

2D 추력편향 노즐 성능 및 유동 해석

김윤희* · 최성만** · 장현수***

Investigation of the 2D Convergent-Divergent Thrust Vectoring Nozzle

Yoonhee Kim* · Seongman Choi** · Hyunsoo Chang***

ABSTRACT

An investigation of the thrust vectoring nozzle which can be applied to the supersonic variable exhaust system was performed. The maximum mach number of the model aircraft is 1.8 and mission radius is about 400Nm. The cycle analysis are performed at each operating regime of the aircraft and the specifications of the thrust vectoring nozzle were developed. Based upon the requirement of the thrust vectoring nozzle, two dimensional thrust vectoring nozzle were designed and flow analysis was conducted by deflection of the pitch and yaw angle.

초 록

항공기의 초음속 배기노즐에서 피치 및 요 편향과 함께 가변으로 작동하는 추력편향 노즐에 대한 연구를 수행하였다. 최대속도 마하 1.8, 비행 반경 400Nm에 대한 가상의 항공기에 대한 엔진모델을 생성하여, 항공기의 각 작동영역에 대한 사이클 해석을 수행하여 추력편향 노즐의 기본사양을 구성하였다. 이를 바탕으로 2차원 추력편향 노즐을 설계하고, 유동 분석은 피치 및 요각의 편향에 의해 수행되어졌다.

Key Words: UAV(무인기), Thrust Vector(추력편향), Convergent-Divergent Nozzle(수축-확산노즐)

1. 서 론

최신의 항공기 및 무인기의 경우 고기동성, 스텔스성 및 단거리/수직 이착륙 성능이 필수 요구조건으로 부각되고 있으며, 이를 위하여 축대칭 노즐과 유사한 성능을 가지면서도 가변제어

및 추력편향이 가능한 2-D 축소확대 노즐을 이용한 추력편향 기술이 요구되고 있다. 특히 군용 항공기의 배기노즐의 경우 생존성 향상, 후방 동체 항력감소 등을 위하여 2-D 노즐에 대한 활발한 연구가 진행 중에 있다. 따라서 미래 개발 예정인 무인기 및 차기 항공기의 기동성을 높이기 위해 신개념의 2-D 추력편향 노즐에 대한 연구가 필수적이다.

본 연구에서는 초음속 무인기(UAV)에 적용될 엔진을 설계하고, 초음속 무인기 엔진 설계점 및

* 전북대학교 항공우주공학과

** 전북대학교 항공우주공학과

연락처자, E-mail: csman@chonbuk.ac.kr

*** 국방과학연구소

탈설계점을 해석하는 연구를 수행하였다. 또한, 설계된 엔진을 통해 가변 및 추력 편향을 위한 이차원 축소-확대 추력편향 노즐을 설계하였고, 설계된 노즐을 이용하여 Meshless CFD 소프트웨어를 이용하여 유동해석을 수행하였다.

2. 연구 및 수치해석 방법

2.1 엔진 성능 연구

초음속 무인기에 대한 엔진성능연구는 먼저 임무요구조건을 설정하고, 항공기의 성능요구조건 데이터를 작성한다. 이러한 조건으로부터 Constraint 분석을 통해 Thrust loading(T_{SL}/W_{TO})과 Wing loading(W_{TO}/S)의 관계로부터 최적 값을 설정한다. 이때, T_{SL} 은 지상정지조건에서의 최대추력을 의미하며, W_{TO} 는 이륙시의 중량, S 는 날개면적을 의미한다. 분석을 통해 얻은 값을 이용하여 항공기 임무분석을 수행하고, 항공기 엔진의 최종 추력을 계산하게 된다.

여기서 엔진은 After-Burning 터보팬엔진을 적용하였고, 초음속 무인기에 대한 성능특성은 Table. 1에 나타내었다.

Table 1. Performance requirement of UAV

ITEM	Requirement
Payload	1976lb
Takeoff/Landing Distance	3280ft (1km)
Takeoff/Landing Altitude	200ft
Max.Mach Number	1.8M/40kft
Supercruise Requirement	1.5M/30kft
Acceleration	0.8→1.6M/30kft
Sustained g level	$n \geq 5$ at 0.9M/30kft $n \geq 5$ at 1.6M/30kft
Mission radius	400 Nm

2.2 노즐 설계 방법

후기연소기에 적합한 노즐 출구면적은 아음속 부분 추력 작동 시 적합한 노즐 출구면적보다 큰 출구면적을 갖기 때문에, 가변 수축 확산 노즐을 설계가 필요하다. 가변노즐에서 노즐 목면적(A_8)의 결정은 가장 기본적인 요소이다. 가변노즐에서 목면적과 확대부(A_9)는 기계적으로 연결되어 있으므로 노즐 면적비 (A_9/A_8)를 구한 후, 이러한 노즐면적비와 최대 축소각 (θ) 및 최

대 확대각 (α)를 결정한 후 목의 반지름(r_8)과 출구면적(A_9), 출구 반지름 (r_9)값을 순차적으로 계산한다. 노즐 설계 방법은 우선 축대칭으로 노즐을 설계하고 이것을 2차원 사각형 형태의 C-D 노즐로 변환 시켰다. [1]

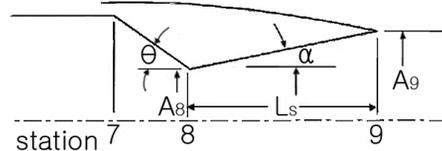
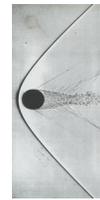


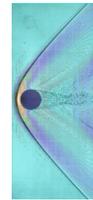
Fig. 1. Nozzle geometry

2.3 수치해석 방법

유동에 대한 수치해석은 무격자 방식의 소프트웨어 X-Flow를 이용하여 수행하였다. 해석 프로그램의 신뢰성을 위하여 마하수 1.53의 구 주위의 유동을 해석하였으며 그 결과 쉘리엔 가시화 결과와 거의 유사한 충격파가 발생함을 확인하였다.



쉘리엔 사진



유동해석 결과

Fig. 2 Comparison of a Schlieren photograph and numerical analysis result

3. 설계 및 수치해석 결과

3.1 엔진 성능 분석 결과

각 구간에서 구해진 엔진의 주요 부품 온도 및 압력은 Super cruise (M=1.5, 30kft) 조건일 때, 대기 전 온도는 557 °R (337K)로 대기 전압력은 16.052 psia 값을 갖는다. 배기노즐의 전 온도는 1824 °R이고, 전압력은 53.833 psia이다. M=1.8의 Max. power 조건일 때는 대기 전온도는 643 °R(357K)의 값과 전압력 15.686 psia 의 값을 갖고, 배기 노즐 전온도와 전압력은 3600 °R과 42.70 psia 의 값을 갖는다.

이 결과를 토대로 엔진의 탈 설계점을 해석하였다. 초음속 무인기에 대한 탈 설계점 해석은 지상정지 조건, Best cruise 조건인 $M=0.9$, 30kft (dry power), Super cruise 조건인 $M=1.5$, 30kft (dry power), 후기연소기 작동시의 최대 속도 $M=1.8$, 40kft 일 때 4가지를 해석하였다. 엔진 최대추력은 18,794 lbf이고 노즐압력비(NPR)는 3.31, 5.76, 12.07, 15.33으로 변화된다.

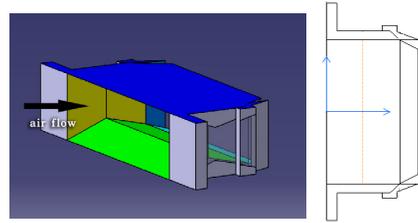


Fig. 4. Thrust vectoring Nozzle $AR=3$, $\frac{l_y}{l_s}=0.33$,

$$\frac{x_s - x_h}{l_s} = 0.67$$

Table 2. Off-design analysis

Parameter	AB, 0ft, M=0.01	30,000ft, M=0.9	30,000ft, M=1.5	40,000ft, M=1.8
Mach Number (free stream)	0.01	0.9	1.5	1.8
Altitude (ft)	0	30,000	30,000	40,000
Pt9/P9 (NPR)	3.312	5.763	12.065	15.326
Thrust (lbf)	18,794	4,756	9,732	14,043

3.2 노즐 설계 결과

위 조건에 따라 추력편향 모델을 Aspect-ratio, Yaw 와 Pitch편향, 피치 힌지 위치등을 고려하여 설계하였다. 피치각은 $\pm 20^\circ$, 요각 $\pm 30^\circ$ 의 변화가 가능한 실험모델을 선정하였다.[2] 노즐의 개략도는 아래 Fig. 3에 도시하였으며, Fig. 4 에 Aspect ratio 3에 대한 노즐 설계예가 제시되어 있다. Table. 3은 노즐 Aspect ratio가 1인 경우 실제 설계노즐을 이차원으로 변환시킨 것과 이것을 목 반경대비 1/16로 축소 설계한 결과를 보여주고 있다.

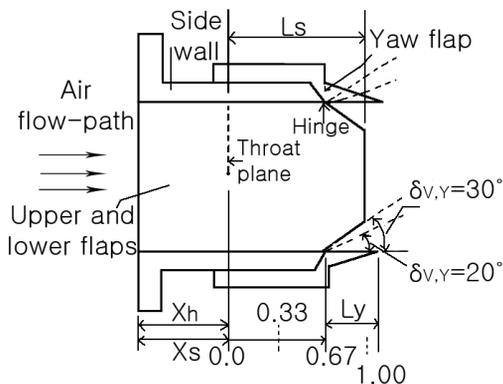


Fig. 3. Nozzle schematic diagram

Table. 3 Nozzle design results

Condition		Take off Acceleration		Best cruise mach	
		real	model	real	model
AR	W/H	1	1	1	1
HAB	in	27.82	1.78	27.82	1.78
WAB	in	27.82	1.78	27.82	1.78
W8	in	27.82	1.78	27.82	1.78
W9	in	27.82	1.78	27.82	1.78
H8	in	14.86	0.92	9.31	0.58
H9	in	17.83	1.11	11.17	0.70
		Super cruise (Mil. power)		Max. Power	
		real	model	real	model
AR	W/H	1	1	1	1
HAB	in	27.82	1.78	27.82	1.78
WAB	in	27.82	1.78	27.82	1.78
W8	in	27.82	1.78	27.82	1.78
W9	in	27.82	1.78	27.82	1.78
H8	in	9.36	0.58	13.88	0.86
H9	in	18.71	1.17	27.76	1.73

H: Height, W: Width

AB: 노즐상류, 8: 노즐목, 9: 배기노즐 출구

3.3 수치해석 결과

본 수치해석에 적용된 경계조건은 노즐 입구에서 Gauge Pressure Inlet 조건, 출구에서 Gauge Pressure Outlet 조건을 적용하였으며, 노즐의 내부를 구성하는 경계조건으로는 단열조건으로 가정하여 수행하였다. 또한 노즐 내부뿐만 아니라 노즐 후방의 외부 유동장에 미치는 영향을 고찰하기 위해 노즐을 둘러싼 외부 유동장을 포함한 계산영역에서의 해석을 전제로 2차원 수치해석을 수행하였다. 작동유체는 공기로 지정하였으며, 각 시험조건에서의 노즐 압력비(NPR)를 이용하여 노즐 상류의 정체온도를 $T_7=300$ K로 가정하고 노즐 후방의 외부유동장의 압력을 대기압으로 설정하여 계산을 수행하였다. 유동은 노즐의 중심축에 대칭이며, $1m^3$ 안에 10^9 의 격자를 생성하여 약 500회의 반복 계산이 수행되었다.

Fig. 4와 Fig. 5는 M=0.01에서 노즐 압력비 3.31일 때와 최대 마하수 1.8일 때의 노즐 압력비 15.33에서의 유동해석을 수행한 결과이다.

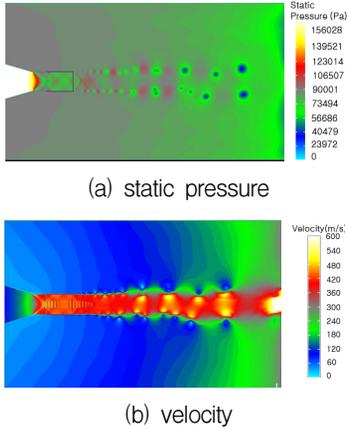


Fig. 5. Flow analysis ($M=0.01$, $AR=1$, $\frac{l_y}{l_s}=0.67$,

$$\frac{x_s - x_h}{l_s} = 0.33)$$

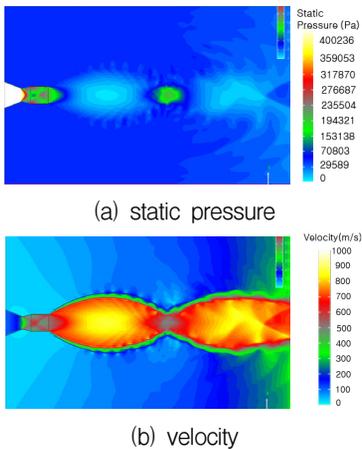


Fig. 6. Flow analysis ($M=1.8$, $AR=1$, $\frac{l_y}{l_s}=0.67$,

$$\frac{x_s - x_h}{l_s} = 0.33)$$

결과 값을 살펴보면, M=0.01일 때에는 낮은 압력비에서 노즐목에서 초킹 현상을 보인다. 확산 노즐을 거쳐 노즐 출구로 배출 되면서 적정팽창을 보인다. 이때 노즐 출구압력은 Fig.5 (a)와 같은 분포를 나타낸다. Fig. 6의 M=1.8인 경우에는 노즐상류의 높은 정체 압력으로 인해 배압

보다 높은 노즐출구 압력이 형성되어 과소팽창 (Under expanded flow) 형태의 유동이 전개된다. Fig. 6 (b)에 속도분포는 대기압 상태에서의 전형적인 초음속 노즐 속도분포를 보여주고 있다.

Fig. 7은 M=1.8인 경우 피치각이 20°로 편향할때의 유동해석을 수행한 결과이다. 추력편향시의 전반적인 유동 특성을 알 수 있다.

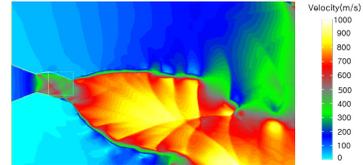


Fig. 7. Flow analysis of pitch angle -20° case

$$(AR=1, \frac{l_y}{l_s}=0.67, \frac{x_s - x_h}{l_s} = 0.33)$$

4. 결 론

초음속 항공기에 대한 요구조건으로부터 After burning turbofan에 대한 성능모델을 확립하였다. 이를 바탕으로 설계점 및 탈설계점 사이클 해석을 수행하여 추력편향노즐을 설계하였다. 또한, 무격자 방식의 수치해석 프로그램을 이용하여 추력편향 노즐의 유동해석이 가능함을 알 수 있었다.

5. 후 기

본 연구는 국방과학연구소 기초연구인 "추력편향노즐 성능해석 및 모델링" 과제의 지원을 받아 수행되었습니다.

이 논문은 국토해양부의 하늘 프로젝트로 지원 되었습니다.

참 고 문 헌

1. Jack D. Mattingly, " Aircraft Engine Design", pp. 419~505
2. J.G. Taylor, " A static Investigation of a simultaneous Pitch and Yaw Thrust Vectoring 2-D C-D Nozzle", AIAA. 1988. July 11-13