

재생냉각식 액체로켓엔진의 연소기 형상 결정을 위한 예비 설계 방안

손 민* · 서민교** · 구자예** · 조원국*** · 설우석***

Preliminary Design Plan for Determining Combustor Configuration of Regenerative-cooled Liquid Rocket Engine

Min Son* · Minkyoo Seo** · Jaye Koo** · Wonkook Cho*** · Wooseok Seo***

ABSTRACT

A design plan was proposed for determining combustor configuration of regenerative-cooled liquid rocket engine in the process of preliminary design. Rocket performance and regenerative cooling results were calculated using the properties of combustion gas estimated in CEA. For required thrust, chamber pressure, atmosphere pressure and propellant mixture ratio the mass flow rate of propellants and combustor performance were predicted using one-dimensional and experimental equations. Finally, determinable plan for contour of combustor were presented through Rao nozzle design method.

초 록

재생냉각식 액체로켓엔진의 예비 설계 단계에서 연소기 형상을 결정하기 위한 설계 방안을 제안하였다. CEA에서 예측된 연소 후 가스 물성치를 이용하여 로켓의 성능 및 재생냉각 성능을 계산하였다. 요구 추력, 연소실 압력, 주위 압력, 추진제 혼합비에 대해 1차원 관계식과 경험식으로 최적 유량과 연소기 성능을 예측하고, Rao 노즐 설계 기법을 활용하여 최종적으로 연소기 형상을 결정할 수 있는 방안을 제시하였다.

Key Words: Design Program(설계 프로그램), Combustor(연소기), Liquid Rocket Engine(액체 로켓 엔진), Preliminary Design(예비설계), Regenerative Cooling(재생냉각)

1. 서 론

로켓을 설계할 때에 개념 및 예비 설계 단계

에서 초기 설계 조건을 적절하게 선택해야 추후 설계 단계에 있어 시간과 비용을 줄이고 시행착오를 최소화 할 수 있다. 엔진의 예비 설계에 대한 연구는 해외에서 많은 연구가 이루어졌으며 대표적인 연구사례로써 David W. Way의 SCORES[1] 및 J. Bradford의 SCORES-II[2], REDTOP-2[3]가 있다. 국내에서는 주로 엔진의

* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

*** 한국항공우주연구원 발사체엔진팀
연락처자, E-mail: jykoo@kau.ac.kr

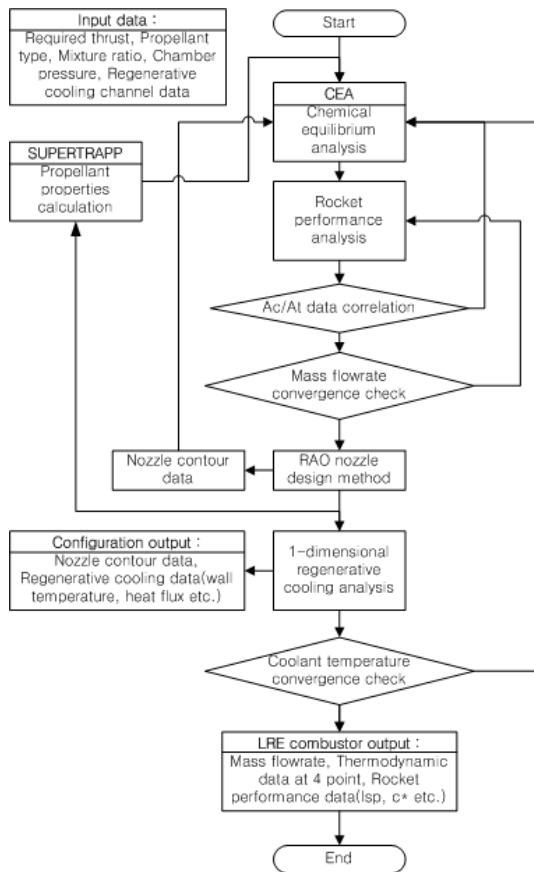


Fig. 1 Main Flowchart of the Preliminary Design Program

사이클 해석 및 성능 해석에 대한 연구가 주로 이루어 졌으며 기존의 해석 연구에서는 기본적인 연소기 형상에 대한 데이터를 입력하여야 한다. 이진근 외[4]의 터보펌프식 액체로켓 엔진의 시스템해석과 조원국 외[5]의 가스발생기 사이클에 대한 성능해석 프로그램 개발연구를 대표적 사례로 들 수 있다. 또한 양희성 외[6], 박병훈 외[7]에 의해 통합 시스템해석에 대한 연구가 진행되었다.

액체로켓엔진의 설계에서는 엔진 시스템의 통합설계 측면에서 연소기에서 성능해석이 이루어진 이후에 펌프유량, 압력등이 결정되기 때문에 연소기에 대한 설계가 우선적으로 선행되어야 한다. 따라서 본 연구에서는 액체산소와 케로신(RP-1)을 추진제로 사용하는 재생냉각식 엔진의

연소기에 대해 형상결정을 위한 프로그램을 작성하였고 계산 과정을 기술하였으며, 추후 설계에 활용될 수 있도록 연소기의 기본 형상을 결정하고 재생냉각 성능을 검증할 수 있도록 하였다. 최종적으로 본 연구에서 제시된 프로그램의 성능을 검증하기 위해 기존의 실물 엔진인 F-1 엔진 데이터와 비교하여 연소기 형상 및 재생냉각 해석 결과를 제시하였다.

2. 본 론

2.1 프로그램 기본 구성

본 프로그램은 화학 평형 해석, 노즐 형상, 재생 냉각, 추진제 물성치에 대한 계산을 수행하도록 Fig. 1과 같이 구성하였다. 화학 평형 해석후 로켓 성능 해석을 통해 대략적인 로켓의 형상을 결정한다. 실험적 데이터를 통해 연소실 축소비(contraction ratio)를 보정[8]한 후 요구 추력에 따른 추진제 질량 유량을 계산하며, Rao 작도법을 이용한 노즐 설계과정을 통해 연소기 형상을 결정하게 된다. 결정된 노즐형상에 대하여 화학 평형 해석을 재수행 한 후 설계된 노즐 형상에 따른 재생냉각 해석을 수행하여 재생냉각 채널을 지난 냉각제 온도를 연소실 유입 추진제 온도와 비교하고, 추진제 온도를 수정하여 초기 화학평형 계산 과정부터 반복 계산한다.

연소기 형상 데이터 및 재생냉각 해석 결과가 각각 출력되며, 연소기에 대한 유량, 로켓 성능 데이터 등은 인젝터 전단, 연소실 실린더 끝단, 노즐 목, 노즐 출구에 대해 4개의 지점에 대해 요약하여 출력한다.

2.2 화학 평형 해석

로켓 엔진의 연소과정은 NASA의 CEA (Chemical Equilibrium and Application)를 사용하여 화학 평형 해석으로 모사하였다. 연소기 내부에서 화학평형을 이룬다고 가정하여 자유 에너지 최소화법(minimization-of-free-energy method)을 사용하여 각 화학종들의 평형상태를 계산하였다[9].

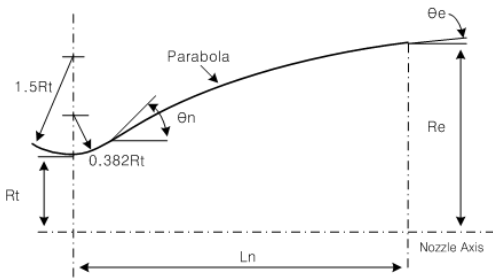


Fig. 2 Nozzle Design Parameters[7]

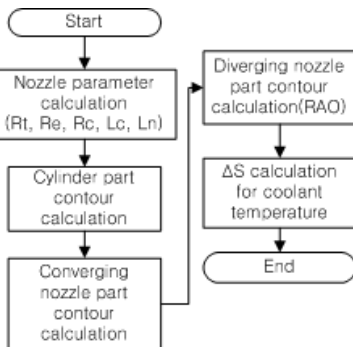


Fig. 3 Flowchart of Sub-program for Nozzle Design

2.3 노즐 형상 설계

노즐은 최적의 효율을 나타낸다고 알려진 80% 포물선 벨(bell)형 노즐에 대해 Fig. 2와 같은 설계 변수와 RAO 작도법[10]으로 설계하였으며, 노즐 설계 프로그램의 흐름도는 Fig. 3에 제시하였다. 가정된 노즐 설계변수를 통해 연소기의 실린더 부분의 형상을 계산하고 축소 노즐 부분과 팽창 노즐 부분의 형상을 계산한다. 계산된 노즐 형상으로부터 재생냉각 해석을 위한 연소기 내부 면적 ΔS 를 산출하게 된다. 노즐 설계 변수 중 포물선(parabola) 입구각 θ_n 과 출구각 θ_e 는 노즐목 원호 반경(radius of circular arc)에 대해 최적값을 찾을수 있도록 반복계산을 통해 계산하였다. 결과적으로 노즐 형상이 x,y 격자점(grid point) 형태로 제시되며 각 격자점에 대해 재생냉각 해석을 수행하게 된다.

2.4 재생냉각 해석

냉각제를 연료(RP-1)로 하는 일정한 사각형 단

면의 재생냉각 채널로 가정하여 Fig. 4와 같이 연소기 벽면에 대해 1차원 해석을 수행하였다. 계산과정은 Fig. 5에 표현한것과 같이 Bartz의 관계식 및 경험식[11]을 사용하여 열전달계수를 구하고, 노즐내부 가스 방향 온도(gas-side temperature)에 대해 반복계산을 수행하였다. 또한 Chen에 의해 제안된 전범위에서 고려된 마찰계수[12]를 Darcy's law[13]에 적용하여 점성에 의한 압력강하를 계산하고, 산출된 열유속으로 다음 격자점의 냉각제 온도를 갱신한다.

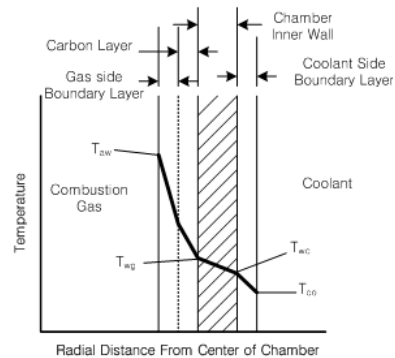


Fig. 4 Schematic of Heat Transfer and Temperature Contribution for Regenerative Cooling[7]

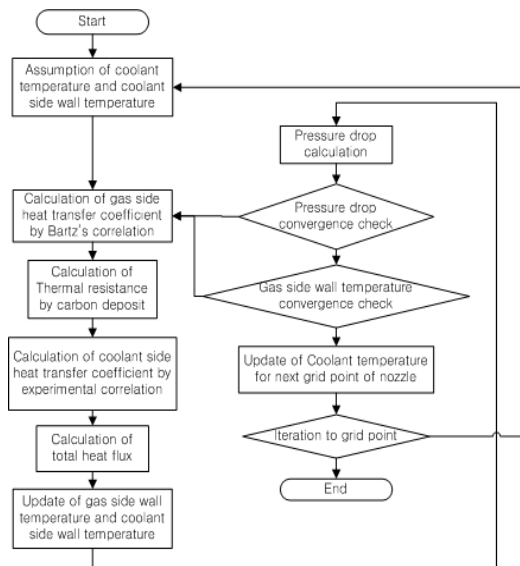


Fig. 5 Flowchart of Sub-program for Regenerative Cooling

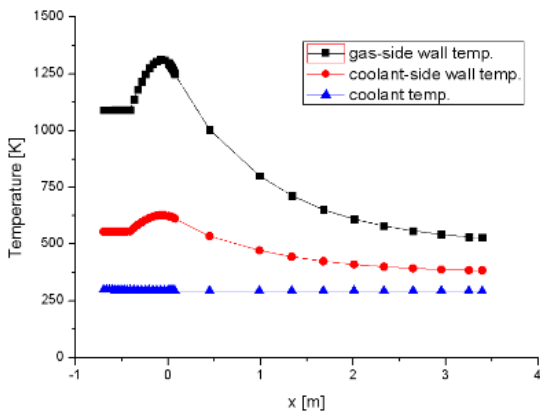
2.5 추진제 물성치

추진제의 물성치값은 NIST(National Institute of Standards and Technology)의 데이터 베이스를 사용하는 SUPERTRAPP 코드를 부프로그램화하고 필요한 값을 호출하여 사용하였다. SUPERTRAPP은 210개의 탄화수소 계열의 성분을 기본으로 단일 성분의 물성치뿐만 아니라 혼합물의 경우에도 대체 모델(surrogate model)로써 기본 성분을 혼합하여 물성치를 예측할 수 있다[14]. 본 연구에서는 RP-1과 유사한 JP-10의 물성치를 이용하였으며 해석 시에 필요한 점성계수, 열전도계수 등을 온도, 압력에 따라 값을 호출하여 사용하였다.

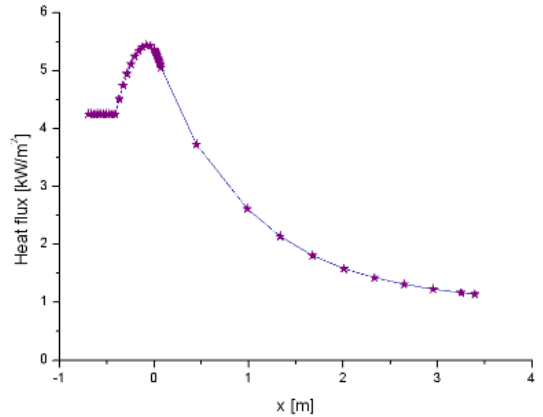
3. 설계 및 해석 결과

3.1 설계 결과 비교 및 검증

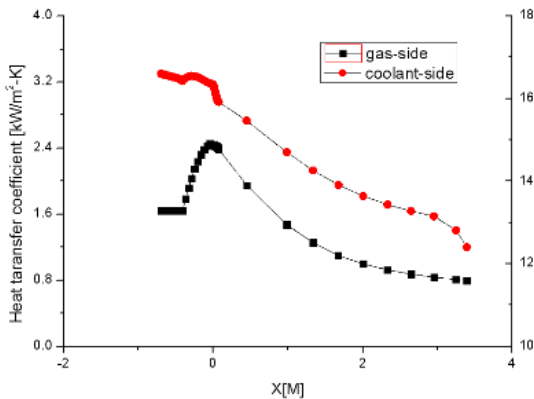
F-1 엔진[15]을 대상으로 유사한 입력값을 적용한 연소기 성능 해석결과를 Table 1에서 비교하였으며 재생냉각 해석결과 및 결정된 연소기 형상을 Fig. 6과 Fig. 7에 나타내었다. 설계결과 비추력 및 형상데이터가 거의 실제 데이터와 일치함을 확인할 수 있었다. 연소기 길이의 경우 다소 차이가 났으나 실제 엔진의 길이는 연소기 외의 부분이 포함된 길이이므로 오차는 Table.1에 나타난것 보다 작을것으로 판단된다. 재생냉



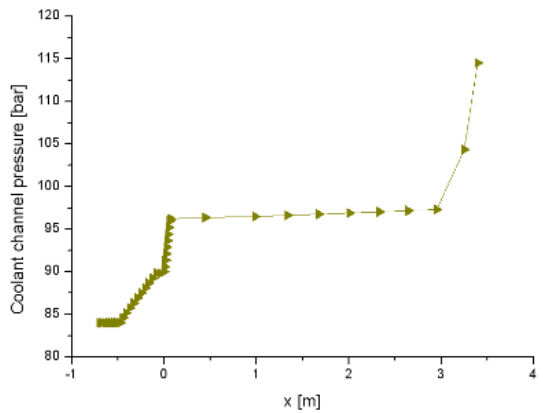
(a) Temperature



(b) Heat flux



(c) Heat transfer coefficient



(d) Coolant channel pressure

Fig. 6 Prediction of (a)Temperature, (b)Heat transfer coefficient, (c)Heat flux and (d)Coolant pressure along the Combustor

각 해석시 F-1엔진의 재생냉각 채널 관련 데이터가 부족하여 약 100개의 냉각채널을 임의로

Table 1. Data Comparison between F-1 engine and present study

	F-1	Present	
Thrust (kN), vaccum	7775.5	7775.5	Input data
Chamber pressure (MPa)	7.76	7.76	
Mixture ratio (O/F)	2.27±2%	2.27	
Isp, vacuum (sec)	304.8	309.2	Output data
Combustor length (m)	5.608	4.658	
Nozzle throat diameter (m)	0.915	0.861	
Expansion ratio	16.0	16.06	
Fuel mass flow rate (kg/s)	742	784.47	
Oxidizer mass flow rate (kg/s)	1784	1780.76	

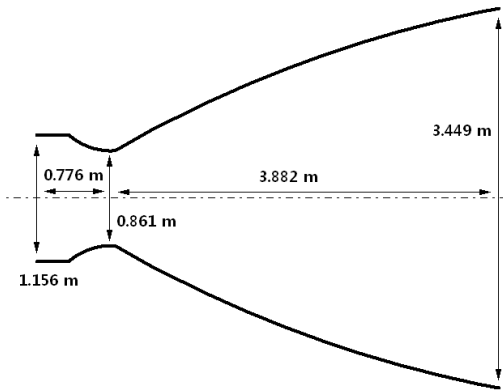


Fig. 7 Determined Combustor Configuration

설계하여 해석을 수행하였다. 연소기 벽면 온도와 열유속은 노즐 목에서 최대값을 나타냈고, 냉각채널쪽(coolant side) 벽면 최대 온도는 약 625 K 정도로 RP-1의 코킹(coking)한계인 700 K 이하 조건을 만족시켰으나 연소기 내부쪽(gas-side) 최대온도가 약 1300 K 정도로 다소 높아 냉각채널 형상의 수정이 필요할 것으로 보인다. 연료

인젝터에서의 압력강하를 F-1엔진 제원 기준으로 6.41 bar로 가정할 때 냉각채널의 압력강하는 약 30 bar이며 배관에서의 압력강하를 고려하지 않았을 때 연료 터보펌프의 토출압은 최소 115 bar 이상이 되어야 할 것으로 보인다.

4. 결 론

(1) 액체로켓엔진의 예비 설계시 엔진의 규모 및 형상을 결정하고 재생냉각 성능을 예측하기 위한 설계 방안을 고찰하였다.

(2) 1차원 관계식 및 경험식을 이용하여 주어진 추력, 연소실 압력, 주위 압력, 추진제 혼합비에 대해 성능을 해석하고, Rao 노즐 작도법으로 연소기 형상을 제시하였다.

(3) 제시된 연소기 형상에 대해 SUPERTRAPP을 이용하여 재생냉각 채널 내 냉각제 물성치를 계산하고 재생냉각 성능을 예측하였다.

(4) F-1 엔진의 제원과 예측된 엔진의 형상을 비교한 결과 주어진 조건에 대해 비교적 근사한 결과를 얻을 수 있었다.

(5) 본 연구결과를 활용하여 액체로켓 설계시 예비설계 단계에서 전체적인 시스템의 성능 및 엔진의 크기를 예측하여, 추후 설계 단계에서 유용하게 활용될 수 있을 것으로 예상된다.

5. 후 기

본 연구는 항공우주연구원 2009년 학연협력강화사업(성과창출형)의 연구비 지원으로 수행되었으며 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. David W. Way, "SCORES : Developing an Object-Oriented Rocket Propulsion Analysis Tool", AIAA 98-3227, 1998
2. J. Bradford, "SCORES-II Design Tool for

- Liquid Rocket Engine Analysis", AIAA 2002-3990
3. J. E. Bradford, A. Charania and B. St. Germain, "REDTOP-2: Rocket Engine Design Tool Featuring Engine Performance, Weight, Cost, and Reliability", AIAA 2004-3514
 4. 이진근, 김진한, "터보펌프식 액체로켓엔진의 시스템 해석", 한국항공우주학회지, 제 32권, 제 5호, 2004, pp.109-115
 5. 조원국, 박순영, 설우석, "가스발생기 사이클 로켓엔진 성능해석 프로그램 개발", 한국추진공학회지, 제 12권, 제 5호, 2008, pp.18-25
 6. 양희성, 박병훈, 윤웅섭, "액체 로켓 엔진 시스템 개념설계를 위한 모듈화 프로그램 Part I : 주요 구성품 설계", 한국항공우주학회지, 제35권, 제9호, 2007, pp.805-815
 7. 박병훈, 양희성, 김원호, 윤웅섭, "액체 로켓 엔진시스템 개념설계를 위한 모듈화 프로그램 Part II : 통합 모듈화 프로그램", 한국항공우주학회지, 제35권, 제9호, 2007, pp.816-825
 8. Humble, Henry and Larson, Space Propulsion Analysis and Design
 9. Sanford Gordon, Bonnie J. McBride, "Computer Program for Calculation Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications", NASA RP-1311, October 1994
 10. G.V.R. Rao, "Approximation of Optimum Thrust Nozzle Contour", ARS Journal, vol. 30, No. 6, Jun. 1960, p. 561.
 11. Dieter K. Huzel and David H. Huang, Modern Engineering for Design of Liquid-propellant Rocket Engines, AIAA
 12. Moody, L.F., "Friction Factors for Pipe Flow", Transactions of ASME, 1944, pp.671-684
 13. Chen, N.H., "An Explicit Equation for Friction Factor in Pipe", Industrial & Engineering Chemistry Fundamentals, Vol. 18, No. 3, 1979, pp 296-297
 14. NIST Thermophysical Properties of Hydrocarbon Mixtures Database (SUPERTRAPP) Version 3.2 Users' Guide
 15. B. Mc Hugh, "Numerical Analysis of Existing Liquid Rocket Engines as a Design Process Starter", AIAA 95-2970