

연소안정성을 평가하기 위한 일렬형 다중 인젝터로 구성된 헤드의 매니폴드 유동해석

최지선* · 유이상* · 신동해* · 박진수* · 고영성*[†] · 김선진**

Flow Analysis of a Engine Manifold with Multiple Injectors Arranged in a Row for Evaluation of Combustion Stability

Jiseon Choi* · Isang Yu* · Donghae Shin* · Jinsoo Park* · Youngsung Ko*[†] · Seonjin Kim**

ABSTRACT

In this study, the numerical analysis of propellant supply manifold of a sub-scale model combustor with the same combustion and acoustic resonance conditions as the real combustor was carried out. The analysis of the results is based on the shape of the manifold and the number and type of inflow channels. The manifold form of the main propellant was rounded so that the recirculation area was small and easy to manufacture. The liquid oxygen manifold included a distributor to uniformly supply the flow, and since the kerosene manifold was directly in contact with the flame side, the inflow channel was formed at a radial 360° so as to minimize the recirculation region. The liquid nitrogen manifold was configured as a radial inflow channel to reduce the velocity difference near the injector.

초 록

본 연구에서는 실물형 연소기와 동일한 연소 및 음향 공진 조건을 가질 수 있는 축소형 모델 연소기의 추진제 공급부 매니폴드의 수치해석을 진행하였다. 비원통형 연소기의 형상을 고려한 일렬형 다중 인젝터로 구성된 헤드를 대상으로 해석하였으며 매니폴드의 형상과 유입유로의 개수 및 형태에 따라 해석결과를 분석했다. 메인추진제의 매니폴드 형태는 재순환영역이 적고 제작이 용이할 수 있게 원형으로 구성하였다. 액체산소는 유동을 균일하게 공급하기 위해 distributor를 구성하였고 케로신은 직접 화염면이 닿는 곳이기 때문에 재순환영역을 최대한 줄이도록 방사형 360°로 유입유로를 구성하였다. 액체질소 매니폴드는 분사기 근처의 속도차이를 줄이고자 방사형 유입유로로 구성하였다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Sub-scale Combustor(축소형 연소기), Propellant Manifold(추진제 매니폴드)

* 충남대학교 항공우주공학과

** 충남도립대학교 소방안전관리과

† 교신저자, E-mail: ysko5@cnu.ac.kr

연소불안정(combustion instability) 현상은 액체 로켓 추진기관 개발에 큰 장애요소중 하나이다. 연소불안정의 근본적인 원인은 연소장과 음향장의 상(phase)이 일치하면서 연소실내의 압력이 급격히 높아져 최악의 경우 엔진의 파손까지도 가져오게 된다. 연소불안정 현상은 여러 가지 요인이 있으나 모든 액체로켓엔진 연소기에 일반화된 요인은 알려져 있지 않다[1]. 따라서 새로운 액체로켓엔진을 개발할 때마다 반드시 해결해야하는 문제이므로 선행 연구를 통한 연소불안정 억제 기술의 자체 확보와 관련 데이터를 축적해놓는 것이 무엇보다 중요하다. 액체로켓엔진 개발에 있어서 연소불안정 현상은 연소기에 국한된 문제가 아닌 발사체 임무의 성패를 좌우하는 요소이므로, 연소 불안정 현상의 해소는 우주발사체 개발의 필수 요소라 할 수 있다.

본 연구실에서는 연소불안정 현상을 미리 예측하는 방법으로 실물형 연소기와 동일한 연소 및 음향 공진 조건을 가질 수 있는 축소형 모델 연소기의 연구가 진행되었으며, 연소기의 기본 설계 연구가 진행되었다. 축소형 모델 연소기의 형상에 대한 개략도는 Fig. 1과 같으며 비원통형 형태이다[2]. 본 연구에서는 선행 연구된 축소형 모델 연소기의 추진제 공급부 매니폴드의 형상을 결정하기 위한 수치해석에 관한 연구를 수행하였다.

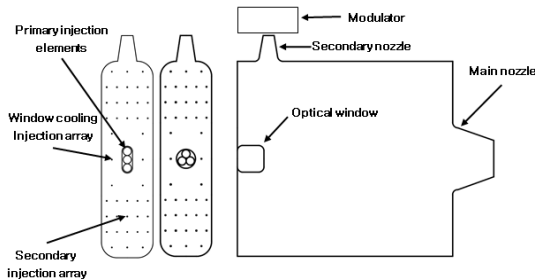


Fig. 1 Schematic of Sub-scale Combustor[1].

2. 본 론

2.1 헤드의 구성

축소형 모델 연소기의 인젝터는 3개이며 추진제 총 유량은 약 1kg/s이다. 비원통형 형태의 연소기에서 주파수는 Eq. 1과 같은 형태로 계산할 수 있다. 즉, 연소기의 주파수는 연소실 내의 음속과 연소실 높이에 영향이 있으며, 음속은 연소기의 온도와 관련이 있다. 축소형 연소실이 커지는 것을 방지하기 위해서 연소가스 냉각이 필요하며, 연소 가스를 냉각하기 위해 이차 유동 공급을 필요로 한다. 따라서 Fig. 1과 같은 2차 유동 공급부가 구성되었다[2]. 또한 인젝터 배열의 종류에 따라 왼쪽은 일렬형, 오른쪽은 원형 인젝터로 구분되었고, 인젝터의 간격은 모두 실제 인젝터의 조건과 동일하게 구성하였다. 본 연구에서는 비원통형 연소기의 형상을 고려한 일렬형 인젝터의 배치를 선정하여 설계를 진행하였다.

$$f = \frac{c}{2} \sqrt{\left(\frac{n_x}{L_x}\right)^2 + \left(\frac{n_y}{L_y}\right)^2 + \left(\frac{n_z}{L_z}\right)^2} \quad \text{Eq. 1}$$

2.2 매니폴드 형상

헤드 매니폴드의 간략한 초기 형상은 Fig. 2와 같다. 메인 추진제(액체산소, 케로신)와 이차유동(액체질소)의 매니폴드의 부피를 계산할 때 유체의 공급시간을 약 0.1초가 되도록 하였다. 로켓 엔진 내부의 온도는 보통 약 3000K의 고온으로 형성되고, 일반적으로 사용되는 동축 스월형식의 인젝터는 화염이 인젝터에 가깝게 위치한다. 따라서 엔진이 열에 의한 손상이 없이 최적의 성

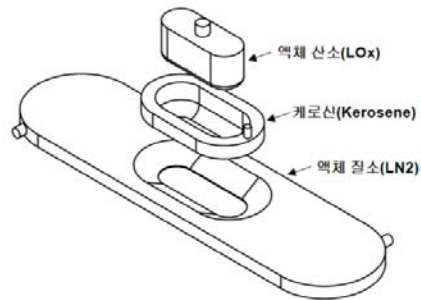


Fig. 2. Composition of propellant manifold.

능을 유지하기 위해서는 냉각이 필요하다. 대부분의 로켓엔진은 매니폴드 내부에 흐르는 추진제를 이용해 냉각한다. 만약 충분한 냉각이 이뤄지지 않으면 인젝터가 배치된 면에 열손상이 생기며, 심할 경우 변형에 따른 심각한 사고가 발생할 수 있다. 따라서 앞서 계산한 각 추진제 매니폴드의 부피를 토대로 매니폴드 유동해석을 진행하였다. 각 추진제 별로 매니폴드는 다양한 변수, 즉 매니폴드의 형상이나 유입유로의 방향 및 개수에 의해 결정될 수 있다. 본 연구는 다양한 변수에 대하여 매니폴드 내의 재순환영역을 피하며 공급 유체가 각각의 인젝터에 고르게 분포 될 수 있는 매니폴드의 최적의 형상을 결정하였다.

2.3 해석 방법

해석은 Fluent v13을 이용하였다. 각 추진제 매니폴드의 유동영역만을 삼차원으로 모델링하였다. 수치해석을 통하여 매니폴드 내 유동의 흐름을 보는 것이 목적이며 추진제가 바뀌어도 그 영향은 미미할 것으로 판단하여 유체는 물을 적용했으며, 비압축성으로 가정하였다. 난류모델은 k-epsilon standard 모델을 이용하였고 k-epsilon standard 모델은 가장 널리 사용되고 있는 검증된 난류모델로서 다양한 전단층 유동과 재순환 유동의 계산에 성공적으로 적용되어왔다. 특히, 내부의 갇힌 유동에 잘 부합하는 모델이다. 경계 조건으로 유로입구에 mass flow inlet, 유로출구에 pressure outlet으로 1bar를 적용하였다[3,4].

2.4 해석 결과

2.4.1 액체 산소(LOx) 매니폴드

액체 산소 매니폴드의 형상을 결정하기 위해 매니폴드 형상에 따른 유동특성을 확인하였다. 매니폴드 형상은 인젝터 위 매니폴드의 단면을 기준으로 Fig. 3과 같이 사각, 삼각, 원형이며 단일유로로 구성되어 있다.

매니폴드의 형상에 따른 해석 결과를 Fig. 4에 나타냈다. 속도 분포를 통해 나타내었으며 각 매니폴드 형상에 따른 결과를 왼쪽은 정면방향의 단면도, 오른쪽은 인젝터 부분을 기준으로 정면



Fig. 3 Schematic of LOx Manifold shape.

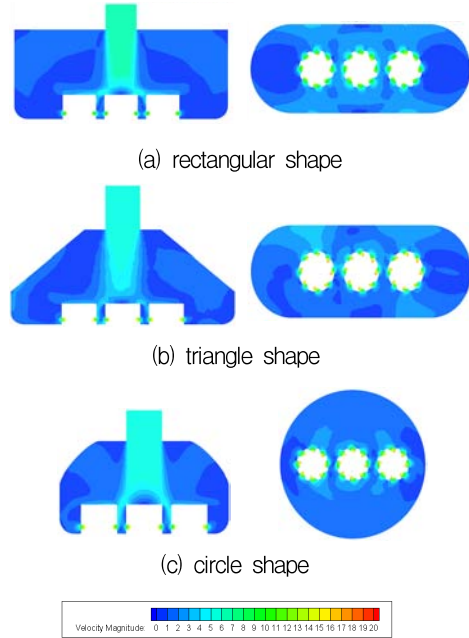


Fig. 4 Velocity contour results according to manifold shape.

방향의 수직인 단면도이다. 사각 형상의 해석 결과를 보면 중앙의 단일 입구 유로의 구성으로 유동이 중앙부로 집중되었다. 따라서 좌우로 재순환 영역이 발생되었다. 재순환 영역을 해소하기 위하여 삼각 형상을 진행하였다. 삼각 형상의 해석 결과 중앙 유동의 좌우에서 재순환 영역은 줄어들었다. 마지막으로 사각 형상과 삼각 형상은 인젝터의 배열에 따라 전체적인 형상이 비원통형이기 때문에 제작적인 측면을 고려하여 원통형의 해석을 진행하였다. 원통형 해석 결과는 중앙 유동의 좌우의 재순환 영역은 줄어들었지만 여전히 중앙부의 유동이 집중하여 바로 인젝터와 부딪혀 불균일하게 유동이 분포되고 있다.

단일입구일 때의 중앙부의 유동집중을 해소하

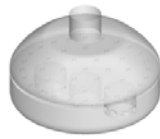


Fig. 5 Schematic of LOx Manifold with distributor.

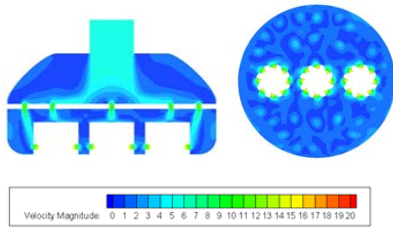


Fig. 6 Velocity contour results according to manifold with distributor.

고 각 인젝터에 유동을 고르게 분포하기 위하여 Fig. 5과 같이 distributor를 구성하였다. 해석 결과 속도 분포는 Fig. 6과 같다. distributor 구성할 때 단일입구에 의한 중앙부 유동집중이 해소되며 유동이 고르게 인젝터 부분으로 유입되는 것을 확인하였다.

2.4.2 케로신(Kerosene) 매니폴드

앞 절에서 액체 산소 매니폴드의 형상을 원형으로 결정하였기 때문에 케로신의 매니폴드 형상도 원형으로 결정하였다. 케로신 매니폴드의 해석은 유입유로의 개수를 변경하며 진행하였다. Fig. 7와 같이 유입유로의 개수를 2개, 14개, 24개로 구성하였다.

Figure 8은 유입유로의 개수에 따른 해석 결과를 나타낸 것이다. 왼쪽은 속도 분포를 나타내었고 오른쪽은 stream line을 나타내었다. 먼저 유입유로의 개수가 2개(a)로 구성된 매니폴드의 속도 분포를 보면 고르게 분포되는 것 같아 보이지만 stream line을 보면 재순환 영역이 발생함을 확인할 수 있다. 케로신 매니폴드는 화염면에 바로 노출되기 때문에 다른 추진제의 매니폴드보다 재순환영역을 줄이는 것이 더욱 중요하다. Fig. 8의 (b)는 유입유로의 개수가 14개로 구성된

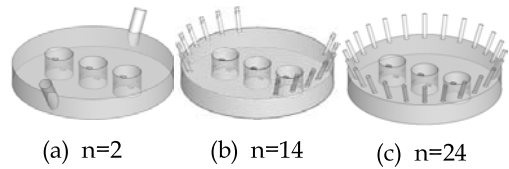


Fig. 7 Schematic of Kerosene Manifold with various number of inflow channel.

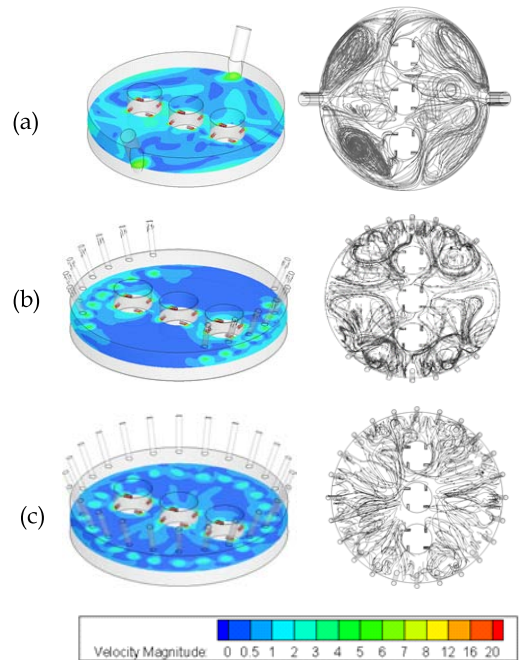


Fig. 8 Velocity contour & stream line results according to manifold with 2, 14, 24 inlet tubes.

매니폴드의 해석 결과이며, 2개로 구성하였을 때 보다 재순환영역은 줄어들었지만 stream line에서는 여전히 존재하는 것을 확인할 수 있다.

따라서 360°방향으로 유입유로를 24개로 구성하였으며 Fig. 8의 (c)는 유입유로의 개수가 24개로 구성된 매니폴드의 해석 결과이다. 해석 결과 각 인젝터마다 유동이 균일하게 분포하며 기존의 경우보다 접선방향으로 회전하는 정체유동이 줄어든 것을 확인할 수 있다.

2.4.3 액체질소(LN2) 매니폴드

액체질소 매니폴드의 형상은 연소기의 형상이 비원통형이기 때문에 매니폴드도 비원통형 형상으로 구성되었다. 액체질소 매니폴드의 해석은 유입유로의 형태에 대하여 진행되었다. Fig. 9와 같이 유입유로의 형태가 swirl형(a), swirl형(b), 방사형(c)으로 구성하여 진행하였다.

Figure 10은 액체질소 매니폴드 해석결과를 속도분포와 stream line으로 나타낸 것이다. 먼저 swirl형(a)은 적은 공급 포트를 이용해 고른 분포를 이루고자 swirl형식의 배치를 하여 해석을 진행하였다. 하지만 속도분포와 steam line으로 확인할 수 있듯이 재순환영역이 크게 형성됨을 확인하였다. 또한 각각의 분사기의 속도차이도 비교적 크게 형성되었다. 따라서 swirl 효과를 없애고자 포트를 추가하여 swirl형(b)의 해석을 진행해보았다. 해석 결과 여전히 큰 재순환 영역이 형성됨을 확인할 수 있다. 큰 재순환 영역의 해소와 분사기의 속도차이를 줄이고자 공급부의 유동 균일도를 높이기 위해 12개의 방사형(c) 유입유로를 구성하여 해석을 진행하였다. 해석결과 stream line으로 확인하면 재순환 영역의 크기가 감소하는 경향을 보였으며 분사기 근처 속도도 유사한 것을 확인하였다.

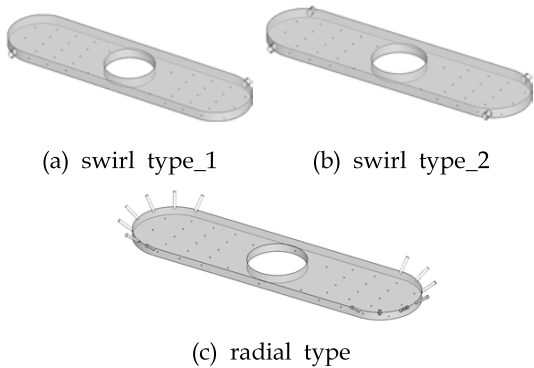


Fig. 9 Schematic of LN2 Manifold with various type of inflow channel.

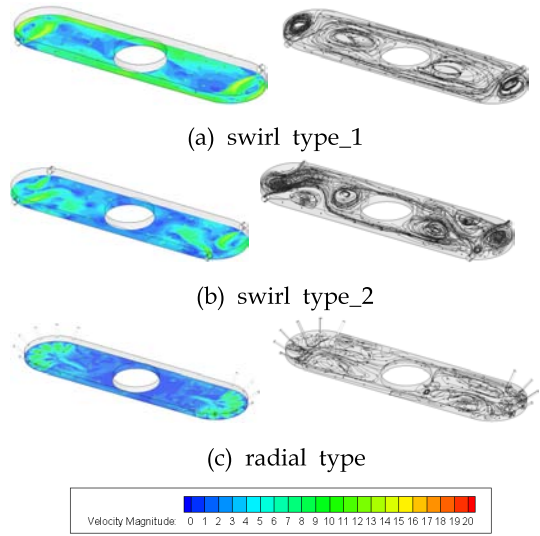


Fig. 10 Velocity contour & stream line results according to manifold with various type of inflow channel.

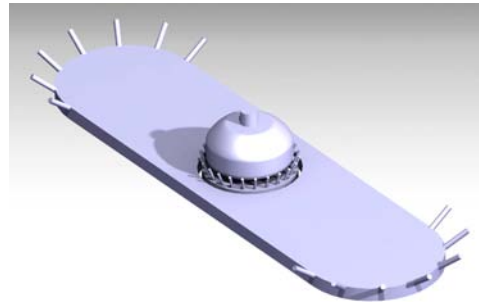


Fig. 11 Schematic of overall head manifold.

3. 결 론

축소형 모델 연소기 헤드의 매니폴드를 결정하기 위해 수치해석을 진행하였으며 최종형상은 Fig. 11와 같다. 메인추진제(액체산소, 케로신)의 경우 제작의 용이성과 재순환영역을 줄이고자 형태를 원형으로 하였다. 액체산소 매니폴드에는 중앙부의 집중유동과 각 인젝터의 유동공급이 균일하게 하고자 distributor를 구성하였다. 케로신 매니폴드는 화염면과 가장 가까운 부분이기

때문에 재순환영역을 최소화하는 것이 중요하여 방사형으로 24개의 유로입구(360°)를 구성하였다. 액체질소는 재순환영역을 줄이고 각 분사기의 유동의 속도가 비슷하게 공급하기 위해 방사형의 유입유로로 구성하였다.

액체질소는 연소실의 주과수 모사를 위한 유량만 결정되어있으며 분사기의 개수, 면적이 결정되어 있지 않다. 따라서 액체질소 매니폴드 해석할 때 분사기의 개수와 면적은 계산된 유량정보를 토대로 계산을 진행하였으며 재순환영역과 유입유로에 대한 정보만 결정하였다. 추후 액체질소 분사기의 배열 등에 대한 연구가 수행될 예정이다.

후 기

본 연구는 한국연구재단을 통해 미래창조과학부의 우주핵심기술개발사업으로 지원받아 수행되었으며, 이에 감사드립니다. (No. 한국연구재

단에서 부여한 과제 번호 : NRF-2016M1A3A3 A02017562)

참 고 문 헌

1. 윤명원, 윤재건, “액체 로켓 추진기관의 연소 불안정 현상,” 한국추진공학회 학술대회논문집, 1997, pp.13-23
2. 유이상, 신동해, 김태완, 고영성, 김선진, “연소안정성 평가 시험 설비 및 축소형 연소기 기본 설계,” 한국추진공학회 학술대회논문집, 2016.12, pp.1159-1164
3. 박진수, 유이상, 최지선, 고영성, 한상엽, “로켓엔진의 분사기 및 유로의 배열에 따른 냉각수 매니폴드에 대한 수치적 연구,” 한국추진공학회 학술대회논문집, 2016.12, pp.385 - 390
4. Ansys 13 Fluent User's Guide