

5축 가공으로 제작한 노즐의 구조 안정성에 관한 연구

이창욱^a · 박용석^a · 조덕용^a · 최성만^{b,*}

A Study on the Structural Stability of Nozzle Manufactured with 5-axis Machining

Changwook Lee^a · Yongseok Park^a · DuckYong Jo^a · Seong Man Choi^{b,*}

^aFirstec, Korea

^bDepartment of Aerospace Engineering, Jeonbuk National University, Korea

*Corresponding author. E-mail: csman@jbnu.ac.kr

ABSTRACT

In this study, 5-axis machining was proposed as a method for manufacturing a nozzle with a curved shape, and flow analysis and structural analysis were used for structural validation of the manufactured geometry. The program used for CFD obtained the internal temperature and pressure distribution of the nozzle using STAR-CCM+ and used it as the boundary condition for structural analysis. For structural analysis, the commercial program NASTRAN was used, and stress was calculated using the von-mises technique. Based on the maximum stress value generated, the safety margin was 0.78 and the safety margin of the bearing stress was 46.8. In addition, the creep life was calculated as 9.97×10^{12} hours using the Larson-Miller parametric method and applying the maximum stress value of 187 MPa and the exhaust gas perfectly mixed temperature of 463 K.

초 록

본 연구에서는 굴곡이 있는 형상의 노즐의 제작 방법으로 5축 가공을 제안하였고 제작한 형상의 구조적 검토를 위해 유동 해석과 구조해석을 활용하였다. 유동 해석에 사용한 프로그램은 STAR-CCM+이며 노즐의 내부온도와 압력 분포를 획득하였고 구조해석의 경계조건으로 활용하였다. 구조해석은 상용 프로그램 NASTRAN을 활용하였으며 von-mises 기법으로 응력을 계산하였다. 발생하는 최대 응력 값을 기준으로 안전 마진은 0.78, 베어링 안전 마진 또한 46.8로 안전하였다. 그리고 크리프 수명은 Larson-Miller 변수식 방법을 사용하여 최대 응력 값 187 MPa와 배기가스 완전 혼합된 온도 463 K를 적용하여 예측된 수명 시간은 9.97×10^{12} 시간으로 계산되었다.

Key Words: S-shape Nozzle(S-형상 노즐), Five-axis Machining(5축 가공), Structure Analysis(구조해석)

Received 3 June 2022 / Revised 5 October 2022 / Accepted 10 October 2022

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2022년도 춘계학술대회(2022.5.25.~27,

리마디프라자 제주호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

Nomenclature

X : X-direction

Y : Y-direction

Z	: Z-direction
L	: Nozzle total length
F	: Force
$M.S$: Margin of safety
f_{bru}	: The bearing ultimate stress
f_{bry}	: The bearing yield stress
ULT	: Ultimate
LMT	: Limitation
P_s	: Static pressure
P_a	: Ambient pressure
P	: Larson miller parameter
T	: Temperature
C	: Material constant
σ	: Stress
t_r	: Rupture time

1. 서 론

항공기 터빈 내 온도는 평균적으로 1300~1700℃ 정도에 이르며 이러한 높은 온도로 인해 터빈은 항공기에서 적외선 신호가 가장 높게 측정되는 부분이다. 최근 많은 연구자에 의해 적외선 신호 감소를 위한 다양한 형상의 노즐이 연구되고 있는데, 이는 노즐로 항공기 터빈의 노출을 차폐함으로써 항공기에서 발생하는 적외선 신호를 상당량 감소시킬 수 있기 때문이다[1]. 적외선 신호 감소에 대한 검증 방법으로 해석과 실험이 있고 감소 방안에 대한 많은 연구가 수행되었다. 노즐 출구의 가로세로비 크기에 따른 추력과 적외선 신호 영향성의 해석적 연구가 국내에서 수행된 바 있다[2]. 그리고 출구 형상이 타원형 또는 직사각형 형상으로 가변되는 출구 형상의 노즐의 내부 유동과 외부 유동 특성을 상용 유동 해석 프로그램을 활용하여 다양한 방법으로 분석하였다[3]. 실험 연구 사례로는 Choi et al [4,5]은 터보팬 엔진의 바이패스 비를 변수로 하여 적외선 신호를 측정하였다. 또한 노즐 내부에 혼합용 믹서를 설계 및 제작하였고, 믹서가 설치된 노즐과 미설치한 노즐의 바이패스 공기와 고온 가스의 혼합 성능을 비교하였다. 이러

한 적외선 신호 감소를 목적으로 하는 노즐 형상은 주로 굴곡이 있는 형상이거나 출구 형상이 타원형 또는 사각형 형상으로 되어 있어 급격한 형상 변화가 발생한다[6]. 소형 엔진에 장착되는 노즐은 직경이 작기 때문에 3D 프린터를 활용하여 복잡한 형상을 제작이 가능하다는 장점이 있다. 하지만 직경이 480 mm 이상인 경우 3D 프린터 활용한 제작법으로는 기술적 한계가 존재하였다. 기존에 가장 많이 사용하고 있는 노즐 제작 방법은 단조 가공인데, 이는 숙련된 기술이 필요하다. 노즐은 제작하는 기술자의 실력에 의해 품질의 차이가 크게 발생하는 제품으로 이를 제작할 수 있는 숙련된 기술자를 보유한 제작업체가 한정적이다. 또한 앞서 설명한 적외선 신호 감소를 위해 제작하는 복잡한 형상의 노즐은 단조 가공방법으로는 정밀도 달성에 한계가 있다. 본 연구에서 제안하고자 하는 5축 가공방법은 제작한 사례가 없기 때문에 구조 안정성과 제작 방법에 대한 신뢰가 낮은 상태이다.

5축 가공방법과 링 형태로 분할하여 조립된 노즐의 형상을 소개하고, 구조 안전성의 평가 절차는 먼저 노즐 내부의 압력과 온도 조건을 얻기 위해 유동해석을 수행하였다. 얻은 압력과 온도를 벽면 경계조건으로 사용하였으며 구조해석을 통해 노즐 벽면에서 발생하는 응력을 구하였다. 그리고 안전마진을 계산하여 제작방법에 대한 구조적 안전성을 검증하였다. 마지막으로 크리프 수명평가를 위해 Larson-Miller 수명 예측 방법을 사용하였다.

2. 노즐 형상 및 제작 방법

적외선 신호 감소에 효과가 있는 S 형상 노즐을 설계하였다[7]. 기 개발된 스텔스 비행체의 노즐 출구 형상을 보면 타원형 출구 형상의 가로세로비(Aspect ratio) 값이 대다수의 항공기에서 5로 조사되었고[8], 출판된 문헌을 참조하여 노즐 출구의 가로세로비를 5인 타원형 출구형상을 선정하였다. 본 연구를 수행하면서 장착과 제작 관점으로 바라본 타원형과 사각형 출구형상

의 장점과 단점은 다음과 같다. 사각형 노즐의 장점으로는 노즐 출구 이후에 장착되는 고기동 플랩 또는 aft deck 장착이 용이하다. 단점으로는 내부의 유로 변화가 급격하여 가공이 어렵다. 타원형 형상은 노즐 내부 변화가 완만하여 압력 손실이 적을 것으로 판단되며 단점으로는 노즐 출구 이후로 고기동 플랩과 같은 특수 장치를 적용하는데 있어 두 장치 간의 경계면에서 장착 성능이 떨어질 수 있다. 노즐의 중요 치수는 전체 길이는 1,640 mm로, 입구직경은 480 mm로 하였다. 출구 형상은 타원형, 가로세로비가 5이고 수축 비율은 0.8를 사용하였다.

노즐 제작은 MAZAK 사의 5축 가공기는 정삭 공정에서 사용하였고 가공 기계의 특성 상 가공 깊이 길이가 300 mm 이상에서는 가공 축이 흔들리는 경향성이 있어, 일부 파트에서 1 mm 오차가 발생하고 다수의 제품 불량 발생하였다. 따라서 안정된 가공 축 상태를 유지하기 위해 300 mm 이하의 길이로 총 7개의 분할 파

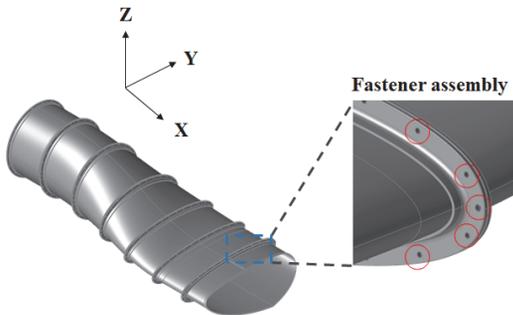


Fig. 1 Schematic of a nozzle with aft deck.



Fig. 2 Image of five-axis machining for the nozzle.

트로 제작하였다. 조립된 노즐의 형상은 Fig. 1에 제시하였고 조립 방법은 볼트와 너트를 활용하여 조립하였으며 외부로 배기가스가 새어나가지 않도록 조밀한 간격을 두고 조립하였다. Fig. 2는 제작과정을 사진을 보여주고 있으며 황삭 가공을 거친 후 정삭 가공을 수행하였다. 최종적으로 연삭 가공하여 내부 벽면의 노즐 내부 턱이 없도록 표면 거칠기 수준을 1.5S로 하였다.

제작 과정에서 열 변형 공차와 가공 공차의 중첩된 결과로 오차가 발생한다. 3차원 측정기를 이용하여 노즐의 치수를 측정하였고 기준 공차보다 큰 영역은 재가공 또는 연마 가공을 수행하였다. 공차의 기준은 KS B ISO 286-1 기준을 사용하였고 엔진 면과 붙는 플랜지의 공차는 IT 4 기준으로 부합하게 가공하였고 그 이외의 가공 오차는 IT12 수준으로 제작하였다. 본 연구에서 채택한 5축 가공 제작방법의 장점은 일정한 품질의 노즐 제작의 재현이 가능하지만 단점으로는 얇은 두께를 제작하는데 기술적 한계가 있기 때문에 아직은 기술 개발이 필요한 단계이다. 노즐의 두께는 5축 가공기의 정밀도 성능을 고려하여 2 mm로 선정하였다.

3. 유동 및 구조 해석 모델링

3.1 유동해석

구조 해석에 필요한 노즐 내부 열 하중과 압력 하중을 계산하기 위해 유동해석을 수행하였다. 유동해석에 사용한 노즐의 전산 모델 형상은 Fig. 3에 나타내었다. 유동해석 전산 모델은 배기가스가 분사되는 코어 영역과 압축 공기가 분사되는 바이패스 영역이 있다. 그리고 믹서와 테일 콘으로 구성되어 있다. 기본 격자 크기는 100 mm이며 노즐 내부 격자는 벽면 유동 속도 변화를 고려하여 코어 격자 크기는 2 mm로 생성하였다. 노즐 내부 유동의 Reynolds 수는 5.33×10^6 으로 y^+ 값을 1 이하로 하기 위하여, 벽면 prism layer의 첫 번째 격자의 높이는 0.003 mm으로 생성하였다. Fig. 3에 전산 모델 형상과 생성한 격자를 보여주고 있다. 수치기법으로는 밀

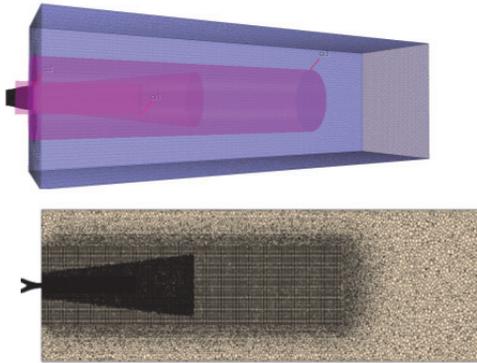


Fig. 3 The grid system used in the simulation.

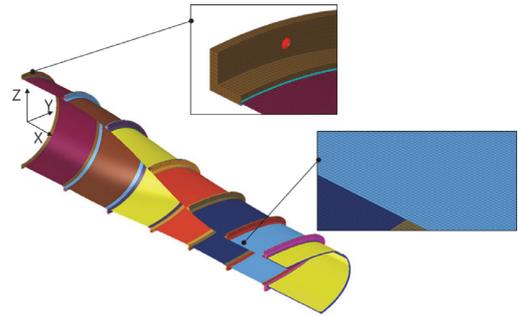


Fig. 4 Symmetry model for FEM.

Table 1. Inlet and outlet conditions.

Core Inlet	Stagnation Inlet	
	Total pressure (kPa)	146.348
	Total Temperature (K)	811.4
Bypass Inlet	Stagnation Inlet	
	Total pressure (kPa)	150.278
	Total Temperature (K)	334.8
Outlet	Pressure outlet	
	Total Pressure (kPa)	101.325
	Total Temperature (K)	288.0

도기반, 셀 기반 유한 체적법, 내재 시간 전진법을 사용하였고 격자 경계면에서의 유속은 전 속도 영역에서 수렴성과 강건성을 가지는 ASUM+ (Advection Upstream Splitting Method) FVS 기법을 사용하였다[9]. 전산해석 방법은 RANS 방정식을 사용하였고 난류 모델 방정식은 k- ω SST (Shear Stress Transport) 모델을 사용하였다. 유동 해석의 경계 조건은 Table 1에 나타내었다. 유동 해석 경계조건은 노즐 내부 온도가 높은 가혹한 조건으로 지상에서 엔진의 최대 이륙조건을 사용하였다.

3.2 구조 해석

구조해석 프로그램 Nastran을 사용하여 구조 안정성을 확인하였다. Fig. 4는 단순화를 진행한 유한 요소 모델이다. 단순화를 위해 플랜지 결합용 체결류는 제거하였고 좌우 대칭 형상이므로 경계성을 위해 대칭 모델(Symmetric model)을

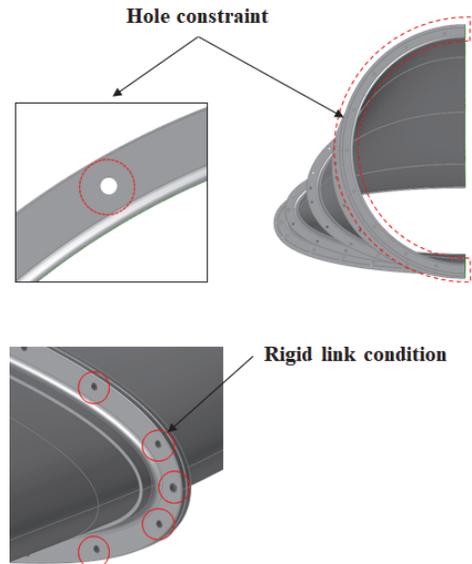


Fig. 5 Constraint boundary conditions.

사용하였다. 플랜지 간 연결은 강제 요소연결로 가정하였으며 엔진 플랜지와 체결부위는 체결 구멍에 대해 전 자유도를 구속하였다. 그리고 자중 지지용 마운트는 경계조건으로 대체하고 자중방향인 Z 방향으로 구속하였다. 유한 요소에서 사용된 격자 개수는 909,159 개를 사용하였으며 해당 격자를 사용할 경우 하중 결과 값이 변화하지 않는 것으로 확인하였다. 노즐 내부에 대한 압력과 온도 경계 조건은 STAR-CCM+으로부터 얻은 데이터를 사용하였다. 초기 온도 조건은 298 K로 설정하였으며 온도와 압력 값을 구조해석 모델에 mapping하였다. 노즐 벽면의 온도 분포와 압력분포를 Fig. 6에 나타내었다.

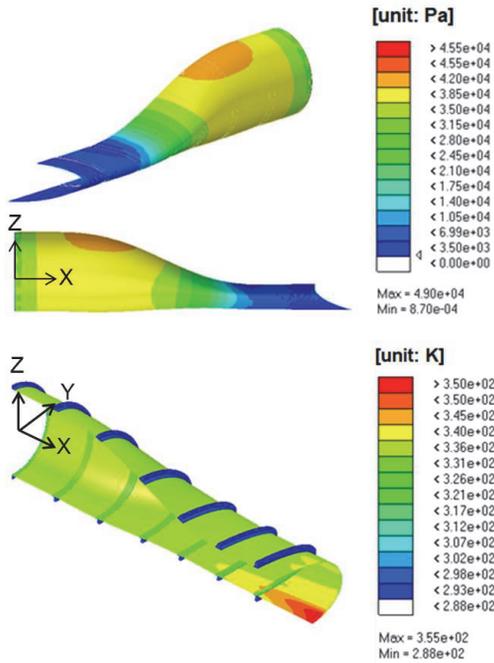


Fig. 6 Pressure and temperature contours on the wall surface.

4. 해석 결과

4.1 유동해석

노즐 내부 유동에 대한 압력과 온도 분포를 Fig. 7에 나타내었다. 굴곡 형상에 의해 노즐 입구 부근에서 압력이 균일하지 않게 되고 상부 벽면에 높은 압력이 가해지는 것을 볼 수 있다. 그리고 온도 분포를 보면 입구에서 출구까지 고온 가스와 바이패스 공기가 점차 혼합되고 이로 인해서 중심 온도가 감소되는 것을 볼 수 있다. 또한 S 형상의 노즐은 입구에서 출구로 형상 변화에 따른 박리 유동 때문에 비 대칭한 온도, 속도와 압력분포가 발생할 수 있다. 출구에서 비 대칭한 속도 분포가 나타났으나 구조에 직접적 영향을 주는 노즐 벽면 주변 유동은 대칭한 형태를 나타내었다. 그리고 구조해석 경계 조건인 압력과 온도는 대칭한 분포를 보여주고 있기 때문에 구조해석에서 대칭 모델을 사용가능할 것으로 판단되었다. 고온 가스와 바이패스 유량은

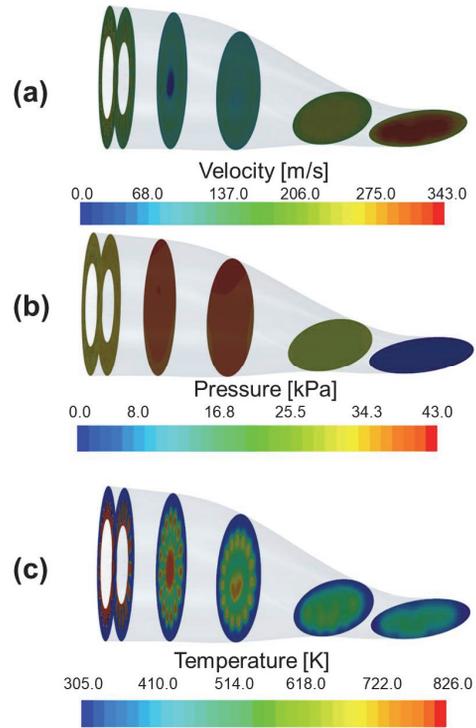


Fig. 7 (a) Velocity contours (b) Pressure contours (c) Temperature contours on the cross-section.

Table 2. Nozzle performance properties at the cross section.

X/L	Ps/Pa	T (K)	Mach No.	Area (m ²)	Thrust (kN)
0	1.32	504	0.42	0.113	
0.04	1.35	505	0.38	0.124	
0.17	1.40	507	0.27	0.170	
0.37	1.40	486	0.27	0.16	
0.69	1.34	468	0.38	0.129	
1	1.32	466	0.4	0.118	
1.1	1.013	420	0.72	0.085	6.6

5.37 kg/s, 16.25 kg/s로 전체 유량은 21.62 kg/s이었다. 노즐 길이 비에 따른 평균 특성 값을 Table 2에 나타내었다. X/L은 노즐의 길이 비이며 여기서 L은 노즐의 전체길이를 의미한다. 0~0.04 L은 믹서와 테일 콘이 설치된 위치이고, 테일 콘 끝은 0.17 L이다. 믹서와 콘이 차지하는 면적이 감소함으로써 노즐 내부 유로 면적이 확

대되는 영역이 발생되었고, 이로 인해 해당 구간에서는 속도가 감소하고 압력이 증가하였다. 그리고 0.375 L에서 노즐 출구까지 구간은 일반적인 아음속 영역 속도의 노즐로 압력이 감소하고 속도가 가속되었다. 엔진 사에서 제공한 사이클 비교한 결과 추력 편차는 2.8%이고 온도는 1.5% 차이를 보였다. 따라서 본 유동해석 결과가 타당함을 확인하였다.

4.2 구조해석

열과 압력 하중에 의한 응력 해석결과로 Fig. 8에 나타내었다. 사용한 열과 압력은 엔진의 이륙 조건에 해당한다. 구조해석결과는 일반적으로 교한 결과 추력 편차는 2.8%이고 온도는 1.5% 차이를 보였다. 따라서 본 유동해석 결과가 타당함을 확인하였다. 사용하고 있는 von-mises stress 기법을 활용하였다. 파트 간 플랜지 연결부가 구조적으로 취약한 것으로 나타났으며 유동 충동이 발생하는 노즐 수축 구간 상단에서 높은 응력이 발생하였다.

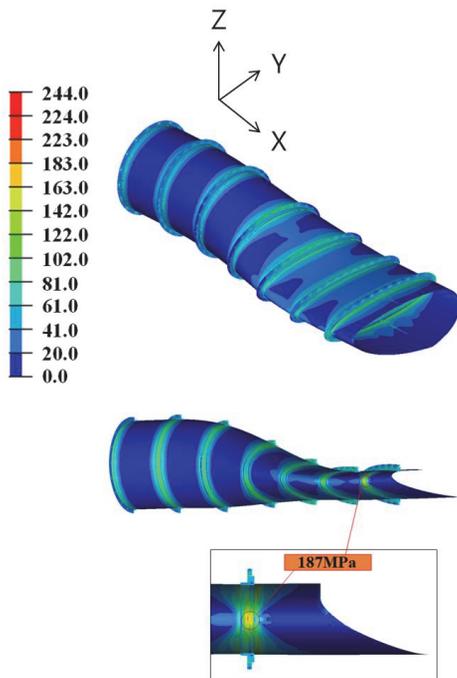


Fig. 8 The stress distribution and the location of the maximum stress.

구조의 안전성을 확인하고자 안전마진을 계산하고자 STS316 소재 특성은 각각 인장 항복 강도(Tensile Yield Strength)는 243.99 MPa와 인장 극한 강도(Tensile Ultimate Strength)는 501.66 MPa이다. 노즐에서 발생하는 최대 응력 값을 기준으로 안전 마진은 $M.S_{LMT} = (243.99/187.0) - 1 = +0.3$ 이고 $M.S_{ULT} = (243.99/187.0 * 1.5) - 1 = +0.78$ 이다. 따라서 충분한 안전마진이 확보되는 것을 확인하였다.

엔진 플랜지와 노즐 플랜지 간의 결합 위치에 대한 구조 안정성을 평가하고자 베어링 하중을 계산하였다. Fig. 9는 각 체결 구멍에서 발생하는 각각의 X, Y, Z 방향의 반력을 보여주고 있으며 \pm 부호는 힘의 방향성을 나타낸다. 구조적 안전성을 평가 방법으로는 베어링 하중(Bearing Load), 베어링 응력(Bearing Stress)을 활용하여 안전 마진으로 평가하였다. 베어링 하중과 베어링 응력은 아래와 같이 계산을 수행하였다.

$$Bearing\ Load = \sqrt{F_y^2 + F_z^2} \quad (1)$$

$$Bearing\ stress = \frac{Bearing\ load}{(Fastner\ diameter \times Flange\ thickness)} \quad (2)$$

$$M.S = \frac{Allowable\ Bearing\ Strength}{Bearing\ Stress} - 1 \quad (3)$$

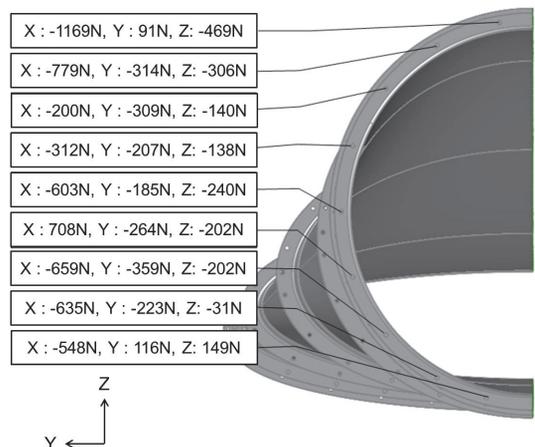


Fig. 9 Results of the component force at flange holes.

여기서 F_y 와 F_z 은 각각 Y방향과 Z 방향의 반력을 뜻하고 체결 구멍 직경은 5.614 mm, 플랜지의 두께는 5 mm이다. STS316 F_{bru} (Allowable ultimate bearing strength)는 1,310 MPa이고 F_{bry} (allowable yield bearing strength)는 STS316의 Ultimate Strength(F_{tu} , 82 ksi)와 유사한 재질(AISI 4130, F_{tu} 90 ksi) F_{bru} 와 F_{bry} 의 비율을 적용하여 허용 항복 응력 추정하였다. AISI 4130의 F_{bru} 와 F_{bry} 는 1,310 MPa과 827 MPa이었고 이 비율은 0.63(827 MPa/1310 MPa)이다. STS316의 허용 극한 강도에 강도 비를 곱하여(1,310 MPa X 0.63) 827 MPa으로 허용 항복 베어링 강도를 추정하였다. Table 3과 Table 4에 각각의 체결 위치에서 베어링 응력과 안전 마진을 나타내었

Table 3. Results of bearing load and stress.

Fast. No.	Bearing Load (N)	Bearing Stress (MPa)
1	485.05	17.28
2	432.04	15.3
3	320.95	11.4
4	216.78	7.7
5	264.24	9.4
6	367.92	13.1
7	379.97	13.5
8	223.04	7.9
9	227.24	8.0

Table 4. Results of bearing margin of safety.

Fast. No.	Margin of Safety	
	M.S _{ULT}	M.S _{LMT}
1	74.81	46.85
2	84.62	53.05
3	113.91	71.54
4	169.13	106.40
5	138.36	86.98
6	99.00	62.13
7	96.04	60.26
8	164.82	103.68
9	162.75	102.38

다. 계산된 베어링 응력과 안전 마진결과를 통해 링 형태가 구조적 안전성을 검증하였다. 그리고 안전 마진이 충분히 확보된 결과로 중량 감소에 대한 여유가 있기 때문에 플랜지의 두께를 감소할 수 있을 것으로 판단된다. 노즐의 장시간 크리프 수명을 예측하기 위하여 일반적으로 사용되고 있는 Larson-Miller 변수식 방법을 사용하였다. Larson-Miller 수명 예측에 대한 정확한 계산을 하는데 한계점이 있으나 대략적인 수명 예측은 가능하다. L-M 파라미터 식은 아래와 같다.

$$P = T(\log t_r + C) \quad (4)$$

T는 절대온도(K), t_r 은 파단시간, C는 재료 상수이다. Yoon과 Hwang[10]은 크리프 시험을 통해서 STS316 스테인리스 강의 Larson-Miller 변수의 수명 예측 상수 C = 10을 구하였고 Larson-Miller parameter와 크리프 응력 관계에 대해 제시하였다. 따라서 본 연구의 노즐 환경 및 조건과 유사한 것으로 판단되어 수명 예측 상수 C를 10으로 하여 계산을 수행하였다.

$$P = -58947 \log \sigma^3 + 271008 \log \sigma^2 - 306759 \log \sigma \quad (5)$$

해당 응력에서 Larson-Miller parameter P를 구한 뒤 Eq. 4에 온도 조건을 대입하면 파단 시간을 예측할 수 있다. 최대 응력 값 187 MPa과 배기가스 완전 혼합된 온도 463 K를 적용하여 예측된 수명 시간은 9.97×10^{12} 시간이다.

5. 결 론

본 연구에서는 굴곡이 있는 노즐 제작 방법으로 5축 가공법을 소개하였고, 유동해석과 구조해석을 수행하여 5축 가공으로 제작한 노즐의 구조적 안정성을 검증하였다. 수축이 시작 위치의 상단 벽면에서 가장 높은 압력 하중이 발생하고 노즐 출구의 하단 벽면에서 높은 온도가 발생하였다. 그리고 구조 해석결과로부터 전체 하중과 국부 베어링 하중의 안전 마진이 충분히 확보함

으로써 제작방법의 안정성을 검증하였다. 또한 Larson-Miller 변수식 방법을 사용하여 크리프 수명평가 결과 예측된 수명 시간은 9.97×10^{12} 으로 충분한 내구성을 확보하였다.

현재 가공된 노즐의 무게는 체결류를 포함하여 65.06 kg으로 가공하고자 목표 수준의 약 200%를 초과하는 수준이었고 1 mm로 제작하였을 때 무게 감소량이 40%로 예측되며 40 kg 미만으로 노즐 제작이 가능할 것으로 예상된다. 향후 항공기에 적용할 수준의 무게를 도달하기 위해서는 5축 가공법을 개선하여 두께 2 mm의 절반인 1 mm 이하의 가공법을 고안하고 추가적으로 플랜지 형상을 변경하면 목표 무게에 도달 할 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

이 논문은 국방과학연구소가 지원하는 저피탐 무인항공기 추진계통 IR 감소 기술 연구로 수행되었습니다.

References

1. Rao, G.A. and Mahulikar, S.P., "Intergrated Review of Stealth Technology and Its Role in Airpower," *The Aeronaut Journal*, Vol. 106, No. 1066, pp. 629-642, 2002.
2. Lee, H.J., Lee, J.H., Myong, R.S., Kim, S.M. and Choi, S.M., "Computational and Experimental Investigation of Thermal Flow Field of Micro Turbojet Engine with Various Nozzle Configurations," *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 46, No. 2, pp. 150-158, 2018.
3. Lee, C.W., Park, Y.S., Jin, J.Y., Kim, J.W. and Choi, S.M., "A Study on Nozzle Performance Influence with Aft-deck Geometry," *The Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 25, No. 2, pp. 42-54, 2021.
4. Joo, M.L., Jo, S.P., Choi, S.M. and Jo, H.N., "An Experimental Study of the Infrared Signal for Exhaust Plume with Bypass Ratio," *The Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 23, No. 5, pp. 1-9, 2019.
5. Choi, S.M., Jang, H.S. and Park, H.H., "Infrared Signal of the Lobed Mixer with External Air Mixing," *The Aeronautical Journal*, Vol. 125. No. 1291, pp. 1501-1518, 2021.
6. Lee, C. and Boedicker, C., "Subsonic Diffuser Design and Performance for Advance Fighter Aircraft," *Aircraft Design System and Operations Meeting*, Colorado Springs, U.S.A., AIAA 1985-3073, Oct. 1985.
7. Cheng, W., Wang, Z.X., Sun, X.L., Shi, J.W. and Liu, Z.W., "Influences of Shield Ratio on the Infrared Signature of Serpentine Nozzle," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 71, No. 71, pp. 299-311, 2017.
8. Jin, J.Y., Park, Y.S., Kim, J.W. and Lee, C.W., "Shield Ratio and Thrust Performance Analysis according to the s-type Nozzle of the Centerline Shape," *The Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 25, No. 3, pp. 42-55, 2021.
9. Liou, M.S., "A Sequel to ASUM, Part II: ASUM+-up for All Speeds," *Journal of Computational Physics*, Vol. 124, No. 1, pp. 137-170, 2006.
10. Yoon, J.H. and Hwang, K.C., "Creep Life Prediction of SUS 316L Stainless Steel," *Transactions of the Korean Society of Automotive Engineers*, Vol. 14, No. 2, pp. 16-22, 2006.