

환형 가스터빈엔진 연소기 유동 특성 연구

우성필* · 정인석**

Flow Characteristics of Annular Gas Turbine Combustor

S. P. Woo* · I. S. Jeung**

ABSTRACT

Experimental and numerical studies are carried out for inner flow of small gas turbine engine combustor at normal operating altitude and velocity. First of all inner flow and combustion phenomenon without a load is analyzed for understanding with various back pressure condition due to flight mode of smart UAV.

초 록

일반적인 운용고도와 운항속도의 조건에서 스마트 무인기용 소형 가스터빈 엔진 연소기 내부의 유동 및 연소현상을 실험, 수치를 병행하여 연구하였다. 스마트 무인기의 비행모드에 따른 배압변화에 대한 이해를 위해 우선 무부하시 연소기 내부유동 및 연소현상을 수치해석으로 분석하였다.

Key Words: Turbojet Engine(터보제트 엔진), Back Pressure(배압), UAV(무인기), Gas Turbine Combustor(가스터빈 연소기)

1. 서 론

현재 우리나라에서 개발되고 있는 스마트 무인기는 하나의 제트엔진을 이용하여 수직 이착륙과 고정익 전진비행을 할 수 있는 카나드 로터 윙(CRW)방식의 비행체이다. 이, 착륙 시 로터를 회전시켜 수직 비행하고 전진비행 시 로터를 정지시키고 벨브를 조절하여 엔진에서 생성

되는 고속의 제트를 후방으로 분사하여 속도를 얻게 된다. 본 연구에서는 스마트 무인기용 소형 가스터빈엔진 내부의 물리적인 현상을 이해하기 위해 실험과 수치해석을 병행하여 연구를 하였다. 해석대상 엔진 TRI 60의 연소기를 2차원 형상으로 설계한 다음 내부의 유동장 비반응 실험을 수행하였다. CFDRC사의 CFD-ACE를 이용하여 이차원 수치계산을 수행하였으며 삼차원 연소기 형상 격자를 이용하여 연소기 내부유동을 수치해석으로 연구하였다. 본 연구에서는 연소와 연소현상에 대한 물리적인 이해에 초점

* 서울대학교 기계항공공학부 대학원

** 서울대학교 항공우주공학과

을 두며 배출구의 온도분포에 따른 터빈의 열응력에 대한 연구와 유해가스(NOX)의 감소에 대한 연구는 본 연구목적으로 고려하지 않았다.

2 본 론

2.1 실험장치

본 연구의 실험에 사용된 풍동은 제어부를 통해 압축기, 건조기, 건조필터, 계폐밸브, 조절밸브에 전원이 공급되며 20kgf/cm^2 의 압축공기를 사용하였다. TRI 60의 운용 고도를 지상 10000m로, 비행속도를 마하 0.4로 가정하고 압력비 3.5임을 고려하여 테스트부로 들어오는 공기의 전압력은 차압 1.0kgf/cm^2 으로 설정하였다.

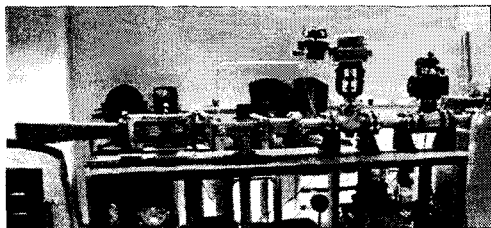


Fig. 1 풍동실험장치

연구대상 연소기는 환형형태로 12개의 압력분사식 이중 오리피스 분사영역 중 한 개의 영역을 가시화 하였으며 스윌러는 HSNS(High Shear Nozzle and Swirler)형태를 이용하였다.

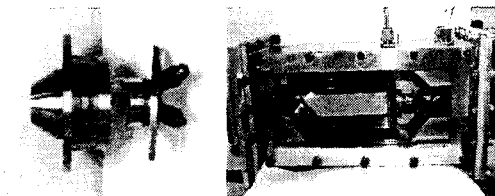


Fig. 2 스윌러와 인젝터, 연소기 시험부

연료노즐은 분무 압력차가 10atm이고 분사유체가 물일 때 Pilot Nozzle 2.6g/s, Main Nozzle 5.3g/s의 유량을 분사한다. 또한 분무 압력차가 10atm일 때의 분사각은 Pilot Nozzle이 62° ,

Main Nozzle이 131° 이다. 분무 가시화는 Stroboscope와 디지털카메라를 이용하여 직접 사진 기법을 이용하였다.

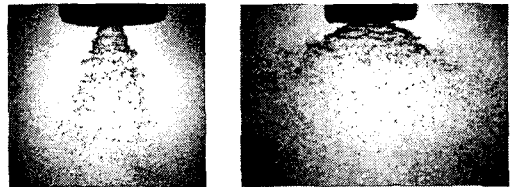


Fig. 3 차압 10atm일 때 연료노즐의 분무 형상

연소기 내부 유동 가시화를 위하여 솔리덴 장치를 이용하였다. 솔리덴 장치는 제논(Xe) 백색 광원과 2개의 오목거울, 2개의 평면거울, 1개의 초점렌즈와 캐논사의 수동카메라로 구성되어 있다.

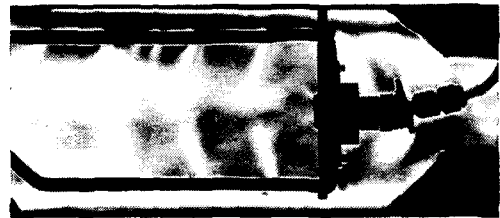


Fig. 4 솔리덴 이미지

2.2 실험결과

스윌러를 장착하지 않은 상태에서 연소기 내부유동은 1단에서 유입된 유동은 출구 방향으로 대부분 확산되고 2단과 3단에서 유입된 유동과 섞여 라이너 방향으로 넓게 퍼져 빠져나가는 것을 볼 수 있다. 또한 1단에서 들어온 유동이 인젝터 방향으로 비교적 약한 유동을 형성하는 현상이 관찰된다.

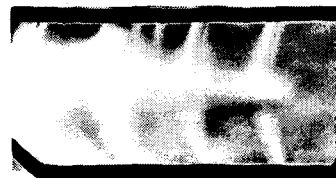


Fig. 5 솔리덴 이미지(스윌러 無)

스윌러를 장착하였을 때 1단 앞부분에 형성되었던 순환 유동은 보이지 않고 스윌러에서 들어오는 유동이 1단의 유동과 섞여 1단과 2단 사이에 넓게 확산되는 형상을 나타낸다.

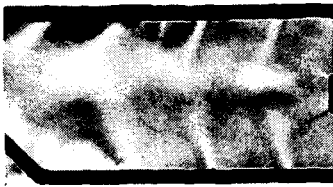


Fig. 6 슐리렌 이미지(스윌러 有)

스윌러를 장착한 상태에서 1단의 가운데 공기공을 막은 상태에서는 1단과 2단 라이너의 가운데에 존재 하던 출구방향의 강한 유동이 약해지고 스윌러로 인한 유동이 보다 선명하게 관찰된다. 또한 2단과 3단에서 흘러들어온 유동이 공기공을 막지 않았을 때의 유동보다 강하여 보다 큰 밀도차를 보인다.

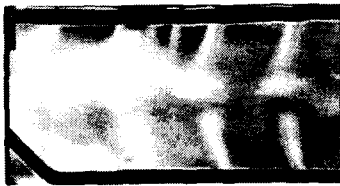


Fig. 7 공기공 형상 변경 후 슐리렌

2.3 수치해석

실험 결과와 비교를 위해 CFD-GEOM을 이용하여 내부격자를 만든 후, CFD-ACE로 계산을 수행하였다.

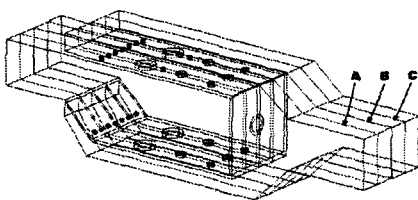


Fig. 8 수치해석형상

실험에 사용되었던 시험부의 내부형상과 동일하게 만들고 입구압력은 풍동의 정체부의 압력이었던 차압 1.0kgf/cm^2 으로 두었다. 입구 속도는 50m/s , 출구압력은 차압 0.7kgf/cm^2 으로 가정하고 스윌러가 있는 경우와 스윌러가 없는 경우에 대해서 각각 계산을 수행하였다.

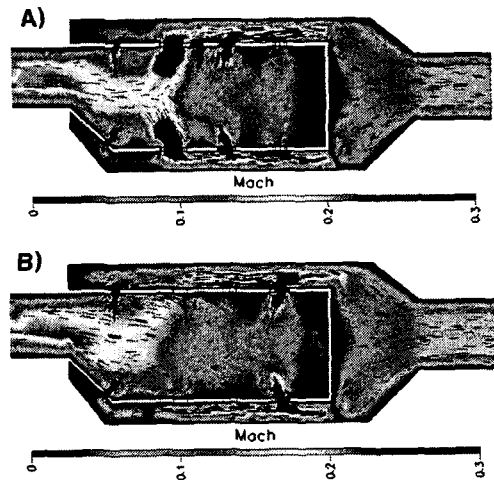


Fig. 9 마하수와 속도분포(스윌러 無)

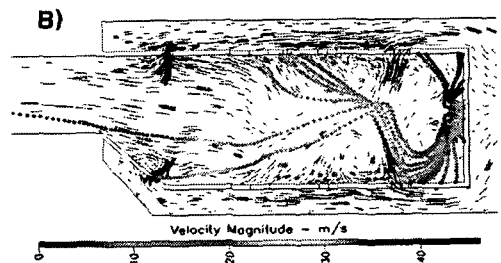


Fig. 10 액적 유동과 속도분포(스윌러 無)

스윌러가 없을 경우 1단에서 들어온 유동의 일부가 분사노즐방향으로 확산되어 내부, 외부 라이너 방향으로 약한 순환영역을 형성하는 것이 보인다. 이러한 순환유동으로 인하여 분사노즐에서 분사된 물의 액적이 출구방향으로 흘러가지 못하고 유동을 따라 벽면으로 확산된다.

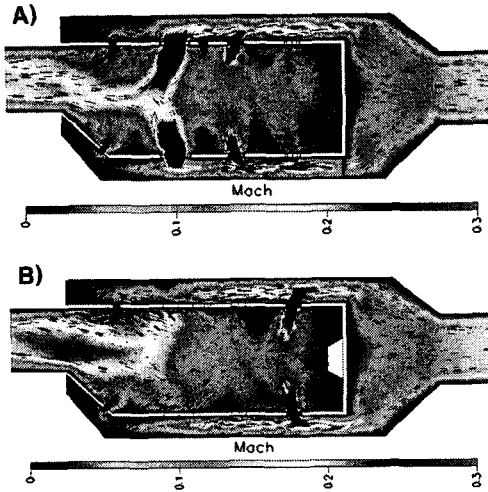


Fig. 11 스월러가 있을 때 위치에 따른 마하수 속도분포

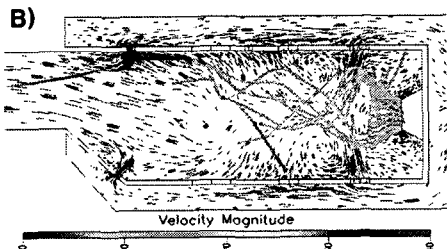


Fig. 12 스월러가 있을 때 분사된 액적 유동과 속도분포

스월러가 있을 경우 1단 앞부분에서의 순환영역은 거의 보이지 않고 이에 따라 분사된 액적이 공기공을 통해 유입된 유동을 따라 출구방향으로 유로를 형성한다. 따라서 스월러가 없을 경우 분사된 액적이 연소기 내부에 고른 분포를 보이지 않고 이에 따라 불균일한 화염을 형성하는 반면 스월러가 있을 경우 비교적 균일한 분포의 화염을 형성할 것으로 생각된다.

3차원 형상의 연소기 내부 유동과 연소현상을 이해하기 위해 해석대상엔진을 참고하여 12개의 분사노즐 영역 중 한 영역을 수치해석으로 분석하였다. 경우 1에서는 1단과 2단의 공기공의 직

경을 10mm로 두었으며 2단의 공기공과 엇갈리게 배치하였다. 분사된 C12H23이 1단 공기공에서 들어온 유동에 의해 발생된 순환유동에 의해 뒤쪽으로 빠르게 확산되는 모습을 볼 수 있다.

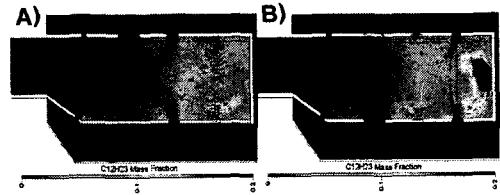
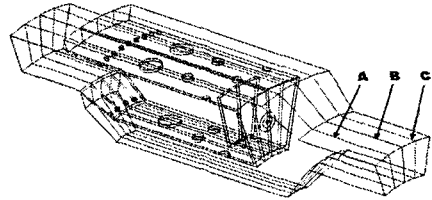


Fig. 13 경우 1일 때 C12H23의 분포

경우 2에서는 1단과 2단의 공기공의 직경을 12mm로 변경하였으며 1단과 2단의 공기공을 분사방향으로부터 일직선상에 있도록 배치하였다. 경우 1과 비교하였을 때 C12H23이 1단의 앞부분에서 정체되어 있는 현상을 보여준다. 경우 1에서 분사구 앞에 형성되었던 순환유동이 존재하지 않기 때문인 것으로 생각된다.

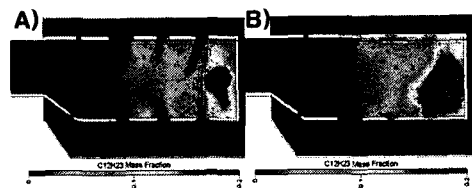
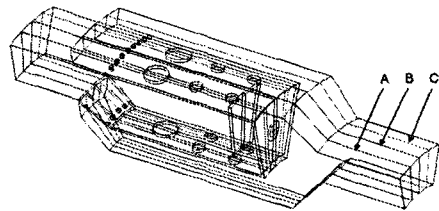


Fig. 14 경우 2일 때 C12H23의 분포

3. 결 론

스월러가 있을 때와 없을 때, 공기공의 면적이 변화했을 때 가스터빈 연소기 내부의 유동변화를 실험과 수치해석을 통해 연구하였다. 스월러가 있을 때 분사된 유체가 연소기 내부에 고르게 분포된다는 점을 알 수 있었다. 3차원 형상 수치해석에서 1단의 공기공의 크기와 분포에 따라 다른 형태로 확산되는 케로젠의 분포를 보았다. 앞으로의 연구에서는 연소 반응 계산과 함께 다양한 배압조건에 대한 내부유동변화 계산을 진행할 예정이다.

4. 후 기

본 연구는 항공우주연구원 스마트무인기기술 개발사업과 서울대학교 BK21 기계분야사업단에

의해 지원되었으며 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. 최성만, 전승배, 민성기 “HSNS(High Shear Nozzle and Swirler) 연료노즐 및 스월러 실험 연구”, pp92-104, 항공우주학회지 vol.26, No.8, 1998. 12, 한국항공우주학회
2. Arther H. Lefebvre, “Gas Turbine Combustion”, Second Edition, Taylor & Francis, 1999
3. Arther H. Lefebvre, “Atomization and Sprays”, Taylor & Francis, 1989
4. Steven M. Cannon, Clifford E. Smith, “Combustion Optimization Using a CFD/Statistical Design Approach”, ASME IGTI 2000 Munich, Germany, 2000