

技術論文

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* · Min Kyo Seo* · Jaye Koo**† · Won Kook Cho*** · Woo Seok Seol****

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 by one-dimensional and experimental correlations. Finally, determinable plan for the 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)

접수일 2010. 12. 2, 수정완료일 2011. 1. 13, 게재확정일 2011. 1. 18

* 학생회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

** 종신회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

*** 종신회원, 한국항공우주연구원 발사체엔진팀

**** 정회원, 한국항공우주연구원 발사체엔진팀

† 교신저자, E-mail: jykoo@kau.ac.kr

[이 논문은 한국추진공학회 2010년도 추계학술대회(2010. 11. 25-26, 제주 샤인빌리조트) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

Nomenclature

D_i	Combustor diameter at i (m)
dx	difference of profiles(m)
G	Mass flux(kg/s-m ²)
R	Thermal resistance(cm ² -s-K/kcal)
ΔS	Combustor inner wall area (m ²)

1. 서론

로켓을 설계할 때에 개념 및 예비 설계 단계에서 초기 설계 조건을 적절하게 선택해야 추후 설계 단계에 있어 시간과 비용을 줄이고 시행착오를 최소화할 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 사이클 해석 및 성능 해석에 대한 연구가 주로 이루어졌으며 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 연소기가 우선적으로 설계되어야 한다. 하지만 액체로켓 엔진의 설계에 대한 국외 연구 결과는 설계과정이 공개되지 않고, 국내에서는 설계 프로그램의 개발 연구가 부족한 실정이다. 따라서 본 연구에서는 액체로켓 연소기의 예비 설계를 위해 액체산소와 케로신(RP-1)을 추진제로 사용하는 재생냉각식 엔진의 연소기에 대해 형상결정을 위한 프로그램을 작성하였고 계산 과정을 기술하였다. 또한 추후 설계 단계에 활용될 수 있도록 연소기의 1차원 재생냉각 해석을 통해 냉각성능을 검증하고 냉각 채널 설계의 가이드라인을 제시할 수 있도록 하였다. 최종적으로 본 연구에서 제시된 프로그램의 성능을 검증하기 위해 기존의 실물 엔진인 F-1 엔진 데이터와 비교하여 연소기 형상을 제시하고 설계 변수에 따른 재생냉각 해석 결과를 제시하였다.

2. 본론

2.1 프로그램 기본 구성

본 프로그램은 화학 평형 해석, 노즐 형상, 재생냉각, 추진제 물성치에 대한 계산을 수행하도록 Fig. 1과 같이 구성하였다. 화학 평형 해석 후 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 화학평형 해석을 재수행한 후 설계된 노즐형상에 따른 재생냉각 해석을 수행하여 재생냉각 채널을 지난 냉각유체 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.

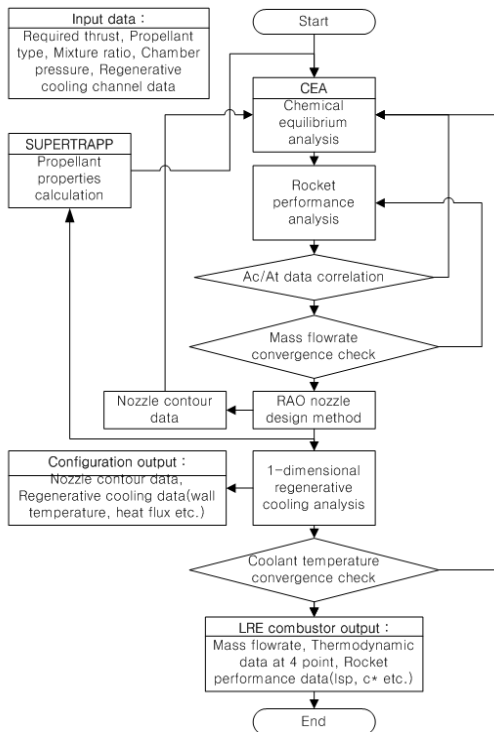


Fig. 1 Main Flowchart of the Design Program

22 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].

23 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 Eq. 1과 같이 산출하게 되며 추후 냉각유체의 온도변화 계산에 이용된다.

$$\Delta S = \left(\frac{D_i + D_{i+1}}{2} \right) dx \quad (1)$$

24 재생냉각 해석

냉각유체를 연료(RP-1)로 하는 일정한 사각형 단면의 재생냉각 채널로 가정하여 Fig. 4와 같이 연소기 벽면에 대해 1차원 해석을 수행하였다. 계산과정은 Fig. 5에 표현한 것과 같이 Bartz의 관계식 및 경험식[11]을 사용하여 열전달 계수를 구하고, 가스 방향 벽면 온도(gas side wall temperature), T_{wg} 에 대해 반복계산을 수행하였다. 탄화 수소 계열 연료 사용 시에 연소기 내부 벽면의 탄소 침착물이 열저항(thermal resistance)으로 작용하여 열전달 계수에 영향을 미치며, RP-1/LOx를 추진제로 사용하는 경우 열저항은 Eq. 2와 같이 제안되었다 [12].

$$R = e^{(11.7 - 7.26G)} \quad (2)$$

또한 Chen에 의해 제안된 전범위에서 고려된

마찰계수[13]를 Darcy's law[14]에 적용하여 점성에 의한 압력강하를 계산하고, 산출된 열유속으로 다음 격자점의 냉각유체 온도를 갱신한다.

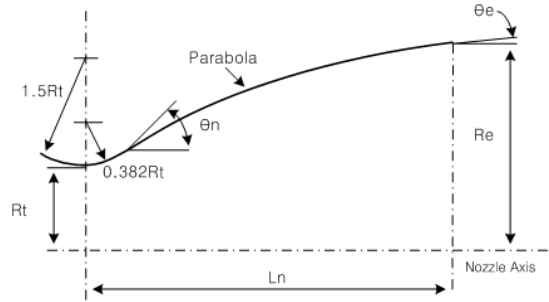


Fig. 2 Nozzle Design Parameters[7]

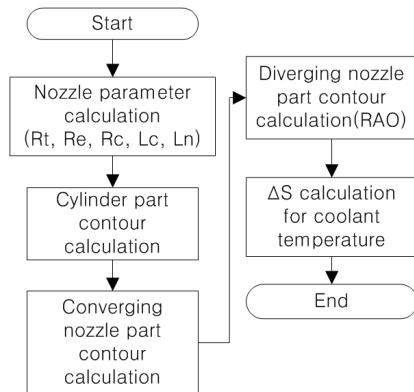


Fig. 3 Flowchart of Sub-program for Nozzle Design

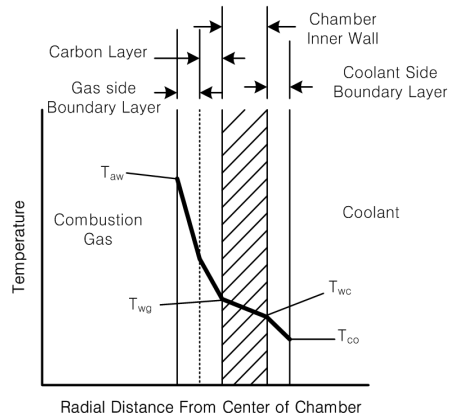


Fig. 4 Schematic of Heat Transfer and Temperature Contribution for Regenerative Cooling[7]

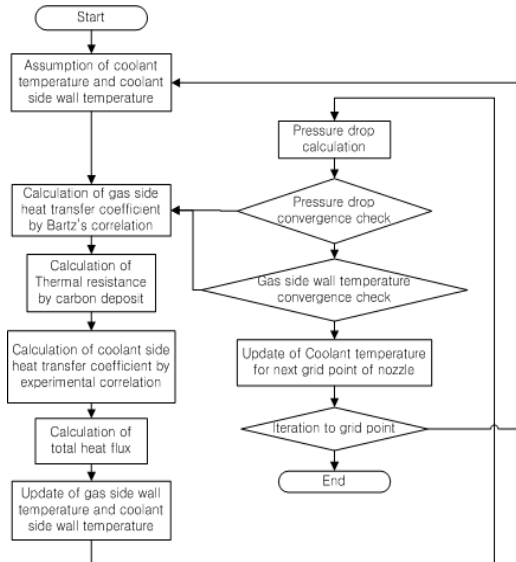


Fig. 5 Flowchart of Sub-program for Regenerative Cooling

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[15]. 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 연소기 형상 설계 결과 비교 및 검증

F-1 엔진[16]을 대상으로 유사한 입력값을 적용한 연소기 성능 해석결과를 Table 1에서 비교하였으며 결정된 연소기 형상을 Fig. 6에 나타내었다. 연소기 형상 설계결과 비추력 및 형상데이터가 거의 실제 F-1엔진 제원과 유사함을 확인

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	
Characteristic length (m)	1.22	1.22	
Isp, vacuum (sec)	304.8	309.2	
Combustor length (m)	4.9	4.658	Output data
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	

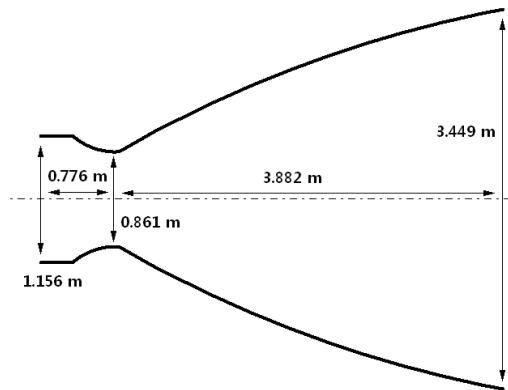
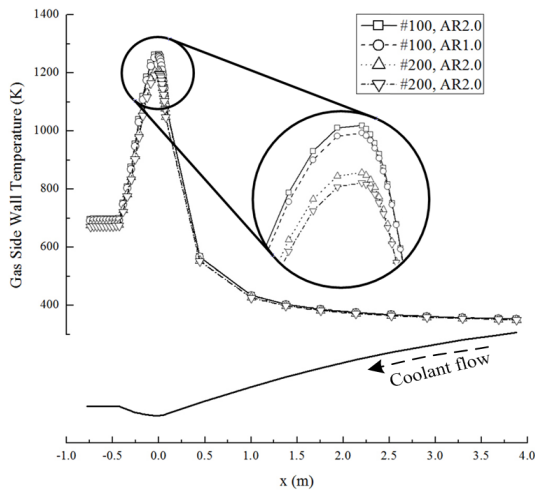


Fig. 6 Determined Combustor Configuration

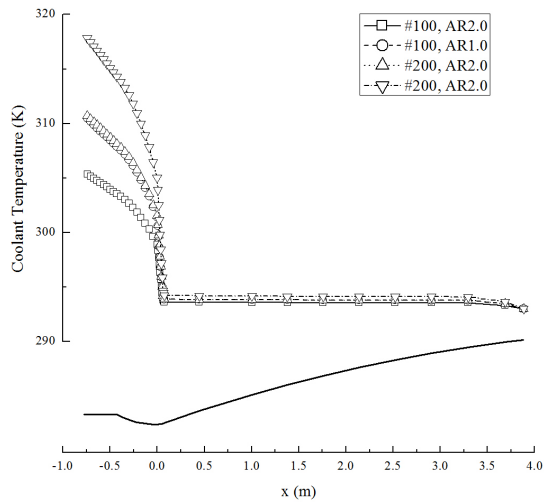
하였다. 연소기 길이의 경우 다소 차이가 났으나 실제 제원상의 엔진 길이는 5.608m 이나 연소기 외의 부분이 포함된 길이이므로, 순수한 연소기 길이만 고려하였을 때 약 4.9m 이다. 연소실 형상설계 결과 최대 약 6.5%의 오차를 갖는 것을 확인하였으며, 설계된 연소기 형상을 이용하여 열전달 해석을 수행하였다.

Table 2. Input Parameters and Calculated Results of Regenerative Cooling Analysis

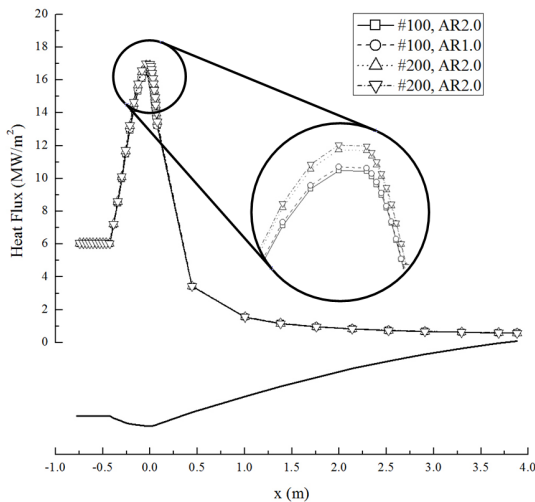
	Baseline	Case1	Case2	Case3
Input parameters				
Number of cooling channel	100	100	200	200
Aspect ratio of channel	2.0	1.0	2.0	1.0
Calculated results				
Maximum gas side wall temperature(K)	1263.56	1254.87	1208.32	1196.77
Coolant temperature rise(K)	12.37	17.42	17.70	24.85
Maximum heat flux(MW/m ²)	16.47	16.54	16.90	17.00
Coolant pressure drop(bar)	20.35	20.30	30.87	30.78



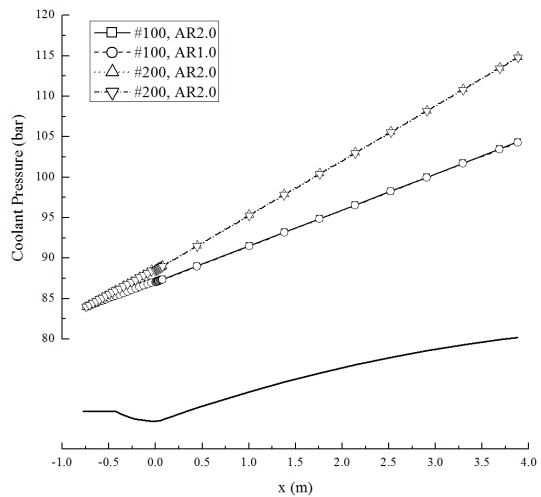
(a) Gas side wall temperature



(b) Coolant temperature



(c) Heat flux



(d) Coolant pressure

Fig. 7 Prediction of (a) Gas side wall temperature, (b) Coolant temperature, (c) Heat flux and (d) Coolant pressure

3.2 재생냉각 해석 결과

동일한 면적을 가지는 간단한 사각채널이며 노즐 출구에서부터 인젝터 방향으로 흐른다고 가정하여 재생냉각 해석을 하였다. 재생냉각 채널 개수 100개, 면적비 2.0을 기준으로 채널개수와 면적비를 변화시켜 Table 2, Fig. 7과 같이 열전달 해석 결과를 비교하였다. 각 채널당 냉각유체의 질량유속(mass flux)은 0.03 kg/s-mm^2 로 일정하다고 가정하였다. 연소기 내부 벽면의 재질은 OFHC(oxygen - free - high - conductivity) 구리 재질로써 열전도율은 $400 \text{ W/m}^2\text{-K}$ 이다.

면적비가 감소하고(case 1) 냉각채널 개수가 증가할수록(case 2) 연소기 벽면온도가 감소하였으며 둘 다 변화시켰을 경우(case 3)에 약 1196 K로써 연소기 벽면 온도가 가장 낮았다. 또한 면적비를 0.5배 감소시켰을 경우와 채널 개수를 2배 증가시키는 경우에 냉각 유체 온도가 약 1.4배 증가하였으며, 냉각 유체의 압력강하는 채널 개수가 2배 증가함에 따라 약 1.5배 증가 하였다. 연소기 벽면 온도는 case 3가 가장 낮았지만 압력강하와 냉각 유체의 온도 상승이 가장 크므로 제한조건에 따라 설계범위를 벗어 날 수 있으므로, 채널 개수 및 면적비는 제한 조건에 따라 적절하게 선정되어야 한다.

4. 결 론

액체로켓엔진의 예비 설계 시 엔진의 규모 및 형상을 결정하고 재생냉각 성능을 예측하기 위한 설계 방안을 고찰하였다. 해석 시간이 짧은 화학평형 해석과 재생냉각 1차원 해석으로 빠른 피드백을 통한 연소기 설계가 가능하였으며 SUPERTRAPP을 이용하여 재생냉각 해석 시에 기존의 연구보다 물성치에 대한 높은 정확도를 확보하였다. 1차원 관계식 및 경험식을 이용하여 주어진 추력, 연소실 압력, 주위 압력, 추진제 혼합비에 대해 성능을 해석하고, Rao 노즐 작도법으로 연소기 형상을 제시하였다. 계산된 연소기 형상에 대해 SUPERTRAPP을 이용하여 재생냉각 채널 내 냉각유체 물성치를 온도 압력의 변

화에 따라 계산하고 재생냉각 성능을 예측하였다.

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

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원 2009년 학연협력강화사업(성과창출형과제)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, 제32권, 제5호, 2004, pp.109-115
5. 조원국, 박순영, 설우석, "가스발생기 사이클 로켓엔진 성능해석 프로그램 개발," 한국추진공학회지, 제12권, 제5호, 2008, pp.18-25
6. 양희성, 박병훈, 윤웅섭, "액체 로켓 엔진시스템 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," 한국

- 항공우주학회지, 제35권, 제9호, 2007, pp.816-825
8. Ronald Humble, Gary N. Henry and Wiley J. Larson, Space Propulsion Analysis and Design, McGraw-Hill, 1995
 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. R. T. Cook, "Advanced Cooling Techniques for High-pressure Hydrocarbon-fueled Engines," NASA CR-159790, 1979
 13. Moody, L.F., "Friction Factors for Pipe Flow," Transactions of ASME, 1944, pp.671-684
 14. Chen, N.H., "An Explicit Equation for Friction Factor in Pipe," Industrial & Engineering Chemistry Fundamentals, Vol. 18, No. 3, 1979, pp.296-297
 15. NIST Thermophysical Properties of Hydrocarbon Mixtures Database (SUPERTRAPP) Version 3.2 Users' Guide
 16. B. Mc Hugh, "Numerical Analysis of Existing Liquid Rocket Engines as a Design Process Starter", AIAA 95-2970