

## 항공기 배기후류가 FOD 발생에 미치는 영향 분석

조환기\*

### Analysis of the Influence of FOD by Aircraft Exhaust Wake

Hwankee Cho\*

#### ABSTRACT

The exhaust wake of an aircraft engine is discharged in a high temperature and high speed, which can damage objects such as an aircraft in the rear. The exhaust wake can lift small foreign substances lying on the ground or falling off, and the floating foreign substances can enter the intake duct of the aircraft moving from the rear and cause engine FOD (Foreign Object Damage). This study experimentally analyzed how the engine exhaust wake generated from military jet fighters affects the movement of foreign substances and evaluated the effects of foreign substances on the damaged area by measuring wake velocity. The simulation and field experimental results confirmed that the effect of exhaust wake increases as the rear position closer, and that foreign substances lifted by the wake can act as FOD to the adjacent rear aircraft.

**Key Words** : Foreign Object Damage(외부물질손상), Aircraft(항공기), Exhaust Wake(배기후류), Intake Duct(흡입도관), Wake Velocity(후류속도), Temperature(온도)

#### 1. 서 론

제트엔진을 장착한 항공기의 배기가스는 유속이 매우 빠르고 강도가 크며 높은 온도 상태의 난류유동이다. 엔진의 출력이 저속상태로부터 고속상태로 커지게 되면서 배기가스에 의한 후류는 더욱 강해지고 배기구로부터 멀리 떨어진 지점까지 그 영향을 미치게 된다. 항공기의 엔진에서 배출되는 배기후류는 배출속도에 의한 강도와 높은 온도 때문에 배기구로부터 가까울수록 위험도가 증가한다. 따라서 제트후류가 발생하는 항공기의 모든 비행 매뉴얼에는 항공기 후류의 속도와

온도상태에 대한 정보를 제공하고 후방지역에 위험 구역을 구분하여 근접하지 않도록 경고하고 있다. Table 1은 군용 전투기인 F-5E 항공기의 후류가 쓰로틀(throttle) 파워세팅의 상태를 기준으로 후방 거리에 따라서 변화되는 온도 및 속도분포를 나타낸 것이다. Max power 상태에서는 배기노즐에서 80ft 떨어진 부분에서도 약 100℃, 유속이 153mph에 도달하고 있음을 알 수 있으며, Idle power의 경우에는 무시할 수 있을 정도의 약한 온도와 유속 상태를 보이고 있다. 항공기 배기노즐로부터 이격거리가 멀리 떨어질수록 그 영향이 현저하게 감소되고 있는 것을 볼 수 있다. 여객기 등과 같은 대형 제트 항공기는 엔진 배기후류의 속도가 매우 높고 강하기 때문에 영향을 미치는 범위가 더욱 넓고 더 멀리 떨어진 범위까지 영향을 미치게 된다.

대부분의 여객기는 다발엔진을 장착하고 있어서 배기 후류의 영향이 후방의 넓은 지역에도 도달하기 때문에 배기 후류의 영향이 미치게 되는 위험 지역에 대한

Received: 17. Nov. 2021, Revised: 17. Feb. 2022,

Accepted: 21. Feb. 2022

\* 청주대학교 항공학부 항공운항학과

연락처 E-mail : hkee04@hanmail.net

연락처 주소 : 충북 청주시 청원구 대성로 298

Table 1. Engine exhaust temperatures and velocity with power setting and distance [1]

Engine exhaust temperatures and velocity [The angle of wake : 40deg.]									
Power setting	Max			Mil			Idle		
	Temp.		Vel. (MPH)	Temp.		Vel. (MPH)	Temp.		Vel. (MPH)
	(°F)	(°C)		(°F)	(°C)		(°F)	(°C)	
20	877	469	644	430	221	491	175	79	48
30	620	327	464	305	152	300	143	62	24
60	290	143	205	160	62	140	80	27	-
80	210	99	153	158	70	99	-	-	-

정보를 거리와 방위를 기준으로 제공하여 위험구역임을 정확하게 명시하고 있다[1]. 항공기 배기 후류는 고온의 유해가스이면서도 높은 풍압을 갖고 있기 때문에 배기 후류에 가까워서 노출되면 인명은 물론이고 주변에 놓인 장비 등에도 1차적인 위험요인으로 작용될 수 있음을 인지해야 한다. 또한 배기후류의 강력한 바람은 지면의 파손에 영향을 줄 수 있을 뿐만 아니라 주위에 산재되어 있는 작은 물체, 지면 이물질이나 먼지 또는 기체 이물질과 같은 외부물질들을 공중에 떠오르게 하고 멀리 이동시키게 될 것이므로 이로 인한 2차적인 피해를 일으킬 수 있는 요인을 만들기도 한다.

NASA에서 수행된 배기후류에 대한 연구[2]는 지표면에 노출된 이물질이 쉽게 공중에 떠올라 제트엔진의 흡입구로 이동될 수 있음을 설명하고 있다. 지금까지 상용 항공기의 엔진 후류 효과에 대한 연구는 많이 이루어져 있으며[3-6], 모든 상용 항공기의 매뉴얼에는 이와 관련된 자료들이 비행매뉴얼이나 정비매뉴얼 등에 제시되어 있다. 군용 항공기의 경우에도 위험 구역을 표시하고 있다. 일반적으로 항공기 배기 후류 효과는 활주로나 유도로 또는 주기장의 노면 환경에 따라 다르게 나타날 수 있을 것이다.

본 연구의 목적은 현재 사용되는 군용 제트 항공기인 F-5E의 배기후류에 의한 지면 이물질의 이탈 및 그 영향을 분석하기 위한 것이다. 배기 후류의 영향을 분석하기 위해서 모사방법 및 항공기 주기장에서 실제 항공기 후류를 이용하는 실험적인 방법이 적용될 것이다.

Table 1은 대상 항공기의 비행매뉴얼을 기준으로 배기 후류의 온도와 유동속도를 제시한 것이다. Fig. 1과 2는 유동 속도 및 온도의 변화를 나타낸 것으로, 속도는 30m, 쓰로틀 Max에서 40.2m/sec 및 온도의 경우에는 73℃까지 영향이 미치고 있음을 볼 수 있다.

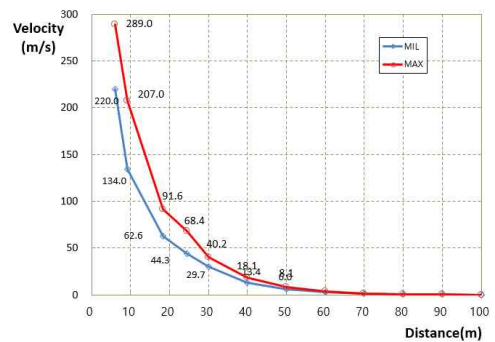


Fig. 1. Velocity distribution of exhaust jet wake with distance from the nozzle

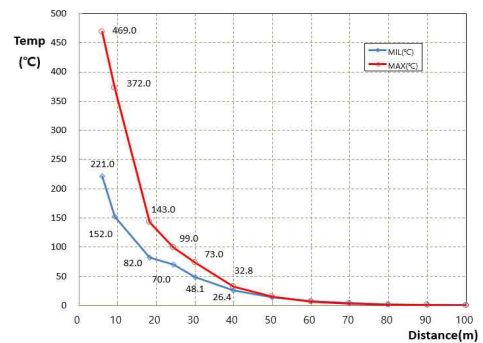


Fig. 2. Temperature distribution of exhaust jet wake with distance from the nozzle

## II. 본 론

### 2.1 배기 후류 모사 실험

본 연구에서는 항공기에서 발생하는 엔진에 의한 배기후류의 분포 특성을 파악하고 그 후류가 외부 물질의 이동에 어느 정도의 영향을 갖는가를 알아보기 위

해서 배기후류환경을 모사하고 외부물질 모형의 이동 특성에 대한 실험을 수행하였다.

항공기 엔진의 배기후류 모형을 모사하기 위해서 후류 영향성에 대한 실험모형의 축척비는 유체역학적 상사성을 갖도록 하기 위해 Froude 수(Froude number)를 이용하여 축소하였다.

모형의 축척은 약 1/10로 정하였다. 실제 항공기를 운영할 때의 상황을 고려하여 두 항공기 사이의 이격거리를 100m로 하였을 경우, 실험모형의 모형 활주로 길이는 10m, 배기구 및 흡입구의 높이는 15cm로 설계하였다.

실제 항공기 엔진 배기구의 배출속도는 Fig. 1을 참고하면 항공기의 엔진 동력이 70%일 때를 기준으로 100.1m/sec이다. 배기온도는 섭씨 135.8℃이므로 모형실험의 축소비를 고려하여 계산할 때 모형 배출구에서의 유속은 32m/sec로 계산되었다. 그러나 모형 배출구에서의 배기온도를 모사하는 것은 주어진 실험환경에서 구현이 어려우며 본 연구의 목적이 유속의 영향성에 대한 평가이므로 온도 영향을 고려하지 않았다. 그 이유는 후류유속 강도에 의한 외부물질의 발생여부에 대한 영향만을 평가하는 것을 목적으로 하고 있기 때문이다. 실험적 모사환경에서 외부 온도는 당시의 대기 온도인 약 25℃에서 수행되었다.

### 2.1.1 배기후류 모사유동 가시화

먼저 배기후류의 흐름분포 특성을 알아보기 위해 스모크(smoke)를 사용하여 배기가스 유동을 가시화해보는 실험을 수행하였다. 실험에 사용한 장비는 Blower (엔진 가동형, 미쓰비시 T-320, 최대유속 85m/sec), 스모크 발생기(smoke generator), 진공청소기와 비디오 카메라 등이 사용되었다.

실험 방법은 Blower 배기구 후방 10m 지점에 흡입용 진공청소기를 배치하고 블로어 출구에 스모크 발생기를 설치하였다. 스모크 발생기가 스모크를 발생하여 블로잉(속도 35m/sec)할 때 유동 흐름 현상을 관찰하는 방식을 사용하였다.

본 실험에서 측정된 블로어 출구 속도는 35m/sec였으며, 출구로부터 이격된 위치에서 이격거리별 유속을 측정하였다. 배기구에서 0.4m 떨어진 곳에서 유속은 20m/sec였으며, 5m 이격된 지점에서는 2m/sec로 급격하게 유속 강도의 저하가 발생하고 있음을 볼 수 있다. 블로어 출구로부터 후방으로 이격된 거리별 속도 변화는 Table 2에 제시된 바와 같다.

Table 2. The velocity at each location from blower's exit

Location from the nozzle	Velocity
0.4m	20m/sec
1.0m	12m/sec
2.0m	5m/sec
3.0m	3m/sec
5.0m	2m/sec

배기노즐로 가정된 블로어 출구에 스모크 발생장치(smoke probe)를 설치한 후 유동 흐름 현상을 관찰한 결과 블로어 출구의 공기흐름은 10m 지점까지 전파되고 있음을 관찰하였다. 이는 실험공간 내부에 외부 교란 흐름이 없고 내부 공간이 충분히 넓은 곳이기 때문에 유동 흐름에 방해받지 않은 이유일 것으로 판단된다. 실험결과는 작은 출구 유속에도 불구하고 흐름의 영향은 실험에서 이격거리가 5m이나 실제로는 50m 정도의 거리까지 전파될 수 있는 것으로 이해할 수 있으며, 흐름 강도는 이격거리증가에 따라 점차 감소되고 있다.

### 2.1.2 모사 유동에 의한 외부물질(FO)의 거동

배기후류에 의한 외부물질의 거동에 관한 실험에 사용되는 외부물질은 활주로에서 흔히 발생될 수 있는 것들 중에서 작은 돌조각, 시멘트 조각이나 와이어 조각 등으로 선정하였다. Table 3은 실험에 외부물질들의 크기 및 무게에 관한 자료를 나타낸 것이다.

배기후류에 의한 외부 물질의 거동에 관한 실험방법은 Blower 배기구의 중심선 후방 3개 지점(0.5m, 1.0m, 1.5m 지점)에 Table 4와 같은 FO(foreign object)를 배치한 후에 블로어 유속을 35m/sec로 불어주면서 FO 거동을 관찰하는 방식으로 진행하였다. 외부 물질 거동의 관찰은 비디오 동영상으로 촬영하고 분석하였다. 실험결과는 배출구에서 제일 가까운 곳 0.5m 지점에 위치한 잔돌(small-sized stone)과 시멘트 조각들(A-2, B, C type)은 2.5~3.5m까지 이동하였다. 와이어는 약간의 움직임은 있었으나 움직인 거리가 10cm 이내였다. 이는 와이어의 형상 특성상 바람의 저항을 작게 받기 때문으로 판단된다. 이 실험에서 다른 물체에 비하여 상대적으로 무겁고 바람의 영향성이 작은 형상인 볼트, 너트 및 와셔(washer)는 거의 이동하지

Table 3. Types and characteristics of foreign objects

Types	Dimension and specification			
Stone or cement debris	A-2 (mm)	A-1 (mm)	B (mm)	C (mm)
	6 × 5 × 2	6 × 5 × 3.4	8 × 7 × 2	11 × 8 × 2
	0.127g	0.182g	0.164g	0.348g
Metal pieces	Bolt, Nut, Washer	Inner dia(meter) × outer dia × thickness		
		15 × 10 × 1mm = 1.2g 10 × 6 × 8mm = 2.16g 9 × 15mm = 2.16g		
Wires	Diameter of wire: 1mm	Length (mm)		Weight (g)
		20		0.1
		10		0.05
		5		0.03
		2		0.019

Table 4. Distributed locations and types of foreign objects in the field

Types	Distance from exit nozzle			Remark
	0.5m	1.0m	1.5m	
Stone or cement debris	A-2	A-2	A-1	Index
	c	b	a	
	d	c	d	
Metal pieces	Bolt, nut, washer			
Wires	Wire pieces			

않았다. 위치 1.0m 지점에서조차 첫 번째와 유사한 경향을 보였다. 위치 1.5m에 위치한 FO들은 약간의 미동은 있었으나 움직임은 거의 관찰되지 않았다. 이 실험 결과는 일반적으로 유추할 수 있는 것처럼 배기후류의 강도는 배기구 인접 후방지역이 영향이 가장 크다는 것을 말해주며 거리가 증가될수록 영향이 급격하게 감소됨을 보여주고 있다고 할 수 있다. 이러한 경향은 항공기 주기장과 같은 곳에서도 발생할 수 있으며 배기구의 출구로부터 거리가 멀어질수록 후류의 영향은 감소하게 되는데, 이는 유동 에너지의 감소로 인한 것으로 자연적인 결과이다.

## 2.2 주기장에서 항공기 후류실험

실제 항공기의 제트 후류가 이물질의 이동에 미치는 영향을 실험하기 위해서는 유동흐름 가시화를 통하여 그 흐름의 경향성을 우선적으로 확인하는 것이 필요하다. 흐름의 가시화는 필드에서 진행되므로 연막탄을 이용한 항공기 후류 유동흐름 가시화를 해보면서 항공기(F-5E) 출력 및 바람 방향이 외부물질에 미치는 영향을 측정하였다. 필드에서 이루진 실험은 바람의 방향에 많이 좌우될 수밖에 없지만 이를 완전하게 통제하는 것은 실내가 아니므로 거의 불가능하다. 이 때문에 정확한 상태를 파악하는 것이 어려웠으며, 실험 결과에 약간의 오차를 수반할 수밖에 없다.

항공기 제트후류가 이물질에 미치는 영향을 평가하기 위하여 항공기 전방과 후방에서 유속분포를 측정하였다. 다양한 형태의 외부물질은 정해진 위치에 배치한 후에 제트 후류의 영향을 평가하였다. 평가는 배기구 후방으로부터 다양한 이격 위치에 놓인 FO의 거동상태를 영상으로 촬영한 후에 이를 분석하여 후류가 영향을 미치는 범위 및 거리에 대한 영상 및 속도분포를 획득하였다.

### 2.2.1 항공기 제트후류 흐름 가시화

필드에서의 제트후류에 대한 유동가시화는 약간의 어려움이 있다. 그 이유는 제트 후류에 근접하는 것 자체가 불가능하고, 아울러 균일한 흐름가시화를 만들어 낼 수도 없기 때문이다. 본 실험 연구에서는 군용 연막탄(청색, 적색, 노란색)을 사용하여 일부 구역에서 제트 후류의 이동특성을 파악해보고자 실험하였다.

실험 방법은 항공기 배기구 중심선 후방 두 곳(10m, 20m 지점)에 연막탄을 배치하였다가 엔진 파워를 idle 상태에서부터 60%로 증가시킨 후 연막탄을 터트려 배기가스에 의한 연막탄의 분포형태로 항공기 후류를 관찰하는 방법을 적용하였다. Fig 3(a)는 배기후류의 유동분포를 시뮬레이션하기 위해 사용한 실험방법을 제시한 것이다.

연막탄을 이용한 항공기 제트후류의 유동을 관찰한 결과 유도로 바닥에 배치한 연막탄이 배기가스 유속에 의하여 이동되어 의미있는 유속흐름을 관찰할 수 없었다. 이러한 문제점을 보완하기 위해 바닥에 무거운 철판을 놓고 그 위에 연막탄을 철판으로 묶어 굴러다니지 않도록 조치한 후에 유동흐름가시화 시험을 수행하였다. 그러나 비행장에 상존하는 바람이 항공기 측면으로 2-3m/sec 정도 작용하여 흐름의 방향이 변화되었

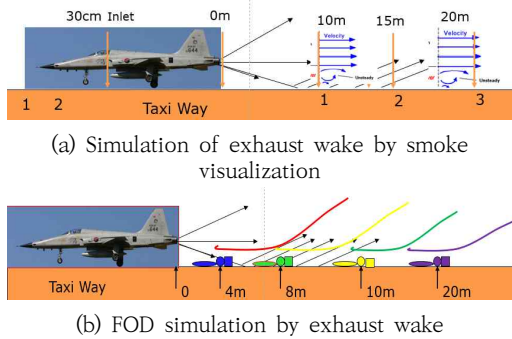


Fig. 3. Jet wake turbulence and experimental setup positions of foreign objects

으며, 이로 인해 직후방에서 흐름의 영향 관찰에 다소 어려움을 겪었다. 이는 실제 활주로 인근에서 후류가 바람의 영향으로 인하여 원하지 않는 방향으로 이동될 수 있음을 알려주는 의미있는 관찰이라 할 수 있다. 마지막으로 연막탄을 유동속도 측정용 지지대의 1.5m 높이에 고정 설치한 후 항공기 배기구 후방 10m에 위치시킨 후 엔진 파워를 60%와 70%에 세팅하고 후류 유동상태를 관찰하였다. 이때 배기구 높이 수준 위치에 있는 연막탄의 공기 흐름은 항공기 뒤쪽과 측면 쪽에서 불어오는 바람과 섞여 위쪽으로도 상승하는 것을 관찰하였다. 후방쪽으로 길게 진행되는 흐름은 연막탄의 연기가 사라져 관찰할 수가 없었지만 흐름의 영향은 후방 인근의 잡초들의 움직임으로 확인할 수 있었으며, 항공기 주변에서 발생하는 바람방향에 따라서 어느 방향으로나 영향력이 미치는 것을 알 수 있었다. 따라서 실제 필드에서는 흐름의 영향에 의한 외부 물질의 이동이 방향에 관계없이 여러 방향으로 이동할 수 있다는 것을 의미한다.

### 2.2.2 제트 후류에 의한 외부물질 거동 관찰

Fig. 3(b)는 배기 후류에 의해 발생할 수 있는 FOD에 대한 시뮬레이션 실험방법을 도시한 것이다. 이 실험에서 실제 배기 후류의 영향이 미칠 수 있는 지점을 선정하여 FOD를 발생시킬 수 있는 물체들을 선정하였다. 여기서 사용한 물체들은 현장에서 충분히 발생 가능한 것들이다. 외부물질들로는 와셔(D=10, d=5mm, 무게 1.2g), 볼트(15×4mm, 무게 2.16g), 너트(10×6×8mm, 2.16g) 등을 선정하여 배기구로부터 적절한 이격거리를 두고 배치하였다.

실제 항공기 배기구 중심선 후방 4m 지점, 8m와 10m, 20m 지점에 외부 물질(FO)을 배치하였다. 항공

기 엔진 스로틀 동력을 60% 및 70%로 증가시키면서 외부물질의 거동을 관찰하고 그 움직임을 영상으로 촬영하였다.

실험 결과는 엔진 파워 60%에서는 실험용 외부물질들이 전혀 움직임이 없었다. 이는 외부 물질인 볼트, 와셔 등이 바닥 놓여 바람 방향에 노출되는 전면면적일 작기 때문에 판단된다. 그러나 엔진 파워가 70%로 증가하면서 후방 10m에 있던 볼트 1개는 10cm, 1개는 50cm, 다른 하나는 21m 후방으로 이동되었다. 와셔는 놓여 있던 지점에서부터 10.4m까지 이동되었으며 파워 70%일 때 후방 10m 지점에서 100원짜리 동전(D=24mm, t=2mm, 5.3g)을 배기가스 후류 쪽으로 던졌을 때는 58m 이동하는 것이 관찰되었다. 이러한 관찰 결과 항공기 후류는 파워가 70% 이상이 되었을 때, 후방에 놓여 있는 외부물질이 비록 작고 무거운 것일지라도 이동시키기에 충분한 크기의 후류 강도를 가지고 있다는 것을 의미한다. 또한 부유 상태의 외부물질이 지상에 놓여 있는 이물질보다 훨씬 이동 거리가 커짐을 관찰하였는데, 이는 지면에 있는 상태보다 위쪽 바람의 강도가 강하고 지면에 의한 접촉 저항이 없기 때문이다. 이 결과는 부유상태의 외부물질이 있을 경우 더 쉽게 후방항공기에 이물질이 영향을 줄 수 있음을 판단할 수 있게 해준다. 즉, 부유물체가 후방 항공기에 더욱 용이하게 영향을 미칠 수 있음을 의미한다.

### 2.2.3 엔진 흡입구 유속 강도

엔진 흡입구의 유속 강도는 외부 물질의 흡입 가능성을 판단할 수 있는 요소이다. 엔진 흡입도관 앞에서 흡입 공기 유속의 변화를 측정하기 위해 각 이격위치에 측정기를 배치한다. 측정장치는 프로브 레이크(10port), 공기 압력을 측정할 수 있는 압력측정기(DP 15, 0.8PSID), 24채널 스캐너(rotary scanner), 동력공급장치(power supply), 자료획득장치(data acquisition board(NI usb6009 A/D board), 자료 보관 및 획득용 컴퓨터, 유속측정기(솔로메이트) 등이다.

흡입덕트(intake duct) 입구에서 유속 측정 절차는 엔진의 파워 수준을 idle에서 50%, 60%, 70%로 각각 증가시키면서 흡입구 전방과 배기구 후방에서 압력측정용 프로브 레이크를 배기구 일직선 방향에 설치하여 압력을 측정하여 변환하는 방식이다.

엔진 흡입구 흡입 유속 측정은 해당 항공기 비행 매뉴얼인 기술지시서에 설정된 위험 지역을 참조하여 흡입구 유속 측정하기로 결정하고 이를 위하여 흡입구

전방 6m에서부터 1m 지점까지 각각 공기흡입 강도를 측정하였다. 이들 위치에서의 흐름강도 측정은 유속 측정기의 특성상 흐름유속이 약하게 감지되어 유의미한 값을 측정할 수 없었다. 항공기는 지상에 주기 되어 있으므로 엔진 흡입구에는 안전망이 장착되어 있다. 이러한 안전망의 설치는 유동을 방해하므로 유동 흡입력을 더욱 악화시킬 수밖에 없을 것이며, 유속 측정기의 측정범위 최저한계의 영향이라 판단된다. 따라서, 측정 위치 변경하여 보다 흡입구에 인접하여 측정위치를 결정하는 것이 필요하였다. 2차 측정위치는 엔진 흡입구 전방 30cm 앞에서 유속 측정기로 측정하였다. 이 위치에서 스크린을 장착했을 때 그리고 스크린을 제거한 상태에서 모두 측정하였다.

Fig. 4는 엔진파워를 달리하면서 엔진 흡입도관 스크린 유무에 따른 유속 변화를 측정하여 나타낸 것이다. 파워 및 스크린 여부에 따라 크게 유속이 변화되는 것을 볼 수 있으며, 높이 2m 위치에서 최대 속도를 보이고 있다. 스크린이 없는 경우에는 50% 파워에서도 15m/sec 이상의 유속이 발생되고 있음을 볼 수 있는데, 이는 부유상태의 물체를 충분히 흡입할 수 있는 강도이다. 참고로 15m/sec의 바람은 사람이 지시대 없어서 있기 힘든 바람의 강도이다.

2.2.4. 엔진 배기구 유속 강도

후방 항공기에 FOD를 발생시키는 데 영향을 주는 것은 앞서 가는 항공기의 배기 후류의 영향일 수 있으므로 배기후류의 유속 강도를 직접 측정하는 실험을 진행하였다. 항공기 후방에서 배기 유속의 강도 측정은 평균 배풍 2~3m/sec인 상태에서 이루어졌다. 배풍은 후류의 정확한 유속 측정에 영향을 미칠 수 있다. 후류의 유속 측정은 항공기 엔진의 배기구 후방에서부터 각각 10m, 15m, 20m 위치에서 측정하였다. 유속을 측정하

는 동안 불규칙한 배풍으로 인하여 정확한 유속 측정이 곤란하였으나, 3개 지점에서 배풍이 비교적 적은 순간을 이용하여 유속 측정이 이루어졌다. 측정값에는 배풍의 영향이 어느 정도 포함되어 있음을 간과할 수 없다. Table 5는 엔진흡입구 유속측정 결과를 나타낸 것이다.

Fig. 5는 유속 측정용 프로브 레이크의 모습을 나타낸 것이다. 이 장치는 프로브를 20cm 간격으로 10개를 평행하게 설치하여 유속분포 측정이 가능하다. 프로브에서 측정된 압력으로부터 프로브 위치에서의 유속을 계산하였다.

Fig. 6은 항공기 후방에서 측정된 유속분포를 높이

Table 5. Velocity distribution at the front of engine intake

Engine power	50%		60%		75%	
	On	Off	On	Off	On	Off
Velocity (m/s) at intake front area	6.3	14.9	10.3	15.6	14.3	26.3
	6.6	15.1	10.8	17.9	15.3	
	7.1	18.2	11.2	18.2	17.5	
	9.5	16.3	12	19.5	16	
	9.3		12	19.2	13	
	9.2		12.6	15.8		
	8.5			18.1		
			21.1			
Power (%)	Mean value in speed(m/s)					
50	8.1	16.1				
60			14.5	18.2		
75					15.2	26.3

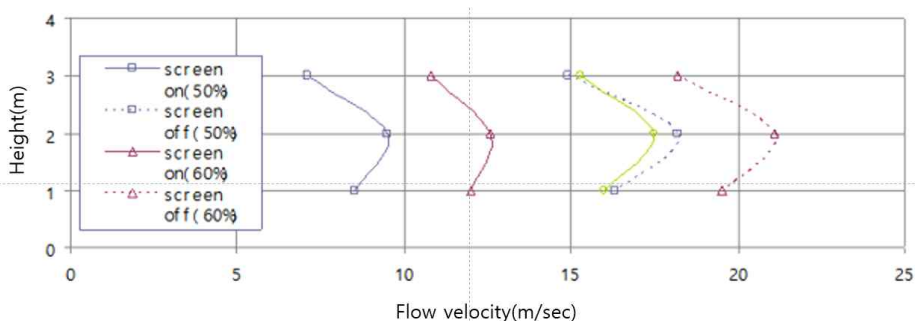


Fig. 4. Flow velocity at the front of intake duct with screen on/off at the power 50% and 60%

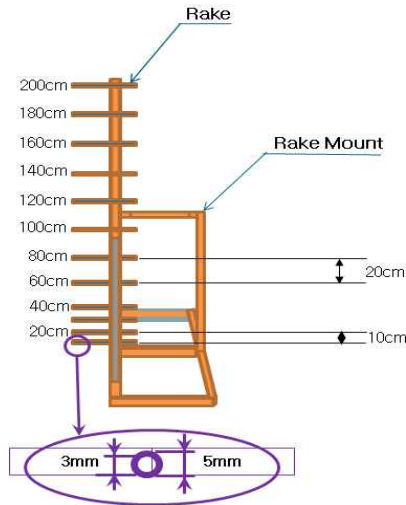


Fig. 5. The probe rake for measuring flow velocity

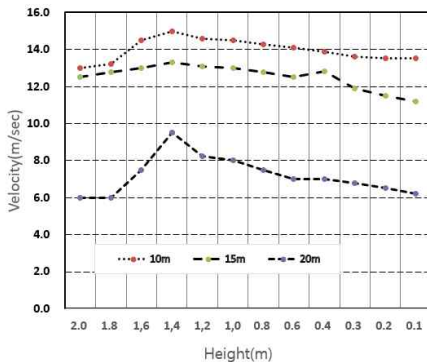


Fig. 6. Exhaust velocity distribution with the height

에 따라 나타낸 것이다. 이 결과는 배기구 높이인 1.4m 근처에서 강한 후류가 측정되고 있음을 볼 수 있다. 이 결과로부터 15m 이내에 있는 외부 물질은 모사실험 결과를 근거로 볼 때 부유 이동이 가능한 유속 강도가 발생됨을 알 수 있다. 배기구에 가까워지면 6-15m/sec의 큰 풍속이 작용하고 있음을 알 수 있다. 이러한 유속의 강도는 모사실험 및 필드실험의 결과를 근거로 판단할 때 FOD를 후방으로 이동 가능하며, 이는 후방 항공기의 흡입구에도 유입될 수 있을 것이라는 것을 예측하게 해준다. 왜냐하면 Fig. 4에서 볼 수 있듯이 항공기가 유도도에서 이동할 때의 50-60% 쓰로틀상태에서 중심부 흡입유속이 약 13m/sec로부터 22m/sec에 이르기 때문이다.

Fig. 7은 전방 항공기의 배기 후류가 후방에 배치된

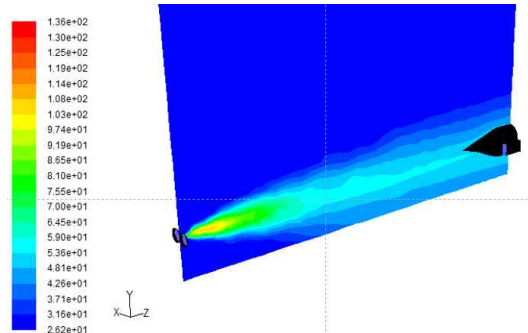


Fig. 7. Contours of velocity distribution(m/s); [Distance between two aircrafts:13m, moving speed 10m/s]

항공기 기수까지의 유동형태와 유속 분포 전산해석한 결과를 보여준 것으로, 분포색상과 모양은 유속의 강도와 분포형태를 나타낸다. 이 그림에서 앞선 항공기의 배기후류가 13m 이격된 후방항공기의 기수까지 50m/sec의 크기로 영향을 미치는 것을 확인할 수 있는데, 이는 전방 항공기의 후류에 의해 부유된 외부물질이 후방항공기의 공기흡입구로 유입이 가능하다는 것을 의미하는 것이다.

### III. 결 론

항공기 배기 후류의 영향을 분석하기 위해서 실험적 모사 실험 방법으로 배기 후류의 강도와 분포 패턴을 예측하고 필드 실험을 수행한 결과, 다음과 같은 결론을 얻었다.

항공기의 배기후류는 아주 강한 속도분포가 형성되므로 후류에 어떤 형태의 외부 물질이 노출될 경우 풍압의 영향에 의해 부유되거나 흐름방향으로 이동되는 것이 불가피할 것이다. 또한 외부 물질의 형태에 따라서는 부유되어 먼 거리로 이동할 수 있다. 이는 배기구 후방에 위치하여 뒤따르는 항공기의 엔진 흡입구로 유입될 수 있다는 확인할 수 있었다. 본 논문에서는 후류에 의한 지상 이물질의 이탈에 어떻게 발생되어 영향을 미치는가를 필드실험을 통하여 최종 확인하였다. 그 결과 강한 배기 후류로 인하여 외부 물체는 그 형태에 관계없이 FOD를 발생시킬 수 있다.

본 연구는 항공기 제트후류에 대한 모사실험과 실제 항공기의 후류의 영향에 대해 실험적으로 확인해 본 것으로, 외부 물질의 형성과 이동에 대한 이해를 증대시킬 수 있었다. 외부물질의 이동패턴에 대한 정확한

이해는 주기장 및 유도로에서 빈번하게 발생될 수 있는 FOD 물질에 의한 항공기의 엔진 손상을 예방하는데 도움이 될 수 있을 것이다.

### References

1. Northrop, Support Information Part I, "UASF Series F-5E Aircraft(TO 1F-5E-2-12-1)", Feb. 2006.
2. Lewis A. R., and Floyd B. G., "Ingestion of foreign objectives into turbine engines by vortices", NASA TN 3330, Feb. 1955.
3. Walker, R. E., Stone, A. R., and Shandor, M., "Secondary gas injection in a conical rocket nozzle," AIAA Journal, 1, 1963, pp.334-338.
4. Rossow, V. J., and Brown, A. P., "Effect of jet-exhaust streams on structure of vortex wakes", Journal of Aircraft, 47(2), 2010, pp. 1076-1077.
5. Ciffone, D. L., and Pedley, B., "Measured wake-vortex characteristics of aircraft in ground effect", Journal of Aircraft, 16(2), 1979, pp.102-109.
6. Garnier, F., Brunet, S., and Jacquin, L., "Modelling exhaust plume mixing in the near field of an aircraft", Annales Geophysicae, 15(11), 1997, p.1468.