

초소성 및 확산접합을 이용한 우주항공 부품 성형기술 개발

Development of Aerospace Components Forming Technology
using Superplasticity and Diffusion Bonding Characteristic

이 호 성*

Ho-Sung Lee

윤 종 훈*

Jong-Hoon Yoon

이 영 무*

Yeong-Moo Yi

ABSTRACT

In this paper, a near net shape technology using superplasticity and diffusion bonding characteristics was presented for application to various components of aircraft and missiles. Due to these special characteristics of some aerospace alloys, it is possible to produce complex components to shape very near final dimension with enhanced design freedom, reduced material usage, and overall saving of weight and cost. The high pressure vessel for a space launcher was fabricated with Ti-6Al-4V alloy by superplastic forming and diffusion bonding process and the failure characteristics are compared with conventionally fabricated vessel spin formed and TIG welded. The structural integrity of the superplastic forming and diffusion bonding process was successfully demonstrated.

주요기술용어(주제어) : Superplasticity(초소성), Diffusion Bonding(확산접합), Titanium(티타늄), Aerospace Parts(항공우주용 부품), Forming Technology(성형기술)

1. 머리말

초소성은 결정체가 특정 조건에서 인장응력을 받을 시에 큰 소성변형(보통 1000%이상)을 보여주며 변형을 하는 특성이다. 이 조건에서 재료는 고온에서 유리가 늘어나는 것처럼 국부적인 변형없이 아주 작은 유동응력으로 변형하게 된다. 따라서 가스압력만으로 복잡한 형상을 한 부품으로 재료의 낭비와 추가 가공 없이 정형(Net-Shape) 가공할 수 있다. 이러한 공정을 초소성 성형(Superplastic Forming, SPF)이라고

하며 초소성 티타늄 합금과 알루미늄 합금 등의 난가공성 재료를 플라스틱처럼 자유롭게 성형하여 복잡한 형상의 다층 구조물을 단품 일체화 및 경량화 하는 첨단기술이다.

특히 초소성 성형을 확산접합과 같이 사용한다면 미세조직적으로 접합되어 용접시보다 더 강하고 내구성 있는 부품을 제작할 수 있다. 이러한 공정을 위해서는 재료자체가 초소성 특성을 갖고 있어야 하는데 보통 미세결정립에 의한 초소성의 경우 결정립의 크기가 작고(보통 10micron 이하) 등축성(equiaxed)이어야 하며, 고온에서 성형중에 결정립 성장을 억제하기 위하여 다중상(multiple phases)이나 준 단일상(quasi-single phase)여야 한다. 성형온도는 절대온도로 용융점의 절반이상인 고온이어야 하며 이때에 결

† 2005년 7월 29일 접수~2005년 9월 9일 게재승인

* 한국항공우주연구원(KARI)

주저자 이메일 : hslee@kari.re.kr

정립경계면의 이동이 자유로와야 하며, 좁은 범위의 변형률속도(보통 $10^{-2} \sim 10^{-5}/\text{sec}$)에서 초소성 특성을 보여준다. 이때의 유동응력은 높은 변형률속도민감성 (strain rate sensitivity)을 갖고 있어 넥킹현상을 막아주며 응력이 비교적 낮은 값이어서 정밀한 조절이 필요하다.

본 논문에서는 초소성/확산접합 기술을 이용한 우주항공용 부품을 제시하고, 본 기술로 제작한 고압 압력용기의 내압시험 결과를 기존의 방법으로 제작한 압력용기와 비교하였으며, 제작 방식에 따른 압력용기의 파손모드에 대해서 살펴보았다.

2. 초소성성형/확산접합 부품의 예

선진국에서는 알루미늄 및 티타늄 소재의 성형 기술은 이미 개발되어 응용되고 있으며 전투기, 폭격기, 민항기, 위성체, Space Shuttle 등 우주 항공 분야 뿐 아니라 각종 무기체계는 물론 자동차부품, 의료기기 등에 이 기술을 적용하고 있다. 사례중의 하나로서, 1999년 미국 Boeing-St. Louis사에서 발표한 자료에 따르면^[1] 기존의 전투기에 사용되던 180종의 부품을 single-sheet로 초소성 성형하였고, 13종의 부품을 multi-sheet로 확산접합한 뒤 초소성가공으로 성형한 결과, 20~50%의 비용절감과 더불어 10~20%의 무게절감 효과를 얻을 수 있었다.

상기 회사에서 발표한 또 다른 사례는^[2] F-15E Builtup Low Cost Advanced Titanium Structures Program을 통해서 F-15E 전투기의 후방동체 제작을 위해 소요되던 부품을 772종에서 46종으로 대폭 감소하였으며, 10,000여개의 체결요소를 제거할 수 있었을

뿐만 아니라 10ft^3 의 장비탑재 여유공간을 추가로 확보하고 동시에 15%의 무게절감을 얻을 수 있었다(그림 1).

다른 군수분야의 적용사례를 보면 B-1폭격기의 엔진 nacelles, F-15E의 Missile launcher, Aft fuselage, Nozzle fairing, Main landing gear door, Reconnaissance pod fairing, Air refueling receptacle, EFA(European Fighter Aircraft)의 Cabin center floor, Avionics bay roof, Canards, Outboard flaperons, 프랑스 Rafael의 주익 앞전 플랩, 그리고 Sikorsky UH-60의 Rotor Hub, Firewall 등 많은 회전익기 부품에 사용되어 경량화하며 비용을 줄이고 성능을 향상시키고 있다. 비용 및 무게 절감에 대한 연구의 사례가 표 1^[3]에 나와 있다.

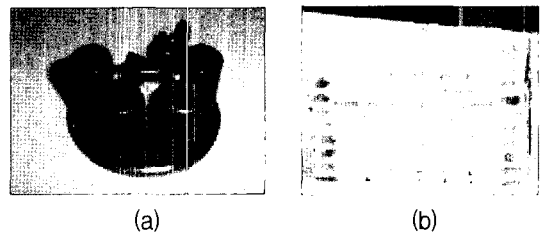
그림 2에 초소성으로 제작한 전형적인 부품의 예를 보면 (a) Ti-6Al-4V을 사용하여 일체형으로 제작한

[표 1] 초소성/확산접합에 의한 비용 및 무게절감의 예^[3]

Part	Material	Cost Factor		Weight Factor	
		일반	SPF/DB	일반	SPF/DB
A310 Jack Can	Ti	1.0	0.66	1.0	0.65
UWAP(Under wing Access Panel)	Al	1.0	1.0	1.0	0.60
Escape Hatch	Al	1.0	0.7	1.0	1.0
Aileron	Al	1.0	1.0	1.0	0.82
Spoiler	CFC	1.0	0.78	1.0	1.0
Harrier Bay Door	Ti	1.0	0.65	1.0	0.78



[그림 1] F-15E전투기의 초소성성형/확산접합 적용 전(a)과 적용후(b)의 후방동체 내부^[2]



[그림 2] (a) 복잡한 형상의 Diffuse Nozzle^[4], (b) 동시성형한 샌드위치 구조물^[5]

Diffuse Nozzle^[4]과 (b) Al-Li 판재를 사용하여 8개의 샌드위치 구조물을 동시성형하여 초소성 제작^[5]한 것이다.

이외에도 각종 엔진부품, 스페이스셔틀의 Trust Structure 및 샌드위치 패널 등 많은 우주비행체 및 유도무기에 사용되고 있으며, 일본 MUSES 위성에서 사용된 자세제어용 추력기 탱크의 경우 그 형상이 teardrop으로서 기존의 단조나 절삭가공으로 제작하기에는 그 형상이 복잡하여 Ti-6Al-4V 합금을 이용하여 초소성으로 성형하여 제작하였다.

초소성/확산접합의 민수분야 적용사례를 보면 Boeing 737의 Bubble fairing, Access door, Stakelet, Airbus A320/330의 Engine nacelles parts 및 Underwing access panel, Airbus A380의 APU ducting system에 성공적으로 사용 중이며, 그리고 현재까지 제조된 팬 블레이드 중에 가장 큰 PW4000 6th stage의 113-inch hollow titanium radial fan blade 등이 있다. 또한 최근에는 자동차 패널, 골프헤드, 치과용 재료 및 denture base, 그리고 위성 안테나 등에 폭 넓게 사용되고 있다.

3. 초소성성형 및 확산접합

초소성 특성은 다음의 Mukherjee-Bird-Dorn 식으로 나타낼 수 있다^[6].

$$\dot{\epsilon} = A \frac{Gb}{kT} \left(\frac{b}{d}\right)^p \left(\frac{\sigma}{G}\right)^n D_0 \exp\left(\frac{Q}{kT}\right) \quad (1)$$

식 (1)에서 $\dot{\epsilon}$ 는 변형률속도, σ 는 강도, G 는 전단계수, D_0 는 고유확산계수, Q 는 활성화에너지, k 는 볼츠만상수, b 는 버거스벡터, d 는 결정립크기, T 는 온도, 그리고 A, p, n 은 상수이다.

위의 식에서 볼 수 있는 바와 같이 결정입자가 작으면 일정한 변형률속도에서 초소성 온도가 감소하게 되고, 일정한 온도라면 최적 초소성 변형률속도가 증가하게 된다. Ti-6Al-4V의 경우 α 상과 β 상의 특성이 크게 다르고 변형도중에 각각의 비율이 변하는 등 변형메카니즘을 해석하기가 어렵다. 한가지 예로서

Arrhenius 관계에서 얻은 활성화에너지의 값이 보통의 확산 메카니즘에서 알려진 값보다 큰데, 이 이유는 변형기구에 변형률에 의한 미세조직 변화가 포함되어야 하기 때문으로 해석된다^[7].

본 연구에 사용한 알루미늄합금 및 티타늄합금은 초소성 특성으로 인하여 유동응력이 아주 낮으므로 가스 압력 만으로도 성형이 가능하고, 얇은 두께까지 제작이 가능하므로, 본 연구에서는 이러한 특성을 이용하여 구형의 압력용기를 제작하였다.

알루미늄합금의 경우 고온에서 산화막의 형성으로 확산접합시에 강도저하가 우려되어 반구형상으로 성형하였고^[8], 티타늄합금의 경우 강도저하없이 확산접합이 용이하므로^[9] 구형으로 직접 성형하였다. 성형조건은 고온 인장시험의 조건과 동일하였고, 산화를 방지하기 위하여 알루미늄합금은 Ar분위기에서(그림 3), 그리고 티타늄 합금은 진공상태에서 제작하였다.

초합금, 티타늄등을 이용한 내열합금은 군용 및 민간 항공기, 우주발사체, 액체로켓 엔진, 자동차, 발전소, 의료기기 및 석유화학 plant 등 많은 분야에서 사용되고 있으나 절삭, 단조, 압연, 압출과 같은 기계가공이 어렵고 일반금속에 비하여 용융점이 높아서 일반적인 용해방법으로 주조하기도 어렵다. 이들 재료는 절삭 가공시에 절삭공구의 수명이 짧고 절삭물이 매우 적으므로 워터젯(Water-Jet)이나 방전가공(EDM : Electric Discharge Machine)으로 가공해 왔다. 또한 많은 비용을 들여서 절삭가공을 한다고 해도 후가공시에 발생하는 소재의 손실이 큰 것이 문제가 되어 왔다.

확산접합 기술은 고체 상태에서 이종금속 없이 확산접합을 이용하여 기존의 기계가공으로는 어려운 복잡한 형상의 구조물을 제조하는 방법이다. 비슷한 기술로서 브레이징(Brazing)과 천이 액상 확산접합(Transient Liquid Phase Diffusion Bonding)이 있는데, 브레이징은 두 개의 재료를 접합하는 수단으로 비교적 용융점이 낮은 합금을 사이에 놓고 이것이

[그림 3] 알루미늄합금의 초소성 단계별 반구 성형 프로파일^[8]

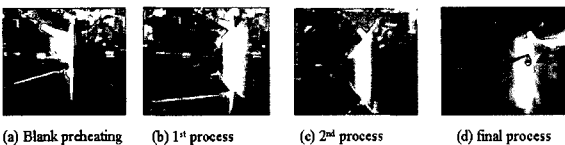
녹도록 충분히 가열하되 모재는 녹지 않도록 하는 접합방법이며 천이 액상 확산 접합은 브레이징 기술과 확산접합을 모두 이용하는 기술로서, 접합 과정 중에 일시적으로 액상을 형성시킨(브레이징)후, 접합 온도를 유지하며 확산접합하여 등온응고를 발생시켜 접합을 형성시키는 기술이다. 이 기술은 중간에 이종 금속이나 활성화재료(Activator Materials)을 사용하며 공정중에 액상을 이용하므로 접합면의 물성이 모재와는 다르며 따라서 기계적 강도가 떨어지는 단점이 있다.

따라서 내열합금을 사용하여 두껍고 복잡한 형상의 구조물을 최소의 기계가공으로 제조하여 가공시 소재 손실을 줄이고 최소의 후처리만이 요구되는 새로운 제조기술이 요구되고 있는데 초소성/확산접합 기술을 사용하면 고체 상태에서 이종금속 없이 확산접합을 이용하여 기존의 기계가공으로는 어려운 복잡한 형상의 구조물을 제조할 수 있다. 이 방법은 종래의 액상 확산접합, 브레이징 방법이 아니고, 이종소재를 사용하지 않으므로 높은 구조 강도를 얻을 수 있으며 접합부의 정밀도와 신뢰성과 내구성을 높인다. 또한 구조물의 형상에 따라 미리 가공한 최소한의 소재만을 사용하며 성형 후 공차를 맞추기 위한 단순 후처리 기계적 가공만이 요구되므로 원소재비용 및 가공비용을 크게 줄일 수 있는 장점이 있다.

4. 시제품 제작 및 파괴모드

본 연구에서는 기존의 스피닝 가공과 초소성/확산 접합 성형 두가지 방법으로 위성발사체용 티타늄 고압탱크를 제작한 후 이들에 대해 내압시험^[10]을 수행하여 제작 방식에 따른 탱크의 파손모드에 대해서 살펴보았다.

기존의 방법으로 제작한 고압탱크는 열간 스피닝을



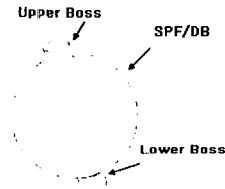
[그림 4] 티타늄 합금의 열간 스피닝

통해서 반구를 제작하였으며, 기계 가공된 보스와 반구, 반구와 반구의 용접은 TIG 용접을 적용하였다. 그림 4에 열간 스피닝 공정이 나와 있다.

초소성/확산접합으로 제작한 고압탱크는 상, 하 부의 보스와 상부플랭크, 하부플랭크를 모두 초소성 성형/확산접합으로 제작하였으며, 용접이나 이종물질 없이 순수한 고상(Solid-State)에서 모재의 확산에 의해 접합시켜서 정형가공(Near Net Shape)으로 성형하였다.

탱크의 파손 모드와 성능 검증을 위하여 Proof 압력까지 가압한 후 감압하는 형태의 내압시험을 실시하였다.

열간 스피닝으로 제작 후 용접을 한 고압탱크의 파손은 그림 6에서 보여진 바와 같이, 보스와의 용접부와 중앙의 용접라인에서 파괴가 일어났다. 따라서 가장 취약한 부위는 용접부위이다. 초소성/확산접합으로



[그림 5] SPF/DB로 제작한 Near Net Shape의 탱크



[그림 6] 용접 접합 부위로 파손이 전파한 모습 (스피닝후 용접한 고압탱크)



[그림 7] 확산접합 부위와는 무관하게 파손이 전파한 모습(초소성/확산접합 성형한 고압탱크)

제작한 고압탱크의 경우 그림 7에서처럼 가장 두께가 얇은 부위에서 파괴가 시작하였으며 확산접합 부위와 관계없이 파손이 진행된 것을 알 수 있다. 상세한 시험결과는 [11]에 나와 있다.

5. 맺는 말

초소성/확산접합 기술을 이용한 우주항공용 부품의 사례를 제시하고, 알루미늄합금 및 티타늄 합금을 고온에서 기체 정압력을 사용하여 성공적으로 초소성 성형 부품을 제작하였다. 또한 위성발사체용 고압 티타늄 압력용기의 상, 하 부의 보스와 상부블랭크, 하부블랭크를 용접없이 모두 고체상태에서 일체형으로 초소성/확산접합을 이용하여 성형 제작하였다. 제작한 고압 압력용기의 내압시험 결과를 기존의 방법으로 제작한 압력용기와 비교하였으며, 제작 방식에 따른 압력용기의 파손모드에 대해서 살펴보았다. 기존의 방법으로 제작한 탱크의 경우 최종파손이 용접라인을 따라 전파한 것에 반하여, 초소성/확산접합으로 제작한 탱크는 접합 부위에서의 취약성이 나타나지 않고 모재와 동등한 구조강도를 보여주었다. 따라서 우주비행체용 고압 티타늄 압력용기 제작시에 용접에 의한 감쇄인자(Knockdown factor) 없이 제작이 가능하게 되어 구조 건전성을 향상시키고 경량화가 가능하게 되었다. 본 기술은 종래의 제조방법과는 다르게 용접이나 액상 확산접합, 브레이징을 사용하지 않으며, 고체상태에서 이종소재 없이 초소성/확산접합 공정을 사용하여 일체형으로 위성발사체용 고압탱크를 개발할 수 있다는 것을 보여주었다.

감사의 글

본 논문의 일부는 국방과학연구소 민군겸용기술센터의 민·군겸용기술사업에서 지원을 받았으며 이에 감사드립니다.

참고 문헌

- [1] Best Manufacturing Practice, <http://www.bmco.org/>
- [2] Sam L. Jones, American Metal Market, Aug 18, 1986.
- [3] Superplasticity: 60 Years after Pearson, pp. 366(1995).
- [4] D. Sanders, Advances in Superplasticity and Superplastic Forming, Edited by E. Taleff, P. Friedman, P. Krajewski, R. Mishra and J. Schroth, TMS (The Minerals, Metals & Materials Society), pp.3(2004).
- [5] J. Will and J. Cotton, NASA CR-2002-212400().
- [6] Ho-Sung Lee and A. M. Mukherjee, "Effect of Hydrostatic Pressure on Superplastic Deformation of Al-Li Alloy", Superplasticity in Aerospace II, pp.121~128(1990).
- [7] "Superplasticity-current status and future potential", 1999, P. Berbon, et al. MRS Vol. 601.
- [8] Ho-Sung Lee, "Superplastic Deformation and Cavitation of Al-Li Alloy", International Conference of Korean Scientists, Seoul, pp. 1474~1478(1990).
- [9] "Towards Innovation in Superplasticity I", Proceedings of the International Symposium Amano-Hashidate, Kyoto, Japan, July 23-24, T. Sakuma (Editor), et al(1996).
- [10] MIL-STD-1522A, Standard General Requirements for Safe Design and Operation of Pressure, Missile and Space System(1992).
- [11] Ho-Sung Lee, et. al, "Rupture of Titanium Pressurized Vessels for Aerospace Application", Rare Metal Materials and Engineering, *in press*(2005).