

실제 크기의 로켓엔진은 수많은 예산이 소요되기 때문에 새롭게 설계된 엔진에 대하여 비행모델의 제작 및 실험연구는 예산과 위험성 때문에 매우 제한적으로 시행된다. 따라서 비행모델의 설계를 확정하기 위한 개발단계에서는 실제 크기의 로켓엔진의 특성을 나타낼 수 있는 소형 액체로켓을 제작하여 시험평가를 수행하게 된다. 이 글에서는 이러한 축소형 연소기 관련 연구동향을 알아보고자 한다.

액체로켓엔진의 설계는 작동압력과 목표추력에 따라 추진제, 터보펌프, 분사기, 연료탱크, 냉각, 연소불안정, 노즐형상 등의 다양한 요소가 고려되어야 한다. 이러한 모든 요소를 동시에 설계단계에서 고려하기는 매우 어렵다. 따라서 핵심구성품에 대한 설계평가를 실시한 후 엔진전체에 대한 연소시험을 통해 종합평가를 수행하는 것이 일반적인 설계절차이다. 축소형 연소기는 분사기 시험평가, 분사기 간섭에 의한 난류유동 및 연소특징, 재생냉각 또는 막냉각 평가를 위한 연소기로서 실제크기의 로켓엔진에서 나타나는 중요 유동구조 및 열전달 특징이 포함되도록 설계된다. 그렇지만 실제 수백 개의 분사기가 수십 개로 간략화되기 때문에 실제 연소기의 연소특징과 축소된 연소기의 연소특징에 대한 상관성에 대한 검토가 충분히 이루어져야 축소형 연소기를 통한 연구

결과를 활용할 수 있다.

축소형 로켓노즐 형상설계

축소형 연소기의 경우 분사기에 대한 성능평가가 목적이거나 경우 노즐부가 없는 연소실에서 평가가 이루어질 수 있지만 로켓시스템으로서 평가를 수행하기 위해서는 노즐부가 있는 축소형 연소기가 설계된다. 액체로켓엔진의 노즐부는 추진제의 화학적 에너지를

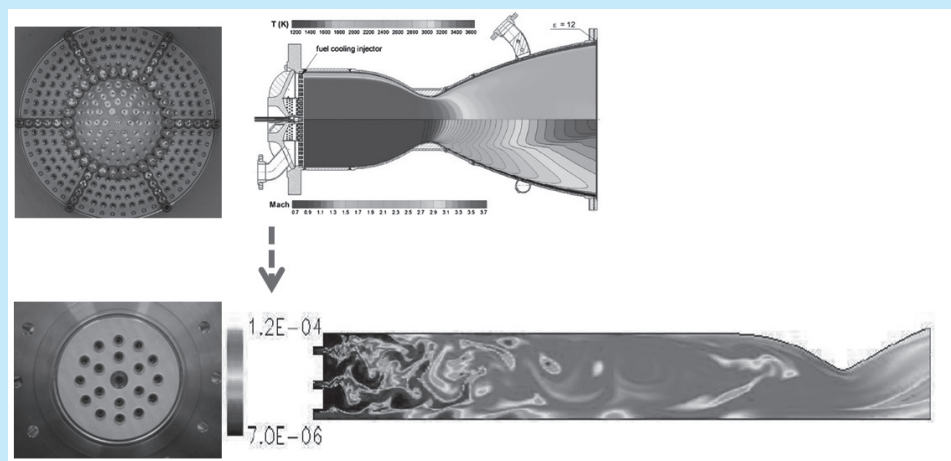


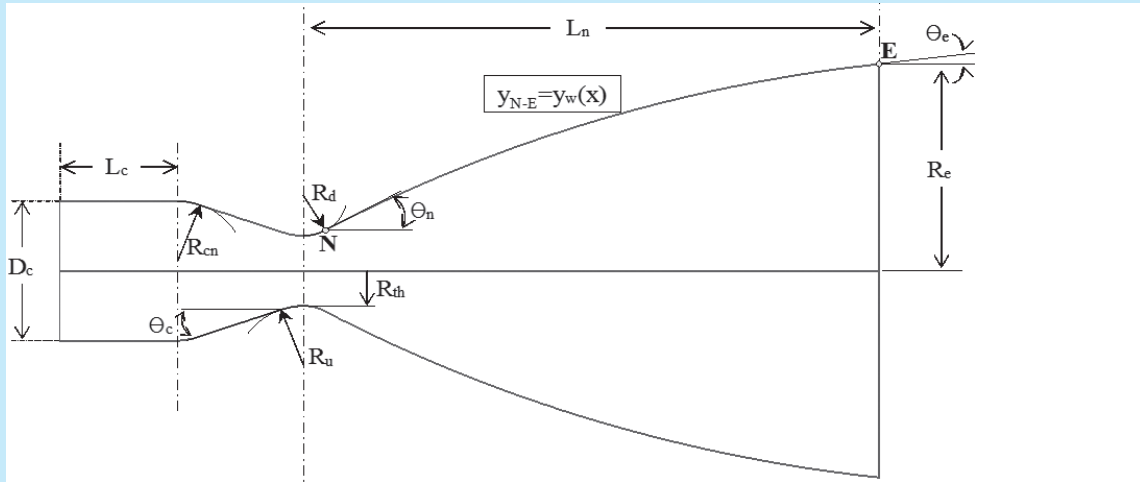
그림 1 축소형 연소기 노즐

운동에너지로 환원시켜 최대한도의 추력성을 얻는데 그 목적이 있다. 따라서 노즐부에 대한 기초설계과정은 추진제의 연소생성물이 균일한 상태이고 노즐 내부에서 구성성분이 변하지 않고, 이상기체 상태방정식을 만족하는 연소가스는 정상상태로 생각하여 단열상태에서 1차원적인 등엔트로피과정으로 가정하여 진행된다. 이러한 조건처럼 연소실에서 추진제가 완전하게 연소반응을 하고, 노즐을 통해 팽창, 가속되는 유동이 화학평형상태를 유지하면서 1차원 등엔트로피 과정으로 일어나는 경우에 이론적인 최대추력이 얻어진다. 이러한 이상적인 조건에서 추력실의 성능은 추진제 조합과 혼합비, 연소실 압력, 노즐 팽창비, 그리고 외기 압력만의 함수로 구할 수 있다. 그러나 실제의 경우 다양한 추력 손실 메커니즘이 존재하며, 노즐 형상, 분사기 설계, 냉각 시스템, 그리고 배플 등의 설계에 따라 성능 및 효율이 좌우되므로 각 요소의 최적 설계가 중요하게 된다. 추력실을 설계하는 경우, 그 목적에 따라 다양한 설계·해석기법이 사용될 수 있다. 예를 들어 개념설계 단계에서 이론적 추력성을 예측하고 주요 설계인자(노즐목 지름, 팽창비 등)를 계산하는 경우에는 NASA Lewis(현 Glenn) Research Center에서 개발한 화학평형 해석 코드인 CEA를 활용할 수 있으나 노즐 형상에 대한 정보는 얻을 수 없다.

반면에 노즐 형상에 대한 상세설계가 요구되는 경우에는 CFD(Computational Fluid Dynamics) 해석을 통하여 형상변화에 따른 성능을 예측할 수 있다. 이때 사용하는 CFD 코드는 아음속부터 초음속까지 모든 마하수 영역에 걸쳐 나타나는 압축성 유동을 해석할 수 있어야 하며, 팽창과정을 통해 급격한 온도 및 압력의 변화가 일어나므로 이에 따른 화학적 조성비 또는 열역학적 물성치(특히 비열비)의 변화를 고려할 수 있어야 한다. 범용 상용해석코드(CFD-ACE, FLUENT)를 사용할 수 있으나, 어느 정도까지 능숙하게 사용법을 알고 있어야 한다는 점은 차치하더라도 추력실 형상 변화

에 따라 매번 격자계를 다시 만들어야 하고 한 번 해석할 때마다 전/후처리 과정을 해야 하므로 몇 가지 설계 파라미터를 한꺼번에 고려하여 최적 형상을 결정해야 하는 경우에는 설계자가 너무 많은 수고를 감수해야 한다는 문제점이 있다. 미국의 경우, 1960년대부터 액체 로켓엔진 성능예측기법(JANNAF liquid rocket thrust chamber performance prediction methodology)을 확립하여 왔으며, 이를 이용한 전용해석코드 TDK(Two-Dimensional Kinetics computer program)를 개발하여 사용하고 있다. 현재까지도 TDK 코드의 예측능력을 향상시키려는 노력들이 진행되고 있으며 로켓엔진, 스크램젯 엔진, 플러그 노즐, 가스발생기 연소가스의 노즐 내 분사, 노즐 벽면의 냉각방식(regenerative cooling, barrier/film cooling, radiation cooling, ablative walls, slot injection, transpiration cooling)과 같이 다양한 문제까지 그 적용성을 넓히고 있다. 그러나 TDK는 E/L(export license) 제한 품목으로 해외로의 반출을 엄격히 통제하고 있으므로 국내에서는 구매가 불가능하다.

이러한 로켓노즐은 지상조건에서 고고도조건까지 넓은 범위에서 사용된다. 높은 고도에서 성능을 최대한으로 하기 위하여 노즐목과 노즐출구의 면적비를 최대로 하는 종형(bell-shaped) 노즐이 보편적으로 사용되고 있다. 발사체의 목적이나 운용조건에 따라 노즐부에서 요구되는 조건이 바뀌기 때문에 형상설계방법은 발사체 설계과정에서 다르게 적용될 수 있다. Viking, 러시아의 RD-0120, 일본의 LE-7에는 TIC노즐(Truncated Ideal Contour nozzle)이 적용되었고 미국 J-2S와 SSME(Space Shuttle Main Engine), 유럽의 Vulcain 엔진에는 TOC 노즐(Thrust-Optimized Parabolic nozzle)이 사용되었다. 발사체 비행이 이루어지는 동안 최적의 성능을 얻기 위해서는 연소실압력과 외부 대기압의 변화의 상관관계가 고려되어 설계되어야 한다. 노즐형상이 외부환경변화에 최적의 조건으로 적용하



노즐형상 변수

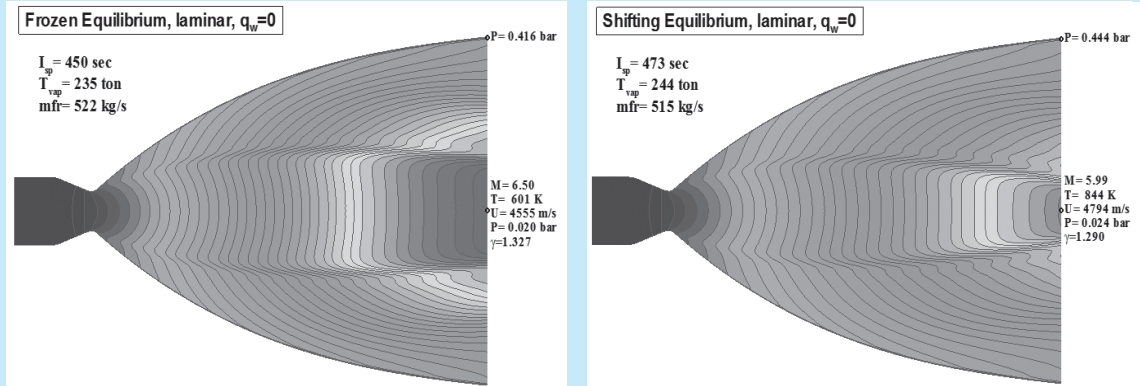


그림 2 연소기 노즐 설계(Kim et al., 2005)

여 변하는 경우가 이상적이지만 여러 가지 어려운 점이 있다. 이상적인 조건은 외부압력이 노즐출구보다 낮을 경우 노즐에서 분출되는 가스는 팽창하게 되는데 이런 팽창에너지는 추력으로 최대한 변환시키기 위해서 노즐출구부를 크게 하여야 한다. 그렇지만 발사체가 발사되는 초기조건은 고공조건이 아닌 1기압 조건이기 때문에 연소가스가 팽창하지 못하고 노즐내부에 유동박리(Flow Separation) 현상과 충격파(Shock Wave)가 발생하게 된다. 이러한 유동현상은 노즐부 설계에 커다란 영향을 미치기 때문에 정확한 분석이 이루어져야 한다. 따라서 많은 난류해석 연구들이 시도되

어 오고 있다. 예를 들면, 노즐은 CTP(Compressed Truncated Perfect), TOP, TIC 등으로 설정하고 노즐내부 충격파에 대한 난류연구이다. 노즐유동에 대해서는, 난류모델(RANS)이 보편적이고 아직 LES와 같은 수치모사는 적용에 한계가 있는 상황이다.

축소형 연소기 시험 및 해석

액체로켓엔진 개발과정은 매우 복잡한 과정을 거치면서 설계가 확정되는데 실제 엔진에서 발생될 수 있는 문제점이나 설계조건 연소특성, 수력학적인 변

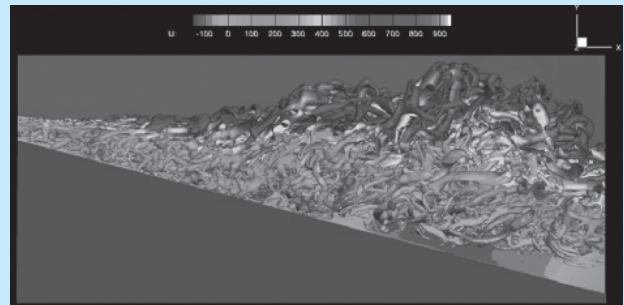
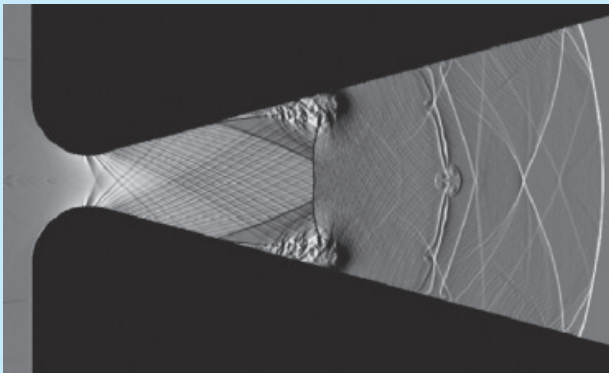
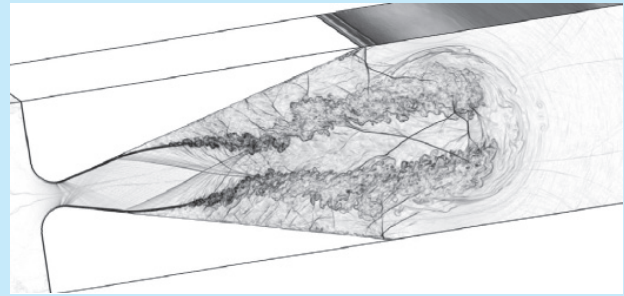
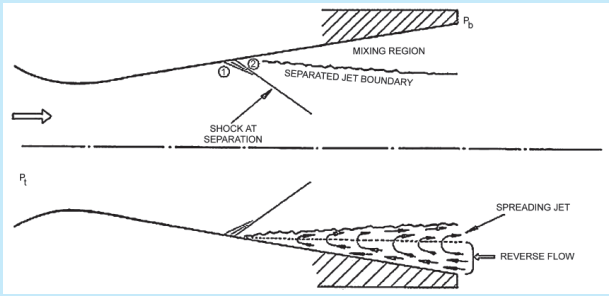


그림 3 노즐 내부 유동특성 및 난류유동 구조(Chaudhuri & Hadjadj, 2016)

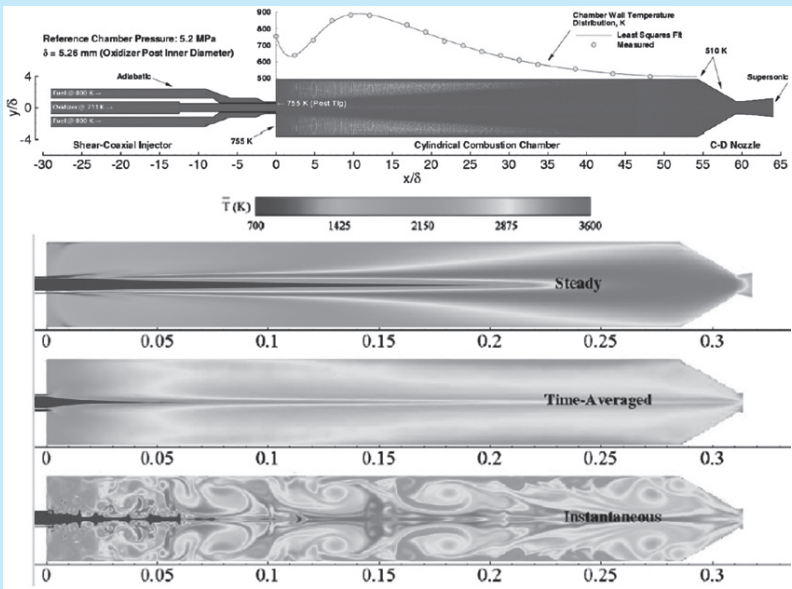


그림 4 축소형 연소기 노즐 실험조건에 대한 해석(Lian & Merkle, 2010)

화, 점화특성, 연소가스의 온도분포나 균일성, 연소안정성 등에 대한 특성을 파악하기 위하여 문제에 대한

원인을 파악하고 특성변화에 대한 인자를 실험적으로 검토하기 위하여 축소형 엔진이 제작되어진다. 이러한 특성 및 문제에 대한 파악은 수많은 시험과 분석을 통해 가능해진다. 따라서 실물형 연소기에 대해서는 많은 연구를 수행하는 것이 어렵다. 액체로켓엔진 연소기의 연소성능에 관계된 인자는 여러 가지가 있는데 연소기 헤드에 장착되는 분사기의 종류, 개수 및 배열 등에 따라 성능이 달라진다. 즉 연소기 헤드의 설계가 연소기의 성능을 좌우하는 중요한 요소가 된다. 실물형 연소기를 개발하기 위하여 후보 분사기들을 설계 제작 시험을 통하여 비교분석하고 최종적인 분사기 설계를 결정하게 된다. 축소형 연소기에 대하여 실

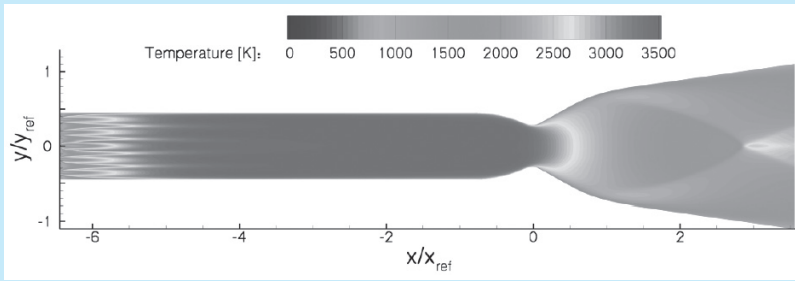


그림 5 Vinci 축소형 연소기에 대한 해석(Erik Larsson, 2012)



그림 6 축소형 연소기 열유속 측정

험을 수행하고 동일한 형상조건에서 해석연구가 병행되는게 보편적이다.

과거 50여 년 동안 대부분의 우주발사체 액체로켓 엔진에서 연료/산화제 혼합장치로서 가공이 쉽고 높은 신뢰성과 우수한 성능 때문에 동축분사기가 채택되어 왔다. 그렇지만 분사기로서 얻을 수 있는 높은 혼합도는 공간적인 제약성을 가지고 있기 때문에 대부분의 액체로켓은 많은 분사기를 연소실 내에 도입하여 전체적으로 혼합도의 변화가 작아지도록 설계하는게 일반적이다. 이러한 과정의 일환으로 진행된 Vinci 축소형 연소기에 대한 해석을 그림에 나타내었다. Ariane 5의 상단에 사용될 목적으로 개발된

Full-scale 연소기는 6열의 분사기를 가지고 있는데 2 set으로 축소하여 설계가 진행되었다.

고온고압에서 작동하는 로켓엔진 연소실은 적절한 냉각이 필수적이다. 냉각에는 재생냉각이 많이 사용되고 있고 연소실에 대한 열특성 평가가 선행되어야 재생냉각 연소실의 설계가 이루어지는데 실제 로켓 엔진의 사양에 대해서 시험평가는 위험하고 예산이 많이 소요되기 때문에 재생냉각의 중요특징을 포함하는 조건에서 열특성과 냉각특성을 조사할 수 있는 축소형 연소기에서 냉각설계가 검증되는 연구가 수행된다.