

Technical Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2016.20.4.104>

Cavity를 이용한 화염안정화 기술 리뷰

이태호^{a,*}

Review of the Flame Stabilization Techniques using Cavity

Tae Ho Lee^{a,*}^aReseat Program, Korea Institute of Science and Technology Information, Korea^{*}Corresponding author. E-mail: Itaeho0547@reseat.re.kr

ABSTRACT

The flame stabilization is one of the topics which have to be solved for the airbreathing propulsion systems, using the entering air which is supersonic velocity as an oxygen sources. Making a recirculation zone with an eddy flow, installed the reducing velocity devices such as the bluff body, is the typical method of the flame stabilization. Recently using a cavity flame stabilization at the wall is an emerging technique as an effective method which extends the stabilization zone, and the related research papers have been published on the flow separation and reattachment, pressures and oscillations including length/depth ratios in the cavities. Even though, still there are lots of topics to study more in the cavity flame stabilization field as the preceding techniques, as well as the research and the development of the airbreathing propulsion system itself.

초 록

고속으로 흡입되는 공기를 산소원으로 이용하는 공기 흡입추진기관에서 해결해야 할 과제 중에 하나는 화염 안정화이다. 블라프보디와 같이 유동 감속장치를 설치하여 와류에 의한 재순환 영역을 만들어 주는 방법이 대표적인 방법이다. 최근에는 유동 벽면에 캐비티를 설치하여 화염을 안정화 시키는 것이 안정화 영역을 넓이는 효율적인 방안으로 대두되고 있는데, 캐비티에서의 유동 박리와 재접촉, 압력과 진동을 포함하여 길이와 깊이 비 등에 대한 영향 등이 조사 발표되고 있다. 그럼에도 불구하고 공기 흡입추진기관의 연구 개발과 함께, 선행 기술로서 캐비티를 이용한 화염 안정화에 대하여는 아직도 연구조사 되어야 할 과제가 많이 있다.

Key Words: Cavity(캐비티), Bluff Body(블라프보디), Flame holder(화염유지기), Shear layer(전단층), Oscillation(진동)

Received 3 June 2016 / Revised 1 July 2016 / Accepted 6 July 2016
Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

Nomenclature

D : hydraulic diameter of stabilizer, *cm*

L : quantity of air necessary for burning of
1 kg combustible

p : flow pressure, kg/cm^2

T : flow temperature, $^{\circ}K$

T_o : temperature of experiments, $T_o = 390^{\circ}K$

α : excess air coefficient

ω : flow velocity m/s

1. 서 론

로켓 추진기관의 발달은 고온과 고압의 연소 가스를 형성시킬 수 있는 추진제가 있기 때문에 가능한 것인데, 일반적인 연소에서는 연료가 공기 중의 산소와 반응하여 연소 생성물이 산화물이 되는데, 고체추진제 연소 특성은 연소 생성물 중에 다시 산화 반응을 할 수 있는 산소가 생성된다는 점이 특징이다. 그리고 이 추진제 조성에는 연소 생성물에 산소를 생성하기 위한 산화제로 AP (Ammonium perchlorate)를 주로 사용하고 있으며 이것이 전 추진제의 70% 이상을 차지하고 있다. 따라서 연료 효율 면으로 보면 매우 비효율적인 상태이다. 이에 고속으로 흡입되는 공기의 산소를 이용하는 방안이 생각되어졌고, 램제트와 스크램제트, 덕티드 추진기관 등이 연구 개발되기 시작하였으며, 이러한 공기흡입 추진기관의 연소에 관한 논문들이 여러 나라에서 발표되어왔다[1-6]. 이렇게 고속 비행 시 흡입되는 공기를 산소 원으로 이용하는 램제트 추진이나 덕티드 추진 시스템, 특히 스크램제트 시스템에서 필수적으로 해결하여야 하는 기술 중에 하나가 화염 안정화이다.

연소 안정화를 위하여 이론적으로는 공기 흡입속도가 화염 전파 속도와 유사하거나 또는 낮으면 혼합이 되는데 큰 무리가 없으나, 공기유속이 빠르면 실화의 위험성이 내포된다. 따라서 이를 방지하고 연소가 안정되게하기 위하여 유속을 감소시키는 장치를 설치하여 사용하고 있으며 이에 대한 연구 개발도 다양하게 시도되어왔다. 대표적인 것으로 블라프보디(bluff body)를 설치하여 흡입 공기가 이를 통과하면서 감속되

어 와류 형태를 유지하고 재순환 영역을 형성시켜 화염이 유지되게 하는 안이 기본적으로 고려되었다. 유사한 장치로는 서든 덤프(sudden dump), 스텝, 캐비티 등 여러 가지 방안이 연구 개발되었는데 서든 덤프는 공기 흡입 포트가 갑자기 확장되는 연소실로 이어져 유속이 감소되고 와류 유동장 등이 형성되어 화염을 유지하게 된다. 스텝은 유동장에 단을 만들어 유속의 변화를 주고 화염이 유지되게 하는 것으로 전방 스텝과 후방 스텝에 대하여 비교 연구하기도 하였다. 캐비티는 스텝을 만드는 대신 유동장에 한 곳 이상에 캐비트를 만들어 유속이 감속되는 영역을 만드는 방안인데, 이들은 모두 일부 공기를 본류 흐름과 다르게 하여 화염유지를 하도록 하고 있다. 본 논문에서는 최근 스크램제트 연구와 함께 많이 연구되고 있는 cavity를 이용한 화염 안정화 연구 현황을 조사하여 관련 기관과 연구에 도움이 되고자 한다.

2. 화염 안정화의 논리적 배경

공기 흡입추진기관의 연소실에서 처음 점화가 일어난 후에 화염은 유동과 수직(Normal) 방향으로 화염이 전파되어 연소실을 채운다. 이러한 연소실에서 점화와 연소를 확실히 유지하기 위해서 가열판이나, 레이저, 전기 아크 등을 사용하는 방안도 있으며, 이 방법들은 압력 손실 면으로 보면 가장 좋으나 외부의 강력한 동력원이 필요하기 때문에 실용적인 방법이 아니다. 따라서 실제로 고려되는 방법은 재순환 영역을 만들어서 고온의 화학 반응물들이 유동과 분리되어 상류 방향으로 흐르면서 정상적으로 오는 유동들에 점화를 하는 것이다. 블라프보디나 제트, 와류에 의한 화염 분리 방안을 사용하면, 화염을 유동 내 여러 곳에 위치하게 할 수 있고, 따라서 연소실에 화염을 채우는데 필요한 횡방향 거리를 줄일 수 있다. 또 이러한 화염유지기는 난류 유동을 유발시켜 불꽃 전파율을 증가시켜 결과적으로 이러한 현상들은 연소실의 길이를 줄일 수 있고 시스템 무게를 가볍게 할

수 있다.

화염 안정화 연구는 블라프 보디를 이용하여 1950년대에 De Zubay로부터 시작되었다고 알려져 있다[7]. 그는 연료/공기비와 흡입구 압력, 온도, 속도 등과 연계하여 조사를 하여[8,9], Fig. 1 과 같이 실험결과를 이용한 안정화 매개 변수인 Z , Z 를 도입하였고 Eq. 1을 제시하였다[9].

$$\frac{1}{\alpha L} = f \left[\frac{w}{\rho^{0.95} D^{0.85}} (T_o/T)^{1.5} \right] \quad (1)$$

그 후 Zukoski와 Ozawa는 Reynolds 수가 적은 경우의 블라프 보디의 화염과 실화를 조사하였는데, 이 경우에는 De Zubay와 다른 커브를 보였으며[7], Erickson과 Kiel 등은 큰 와류가 실화의 원인이라고 하여 기하학적 형상이 문제가 아니라 와류역학이 실화의 메커니즘을 지배한다는 발표도 하였다[10].

근년에 들어와서 캐비티(Cavity) 화염유지기(Flame Holder)가 화염 유지와 안정화 관점에서 많이 연구되어 오고 있다[10-12]. 그러나 캐비티 화염 유지기에 관한 연구는 이미 1950년대에 시작되었으며, 러시아와 불란서가 합작으로 수행한 Dual Mode Scramjet에 러시아의 CIAM(Central Institution of Aviation Motors)에서 설계한 캐비티 화염유지기가 시도되기도 하였다[10,11]. 러시아의 CIAM은 최근에도 미국의 NASA와 함께 마하수 6.5의 스크램제트 연구를 공동으로 수행하고 있다[13].

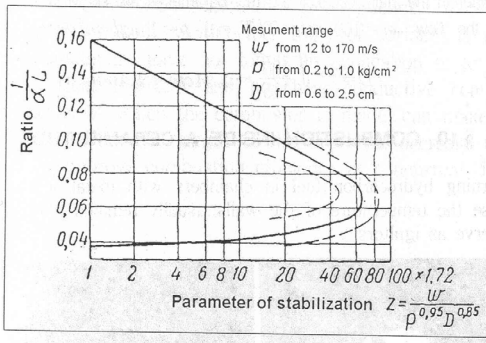


Fig. 1 Stabilization function vs parameter[9].

3. 캐비티 유동 특성

캐비티 유동은 기본적으로 L/D 즉 길이 대 깊이의 비에 따라서 2가지로 분류하며, 모든 경우에 전단 층(shear layer)이 캐비티 상류의 lip 부위에서 박리가 되어 하류에서 다시 접촉한다. $L/D < 7-10$ 인 경우를 “Open Cavity”라고 하는데 이것은 상부 전단 층이 뒷면(back face)에 재접촉하기 때문이고, $L/D < 10-13$ 인 경우를 “Closed Cavity”라 한다. 이때는 자유 전단 층(free shear layer)이 하부 벽(lower wall)에 재접촉하기 때문에 부쳐진 이름이다. 형상 비(aspect ratio)가 작은 캐비티($L/D < 2-3$)에서는 횡 방향 진동이, 형상비가 크면 주로 종 방향 진동이 지배하는데[11,12] Fig. 2는 이들의 요약된 그림이다. 하나의 커다란 와류로 채워진 짧은 캐비티에서는 횡 방향 압력 파동이, 여러 개의 와류가 있는 긴 캐비티에서는 종 방향의 진동이 지배적이다. 횡 압력과 종 압력 파동의 천이 점은 마하수 1.5에서는 $L/D=2$ 근처에서, 마하수가 2.5에서는 $L/D=2,3$, 사이에서 일어났다[11].

현재 종 방향의 진동에 대한 설명으로 2가지 모델이 대표적이다. 캐비티 위쪽의 비정상(unsteady) 전단 층 유동이 캐비티 진동의 주 메커니즘으로 캐비티 끝부분(rear wall)에서 질량의

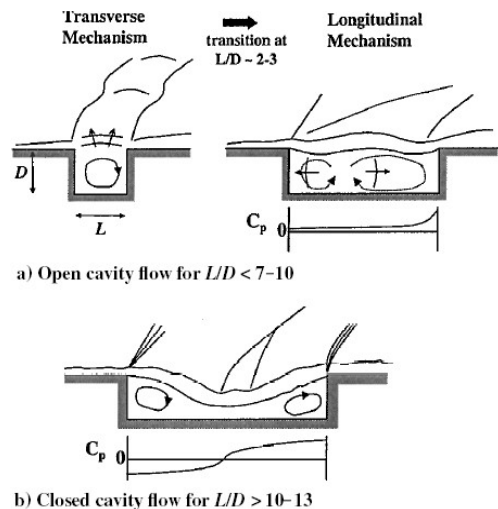


Fig. 2 Flow field schematics of cavities with L/D [11].

추가와 제거를 일으키고, 후면 벽에 전단 층이 부딪침에 따라서 자유 유동장의 흐름이 캐비티 내로 들어오게 된다. 또 전단 층의 부딪침 결과로 캐비티 압력이 상승하고 음파(압축파)가 생성되어 상류로 흘러가 전면 벽에 부딪치게 된다. 첫째 모델은 이 음파가 작은 와류를 일으키고 이것이 성장하면서 하류로 가는 것으로 불안정성 때문에 전단 층이 위 아래로 뒤틀리고 (deflect) 캐비티 뒷벽에 충격(shock)과 부딪침이 일어난다. 다른 하나는 와류보다는 전면 벽에서 반사되는 음파가 전단 층의 변동(deflection)을 유발한다고 가정하는 것이다[11].

캐비티 진동을 억제하는 방법에 대하여 여러 가지 제안과 연구가 진행되어 왔으며 이 또한 능동적 방법과, 수동적 방법으로 나뉜다. 캐비티 뒷벽과 전단 층의 상호 관계가 파동의 주원인이므로 캐비티 진동을 억제하기 위해서는 전단 층의 안정화와 제어가 핵심이다.

수동적 방법은 비용 면에서 비교적 효율적이고 간단한 방법인데, 캐비티 상류에 와류 형성이나 spoiler를 설치하는 것과 캐비티 끝 부분을 경사지게 하여 전단 층의 흐름이 재접촉 과정에서 캐비티내에서 압력파가 반사되지 않도록 하고 있다. 이 방법은 매우 효과가 좋은 것으로 알려져 있으나 형상이 영구적이므로 다른 조건에서는 더 나쁜 결과를 초래할 수 있는 문제가 있다.

Fig. 3은 뒷벽을 경사지게 하여 캐비티 유동을 안정화 시킨 것을 schlieren 사진으로 보여주는 것인데, 캐비티 뒷벽이 90° 인 Open Cavity에서는 유동이 캐비티 끝부분에서 충격파를 생성시키고 모서리에서 재 접촉점이 진동을 하며, 주기적 음파가 캐비티 내부에 전파되어 간다. a). 반면에 경사 벽면에서는 안정화된 전단 층의 재접촉이 이루어지며 반사파가 일어나지 않고 재순환이 형성되고 있다 b).

능동적 제어 방법은 변하는 유동 조건에 잘 맞도록 계속적으로 변환에 대응할 수 있는 방안으로, 기계적 또는 음파에 의하거나, 또는 액체 주입 등으로 전단 층을 변하게 하는 것이다. 캐비티 상류나 시작 부분(leading edge)에 안정적

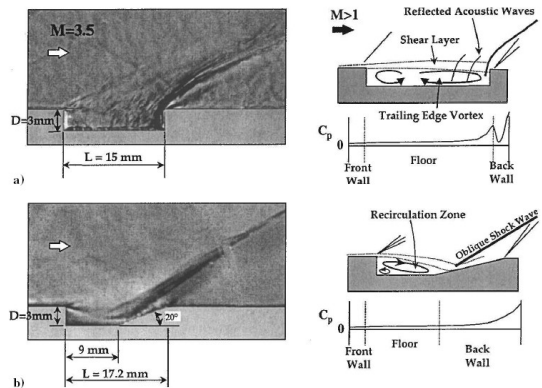


Fig. 3 Schlieren image[11].

또는 주기적으로 질량을 분사하는 것이 가장 많이 연구되고 있는 방법이다. Vakili 등이 상류에 질량을 주입시킴으로써 캐비티 진동이 감소됨을 발표하였는데, 이것은 캐비티 전단 층 두께가 두꺼워지면서 불안정 특성이 바뀌기 때문이다[14].

4. 최근 연구의 주요 동향

최근의 화염 안정화에 관한 연구는 연소실에서도 아직 초음속 상태인 스크램제트 조건에서의 안정화 연구에 초점이 맞추어 진행되고 있는 추세로 이에 관한 연구 결과가 꾸준히 발표되고 있으며 특히 캐비티를 통한 스크램제트 화염 안정화 연구가 주류를 이루고 있다.

Donohue는 이중 모드 스크램제트의 화염 유지에 관한 실험을 통하여 화염 안정과 실화에 대하여 발표하였다. 전반적인 당량비와 흡입공기 총 온도와의 관계를 조사하였고, 캐비티 압력도 변화를 주어 흡입 압력과의 비를 변수로 하였다. 그러나 흡입구 압력과 흡입 유동율은 일정하게 하였다[15].

Fig. 4에 이 결과를 표시하고 있는데, 당량비 0.1 근처의 측정값을 평균한 것을 아래 우측에 별도로 표시하였다. 압력비가 2.5와 3.5일 때 실화온도는 각각 1472°R 과 1502°R 로 비슷하였다. 압력비가 1.5인 경우는 스크램-타입의 모드로 이중 모드인 3.5에 비하여 높은 1746°R 이었다.

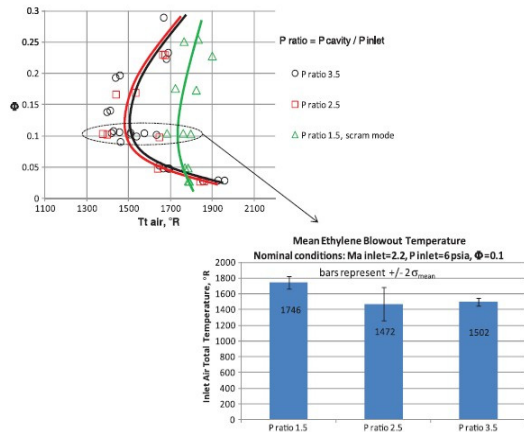


Fig. 4 Blowoff temperature and equivalent ratio[15].

Gruber(2001) 등이 발표한 연구결과에 의하면, open 캐비티에서는 박리 코너에서 형성된 전단 층이 전 캐비티의 길이로 퍼져, 캐비티 후면 벽에 재 접촉된다. 이러한 캐비티들은 일반적으로 드래그가 적고, 주 흐름으로 부터의 유입도 적은 데 비하여, Closed 캐비티는 전단 층이 캐비티 전 길이를 걸치지 못할 때 일어나며, 캐비티 바닥에 재 접촉한다. Open 캐비티에 비하여 드래그가 커 open 캐비티가 바람직하다고 발표하였다[16]. Driscoll과 Rasmussen 그리고 Rasmussen 등과 Chadwick 등은 예혼합의 관계는, 공기 유동의 상류나, 캐비티 내로 연료가 분사되는 초음속 연소 조건에서는 비-예혼합이어서 직접적으로 응용할 수 없다고 하였으며, Chadwick 등은 수소, 에틸렌, 메탄, 아세틸렌 같은 작은 분자 연료의 비-예혼합 화염에 대하여 Damköhler 수와 실화 당량비의 관계를 나타내는 이론적 모델을 제시하였다[17]. 최근에는 중국에서 특히 활발한 연구가 수행되고 있는데, Zhang 등이 초음속 연소실에서 초임계 케로신을 사용하여 일정한 마하 수(2.5와 3.0)에서 공기 정체온도와 정체 압력을 각각 일정하게 한 상태에서 실화 임계점을 조사한 바 있다[18]. 그들의 결과를 보면, 공기 정체온도와 연료 분사위치는 실화 한계에 중요한 영향을 미쳤으나, 정체 압력과 연소실 확산각은 거의 영향이 없었다. 농후(Rich) 실화 한계는 연료 분사위치와 무관하게 정체온도에 따라

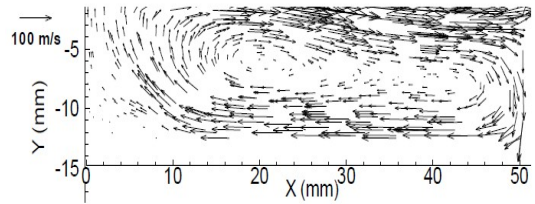


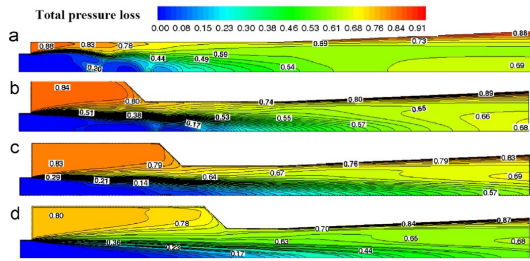
Fig. 5 Velocity field within the cavity region[20].

증가하였고, 희박(lean) 실화 한계는 연료 분사위치에 크게 의존하고 있다. 캐비티 상류에서 연료가 분사되는 경우 정체온도가 올라가면 희박실화 한계도 올라가는데, 캐비티 뒤에서 분사되는 경우에는 감소하였다. 아마도 캐비티 내의 국부적 혼합 레벨의 변화 때문으로 추정하고 있다[18].

이러한 실험을 통한 캐비티 연구뿐만 아니라 수치 모델을 이용한 연구도 이어져 Choi 등은 캐비티가 있는 경우와 없는 경우에 대하여 각각 화학반응을 포함하는 경우와 화학반응이 없는 경우에 대하여 모델을 통하여 분사 흐름, 충격파, 전단 층, 캐비티 유동의 진동에 대하여 조사하였다[19]. Tuncer는 램젯 연소실에서의 캐비티 화염 유지기에 대하여 압축성 Navier-Stokes 식을 OpenFOAM 식을 사용하여 조사하였는데, Fig. 5는 캐비티 내에서의 유동장의 한 모습이다. 강하고 커다란 타원형의 속도장이 형성되고 있음을 보여준다[20].

그는 캐비티의 후면 벽에서의 연료 분사가 없는 경우에는 화염의 자체유지가 되지 않는 것과 비교하여 후면 벽에서 연료를 분사하여 화염이 성공적으로 안정화됨을 보였다.

또 Choi를 포함하여 Ghodke 등은 캐비티-스트러트(cavity-strut) 타입의 화염유지기에 대하여 실험과 함께 수치 해석을 큰 와류 모사(large eddy simulation)를 통하여 비반응 유체와 반응 유체에 대하여 조사하였다. 그들의 결과에 의하면, Strut 후류(wake)의 다중 전단층이 넓은 혼합영역을 제공하여 화염 안정화에 대한 잠재력이 커지며, 또 strut 뒤의 낮은 압력 영역이 캐비티와 본 유동 흐름 사이의 질량 전달을 증가시켜 화염 유지에 도움이 되는 것으로 나타났다



a(no cavity), b(L/D=3), c(L/D=4), d(L/D=5)

Fig. 6 The contour of total pressure loss[22].

[21]. Xianyan Pei 등은 수치 해석을 통하여 고체 스크램제트 캐비티 특성을 조사하였으며, L/D가 4, 뒤 벽 각도가 45도, 오프셋 비 (D_d/D_u)는 1.25에서 1.5 사이가 효율적인 것으로 나타났다[22].

Fig. 6은 L/D에 따른 총압력 손실 분포를 조사한 것으로, 캐비티가 없는 경우가 가장 큰데 이것은 강한 충격파와 파동 때문이다. 또 주 유동의 총압력 손실은 캐비티와 고체 연료 경계에서보다 적게 나타나고 있고, 급격한 팽창에서 총압력이 많이 감소되어 캐비티를 설치함으로써 이 영향을 효과적으로 약화시킬 수 있었다.

Jialing 등은 2개의 tandem형 캐비티가 단일 캐비티보다는 효율적임을 보여[23] 주고 있고, Tarun Mathur 등은 캐비티에 연료 분사를 하여 캐비티와 분사장치를 겸한 안정화장치를 고려했으며[24], 최근에 배플로 캐비티 일부를 덮은 스크램제트 연소실에서 케로신의 실온 점화를, 비행 마하수 4.5로 직결된 시설로, Heng Bao 등이 직접-분사압력, 상류-분사압력, 배플의 길이를 포함하여 점화와 화염 팽창 과정의 영향 인자에 대하여 조사하였다. 그 결과를 보면 상류 분사가 캐비티 내의 점화를 도와주었고, 직접 분사 압력의 범위를 확대해 주었으나, 배플 길이 문제에는 별 도움이 되지 않았으며, 전단층 주위의 연료분포가 전과 과정의 핵심 인자임을 보여주는[25] 등 다양한 연구가 계속되고 있다. 이와 같이 캐비티 화염 유지기에 대한 연구는 미국을 위시하여, 러시아, 이스라엘, 일본, 중국, 프랑스, 독일 등 여러 나라에서 꾸준히 연구되고 있다.

5. 결 론

고속 비행 시 흡입되는 공기를 산소 원으로 이용하는 공기흡입 추진기관 시스템에서 필수적으로 해결하여야 하는 기술 중에 하나가 화염 안정화이다. 기본적으로 연소를 안정되게 하기 위하여 블라프보디(bluff body)와 같이 유속을 감소시키는 장치를 설치하여 흡입 공기가 이를 통과하면서 감속되어 와류 형태를 유지하고 재순환 영역을 형성시켜 화염이 유지되게 하는 방안이 고려되어 왔다. 최근에는 연소실 벽에 캐비티를 설치하여 화염유지 장치로 활용하는 방안이 대두되고 있으며 특히 스크램제트와 같이 고속 유동의 경우에 1곳 이상에 캐비티를 만들어 효과적인 안정화를 꾀하고 있으며, 캐비티의 길이와 깊이에 따라 흐름의 재접촉 형태, 유동의 압력과 그 영향에 의한 종 방향과 횡 방향의 진동 등에 대한 연구가 발표되고 있다. 그러나 아직도 캐비티에 의한 화염 안정화의 효과적인 방안으로 마하 수, 배플과 같은 부분 커버의 효과, 감속 충격에 의한 종횡 방향의 진동, 2차 분사와의 협동 효과, 같은 L/D에서 하나로 하는 것과 둘로 나누는 것의 효과 차이 및 그 간격 등 효율적인 캐비티의 크기와 수효 등 조사되어야 할 많은 과제가 있으며, 이론적으로도 유체의 와류 메커니즘에 대하여는 일부가 조사되었을 뿐이다. 우리나라 공기흡입 추진기관의 연구개발 사업과 연계하여 선행기술로서 해결하여야 할 분야이다.

후 기

이 논문은 미래창조과학부의 과학기술진흥기금과 복권기금 출연사업으로 한국과학기술정보연구원이 수행하는 ReSEAT 프로그램의 지원으로 수행 되었습니다.

References

1. Krishnan, S. and George, P., "Solid fuel

- ramjet combustor design," *Progress in Aerospace Science*, Vol. 34, Issues 3-4, pp. 219-256, 1998.
2. Nabity, J.A., Lee, T. and Netzer D.W., "Combustion Behavior of Boron Carbide Fuel in Solid Fuel Ramjet," The 1990 JANNAF Meeting, Cheyenne, Wyoming, Nov. 1990.
 3. Besser, H.L. and Weinreich, H.L., "The Ducted Rocket Propulsion System for Meteor and its Background in German Airbreathing Motor Technology," *17th International Symposium on Air Breathing Engines*, Munich, Germany, ISABE-2005-1149, Sep. 2005.
 4. Ristori, A., Heid, G., Brossard, C. and Reichstadt S., "Detailed Characterization of the Reacting One-phase and Two-phase Flow Inside a Research Ramjet Combustor," *17th International Symposium on Air Breathing Engines*, Munich, Germany, ISABE-2005-1067, Sep. 2005.
 5. Ciezki, H.K. and Benveniste N., "An Overview of Investigations on Gel Fuels for Ramjet Applications," *17th International Symposium on Air Breathing Engines*, Munich, Germany, ISABE-2005-1065, Sep. 2005.
 6. Alexandrov, V.G., Kraiko, A.N., Pyankov, K.S. and Reent, K.S., "Some Problems of Supersonic Pulsed Detonation Ramjet Engine (SPDRE) Theory and Experimental Investigation of Detonation Wave Propagating Upstream the Supersonic Flow," *17th International Symposium on Air Breathing Engines*, Munich, Germany, ISABE-2005-1050, Sep. 2005.
 7. Kiel, B., Garwick, K., Gord Jr., Miller, J. and Lynchet A., "A Detailed Investigation of the Bluff Body Stabilized Flames," *45th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit*, N.V., U.S.A., AIAA 2007-168, Jan. 2007.
 8. DeZubay, E.A., "Characteristics of Disk-Controlled Flame," *Aero Digest*, pp. 54-57, 1950.
 9. Bondarchuk, M.M. and Iliashenko, S.M., *Ramjet Engines*, The state Publishing House of Defence Industry Ministry, Moscow, Russia, 1958.
 10. Yakar, A.B. and Hanson, R.K., "Cavity Flame-Holders for Ignition and Flame Stabilization in Scramjet: Review and Experimental Study," *AIAA 34th Joint Propulsion and Exhibit*, O.H., U.S.A., AIAA-1998-3122, Jul. 1998.
 11. Yakar, A.B. and Hanson, R.K., "Cavity Flame-Holders for Ignition and Flame Stabilization in Scramjet: An Overview," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, No. 4, pp. 869-877, 2001.
 12. Gruber, M.R., Donbar, J.M., Carter, C.D. and Hsu, K.Y., "Mixing and Combustion Studies Using Cavity-Based Flame holders in a Supersonic Flow," *16th International Symposium on Air Breathing Engines*, Cleveland, O.H., U.S.A., ISABE-2003-1204, Sep. 2003.
 13. Roudakov, A.S., Semenov, V.L. and Hicks J.W., "Recent Flight Test of the CIAM-NASA Mach 6.5 Scramjet Flight Program," *8th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, Norfolk, V.A., U.S.A., AIAA-1998-1643, Apr. 1998.
 14. Vakili, A.D. and Gauthier, C., "Control of Cavity Flow by Upstream Mass-Injection," *Journal of Aircraft*, Vol. 31, No. 1, pp. 169-174, 1994.
 15. Donohue, J.M., "Dual-Mode Scramjet Flameholding Operability Measurements," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 30, No. 3, pp. 592-603, 2014.

16. Gruber, M.R., "Fundamental Studies of Cavity-Based Flameholder Concepts for Supersonic Combustor," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, No. 1, pp 146-153, 2001.
17. Rasmussen, C.C., Driscoll, J.F., Carter, C. D. and Hsu, K.Y., "Characteristics of Cavity-Stabilized Flames in Supersonic Flow," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 21, No. 4, pp. 765-768, 2005.
18. Zhang, T., Wang, J., Li, Qi., Fan, X. and Zhang, P., "Blowout Limits of Cavity-Stabilized Flame of Supercritical Kerosene in Supersonic Combustors," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 30, No. 5, pp. 1161-1166, 2014.
19. Choi, J.Y. and Yang, V., "Dynamics of Reactive Fuel Jet Scramjet Combustor with a Flame Holding Cavity", 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, A.L., U.S.A., AIAA-2003-4515, Jul. 2003.
20. Tuncer, O., "Combustion in a ramjet combustor with cavity flame holder," *Journal of Thermal Science and Technology*, Vol. 30, No. 2, pp. 57-68, 2010.
21. Chodke, C.D., Choi, J.J., Srikant S. and Suresh M., "Large Eddy Simulation of Supersonic Combustion in a Cavity-Strut Flameholder," 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting, F.L., U.S.A., AIAA-2011-323, Jan. 2011.
22. Pei, X. and Hou, L., "Numerical investigation on cavity structure of solid-fuel scramjet combustor," *Acta Astronautica*, Vol. 105, pp. 463-475, 2014.
23. Jialing, J. and Liu, W., "Recent Progress in our Scramjet Research," 17th International Symposium on Air Breathing Engines, Munich, Germany, ISABE-2005-1009, Sep. 2005.
24. Mathur, T., Gruber, M., Jackson K. and Donbar J., "Supersonic Combustion Experiments with a Cavity-Based Fuel Injector," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, No. 6, pp. 1305-1312, 2001.
25. Bao, H., Zhou, J., Pan, Y. and Wang S., "Spark Ignition of Liquid Kerosene in Scramjet Combustor Equipped with Partly-Covered Cavity," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 31, No. 4, pp. 1014-1018, 2015.