# Ramjet 고속 추진체용 Alloy 718 합금 노즐 단조품 개발

Development of Alloy 718 Nozzle for Ramjet Propulsion Component

김 정 한* Kim, Jeoung-Han
김 남 용* Kim, Nam-Yong
이 채 훈* Lee, Chae-Hoon
염 종 택* Yeom, Jong-Taek
홍 재 근* Hong, Jae-Keun
백 동 규** Baek, Dong-Kyu
최 성 규** Choi, Sung-Gyu
박 노 광* Park, Nho-Kwang

ABSTRACT

Alloy 718 nozzle component was manufactured by hot forging and electron beam welding process. In this process, 718 billets produced in domestic company were used and evaluated. Before performing industrial scale hot forging, small size hot compression tests were carried out under various process conditions and then microstructural evaluations were analyzed. Using the results, FEM simulations were performed in order to optimize the hot working process. After hot working, forged work-pieces were machined and welded by electron beam. Final nozzle components were heat treated and their microstructure and mechanical properties were investigated.

주요기술용어(주제어) : Alloy 718(718 합금), Nozzle(노즐), Ramjet Propulsion(램젯 추진체), Hot Forging(열간단조), Electron Beam Welding(전자빔용접)

## 1. 머리말

20세기 후반에 들어 국지전의 승패가 제공권 및 해군력 확보에 크게 의존하게 됨에 따라 세계 각국은 초음속 전투기와 이지스(Aegis) 함의 개발에 박차를 가하고 있다. 이에 따라, 마하 2 이상의 최대 속도를 내는 전투기(러시아 Su-50 : 마하 2.5, 미국 F-22랩터 : 2.4 등)가 속속 개발되고 있다. 또한, 이지스함과 관련해서는 얼마 전 일본이 동해에 콩고(金剛)급 구축함을 고정적으로 배치하여 한반도 주변의 긴장감을 고조시키고 있다. 이에 대한 반대급부로 대 전투기, 대 이지스 급 미사일의 개발 또한 한층 요구되고 있으며, 러시아, 중국, 미국 등은 램젯(Ramjet) 미사일과 같은 초고속 추진체 개발에 박차를 가하고 있다[1,2].

램젯 미사일의 공기 주입부의 온도는 500~800K 사이 이며, 이는 버너(Burner)에서 최고 2000K까지 상승한 후 노즐부에서 800K까지 냉각하게 된다. 여기서 노즐 부위는 초고속 엔진에서 중요 핵심부위로서 추진력을 얻기 위해 연소개스를 배출하는 기능을 하고 있다. 노즐 부품은 고온·고압을 견뎌야 하기

† 2008년 6월 16일 접수~2008년 8월 1일 게재승인
* 재료연구소(Korea Institute of Materials Science)
** (주)케이에스피(KSP)
주저자 이메일 : pnk@kims.re.kr

때문에 고온에서 장시간 사용이 가능한 초내열 합금 소재를 이용한 부품의 개발이 요구된다. Alloy 718 초내열 합금은 Ni-Cr-Fe기 합금조성에 Nb, Mo, Al 및 Ti가 첨가되어 이들 합금에 의해 γ′ 과 γ″ 상이 석출 된다. 이들 상은 고온에서도 기지와 정합관계를 유지하여 우수한 기계적 특성을 구현할 수 있어 항공기 혹은 산업용의 가스 터빈 엔진 부품으로 널리 사용되고 있다[3,4]. 따라서, Alloy 718 합금은 본 노즐 부품의 제조에 가장 적합한 소재로 선정되었다. 그러나, Alloy 718 합금은 국내에서 대량생산이 되지 않고 있으며 해외에서 도입 시에도 수출국가 정부의 허락을 받아야 할 정도의 전략 물자이다. 또한, 소재의 특성상 성형이 매우 어려워 특별한 가공열처리 기술이 요구되나 현재 관련 기술이 부족한 실정이다. 특히, 항공 우주용 부품으로 사용되기 위해서는 고도의 미세조직관리 기술 및 접합 그리고 열처리 기술이 요구되고 이를 구현하기 위해서는 미세조직을 고려한 정밀성형 전산모사 기술이 개발되어야 한다. 이에, 본 연구에서는 국가 전략 부품 생산을 위한 기반 기술 확립을 도모하고자 하였다.

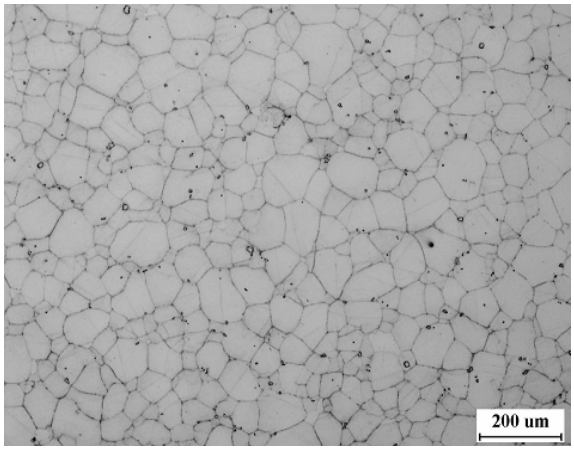
## 2. 제조 공정

### 가. Alloy 718 합금 원소재

본 연구과제에 사용된 Alloy 718 합금 빌렛은 VIM/VAR/VAR 공정을 통해 제조 되었으며 (주) KPC를 통해 공급을 받았다. 합금 조성은 다음 표 1과 같으며 코깅을 통해 ASTM No. 6 이상의 균일 등방조직을 가지도록 하였다. 또한, 소재에 취성을 주는 Laves상은 존재하지 않도록 하였다. 초기 미세조직은 그림 1과 같다.

[표 1] 국내개발 Alloy 718 합금의 화학조성

| Cr | Fe | Ni | Co | Mo | Nb | Ti | Al | Mn | Si |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 17 ~ 19 | 16 ~ 20 | 51 ~ 55 | 0.30 | 2.8 ~ 3.1 | 5.0 ~ 5.5 | 0.8 ~ 1.1 | 0.4 ~ 0.7 | 0.05 | 0.05 |




[그림 1] 노즐제조에 사용된 Alloy 718 합금의 초기미세조직. 결정립내부의 회색 선은 쌍정을 의미함

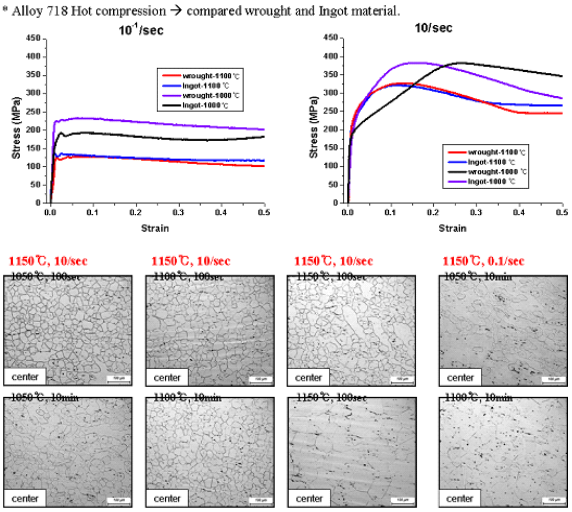
### 나. Alloy 718 합금의 고온성형 특성 조사

Alloy 718 합금의 고온압축시험을 수행하였으며, 고온성형 조건(시험온도, 변형속도, 변형후 고온유지시간 등)에 따른 미세조직의 변화를 관찰하였다. 변형 후 시편들은 급속 냉각되었으며 압축 축에 평행으로 절단하여 미세조직을 관찰하였다.

압축 후 정적재결정 관찰을 위해 압축 조건에 따라 1050℃, 1100℃, 1150℃에서 각각 100sec, 10min, 30 min의 유지시간을 두었다. 고온압축 시험 후 미세구조를 예측하기 위해 동적/정적재결정 분율과 결정립 크기의 결과를 토대로 하여 유한요소해석을 수행하였다. 그림 2는 고온 압축실험 후 얻어진 실험 결과를 보여주고 있다. 각 변형율 속도에서 얻어진 응력-변형율(Stress-Strain) 곡선들은 $10^{-1}$/sec, 10/sec 조건에서 비교적 큰 유동이 없었고 변형율 0.5에서 대부분 안정상태(Steady State)의 거동을 보여주었다. 유동응력과 변형율은 온도가 감소하고 변형율 속도가 증가할수록 증가하였으며 유동연화 현상은 낮은 변형율 속도에서 두드러지게 나타났다. 한편, 소재에 취성을 증가 시킬 수 있는 Laves상은 존재하지 않는 것으로 확인되었다.

### 다. 미세조직 변화 예측 시뮬레이션 개발

단조공정중에 Alloy 718 합금의 미세조직 변화는 동




[그림 2] 고온압축 실험으로부터 얻어진 소성유동곡선 및 각 실험조건 별 미세조직 사진

적재결정에 의해서 큰 영향을 받으며, 동적재결정이 발생하기 시작하는 임계변형량($\varepsilon_c$)과 재결정된 결정립 크기를 결정하는 Zener-Holloman 변수($Z = \dot{\varepsilon}\exp(Q/RT)$)에 크게 의존한다. 본 연구에서는 실제 단조가 빠른 변형속도에서 진행됨을 감안하여 변형속도가 0.01/s 이상인 조건에서 응력-가공경화율 곡선을 분석하였다. 새로운 무변형핵의 생성으로 인하여 응력이 급격히 감소하는 변곡점 부근의 변형량을 임계변형량($\varepsilon_c$)으로 정의 할 경우 초기결정립 크기($d_0$)와 Zener-Holloman 변수로 다음 식과 같이 표현할 수 있다.

$$\varepsilon_c = 8.87\times 10^{-4}\cdot d_0^{0.2}\cdot Z^{0.033} \quad when\ \dot{\varepsilon}\geq 0.01s^{-1} \qquad (1)$$

( Q = 447.706 kJ/mol, R= 8.314 J )

여기서, Q와 R은 각각 활성화에너지와 기체상수를 의미한다. 또한 Alloy 718 합금의 결정입계에 석출되는 δ상의 영향을 고려하기 위해 δ상 용융점(1010~1038℃)을 기준으로 그 이상과 이하에서의 재결정률 관계식을 유도하였고 다음과 같은 식으로 표현하였다.

$$X_{dyn} = 1-\exp\left(-\ln 2\left(\frac{\varepsilon}{\varepsilon_{0.5}}\right)^{1.68}\right) \quad when\ T\leq 1038^{\circ}C$$
$$\varepsilon_{0.5} = 0.037\times d_o^{0.2}\times Z^{0.058} \qquad (2)$$

$$X_{dyn} = 1-\exp\left(-\ln 2\left(\frac{\varepsilon}{\varepsilon_{0.5}}\right)^{1.9}\right) \quad when\ T\geq 1038^{\circ}C$$
$$\varepsilon_{0.5} = 0.029\times d_o^{0.2}\times Z^{0.058} \qquad (3)$$

여기서, $X_{dyn}$은 동적재결정된 결정립의 분율을, $\varepsilon_{0.5}$는 전체 결정립 중 50%가 재결정되었을 때의 변형량을 의미한다.

식 (1)~(3)의 관계식을 통해 Z 및 $d_0$ 값이 커짐에 따라 임계변형량($\varepsilon_c$)도 커짐을 알 수 있다. 즉 결정립이 작을수록 온도가 높고 변형속도가 느릴수록, 임계변형량이 낮아져 재결정이 더욱 빨리 일어남을 의미한다. 동적 재결정에 의한 평균결정립크기($d_{dyn}$)는 Z값에 의존하며, 여러 문헌[5,6]에서 제시된 동적 재결정된 결정립크기에 관한 모델을 참고로 본 연구에서 수행한 압축시험을 통해 다음과 같은 식을 얻을 수 있었다.

$$d_{dyn} = 1.301\times 103\cdot Z^{-0.1243} \qquad (4)$$

식 (4)는 결정립크기가 $Z^{-0.12}$에 반비례함을 나타내며, 이것은 변형속도가 높고 온도가 낮은 조건에서 결정립이 미세해지는 것을 의미한다. 그러나 이러한 조건에서는 임계변형율이 높아지기 때문에 재결정률이 낮아짐을 압축시험결과에서 확인 할 수 있었다. 재결정 관계식을 통해 Alloy 718의 단조공정시의 평균결정립 크기는 식 (5)와 같이 표현 되었다.

$$D_{AV} = D_{unrex}\cdot(1-V_f) + D_{rex}\cdot V_f \qquad (5)$$

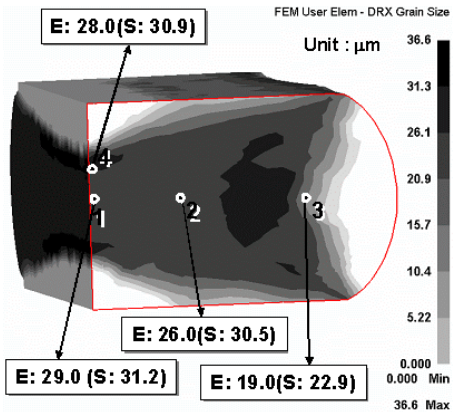
여기서 $D_{unrex}$는 초기결정립 또는 결정립 성장된 결정립크기, $D_{rex}$는 재결정된 결정립 크기이며, $V_f$는 재결정된 결정립의 부피 분율이다.

그림 3은 위 모델식을 이용하여 고온성형 중 동적재결정 분율(그림 3a)과 평균 결정립크기(그림 3b)에 대한 시뮬레이션 결과를 보여 준다. 여기서 기호 'E'와 'S'는 각각 실험값과 예측값을 의미하는 것으로서 비교적 잘 일치하였다.

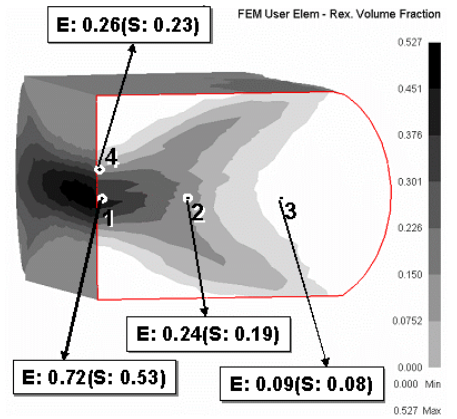
### 라. 노즐단조 공정 설계 및 제작

유한요소해석을 이용한 설계형상에 따른 소재의 단조 해석결과 헤머단조는 적합하지 않은 것으로 나타났

으며, 유압식 프레스 단조의 경우 총 부하 하중이 협동연구기관인 (주)KSP의 보유장비(7000톤)로는 수행하기 어려운 것으로 나타났다. 따라서, 노즐의 상부와 하부를 나누어 각각 단조한 후 전자빔용접으로 결합하기로 하였다.




(a)

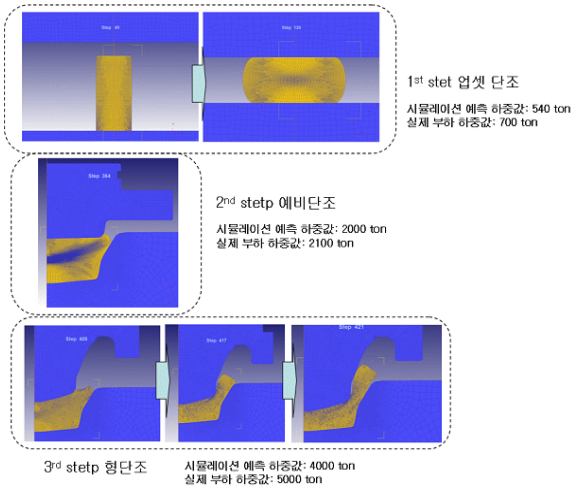



(b)

[그림 3] Alloy 718 합금의 사이드프레싱 공정 시뮬레이션 결과 : (a) 동적재결정된 결정립의 크기 (b) 동적재결정된 결정립의 분율. 각 관찰지점에서 기호 'E'는 실험으로부터 얻어진 결과를 'S'는 시뮬레이션 예측결과를 의미한다.

단조과정은 업셋단조, 예비단조, 형상단조의 3단계로 나뉘어 진행되었으며 각 공정의 해석결과는 다음 그림 4와 같았다. 업셋단조, 예비단조에서의 요구 하중량의 예측은 실제와 공정해석과 큰 차이가 발생하지 않았으나 마지막 3번째 단조에서는 1000톤 정도의 차이가 발생하였다. 그 이유는 열박음 현상으로 보이며 발생 원인은 (i) 상부금형은 초기 200℃ 미만으로 가열되었으나 단조작업 진행도중 1100℃의 고온으로 가열된 718 소재와 접촉되어 열팽창이 발생하였고, (ii) 718 소재는 금형과의 접촉으로 인해 냉각(Die Chilling)되어 상부금형을 꼭 달라붙는 현상이 발생했기 때문이었다. 또한, Alloy 718 합금의 매우 강한 소성저항성으로 인해 금형소재(SKD61) 자체가 국부적으로 소성변형을 일으켰고 그 결과 소재와 상부금형이 뒤틀려 소착되는 문제도 한 원인으로 대두되었다.

이를 해결하기 위해서 금형을 300℃이상으로 충분히 가열하여 소재와 금형간의 냉각효과를 최대한 줄이고 표면에 Cr코팅을 수행하였다. 또한, 소재에서 금형으로의 열전달 시간을 최대한 줄이기 위해 8mm/sec 이상의 램속도로 단조를 수행하였다. 그림 5는 상기 제안된 방법으로 수행된 노즐단조공정으로서 실제 하중값과 예측치와의 차이는 500ton 이하로 감소하였다.

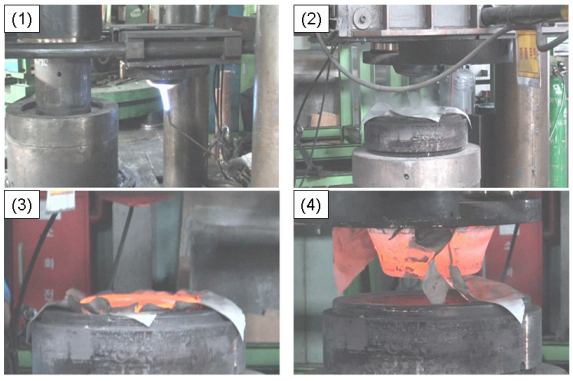



[그림 4] 노즐 단조품 고온성형공정의 유한요소해석

### 마. 노즐단조품의 전자빔 용접

노즐 부품의 상하부 단조품을 각각 제조 한 후 전자빔(Electron beam) 용접을 수행하였다. 열간 단조품은 황삭가공 상태로 전자빔 용접되었으며 최종형상

대비 5~6mm수준의 덧살(overstock)을 부여 하였고 용접면의 두께는 12mm로 설계되었다. 수행된 전자빔 용접의 조건을 다음 표 2에 나타내었다.



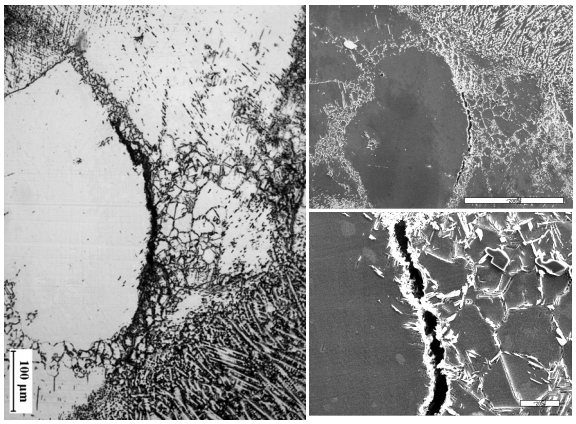

[그림 5] 노즐 단조품의 고온성형공정

용접후 γ′과 γ″ 상 석출을 위한 열처리는 Alloy 718 합금의 AMS 5662규격을 따랐으며 실제 수행 경로는 1010℃에서 1시간 유지 ⇨ 풍냉 ⇨ 718℃에서 8시간 ⇨ 621℃까지 37℃/hr로 로냉 ⇨ 621℃에서 8시간 유지 ⇨ 공냉이었다.

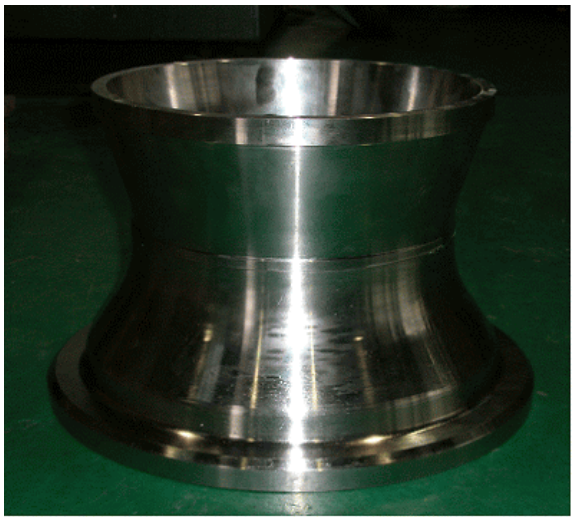
[표 2] Alloy 718 합금의 전자빔 용접 조건

| Accelerating voltage (kV) | Beam current (A) | Weld speed (mm/min) | Focal position | Vacuum (Torr) |
|---|---|---|---|---|
| 60 | 120 | 1200 | ±0 | $2\times10^{-4}$ |

용접후 용접부의 미세조직을 SEM으로 분석해 보았다. HAZ의 조대한 결정립에서는 결정립계를 따라 액화균열(Liquation crack)이 발생된 것이 확인된 반면 미세한 결정립도를 가진 부분에서는 관찰되지 않았다. 이러한 액화균열 생성의 원인은 응고시 입계에 편석된 용질원자로 인해 결정립계가 취약하게 되고 응고수축으로 인한 인장변형이 가해지기 때문으로 보고되고 있다. 조대한 결정립으로 이루어진 HAZ에서는 미세한 결정립으로 이루어진 HAZ보다 입계 면적이 작기 때문에 상대적으로 인성이 열악해 균열이 먼저 생기는 것으로 판단된다. 그림 6은 조대한 결정립도를 가진 소재에서 관찰된 크랙의 OM 및 SEM 사진이다. 용접 후 최종 형상의 모습은 그림 7과 같다.




[그림 6] 전자빔 용접후 용접부 미세균열 발생부의 광학(좌측), SEM/EDS(우측) 관찰 사진



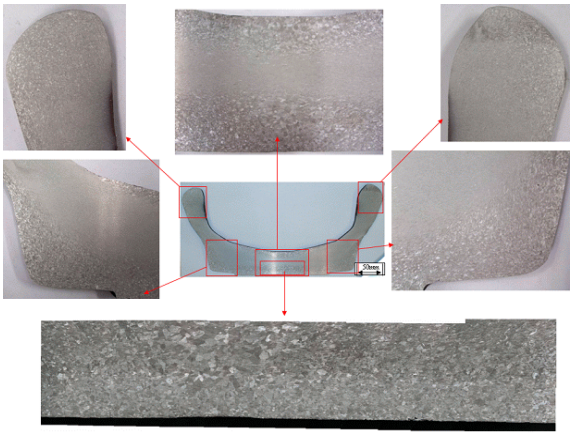
[그림 7] 전자빔 용접 후 램젯용 노즐 단조품의 최종 형상

## 3. 특성 평가

### 가. 미세조직 분석

그림 8은 하부 단조품의 절단면을 보여 준다. 금형과 직접 맞닿아 변형량이 적게 부하된 부위에서는 비교적 조대한 결정립도를 보인 반면 내부의 소성유동부

는 결정립이 매우 미세하였다. 조대한 결정립 부위는 정삭 가공시 대부분 절삭되어 제거되므로 실제품 물성에는 큰 악영향을 미치지는 않는 것으로 판단된다.



[그림 8] 노즐 단조품의 위치별 미세조직 사진

나. 기계적 특성 평가

노즐 단조품의 부위별 상온, 고온 인장 특성 및 크리프 특성을 조사하기 위해 소재의 여러 부위별로 시편을 채취하였다. 평가항목 및 시험방법은 AMS 5662 (bar, forging)규격을 따랐고 시험결과 특성은 다음과 같다. 고온 인장시험은 649℃에서 수행 되었고 항복까지는 0.12mm/min, 항복 후에는 1.2mm/min의 속도로 인장되었다.

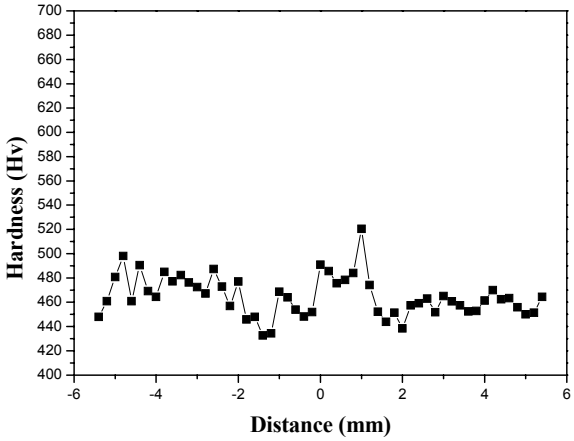
[표 3] 상온 기계적 성질

| | 경도 (HB) | 항복강도 (MPa) | 인장강도 (MPa) | 연신율 (%) |
|---|---|---|---|---|
| 요구특성 | 331 | 1034 | 1276 | 12 |
| 실험값 | 350 | 1214 | 1370 | 22.7 |

[표 4] 고온 기계적 성질

| | 항복강도 (MPa) | 인장강도 (MPa) | 연신율 (%) |
|---|---|---|---|
| 요구특성 | 862 | 965 | 12 |
| 실험값 | 1011 | 1095 | 22.8 |

접합부의 기계적 특성을 평가하기 위해 상온 및 고온 인장시험과 비커스 경도 시험을 실시하였다. 접합부의 경도 분포를 그림 9에 나타내었다.




[그림 9] 전자빔 용접부의 fusion zone으로부터의 거리에 비커스 경도값의 변화

[표 5] 용접부와 모재부의 기계적 특성비교

| | R.T. (Welded/Parents) | 649℃ (Welded/Parents) |
|---|---|---|
| Yield strength. (MPa) | 951 / 1214 | 903 / 1011 |
| Tensile strength (MPa) | 1230 / 1370 | 962 / 1095 |
| Elongation (%) | 10.5 / 24 | 12.65 / 22.8 |

조대한 결정립크기를 가진 모재의 경도값은 450~500Hv 정도로 나타났고 열영향부에서는 440Hv로 다소 낮은 경도값이 나타났다. 미세한 결정립크기를 가진 모재의 경도 값은 450~460Hv, 열영향부에서는 470Hv로 다소 높은 경도값을 나타내었다. 결정립도의 차이에도 불구하고 경도값의 차이가 크지 않은 것은 용체화처리 후 시효처리에 의해 γ″등이 석출되었기 때문으로 생각된다. 용접부가 포함된 시편의 상온 및 고온인장시험(649℃) 결과를 표 5에 나타내었다. 모재에서 1370MPa였던 인장강도가 용접부를 포함한 시편의 상온인장강도는 1230MPa으로 낮아졌고, 1214

MPa였던 항복강도는 951MPa로, 연신률은 24%에서 10.5%로 낮아졌다. 고온인장시험결과 인장강도는 1095MPa에서 962MPa로, 항복강도는 1011MPa에서 903MPa로, 연신률은 22.8%에서 12.7%로 낮아진 것을 확인할 수 있었다.

## 4. 맺음말

Alloy 718 합금 노즐부품을 열간단조 및 전자빔 용접법을 이용하여 제조하였다. 제조 후 단조품을 절단하여 미세조직 및 기계적 특성을 평가해본 결과 요구특성을 만족하는 것으로 나타났다. 본 노즐부품의 제조에는 국산소재 및 국내 단조, 용접 및 열처리 기술로 이루어져 관련부품의 국산화에 크게 기여할 수 있을 것으로 기대된다.

## 후 기

본 연구는 산업자원부 민군겸용기술개발 과제(10023098)로 수행되었음.

## 참 고 문 헌

[1] D. Herrmann, K. Triesch, “Experimental Investigation of Isolated Inlets for High Agile Missile”, Aerospace Science and Technology, pp. 659~667, 2006.

[2] Spakovszky, Performance of jet engine, http://web.mit.edu/16.unified/www/SPRING/propulsion/notes/notes.html

[3] W. D. Cao, R. Kennedy, Superalloys 2004, pp. 91~99, 2004.

[4] Superalloys A Technical Guide 2nd Edition, ASM International, Matthew J. Donachie, Stephen J. Donachie

[5] C. T. Sims, N. S. Stoloff and W. C. Hagel, ed., Superalloys II : John Wiley & Sons, New York, pp. 165~188, 1987.

[6] R. L. SAHA, K. Gopinath, K. K. SHARMA and M. Srinvas, Proceedings of Superalloy 718, 625, 706 and Derivatives, pp. 565, 2001.