

스마트무인기의 엔진 배기이젝터 설계에 관한 연구

이창호* · 김재무*

A Design of Engine Exhaust Ejector for Smart UAV

Changho Lee* · Jaimoo Kim*

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. For the purpose of verification of approximate analytic method, comparison is made with the results of Navier-Stokes turbulent flow solution. According to the results of CFD, the mixing of two flows is incomplete due to the short length of mixing duct.

초 록

PW206C 터보샤프트엔진을 장착한 스마트무인기의 엔진베이 냉각을 목적으로 하는 이젝터를 설계하였다. 이젝터의 기하학적 형상과 유량비의 관계를 근사적 해석식을 사용하여 계산하므로써 이젝터의 형상을 설계하고 성능을 분석하였다. 근사적 해석식의 결과를 검증하기 위해 Fluent 코드를 이용하여 난류 유동해석을 수행하였다. Fluent 코드로 계산한 유량은 근사적 해석식으로 계산한 결과와는 차이를 보였으며, 이것은 이젝터 내부에서 유동의 충분한 혼합이 이루어지지 못하기 때문이다.

Key Words: Gas Turbine Engine(가스터빈엔진), Engine Bay Cooling(엔진베이 냉각), Ejector(이젝터), Mass Flow Rate(질량유량)

1. 서 론

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 있

는데, 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

* 한국항공우주연구원 스마트무인기개발사업단
연락처, E-mail: leech@kari.re.kr

장착하는 스마트무인기의 엔진배기 냉각장치인 이젝터(Ejector)의 설계와 유동해석에 대해 다룬다. 터보프롭엔진은 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. 설계된 이젝터의 성능은 엔진의 4가지 운용조건에 대해 근사적 해석식으로 계산한다. 그리고 전산유동해석코드 Fluent를 사용하여 이젝터 유동을 계산하여 근사 해석식으로 계산한 유량과 비교한다.

2. 이젝터의 근사 해석 관계식

엔진배기가스는 이젝터의 구동유동(Primary)으로서 배기노즐을 통해 혼합실(Mixing duct)로 분사되면서 점성전단력(Viscous shear force)에 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(Mach number)가 낮은 저속으로 비압축성 유동으로 가정할 수 있다. 따라서 각 유동의 정체값(Stagnation value)은 Static 값과 같다고 가정한다. 참고문헌[2]에서는 이와같은 비

압축성의 가정과 함께 이젝터 문제를 1차원 제어체적으로 단순화된 모델로 만들어 기하학적 변수와 Primary flow와 Secondary flow의 질량유량 비의 관계식을 유도하였다. 1차원 제어체에 적용된 보존방정식은 다음과 같다.

질량보존방정식

$$\dot{m}_p + \dot{m}_s = \dot{m}_2 \quad (1)$$

운동량보존방정식

$$p_2 A_2 - p_p A_p - p_s A_s = \dot{m}_p (v_p - v_2) + \dot{m}_s (v_s - v_2) \quad (2)$$

에너지보존방정식

$$\dot{m}_p h_{0p} + \dot{m}_s h_{0s} = \dot{m}_2 \left(h_2 + \frac{1}{2} v_2^2 \right) \quad (3)$$

여기에 비점성, 등엔트로피 유동 및 혼합실의 입구에서 두 유동은 균일하며 두 유동은 혼합실에서 완전히 섞여서 대기압으로 배출된다고 가정한다. 제어체에 대한 보존방정식과 가정들을 이용하여 다음과 같은 닫힌 형태의 Eq. 4를 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} & \left[\left(\frac{A_p}{A_s} \right)^2 + \left(\frac{A_2}{A_3} \right)^2 \right] \frac{\rho_p}{\rho_s} \left(\frac{\dot{m}_s}{\dot{m}_p} \right)^2 \\ & + \left[1 + \left(\frac{A_2}{A_3} \right)^2 \right] \left(\sqrt{\frac{\rho_p}{\rho_s}} + 1 / \sqrt{\frac{\rho_p}{\rho_s}} \right) \sqrt{\frac{\rho_p}{\rho_s}} \frac{\dot{m}_s}{\dot{m}_p} \\ & + \left[\left(\frac{A_2}{A_3} \right)^2 - 2 \frac{A_s}{A_p} - 1 \right] = 0 \end{aligned} \quad (4)$$

Equation 4에서 A는 면적을 나타내며 하첨자 p는 Primary flow, s는 Secondary flow, 그리고 2, 3은 혼합실의 출구와 디퓨저 출구를 나타낸다. \dot{m} 은 질량유량이다.

3. 이젝터의 설계 결과

스마트무인기의 PW206C 엔진의 배기가스를

이용한 이젝터에서 2차 유동, 즉 엔진 냉각공기의 유량은 얼마가 적합한 가는 결정하기 어려운 문제이다. 이것은 이젝터의 크기에 따른 무게 및 엔진성능과 관련되어 있기 때문이다. 일반적으로 엔진의 냉각유량은 엔진배기유량의 10~20%가 적합한 값으로 알려져 있으며, 본 연구에서는 15%로 결정하였다. 문제를 단순화하기 위해 Eq. 4에서 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.

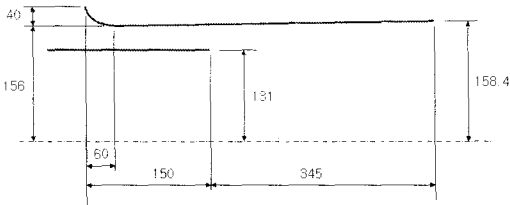


Fig. 1 Geometric Data of Exhaust Ejector for Smart UAV (Unit: mm)

설계된 이젝터의 형상에 대해 Table 1과 같은 대표적인 엔진운용조건에 대해 성능을 계산하였다. 첫째조건은 표준대기조건에서 지상이고 비행체가 정지한 상태로 엔진이 최대출력을 낼 때이다. 이것은 이륙조건으로 보면 된다. 두 번째는 첫 번째와 같으나 대기온도가 15C 높은 고온에서 이륙조건이다. 세 번째와 네 번째는 고도 3km에서 비행할 때로 각각 속도 400km/h와 250km/h 일 때의 값들이다. Table 1에서 Power, Mass flow, Pt, Tt는 각각 엔진출력, 배기가스 유량, 전압력, 전온도를 나타내며 이러한 값들은 엔진성능계산프로그램으로 계산한 결과이다. 이러한 유동조건과 형상데이터를 이용하여 Eq. 4로 계산한 유량 결과를 Table 2에 정리하였다. 이때 계산에서는 엔진배기유동의 밀도를 엔진성능계산프로그램으로부터 계산된 값을 사용하였으며, 따라서 냉각유동과의 밀도비는 $\rho_p/\rho_s=0.35$ 가 된다. 계산결과를 보면 각 조건에

서 모두 Secondary flow의 유량은 Primary flow 유량의 약 25%를 보여준다. 이 값은 적정 유량비 10~20%를 초과하지만 실제 유량은 이보다 적을 것으로 예상되어 마진을 고려하면 적합한 것으로 판단된다.

Table 1 Flow Properties of Engine Exhaust Gas

No	대기 조건	고도 (km)	Speed (km/h)	Power (kW)	Mass flow (kg/s)	Pt (kPa)	Tt (K)
1	Std	0	0	347	1.933	102.36	832
2	Std+15C	0	0	360	1.864	102.4	893
3	Std	3	400	254	1.47	71.24	783
4	Std	3	250	144	1.272	70.62	718

Table 2 Calculation Results of Mass Flow Rates Using Analytical Method

No	m_p (kg/s)	m_s/m_p	m_s (kg/s)
1	1.933	0.254	0.493
2	1.864	0.256	0.480
3	1.470	0.254	0.377
4	1.272	0.244	0.312

Table 3 Calculation Results of Mass Flow Rates Using Fluent Code

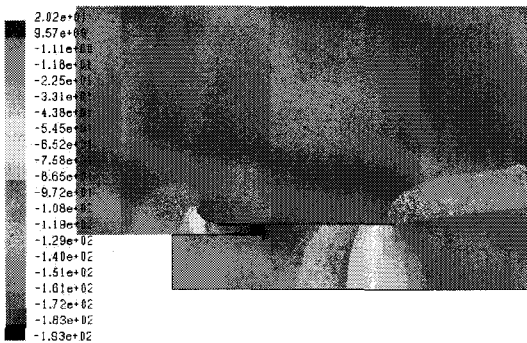
No	m_p (kg/s)	m_s/m_p	m_s (kg/s)
1	1.933	0.211	0.407
2	1.864	0.216	0.402
3	1.470	0.205	0.302
4	1.272	0.197	0.251

설계한 이젝터의 성능을 검증하기 위해 잘 알려진 전산유체해석 코드인 Fluent를 사용하여 유동해석을 수행하고 앞의 근사 해석식으로 계산한 결과와 어떻게 다른지 비교한다. 앞에서 기술한 4가지 경우에 대해 Fluent로 계산한 결과를 Table 3에 정리하였다. 결과를 보면 Secondary flow와 Primary flow 유량 비는 20~21%로 앞에서 근사 해석식으로 계산한 값의 약 80~82% 수준을 보인다. Fluent 계산결과가 근사해석식 값

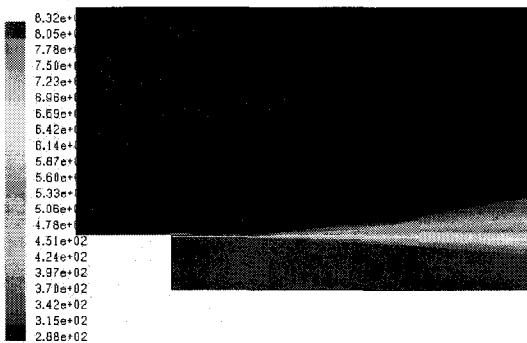
보다 작게 나타나는 이유는 이젝터 내부의 실제 유동이 근사해석식에서 가정과는 맞지 않기 때문이다. 이젝터의 혼합실 길이가 충분히 길지 못하여 혼합이 이루어지지 못하고 2차유동의 유량이 감소하는 것이다. 다음 Fig. 2는 Fluent로 계산한 이젝터 내부유동의 압력과 온도 등고선을 도시한 것이다. 계산결과를 보면 이젝터의 혼합실에서 Primary 엔진배기유동과 Secondary 유동은 잘 섞이지 않음을 알 수 있다. 이것은 예상한 바와 같이 혼합덕트의 길이가 짧기 때문이다.

4. 결 론

터보샤프트엔진의 배기가스를 구동유동으로 하여 엔진베이를 냉각하기 위한 이젝터를 설계하였다. 1차원 비점성, 비압축성유동을 가정하여 근사시킨 해석식을 사용하여 이젝터로 유입되는 냉각공기의 유량을 예측하였다. 엔진운용의 대표적인 4가지 경우에 대해 계산한 결과 근사 해석식은 냉각공기의 유량이 엔진배기유량의 25% 수준이었고, 전산유체해석 코드인 Fluent를 사용하여 계산한 결과는 냉각공기의 유량이 엔진배기유량의 20~21% 정도로 근사 해석식 예측 값의 80% 수준의 값을 보였다.



(a) Isopressure contours



(b) Isotemperature Contours

Fig. 2 CFD Results of Ejector Flow at Hovering Flight Condition

후 기

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

참 고 문 헌

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.