

액체로켓 추력실 설계 및 성능 분석을 위한 통합해석기법 개발

김성구* · 최환석*

Development of Numerical Framework for Design and Analysis of Liquid Rocket Thrust Chambers

Seong-Ku Kim* · Hwan-Seok Choi*

ABSTRACT

The present study presents a numerical methodology for early conceptual trade-off study between propulsive performance, cooling efficiency, weight and size, in which combustion and cooling processes in regeneratively cooled rocket thrust chamber are interactively simulated. To address the capabilities and reliability of the design tool, some application results are given involving contour design, performance analysis, and wall cooling prediction as well as a systematic design evaluation.

초 록

본 연구에서는 액체로켓 엔진용 재생냉각 추력실 내부에서 일어나는 연소와 냉각 과정을 통합된 방법으로 해석함으로써 초기 설계 단계에서 추력 성능, 냉각 특성, 무게 및 크기 간의 trade-off를 수행할 수 있는 수치해석 절차를 제시하였다. 또한 형상 설계, 성능 분석, 냉각 해석과 종합적인 설계 평가를 수행한 실제 적용 사례를 통해 설계 도구로서의 활용도와 신뢰도를 평가하였다.

Key Words: Regeneratively Cooled Thrust Chamber(재생냉각 추력실), Specific Impulse(비추력), Wall Heat Flux(벽면 열유속), Weight(무게), CFD(전산유체역학)

1. 서 론

액체로켓엔진용 추력실은 분사기 헤드를 통해 분사된 추진제가 미립화 및 증발 과정을 거치기체 상태에서 혼합되어 연소실에서 고온, 고압의 연소가스를 발생시킨 후, 노즐의 팽창과정을 통해 추력을 발생시키는 핵심 요소이다. 추력실

설계에 있어 비추력으로 대표되는 높은 추력 성능과 효율적인 벽면 냉각을 통한 내구성 확보, 무게의 최소화, 그리고 동적 연소안정성과 같이 서로 상반된 설계요구조건을 동시에 만족해야 한다. 초기 설계 단계에서는 개념 설계 결과를 바탕으로 연소실과 노즐의 형상을 설계하고, 주요 설계인자의 변화에 따른 성능, 냉각, 무게 등의 종합적인 설계 평가를 수행하게 된다. 이를 위해서 다양한 설계/해석기법이 사용될 수 있으나 실제적인 문제에서 보다 정확한 예측결과를

* 한국항공우주연구원 연소기팀
연락처, E-mail: kimsk@kari.re.kr

제공하기 위해서는 추진제의 연소반응, 노즐을 통한 초음속 팽창유동, 벽면 난류경계층에서 발생하는 마찰 손실, 그리고 재생냉각 채널을 통한 복합열전달과 같이 복잡한 물리현상들을 적절히 다룰 수 있어야 한다. 미국의 TDK[1]와 유럽의 Rocflam[2] 등의 경우와 같이 기술선진국에서는 이미 자국의 설계에 맞는 성능예측기법들을 개발하여 설계에 활용하여 왔다. 그러나 이 분야에 대한 기술 통제가 매우 엄격하므로 해당 소프트웨어의 구매가 거의 불가능한 동시에, 각 해석기법들은 각국에서 오랜 기간 구축된 고유의 설계와 데이터베이스를 기반으로 개발되어 왔기 때문에 추진제 조합이나 분사 방식 등과 같은 근본적인 설계 방식이 변경되는 경우에는 그에 맞는 해석모델의 개발 및 검증 절차들이 수반되어야 한다. 항우연에서는 국내 액체로켓 연소기의 개발과정에서 구축되고 있는 데이터베이스를 바탕으로, 국내 현실과 요구에 맞도록 전문화된 해석코드를 개발하여 왔다. 이를 통해 형상 설계, 성능 예측, 냉각 설계안 평가 등과 관련된 다양한 설계 파라미터들을 빠른 시간 내에 종합적으로 비교/분석하고, 시스템 측면에서 최적 설계안을 도출하기 위한 통합된 해석 절차를 확립하였다. 본 논문의 목적은 해석코드의 주요 특징을 간략히 소개하고, 연소기 설계에 적용된 실제 사례들을 통해 현재까지의 성과와 향후 개선 방향을 공유하고자 함이다.

2. 본 론

2.1 해석방법

항우연에서 수행된 축소형 및 30톤급 실물형 연소기 개발 과정에서 얻어진 데이터를 바탕으로 개발된 KPP2D 코드는 재생냉각 연소실 설계 단계에서 활용될 수 있도록 특성화된 성능 해석 프로그램으로, 설계자가 별도의 전처리 과정을 수행할 필요가 없이 키워드 입력 방식의 입력과일에 작동조건(추진제 조합, 혼합비, 연소압 또는 추진제 총유량)과 형상 파라미터를 지정함으로써 코드 내부에서 자동으로 해석격자계 생성 및 연소/냉각 통합 해석을 수행하도록 개발하였다. 또

한 parametric study를 위해서 변화시키고자 하는 설계 파라미터(작동조건 또는 형상)의 범위를 미리 입력하면, 이에 따라 코드 내부에서 반복 계산을 수행 후 필요한 성능 파라미터(특성속도, 추력계수, 비추력)에 대한 결과 파일을 출력하기 때문에 후처리 과정에 필요한 노력을 생략할 수 있다. 재생냉각 설계와 더불어 열차폐 코팅과 벽면의 연료 냉각 분사와 같이 추가적인 냉각 방식의 영향을 함께 고려하여 열유속 및 벽면 온도의 분포를 예측할 수 있도록 하였다[3].

KPP2D 코드에서 사용한 해석모델의 개념은 Fig. 1에 나타나 있으며, 이때 사용되는 수치 및 물리 모델을 요약하면 아래와 같다.

- 2차원 축대칭 Navier-Stokes 유동해석: 모든 마하수 영역으로 확장된 PISO 알고리즘, TVD 기법의 대류항 처리, 비직교 정렬격자계
- 추력실 내 연소가스의 상태는 화학평형모델 (frozen/shifting) 또는 상세화학반응식을 이용한 층류화염면 난류모델을 적용
- 최외곽 연료 분사 또는 막냉각에 의한 불균일성을 모사하기 위해 혼합분율 (mixture fraction) 기반의 추진제 혼합 모델
- 마찰 손실 예측을 위해, 압축성 효과를 고려한 저레이놀즈수 $k-\epsilon-f_{II}$ 모델을 이용한 벽면 난류열경계층 해석
- 난류열경계층(유동해석)과 재생냉각 채널(열저항 해석모델)간의 양 방향 해석

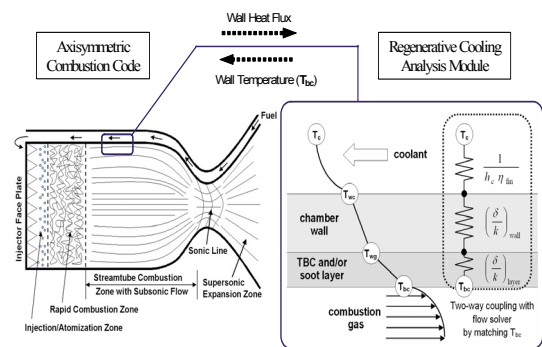


Fig. 1. Solution Strategy of KPP2D Code

2.2 30톤급 연소기의 해석 결과 검토

Fig. 2와 같이 30톤급 연소기의 최종 시제품[4]에 대해 성능/냉각 통합해석을 수행하였으며, 연소시험 결과를 통해 설계코드로서의 효용성을 평가하였다. Fig. 3은 마찰 손실과 연료 냉각 분사가 비추력 성능에 미치는 영향을 평가하기 위해 해석모델(Model A: turbulence, fuel cooling; Model B: turbulence, uniform mixing; Model C: inviscid, uniform mixing)을 달리하여 예측할 결과이다. 연소시험 결과와 비교할 때, 해석모델에 고려되지 않은 물리현상들로 인해 정량적인 오차가 존재하지만 혼합비에 따른 추력 성능의 변화를 정성적으로 잘 예측하고 있다. Fig. 4는 Model A의 경우에 축 방향을 따른 냉각 채널의 열전달 계수 분포를 보여주고 있다. Fig. 5의 냉각유체 온도 증가에 대한 비교를 통해 간접적으로나마 냉각 모델의 타당성을 확인하였다.

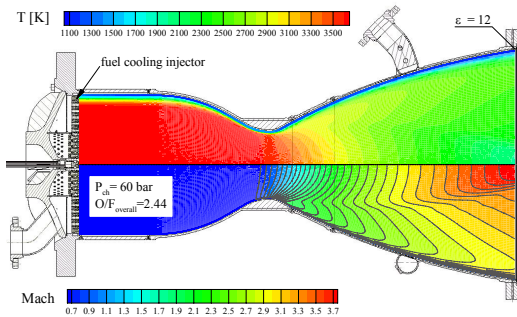


Fig. 2. Prediction of 30 tonf-Class Regeneratively Cooled Combustion Chamber

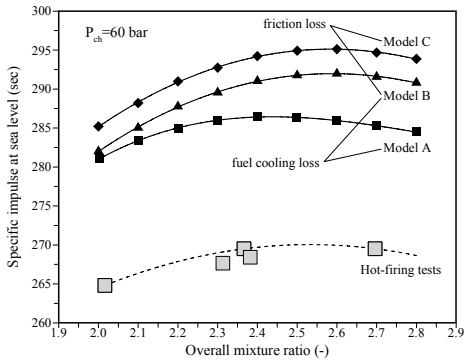


Fig. 3. Comparison of Propulsive Performance

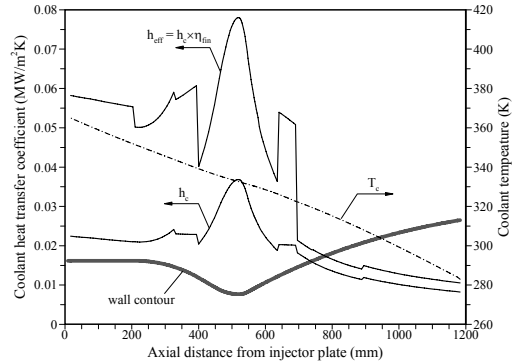


Fig. 4. Heat Transfer through Cooling Channel

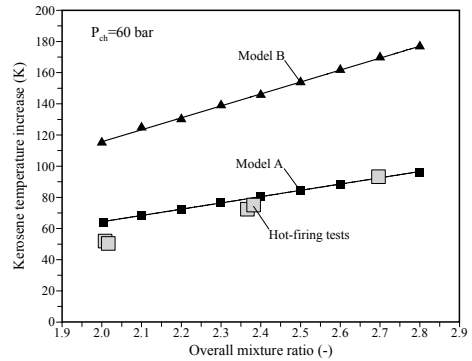


Fig. 5. Comparison of Coolant Temperature Increase

2.3 75톤급 1단용 연소기의 기본 설계

한국형 발사체에 필요한 대형 액체로켓엔진에 대한 선행 연구의 일환으로 75톤급 1단용 연소기[5]에 대한 기본 설계를 수행하였다. 먼저 추력실 형상 설계에 있어 연소실은 연소효율과 냉각, 그리고 공진음향특성 등을 고려하여 경험적인 방법으로 설계되었다. 반면 초음속 노즐부의 설계는 Fig. 6과 같이 KPP2D 코드를 이용하여 TOP(Thrust Optimized Parabolic) 노즐의 형상을 결정짓는 초기각과 출구각을 변화시켜가며 반복 계산을 수행하였으며, 이를 통해 진공비추력이 최대가 되는 노즐 형상을 결정하였다.

Fig. 7을 보면 팽창비가 12로 동일한 경우에 노즐이 길어짐에 따라 비추력이 증가하지만, 마찰손실도 함께 커지므로 100% 벨노즐 이후에는 큰 이득이 없는 것을 알 수 있다. 반면 비점성 해석 결과는 비추력 증가를 과대예측하게 된다.

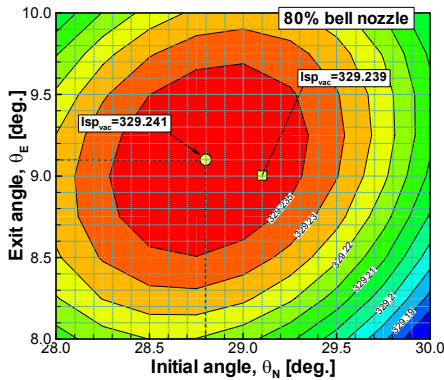


Fig. 6. Prediction of Specific Impulse with Various Nozzle Shapes ($\epsilon=12$)

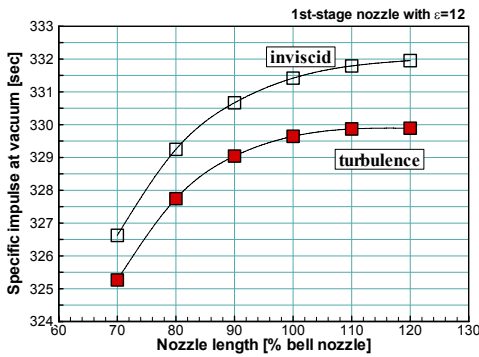


Fig. 7. Effect of Wall Friction Loss

Table 1. Trade-off between performance and weight for different expansion ratio

팽창비	8	10	12	15	17	
유량 (kg/s)	252.2	247.3	243.7	239.8	237.8	
진공추력 (ton _f)	74.8	74.8	74.8	74.8	74.8	
지상추력 (ton _f)	68.5	67.2	65.9	63.9	62.6	
진공비추력 (sec)	296.6	302.5	306.9	311.9	314.6	
지상비추력 (sec)	271.7	271.7	270.3	266.6	263.4	
연소실 무게 증가	dry (kg)	-20.1	-10.0	0.0	14.6	24.0
	wet (kg)	-23.1	-11.5	0.0	17.0	28.1
출구벽면 압력 (bar)	1.75	1.32	1.04	0.78	0.67	

Table 1은 현재 설계안인 노즐 팽창비 12를 기준으로 시스템 측면에서 최적의 설계값을 도출하기 위해 팽창비 변화에 따른 추력 성능과 무게의 예측 결과를 상대 비교한 것이다. 이때 출구 벽면에서의 압력 예측값은 경험식을 이용하여 지상에서 노즐 유동박리의 발생 유무를 판단하는데 사용될 수 있다.

3. 결 론

액체로켓엔진용 재생냉각 추력실을 설계하는데 있어 형상 설계, 성능 예측, 냉각 설계안 평가 등과 관련된 다양한 설계 파라미터들을 빠른 시간 안에 종합적으로 비교/분석할 수 있는 통합 해석절차를 개발하였으며, 실제 연소기 개발 과정에서 활용하여 왔다. 그러나 앞으로도 예측 정확도를 높이기 위해 해석모델들을 개발하고 검증하려는 지속적인 노력이 요구되며, 특히 국내 관련 대학 연구실들과 좀 더 활발한 기술 교류를 모색할 예정이다.

참 고 문 헌

1. Dunn, S. S. and Coats, D. E., "Nozzle Performance Prediction Using the TDK 97 Code," AIAA-97-2807, 1997
2. Knab, O. et al., "Progress in Combustion and Heat Transfer Modelling in Rocket Thrust Chamber Applied Engineering," AIAA-2009-5477, 2009
3. Seong-Ku Kim et al., "Numerical Modeling of Kerosene-Fueled Regeneratively Cooled Rocket Thrust Chambers," preparation in submission to Int. J. Heat Mass Transfer
4. 최환석, 한영민, 김영목, 조광래 "추력 30톤급 액체산소/케로신 로켓엔진 연소장치 개발(I)-연소기," 한국항공우주학회지, 제37권, 제10호, 2009, pp.1027~1037
5. 한영민 등, "75톤급 액체로켓엔진 연소기 기본설계," 한국추진공학회 춘계학술대회논문집, 2009.