

8톤급 다단연소 사이클 로켓엔진 연소기 혼합헤드 설계

김동기^{1,†} · 하성업¹ · 문일윤¹ · 문인상¹

¹한국항공우주연구원 발사체엔진팀

Design of Mixing Head Part of Combustion Chamber for 8tonf Class Staged Combustion Cycle Rocket Engine

Dongki Kim^{1,†}, Seong up Ha¹, Il yoon Moon¹ and Insang Moon¹

¹Rocket Engine Team, Korea Aerospace Research Institute(KARI)

Abstract : Staged combustion cycle engines are well known to have high combustion efficiencies and specific impulse. In this study, design of mixing head part of combustion chamber for 8tonf class staged combustion cycle rocket engine (ES-08) was performed. Structural stability of the mixing head part of the combustion chamber is very important design factor because it is loaded by high temperature and high pressure of fuel and oxidizer as well as by thrust load simultaneously. Uniformity of flow distributions of the propellants to the injectors is also important factor. First, a basic configuration for the ES-08 mixing head part was designed on the basis of the structural design requirements. And then, the structural analyses were performed on the basic configuration as well as some of reinforced configurations. As the structural analyses results, the most stable configuration was selected for the ES-08 mixing head part. In order to examine the uniformity of the flow distributions of the propellants through the manifold of the mixing head, flow analysis was performed based on the selected configuration. The results of the flow analysis showed that the fuel and the oxidizer were uniformly supplied to the injector.

Key Words : Staged Combustion Cycle Rocket Engine, Mixing Head Part, Structural Design, Injector

1. 서 론

다단연소사이클 로켓엔진은 높은 효율을 낼 수 있기 때문에 러시아 등 몇몇 우주 발사체 선진국들을 중심으로 연구개발이 진행되어 왔다[1, 2]. 국내에서는 한국항공우주연구원(이하 항우연)을 중심으로 8톤급 다단연소사이클 로켓엔진 연구가 진행 되고 있으며, 특히 산화제 과잉 예연소기(Preburner)의 개발이 상당부분 이루어진 상황이다[3-6]. 항우연은 다단연소엔진 예연소기 개발에 이어 주연소기 개발에 힘쓰고 있다.

연소기 혼합헤드는 분사기를 통해 연소실로 주입되는 추진제가 적절히 혼합되도록 해주는 주요 부분이다. 혼합헤드는 연소기 작동 시 발생하는 추력과 연소실에서의 강력한 연소를 견딜 수 있어야 할 뿐 아니라 잔류 추진제에 의한 충격이 감소되도록 설계되어야 한다[7]. 또한 다단연소방식 연소기 혼합헤드에서 산화제는 예연소기를 통해 고온 고압의 기체 상태로 공급되기 때문에 구조적으로 안정해야한다[5, 6]. 액체 로켓엔진용 연소기 혼합헤드의 내부 유동영역은 추진제인 산화제와 연료를 분사기로 공급하는 각각의 매니폴드로 이루어져 있으며, 매니폴드는 각 추진제를 분사기에 균일하게 공급하도록 설계되어야 한다[8, 9]. 분사기로 공급되는 추진제의 유량분포가 불균일할 경우 연소기 벽면에 비정상적인 열부하를 가하게 되어 국부

Received: April 21, 2015 Revised: June 7, 2015 Accepted: June 26, 2015

† Corresponding Author

Tel: +82-42-870-3818, E-mail: kdk2880@kari.re.kr

Copyright © The Society for Aerospace System Engineering

적 온도상승을 야기할 수 있고, 심한 경우 연소실 벽면의 물리적 파괴를 가져올 수도 있다. 또한 불균일한 추진제의 공급으로 연소 불안정이 발생해 추력 성능의 손실을 야기할 수도 있다[10].

본 연구에서는 설계 요구 조건을 바탕으로 8톤급 다단연소 사이클 로켓엔진 주연소기(ES-08) 혼합헤드 형상을 설계하였으며, 구조해석과 유동해석을 수행하여 구조적인 안정성과 유동균일성을 검증하였다.

2. 구조설계

2.1 혼합헤드 설계 규격 및 형상설계

연소기 혼합헤드는 최대작동조건인 압력과 추력하중에서 구조적으로 안정해야 한다. 또한 혼합헤드 설계와 제작 시 분사기의 배열, 조립, 분사기로의 추진제 공급의 편이성, 연소실과 혼합헤드 간의 접합의 간편화를 이룰 수 있도록 해야 한다. 대표적인 다단연소방식 로켓엔진 RD-170과 RD-8의 혼합헤드 형상을 바탕으로 8톤급 다단연소방식 로켓엔진 연소기(ES-08) 혼합헤드의 기본형상을 Fig. 1 과 같이 설계하였다. 설계된 ES-08 연소기와 RD-8 연소기 규격을 Table 1. 에 정리하였다. 설계된 혼합헤드는 케로신(kerosene)을 분사기로 공급하는 연료 매니폴드, 예연소기를 통해 생성된 고온 고압의 액체산소(LOx)를 분사기로 공급하는 산화제 매니폴드, 스크류 형태의 스월러를 사용하여 와류를 형성하는 점화용 분사기와 방사형으로 배치된 다수의 주분사기, 산화제와 연료의 유동 균일성 향상을 위한 산화제 스크린과 연료 스크린, 분사기 페이스 플레이트로 구성되어 있다.

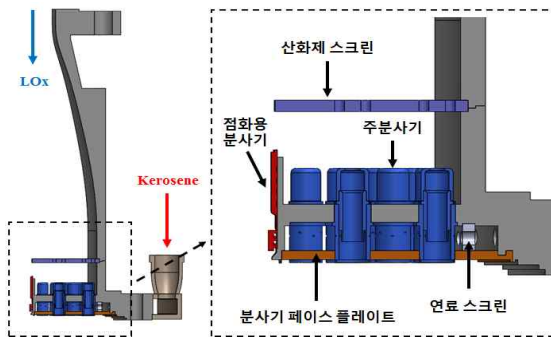


Fig. 1 Schematic Design of Mixing Head Part for ES-08 (1/6 Model)

Table 1 Design Requirements of RD-8 and ES-08

	ES-08	RD-8
연소압[MPa]	8	7.65
비추력	345.8	342
O/F	2.5	2.4
확장비	110.7	103.7

2.2 연소기 혼합헤드 소재선정

연소기 혼합헤드의 재료는 강도와 제작성, 작동환경, 제작비용 등을 고려하여 선정해야한다. 미국, 러시아와 같은 선진국의 경우 고강도 재료인 Inconel 718, 03X 12H10MTPY 등을 연소기 혼합헤드에 사용하여 구조적인 안정성을 향상시키는 동시에 무게 또한 최소화 되도록 하였다[11]. 본 연구에서 개발된 ES-08 연소기 혼합헤드는 초기개발모델로 수급이 쉽고 경제성이 우수한 국내 재료를 사용하여 구조설계를 진행하였다. 고온의 연소가스와 노출되는 분사기 페이스 플레이트는 열전도율이 좋은 구리합금을 사용하였으며, 그 외 파트에는 가공성이 좋고 연성이 우수한 오스테나이트 계열의 스테인리스 스틸 UNS S31603을 사용하였다.

3. 구조해석

3.1 기본설계모델 구조해석

설계된 기본모델의 구조안정성을 검증하기 위해 구조해석을 수행하였다. 구조해석에 사용된 혼합헤드 유한요소 모델은 Fig. 2와 같다. 혼합헤드 모델은 연료 입구부를 제외하고 회전방향으로 반복구조를 가지고 있기 때문에 대칭성을 고려하여 전체 모델의 1/12 절단모델을 해석모델로 사용하였다. 구조해석을 위해 사용된 소재의 기계적 물성은 Table 2 에 나타내었다.

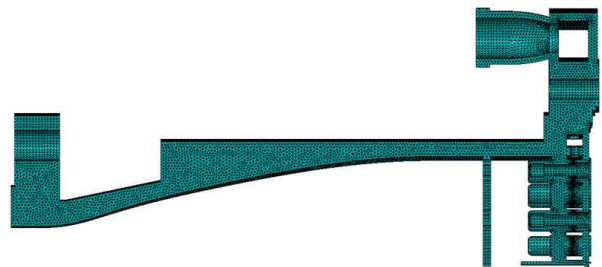
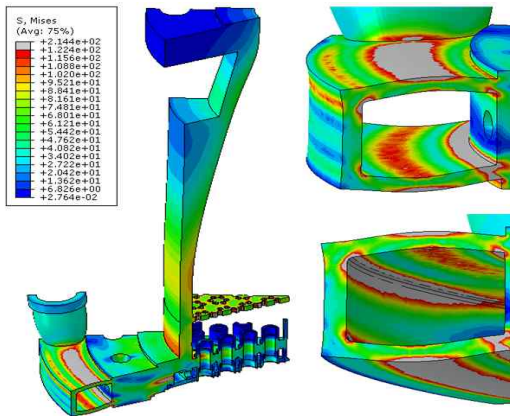


Fig. 2 FE Model for the Mixing Head Part

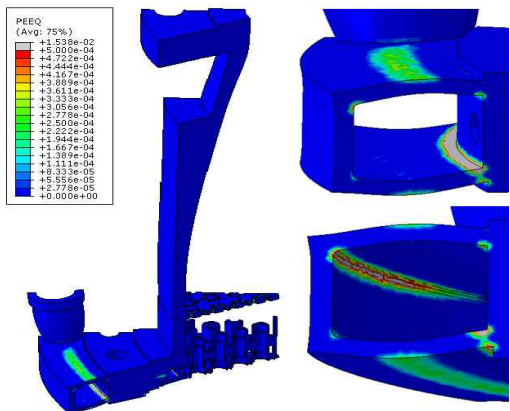
Table 2 Mechanical Properties of UNS S31603 and Copper alloy

	Temp. (°C)	Density (kg/m ³)	Yield strength (MPa)	Youngs modulus (MPa)
UNS S31603	20	7.90x10 ³	210.5	209689
	400		122.4	175340
Copper alloy	20	8.93x10 ³	42.36	116700
	400		34.49	94000

압력조건은 최대 예상 작동 압력(MEOP)과 안전계수(Safety Factor) 1.2를 적용하였다. 경계조건으로 대칭 경계조건을 적용하였으며, 연소기가 결합되는 플랜지 면을 길이방향으로 고정하였다. 모델링에 사용된 요소는 3차원 4면체요소(4-node linear tetrahedron)이며 상용 유한 요소 해석(FE Analysis) 프로그램인 Abaqus v6.12을 이용하여 해석을 수행하였다[12].



(a) Von-Mises Equivalent Stress Distribution



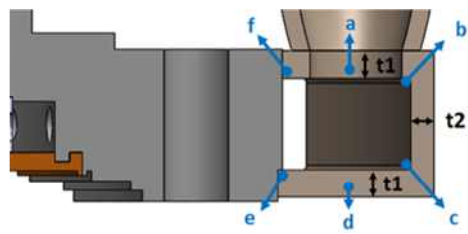
(b) Equivalent Plastic Strain Distribution

Fig. 3 Stress and Strain Results for the Mixing Head Part

Figure 3은 혼합헤드에 작용하는 Von-Mises 응력의 분포(a)와 등가 소성 변형률 분포(b)를 나타낸다. UNS S31603의 항복강도 122.4 MPa(@ 400 °C)와 구리합금의 항복강도 34.5 MPa(@ 400 °C)를 기준으로 매니폴드 플랜지 면의 모서리 부분과 연료 공급부의 연료링(Fuel ring) 부위에서 항복이 발생하였다. 매니폴드 플랜지의 경우 모서리 일부에서 항복이 발생한 것으로 하부에 연소기가 결합되었을 경우 원주 방향으로의 변위가 상대적으로 줄어들어 구조적으로 크게 문제가 되지 않을 것으로 판단된다. 하지만 연료링 모서리와 연료링-매니폴드 접합부 경우에는 소성변형과 저주기 피로에 의해 브레이징 접합면이 벌어지는 등 기밀 문제가 발생할 가능성이 있기 때문에 이 부분에 대한 구조적인 보강이 필요하다.

3.2 연료링 구조보강모델 구조해석

연료링의 구조 보강을 위해 Fig. 4과 같이 ‘c’자 형태의 연료링의 두께 t1과 t2에 따라 3개의 구조보강 모델을 추가 설계하였다. case1은 기본 설계 모델로 t1과 t2가 각각 4 mm 이며 case2~4는 t1과 t2를 보강한 모델로 Fig. 4에 정리하였다. 기본 설계 조건에서 항복이 발생했던 연료링의 구조취약부 여섯 포인트(a, b, c, d, e, f)포 선정하여 세 가지의 구조보강 모델에 따라 구조취약부의 등가 응력 분포와 등가 소성 변형률 분포가 어떻게 변하는지 알아보려고 하였다. 구조 해석에 사용된 재료의 물성, 온도 및 압력조건, 경계조건 등 구조해석을 위한 모든 조건은 기본 설계 모델 해석 조건과 동일한 조건을 적용하여 구조해석을 수행하였다.



	case1	case2	case3	case4
t1	4 mm	5 mm	5 mm	6 mm
t2	4 mm	4 mm	5 mm	5 mm

Fig. 4 Structural Reinforced Configurations and Six Weak Points

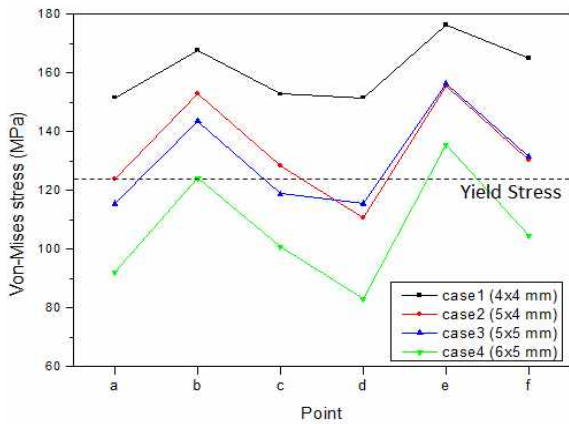


Fig. 5 Von-Mises Stresses Distributions at the Six Points on the Fuel Ring

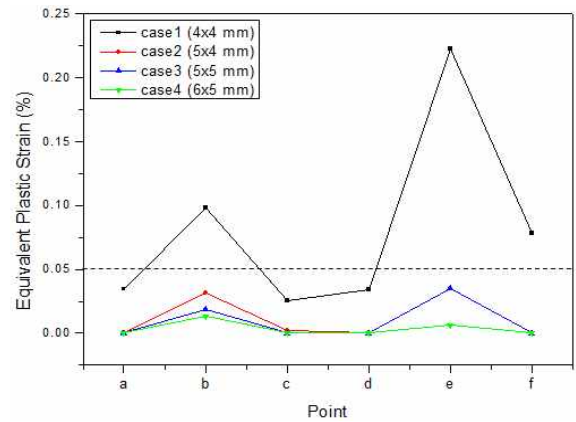


Fig. 6 Equivalent Strain Distributions at the Six Points on the Fuel Ring

Figure 5와 6은 보강된 구조해석 모델의 혼합헤드에 작용하는 Von-Mises 응력 분포와 등가 소성 변형을 분포를 나타낸다. 정량적인 분석을 위해 구조취약부 여섯 포인트(a, b, c, d, e, f)에서 임의로 선택된 10개 요소(Element)의 Von-Mises 응력과 등가 소성 변형률의 평균값을 나타냈다. 연료링의 두께가 증가할수록 항복부위가 감소하는 경향을 보였고, 등가 소성 변형을 역시 감소하였다. 보강된 모델 case2와 case3의 경우에는 각각 5개 포인트(a, b, c, e, f), 3개 포인트(b, e, f)에서 Von-Mises 응력이 UNS S31603의 항복응력 122.4 MPa(@ 400 °C)보다 높게 나타났다. 반면 case4에서는 유일하게 포인트 e에서 항복이 발생하였다. 네 개의 case 모두 최대 응력이 발생하는 포인트는 e로 나타났으며 포인트 b와 포인트 f 순으로 높은 응력이 발생해 이 부분이 가장 구조적으로 취약한 것으로 나타났다. case4의 경우 포인트 e에서 항복 강도를 약간 넘는 값을 나타냈으며 포인트 b에서 항복 강도에 근사한 값을 나타냈다. 하지만 이 포인트에서의 등가 소성 변형율은 각각 0.013%, 0.006%로 소성 변형에 의한 구조적인 영향은 미미할 것으로 판단된다. 본 연구에서 설계된 혼합헤드는 개발용 모델이기 때문에 다소 보수적인 설계조건을 적용하였다. 구조해석결과를 바탕으로 최종적으로 case4(t1: 6 mm, t2: 5 mm)의 설계 모델을 ES-08 연소기의 혼합헤드모델로 채택하였다.

4. 유동해석

4.1 유동해석 모델 및 조건

액체 로켓엔진용 주연소기 개발에 있어서 연소기 혼합헤드 내부의 추진제(산화제 및 연료) 매니폴드의 설계는 매우 중요한 역할을 한다. 특히 연소기 혼합헤드로 공급되는 산화제와 연료는 각각의 매니폴드를 통해 분사기로 공급되며 이때 분사기로 공급되는 추진제 유량 균일성은 연소의 질을 좌우하는 중요한 요소이다. 또한 ES-08 8톤 엔진의 경우 다단연소사이클 로켓엔진으로, 산화제 과잉연소 엔진이기 때문에 연료의 균일한 공급은 더욱더 중요하다.

추진제의 유량 균일성을 확인하기 위해 구조해석 결과를 통해 채택된 혼합헤드 모델을 바탕으로 산화제 매니폴드 및 연료 매니폴드 내부 유동영역에서 유동해석을 수행하였다. 유동해석에 사용된 산화제 유동영역의 유한요소 모델과 연료 유동영역의 유한요소 모델을 각각 Fig. 7과 Fig. 8에 나타내었다. 혼합헤드 내부의 산화제 유동영역은 헤드 중심축을 중심으로 회전방향으로 반복구조를 가지고 있기 때문에 스크린과 분사기 분포를 고려하여 1/6 절단모델을 사용하였으며, 총 60개 분사기 중 14개 분사기 모델에 대하여 해석이 수행되었다. 산화제를 분사기로 균일하게 공급하기 위해 산화제 매니폴드 내부에 스크린을 설치하였다. 연료 유동영역은 연료입구를 기준으로 전체모델의 1/2 모델(180도)을 해석모델로 사용하였으며, 총 60개 분사기 중 32개 분사기 모델에 대하여 해석을 수행하였다.

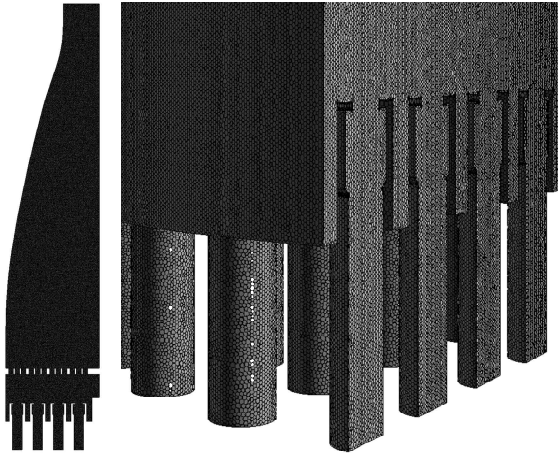


Fig. 7 FE Model of LOx manifold

연료 유동영역 모델의 경우 분사기 각각의 hole들을 자세히 모사하기 힘들기 때문에 분사기 내부를 다공성 매질(porous medium)로 가정하여 분사기 차압을 조정하는 방식을 통하여 모사하였다[9, 10]. 분사기에 걸리는 차압은 다공성 매질의 다공성도(porosity)를 조절하여 맞추었다. 연료 매니폴드 역시 내부에 연료스크린을 설치하여 연료 공급의 균일성을 확보하고자 하였다.

유동해석은 상용 프로그램인 Fluent v6[13]를 사용하였으며, 해석에 사용된 수치기법으로 압력기반(Pressure-based) 해법을 적용하였다. 난류모델은 2차 방정식 난류 모델인 Scalable wall function을 사용한 realizable k- ϵ 모델을 적용하였다. 작동 유체는 액체산소(LOx)와 케로신(kerosene)으로 8 MPa의 연소실 압력에서 운용된다. 산화제 매니폴드와 연료 매니폴드 모두 입구 경계조건은 유량 조건(mass-flow inlet)을, 출구 경계조건은 압력조건(pressure outlet)을 사용하였다. 작동 유체의 액체산소의 밀도와 점성은 각각 1154 kg/m^3 와 $2.08\text{e-}4 \text{ kg/m}\cdot\text{s}$, 케로신의 밀도와 점성은 780 kg/m^3 와 $2.3\text{e-}3 \text{ kg/m}\cdot\text{s}$ 이다. 본 연구에서는 추진제의 유동 균일성 파악을 주목적으로 하였기 때문에 매니폴드 벽면으로의 열전달은 고려하지 않았다.

4.2 유동해석 결과

산화제 매니폴드와 연료 매니폴드의 단면에서의 압력분포와 유속 분포를 Fig. 9와 Fig. 10에 나타내었다.

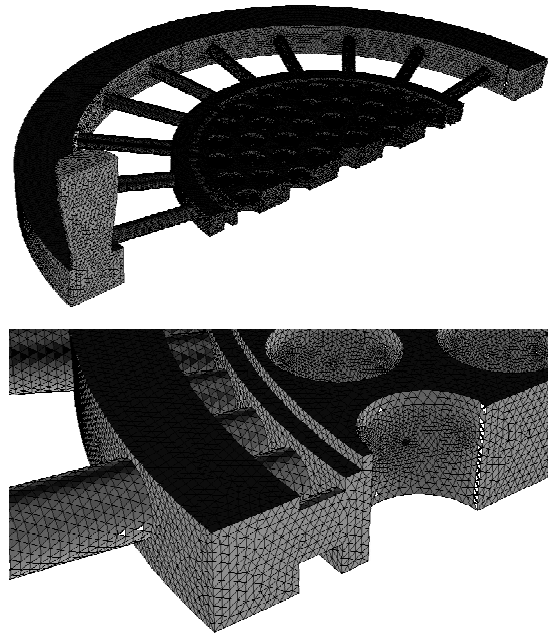
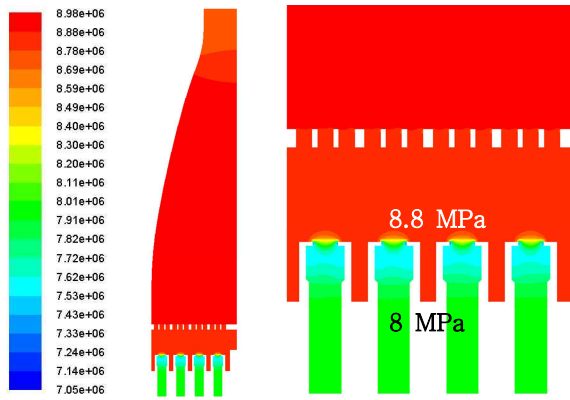


Fig. 8 FE Model of Fuel ring and manifold

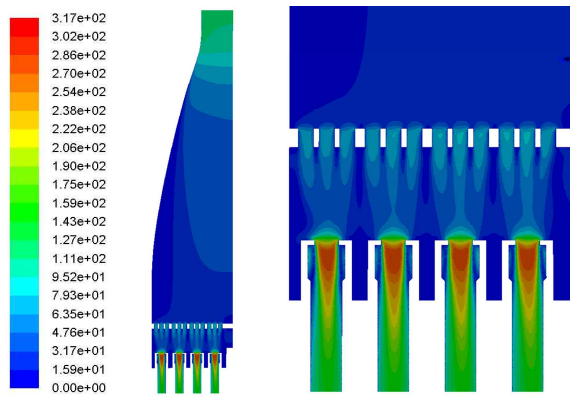
산화제와 연료 매니폴드 모두 분사기로 공급되는 압력과 유속 분포가 균일하게 나타났다. 산화제 매니폴드에서 분사기 차압은 약 0.8 MPa로 설계값과 근사한 결과를 보였다. 연료 매니폴드에서 분사기 차압은 약 1.2 MPa로 설계값보다 다소 크게 나타났지만 이 값은 다공성도를 조절하여 설계값에 근접하게 맞출 수 있다. 분사기에 공급되는 유량 균일성을 정량적으로 확인하기 위하여 각 분사기로 공급되는 유량을 비교하였다. 산화제 매니폴드에서 분사기들로 공급되는 산화제 평균유량은 약 0.2802 kg/s, 분사기간 표준편차는 0.0023 kg/s, 분사기간 최대유량차이는 0.0082 kg/s로 균일한 유량분포를 보였다. 연료 매니폴드에서 각각의 분사기들로 공급되는 연료의 평균유량은 0.0917 kg/s, 분사기간 표준편차는 0.0006 kg/s, 분사기간 최대유량차이는 0.0032 kg/s로 마찬가지로 균일한 유량분포를 확인할 수 있었다.

5. 결론

8톤급 다단연소 사이클 로켓엔진 연소기 혼합헤드를 설계하였다. 연소기 혼합헤드는 추진제로 사용되는 산화제와 연료에 의해 고온 고압의 하중과 추력에 의한 하중을 받기 때문에 구조적으로 안정해야 하며 매니폴



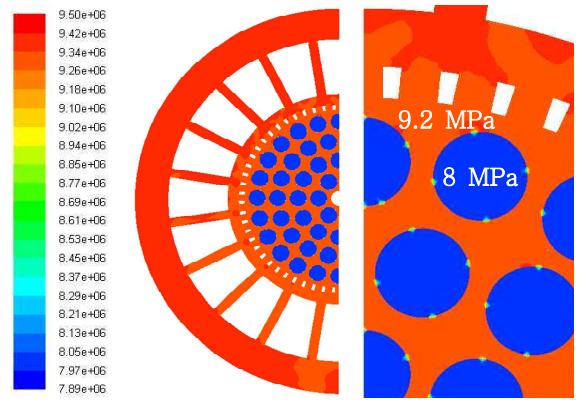
(a) Pressure Distribution [Pa]



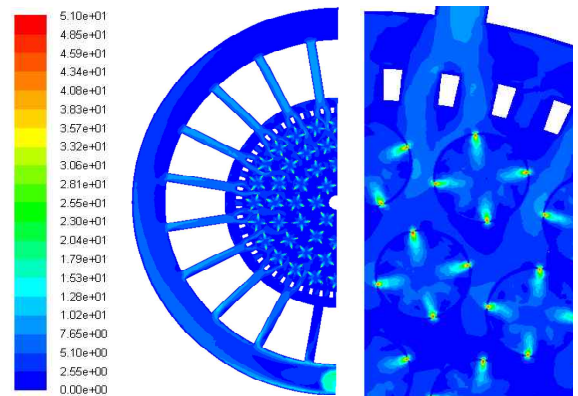
(b) Velocity Distribution [m/s]

Fig. 9 Pressure and Velocity Distributions for LOx Manifold

드를 통해 산화제와 연료를 분사기에 균일하게 공급해 주어야 한다. 설계요구조건을 바탕으로 연소기 혼합헤드의 기본형상을 설계하였다. 설계된 혼합헤드는 연료 매니폴드, 산화제 매니폴드, 점화용 분사기와 방사형으로 배치된 주분사기, 산화제와 연료의 유동 균일성 향상을 위한 산화제 스크린과 연료 스크린, 분사기 페이스 플레이트로 구성되어있다. 구조해석을 통해 설계된 혼합헤드의 구조안전성을 검토하였다. 구조해석 결과를 바탕으로 구조 취약 부위인 연료링의 두께를 보강하여 구조적으로 가장 안정한 설계 형상을 선정하였다. 분사기로 공급되는 추진제의 유량균일성을 확인하기 위해 산화제 매니폴드와 연료 매니폴드에서 각각 유동해석을 수행하였다. 유동해석결과 분사기로 공급되는 산화제와 연료는 균일한 압력 분포와 속도분포를 보였다. 또 분사기로 공급되는 산화제 유량의 분사기간 표준편차는 0.0023 kg/s, 연료 유량의 분사기간 표준편



(a) Pressure Distribution [Pa]



(b) Velocity Distribution [m/s]

Fig. 10 Pressure and Velocity Distributions for Fuel Manifold

차는 0.0006 kg/s 으로 분사기로 공급되는 추진제 유량의 균일성을 확인할 수 있었다. 본 연구결과를 통해 설계된 ES-08 연소기 혼합헤드는 현재 시제품을 제작 중에 있으며, 시제품 제작 후 강도시험과 기밀시험을 통해 연소기 혼합헤드의 구조안전성을 추가 검증할 계획이다.

참고 문헌

[1] Sutton, G. P., Rocket Propulsion Elements, 7th ed., Wiley, New York, pp. 221-227, 2001.
 [2] Katgorn, B. I., Chvanov, V. K., Chelkis, F. J., and Tanner, L. G., "Oxidizer-Rich Staged Combustion Rocket Engines Use and Development in Russia," AIAA Paper 1995-3607, 1995.
 [3] I. Y. Moon, S. H. Kang, S. Y. Lee, and S. H. Seo,

- "Study on Combustion Dynamic Characteristics of Oxygen-Rich Preburners," Journal of Propulsion and Power, vol. 30, no. 4, pp. 917-924, July-August 2014.
- [4] S. H. Kang, I. Y. Moon, and S. Y. Lee, "Experiments on an Oxidizer-Rich Preburner for Staged Combustion Cycle Rocket Engines," Journal of Propulsion and Power, vol. 30, no. 4, pp. 1098-1102, July-August 2014.
- [5] 문인상, 문일윤, 하성업, "소형 액체로켓용 산화제 과잉 예연소기 개발," 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, pp.479-482, 2012.
- [6] 강진모, 방정석, 이병호, 유재한, 문인상, 이수용 "소형 액체로켓용 산화제과잉 예연소기 제작," 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, pp.533-536, 2010.
- [7] 유철성, 이금오, 허성찬, 최환석, "7톤급 연소기 헤드부 구조설계," 한국추진공학회 춘계학술대회 논문집, pp.249-252, 2012.
- [8] Huzel, D. K. and Huang, D. H., " Modern Engineering for of Liquid-propellant Rocket Engine," AIAA, vol. 147 Preogress in Astronautics & Aeronautics, 1992.
- [9] 한상훈, 조미옥, 김성구, 최환석, "액체 로켓 엔진 연소기의 산화제 매니폴드 설계 및 유동해석" 한국항공우주학회 2013년도 추계학술대회 논문집, pp. 1452-1455, 2013.
- [10] 김홍집, 최환석, "75톤급 가스 발생기 연료 및 산화제 매니폴드 유동해석을 통한 유동균일성 파악," 한국항공우주학회 2008년도 추계학술대회 논문집2, pp.855~858, 2008.
- [11] R. Kindermann, et, al., "Advanced Production and Process Technologies for Current and Future Thrust Chambers of Liquid Rocket Engines," 4th

International Conference on Launcher Technology "Space Launcher Liquid Propulsion", 2002.

- [12] Abaqus/CAE User's Manual, version 6.12.
[13] Fluent User's Manual, Version 14.

저 자 소 개



김 동 기

2008년 경희대 기계공학과 졸업. 2010년 동 대학원 석사. 2010년~2014년 한국표준과학연구원 근무. 2014년~현재 한국항공우주연구원 근무. 관심분야는 로켓엔진 구조설계 및 해석.



하 성 업

1996년 한국항공대 항공기계공학과 졸업. 1998년 동 대학원 석사. 모스크바항공대 박사과정중. 1998년~2005년 및 2012년~현재 한국항공우주연구원 근무. 관심분야는 액체추진제 로켓엔진.



문 일 윤

1998년 충남대 기계공학과 졸업. 2000년 동 대학원 석사. 2009년 동 대학 박사. 2000년~현재 한국항공우주연구원 근무. 관심분야는 다단연소방식 로켓엔진.



문 인 상

1988년 연세대 천문대기과학과 졸업. 1990년 동 대학원 석사. 1996년 U of M 석사. 2002년 동 대학 박사, 2003년 서울대 RPL 박사후 과정, 2004년~현재 항우연 재직. 관심분야는 로켓엔진시스템