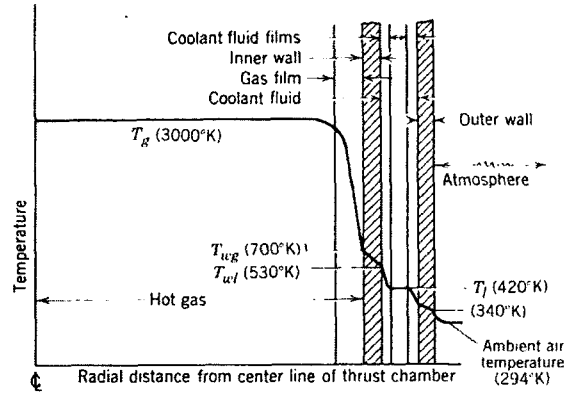


Fig. 7 Heat transfer mechanism inside the combustion chamber

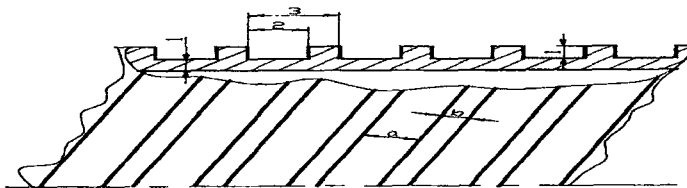


Fig. 8 Cooling channel shape

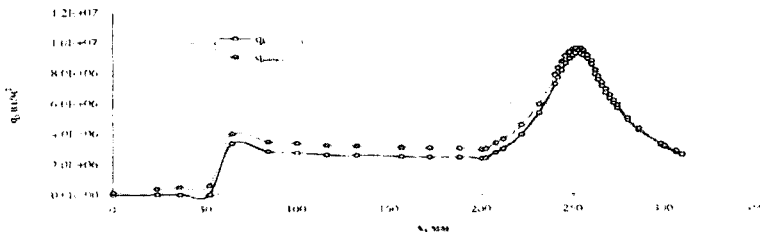


Fig. 9 Heat flux distribution inside the combustion chamber

* temperature distribution

Fig. 10는 연소실 외벽, 냉매가 접촉하는 연소실 내벽, 냉매 온도 및 유로내 압력에 해당하는 kerosene의 포화 온도를 나타내고 있다. 연소실 앞부분 및 노즐에서 외벽온도는 각각 1000 K, 1200 K 정도이며, 사용재질인 stainless steel 의 경우, 이 온도에서 용점 보다는 낮음을 알 수 있다. 그러나 실험용으로 수많은 실험을 하게 되는 경우 열응력으로 파손될수 있기 때문에 적절한 조치를 해야 할 것이다.

반면 냉매가 접촉하는 내벽의 온도는 외벽온도가 최대가 되는 부위에서 kerosene 의 포화온도 보다 높기 때문에 boiling을 동반하게 됨으로 이것은 반드시 피해야만 한다.

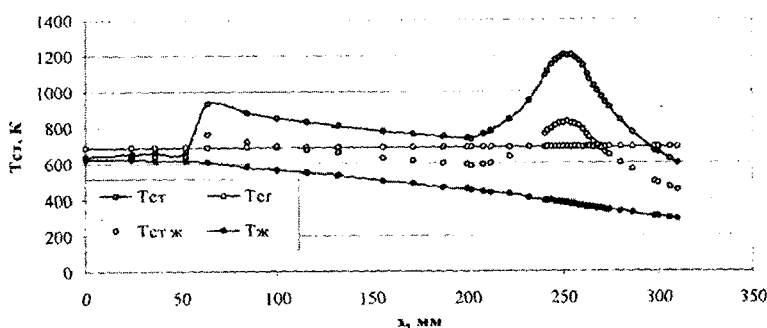


Fig. 10 Temperature distribution in the cooling channel

* temperature distribution with high conductivity material

Fig. 11은 stainless steel 보다 열전도도가 10배 이상 높은 bronze 계열의 재질을 사용한 경우, 온도 분포이다. 외벽의 온도는 현저히 감소하였으나, 아직도 내벽의 온도는 kerosene 의 포화온도 보다 높기 때문에 재질의 변경은 아무런 도움이 되지 않음을 알 수 있다. 이것은 실험용 로켓이 고성능이며 발열양에 비해 냉각면적이 적기 때문에 발생하는 것으로 액체로켓의 냉각은 대형보다 소형의 경우 열전달 문제는 보다 심각함을 알 수 있다. 현 상태에서 할 수 있는 작업은 로켓의 성능을 희생하면서 적절한 위치에 film cooling을 적용하는 것이다.

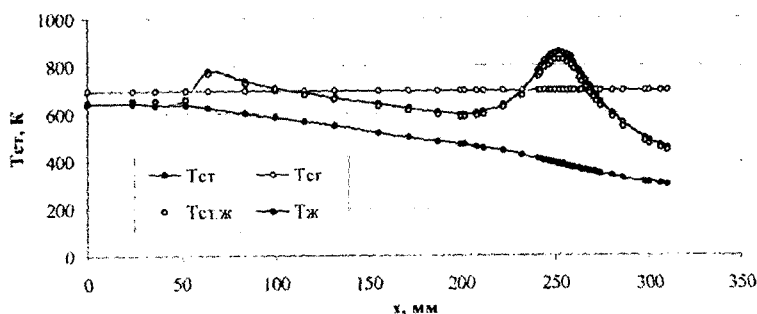


Fig. 11 Temperature distribution with bronze chamber material



*** heat flux distribution with film cooling**

Fig. 12 는 film cooling 의 양을 10~50g으로 증가하였을 경우 열유속을 나타낸 것이다. 냉매의 유입은 노즐 convergent 가 시작되는 부위에서 시작하였으며, 열유속이 급격히 감소함을 알 수 있다. 연소실 앞 부분의 열유속은 당연히 film cooling이 없는 것과 동일 할 것이며, 필요하다면 이곳에 2차 film cooling을 할 수도 있을 것이다.

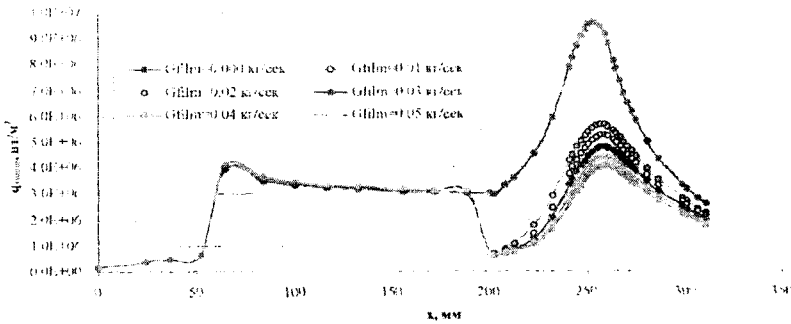


Fig. 12 Heat flux distribution with film cooling

*** temperature distribution with film cooling**

Fig. 13 는 10 g 의 film cooling을 하였을 경우 온도분포로 노즐 부위의 내면 온도는 포화온도 이하로 감소되었기 때문에 boiling은 없을 것이며, 연소실 앞부분에도 film cooling을 적용한다면 실험용 로켓은 stainless steel로 제작하여도 장시간 사용에도 지장이 없을 것으로 판단된다.

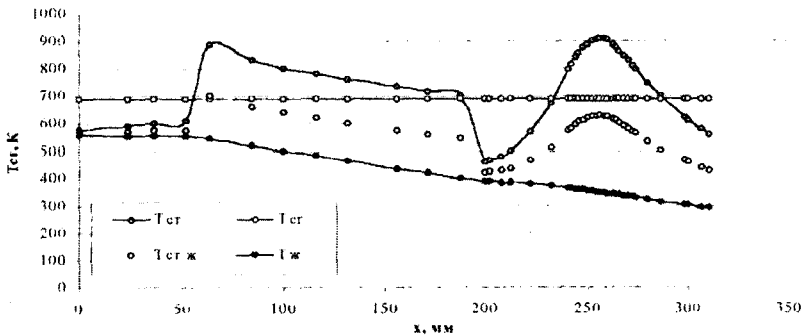


Fig. 13 Temperature distribution with film cooling

4. 결론

실험용 로켓의 재생냉각은 해석적으로는 충분히 가능하나, 현 상태에서 가장 문제가 되는 것은 10 g 정도의 소량 kerosene을 연소실에 균일하게, 그리고 점선 방향으로 공급할수 있는 hardware 설계, 및 제작이라고 할 수 있다. 현재 본 과제는 러시아의 NIXIMASH 사로부터 기술적인 자문을 받으며 진행하고 있기 때문에 실제 제작과 관련된 실무 경험을 전수 받을 수 있으며, 결과는 현재 진행중인 소형위성발사체 개발에 적용 될 수 있을 것이다.