

## 고속 추진체용 Alloy 718 노즐 단조품 개발

김정한<sup>1</sup> · 김남용<sup>1</sup> · 염종택<sup>1</sup> · 홍재근<sup>1</sup> · 박노광<sup>1</sup>

### Development of Alloy 718 Nozzle for Jet Propulsion Component

Jeoung Han Kim<sup>1</sup>, Nam Yong Kim<sup>1</sup>, Jong Taek Yeom<sup>1</sup>, Jae Keun Hong<sup>1</sup>, Nho Kwang Park<sup>1</sup>

#### Abstract

Alloy 718 nozzle component was manufactured by hot working and electron beam welding process. In this process, domestic 718 materials were applied and evaluated. Hot compression tests were carried out at a lot of process conditions and microstructural evaluation was investigated. 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 component were heat treated and their microstructure and mechanical properties were investigated.

**Key Words** : Alloy 718, Nozzle, Jet propulsion, Hot forging, Electron beam welding

#### 1. 서 론

20 세기 후반에 들어 국지전의 승패가 제공권 확보 따라 좌우되는 상황이 펼쳐지게 됨에 따라 세계 각국의 초음속 전투기의 개발에 박차를 가하고 있다. 이에 따라, 마하 2 이상의 최대속도를 내는 전투기 (러시아 Su-50: 마하 2.5, 미국 F-22 랩터:2.4 등)가 속속 개발되고 있다. 이에 대한 반대급부로 대 전투기용 미사일의 개발 또한 한층 요구되고 있으며 신형 전투기를 격추하기 위해서는 마하 2-5 수준의 추진체가 필요하다. 이에 대한 요구로 초고속 미사일이 개발이 요구 되고 있으며 요구 속도는 마하 2-5 수준으로 설계되고 있다 [1,2].

초고속 미사일의 공기 주입부의 온도는 500-800K 사이 이며, 이는 Burner 에서 최고 2000K 까지 상승한 후 노즐부에서 800K 까지 냉각하게 된다. 여기서 노즐 부위는 초고속 엔진에서 중요 핵심부위로서 추진력을 얻기 위해 연소개스를 배출하는 기능을 하고 있다. 노즐 부품은 고온 고압을 견뎌야 하기 때문에 기존의 내열 스테인리스 스틸로는 속도향상 및 효율에 한계

가있어 600℃까지 장시간 사용이 가능한 초내열 합금 소재를 이용한 부품의 개발이 요구된다. Alloy 718 초내열 합금은 Ni-Cr-Fe 기 합금조성에 Nb, Mo, Al 및 Ti 가 첨가되어 이들 합금에 의해  $\gamma'$  과  $\gamma''$  상이 석출 된다. 이들 상은 고온에서도 기지와 정합관계를 유지하여 우수한 기계적 특성을 구현 할 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 은 국내에서 생산이 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 국가전략 부품 생산을 위한 기반 기술 확립을 도모하고자 하였다.

1. 한국기계연구원, 재료기술연구소/ 특수합금연구그룹

## 2. 제조 공정

### 2.1 Alloy 718 원소재

본 연구과제에 사용된 소재는 Alloy718 빌렛은 VIM/VAR/VAR 공정을 통해 제조 되었으며 (주) KPC 를 통해 공급을 받았다. 합금 조성은 다음 표 1 과 같으며 Cogging 을 통해 결정립도를 ASTM No. 6 이상의 균일 등방조직을 가지도록 하였고 소재에 취성을 주는 Laves 상은 존재하지 않도록 하였다. 초기 미세조직은 그림 1 과 같다.

Table 1 Chemical composition of experimental alloys.

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

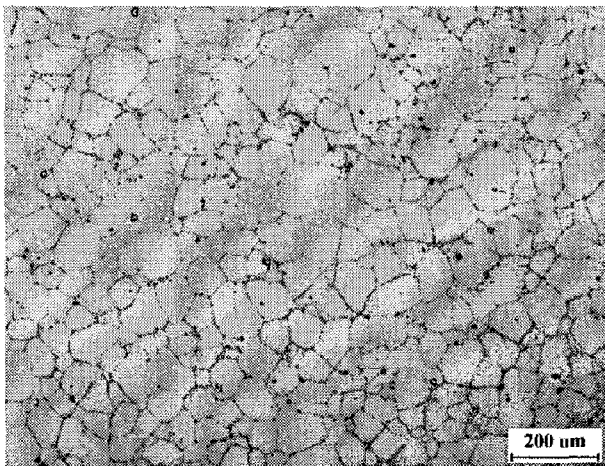


Fig. 1 As-received microstructure of Alloy718 billet

### 2.2 Alloy 718 의 고온성형 특성 조사

Alloy 718 의 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.

고온압축시험 이용해 동적재결정 거동을 관찰하였고 압축 후 정적재결정 관찰을 위해 압축 조건에 따라 1050°C, 1100°C, 1150°C에서 각각 100sec, 10min, 30min 의 유지시간을

두었다. 고온압축 시험후 미세구조를 예측하기 위해 동적/정적재결정 분율과 결정립크기의 결과를 토대로 하여 FE-simulation 을 수행하였다. 그림 2 는 고온 압축실험 후 얻어진 실험 결과를 보여주고 있다. 각 변형율 속도에서 얻어진 stress-strain 곡선들은  $10^{-1}/\text{sec}$ ,  $10/\text{sec}$  조건에서 비교적 큰 유동이 없었고 변형율 0.5 에서 대부분 안정상태(steady state)의 거동을 보여주었다. 유동응력과 변형율은 온도가 감소하고 변형율 속도가 증가할수록 증가한다. 또한 유동연화 현상은 낮은 변형율 속도에서 두드러지게 나타난다. 을 가지도록 하였고 소재에 취성을 주는 Laves 상은 존재하지 않도록 하였다.

\* Alloy 718 Hot compression → compared wrought and ingot material.

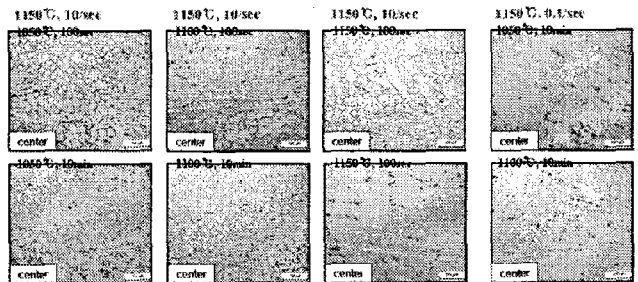
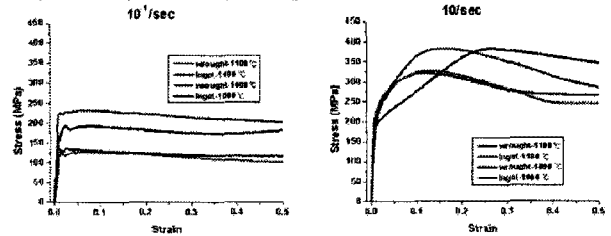


Fig. 2 Compressive flow curves obtained from hot compression tests and resulting microstructures.

### 2.3 노즐단조 공정 설계 및 제작

추진체용 노즐의 디자인은 ADD로부터 도움을 받아 최대 직경은 380mm 이며 최소 직경은 250mm 로 설계되었다. FEM 을 이용한 소재의 단조 해석결과 해머단조는 적합하지 않은 것으로 나타났으며, 유압식 프레스 단조의 경우 총 부하중이 7000 톤 수준으로 나타나 협동연구기관인 (주) KSP 의 보유장비 장비로는 수행하기 어려운 것으로 나타났다. 따라서, 노즐의 상부와 하부를 나누어 각각 단조한 후 전자빔용접으로

결합시키는 방법을 다르기로 하였다. 단조과정은 업셋단조, 예비단조, 형상단조의 3 단계로 나뉘어 진행되었으며 각 공정의 해석결과는 다음 그림 3 과 같았다. 업셋단조, 예비단조에서의 요구 하중량의 예측은 실제와 공정해석과 큰 괴리가 발생하지 않았으나 마지막 3 번째 단조에서는 1000 톤 정도의 차이가 발생하였다. 이는 단조 수행중 소재와 상부금형과의 소착에 의해 전체 하중이 증가하기 때문이다. 이는 Alloy718 합금의 매우 강한 소성저항성으로 인해 금형소재 (SKD61) 자체가 소성변형을 일으키고 결과적으로 소재와 상부금형이 뒤틀려 소착되는 문제가 발생하는 것이 근본 원인이었다.

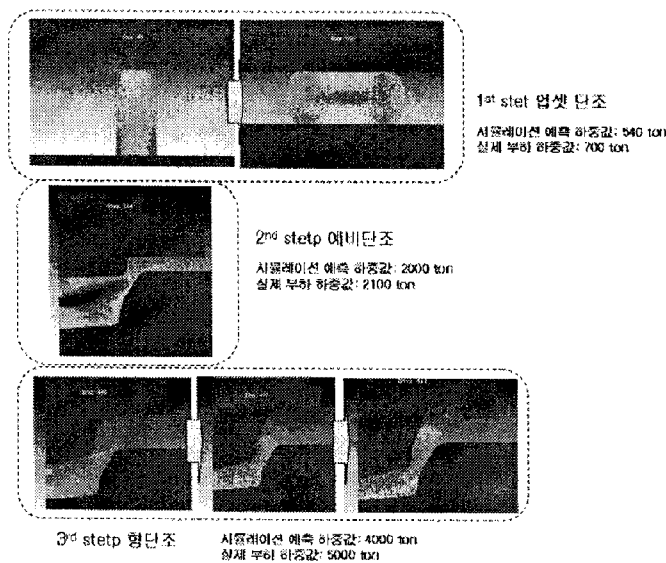


Fig. 3 FEM simulation for hot working process of jet propulsion nozzle component.

상기 제안된 공정도대로 직접 단조를 수행해 보았다 (그림 4). 실제 수행 결과 프레스에 부하된 최대 하중이 5000 톤 이상으로 FEM 상으로 계산된 4000 톤 이상으로 나타났다. 또한, 성형 후 단조품과 금형이 소착되어 분리가 되지 않는 문제가 발생하였다. 소착이 발생할 경우 금형과 소재를 분리하기 위해서는 상온까지 냉각한 후 소재만을 부분적으로 재가열해서 분리해야 하므로 생산성에 있어서 많은 문제를 발생 시키므로 이에 대한 보안이 요구된다.

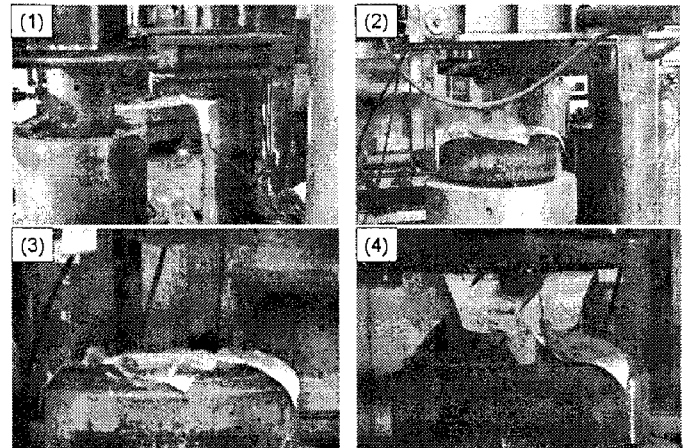


Fig. 4 Hot working process of jet propulsion nozzle component.

#### 2.4 노즐단조품의 전자빔 용접

노즐 부품의 상·하부 단조품을 각각 제조 한 후 전자빔(Electron beam) 용접을 수행하였다. 열간 단조품은 황삭가공 상태로 전자빔 용접이 되었으며 최종도면 대비 5~6mm 수준의 덧살(overstock)을 부여 하였고 용접면의 두께는 12mm 로 설계되었다. 용접 후 소재는 1000℃에서 용체화 처리 후 팬쿨링(fan cooling) 되었고 그 후  $\gamma'$  과  $\gamma''$  상이 석출을 위한 시효처리가 수행 되었다. 용접 후 최종 형상의 모습은 그림 5 와 같다.

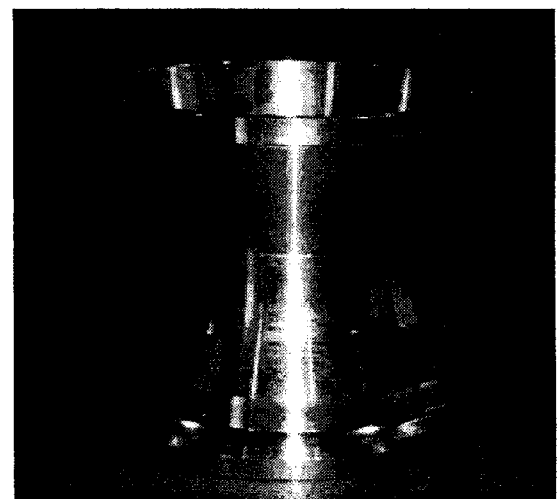


Fig. 5 Final shape of jet propulsion nozzle component after electron beam welding.

### 3. 특성 평가

#### 3.1 미세조직 분석

그림 6 은 상·하 단조품의 절단면을 보여주고 있다. 금형과 직접 맞닿아 변형량이 적게 부하된 부위에서는 비교적 조대한 결정립도를 보인 반면 내부의 소성유동부는 매우 미세한 결정립크기를 가지고 있었다. 조대한 부위는 노즐 도면에 맞추어 정삭가공을 수행시 대부분 절삭되어 제거되므로 실제 물성에 큰 악영향을 미치지 않는 것으로 판단된다.

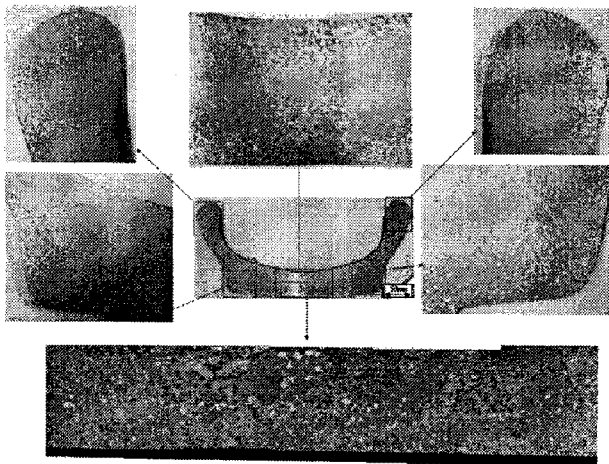


Fig. 6 Microstructural variation with respect to observation sites.

#### 3.2 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/min 의 속도로 인장되었다.

Table 2 Room temperature mechanical properties

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

Table 3 High temperature tensile properties

	경도(HB)	항복강도(MPa)	인장강도(MPa)	연신율(%)
요구특성	331	862	965	12
실험값	350	1011	1095	22.8

### 4. 결론

Alloy718 추진체 노즐부품을 열간단조 및 전자빔 용접법을 이용하여 제조하였다. 제조 후 단조품을 절단하여 미세조직 및 기계적특성을 평가해본 결과 실장착에 요구되는 성능을 만족하는 것으로 나타났다. 본 노즐부품의 제조에는 국산소재 및 국내 단조, 용접 및 열처리 기술로 이루어져 국방무기의 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, 2006, pp 659-667.
- [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 (2004)91-99
- [4] Superalloys A technical guide 2<sup>nd</sup> edition. ASM international. Matthew J. Donachie, Stephen J. Donachie