로켓 연소기에서 폭발적 접선 방향 연소 불안정에 대한 수치적 규명

Numerical Investigation of Detonative Tangential Combustion Instability In a Rocket Combustor

초록

본 연구에서는 대와류 모사(Large Eddy Simulation, LES) 시뮬레이션을 이용하여 24쌍의 충돌형 인젝터를 가지는 실험실 규모의 소형 로켓연소기에서 자기유발하는 폭발적 연소불안정에 대한 수치해석을 수행하였다. 점화는 연소실 내부 온도를 2000 K으로 부여함에 따라 자발점화 되었다. 자발점화로 인해 발생한 압력 섭동은 소산되지 않고, 벽면을 따라 시계/반시계 방향으로 회전하는 압력파를 생성하고, 그 결과로 횡방향 모드의 불안정이 발달되었다. 발달된 압력파와 열방출의 상호작용은 연료/산화제의 혼합영역을 따라 열방출 영역이 회전하게되는 경향을 만들어내었다. 이러한 열방출 영역의 회전경향은 압력파와 결합되었으며, 더욱 발달하여 열적 질식 상태로 발달하여 연소불안정의 한계 사이클에 도달하였다. 한계 사이클에서 데토네이션 셀 구조를 관찰할 수 있었고, 이는 접선 방향 연소불안정이 회전 데토네이션으로 발달할 수 있음을 보여주었다.

Key Words : 고주파 연소불안정, 접선 방향 연소불안정, 회전 데토네이션, 대와류 모사(LES)

I. 서 론

로켓 개발 역사의 시작 이래로 연소 불안정은 로켓 엔진 개발에 많은 어려움을 초래하며 여러 차례의 실패와 지연을 발생시켰다. 이러한 불안정은 1955년 Thor와 Atlas 탄도 미사일 엔진 개발 과정에서 처음으로 관측되었다. 그 이전에도 로켓 엔진 시험에서 유사한 과정을 겪었으나, 측정 및 평가 기술의 부재로 발생한 실패의 원인이 명확히 밝혀지지는 못하였다 [1].

우주 경쟁 시기, 특히 Saturn V 로켓의 F-1 엔진 개발 과정에서는 고주파 연소 불안정에 대한 집중적인 연구가 진행되었다. 이를 위해 14가지 인젝터 패턴과 12가지 배플 패턴, 수천 번의 대규모 실험을 거쳐 F-1 엔진 연소기의 동적 안정성이 확보되었다 [2]. 동시에, 정부 기관, 산업체, 학계 간의 협력을 통해 1972년에 NASA SP-194, "액체 추진제 로켓 연소 불안정"이라는 첨단 기술을 종합한 자료가 출판되기도 하였다 [3]. 소련 또한 RD-0110 엔진에서 고주파 연소 불안정을 제거하기 위해 엔진 내부에 가연성의 세로방향 구조물을 포함시켜 초기 안정성을 확보하였다. 이러한 구조물은 주 연소 모드에 도달하면서 완전히 연소되어 제거되었다 [4]. 당시 연소 불안정 연구는 로켓 연소기에서 발생할 수 있는 불안정을 방지하기 위한 설계 요소에 관련된 내용이 주를 이뤘고, 고주파 연소 불안정, 특히 폭발적 접선 모드와 관련된 구체적인 사례는 몇몇 연구로 제한된다 [5-9].

1960년대에 접어들면서, Voitsekhovskii 등은 1960년에 최초로 로켓 연소기에서 아세틸렌과 산소를 사용하여 회전 데토네이션 현상을 관찰하였다 [5]. 이후, 1965년에 Jet Propulsion Laboratory에서 수행된 연구는 공진 연소 중 연소실 축을 따라 음속으로 회전하는 단일 고진폭 압력파를 발견하였으며, 이로 인해 고주파 연소 불안정을 설명하기 위한 회전 데토네이션 파 개념이 제시되었다. Fig. 1에 제시된 바와 같이, 연소 파를 통한 압력비는 20을 초과하였으며, 파 속도는 약 1,877 m/s로 측정되었다 [6-8]. 1970년, Ar'kov 등은 폭발 파와 고주파 연소 불안정 간의 유사성을 정확하게 지적하며, 폭발에서의 진동 메커니즘과 로켓 불안정에서의 진동 메커니즘의 유사성을 근거로 이와 같은 현상을 설명하였다 [9]. Shchelkin과 Denisov 등은 이를 통해 로켓 엔진에서의 연소 효율을 높이기 위해 접선방향 파를 활용하는 방법을 제안하였다 [10-11]. 최근 Ishihara 등은 연소기의 길이를 변수로 하여 짧은 연소기에서도 연소모드가 데토네이션 일 경우, 정압연소 로켓과 유사한 추력 성능을 달성할 수 있음을 보여주었다 [12].



Fig. 1 The first explanation of high-frequency combustion instability as a rotating detonation-like wave concept was given by Clayton et al. [7,8]. The left conceptual illustration shows the detonation-like wave front. The pressure history plot in the middle shows a pressure profile similar to that observed in a rotating detonation combustor. The right picture shows the pressure sampling location of the plot in the middle.

접어들며. 전산유체역학(CFD)의 발전은 1990년대 초에 로켓 연소 불안정에 대한 상세한 시뮬레이션을 가능하게 하였다 [13-20]. Grenda 등은 수치 영역 내에서 다양한 진폭의 초기 교란에 대한 반응을 연구하였고, 평균 유동 조건에서 2% 교란 진폭에서 약간의 비선형 효과가 나타나면서 파면이 가파르게 변하는 현상을 관찰하였다. 20% 교란 진폭에서는 더욱 두드러진 파면 가속이 발생하였다 [15]. 1992년, Litchford 등은 접선 모드 안정성을 연구하면서, 연소기 벽을 따라 주기적으로 회전하는 충격파와 같은 압력파를 관찰하였고, 이는 기존의 실험적 발견과 잘 일치하였다 [19, 6]. Flandro 등은 2004년에 불안정을 예측하고 진단할 수 있는 분석 도구를 개발하였으며, 파면 가속 과정으로 인해 고진폭 압력파가 생성됨을 강조하였다. 이 과정은 초기에는 저진폭의 압력파가 시간이 지남에 따라 충격파와 같은 교란으로 발달하게 되며, 이는 비정상적인 연소 에너지 방출과 준정상 상태의 연소실 유동 간 상호작용에서 비롯된다 [20].

2016년, Gröning 등은 독일 항공우주센터(DLR)에서 BKD 연소기 내 첫 번째 접선 모드의 형태로 자기여기 연소 불안정을 발견하였다 [21]. 이를 이해하기 위한 두 가지 대와류 모사(LES) 시뮬레이션 연구가 수행되었으며, 두 연구 모두 '폭탄 실험'을 통해 불안정을 유도하였다. 이 방법은 정상 상태 시뮬레이션 결과에 압력 변동을 적용하여 불안정을 유발하는 방식이다 [22,23]. Urbano 등은 폭탄 실험에서 교란 진폭의 변화에 따른 다양한 반응을 관찰하였으며, Helmholtz 솔버를 사용하여 BKD 연소기의 불안정 주파수가 첫 번째 횡모드 및 방사모드임을 확인하였다 [22]. 비슷하게, Hwang 등도 동적 모드 분해(DMD)기법을 사용하여 주된 불안정 주파수가 첫 번째 횡모드와 방사모드임을 확인하였다. 그러나 실험 결과와 달리, 연구에서는 첫 번째 접선 모드를 확인하지 못하였다 [23].

2023년, Chu 등은 이번 연구와 매우 유사한 CFD 시뮬레이션을 통해 접촉점화성 추진제를 사용하는 로켓 연소기에서 자기여기 접선방향 연소 불안정을 관찰하였다 [24]. 분석 결과, 압력파의 마하 수가 아음속(명시되지는 않았으나, 약 0.9 마하로 추정됨)임을 확인하였고, 이로 인해 진동하는 압력파가 데토네이션과 일치하지 않는다고 결론지었다. 그러나 Chu 등은 압력 기반 수치해석 방법을 이용하였고, 이로 인한 불연속면의 부정확한 포착, 그리고 낮은 공간 정확도에 의해 데토네이션이 명확하게 포착되지 않았을 가능성이 있을 것으로 보여진다.

이러한 역사적 리뷰를 통해 회전 데토네이션 엔진(RDE)과 접선 모드 연소 불안정 간의 유사점이 명확해진다. 2014년 SciTech 포럼에서 Choi는 접선 모드 연소 불안정이 회전 데토네이션일 수 있다고 언급하며, 1965년 JPL 실험을 참조하였다 [25, 6-8]. 이후 몇 년 후, Anand 등은 회전 데토네이션과 고주파 연소 불안정을 비교하는 심층적 리뷰를 수행하였다 [26]. 이 리뷰에서 Anand 등은 회전 데토네이션 엔진(RDE) 연구가 로켓 불안정 문제를 해결할 수 있는 가능성을 제시하고, 동시에 효율성 증가와 연소 불안정의 해결이라는 이중의 이점을 제공한다고 주장하였다.

한편, Fan 등은 혼합 방식을 분석하여 회전 데토네이션과 고주파 연소 불안정 간의 유사성을 밝혀내려고 하였으나, 접선 모드 불안정의 압력파 전파 속도가 CJ 폭발 속도보다 훨씬 느리다는 점 때문에 두 메커니즘을 조화시키는 데 어려움을 겪었다 [7, 28]. Fan 등은 이 느린 전파 속도가 감소된 질량 유동률과 낮은 혼합 효율에서 기인한다고 결론지었다 [27]. 이 연구는 기존의 로켓 연소기에서 발생하는 고주파 접선방향 연소 불안정의 자기여기 및 지속성에 초점을 맞추고 있으며, 이를 분석하기 위해 대와류 모사(LES) 시뮬레이션을 수행하였다. 연구 대상 연소기는 24 쌍의 충돌형 인젝터로 구성되어 있으며, 추진제로는 가스상 에틸렌과 산소가 사용된다. 또한, 9개의 종과 10개의 반응 단계로 구성된 준 총괄 화학 메커니즘이 적용되었다. 연소기는 2000 K에서 점화되며, 눈에 띄는 점은 외부에서 불안정을 유발하는 메커니즘 없이 연소 불안정이 자기적으로 발생하여, 시뮬레이션 시간 기준 1밀리초 이내에 발전된다는 것이다. 이후 장에서는 이러한 불안정의 과도 과정에 대해 상세히 분석하였다.

Ⅱ. 수치적 접근법

로켓 연소기 모델

시뮬레이션에서 사용된 로켓 연소기는 24개의 충돌형 인젝터를 가진 전통적인 형태의 연소기로, 이는 나고야 대학의 Ishihara 등에 의해 설계되었다 [12]. 그들은 연소기 길이를 변화시키며 여러 충돌형 인젝터를 장착한 기존 로켓 연소기의 성능을 비교하였다(Fig.2 참고). 실험 결과, a)와 b) 구성에서 회전 데토네이션이 유지되었다. 데토네이션 연소의 높은 연소 효율 덕분에, 짧은 연소기 길이에서도 추력과 비추력은 일정 압력 연소 엔진과 비슷한 값을 나타냈다.

흥미롭게도, b) 구성에서는 점화 후 종축 진동 모드에서 회전 데토네이션 모드로 전환되는 과도 특성이 나타났다. 점화는 펄스 데토네이션 엔진(PDE)을 이용하여 이루어졌으며, 운전 중 이러한 전환 현상, 기존 로켓 연소기와의 기하학적 유사성, 그리고 회전 데토네이션을 유지할 수 있는 능력은 b) 구성을 시뮬레이션의 주요 목표로 삼는 데 있어 중요한 특징이었다.



Fig. 2 Combustor configurations compared by Ishihara et al. [12]

이 연소기 설계는 NASA SP-194 [3]의 지침에 따라 검토되었다. 7.2.5절에서는 벽면 근처의 혼합물 분포가 접선 모드 불안정을 유발할 수 있음을 언급하고 있다. 또한, 7.2.6절에서는 연소실 단면의 외부 반경에서 미연 혼합물의 질량 플럭스을 줄이면 비정상 연소 모드가 안정화된다고 설명되어 있다. 7.4.3절에서는 유사 충돌형 제트 인젝터의 분사 각도를 다루며, 충돌 각도가 작을수록 더 안정적인 작동이 가능하다고 강조하고 있다. 하지만 본 연구에서는 충돌 각도가 큰 충돌형 제트 인젝터를 사용하였으며, 이는 인젝터 면 근처에서 열 방출이 집중되어, 주입된 추진제로의 열 전달을 증가시킬 가능성이 있다. b) 구성은 [3]의 참고자료에 따르면 위에서 언급한 바와 같이 연소불안정에 바람직하지 않은 설계 요소들을 포함하고 있다. 흥미롭게도, 이러한 설계 요소들은 회전 데토네이션 엔진(RDE)에 요구되는 특징이다. 따라서 이러한 설계 요소들을 검토한 결과, b) 구성은 자기여기 폭발적 접선방향 연소 불안정을 연구하기에 적합한 것으로 간주된다.

본 시뮬레이션에서 연소기의 노즐 길이는 계산 부담을 최소화하기 위해 줄였으며, 노즐 목 상류의 기하학적 구조는 유지하였다. 수정된 연소기 형상은 Fig. 3에 제시되어 있으며, Fig. 4는 본 연구에서 사용된 최종 연소기의 격자를 보여준다.





Fig. 3 Schematics of the combustor model. The geometry upstream of the nozzle throat is the same as that of reference [13].



Fig. 4 The computational grid employed in present study with 128.5 million cells

이론적 모델링

본 연구에서 사용된 압축성 난류연소 시뮬레이션은 RPL3D in-house 코드를 활용하여 수행되었다. 밀도기반의 화학종 보존, 운동량 보존, 에너지 보존에 대한 완전히 결합된 지배 방정식으로 이루어지며, 난류 모델링은 Menter의 전단 응력 전달(SST) 모델 [35]과 함께 Improved Delayed Detached Eddy Simulation(SST-IDDES) [36]을 사용하여 수행되었다. 이 모델은 자유 흐름 내에서 상세한 와류 운동을 포착하기 위한 대와류 모사(LES) 시뮬레이션으로 작동하며, 벽면 근처에서는 레이놀즈 평균 유동(RANS)으로 수렴하여 미세 규모의 벽면 난류에 대한 고해상도 요구 사항을 피할 수 있다. 즉, 연소 영역에서는 LES로 작동하고, 인젝터 내부의 벽 경계층에서는 RANS로 작동하는 방식이다. 지배방정식은 Favre 필터링 되었으며 다음과 같이 보존 벡터 형태로 표현된다.

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial z} = \frac{\partial \mathbf{E}_{\mathbf{v}}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}_{\mathbf{v}}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}_{\mathbf{v}}}{\partial z} + \mathbf{S}$$
(1)

$$\boldsymbol{Q} = \begin{bmatrix} \rho_i \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \\ \rho k \\ \rho \omega \end{bmatrix}, \quad \mathbf{E} = \begin{bmatrix} \rho_i u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ (e+p)u \\ \rho uw \\ \rho uw \\ \rho u\omega \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F} = \begin{bmatrix} \rho_i v \\ \rho vu \\ \rho vu \\ \rho vw \\ (e+p)v \\ \rho vw \\ (e+p)v \\ \rho vk \\ \rho v\omega \end{bmatrix}, \quad \mathbf{G} = \begin{bmatrix} \rho_i w \\ \rho wu \\ \rho wv \\ \rho wv \\ \rho w^2 + p \\ (e+p)w \\ \rho wk \\ \rho w\omega \end{bmatrix}$$
(2.a)

$$\mathbf{E}_{\mathbf{v}} = \begin{bmatrix} -\rho_{i}u_{i}^{d} \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ \beta_{x} \\ \mu_{k} \partial k/\partial x \\ \mu_{\omega} \partial \omega/\partial x \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F}_{\mathbf{v}} = \begin{bmatrix} -\rho_{i}v_{i}^{d} \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ \beta_{y} \\ \mu_{k} \partial k/\partial y \\ \mu_{\omega} \partial \omega/\partial y \end{bmatrix}, \quad \mathbf{G}_{\mathbf{v}} = \begin{bmatrix} -\rho_{i}w_{i}^{d} \\ \tau_{zx} \\ \tau_{zy} \\ \tau_{zz} \\ \beta_{z} \\ \mu_{k} \partial k/\partial z \\ \mu_{\omega} \partial \omega/\partial z \end{bmatrix}, \quad \mathbf{S} = \begin{bmatrix} S_{i} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ S_{k} \\ S_{\omega} \end{bmatrix}$$
(2.b)

공간 이산화 방식은 시뮬레이션의 정확성과 해상도에 중요한 역할을 한다. Choi 등 [37]은 초음속 난류 연소를 시뮬레이션하기 위한 정확하고 견고한 수치적 방법을 확립하기 위해 여러 공간 이산화 방식을 종합적으로 비교하고 평가하였다. 여기서 MUSCL[38,39], WENO[40,41], oMLP[42]기법이 비교되었다. MUSCL과 WENO 기법은 1차원 분석에 기반하여 개발되었으며, 다차원 문제에서 본질적인 정확성과 안정성 문제를 지닌다. 반면, MLP 기법은 다차원 분석을 기반으로 하여 수치적 불안정과 진동을 제거하도록 개발되어 다차원 불연속에서 안정성과 단조성을 보장하였다.

Choi의 연구 [37]에 따르면, 5차 oMLP 기법을 이용하여 5차 WENO 기법과 유사한 수치 해를 해상도가 절반인 격자에서 얻을 수 있었다. 또한, 3차 MUSCL 기법과 비교할 경우 해상도가 1/4인 격자에서 유사한 결과를 얻을 수 있었다. 이에 따라 본 연구에서는 5차 oMLP 방식을 공간 이산화 기법을 채택하였으며, 대류 플럭스는 RoeM 플럭스 차분 분할 방식 [44]으로 계산되었다. 점성 플럭스는 2차 중심 차분 방식으로 계산되었으며, 시간 적분은 2차 fully implicit LU-SGS 기법 [45]과 4번의 Newton-Raphson 반복법을 이용하여 2차 시간 정확도를 보장하였다. 추가적인 수치적 접근 방식은 관련 참고 문헌에서 확인할 수 있다 [46-48].

반응 유동 시뮬레이션에서는 층류 화학반응 모델을 사용하였다. Karaca 등 [49]은 시뮬레이션의 정확성이 아격자 모델보다 수치 해상도에 더 크게 의존한다고 언급하였다. Choi 등 [37]의 난류-화학 상호작용 모델에 대한 간단한 리뷰에서도 정교한 closure 모델과 층류 화학 모델의 결과가 큰 차이가 없다는 것을 확인할 수 있다. 시뮬레이션과 실험 데이터의 비교 결과 역시 난류-화학 상호작용 모델보다는 수치기법의 난류 포착 능력이 더 중요함을 보여주었다 [37]. 또한, Gonzalez-Juez 등 [50]은 세밀한 격자 해상도와 상세한 화학 메커니즘을 사용한 소형 연소기(O (1000 cm³))에 대한 수치 해석 결과가 실험 데이터와 유사할 수 있음을 제시하였다. Jeong 등 [51]은 동일한 수치 프레임워크를 사용한 시뮬레이션을 통해 본 연구 방법의 타당성을 입증하였다. 본 연구에서 사용된 연소기의 부피는 약 10 cm³에 해당하며, 난류-화학 상호작용을 포함하기 위한 난류 연소모델 없이 에틸렌 산화 준 총괄 반응 메커니즘(9개의 화학종과 10개의 가역 반응 단계)이 사용되었다 [52].

경계 및 초기조건

시뮬레이션의 조건은 Ishihara 등 [12]이 수행한 18개의 실험 중 'Test 6'에 맞추어 설정되었다. 'Test 6'이 선택된 이유는 연소기 모델과 전형적인 로켓 연소기 형상과의 유사성뿐만 아니라, 작동조건이 포함되어 있었기 때문이다(Table 1 참고). 실험에서 유동장이 완전히 발달한 상태의 플레넘 압력 값은 에틸렌이 약 9.474 bar, 산소가 9.598 bar로 제공되었다. 인젝터의 경계 조건은 플레넘을 수치 도메인에서 생략하기 위해 음속 조건으로 가정되었으며, 에틸렌과 산소의 주입 압력은 각각 5.27 bar와 5.08 bar로 정의되었다. 이는 등엔트로피 관계를 이용하여 계산되었다. 플레넘에서의 온도는 상온으로 제공되었으나, 이 경우 불안정 유동장이 한계 사이클에 도달하는 데 약 2초가 걸리는 것으로 나타났다. 따라서 유입 경계 조건으로 두 가지 다른 온도 값이 사용되었다.

첫 번째는 (Table 1의 'a') 실험과 동일한 조건으로, 검증 연구에 적용되었으며, 검증을 위한 케이스의 초기 조건으로 ZND 구조의 해를 초기조건으로 적용하여 점화되었다. 이는 RDC(회전 데토네이션 연소기) 연구에서 일반적으로 사용하는 방법과 유사하다 [29]. 두 번째 경우는 높은 온도 유입 조건(Table 1의 'b')이 적용되었으며, 이는 점화 지연을 줄이고 폭발적 접선 모드 연소 불안정의 발달을 가속화하기 위해 사용되었다. 점화는 연소기를 2000 K 산소로 초기화하여 자동 점화를 유도되었다.

Propellant	Equivalence ratio	O/F	ṁ (g/s)			
C2H4-O2	2.21	1.55	31.2			
Plenum pressure (bar)		Plenum Temperature (K)				
Ethylene	Oxygen	Ethylene	Oxygen			
9.474	9.598	300a	300a			
		560b	600b			
Corresponding sonic condition						
5.27	5.08	268a	251a			
		500b	500b			

Table 1. Experimental conditions and inflow boundary conditions

^a: the experimental condition used for validation

^b: the elevated temperature condition for the simulation of the self-excited detonative tangential mode combustion instability

격자 수렴도 및 해석자 검증

격자 세분화와 검증 연구에서는 각각 온도 조건 'b'와 'a'가 적용되었다. Table 2는 본 연구에서 고려한 격자 정보를 요약한 것이다. 세 개의 격자를 이용한 해석결과가 비교되었으며, 격자 수렴을 확인하기 위해 사용되었다. 각 격자의 원주 방향 격자 수는 Choi [53]가 ZND 폭발파의 열 방출 영역에 대해 제안한 격자 요구사항에 기반하여 결정되었으며, 열 방출 영역에 5개의 격자점이 필요하다. 정상 상태 ZND 구조는 CalTech에서 개발한 ZND 구조 계산 코드를 사용하여 계산되었으며, 당량비는 2.21, 유입 온도는 500 K, 압력은 5.0 bar로 설정되었다 [54]. 결과적으로 열 방출 영역의 두께는 0.589 mm로 결정되었다. 이후, 중간 격자와 미세 격자는 각각 약 2.5배씩 세분화되었다.

격자 수렴도 해석 결과, 데토네이션 속도와 벽면 압력 기록이 비교되었다. 세 개의 격자 간의 데토네이션 속도에 대한 상대 오차는 거친 격자에서 3.8%, 중간 격자에서 1.3%로 감소하며 명확한 수렴 경향을 나타냈다. Fig. 5에서는 세 개의 격자 시스템 간의 벽면 압력 기록을 비교하였다. 모든 격자에서 자기여기 연소 불안정이 한계 사이클에 도달하여 데토네이션이 발달하고 유지되는 것을 확인할 수 있었다. 격자가 세분화될수록 한계 사이클에 도달하는 과도 기간이 길어지지만, 격자 시스템 간의 차이는 미미한 수준으로 보인다. 따라서 검증 연구에서는 계산시간과 정확도를 절충하여 중간 격자를 사용하였다.

	Number of Grid points	Edge size in circumference (µm)	Grid points included in the length of HRZ*	Detonation Speed (m/s)	Relative error on Detonation Speed (%)		
Coarse	19.1 M	108	5.45	2,225	3.8		
Medium	49.4 M	83.9	7.03	2,286	1.3		
<u>Fine</u>	<u>128.5 M</u>	64.6	9.13	2,317	_		

Table 2 grid information

*Heat release zone length, 0.589 mm



Fig. 5 Comparison of wall pressure history for each grid system. The subscript '5' stands for 0.5 cm downstream from the injector face.

검증 케이스를 위한 실험 조건(Table 1의 'a' 온도 조건)을 시뮬레이션하기 위해, 연소기는 정상 상태 ZND 구조를 초기 조건으로 설정하여 데토네이션을 유도하였다. 시뮬레이션 시작 후 약 0.8 ms 후에 유도된 데토네이션이 안정화되었으며, 총 2 ms 동안 시뮬레이션이 수행되었다. 이 과정에서 벽면 압력 기록과 데토네이션 속도가 실험에서 제공된 값과 비교되었다 [12]. Fig. 6은 인젝터 면에서 0.5 cm 떨어진 연소기 벽과 노즐 목 위치에서의 압력 기록을 보여준다. 연소기 벽에서 측정된 압력(P5)은 평균 압력 값과 약간의 차이를 보였는데, 이는 실험에서 극한 온도 환경으로 인해 압력 센서가 8 cm 떨어진 곳에서 측정되었기 때문이다. 또한, 압력 센서의 샘플링 주파수가 1 kHz인 반면, 폭발파는 약 33 kHz로 회전하므로, 이 위치에서의 정량적 비교는 어렵다.

노즐 목 위치에서 측정된 압력은 실험과 시뮬레이션 간에 완벽한 일치를 보였다. 노즐 목 압력은 연소기의 평균 전체 압력에 기반하므로, 전체 운전 조건이 잘 시뮬레이션되었다고 할 수 있다.

Table 3에서는 실험과 시뮬레이션에서 측정된 폭발 속도와 회전 주파수를 비교하였다. 폭발 속도와 주파수는 회전 데토네이션의 23 회전을 평균하여 계산되었으며, 속도와 주파수에 대한 상대 오차는 각각 0.4%와 1.2%로 계산되었다 (Table 3). 이를 통해, RPL3D in-house 코드가 폭발적 접선방향 연소 불안정의 발달 과정을 시뮬레이션할 수 있음을 확인하였다.

약 1억 3천만 개의 격자를 이용한 시뮬레이션 시간은 1.5 ms였으며, 계산 자원으로는 Intel Xeon Gold 6348 2.6 GHz 프로세서 1872개가 사용되었으며, 이는 약 156 TFLOPS에 해당한다. 총 계산 시간은 778.15 h/ms, 즉 1,456,700 CPU-h/ms로 환산된다.

Table 3. Comparison of the detonation speed and its rotating nequency.						
Parameter	Experiment	Simulation	Relative error (%)			
V_{deto} (m/s)	2080	2071.4	0.4			
f (kHz)	33.1	32.7	1.2			

of the detenation around and its rotatin



Fig. 6 Comparison of wall pressure history between the experiment (symbol), the simulation (solid line), and the time-averaged value of the simulation (dashed line). The subscripts '5', and 'th' stand for 0.5 cm downstream from the injector face, and at the throat, respectively. The experimentally measured pressure was extracted from the plot provided in the reference paper [12]. Therefore, the temporal coordinate of the experimental value does not follow the pressure sensor's frequency specification (1 kHz).

Ⅲ. 폭발적 연소불안정의 발달과정

이번 장에서는 폭발적 접선방향 연소 불안정의 발달 과정에서 발생하는 연소 프로세스를 논의한다. 이를 위해, Table 1의 조건 'b'를 이용한 시뮬레이션 결과가 도출되었다. Fig. 7은 각도로 표시한 벽면의 위치(θ)와 시간에 따른 압력 변화를 나타내는 플롯이다. 이 θ-t-p 플롯을 분석함으로써, 한계 사이클으로 발달하는 과정을 다섯 가지 단계로 구분할 수 있다: (I) 점화 전 기간, (II) 점화로 인한 진동이 불안정 모드로 전환되는 단계, (III) 횡방향 불안정 모드에서 회전 운동 생성, (IV) 횡방향에서 접선방향 불안정 모드로의 전환, (V) 한계 사이클 폭발적 연소불안정 모드.

1단계(I)에서는 연료의 점화 지연으로 인해 추진제가 연소기로 주입되지만 제한된 영역에서 연소가 일어난다. 이 기간 동안 연료와 공기는 초기 챔버 온도에 의해 예열되고 혼합된다. 점화 지연 시간이 약 0.1 ms 지난 후에 추진제가 점화되며, 강한 압력 변동을 생성한다. 2단계(II)에서는 초기 압력 변동이 약해지지만, 모든 각도 위치에서 동시에 압력 피크가 나타나며, 이는 방사 방향 진동을 나타낸다. 이러한 변동은 0.25 ms까지 점차 감소한다. 그러나 점화로 인해 발생한 압력 변동은 소멸하지 않고 1차 횡방향 모드를 유발한다. 3단계(III)에서는 불안정 모드가 더 가파르게 발달하여 회전 운동을 생성한다. 4단계(IV)에서는 횡방향 모드가 접선방향 연소불안정으로 전환된다. 3단계와 4단계에서는 더 복잡한 현상이 발생하며, 이는 이후 섹션에서 자세히 논의될 것이다. 5단계(V)에서는 연소 불안정이 한계 사이클에 도달하여 회전 데토네이션이 된다. 이후 섹션에서는 각 단계를 상세히 논의할 것이다.



Fig. 7 θ (angular position at the wall)-time-pressure plot

Phase I. 점화 전 단계 (t=0.0~0.12 ms)

Fig. 8에서는 zx 및 yz 슬라이스에서 혼합분율과 온도 분포가 나타나 있다. 점화 전, 연료 성분은 연소기 전체에 고르게 분포되어 있다. 초기 온도가 2000 K로 설정되어 있어, 연소기 벽 근처에 있는 소량의 연료가 점화된다. yz-슬라이스에서는 연료가 충돌하는 영역이 확인되며, 연료와 산화제가 연소기로 주입되면서 두 제트는 팽창하게 된다. 이로 인해 연료와 산화제는 환형 충돌면(이하 충돌면)을 형성하게 되며, 충돌면의 반대편으로 소량의 연료와 산화제만이 침투한다. 따라서 연소가 충돌면 근처에서 발생할 것으로 예상할 수 있다. 이러한 혼합물 분포는 연소의 진행과 불안정의 발달을 이해하는 데 중요한 역할을 한다.



Fig. 8 Mixture fraction and temperature distribution on the xz-slice (left) and yz-slice (right) during the preignition period (at t = 79.1 μ s). The yz-slice is located 0.2 cm downstream from the injector face.

Phase II. 압력 변동의 불안정 모드로의 발달 (t=0.12~0.3 ms)

이 섹션에서는 초기 압력 변동이 첫 번째 횡방향 모드 불안정으로 전환되는 과정을 논의한다. Fig. 9는 무차원화된 열 방출율의 검은 등고선이 겹쳐진 일련의 압력 플롯을 보여준다. 환형으로 분포된 연료-공기 혼합물의 점화로 인해 방사 방향의 압력 섭동이 발생한다. a에서 g까지의 플롯에서 방사 방향으로 진동하는 압력 분포를 관찰할 수 있으며, 이 압력 섭동은 Fig. 9 전체에 걸쳐 유지되지만, 특히 a에서 g 플롯에서 명확하게 나타난다.

초기 압력 변동의 비대칭적 특성으로 인해 벽면을 따라 접선 방향으로 전파되는 압력파도 생성된다. 이는 d, e, i, j 플롯에서 빨간 화살표로 표시되어 있다. 따라서 2단계에서는 방사형 압력 변동과 회전/반회전파가 공존한다. 하지만 방사 압력 변동의 크기는 점차 감소하고, 압력파와 열 방출 간의 상호작용을 통해 연소기를 가로지르는 횡방향으로 압력파가 발달한다.

압력파와 연료-공기 혼합물이 상호작용하면서 연소가 촉진되며, 이는 고압 영역에서 집중된 열 방출로 나타난다(플롯 b, d, f, h, l, n 참고). 이는 높은 온도와 압력 환경에서 점화 지연 시간이 단축되는 것에 기인한다. Rayleigh 기준 [55]에 따르면, 압력 변동과 열 방출 변동이 상호 위상에 맞추어 있을 때, 연소와 음향 모드가 결합되어 불안정이 성장한다. 그 결과 열 방출이 국소 압력을 증가시키고, 새로운 압력파를 형성하여 전파된다. 이 압력파 생성 및 전파 과정은 Fig. 9의 j에서 o 플롯에서 명확하게 관찰된다.

플롯 j에서 점선으로 표시된 국소 고압 영역에서 강한 열 방출이 나타난다. 플롯 k에서는 연소기를 가로지르는 압력파가 관찰된다. 플롯 l에서는 또 다른 국소 고압 영역과 강한 열 방출이 나타난다. 플롯 m에서는 압력파가 연소기 벽과 충돌하며, m에서 o까지의 플롯에서는 같은 현상이 반대 방향으로 나타난다. 이는 방사형 압력 변동과 회전/반회전파가 첫 번째 횡방향 모드 연소 불안정으로 전환되는 과정을 나타낸다. 이러한 과도 불안정 현상은 Chu 등의 연구에서도 관찰되었다 [24].

흥미롭게도, 첫 번째 횡방향 모드 연소 불안정의 진동 방향은 초기 방사 압력 변동의 비대칭적 전파에 의해 영향을 받는 것으로 보인다. 이에 따라 압력파는 북서에서 남동 방향으로 전파된다.



Fig. 9 Transition of the initial pressure fluctuation to the instability mode: the black solid line indicates the contour lines of the non-dimensional heat release rate of 20. Each slice is extracted 1 mm downstream of the injector face.

Fig. 10은 첫 번째 횡방향 모드 불안정이 두 번째 횡방향 모드 불안정으로 발전하는 순간을 포착한 일련의 플롯을 보여준다. 이해를 돕기 위해 파동 전파 방향을 나타내는 화살표와 파면을 나타내는 점선이 플롯 위에 겹쳐졌다. 연소와 압력 섭동 간의 결합이 강해지면서 회전 및 반회전 파동이 더욱 두드러지게 된다. 플롯 c에서는 벽을 따라 전파되는 두 개의 파동을 관찰할 수 있으며, 이 파동들은 충돌면에서 혼합물과 상호작용한다. 플롯 d에서는 강한 열 방출이 연소기를 가로지르는 압력파를 생성한다. 플롯 e에서는 플롯 d의 두 파동이 충돌하여 남동 방향에서 고압 영역을 형성하며, 점선으로 표시된 또 다른 파동이 충돌면에 도달하려 하고 있다. 플롯 f에서는 북서와 남동 방향에서 고압 영역이 생성되고, 두 압력파(점선으로 표시됨)가 서로를 향해 전파된다. 플롯 g에서는 두 파동이 서로를 통과하며, 충돌면의 북동과 남서 방향에서 형성된 고압 영역이 열 방출을 촉진한다. 플롯 h에서 o까지는 두 번째 횡방향 모드 연소 불안정의 규칙적인 압력 패턴이 관찰되며, 이 불안정 모드는 2단계 동안 유지되고 점차 가파르게 발달하여 3단계에서 회전 운동으로 나타난다.



Fig. 10 Development of the second transverse mode instability: the black solid line indicates the contour lines of the non-dimensional heat release rate of 18. Each slice is extracted 1 mm downstream of the injector face.

Phase III. 열 방출 영역의 회전운동 발달 (t=0.3~0.56 ms)

Fig. 11에서는 열 방출 영역의 회전 운동을 보여준다. 명확하게 설명하기 위해, 빨간 점선 원은 회전하는 열 방출 영역을 나타내며, 핑크색과 갈색 화살표는 각각 시계 및 반시계방향 압력파를 나타낸다. 3단계는 2단계와 유사하게 압력파와 열 방출의 상호작용에 의해 열 방출이 촉진되는 과정을 보여준다. 이 섹션에서 언급된 회전 운동은 압력파 자체가 아니라 열 방출 영역에 관한 것이다.

Fig. 11에서 빨간 원으로 표시된 열 방출 영역이 시계 방향으로 회전하는 것을 확인할 수 있다. 플롯 c에서는 압력파가 북서와 남동 벽면의 고압 영역에 충돌한다. 플롯 d에서는 이 고압 영역이 열 방출을 촉진하며, 국소 압력을 상승시킨다. 플롯 e에서는 강한 열 방출에 의해 생성된 압력파가 북서와 남동 방향으로 전파되며, 이 위치에서 회전하는 압력파가 벽을 따라 충돌한다. 따라서 플롯 f에서 빨간 원으로 표시된 열 방출 영역이 시계 방향으로 회전한다.

이 열 방출에 의해 생성된 압력파는 검은 화살표를 따라 전파되어, 플롯 g에서처럼 충돌면에서 열 방출을 촉진시킨다. 이러한 과정은 반복되며, 열 방출 영역의 회전 운동을 유도한다. Fig. 11의 각 열에서의 유동장은 유사한 상황을 겪으며, 이는 두 번째 횡방향 모드 불안정의 세 주기를 나타낸다. Fig. 7을 검토한 결과, 두 번째 횡방향 모드는 반복될 때마다 약간 증폭되거나 가파르게 발달하는 것을 알 수 있으나, 이는 Fig. 11에서는 분명하게 보이지 않을 수 있다. 따라서 3단계에서는 압력파와 열 방출의 동위상 작용이 회전 운동을 유발하며, 이는 접선 모드 불안정으로 더욱 발전하게 된다.



Fig. 11 Manifestation of the rotational motion in the second transverse mode: The black solid line indicates the contour lines of the non-dimensional heat release rate of 18. Each slice is extracted 1 mm downstream of the injector face. The red dashed circle shows the rotational motion of the heat release zone. Pink and brown arrows denote the rotating and counter-rotating pressure waves, respectively. Each slice is extracted 1 mm downstream of the injector face.

Phase IV. 횡방향 모드에서 폭발적 접선방향 연소불안정으로의 발달 (t=0.56~0.8 ms)

이 섹션에서는 횡방향 모드에서 접선 모드로 불안정 모드가 전환되는 과정을 보여준다. Fig. 7의 4단계 초기에서는 시계 방향으로 회전하는 압력파가 점점 더 우세해지는 반면, 반시계 방향(CCW) 회전하는 압력파는 점차 약해진다. 시간이 지나면서, 우세한 회전파가 지속적으로 우위를 점하며 큰 압력 구배를 나타내는 것을 관찰할 수 있다. 이전 섹션에서 열 방출 영역이 시계 방향으로 회전하는 것을 확인하였다. 이는 시계 방향으로 회전하는 파동이 우세한 회전파가 되었음을 시사한다. 3단계에서 발생한 파동이 가파르게 발달하는 과정은 뚜렷한 압력 구배를 형성하며, 이로 인해 파동의 회전이 더욱 촉진된다. 일단 시계 방향으로 회전하는 파동이 우세해지면, Fig. 12에서 한계 사이클 작동으로의 전환이 나타난다. 여기에는 압력, 열 방출률, 마하수 플롯이 포함되어 있다.

압력 플롯에서는 4단계에서도 시계 및 반시계 방향 회전파가 공존하는 것을 관찰할 수 있다. 반시계 방향 회전파의 진폭은 상대적으로 낮지만, 여전히 혼합물과 상호작용하여 열 방출을 촉진하고, 연소기를 가로지르는 압력파를 생성한다(Fig. 12b 참조). 4단계의 구별되는 특징은 시계 방향으로 회전하는 파동이 열 방출과 결합된 운동을 보이며, 시계 방향 회전파 뒤에서 훨씬 더 높은 열 방출이 관찰된다는 점이다. 이 결합이 더욱 발달하면 국소적으로 열 질식(thermal choking)이 발생할 수 있으며, 이는 회전 데토네이션으로 이어진다.

시계 방향 회전파 뒤에서 최대 0.7 마하에 달하는 고아음속 마하 수가 관찰된다. 빨간 화살표가 표시된 바와 같이, 회전파와 반회전파 간의 충돌은 압력을 상승시키지만, 충돌 이후에는 마하 수가 감소한다. Fig. 13에서는 접선 모드 폭발 불안정으로 발전하는 메커니즘이 나타나 있다.



Fig. 12 Initial Stage of the Tangential Mode Instability: The first, second, and third rows show the pressure, heat release rate, and Mach number distribution, respectively. Red arrows on the pressure plots indicate the direction of wave propagation. Each slice is extracted 1 mm downstream of the injector face.

Fig. 13에서는 1차 횡방향 모드와 접선방향 불안정 사이의 조화 운동이 묘사되어 있다. 이 두 모드의 주기가 동기화되면서 회전파의 열 방출 영역에서 열 질식(thermal choking)이 발생하고, 이로 인해 폭발적 접선방향 연소불안정이 발달하게 된다. 플롯 (c)에서는 연소기를 가로지르는 파동이 빨간 화살표로 표시되어 관찰된다. 플롯 (d)에서는 파동이 계속 전파되어 추진제에 충돌하는 평면에 거의 도달한다. 플롯 (e)에서는 압력파와 열 방출 간의 상호작용이 명확하게 나타나며, 회전파도 같은 영역에 도달한다. 플롯 (f)에서 (j), 그리고 (k)에서 (o)까지 비슷한 현상이 반복적으로 관찰된다. Fig. 7을 다시 검토해 보면, 두 모드 간의 이 조화 운동이 또 다른 주기를 거친 후, 마침내 폭발성 접선방향 연소불안정으로 발달하는 것을 확인할 수 있다. 이 단계에서, 횡방향 모드와 접선 모드 간의 상호작용이 점점 더 동기화되면서 공명연소의 형태로 회전 데토네이션이 발생할 수 있는 조건에 도달하게 된다.

Phase V. 한계 사이클에서의 폭발적 접선방향 연소불안정

폭발적 접선방향 연소 불안정은 연소와 음향 불안정 모드 간의 결합된 운동을 통해 발생하며, 압력 변동이 증폭되어 한계 사이클에 도달함으로써 회전 데토네이션이 형성된다. Fig. 14는 시뮬레이션 시간 1.43 ms에서 연소기 내에 회전 폭발이 존재하는 한계 사이클 유동장을 보여준다. 데토네이션을 시각화하기 위해, 압력 구배, 열 방출률, 압력, 온도의 등분포면은 각각 회색, 분홍색, 파란색, 옥색으로 나타나 있다.

충격파 구조 앞에서는 추진제가 500 K의 온도에서 큰 열 방출 없이 연소기로 주입되는 것을 관찰할 수 있으며, 온도 등분포면으로 표시되어 있다. 또한, Y자 형태의 압력 구배가 폭발파 전면에 존재하는 것을 볼 수 있다. 이 충격 구조는 연소기의 수축 각도 때문에 형성된 것으로, 충격 구조 바로 뒤에서는 유동이 질식 되는 강한 열 방출 영역이 관찰된다. 이는 다른 회전 데토네이션 연소기에서 관찰된 현상과 유사하다.



Fig. 13 Harmonic motion between the first transverse and the tangential mode instability: Red arrows indicate the direction of wave propagation. Each slice is extracted 1 mm downstream of the injector face.

흥미로운 점은 열 방출이 벽면에서 떨어진 위치에서 발생한다는 점으로, 이는 벽면과 분리된 회전 데토네이션이 발생하고 있음을 시사하며, 이는 Huang et al. [56]의 연구 결과와 유사하다.

Fig. 15에서는 정규화된 열 방출률과 벽면 및 추진제 충돌 영역의 압력을 비교하고 있다. 두 위치에서의 열 방출률을 비교할 때, 추진제가 충돌하는 영역에서는 양의 열 방출률이 나타나는 반면, 벽면에서는 음의 값이 나타남을 확인할 수 있다. 이러한 차이는 충돌형 인젝터가 산화제 제트(벽을 향해 주입됨)가 에틸렌 제트에 의해 차단되기 때문에 발생한다. Fig. 8의 yz-평면 혼합물 분율 플롯을 검토하면, 산소 제트를 통과한 후 연료가 중심 영역으로 소량만 유입됨을 알 수 있다. 반대로, 벽 근처에는 충분한 산소가 부족하여, 벽에 인접한 과도한 연료 성분이 수직 충격파에 의한 가열로 인해 분해된다. 압력의 경우, 회전 데토네이션에 의해 유도된 벽 부착 수직 충격파(Mach stem)로 인해 두 위치에서의 압력 피크가 매우 유사하게 나타난다.

Fig. 16에서는 데토네이션 파를 면밀히 분석하기 위해 확대된 Fig.을 보여주며, 압력 구배 플롯과 더불어 음속선 및 혼합분율 등고선(빨간색과 초록색 실선)이 포함되어 있다. 충격 구조는 마하 반사 현상에서 관찰되는 구성과 매우 유사하다. Fig. 13의 (c)와 (d)에 나타난 바와 같이, 강한 열 방출로 생성된 파동은 연소기를 가로질러 전파되며, 폭발 전면과 연결되어 한계 사이클 불안정 동안 입사파로 작용한다. 유도된 수직 충격파(Mach stem) 뒤에는 아음속 영역이 나타나며, 이는 벽에서 폭발이 발생하지 않고 있음을 나타낸다. 극단적인 압력 구배와 음속 조건으로 특징지어지는 폭발 전면을 살펴보면, 폭발파는 농후 혼합분율이 있는 영역을 따라 회전하고 있음을 알 수 있다. 비록 폭발 셀 구조가 완전히 명확하지는 않지만, 두 개의 삼중점과 폭발 셀의 횡파 구조를 관찰할 수 있다.



Fig. 14 Limit cycle detonative tangential instability with the iso-surfaces



Fig. 15 Normalized heat release rate and the pressure sampled from the wall and the impingement region (indicated with subscript wall and IR)



Fig. 16 Detailed yz-plane view of the detonation front with overlaid sonic lines (red solid lines) and the iso-contour lines of mixture fraction of 0.65, highlighting the detonation cell structure. The yz-slice above is extracted from 2 mm away from the injector face.

(3)

Fig. 17에서는 한계 사이클 연소 불안정의 한 주기 동안 적분된 Rayleigh 지수(R.I.)를 보여주며, 이는 회전 데토네이션의 한 주기에 해당한다. Rayleigh 기준은 연소와 음향 간의 상호작용이 음향 에너지의 원천인지 소멸지인지를 위상 차이에 따라 판단할 수 있는 척도이다. 따라서 양의 Rayleigh 지수는 음향 에너지가 연소 불안정을 촉진한다는 것을 의미하며, 음의 지수는 이를 감쇠시킨다는 것을 나타낸다. Rayleigh 지수는 식 (3)를 사용하여 계산할 수 있다. Rayleigh 기준의 유도는 참고 문헌 [57]에서 확인할 수 있다.

R. I. =
$$\frac{\gamma - 1}{\gamma} \int_{t}^{t + \Delta t} \frac{p'q'}{\bar{p}} d\tau$$

Fig. 17에서는 유동장 전체에 걸친 R.I. 분포가 보여지고 있다. 양의 Rayleigh 지수는 연료와 산화제가 충돌하는 지점에서 관찰되며, 이는 해당 지역에서 압력과 열 방출의 섭동 성분들이 완전히 결합되었음을 나타낸다. 이는 자연스러운 결과로, 데토네이션이 가연성 혼합물을 따라 회전할 때 압력과 열 방출이 동시에 뒤따르기 때문이다. 반면, 음의 Rayleigh 지수는 인젝터 면의 가장 바깥쪽에서 관찰되며, 이는 Fig. 14에서 벽에서 음의 열 방출률이 나타난 것과 일치한다. Fig. 16에서는 Mach stem 뒤에 음속 영역이 존재하는 것을 볼 수 있다. 수직 충격파로 인해 연소 생성물이나 연료 성분이 단열 압축 및 가열되면서 엔탈피를 증가시켜 국부적으로 열적 질식 상태에 도달하는 것으로 이해된다. 또한, 단열 압축에 의한 온도 상승으로 연소생성물의 해리가 발생하며, 흡열 반응에 의해 열이 감소하고, 유체는 다시 아음속으로 감속한다. 이로 인해 해당 지역에서 음의 Rayleigh 지수가 나타난다.



Fig. 17 Spatial distribution of Rayleigh index over a cycle of the detonation wave

Ⅳ. 결론

본 연구에서는 대와류 모사(LES) 시뮬레이션을 수행하여 실험실 규모의 로켓 연소기에서 발생하는 자기여기 폭발적 접선방향 연소불안정을 조사하였다. 이 연소기는 나고야 대학의 실험 설계를 기반으로 하여 24개의 충돌형 인젝터로 구성되었다. 시뮬레이션의 타당성은 폭발 속도와 압력 기록을 실험 데이터와 비교하여 확인되었다.

폭발적 접선방향 연소불안정의 발달 과정을 조사하기 위해 전체 과정을 다섯 단계로 나누었다. 1단계(Phase I)에서는 점화 지연시간동안 추진제가 분사되어 혼합과 가열이 이루어진다. 2단계(Phase II)에서는 점화 지연 시간 이후, 연소실에서 2000 K의 초기 온도에서 자동 점화가 발생하였다. 점화에 의해 방사형의 압력섭동과 시계/반시계 방향의 압력파가 발생된다. 방사형의 압력 섭동은 시간이 지남에 따라 약화되어 사라지지만, 압력파는 열 방출 과의 상호작용을 통해 강화되며 1,2 차 횡방향 불안정 모드를 발달시킨다. 3단계(Phase III)에서는 압력파와 열 방출 간의 상호작용이 더욱 강화되어 열방출 영역의 시계방향으로의 회전 경향을 만들어 내게 된다. 4단계(Phase IV)에서는 시계방향으로 회전하는 열 방출과 회전 압력파가 결합하여 반시계방향으로 회전하는 압력파가 약화되고 사라진다. 마지막으로 5단계(Phase V)에서는 회전파와 열 방출이 완전히 결합되면서 열 질식(thermal choking) 되어, 회전 데토네이션으로 발달한다.

흥미롭게도, 일반적인 회전 데토네이션과 달리 본 연소기에서의 회전 데토네이션은 벽면에 부착되어 전파되지 않고, 벽면에서 떨어진 상태로 에틸렌과 산소의 충돌면을 따라 회전하는 벽-분리 회전 데토네이션(wall-detached rotating detonation)의 형태로 나타난다. 따라서 회전 데토네이션이 연료/산화제가 혼합되는 면을 따라 음속으로 회전하며, 회전 데토네이션 파와 연소실 벽면 사이에서는 Mach stem이 생성 되어지는 형태의 유동장을 보이게 된다.

한계 사이클 작동 상태에서 데토네이션 셀 구조가 관찰되었으며, 이는 접선 모드 연소 불안정이 회전 데토네이션으로 발달할 수 있음을 확인하였다. 이 연구는 거의 70년 동안 추측되어오던 폭발적 접선방향 연소불안정의 전체 발달 과정을 보였으며, 이는 향후 첨단 기술 개발에 있어 중요한 통찰을 제공할 것으로 기대된다.

참고문헌

- [1] J.A. Muss, Instability phenomena in liquid oxygen/hydrocarbon rocket engines, Chapter 3, in: V. Yang, W. Anderson (Eds.), Liquid Rocket Engine Combustion Instability, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Washington, 1995, pp. 73-88.
- [2] J.C. Oefelein, V. Yang, Comprehensive review of liquid-propellant combustion instabilities in F-1 engines, *J. Propuls. Power* 9 (1993) 657–677.
- [3] D.T. Harrge, F.H. Reardon, Liquid Rocket Combustion Instability, Report No. SP-194, Scientific and Technical Information Office, National Aeronautics and Space Administration, Washington, D.C., USA, 1972.
- [4] V.R. Rubinsky, Combustion instability in the RD-0110 engine, Chapter 4, in: V. Yang, W. Anderson (Eds.), Liquid Rocket Engine Combustion Instability, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Washington, 1995, pp. 89-112.
- [5] B.V. Voitsekhovskii, Stationary spin detonation, Sov. J. Appl. Mech. Tech. Phys. 3 (1960) 157– 164.
- [6] R. Clayton, R. Rogero, Experimental measurements on a rotating detonation-like wave observed during liquid rocket resonant combustion, Report No. 32-788, Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, Pasadena, CA, USA, 1965.
- [7] R. Clayton, R. Rogero, J. Sotter, An experimental description of destructive liquid rocket resonant combustion, *AIAA J.* 6 (1968) 1252–1259.

- [8] J.G. Sotter, J.W. Woodward, R.M. Clayton, Injector response to strong, high-frequency pressure oscillations, *J. Spacecr. Rockets* 6 (1969) 504–506.
- [9] O. Ar'kov, B. Voitsekhovskii, V. Mitrofanov, M. Topchiyan, On the spinning-detonation-like properties of high-frequency tangential oscillations in combustion chambers of liquid fuel rocket engines, J. Appl. Mech. Tech. Phys. 11 (1970) 159-161.
- [10] K. Shchelkin, Two cases of unstable combustion, Sov. Phys. J. Exptl. Theoret. Phys. 9 (1959) 416-420.
- [11] Y.N. Denisov, Y.K. Trashin, K. Shchelkin, Concerning the analogy between combustion in a detonation wave and in a rocket engine, *ARS J.* 30 (1960) 834-840.
- [12] K. Ishihara, K. Yoneyama, H. Watanabe, N. Itouyama, A. Kawasaki, K. Matsuoka, J. Kasahara, A. Matsuo, I. Funaki, K. Higashino, Thrust performance of converging rotating detonation engine compared with steady rocket engine, *J. Propuls. Power* 39 (2023) 297–307.
- [13] R. Bhatia, W. Sirignano, One-dimensional analysis of liquid-fueled combustion instability, *J. Propuls. Power* 7 (1991) 953-961.
- [14] I. Dubois, M. Habiballah, Numerical simulation of high-frequency instability in an oxygen/hydrogen rocket engine, 27th Joint Propulsion Conference (1991), paper 1860.
- [15] J. Grenda, S. Venkateswaran, C. Merkle, Liquid rocket combustion instability analysis by CFD methods, 27th Joint Propulsion Conference (1991), paper 2085.
- [16] M. Habiballah, D. Lourme, F. Pit, PHEDRE-numerical model for combustion stability studies applied to the Ariane Viking engine, *J. Propuls. Power* 7 (1991) 322-329.
- [17] S. Venkateswaran, J. Grenda, C. Merkle, Computational fluid dynamic analysis of liquid rocket combustion instability, 10th Computational Fluid Dynamics Conference (1991), paper 1609.
- [18] Y. Kim, C. Chen, J. Ziebarth, Y. Chen, Prediction of high-frequency combustion instability in liquid propellant rocket engines, 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit (1992), paper 3763.
- [19] R. Litchford, S.-M. Jeng, Liquid rocket spray combustion stability analysis, 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit (1992), paper 3227.
- [20] G. Flandro, J. Sims, J. Majdalani, Nonlinear longitudinal mode instability in liquid propellant rocket engine preburners, 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit (2004), paper 4162.
- [21] S. Gröning, J.S. Hardi, D. Suslov, M. Oschwald, Injector-driven combustion instabilities in a hydrogen/oxygen rocket combustor, *J. Propuls. Power* 32 (2016) 560-573.
- [22] A. Urbano, L. Selle, G. Staffelbach, B. Cuenot, T. Schmitt, S. Ducruix, S. Candel, Exploration of combustion instability triggering using large eddy simulation of a multiple injector liquid rocket engine, *Combust. Flame* 169 (2016) 129-140.
- [23] W.-S. Hwang, B.-K. Sung, W. Han, K.Y. Huh, B.J. Lee, H.S. Han, C.H. Sohn, J.-Y. Choi, Realgas-flamelet-model-based numerical simulation and combustion instability analysis of a GH2/LOX rocket combustor with multiple injectors, *Energies* 14 (2021) 419.
- [24] W. Chu, K. Guo, Y. Tong, X. Li, W. Nie, Numerical analysis of self-excited tangential combustion instability for an MMH/NTO rocket combustor, *Proc. Combust. Inst.* 39 (2023) 5053–5061.
- [25] J.-Y. Choi, PANEL-7. International session status of pressure gain combustion for propulsion, research & applications I, AIAA SciTech Forum; 16 Jan, 2014.
- [26] V. Anand, E. Gutmark, Rotating detonation combustors and their similarities to rocket instabilities, *Prog. Energy Combust. Sci.* 73 (2019) 182–234.

- [27] L. Fan, Q. Shi, W. Lin, Y. Tong, J. Sun, W. Nie, Numerical simulation of similarities between rotating detonation and high-frequency combustion instability under two mixing schemes, *AIP Adv.* 12 (2022).
- [28] T. Male, W.R. Kerslake, A.O. Tischler, Photographic study of rotary screaming and other oscillations in a rocket engine, NACA, 1954.
- [29] X.-M. Tang, J.-P. Wang, Y.-T. Shao, Three-dimensional numerical investigations of the rotating detonation engine with a hollow combustor, *Combust. Flame* 162 (2015) 997–1008.
- [30] S. Yao, X. Tang, M. Luan, J. Wang, Numerical study of hollow rotating detonation engine with different fuel injection area ratios, *Proc. Combust. Inst.* 36 (2017) 2649–2655.
- [31] Z. Xia, X. Tang, M. Luan, S. Zhang, Z. Ma, J. Wang, Numerical investigation of two-wave collision and wave structure evolution of rotating detonation engine with hollow combustor, *Int. J. Hydrogen Energy* 43 (2018) 21582–21591.
- [32] X.-Y. Liu, Y.-L. Chen, Z.-J. Xia, J.-P. Wang, Numerical study of the reverse-rotating waves in rotating detonation engine with a hollow combustor, *Acta Astronaut.* 170 (2020) 421-430.
- [33] J. Sun, J. Zhou, S. Liu, Z. Lin, W. Lin, Numerical investigation of a non-premixed hollow rotating detonation engine, *Int. J. Hydrogen Energy* 44 (2019) 17084–17094.
- [34] T. Sada, A. Matsuo, E. Shima, A. Kawasaki, K. Matsuoka, J. Kasahara, Numerical investigation of the effects of injector configuration on flow structures in annular and cylindrical rotating detonation combustors, *Sci. Technol. Energetic Mater.* 84 (2023) 17–23.
- [35] F.R. Menter, Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications, AIAA J. 32 (1994) 1598-1605.
- [36] M.S. Gritskevich, A.V. Garbaruk, J. Schütze, F.R. Menter, Development of DDES and IDDES formulations for the k-ω shear stress transport model, *Flow Turbul. Combust.* 88 (2012) 431–449.
- [37] J.-Y. Choi, U. Unnikrishnan, W.-S. Hwang, S.-M. Jeong, S.-H. Han, K.H. Kim, V. Yang, Effect of fuel temperature on flame characteristics of supersonic turbulent combustion, *Fuel* 329 (2022) 125310-125329.
- [38] B. van Leer, Towards the ultimate conservative difference scheme. V. A second-order sequel to Godunov's method, *J. Comput. Phys.* 32 (1979) 101–136.
- [39] J.-Y. Choi, I.-S. Jeung, Y. Yoon, Computational fluid dynamics algorithms for unsteady shockinduced combustion, part 2: comparison, *AIAA J.* 38 (2000) 1188–1195.
- [40] X.-D. Liu, S. Osher, T. Chan, Weighted essentially non-oscillatory schemes, *J. Comput. Phys.* 115 (1994) 200-212.
- [41] A.K. Henrick, T.D. Aslam, J.M. Powers, Mapped weighted essentially non-oscillatory schemes: achieving optimal order near critical points, *J. Comput. Phys.* 207 (2005) 542–567.
- [42] S. Kim, S. Lee, K.H. Kim, Wavenumber-extended high-order oscillation control finite volume schemes for multi-dimensional aeroacoustic computations, *J. Comput. Phys.* 227 (2008) 4089– 4122.
- [43] K.H. Kim, C. Kim, Accurate, efficient and monotonic numerical methods for multi-dimensional compressible flows - Part II: multi-dimensional limiting process, *J. Comput. Phys.* 208 (2005) 570-615.
- [44] S.-s. Kim, C. Kim, O.-H. Rho, S.K. Hong, Cures for the shock instability: development of a shock-stable Roe scheme, J. Comput. Phys. 185 (2003) 342-374.

- [45] K.-J. Jang, J.-K. Kim, D.-R. Cho, J.-Y. Choi, Optimization of LU-SGS code for the acceleration on the modern microprocessors, *Int. J. Aeronaut. Space Sci.* 14 (2013) 112–121.
- [46] J.-Y. Choi, I.-S. Jeung, Y. Yoon, Numerical study of scram accelerator starting characteristics, *AIAA J.* 36 (1998) 1029–1038.
- [47] J.-Y. Choi, I.-S. Jeung, Y. Yoon, Computational fluid dynamics algorithms for unsteady shockinduced combustion, part 1: validation, *AIAA J.* 38 (2000) 1179–1187.
- [48] S.-H. Won, I.-S. Jeung, B. Parent, J.-Y. Choi, Numerical investigation of transverse hydrogen jet into supersonic crossflow using detached-eddy simulation, *AIAA J.* 48 (2010) 1047-1058.
- [49] M. Karaca, N. Lardjane, I. Fedioun, Implicit large eddy simulation of high-speed non-reacting and reacting air/H2 jets with a 5th order WENO scheme, *Comput. Fluids* 62 (2012) 25-44.
- [50] E.D. Gonzalez-Juez, A. R. Kerstein, R. Ranjan, S. Menon, Advances and challenges in modeling high-speed turbulent combustion in propulsion systems, *Prog. Energy Combust. Sci.* 60 (2017) 26-67.
- [51] S.-M. Jeong, H.-S. Han, B.-K. Sung, W. Kim, J.-Y. Choi, Reactive flow dynamics of lowfrequency instability in a scramjet combustor, *Aerospace* 10 (2023) 932.
- [52] D. Singh, C.J. Jachimowski, Quasiglobal reaction model for ethylene combustion, AIAA J. 32 (1994) 213-216.
- [53] J.-Y. Choi, F. H. Ma, V. Yang, Some numerical issues on simulation of detonation cell structures, *Combust. Explos. Shock Waves* 44 (2008) 560–578.
- [54] S. Kao, J. Shepherd, Numerical solution methods for control volume explosions and ZND detonation structure, GALCIT Report FM2006.007, California Institute of Technology, Pasadena, CA, USA, 2008.
- [55] L. Rayleigh, The explanation of certain acoustical phenomena, *Roy. Inst. Proc.* 8 (1878) 536–542.
- [56] S.Y. Huang, J. Zhou, S.J. Liu, H.Y. Peng, X.Q. Yuan, H.L. Zhang, Propagation and flow field analysis of wall-detached continuous rotating detonation wave in a hollow combustor, *Combust. Flame* 248 (2023) 112550.
- [57] K. Yu, Active control of engine dynamics: fundamentals and fluid dynamics-experiments, Active Control of Engine Dynamics, Von Karman Institute for Fluid Dynamics, RTO AVT/VKI Special Courses, 2001.