Technical Paper

DOI: http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2013.18.3.062

# 후기연소기 장착 터보팬엔진의 배기노즐 개념연구

최성만<sup>a,\*</sup> · 명노신<sup>b</sup> · 김원철<sup>c</sup>

# Conceptual Study of an Exhaust Nozzle of an Afterburning Turbofan Engine

Seongman Choi<sup>a,\*</sup> · Rhoshin Myong<sup>b</sup> · Woncheol Kim<sup>c</sup>

<sup>a</sup>Aerospace Engineering Department, Chonbuk National University, Korea
<sup>b</sup>Aerospace Engineering Department, Gyeongsang National University, Korea
<sup>c</sup>7th R&D Institute-2, Agency for Defense Development, Korea
<sup>\*</sup>Corresponding author. E-mail: csman@jbnu.ac.kr

### ABSTRACT

This paper presents a preliminary study of a convergent divergent nozzle in an afterburning turbofan engine of a supersonic aircraft engine. In order to design a convergent divergent nozzle, cycle model of a low bypass afterburning turbofan engine of which thrust class is 29,000 lbf at a sea level static condition is established. The cycle analysis at the design point is conducted by Gasturb 12 software and one dimensional gas properties at a downstream direction of the turbine are obtained. The dimension and configuration of an model turbofan engine are derived from take-off operation with wet reheat condition. The off-design cycle calculation is conducted at the all flight envelope on the maximum flight Mach number of 2.0 and maximum flight altitude of 15,000 m.

## 초 록

초음속 항공기의 추진기관으로 이용되는 후기연소기 장착 터보팬 엔진의 축소-확대 노즐에 대한 예비 연구를 수행하였다. 이를 위하여 지상정지 표준 대기에서 29,000 lbf 급의 추력을 발생시키는 저 바이패 스비를 가진 후기 연소기 장착 터보팬 엔진에 대한 사이클 모델을 설정하였다. 설정된 모델 엔진을 이 용하여 Gasturb 12 소프트웨어로 설계점에 대한 성능해석을 수행하여 터빈 후방에서의 일차원 유동특성 을 얻을 수 있었다. 항공기 이륙시의 최대추력 조건으로부터 바이패스 덕트와 코어엔진에서 흐르는 가 스유동으로부터 엔진의 크기 및 형상에 대한 기본제원을 도출하였다. 탈 설계점 성능해석은 최대 비행 마하수 2.0, 최고 비행고도 15,000 m로 운용되는 항공기의 다양한 운용조건에 대하여 수행하였다.

Key Words: Supersonic Aircraft(초음속 항공기), Afterburning Turbofan Engine(후기연소기 장착 터 보팬 엔진), Convergent Divergent Nozzle(축소확대 노즐), Cycle Analysis(싸이클해석)

Received 21 December 2013 / Revised 6 May 2014 / Accepted 14 May 2014 Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

#### Nomenclature

A<sub>8</sub> : Nozzle Throat Area

A <sub>9</sub>	: Nozzle Exit Area
В	: Blockage
Con/Di	: Nozzle Convergent/Divergent
$D_8$	: Throat Diameter
D <sub>9</sub>	: Nozzle Exit Diameter
HPC	: High Pressure Compressor
HP	: High Pressure
HPT	: High Pressure Turbine
LPC	: Low Pressure Compressor
LP	: Low Pressure
LPT	: Low Pressure Turbine
OPR	: Overall Pressure Ratio
Р	: Total Pressure
R	: Gas Constant
std	: Standard
Т	: Total Temperature
W	: Mass Flow Rate

# 1. 서 론

항공기 추진기관에서 방사되는 적외선 신호를 감소하는 것은 항공기 생존성 향상의 핵심기술 중 하나로 인식되고 있다[1]. Mahulikar 등[2]은 항공기에서 적외선 신호의 주요원인을 분석한 바 있고, Sonawane 등[3]은 적외선 유도 미사일 에 대한 항공기의 생존성에 대한 연구를 수행한 바 있으며, 항공기의 적외선 신호는 고온배기가 스에 의해 3 ~ 5 μm 파장대와 저온배기가스에 의한 8 ~ 12 μm 파장대에서 주로 추적되고 있 는 것으로 알려져 있다. Go 등[4]은 비행조건에 대한 항공기 배기 플룸의 적외선 신호 특성에 대한 수치해석 연구를 수행하여, 2.8 ~ 4.3 μm 파장대의 CO<sub>2</sub> 에 의한 방사, 6 ~ 7 μm 파장대 의 H<sub>2</sub>O에 의한 방사가 관찰됨을 제시 하였다.

이러한 연구에서 적외선 방사특성은 항공기 추진기관의 작동 및 배기가스 특성에 의해 크게 의존됨을 알 수 있으며, 결국 추진기관의 특성에 대한 선행적인 이해가 필수적인 요소로 대두되 고 있음을 알 수 있다. 이러한 항공기 적외선 신 호에 대한 특성을 이해하고 적외선 신호의 크기 를 줄이기 위한 연구를 수행하기 위해서는 실물 추진기관을 이용하여 해석 및 실험을 수행하는 것이 가장 이상적인 방법이나, 국내에서는 아직 항공기에 탑재된 엔진의 성능 및 이에 대한 정 확한 엔진모델을 알기 어려운 것이 현실이다.

따라서 가상의 엔진모델을 수치적으로 생성하 여 다양한 연구에 활용하고 있으며, 이러한 엔진 성능해석은 NASA에서 개발한 NPSS(Numerical Propulsion System Simulation)[5], Boeing 사에 서 개발한 ESAY5[6], 그리고 GSP[7] 및 Gasturb[8] 등의 프로그램들이 주로 이용되고 있 다. 이중 Gasturb 의 경우 사용 환경이 쉽고, 다 양한 엔진모델에 대한 해석이 가능하며, 설계점 에 대한 성능해석 후 1차원 기하학적 형상도출 이 가능하며, 다양한 항공기 운용영역에서의 탈 설계점 계산이 가능한 특징이 있다[9, 10]. 국내 에서는 Choi 등[11]이 F100-PW-229 터보팬 엔진 에 대한 성능해석을 Gasturb 11 을 이용하여 연 구를 수행한 바 있으며, Kong 등[12]의 경우 중 형항공기급 터보팬 엔진인 BR715-56 엔진에 대 한 성능모사 연구를 수행한 바 있다. 이러한 연 구는 엔진 성능해석 관점에서 수행되었고, 기하 학적 형상정보와 열역학적 물리량에 대한 관계 설정은 이루어지지 않은 것으로 파악된다.

현재 Kim 등[13] 및 Moon 등[14]에 의해 국내 에서 항공기 추진기관에서 방사되는 플룸의 적 외선 특성연구가 활발하게 진행되고 있다. 엔진 에서 방사되는 적외선 감소를 위한 방법 중 하 나로 엔진 배기구의 형상 변경이 중요한 요소로 판단되고 있다. 하지만 이러한 연구에서 초음속 축소 확대노즐의 기하학적 형상 및 상응하는 배 기가스의 공기-연료 혼합비 등의 열역학적 특성 을 적절하게 적용하지는 못하여 실용적인 의미 가 제한적이다. 따라서 본 연구에서는 최신 초음 속 항공기인 F-35 등의 운용영역과 유사한 조건 을 설정하고 연구를 진행하였다. 즉 최대 비행 마하수 2.0, 최대고도 15,000 m에서 운용이 가능 한 가상의 초음속 항공기를 설정하고, 이러한 요 구조건에 부합되는 엔진모델을 설계하여, 후기연 소기가 포함된 후방 배기노즐의 기하학적 제원 과 작동조건을 도출하고자 한다. 엔진 모델로서

는 후기연소기가 포함된 저 바이패스 터보팬을 설정하였으며, Gasturb 12 엔진해석 프로그램을 사용하여 설계점 및 탈 설계점에 대한 성능해석 을 수행하고자 한다. 최대 비행 마하수 및 최대 비행고도 영역 내에서의 다양한 항공기 작동조 건에 대한 엔진 해석결과로부터 엔진내부의 각 종 물리량에 대한 1차원 정보를 산출하고, 이로 부터 후기연소기를 포함하는 초음속 축소-확대 노즐의 기하학적 제원을 도출 하고자 한다.

# 2. 본 론

#### 2.1 설계점 해석

후기연소기를 가지는 약 29,000 lbf 추력급 터 보팬 엔진의 모델을 만들어내기 위해서 사용한 주요 구성품의 제원은 Table 1에 제시되어 있다. 이때 사용된 데이터는 Mattingly 등[15]이 제시 한 값을 참고하여 사용하였으며, 설계점은 지상 정지 표준온도조건에서 후기연소기를 작동할 경 우로 설정하였다. 바이패스비는 0.36, 터빈입구온 도는 1,689 K, 후기연소기의 작동온도는 2161.11 K로 설정하였다.

축소확대 노즐의 면적비는 설계점에서 1.2로 설정하였으며, 비행속도에 따른 최대한의 엔진성 능을 확보하기 위하여 Fig. 2와 같이 비행 마하 수에 따라 노즐 면적비가 변동하도록 설정하였 다. 이때 노즐의 면적비는 노즐 목면적에 유량계 수를 반영한 유효노즐 목면적(A<sub>8</sub>)과 노즐 출구면 적(A<sub>9</sub>)의 비로 정의된다.

엔진 해석을 위한 엔진의 기본 형상 및 주요 부품의 배치 및 위치정의는 Fig. 1과 같다. 이 때 ⑧번은 노즐 목에서의 위치이며, ⑨번은 노즐 출구 면에서의 위치를 나타낸다.

설계점에서의 성능해석결과 추력은 129.63 kN (29,142 lbf), 비연료소모율(TSFC) 55.069 g/(kN\*s) (1.944 lb/(lbf hr))로 계산되었다. 이 결과는 Pratt Whitney사의 F100-PW-229 엔진, GE의 F110-GE-129 및 Lyulka의 AL-31MF와 후 기연소기 작동(Wet) 및 비작동(Dry) 조건의 추력 과 유사함을 Table 2에서 알 수 있다. 또한 본

Item	Quantity	Unit
By Pass Ratio	0.36	
Inlet Corrected Flow	112.49	kg/s
Isentropic Inner LPC Efficiency	0.84	
Inner Fan Pressure Ratio	3.8	
Isentropic Outer LPC Efficiency	0.78	
Outer Fan Pressure Ratio	3.8	
Nominal LP Spool Speed	14,600	rpm
Isentropic HPC Efficiency	0.83	
HP Pressure Ratio	8.5	
Nominal HP Spool Speed	22,800	rpm
Burner Efficiency	99.95	%
Burner Pressure Ratio	0.97	
Turbine Inlet Temperature	1,689	K
Isentropic HPT Efficiency	0.83	
Isentropic LPT Efficiency	0.88	
After Burner Exit Temperature	2161.11	K
After Burner Efficiency	0.9	
Fuel Heating Value	43.124	MJ/kg
Power Offtake	50	KW
Con/Di Nozzle Area Ratio	1.2	Wet





# c : HPT Cooling 5 % , d : Handling Bleed 0 %

Fig. 1 Engine component layout.



계산의 공기유량(Airflow)이 비교엔진과 유사한 값을 가지고 있음을 알 수 있다.

설계점에서의 엔탈피-엔트로피 선도는 Fig. 3 에 제시되어 있으며, 엔진 주요위치에서의 유동 마하수, 정압, 전온도 분포가 Fig. 4에 제시되어 있다.

Table 1에 명시된 엔진 구성품의 등엔트로피 효율, 압력손실 등의 성능데이터를 이용하여 엔 진 주요 구성품 전 후 위치에서의 1차원 단열과 정에 대한 사이클 계산을 수행하여 온도, 압력, 유량 등의 열역학 물리량을 얻을 수 있었다. 이 때 비열, 엔탈피 등의 가스 물성치는 온도의 함 수로 주어지며, 연소 시 발생되는 CO<sub>2</sub> 와 H<sub>2</sub>O 는 가스 조성으로 고려하였다. 이 결과는 Fig. 4 에 제시되어 있으며, 설계점에서 엔진 노즐출구 에서의 가스 마하수는 약 1.5 정도임을 알 수 있 고, 이때 가스의 속도는 1,167 m/s, 정압은 84.8

Table 2. Engine performance comparison.

Enviro	Thrust(lbf)		SFC(lb/lbf h)		Airflow	ODD
Engine	Dry	Wet	Dry	Wet	(lb/s)	OPK
Model	18,086	29,142	0.747	1.944	248	32.3
F100-PW -229[15]	17,800	29,000	0.74	2.05	248	32.4
F110-GE- 100[15]	18,330	28,620	1.47	2.08	254	30.4
AL-31F M[16]	17,857	29,320	0.67	-	243	23.0



Fig. 3 Enthalpy entropy diagram.

kPa 정도이다. 이러한 주요 구성품 전후의 열역 학적 데이터를 이용하여 1차원 유로면적을 계산 할 수 있으며, 직경 약 1,000 mm, 길이 5,900 mm 정도의 엔진 기본형상을 도출하였으며, Fig. 5에 제시되어 있다.

엔진의 배기부는 저압터빈(LPT)의 후방과 바 이패스덕트가 만나는 믹서(Mixer)와 후기연소기 그리고 축소확대 노즐로 구성된다. 각 위치에서 의 직경은 가스 물성치에 의해 결정되며, 특히 믹서후방에서의 직경은 안정된 후기연소를 위하 여 마하수 0.247이 되도록 직경을 정하였다. 축 방향 길이는 각 부분에서의 길이 대 입구 측 직 경의 비로 결정할 수 있다. 코어엔진과 바이패스 가 만나는 믹서의 경우 직경 대 길이비는 0.5, 후기연소기의 경우 1.7, 축소노즐의 경우 0.35, 확대노즐부의 경우 1.2로 설정하였으며, 해석결 과 얻어진 엔진 배기부 및 축소-확대 노즐의 형



Fig. 4 Mach number, static pressure and total temperature with station number.



Fig. 5 Engine overall layout.



Fig. 6 Engine exhaust system layout.



Fig. 7 Vee-gutter configuration.

상은 Fig. 6에 제시되어 있다. 엔진 입구 직경은 935 mm, 엔진 전체 길이는 5,865 mm, 노즐 목 의 직경(D<sub>8</sub>) 은 780 mm, 노즐 출구의 직경(D<sub>9</sub>) 은 854 mm 이다.

엔진의 터빈 후방에 위치한 후기연소기의 경 우 화염 안정화를 위하여 Vee-gutter를 장착하게 되며, 노즐 유동에 큰 영향을 주게 되므로 형상 크기에 대한 기본 정보가 필요하게 된다. 본 연 구에서는 기본형상 설계를 Mattingly[15]가 제시 한 방법을 이용하여 크기를 구하였다. 이때 Vee-gutter의 기본형상은 Fig. 7에 제시되어 있으 며 높이는  $D_v$ , 반각은  $\theta$ 로 정의한다. Vee-gutter 에 의해 발생되는 재순환 영역의 크기를 Wv라 고 하면 노즐 입구인 7번 위치에서의 높이(H)와 의 비에 대한 경험식이 Eq. 1과 같이 주어진다. 이때 B는 흐름을 방해하는 역할계수(Blockage) 이며 W<sub>V</sub>/H로 표시된다. 경험적으로 W<sub>V</sub>/H는 0.3 ~ 0.5의 값을 가진다[15]. 본 연구에서는 Wv/H를 0.4로 선택하고, 0의 경우 가장 많이 이용되는 15°로 선택하였으며[15], 이 경우 B=0.314의 값 을 얻게 되며, 이를 이용하여 Vee-gutter의 형상 을 결정 할 수 있었다.

$$\frac{W_V}{H} \cong B + (1 - \sqrt{B}) \sqrt{Bsin(\frac{\theta}{2})}$$
(1)

2.2 탈 설계점 해석

탈 설계점 해석은 설계점에서 성능해석 수행



Fig. 8 Flight envelope.

결과 얻어진 엔진의 1차원 기하학적 제원을 동 일하게 유지한 상태에서 Fig. 2의 가변노즐의 면 적변화를 항공기 운용영역에 따라 적용한다. 이 때 가상의 항공기는 최고 비행 마하수 2.0, 최고 고도 15,000 m로 설정하였다. 따라서 비행영역은 주어진 최고 마하수 및 고도의 허용 가능한 범 위 내에서 결정된다. 이때 항공기가 주어진 고도 를 비행할 때 해면비행에서와 동일한 동압을 유 지하여야 하는 최소와 최대의 속도 한계 영역이 존재하게 되며, 이를 유효비행속도(EAS, Equivalent Air Speed)라고 한다. 따라서 최대고 도 15,000 m, 속도 마하 2.0, 최소 EAS 370 km/h, 최대 EAS 1,390 km/h, 이륙고도 3,048 m의 5개의 한계치내에서 비행영역을 설정할 수 있다. 탈 설계점 해석시 압축기 및 터빈 맵은 Gasturb 에서 제공하는 표준맵을 스케일하여 사 용하였다.

Fig. 8은 이러한 비행영역 내에서 탈 설계점 해석을 수행한 결과로서 그림에서의 기호 T<sub>41</sub> 은 터빈입구온도를 나타내며, N<sub>L</sub>은 저압스풀의 회 전수를 나타내며, N<sub>L</sub>/√T는 보정된 저압스풀의 회전수를 각각 나타내며, 엔진작동이 각각의 비 행조건에서 터빈입구온도, 저압스풀 회전수, 보 정된 저압스풀 회전수에 의해 제한됨을 나타낸 다.

이러한 비행영역에서의 엔진작동을 LPC(Low Pressure Compressor) 작동선도에 Fig. 9와 같이 도시하였다. 모든 작동조건에서 Surge Margin은



Fig. 9 Engine operating line at LPC map.

약 19 ~ 31%정도로 나타났다. 이때 보정유량 (Corrected Flow)은 다음 Eq. 2와 같이 정의된다.

$$W_{corr} = \frac{\sqrt{\frac{R \times T}{R_{std} \times T_{std}}}}{\frac{P}{P_{std}}}$$
(2)

비행영역 내에서 계산된 각 위치에서의 가스 유동 물성치로부터 노즐 목면적(A<sub>8</sub>) 및 출구면적 (A<sub>0</sub>)의 변화를 계산할 수 있으며, 이로부터 각 비행조건에서의 축소-확대노즐의 기하학적 형상 을 도출 할 수 있다. 지상이륙조건에서 후기연소 기의 작동 여부에 따른 노즐 목 및 출구에 대한 온도, 압력 및 노즐 면적이 Table 3에 제시되어 있고, 이때의 노즐 형상이 Fig. 10에 제시되어 있다. 지상에서 이륙 시 후기 연소기의 작동 유 무에 따라 배기노즐의 직경은 크게 변화됨을 알 수 있다. 이것은 가스 유량은 두 가지 경우 큰 차이가 없으나 후기연소기 작동에 따른 가스온 도가 2,143 K와 883 K로 크게 차이가 나기 때문 이다. 즉 노즐 목에서 유동이 초킹되어 마하수 1 에 도달하여야 하므로 이를 만족하기 위해서 후 기 연소기 작동 시 노즐출구 면적은 후기 연소 기가 작동하지 않는 경우에 비해 약 1.8배 정도 로 커져야 함을 알 수 있다.

비행고도 5,000 m에서 마하수 0.9로 순항 시와 마하수 1.5로 초음속 비행 시의 엔진 노즐 노즐 목 및 출구에 대한 온도, 압력 및 노즐 면적이

Flight Mach No.	After Burner	Altitude (m)	Item	Units	Nozzle Throat (8)	Nozzle Exit (9)
			Mass Flow	kg/s	119	119
			Total Temperature	К	2143	2143
			Static Temperature	К	1900	1657
			Total Pressure	kPa	297	297
	on	0	Static Pressure	kPa	164	85
			Area	m <sup>2</sup>	0.477	0.573
			Diameter	mm	780	854
0			Mach Number		1.0	1.5
-		0	Mass Flow	kg/s	114	114
			Total Temperature	К	883	883
c			Static Temperature	К	754	628
	."		Total Pressure	kPa	322	322
	011		Static Pressure	kPa	173	86
			Area	m <sup>2</sup>	0.263	0.316
			Diameter	mm	579	635
			Mach Number		1.0	1.5





(a) After Burner On



(b) After Burner Off



Table 4에 제시되어 있고, 이때의 노즐 형상이 Fig. 11에 제시되어 있다. 이때 순항 비행 시는 후기연소기의 작동을 하지 않는다고 가정 하였 다. 배기가스 유량은 각각 99 kg/s와 138 kg/s 로 약 1.4배 정도 차이가 남을 알 수 있으며, 배 기노즐의 출구 직경은 635 mm와 1,100 mm로 배기노즐 면적은 3배 정도 초음속 비행이 아음 속 비행보다 커짐을 알 수 있다. 이것은 초음속 비행 시 노즐 목면적 대 출구면적비가 아음속 비행시의 1.2에서 2.0으로 커져서 최적 팽창을 하기위한 조건을 만들기 때문이다.

최고 비행고도인 15,000 m에서 초음속 비행시 마하수 1.5 와 2.0 비행에 대한 엔진 노즐 노즐 목 및 출구에 대한 온도, 압력 및 노즐 면적이 Table 5에 제시되어 있고, 이때의 노즐 형상이 Fig. 12에 제시되어 있다. 배기가스 유량은 각각

Flight Mach No.	After Burner	Altitude (m)	Item	Units	Nozzle Throat (8)	Nozzle Exit (9)
			Mass Flow	kg/s	99	99
			Total Temperature	К	883	883
		5000	Static Temperature	К	753	627
0.0			Total Pressure	kPa	280	280
0.9	011		Static Pressure	kPa	150	75
			Area	m <sup>2</sup>	0.263	0.316
			Diameter	mm	579	635
			Mach Number		1.0	1.5
		on 5000 -	Mass Flow	kg/s	138	138
			Total Temperature	К	2140	2140
			Static Temperature	К	1896	1349
1.5 on			Total Pressure	kPa	345	345
	on		Static Pressure	kPa	191	38
			Area	m <sup>2</sup>	0.475	0.950
			Diameter	mm	778	1100
			Mach Number		1.0	2.1

Table 4. Nozzle exit temperature, pressure and area at flight altitude of 5,000 m.



(a) M = 0.9

D <sub>a</sub> = 778 mm D <sub>g</sub> = 1,100 mm	
--	--

(b) M = 1.5

Fig. 11 Nozzle configuration at flight altitude of 5,000 m.

44 kg/s와 59 kg/s로 약 1.3배 정도 차이가 나 나, 배기노즐의 출구 직경은 1,105 mm와 1,102 mm로 거의 유사함을 알 수 있다. 고도 15,000 m에서 정압은 약 12 kPa으로서 비행마하수 1.5 인 경우 최적 팽창을 할 수 있으나, 비행 마하수 2.0인 경우 노즐 면적의 제한으로 최적 팽창을 하지 못하고 정압이 16 kPa로 다소 높음을 알 수 있다.

#### 3. 결 론

초음속 항공기 추진기관에 이용가능한 후기연 소기가 장착된 터보팬 엔진의 모델을 생성하고, 이로부터 설계점 해석을 수행하여 엔진의 기본 형상을 도출할 수 있었다. 이러한 기본 모델엔진

Flight Mach No.	After Burner	Altitude (m)	Item	Units	Nozzle Throat (8)	Nozzle Exit (9)
			Mass Flow	kg/s	44	44
		15,000	Total Temperature	К	2142	2142
			Static Temperature	К	1901	1358
1.5			Total Pressure	kPa	109	109
1.5	on		Static Pressure	kPa	60	12
			Area	m <sup>2</sup>	0.480	0.959
			Diameter	mm	782	1105
			Mach Number		1.0	2.1
		on 15,000	Mass Flow	kg/s	59	59
			Total Temperature	К	2140	2140
			Static Temperature	К	1897	1351
2.0 on			Total Pressure	kPa	147	147
	on		Static Pressure	kPa	81	16
			Area	m <sup>2</sup>	0.476	0.953
			Diameter	mm	779	1102
			Mach Number		1.0	2.1

Table 5. Nozzle exit temperature, pressure and area at flight altitude of 15,000 m.



(a) M = 1.5



(b) M = 2.0

Fig. 12 Nozzle configuration at flight altitude of 15,000 m.

을 이용하여, 고도, 속도, 이륙고도, 최소 및 최 대 EAS에서의 항공기의 운용영역을 설정하고, 탈 설계점 해석을 수행하였다. 탈 설계점 해석결 과 비행 조건에 따른 배기노즐에서의 압력, 속 도, 유량 등에 대한 물리량을 추출 할 수 있었 고, 이에 따른 축소-확대노즐의 형상변화를 도출 할 수 있었다. 본 연구에서 도출된 터보팬 엔진 의 작동특성, 기하학적 형상, 배기가스의 온도, 압력, 연료혼합비등의 결과는 초음속 항공기의 적외선 감소 등의 연구에서 적외선 신호 계산 및 측정실험에 입력조건으로 이용 될 수 있고, 이를 이용할 경우 보다 실질적인 연구가 가능할 수 있으리라 기대된다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소가 지 원하는 국방 피탐지 감소기술 특화연구센터 사 업의 일환으로 수행되었습니다.

### References

- Ball, R.E., The Fundamentals of Aircraft Combat Survivability Analysis and Design, AIAA Education Series, 2nd Edition, 2003.
- Mahulikar, S.P., Rao, G.A. and Kolhe, P.S., "Infrared Signatures of Low Flying Aircraft and Their Rear Fuselage Skin's Emissivity Optimisation," *Journal of Aircraft*, Vol. 43, No. 1, pp. 226-232, 2006.
- Sonawane, H.R. and Mahulikar, S.P., "Tacktical Air Warface: Generic Model for Aircraft Susceptibility to Infrared Guided Missiles," *Journal of Aerospace Sicence Technology*, Vol. 16, No. 4, pp. 249-260, 2011.
- Go, G.Y., Kim, M.Y. and Baek, S.W., "Effects of Flight Conditions on IR Signature from Aircraft Exhaust Plume," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 16, No. 5, pp. 58-66, 2012.
- Follen, G. and Aubuchon, M., "Numerical Zooming Between a NPSS Engine System Simulation and a One-Dimensional High Compressor Analysis Code," NASA TM-2000-209913, 2000.
- 6. Kang, M.C., Ki, J.Y. and Kong, C.D., "A Study Performance Analysis on of Turbofan Engine using EASY5," The Korean Society for Aeronautical and Space Science 2002 Spring Symposium, pp. 445-448, 2002.
- National Aerospace Laboratory NLR, GSP11 User's Manual, 2011.

- 8. Kurzke, J., *Gasturb* 12 User Manual, www.gasturb.de, 2012.
- Kurzke, J., "Model Based Gas Turbine Parameter Corrections," Proceedings of 2003 ASME Turbo Expo, GT2003-38234, 2003.
- Kurzke, J., "Modeling the Thrust Management of Commercial Airliners," International Symposium on Air Breathing Engine 2013, ISABE-2013-1430, 2013.
- Choi, W., You, H.J. and Lee, I.W., "The Performance Modeling of a Low Bypass Turbofan Engine for Supersonic Aircraft," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 14, No. 6, pp. 79-88, 2010.
- Kong, C.D., Kang, M.C. and Park, G.L., "Study on Component Map Generation and Performance Simulation of 2-spool Separate Flow Type TurbofanEngine using SIMULINL," Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, Vol. 17, No. 1, pp. 70-79, 2013.
- Kim, J.Y., Chun, S.H., Myong, R.S. and Kim, W.C., "Computational Investigation of the Effect of Various Flight Conditions on Plume Infrared Signature," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, No. 3, pp. 185-193, 2013.
- Moon, H., Yang, Y.R., Chun, S.H., Choi, S.M., Myong, R.S. and Cho, T.H., "Computation of Flowfield and Infrared Signature in Aircraft Exhaust System for IR Reduction Design," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 39, No. 7, pp. 652-659, 2011.
- Mattingly J.D., Heiser W.H and Pratt., D.T., *Aircraft Engine Design*, AIAA Education Series, 2002.
- Lambert M., Jane's All the Worlds Aircraft, 1994.