

Prefilming air blast 연료 노즐의 다상유동 및 반응 유동장 수치해석

정승채* · 김신현* · 박희호* · 류시양*

CFD simulation of a prefilming air blast fuel nozzle

Seungchai Jung*[†] · Shaun Kim* · Heeho Park* · Shiyang Ryu*

ABSTRACT

Numerical study of air-blast type injector for low emission aircraft engines was conducted. Volume-of-fluids approach was used to track interface of fuel and air. Primary atomization of fuel stream was visualized, and thickness and mean velocity at the injector exit was calculated. Liquid fuel injected from fuel slots joined together as a thin film on prefilmer surface, and interacted with swirling air. As instability on the fuel surface increased, separation of fuel as ligaments and droplets occurred. The film thickness and velocity were used to as fuel injection boundary condition for reactive flow simulation. Primary reaction zone was formed in vicinity of the fuel nozzle, creating a stable flame inside the combustor.

초 록

Prefilming air blast 연료노즐의 다상유동 해석을 수행하였다. 연료가 미립화되는 과정을 관찰하였으며 liquid film의 두께와 속도를 계산하였다. Slot에서 분사된 연료는 prefilmer surface에서 얇은 액막을 형성한 후 연료노즐 lip에서 액적으로 분열되었다. 또한 계산된 liquid film의 두께와 속도를 경계조건으로 하여 반응유동장 해석을 수행하였다. 분사된 액적은 venturi throat를 지나면서 기화되었고 연료노즐 하류에 반응영역이 형성되어 안정적으로 보염이 이루어졌다.

Key Words: Aircraft Gas Turbine, Air blast fuel nozzle, Combustor, Two-phase flow simulation

1. 서 론

항공용 연소기에 사용되고 있는 air blast 연료 노즐은 대부분 prefilming 방식을 적용하고 있

다. 일정한 각도를 지닌 slot을 통과한 연료는 prefilmer surface에서 얇은 liquid sheet을 형성한다. 이후 prefilmer의 내측과 외측에서 분사되는 고속의 공기에 의해서 미립화가 이루어진다.¹⁾ 공기와 연료의 상대속도와 각각의 회전 방향에 따라서 미립화 성능이 좌우되며, 회전 방향에 따라서는 co-rotating과 counter-rotating으로 구분할

* 한화테크윈 항공엔진가스터빈개발팀

[†] 교신저자, E-mail: schai.jung@hanwha.com

수 있다. 본 논문에서는 다상유동해석을 통해서 연료의 미립화 과정을 관찰하였으며 액막의 두께와 분사 속도를 계산하였다. 또한 반응유동장 해석을 수행하여 연소 성능을 확인하였다.

2. 항공용 친환경 연소기

본 논문에서 다루고 있는 air blast 연료노즐은 항공용 친환경 연소기를 위한 것이다. 공해물질 배출을 최소화하기 위해서 연소기로 유입된 공기의 70% 정도를 연소에 사용하여 희박연소가 이루어 질수 있도록 설계되었다. 그림 1은 설계된 연소기의 mixer 부분을 보여준다. Mixer는 공기와 연료의 혼합을 위한 것으로서 공기 swirler와 연료분사 노즐로 구성되어 있다. Main fuel은 유동진행방향 vane 하류에서 유동과 수직방향으로 분사된다. Pilot swirler는 연료 미립화 향상을 위해서 counter-rotating하는 inner/outer axial vane으로 설계하였다. Pilot fuel은 inner와 outer vane 사이의 annular gap에서 분사되어 prefilmer에서 liquid film을 형성한 후 미립화 된다.

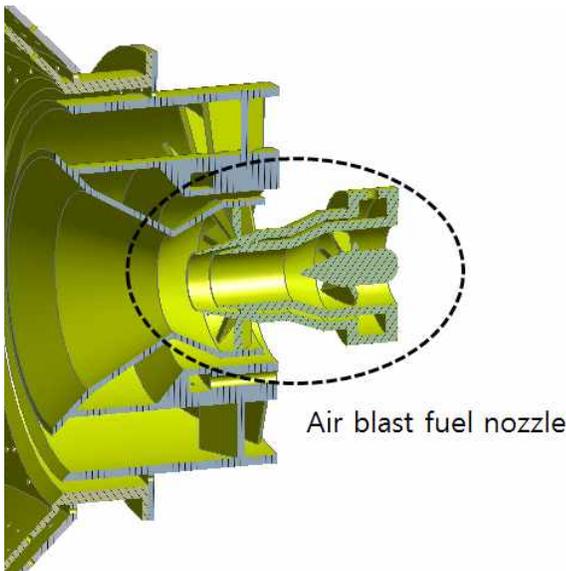


Fig. 1 Low emission combustor : fuel/air mixer part

3. Air blast 연료노즐 다상유동장 수치 해석

OpenFOAM 2.3.1을 이용하여 prefilming air blast 연료노즐의 미립화 해석을 수행하였다. 연료와 공기의 경계면은 VOF(Volume of Fluid) 기법으로 추적하였으며 난류는 LES(Large Eddy Simulation)로 모사하였다. 그림 2는 설계점에서의 mixture velocity를 나타낸다. 연료와 공기의 상대속도 비가 100에 근접하며 재순환 유동이 venturi throat 부분까지 침투한 것을 볼 수 있다.

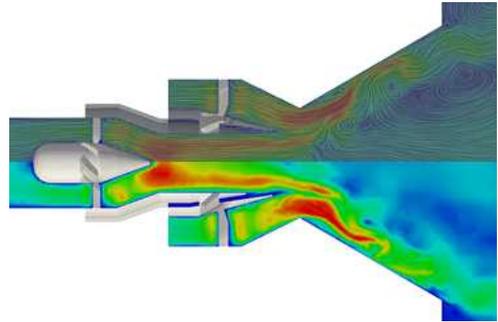


Fig. 2 Mixture velocity contour

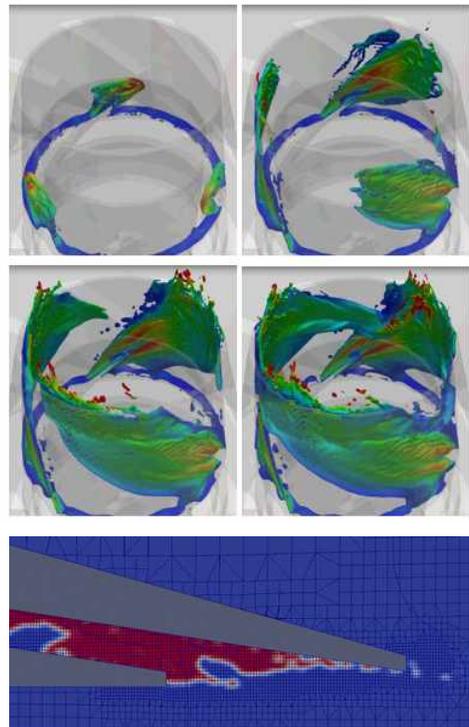


Fig. 3 Fuel iso-surface - Volume fraction : 0.5

또한 fuel injector의 안쪽과 바깥쪽에서 분사되는 공기가 counter-rotating 방향으로 회전하면서 강한 shear layer를 형성하여 2차 미립화를 촉진시킬 것으로 기대된다. 그림 3의 위는 연료의 volume fraction이 0.5인 iso-surface를 시간에 따라서 나타낸 것이다. 색깔은 연료의 속도를 나타낸다. 3개의 slot에서 분사된 연료는 prefilmer chamber 내부에서 서로 합쳐져서 액막을 형성한다. 액막이 injector lip 부분으로 진행하면서 두께가 얇아지고 점차 가속되다가 lip에서 액적으로 분열된다. 그림 3의 아래는 prefilmer 단면에서의 연료 분포를 보여준다. prefilmer surface에서 형성된 liquid film이 lip에서 액적으로 미립화되는 과정을 확인할 수 있다. Injector lip에서의 liquid film thickness는 0.15mm, 속도는 약 2m/s로 계산되었다.

4. 연소기 반응 유동장 수치 해석

Fig. 4와 반응유동장 해석 결과를 나타낸다. 연료노즐 다상유동 해석에 의한 액막 두께와 분사속도를 경계조건으로 하여 DPM(Discrete Particle Method) 기법으로 액적의 이동, 기화 그리고 2차 미립화를 모사하였다. Injector lip에서 분사된 연료액적은 venturi throat를 지나면서 기화되고 venturi throat 하류에서 반응영역이 형성된다. 연소기 중심부에 형성된 재순환 유동이 반응에 필요한 열에너지를 지속적으로 공급하여 화염이 안정적으로 보염되고 있음을 확인할 수 있다.

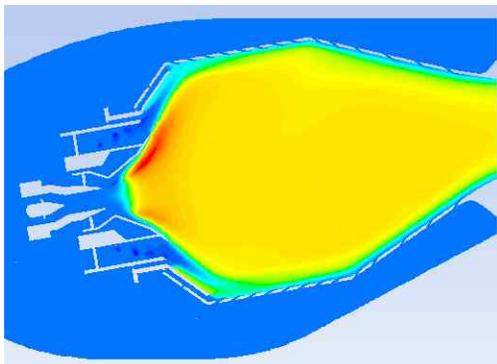


Fig. 4 Reacting flow CFD simulation : Temperature contour

5. 결론

본 연구에서는 항공용 친환경 연소기에 적용되는 prefilming air blast 연료노즐의 미립화 과정을 관찰하였으며 반응유동장 해석을 통해서 연소 성능을 확인하였다. 본 논문에서 소개된 기법을 활용하여 설계변수를 최적화하고 분무시험과 연소시험을 통해서 미립화 성능 및 연소 성능을 실험적으로 검증할 계획이다.

후 기

본 논문은 산업통상자원부 항공우주부품기술개발사업의 지원으로 작성되었습니다 (과제번호 : 10067074).

참 고 문 헌

1. Lefebvre, A. H., et al., "Gas Turbine Combustion", 3rd edition, CRC Press 2010, ISBN 978-1-4200-8604-1.