

고속비행체 연료공급용 고온고압 밸브 설계 및 시험평가

김민상* · 현석호* · 전필선* · 박정배**

Design and Test Evaluation of a High Temperature and Pressure Valve for Fuel Supply of High-Speed Vehicles

Minsang Kim* · Seokho Hyun* · Pilsun Jun* · Jeongbae Park**

ABSTRACT

A valve used in a high temperature and pressure condition for high-speed vehicle application was developed for fuel supply and cooling system. For weight reduction purpose, the size outline of valve was optimized based on its performance and operating environment. And the rigidity design was adopted by minimizing uses of sealing parts to prevent leakages. Also, A fluid analysis was performed to derive the optimized internal flow path design in consideration of minimized pressure drop. Finally, the valve performance was verified by installing the valve into the test equipment which enable to simulate endothermic fuel of high temperature in high-speed vehicle.

초 록

고속비행체의 연료 공급 및 냉각 시스템에 적용 가능한 고온고압 밸브를 개발하였다. 밸브 경량화를 위해 외형 사이즈를 최소화 하였고 씬(seal) 적용부를 최소화 하여 누설에 대한 강성 설계를 진행하였다. 또한 밸브 내 압력강하를 최소화하기 위해 유동해석을 통한 내부 유로를 설계하였고 최종적으로 고속비행체의 고온의 흡열연료를 모사하는 시험장비에 밸브를 설치하여 밸브 성능을 검증 하였다.

Key Words: High-speed Vehicle(고속비행체), High Temperature and Pressure Valve(고온고압밸브), Endothermic Fuel(흡열연료)

1. 서 론

마하수 4이상 비행하는 램제트 또는 스크램제트 추진기관을 사용하는 고속비행체는 기체 외부 표면의 공력가열 현상 및 엔진 내부의 연소열로 인해 극심한 열부하를 받는다. 이로 인한 기체의 열변형을 막기 위해서는 고온/고강도 소

* (주)한화 항공우주연구소

** 국방과학연구소 제4기술연구본부

† 교신저자, E-mail: mnagisn@hanwha.com

재 채용과 더불어 지속적으로 기체를 냉각시켜 줄 냉각 시스템이 필요하다[1]. 따라서 기체 내부 및 냉각 시스템의 구성품은 매우 높은 고온/고압을 견딜 수 있어야 하며 원활한 연료공급을 위해 고온/고압 조건에서 각 구성품의 성능이 유지되어야 한다. 연료이송계통의 주요 구성품은 Fig. 1과 같이 연료탱크, 펌프, 냉각패널, 밸브, 분배기 등으로 구성된다. 이 중 밸브의 용도는 연료공급/냉각시스템의 연료 이송/제어 밸브, 각 배관 line에 필요한 개폐 밸브이며 연료이송에 있어서 중요한 구성품이다. 특히 고온고압용 밸브는 밸브 몸체 자체에서 고온/고압을 견뎌야 하며 연료 누출을 막는 고온/고압용 씰링 기술 개발도 필수적이다. 본 논문은 고온/고압의 연료에 적용 가능한 개폐 밸브류 개발을 수행하였다. 밸브 경량화를 위해 외형 사이즈를 최소화 하였고 씰(seal) 적용부를 최소화 하여 누설에 대한 강성 설계를 진행하였다. 또한 축방향 메탈씰을 적용하여 고온 조건을 만족 시킬 수 있게 설계하였다. 밸브 내 압력강하를 최소화하기 위해 유동해석(CFD)을 통해 내부 유로를 설계하였고 최종적으로 고속비행체 운용 요구도와 유사한 시험장비에 밸브를 설치하여 밸브 성능을 검증 하였다.

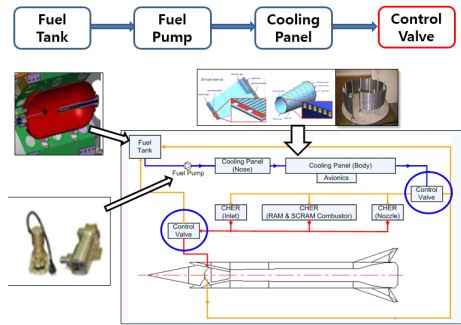


Fig. 1 Fuel System Schematic

2. 형상 설계

밸브 설계를 위한 요구도는 고속비행체 연료 시스템의 열부하 및 압력을 고려하여 환경조건 500°C, 누설압은 80 bar로 하였다. 이를 위해 밸브 몸체의 재질은 강도가 우수한 17-4PH 스테인리스 스틸 재질로 선정하였고 메탈씰은 Alloy 718 인코넬 재질을 선정하여 Table 1과 같이 요구도를 만족 할 수 있게 하였다. 밸브 누설 영향성을 최소화하기 위해 Fig. 2와 같이 단방향 Shaft 운동에 적합한 Axial 타입 메탈 C링을 적용하여 씰링 부를 최소화 하였다.

또한 밸브 내부 압력강하 최소화를 위해 스템 내부에 유로를 설계하였고 내부 유로가 항상 입구부와 일치 할 수 있도록 구성품을 Fig. 3 과 같이 구성하였다.

Table 1 Working Temperature/Pressure of the Metal Ring

	Temperature (°C)	Pressure (bar)
Requirements	500	80
Metal Ring (Alloy 718)	930	3930

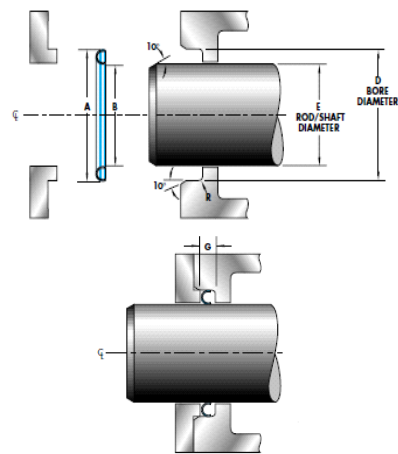


Fig. 2 Axial Metal C-ring schematic

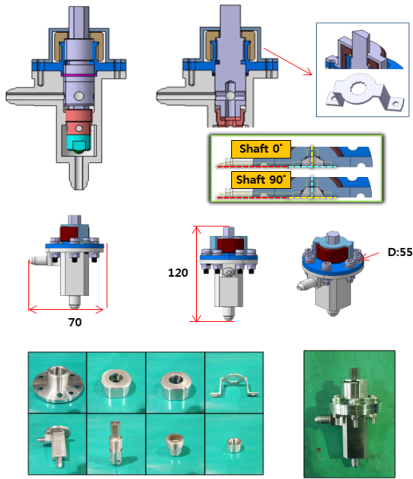


Fig. 3 Shape of the Valve Components

3. 밸브 내부 유동해석

3.1 해석 조건

밸브 내부 유동해석을 위하여 유동부 형상을 Fig. 4와 같이 3차원 모델링화 하였고 격자는 복잡한 유로 및 3차원 형상에 적합한 격자 Tetrahedral Mesh를 적용하였고 격자수는 약 30만 개다. 해석 모델은 정상상태, k-ε standard 모델을 이용하였고 주 유체는 항공유 JP-10의 물성치를 적용하였다. 입구 조건은 비행체 예상 운용조건인 0.3 LPM을 적용하였고 입출구 압력강하를 측정하였다.

평가 변수는 Fig. 5와 같이 스템이 입구부와 일치할때와 막혔을 때의 변수와 스템과 밸브 몸체의 간극을 변수로 하여 압력 강하를 평가하였다.

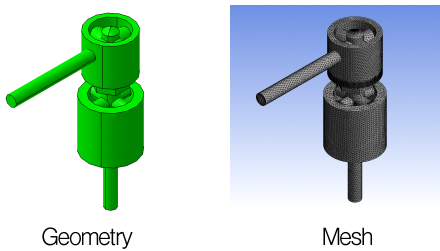


Fig. 4 Geometry and Mesh Generation

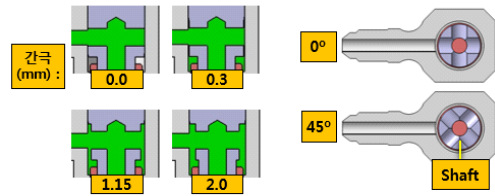


Fig. 5 Variable case for Valve Pressure Drop

3.2 해석 결과

해석 결과는 Fig. 6과 같이 분포도로 나타나며, 각 변수별 결과는 Fig. 7에 정리하였다. 간극이 작을 경우, 스템 내부 유로 차단 시에 큰 압력 상승이 발생되었다. 그에 반해 일정한 간극을 확보하였을 경우, 스템 내부 유로 차단여부에 의한 영향은 크지 않았다. 하지만 간극이 커짐에 따라 압력강하가 상승하며 스템 외경이 작아져 밸브를 담힘으로 유지하기 위한 구조적 강성이 낮아진다. 이와 같은 사항을 반영하여 최종적으로 설계에 반영한 형상은 간극 2mm로 선정하였다.

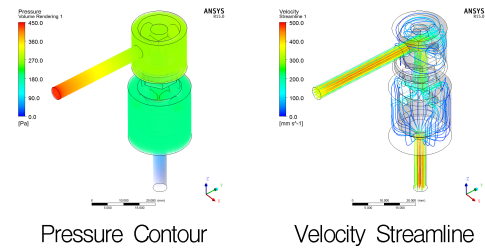


Fig. 6 Pressure and Velocity Distribution

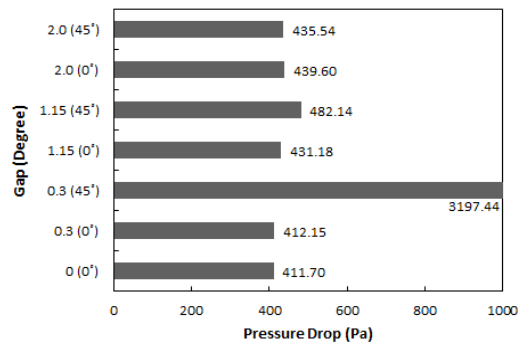


Fig. 7 Comparison of Analysis Result

4. 시험 장치 및 결과

밸브 누설 시험 및 운용환경을 모사한 시험 장치에 개발한 밸브를 설치하여 밸브 성능을 검증하였다. Fig. 8과 같이 밸브를 운용환경 유체에 침지 후 밸브 내부로 가압하여 누설 여부를 육안으로 확인하였다. 밸브 가압 시간은 10 bar를 시작으로 10 bar 씩 상승시키고 각 구간당 10분 동안 시험을 진행하였다. 시험결과 85bar까지 누설은 발생하지 않았다. 다음으로 Fig. 9, Fig. 10과 같이 시험장치를 모사하여[2] 밸브를 장착하여 밸브 누설 및 밸브 성능을 확인하였다. 시험장비는 내부 유체를 500℃까지 가열하고 압력은 40bar 까지 상승 시켰으며 0.3 LPM의 유량으로 흐름을 가졌다. 시험결과 외부 누설은 발생하지 않았고 밸브에 의한 시험 장치의 온도 및 압력 상승은 발생하지 않았다.

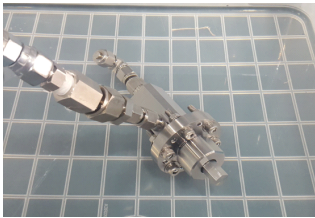


Fig. 8 Leak Test of Valve

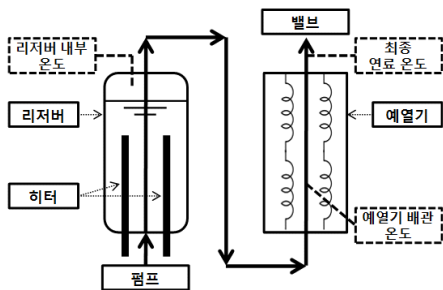


Fig. 9 Schematic of Test Equipment

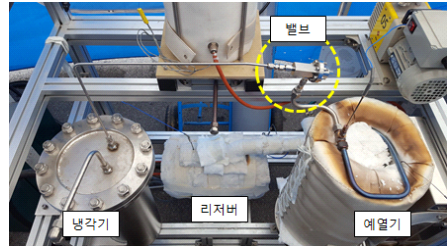


Fig. 10 Test Equipment

5. 결 론

본 논문에서는 고속비행체의 연료 공급 및 냉각 시스템에 적용 가능한 고온/고압 밸브를 개발하였다. 특히 고온/고압에 적용 가능한 메탈 씬을 적용하고, 밸브 성능에 직접적인 영향을 미치는 압력강하에 대하여 내부 유동해석을 통한 최적설계를 진행하였다. 또한 밸브 누설 시험 및 실제 운용환경을 모사한 시험장비에 장착하여 밸브 성능을 검증하였다. 이를 통하여 향후 고속비행체의 운용환경인 고온/고압의 연료 계통에 적용 가능한 밸브 설계안을 구축 할 수 있었고 응용 범위를 넓힐 수 있는 기반을 마련하였다.

후 기

본 연구는 초고속 공기흡입엔진 특화연구실 과제에 의해 수행되었습니다

참 고 문 헌

1. 박정배, 이영수, 신동인, 박수용, 최세영, “흡열반응을 적용한 연료공급 및 냉각계통 구성품 시험장치 개발,” 한국추진공학회 제43회 학술대회 논문집, 2014.12, pp.781-786
2. 김민상, 현석호, 전필선, 정성민, 박정배, “고속비행체 연료 공급 및 냉각 시스템 설계를 위한 흡열연료의 열적 특성 연구,” 한국추진공학회 제46회 학술대회 논문집, 2016.05, pp.957-961