

연소기연소시험설비(CCTF) 연료공급시스템 해석

정용갑* · 이광진* · 조남경* · 한영민*

Modeling and Simulation of CCTF Fuel Supply System

Yonggahp Chung*† · Kwangjin Lee* · Namkyung Cho* · Yeoungmin Han*

ABSTRACT

The propulsion system of space launch vehicle generates thrust by supplying oxidizer and fuel to combustion chamber. KSLV-II 2nd stage engine, currently under development by KARI, is to use liquid oxygen as a oxidizer and JET-A1 as a fuel. The 2nd stage pump-fed engine is mainly composed of combustion chamber, turbo-pump and engine supply system. To develop liquid propulsion engine, the development of combustion chamber must be preceded. For performance validation of the combustion chamber, the designed and manufactured combustion chamber should be tested in combustion chamber test facility(CCTF). The detailed design for the planned CCTF in Naro Space Center was conducted. The fuel supply system modeling using AMESim was performed based on the results of the detailed design, and the fuel supply characteristics was analyzed in this paper.

초 록

우주발사체 추진기관은 일반적으로 산화제와 연료를 연소실로 공급하여 추진력을 얻게 된다. 개발 중에 있는 한국형 발사체(KSLV-II) 2단 엔진의 경우 산화제로는 액체산소(Liquid Oxygen)를 사용하고 연료로는 JET-A1이 사용될 예정이다. 터보펌프 공급방식인 2단 엔진의 주요 구성은 연소기와 터보펌프, 엔진공급시스템 등으로 구성되어 있다. 액체 추진 엔진 개발을 위해서는 서브시스템인 연소기 개발이 선행되어야 하고 설계 및 제작된 연소기의 성능 검증은 연소기 연소시험설비(CCTF)에서 수행된다. 우주센터에 구축 예정인 연소기 연소시험설비에 대한 상세설계가 수행되었으며, 본 설계 결과를 기준으로 AMESim을 사용하여 연료공급시스템에 대한 모델링을 수행하여 연료 공급특성을 해석하였다.

Key Words: Combustion Chamber Test Facility(CCTF, 연소기시험설비), Fuel(연료), Supply System (공급시스템), Hydraulic and Pneumatic(유공압), AMESim(아메심)

1. 서 론

* 한국항공우주연구원 추진시험팀

† 교신저자, E-mail: ygchung@kari.re.kr

우주발사체의 추진기관은 추진제의 공급방식에 따라 가압식과 터보펌프식으로 구분된다. 한국형 발사체(KSLV-II)의 2단 엔진은 추력 75톤급 터보펌프식 액체엔진으로 개발되고 있으며 사용하는 추진제는 산화제로 액체산소(LOX) 그리고 연료로 JET-A1이다. 액체 엔진의 주요 구성은 연소기와 터보펌프, 엔진공급시스템으로 크게 나눌 수 있으며 각 서브시스템의 개발은 독립적으로 개발되어 시험을 통한 성능 검증이 이루어진다[1,3]. 설계 및 제작된 연소기에 추진제를 설계 조건으로 공급하여 연소시키는 연소시험은 연소기 개발 과정에서 성능 검증을 위한 필수적인 방법이다. 이와 같이 연소기 연소시험을 수행하여 연소기의 성능을 검증하는 설비를 연소기 연소시험설비(CCTF, Combustion Chamber Test Facility)라 한다[2].

우주센터에 구축 예정인 연소기 연소시험설비에 대한 상세설계를 기준으로 AMESim을 이용하여 연료공급시스템에 대한 모델링 및 해석을 수행하였다[1]. 모델링 및 해석을 위한 연료공급시스템의 범위는 가압제인 가압제 저장용기에서부터 감압제어기구, 연료작동탱크, 연료공급배관 그리고 테스트스텐드의 연소기 매니폴드 연결부까지이다. 수행된 연료공급시스템 모델링을 통한 해석 결과에서는 가압제 저장용기 및 연료작동탱크에서의 압력 특성, 공급배관에서의 유체 유속 및 압력 손실, 연료작동탱크간의 레벨 불균일 특성 등을 고찰하였다

2. 연료 공급시스템

2.1 연료 공급시스템 구성

연료 공급시스템은 가압제 저장부와 감압제어부, 연료작동탱크, 연료공급배관 등으로 구성되었고 가압제와 연료로는 질소가스와 JET-A1을 사용한다. Fig. 1은 연료공급시스템의 개략도이다.

가압제 저장부는 24개의 고압가스용기와 공급배관 등으로 구성되어 가압제를 저장하는 부분이고 감압제어부는 가압제 저장부로부터 고압으

로 공급되는 가압제를 설정 가압압력(110barA)으로 감압하는 부분이다. 감압된 가압제는 12개로 구성된 연료작동탱크를 가압하여 탱크 하부 매니폴드에서 하나의 공급배관을 통하여 테스트스텐드로 공급된다.

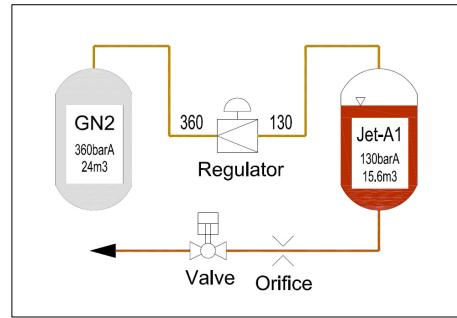


Fig. 1 Fuel Supply System of CCTF

2.2 설계 및 해석 조건

연소기 연소시험설비는 추력 75톤급 연소기 성능 검증 및 평가를 위하여 탈설계점 연소시험이 가능하도록 설계되었다. Table 1은 연소기 연소시험설비의 설계 조건이고 본 해석은 설계 조건에 대하여 수행하였다.

Table 1. Design Conditions for CCTF

Parameter		Design/Analysis
Pressurant	Fluid	Gaseous Nitrogen
	Ini. Press.	360 barA
	Volume	24 m ³ (1m ³ x8x3)
Fuel	Fluid	Jet-A1
	Set. Press.	130 barA
	Volume	15.6 m ³ (1.3m ³ x12)
	Ini. Level	90 %
Regulator type		Dome-loaded
Main Fuel Flowrate		70.6 kg/s

3. 공급시스템 모델링

3.1 가압제 저장부와 연료 작동탱크부

가압제는 이상기체를 적용하였고 연료작동탱크에서 기체와 액체사이의 열전달률은 0.03 W/m²K로 가정하였다. 연료작동탱크의 벽을 통하여 외부로의 열전달은 없는 것으로 가정하였고 연료작동탱크의 초기 연료 수위는 90%로 설정하였다.

Figure 2는 연소기 연소시험설비의 연료공급시스템 모델링이다. 여기서 (a)는 가압제 저장부이고 (b)는 감압제어장치, (c)는 연료작동탱크부 그리고 (d)는 테스트스탠드로의 연료공급배관이다.

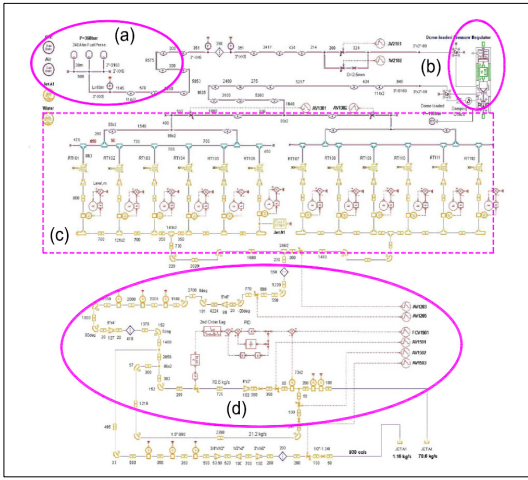


Fig. 2 Fuel Supply System Modeling using AMESim

3.2 공급배관 및 오리피스

가압제 및 연료 공급배관에서의 압력 손실은 Darcy-Weisbach 관계식을 사용하여 계산되었다. 액체 공급 배관에 적용된 배관 재료로 SUS316을 적용하였고 공급 배관의 절대거칠기()는 1.5 μm을 사용하였다.

$$\Delta p = \lambda \frac{l}{D_h} \cdot \frac{\rho Q^2}{2A_{min}^2} \quad (1)$$

$$\zeta = \lambda \frac{l}{D_h} \quad \text{and} \quad \lambda \equiv \lambda(Re, rr) \quad (2)$$

여기서 λ 는 마찰계수, D_h 등가직경, l 은 유동길이, Q 는 용적유량, ρ 는 밀도, A_{min} 은 유동단면적, Re 는 레이놀즈수, rr 은 상대거칠기($rr = \epsilon / D_h$)이다.

3.3 감압제어장치 (레귤레이터)

고압의 가압제를 설정 가압압력으로 감압제어하는 장치로 설계된 돔부하형 레귤레이터 모델링은 Fig. 2의 (b)와 같다. 레귤레이터의 돔부하에는 설정한 압력으로 공기가 일정하게 공급되도록 모델링 하였다.

4. 해석 결과 및 고찰

연료공급시스템에 대한 모델링은 열전달을 고려하였으나 가압제와 연료가 상온 조건에서 저장 및 공급되므로 열전달 영향이 크지 않아 결과에서는 생략하였다. 또한 테스트스탠드부의 주 배관에서 분기되는 바이패스라인과 점화기라인의 경우 초기 점화시 유동특성은 운용 방법에 따라 다르므로 본 결과에서는 생략하였다.

4.1 가압제 저장용기 및 연료작동탱크에서의 특성

Figure 3은 가압제 저장용기와 연료작동탱크에서의 압력과 온도 특성, 연료공급 유량 등을 나타낸 것이다. 추진제인 연료 공급은 130초 동안 질소가스로 연료작동탱크를 약 130 barA로 가압하여 공급배관으로 JET-A1을 공급하였다. 가압제 용기에서의 압력(PT1)과 온도(TT1)는 360 barA와 293K에서 공급이 시작되어 종료 시에는 가스 압력이 60 bar로 강하하여 300 barA가 되었고 온도는 7도가 강하하여 286K이 되었다.

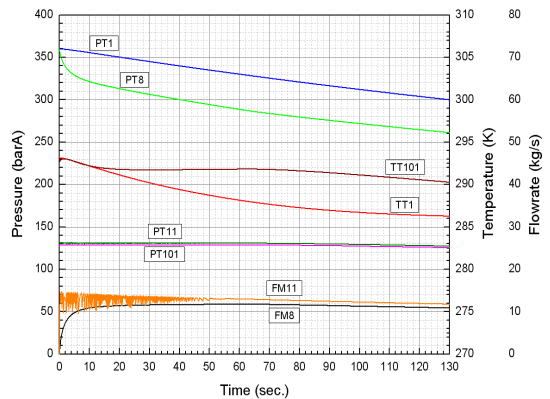


Fig. 3 Pressure, Temperature and Flowrate Distribution

가스저장용기에서 감압제어장치인 레귤레이터 전단(PT8)까지 공급배관에서의 압력손실은 최대 39 bar로 나타났다. 레귤레이터에서는 고압으로 공급되는 가압제를 130 barA로 감압하여 연료작동탱크로 공급되었고 레귤레이터 후단(PT11)에서 연료작동탱크(PT101)까지 공급배관에서의 압력손실은 약 2 bar 정도로 나타났다.

TT101은 연료작동탱크 내부의 가스 온도를 나타낸 것으로 가스와 액체사이 열전달이 이루어진 것을 알 수 있다. FM8은 가압제 저장용기 매니폴드에서의 유량이고 FM11은 레귤레이터 후단에서의 가압제 공급 유량으로 65초에서 각각 11.77 kg/s와 12.93 kg/s 이었다.

4.2 연료작동탱크에서의 레벨 특성

연료작동탱크는 1.3m³ 용기 12개가 6개씩 매니폴드(RT101~RT106, RT107~RT112)로 연결되고 다시 하나의 공급배관으로 합쳐져 연료를 공급하게 된다. 그리고 연소시간이 짧은 경우에는 한쪽 매니폴드의 탱크(6개)만을 사용하여 연료를 공급할 수 있도록 설계되었다. Fig. 4는 설계 조건으로 연료가 공급될 때 12개 각각의 탱크에서 토출되는 연료 유량과 탱크내에서의 액체 레벨 강하를 나타낸 것이다.

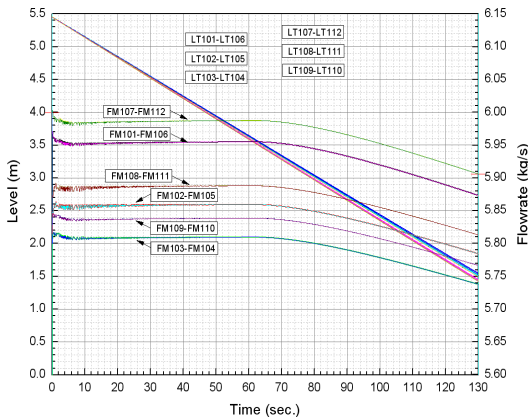


Fig. 4 Level & Flowrate at Fuel Runtanks

여러 개의 추진제 탱크가 가스 공급 매니폴드와 액체 토출 매니폴드에 연결되어 하나의 배관

으로 토출될 경우에는 가스 공급배관과 액체 토출배관의 위치와 형상에 따라 추진제 탱크들 사이에 레벨 차이가 발생하게 된다.

12개의 탱크가 Fig. 2의 (c)에서와 같이 구성된 경우 레벨 불균일이 상대적으로 적은 것으로 판단되어 상세설계가 수행되었고 이에 대한 해석이 수행되었다. 2개의 섹션에서 첫 번째의 탱크(RT101, RT107)와 여섯 번째의 탱크(RT106, RT112)에서 토출 유량이 가장 많았고 중간부 탱크(RT103과 RT104, RT109과 RT110)에서 토출 유량이 가장 작게 나타났다. 연료 공급이 종료되는 130초에 각각의 탱크사이 최대 레벨 불균일은 약 1.9%로 계산되었다.

4.3 가압제 공급배관에서의 가스 유속

Figure 5는 가압제 공급배관에서의 가스 유속을 나타낸 것이다. 여기서 FM5는 레귤레이터에서 감압되기 전의 가압제 공급부에서의 유량이고 FM12는 약 130 barA로 감압된 후의 유량을 나타낸다. 가압제가 감압되기 전인 3인치 배관(V5)에서는 11 m/s 내외의 유속을 나타냈고 130 barA로 감압된 후의 두 섹션으로 분기되기 전 3인치(V12)와 분기 후 3인치(V13), 탱크별 가스 유입배관 2인치(V18)에서는 각각 25 m/s, 12 m/s, 6 m/s 내외의 유속을 나타내었다. 일반적으로 가스 공급배관에서의 유속 설계는 30 m/s 미만을 추천하므로 본 설비의 설계는 적절한 것으로 사료된다.

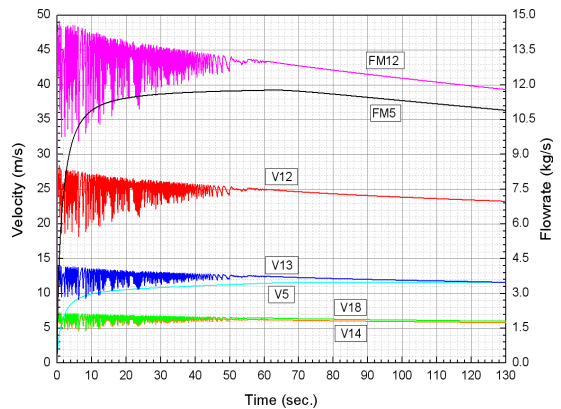


Fig. 5 Velocity at Gas Supply Lines

4.4 연료 공급배관에서의 유속

Figure 6은 연료작동탱크 토출 공급배관에서 연소기 연결 배관까지의 연료 유속을 나타낸 것이다. 연료 공급 유량은 유량제어밸브의 제어(PID)에 의해 70.6 kg/s로 일정하게 유지되었다. V21과 V23은 각 탱크의 하부 연결 배관에서의 유속으로 2인치 배관에서 5.1 m/s, 2.5인치 배관에서 2.7 m/s 이었다.

6개 탱크가 연결된 섹션 1의 매니폴드에서 토출되는 6인치 배관에서의 유속(V07)은 3.4 m/s, 섹션 1과 섹션 2가 합쳐진 6인치 주배관에서의 유속(V08)은 6.7 m/s로 계산되었다. 다음의 5인치 배관에서의 유속(V54)은 9.7 m/s 이고 유량제어밸브가 설치된 4인치 배관에서의 유속(V58)은 13.1 m/s로 계산되었다.

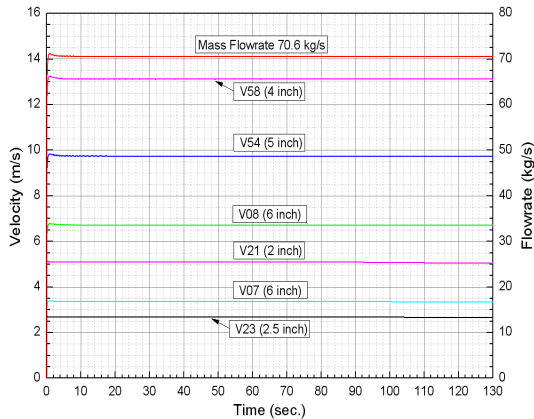


Fig. 6 Velocity at Fuel Supply Lines

4.5 액체 유량제어기구에서의 압력 및 온도 특성

연료공급시스템에서 공급 유량은 유량제어밸브의 PID 제어로 수행된다. Fig. 7은 유량제어밸브 전단과 후단에서의 압력과 온도 변화를 나타낸 것이다. FM300은 제어된 유량 선도로 유량제어가 70.6 kg/s로 일정하게 유지되는 것을 볼 수 있다. 유량제어밸브 전단(PT60)과 후단(PT61)에서의 압력은 약 126.5 barA와 72.1 barA로 여기서 압력손실은 54.4 bar로 나타났다. 후단 압력은 본 연소시험설비에서 시험 예정인 연소기의 연소실 압력을 고려하여 선정되었다.

온도의 경우 유량제어밸브 후단(TT64)에서는 전단(TT63)에 비하여 약 3.3°C 상승하였다. 유량제어밸브의 오리피스에서 유속과 단면적은 약 81 m/s와 1,080 mm² 내외로 계산되었다.

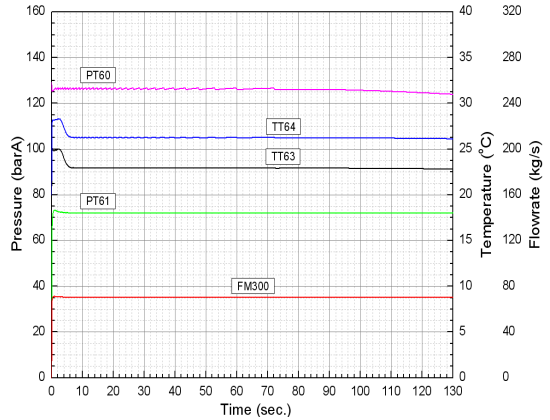


Fig. 7 Flow Control in Fuel Supply System

Figure 8과 9는 모델링에 적용된 연료 JET-A1에 대한 각 압력과 온도에 따른 밀도와 절대점도를 나타낸 것이다. 압력 130 barA와 온도 20°C에서 유체의 밀도(ρ)는 808.8 kg/cm³로 계산되었다. 또한 절대점도(μ)는 1.3744 cP, 동점성계수(ν)는 1.7 cSt, 정압비열은 1,880 J/kg/K, 열전달계수는 0.125 W/m/K로 계산되었다.

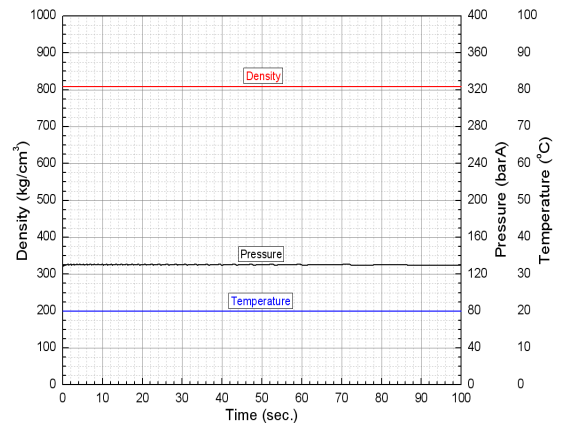


Fig. 8 Density of Jet-A1

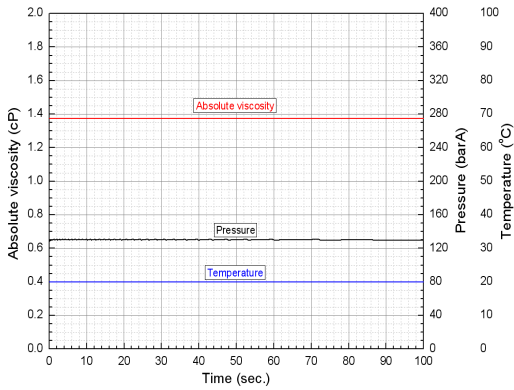


Fig. 9 Absolute Viscosity of Jet-A1

5. 결 론

우주센터에 구축 예정인 연소기 연소시험설비 상세설계를 기준으로 AMESim을 이용하여 연소기연소시험설비 연료공급시스템에 대한 모델링과 해석을 수행하여 유공압 특성을 고찰하였다.

본 모델링과 해석을 수행하여 고찰한 결과 설계된 연소기 연소시험설비 연료공급시스템의 상세설계는 연소기 개발시험 설비에서 요구되는 성능을 만족시킬 것으로 사료된다.

참 고 문 헌

1. 이광진, 임병직, 서성현, 한영민, 최환석, “액체로켓엔진 연소기의 성능평가를 위한 가압식 연소시험설비의 구성 요구조건,” 한국추진공학회지, 제15권, 제4호, 2011, pp.94-102
2. Michael J. A., Jeffery L. E., Daweel J. G., and Manfred Peinemann, “Liquid Engine Test Facilities Assessment,” The Aerospace Corporation, 2002
3. Sutton, G. P., Rocket Propulsion Elements, 6th ed., John Wiley & Sons Inc., 1992