

## 스마트무인기 엔진 배기가스가 기체에 미치는 영향에 관한 수치적 연구

이창호\*, 김철완\*\*, 김재무\*\*\*

### Numerical Study for the Effect of Engine Exhaust Gas on the Airframe of Smart UAV

Changho Lee\*, Cheolwan Kim\*\* and Jaimoo Kim\*\*\*

**Key Words** : Turbohaft Engine, Exhaust Gas Flow, Exhaust Ejector

#### Abstract

An ejector is designed for the purpose of engine bay cooling. The primary flow of the ejector is the exhaust gas of the PW206C turboshaft engine. The mass flow of secondary flow is calculated by using the approximate analytic equation. And the effect of exhaust gas flow on the fuselage surface is investigated by using the Fluent Code. Three types of exhaust duct shape were compared in the viewpoint of surface temperature and aerodynamic drag. As a result, exhaust duct shape P3 shows minimum interference of exhaust gas and fuselage and minimum increment of drag among the three candidate shapes.

#### 1. 서론

가스터빈엔진은 비행체나 지상장비, 배의 동력원으로 폭넓게 사용되고 있다. 항공기의 경우 가스터빈엔진의 장착요구조건은 FAR이나 MIL-Spec에 자세히 기술되어 있다. 이것은 주로 엔진을 별도의 분리된 방에 장착하도록 규정하고 있는데, 그 이유는 엔진주위의 고온공기 및 가스의 차단과 화재발생의 경우에 화염이 전파되지 못하도록 하기 위함이다. 또한 모든 비행조건에서 엔진의 배기가스는 비행체 외부로 배출되어야 하고 엔진흡입구로 다시 들어올 수 없도록 흡입구 및 배기구가 장착되어야 한다[1]. 통상적으로 엔진제작사는 엔진코어만을 제공하므로 흡배기구와 엔진 베이(Bay)는 엔진제작사의 요구조건에 맞도록 설계되어야 한다.

본 논문에서는 터보샤프트엔진을 동력원으로 장착하는 스마트무인기의 엔진베이 냉각장치인 이젝터(Ejector)의 설계와 배기유동 해석에 대해 다룬다. 터보샤프트 엔진은 대부분의 동력을 축동력으로 사용하므로 배기가스의 운동에너지는 작지만 이젝터의 구동유동(Primary flow)으로 활용할 수 있다. 근사적 해석방법을 통해 원하는 유량비를 만족하는 이젝터의 면적을 계산하고 형상을 설계한다. 그리고 배기

가스가 배기 이젝터 주변 동체의 온도상승을 유도할 가능성을 분석하기 위해 동체와 배기구 접합부분의 형상을 바꾸어가면서 전산유체해석 코드 Fluent를 이용하여 유동해석을 수행한다.

#### 2. 배기 이젝터의 설계

엔진배기가스는 이젝터의 구동유동(Primary)으로서 배기노즐을 통해 혼합실(Mixing duct)로 분사되면서 점성전단력에 의해 주위공기를 끌어들이며 2차유동을 발생시킨다. 두개의 유동은 혼합실에서 구동유동의 에너지가 2차유동으로 전달되며 섞여서 밖으로 배출된다[2,3,4,5]. 일반적으로 이젝터의 실제 결과에 대해 알려진 바에 의하면 두개의 유동이 순수 전단력에 의해 충분히 혼합되기 위해서는 혼합실의 덕트가 매우 길어야 하고, 이론적 예측값보다는 효율이 떨어진다[2]. 예로 두개의 유동이 섞여 균일한 유동을 얻기 위해서는 혼합실 덕트의 길이가 지름의 약 10배가 되어야 하는 것으로 알려져 있다[3]. 하지만 항공기의 경우는 이젝터가 차지할 공간의 최소화과 무게증가를 최소화하기 위해 길이가 가능한 짧아야 한다. 또한 이젝터로 인한 배기압력손실은 엔진성능과도 직결되는 문제이다.

이젝터의 설계에서 중요한 것은 기하학적 변수와 2차유동의 질량유량의 관계를 찾는 것이다. 본 연구에서 다루는 엔진 배기가스는 노즐입구에서 마흐수

\* 항공우주연구원 스마트무인기사업단, [leech@kari.re.kr](mailto:leech@kari.re.kr)

\*\* 항공우주연구원 공력구조팀, [cwkim@kari.re.kr](mailto:cwkim@kari.re.kr)

\*\*\* 항공우주연구원 스마트무인기사업단, [jmkim@kari.re.kr](mailto:jmkim@kari.re.kr)

가 낮은 저속으로 비압축성 유동으로 가정할 수 있다. 따라서 각 유동의 정체값(Stagnation value)은 Static 값과 같다고 가정한다. 참고문헌[2]에서는 이와 같은 비압축성의 가정과 함께 이젝터 문제를 1차원 제어체적으로 단순화된 모델로 만들어 기하학적 변수와 Primary flow와 Secondary flow의 질량유량비의 관계식을 다음과 같이 유도하였다.

$$\left[ \left( \frac{A_p}{A_s} \right)^2 + \left( \frac{A_2}{A_3} \right)^2 \right] \frac{\rho_p \dot{m}_s}{\rho_s \dot{m}_p} + \left[ 1 + \left( \frac{A_2}{A_3} \right)^2 \right] \left( \sqrt{\frac{\rho_p}{\rho_s}} + 1 / \sqrt{\frac{\rho_p}{\rho_s}} \right) \sqrt{\frac{\rho_p}{\rho_s}} \frac{\dot{m}_s}{\dot{m}_p} + \left[ \left( \frac{A_2}{A_3} \right)^2 - 2 \frac{A_s}{A_p} - 1 \right] = 0 \quad (1)$$

식(1)에서 A는 면적을 나타내며 하첨자 p는 Primary flow, s는 Secondary flow, 그리고 2, 3은 혼합실의 출구와 디퓨저 출구를 나타낸다.  $\dot{m}$ 은 질량 유량이다.

엔진의 배기가스를 이용한 이젝터에서 2차 유동, 즉 엔진 냉각공기의 유량은 얼마가 적합한 가를 결정하기 어려운 문제이다. 이것은 이젝터의 크기에 따른 무게 및 엔진성과 관련되어 있기 때문이다. 일반적으로 엔진의 냉각유량은 엔진배기유량의 10~20%가 적합한 값으로 알려져 있으며, 본 연구에서는 15%로 결정하였다. 문제를 단순화하기 위해 식(1)에서 Primary 유동(엔진배기유동)과 Secondary 유동(냉각유동)의 밀도는 같다고 가정하고, 유량비  $m_s/m_p$ 가 15%를 만족하는 면적비를 계산하였다. 엔진 배기구의 형상과 기체내의 이젝터 배치공간등을 고려하여 설계된 이젝터의 형상은 Fig. 1과 같다.

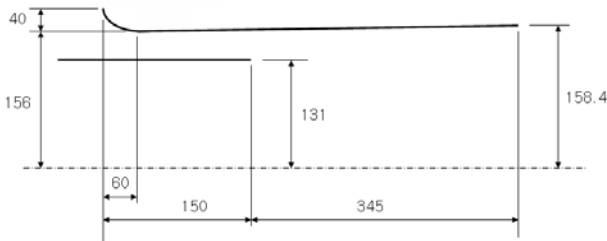


Fig. 1 Geometric Data of Exhaust Ejector for Smart UAV (Unit: mm)

### 3. 배기 유동 해석

배기가스가 배기 이젝터 주변 동체의 표면온도 상승을 유발할 가능성이 높아 이에 대한 분석이 필요하여 스마트 무인기의 배기구에 대한 유동해석을 수행하였다. 스마트 무인기는 진진비행만을 하는 기존의 항공기와 달리 수직 이착륙, 전진비행 등 여러 유동조건에 대한 해석이 필요하다. 배기구 형상에 의한 공력 및 온도 상승 분석을 위해 준비된 전산해석 모델은 Fig. 2와 같다. 배기구 주위의 유동에 크게 영향을 주지 않을 것으로 판단되는 날개 등은 생략

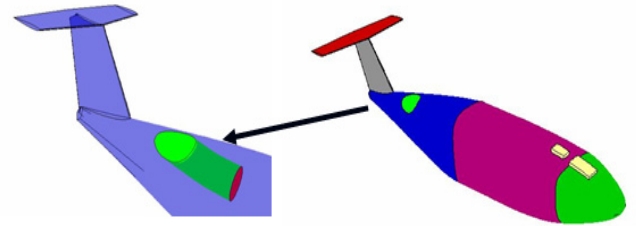


Fig. 2 CFD Model for Analysis of Aerodynamic Characteristics and Temperature Distribution

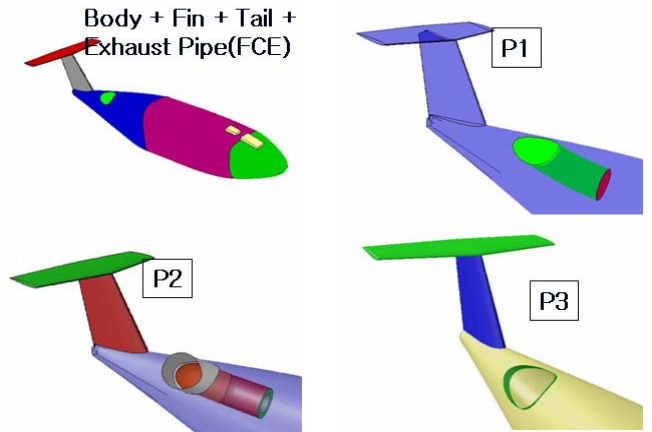


Fig. 3 Exhaust Pipe Configurations for Pipe Optimization

하고, 배기가스에 의해 온도상승이 예상되는 꼬리날개는 포함하였다. 점성 경계층의 해석을 위해 10층의 경계층 격자를 형성하였는데 이는 표면 격자를 수직으로 투영하여 만드는데 첫 번째 격자의 높이는 약  $1 \times 10^{-4}m$ 이고 다음 격자의 높이는 1.25의 비율로 증가시켰다. 배기구 내의 3차원 격자는 경계층 격자 없이 모두 사면체로 채웠다.

배기구 형상 결정을 위해 사용된 배기구 형상은 모두 3가지 인데 이에 대한 해석을 순항 및 정지비행(hovering) 모드시에 수행하여 결과를 비교하였다. 이 세가지 형상은 Fig. 3에 나타나 있는데 먼저 첫 번째 형상(P1)은 배기구 끝단이 동체 밖으로 돌출되지 않고 매끄럽게 연결된 것이다. 두 번째 형상(P2)은 P1의 단점을 보완하여 동체 밖으로 guide vane를 설치한 것이다. 마지막 형상은 guide vane의 높이를 줄여서 배기구에 의한 항력 증가 및 주변 온도 상승을 최소화한 것이다.

Fig. 4는 배기구 형상 P1의 경우에 비행체 받음각이 -4도에서 8도까지의 변화할 때 배기구 뒷부분의 표면온도 분포를 나타낸 것이다. 기체 표면온도는  $400^{\circ}K$  이상 상승하는 것을 볼 수 있는데 이것은 배기구를 벗어난 고온의 가스가 바로 주변동체에 접촉하기 때문이다. 이와 같은 현상은 요우각 변화에 따른 해석결과에도 보이고 있다.

Fig. 5는 측풍조건( $V=14m/s$ )시 요우각 변화에 따른 배기가스에 의한 배기구 주위 및 꼬리날개 부분의 온도 상승을 나타낸 것이다. 요우각이 음의 값을 가질 때 수평 및 수직 꼬리 날개 부분의 온도 상승이

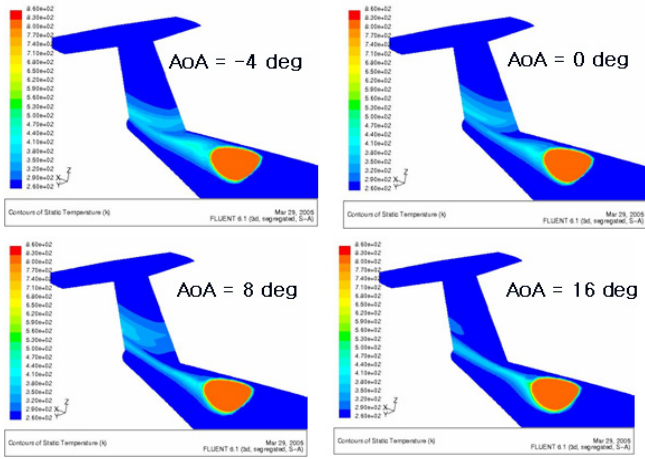


Fig. 4 Temperature Contours mar around Exhaust Pipe P1 at Cruise

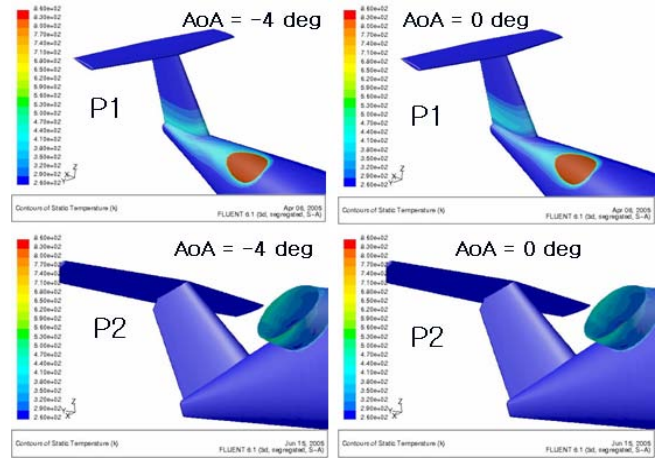


Fig. 6 Temperature Contours around Pipe P2 at Cruise

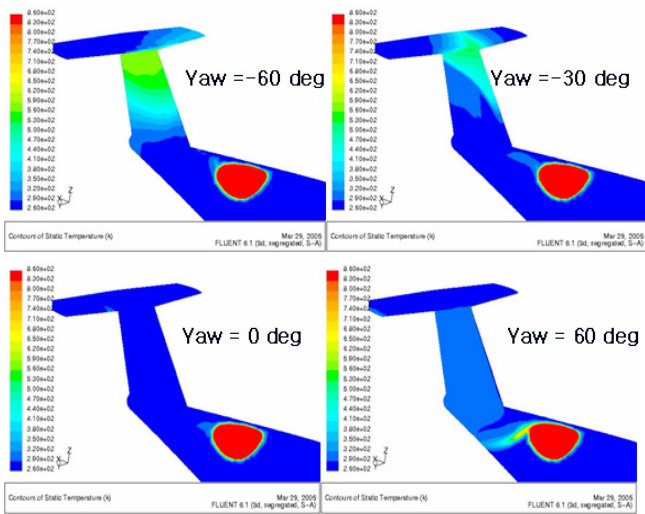


Fig. 5 Exhaust Gas Temperature Distribution of P1 at Hovering, Wind Speed = 14m/s

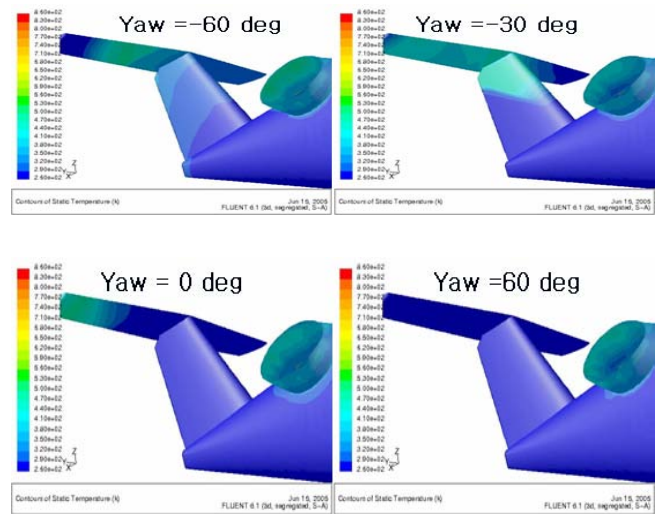


Fig. 7 Temperature Contours around Pipe P2 at Hovering, V=14m/s

매우 심하다. 이는 배기구 형상보다 무인기에 불어오는 측풍의 조건에 의한 것이므로 무인기 운용시 꼬리 날개 부분의 온도 상승을 고려하는 것이 필요한 것으로 판단된다. 측풍의 유우각이  $60^\circ$ 시 배기 가스가 배기구에서 배출된 즉시 측풍에 의해 배기구 주위의 동체 표면과 접촉하게 되므로 이를 피하기 위해서는 배기구 출구 형상을 개선할 필요가 있는 것으로 판단된다.

배기구 형상 P2는 guide vain을 설치하여 배기구를 동체표면에서 분리시킨 것이다. 따라서 고온의 배기가스가 전진 비행시에는 동체 및 꼬리날개 부분을 통과하지 않고 뒤로 흐를 수 있도록 한 것이다. Fig 6은 두 번째 배기구 형상의 영향을 비교한 것이다. Guide vain이 설치된 경우 전진 비행시에는 배기가스가 동체 및 꼬리날개를 접촉하지 않기 때문에 이에 의한 온도 상승은 guide vain을 제외하면 전혀 없는 것으로 보인다. Hovering 시에는 유우각이 음의 값을 가지면 배기구 형상과 상관없이 고온의 가스를 꼬리날개 부분으로 유도하기 때문에 이로 인한 온도 상승은 피할 수가 없는 것으로 판단된다. 그러나

hovering시에도 꼬리날개 부분의 온도상승은 첫 번째 배기구 형상의 경우보다 크게 감소함을 알 수 있다. 설치된 guide vain이 배기가스를 동체에서 멀리 내보내기 때문에 꼬리날개에 도달할 때까지의 이동 경로가 증가하고 그 만큼 온도 강하가 더 일어나 꼬리 날개의 온도상승을 감소시킨다. 그러나 guide vain이 동체 밖으로 크게 돌출되어 예상과 같이 항력 및 측력(side force)를 크게 증가시킨다.

세 번째 배기구 형상 P3은 guide vain의 높이를 줄여서 배기구에 의한 항력 증가 및 주변 온도 상승을 최소화한 것이다. Guide vain가 크게 돌출된 이전 형상은 항력 및 측력을 크게 증가시키기 때문에 이를 보완한 형상으로 제시되었다. Fig 8에 나타난 것처럼 받음각이  $-12^\circ$ 시 배기구 뒷부분의 동체 표면 온도상승이 두드러지지만 스마트 무인기의 운용 조건을 고려하면 이 받음각에서 무인기를 운용할 가능성은 없으므로 설계 변경 고려는 필요치 않다고 판단된다. 이 배기구 형상은 항력증가 및 배기구 주변 온도 상승을 최소화 하여 세가지 배기구 형상중 가장 좋은 결과를 보여준다.

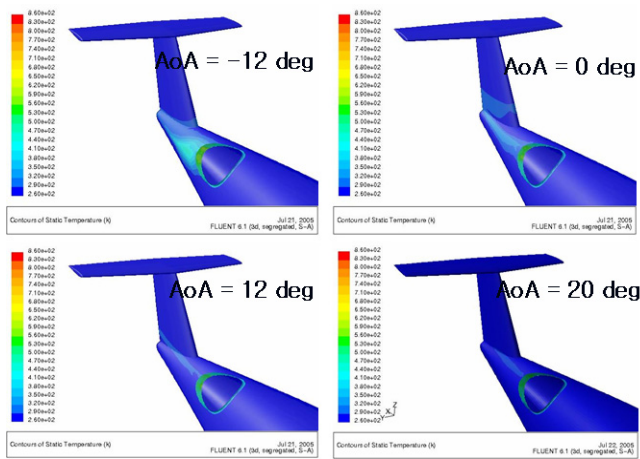


Fig. 8 Temperature Contours around Pipe P3 at Cruise

#### 4. 결론

터보샤프트엔진의 배기가스를 구동유동으로 하여 엔진베이를 냉각하기 위한 이젝터를 설계하였다. 1차원 비점성, 비압축성유동을 가정하여 근사시킨 해석식을 사용하여 이젝터로 유입되는 냉각공기의 유량을 예측하였다. 그리고 동체 밖으로 돌출되는 배기구 형상 결정을 위해 세 가지 배기구 형상에 대한 유동해석을 순항 및 정지비행 모드시에 수행한 결과,

세 번째 배기구 형상인 P3이 항력증가 및 배기구 주변 온도 상승을 최소화 하여 가장 좋은 결과를 보여주었다.

#### 후기

본 연구는 산업자원부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 기술개발사업(스마트무인기기술개발)의 일환으로 수행되었습니다.

#### 참고문헌

- [1] PW206C Turboshaft Engine Installation Manual, Pratt & Whitney Canada, 1998.
- [2] Presz, W. et al., 1986, "Forced Mixer Lobes in Ejector Designs," AIAA Paper, AIAA-86-1614.
- [3] Presz, W. et al., 1994, "Gas Turbine Exhaust Cooling Concepts," AIAA Paper, AIAA-94-3083.
- [4] Presz, W. et al., 2002, "Thrust Augmentation with Mixer/Ejector Systems," AIAA Paper, AIAA-2002-0230.
- [5] Engineering Sciences Data Unit 85032, Ejectors and Jet Pumps, 1992.