

논문

# 인공개재물 이식법을 통한 항공기용 티타늄 주물의 피로설계

P.Ret · 박용국\*† · 김진곤

Air Force Research Lab, Wright-Patterson Air Force Base, OH, U.S.A.

\*대구가톨릭대학교 기계자동차공학부

## An Artificial Inclusion Seeding Methodology for Fatigue Design of Aerospace Ti Castings

Paul, L. Ret, Yong-Kuk Park\*†, and Jin-Gon Kim

Air Force Research Lab, Wright-Patterson Air Force Base, OH, U.S.A.

\*Catholic University of Daegu, Hayang, Kyungsan, Kyungbuk, 712-702, Korea

### Abstract

Presence of inclusions in Ti castings imparts detrimental effects on the mechanical performance of castings. However, actual inclusions do not occur very frequently and they are difficult to locate. As a result, acquirement of specimens for mechanical tests and thus in-depth research of the adverse influence of inclusions are challenging. To address this problem, artificial inclusion seeding methodology is developed to emulate actual inclusions in Ti investment castings. Firstly, to validate that this new methodology does not result in inherent mechanical property degradation, Ti specimens with machined, backfilled and HIPed holes are produced and compared to control (unaltered), cast Ti material. Fatigue test results indicate that this 'machine-and-HIP methodology without seeding' does not result in any fundamental mechanical property alteration, which would bias ensuing comparative results. Secondly, based on this result, validation of the artificially seeded inclusions being equivalent to 'as cast' inclusions is performed by comparing their fatigue behaviors. Test specimens created by the novel artificial inclusion seeding methodology are equivalent to Ti casting specimens containing actual cast-in inclusions, and an adverse effect of inclusions in investment castings is confirmed.

**Key words :** Ti-6Al-4V, Hard alpha inclusion, Artificial inclusion seeding methodology, Hot isostatic pressing(HIP), Fatigue test, Fatigue life.

(Received June 29, 2006; Accepted August 17, 2006)

### 1. 서 론

티타늄합금(titanium alloys)은 항공기부품 및 구조물 제작에 매우 적합한 고강도 경량재료이다. 그런데 제조원가를 최소화하기 위하여 많은 Ti합금 항공기부품의 생산에 정밀주조법(investment casting)이 응용되고 있다[1]. 최근에는 주조업체들이 소형 부품 제조에 이어 약 90 kg에 이르는 대형 및 비대칭형상의 항공기구조부품까지도 생산하는 추세이다[2-4]. 이러한 항공기용 대형부품들은 형상이 복잡하여 현실적으로 단조에 의한 생산이 매우 어렵다. 또한 빌렛(billet)을 기초소재로 질삭가공할 경우 제조원가가 너무 높아지는 단점이 있다. 따라서 정밀주조법이 매우 경쟁력 있는 제조공법으로 각광 받게 되었다.

그러나 항공기부품 및 구조물이 대형화하고 복잡해짐에 따라 정밀주조법에 의한 주물에서는 주물의 중대한 결함 중 한 종류인 개재물(cast-in inclusions)의 발견이 어려워지게 되었다. 또한 개재물이 존재함으로써 티타늄합금 부품의 기계적성질이 저하되는 정도를 정확히 계산하는 것도 어렵다. 항공기부품의 제조에 가장 광범위하게 사용되는 Ti합금인 Ti-6Al-4V합금에는

알파상내의 단단한 개재물(hard inclusions in  $\alpha$  phase)이 종종 발견된다. 이러한 개재물은 주물의 기계가공시 처음 발견되었으며,  $TiO_2$ ,  $TiN$  등의 티타늄 산화물 또는 질화물( $Ti_xO_y$ ,  $Ti_xN_y$ )이 외부로부터 Ti용탕에 유입된 후 주조, 응고 또는 열처리 시 Ti기저(Ti-matrix)와 반응하여 생성된다. 티타늄내에서 Ti의 알파상( $\alpha$  phase)을 안정화시키는 치환형 원자인 Al과 같은 역할을 하는 대기중의 침입형 원자인 산소 또는 질소를 포함하는 이 불순물들의 용융점은 Ti-6Al-4V의 용융점보다 높아 1800°C를 훨씬 초과한다. 특히 Ti용융에 널리 쓰이는 비교적 낮은 온도의 스킨용융(skull melting)시 쉽게 녹지 않고 개재물을 형성한다[5].

알파상내 개재물들은 최고 15wt 산소와 2.5 wt 질소를 포함하는데, 주조 시 알파상의 Ti내에서 질소에 비하여 높은 산소의 확산계수로 인하여 산소를 더 많이 가지는 경우도 있으며 약 10 wt% 산소와 2 wt% 질소를 포함하는 것으로 알려져 있다[6]. 그러나 개재물의 조성이 일정하지 않아 개재물 주위의 산소나 질소의 확산모델을 수립하기는 용이하지 않다. 개재물의 특성 또한 단순하지 않은데 기공, 수축공(porosity), 결함

†E-mail : ykpark@cu.ac.kr

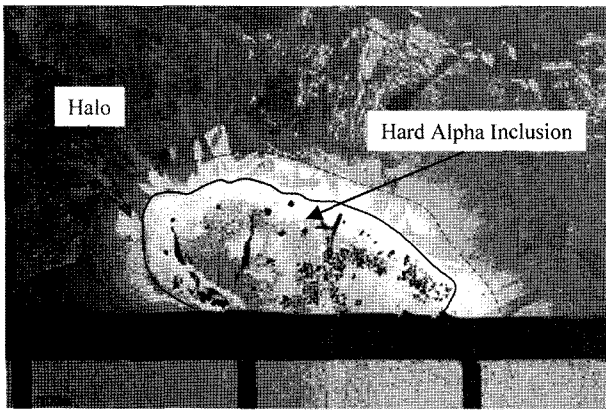


Fig. 1. Hard inclusion in  $\alpha$  phase of cast Ti-6Al-4V alloy.

(crack), 금속간화합물 등 다양하게 구성되어 있다. 마지막으로 개재물과 Ti기저 사이 경계는 확산접합(diffusion bond)에서부터 표피층(scale layer)에 이르기까지 다양하다. Fig. 1은 Ti-6Al-4V 합금에서 발견되는 알파상내 개재물 사진이다. 사진에는 개재물 뿐만 아니라, 산소의 확산에 의하여 형성된 산소가 풍부하고 취성이 강한 개재물 주위의 확산(halo)영역도 확인된다.

이러한 개재물은 응력집중을 야기하고 결함의 시작점이 되어 결국 주물의 피로수명을 단축시키므로 항공기부품의 설계 및 유지보수에 있어 매우 중요한 과제이다. 대형 Ti합금 주물이 파단위험품(fracture critical hardware)으로 분류되는 경우, 즉, 비행 중 항공기부품과 구조물의 파괴가 항공기 추락으로 연결되는 중요한 품목인 경우에는, 주물의 설계, 생산 및 유지보수가 파손허용(damage tolerance)기준을 사용하여 이루어진다. 이 방법은 비행 중 급작스러운 파괴를 초래하지 않는 결함의 최대 크기인 '최대허용 위험결함크기'를 결정한 후, 비파괴검사법으로 이 보다 큰 결함을 발견하는 방법이다[7]. 개재물이 주물 내에 존재하면 '개재물의 발견'과 '기계적 성질에 미치는 영향'이라는 두 가지 중요한 문제가 발생한다. 우선, 알파상내 개재물의 밀도는 모재인 Ti-6Al-4V합금의 밀도와 유사하여 X선검사법으로 발견하기 어렵고 특히 주물의 두꺼운 부분에서는 더욱 발견하기 힘들다. 두 번째, Ti합금 항공기부품에 있는 알파상내 개재물은 매우 치명적이다. 예를 들어, 미국 Sioux City DC-10 항공기 추락사고를 초래한 컴프레서 디스크 결함의 발생과 전파, 피로파괴에 이러한 개재물이 직접적인 원인으로 확인되었다[8].

개재물을 쉽게 발견하는 방법과 Ti주물의 기계적 성질에 미치는 영향을 연구하는데는 개재물을 포함한 Ti주물시편이 많이 필요하다. 그러나 개재물을 실제 발견할 확률은 항공기용 대형 Ti정밀주물 30 kg 당 개재물 1개 정도이다[9]. 이러한 낮은 비율로는 안전한 항공기부품과 구조물의 설계 및 제작에 필요한 피로강도 및 피로수명 등의 데이터를 충분히 제공할 수 없을 뿐만 아니라 개재물의 발견 자체 또한 예측이 불가능하다. 그러므로 많은 양의 개재물을 포함하는 Ti주물과 기계적성질의 시험을 위한 시편 제작이 절실하다.

이를 위하여 인위적으로 개재물을 주물에 넣어 시편을 제작하려는 시도가 있었으나 개재물을 직접 주형에 넣어 충분한

수의 시편을 얻는 방법은 고비용과 너무 낮은 수율 때문에 모두 실패하였다. 예를 들어, 직접 주입한 개재물들이 서로 엉겨 붙거나, 주물의 코너에 모이거나, 또는 주형과 주물의 경계에서 응고되어 결국 극소수의 시편만을 얻을 수 있었다[9,10]. 최근 이러한 실패를 극복하고자, 특수한 형태의 정밀주조용 주형을 사용하고 용탕의 주입시 개재물을 고정시켜 원하는 위치에 개재물을 응고시킨 후 주물을 절단하여 이로부터 시편을 확보한 연구가 있었다. 그리고 이렇게 만들어진 시편들을 사용하여 개재물을 포함한 Ti주물의 피로수명을 측정한 후 실제 Ti주물의 피로수명과 비교하는데 성공하였다[10]. 이 방법은 과거 방법들에 비하여 개재물 주조 성공률과 시편제작 수율을 대폭 향상시킨 점에서 고무적이다. 그러나 여전히 시편 제작에 소요된 고비용으로 인하여 대량제작에는 한계가 있다.

본 연구의 목적은 항공기 부품용 Ti주물의 기계적 성질, 특히 피로수명을 평가하기 위하여 저비용, 고효율의 개재물을 포함하는 피로시험 및 인장시험용 Ti합금 주물시편제작법을 개발하는 것이다. 또한 이를 이용하여 알파상내 개재물이 Ti합금 주물의 피로수명에 미치는 영향을 확인하는 것이다. 본 연구에서는 충분한 수의 시편을 용이하게 확보하는 방법으로서 개재물을 직접 주조하는 종래의 방법 대신 열간등가압처리(Hot Isostatic Processing, HIP)를 이용, 인공적으로 개재물을 이식하는 티타늄합금 시편제작법(인공개재물이식법)을 제안한다. 물론 이 방법에 의해 제작된 시편은 개재물을 포함하는 실제 Ti주물의 기계적성질과 동일한 성질을 가져야 하므로 이를 실험적으로 검증한다. 향후 이 방법을 이용하여 값싸고 효율적으로 제작된 시편들을 사용하여 개재물이 실제 Ti주물의 여러 가지 기계적성질에 미치는 영향을 신뢰성 있는 통계적데이터로 계산할 수 있고 항공기부품 및 구조물 설계자와 주물 생산자 들에게 충분한 양의 통계적의미를 가진 데이터를 제공할 수 있을 것이다.

## 2. 실험 방법

상기 연구목적을 달성하기 위하여 본 연구에서는 다음의 두 단계로 나누어 실험을 진행한다. 우선, 1단계 실험에서는 티타늄합금 판으로부터 열간등가압처리(HIP)를 이용한 새로운 방법에 의해 제작된 '개재물을 포함하지 않은 Ti시편'을 직접 정밀 주조한 '개재물 없는 실제 Ti주물'과 비교하여 동일한 피로성질을 가지는지 확인한다. 만약 그렇지 않다면 새로운 방법으로 제작되는 '인공개재물을 이식한 Ti시편'의 기계적성질을 '개재물을 가진 실제 Ti주물'과 직접 비교하는 것이 무의미하기 때문이다. 1단계 실험에서 열간등가압으로 제작된 시편과 실제 주물시편 사이에 기계적성질의 편차가 없음을 확인한 후, 2단계 실험에서는 '인공개재물이식법으로 만든 개재물을 포함한 Ti합금시편'의 기계적성질과 '개재물을 직접 주형에 넣고 주조하여 만든 개재물을 포함한 Ti합금시편'의 성질을 비교한다. 만약 두 번째 실험에서도 동일한 기계적성질을 가진다고 확인되면, 실제 Ti합금주물에서 쉽게 발견하기 어려울 뿐만 아니라 기술 및 비용 측면에서 제작도 어려운 개재물을 포함한 실제 주물을 만드는 대신, 인공개재물 이식법을 이용하여 개재물을 포함한 Ti시편을 저렴하고 효율적으로 대량 제작할 수 있을

Table 1. Experimental Procedures

Comparisons of Ti specimens' fatigue life	
Stage 1 (no inclusion) HIPed Ti specimen vs. Cast Ti specimen (control)	Stage 2 (with inclusion) HIPed Ti specimen with artificially seeded inclusion vs. Cast Ti specimen with as-cast inclusion

것이다. Table 1은 본 연구에서 수행한 실험의 개요이다.

2.1 시편 제작

본 연구에서 제안하는 정밀주조된 Ti-6Al-4V합금판(cast plate)에 인공적으로 만든 알파상내 개재물을 직접 이식한 후, 열간등가압처리하여 시편을 제작하는 방법인 '인공개재물 이식법'의 개략도를 Fig. 2에 나타내었다. 이 과정은 우선 정밀주형을 이용하여 Ti합금 판을 주조한 후, 판에 드릴로 구멍을 만들고 인공개재물을 이식한다. 그리고 구멍을 티타늄 채움 막대(backup bar)로 도로 메운 후 진공에서 electro-beam 용접으로 구멍 입구를 닫는다. 그리고 나서 열간등가압처리로 개재물 채움 막대 주위를 완전히 닫고 확산접합(diffusion bond)을 형성한다. 마지막으로 비파괴검사로 개재물을 확인한 후 이 개재물을 시편의 게이지 부분 중앙에 위치시키고 나서 기계가공(machining)하여 최종적으로 피로시편을 제작한다.

우선 1 단계 실험을 위하여, Fig. 2에서 설명한 방법에서 단지 '인공개재물 이식단계'만을 제외한 방법을 사용한다. 즉, 구멍뚫기, 채움 막대로 다시 메우기, 용접 및 열간등가압 순서로 '개재물 없는 Ti시편'을 제작한 후, 직접 주조한 Ti시편과 나란하게 피로시험을 수행하여 그 결과를 비교한다. 2 단계 실험에서는 Fig. 2의 인공개재물 이식법으로 제작한 시편과 직접 개재물을 넣고 주조하여 만든 시편의 피로수명을 비교한다. 이때 직접 주조된 Ti시편은 이미 개발되어 소개된 바 있는 개재물을 직접 주형에 넣는 방법을 사용하여 제작한다[10]. Fig. 3은 이렇게 직접 주조된 개재물 막대(as-cast inclusion slug)를 Ti판에 넣고 확산접합 후 피로시험용 시편을 제작하는 방법을 설명하고 있다.

2.1.1 Ti판 제작

1단계 실험과 인공개재물이식의 2단계 실험을 위하여 티타늄(Ti-6Al-4V)판을 주조하였다. 이 티타늄합금판의 조성은 현재

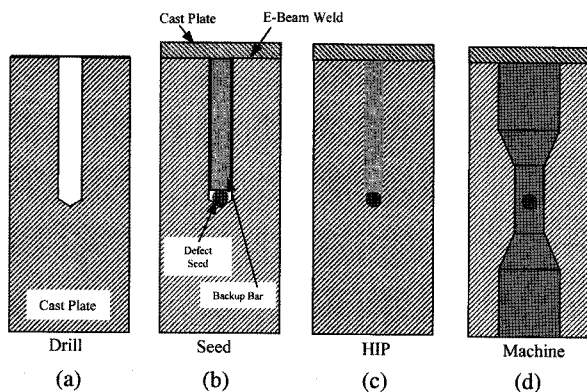


Fig. 2. Schematic diagram of Ti fatigue specimen manufacture (Artificial inclusion seeding methodology).

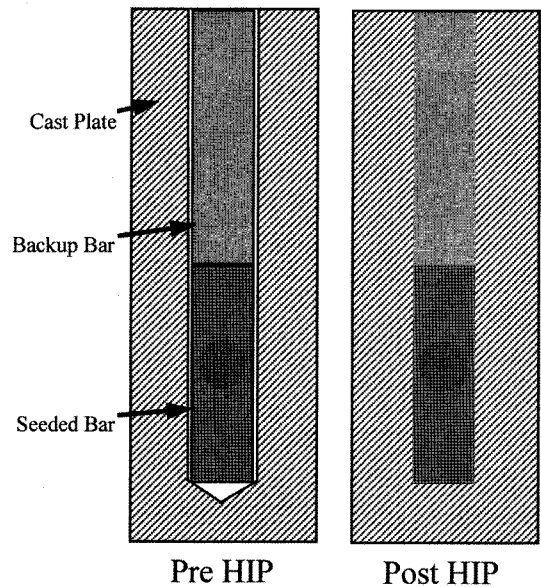


Fig. 3. Methodology for seeding an as-cast slug inclusion into Ti plate material.

항공기산업에서 사용되는 구조용 티타늄주물과 동일하게 제작하였다. 피로시험용 표준시편의 치수(a)와 시편을 10개씩 만들 수 있는 Ti-6Al-4V 주물판의 치수(b)가 Fig. 4에 나타나 있다. Fig. 5는 여섯 개의 판을 동시에 주조하기 위해 제작한 정밀주조용 주형(investment mold)이다. 용고가 종료되고 판을 제거한 후, 항공기용 Ti합금 주조 및 주물의 후 처리에 관한 AMS 4962 주조규정[11]에 의거하여, 주물표면의 반응영역을 깨끗이 하기 위하여 화학적으로 처리하고 900oC, 103MPa의 압력으로 아르곤분위기 하에서 2시간 동안 열간등가압처리하였다. 최종적으로 성분분석을 통하여 AMS4962의 기준에 적합함을 확인하였으며 또한 X선을 이용하여 제작된 Ti판에는 개재물 및 기공 등의 내부 결함이 존재하지 않음을 확인하였다.

2.1.2 개재물 제작

우선 인위적인 개재물의 크기와 모양을 결정하기 위하여, 본 연구에서는 실제 Ti주물에서 발견되는 개재물의 크기와 모양, X선을 이용한 발견확률, 그리고 피로시험용 시편 제작의 수월성을 고려하였다. 실제 알파상내 개재물 크기의 정확한 분포는 현재 알려져 있지 않으나 Ti-6Al-4V 합금에서 발견되는 가장 큰 개재물의 크기는 약 5-6 mm이며 항공기 구조물 설계 및 제작에서는 약 1 mm를 최소내부결함의 크기로 간주하고 있다[12]. 따라서 약 1-6 mm 크기의 개재물을 인공적으로 제작하기로 한다.

개재물의 제작은, 실제 주물공장에서 주물 속에 불순물로 함유되는 과정 (예를 들어, 게이트(gate), 러너(runner), 라이저

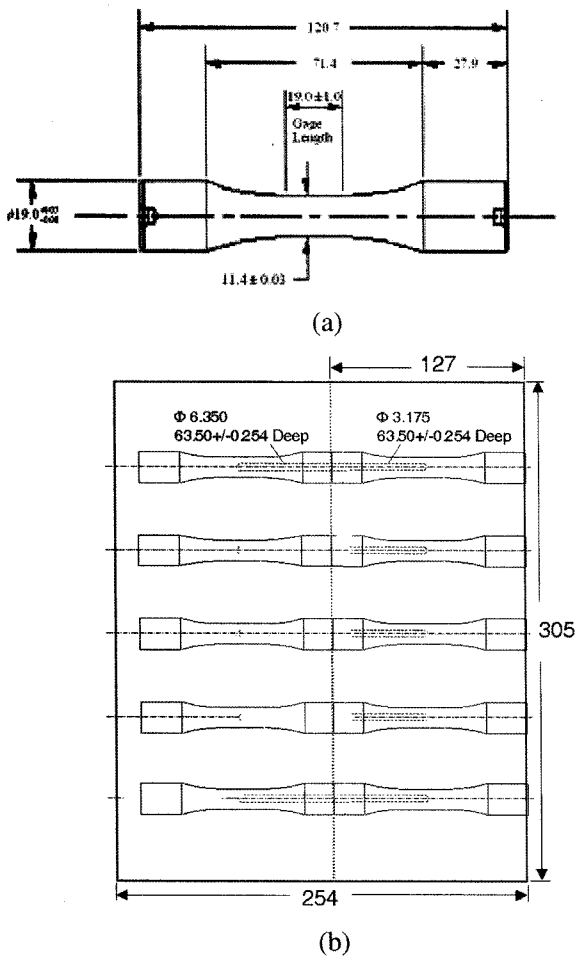


Fig. 4. Fatigue specimen proposed and Ti plate geometry required to contain 10 fatigue specimens [mm].

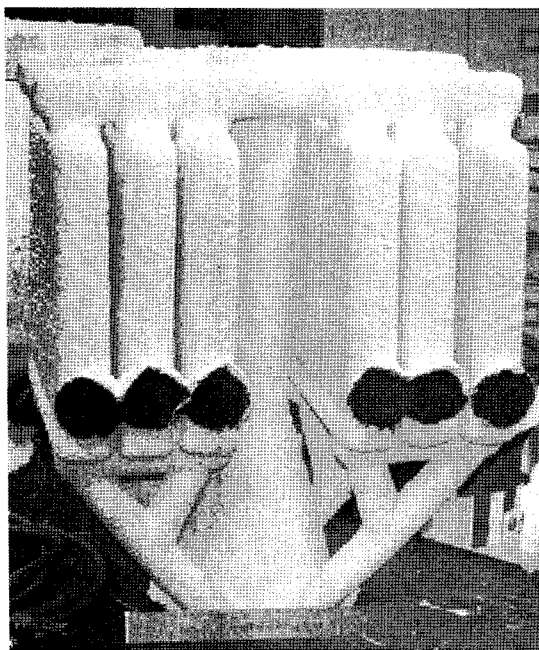


Fig. 5. Investment mold used to produce six cast Ti-6Al-4V plates.

(riser), 스크랩(scrap)의 절단 등)을 재현하기 위하여 티타늄막대를 산소-아이스틸렌 토치를 사용하여 자른 직후 액체질소에 떨어뜨려 응고시켰다[9]. 이러한 방법으로 제작한 단단한 개재물의 실제 크기를 측정 후 크기에 따라 대략 0.8-2.0, 2.0-3.3, 3.3-4.5, 4.5-6.0 mm의 4개 그룹으로 분류하였다.

2.1.3 개재물 이식 및 시편완성

2단계 실험 -인공이식된 개재물 시편(Fig. 2)과 주조된 개재물 시편(Fig. 3)의 비교 피로시험을- 위하여 두 가지 상이한 개재물시편 제작방법을 사용하였다. 우선, 개재물의 인공이식 방법은 다음과 같다. 방전가공(electrical discharge machining, EDM)으로 Ti주물판을 자른 후 개재물을 수용할 수 있도록 깊이 63.5 mm의 구멍을 뚫었다(Fig. 6). 그리고 인공개재물을 각각의 구멍에 떨어뜨려 넣은 후 동일 재질의 티타늄합금 채움막대로 구멍을 다시 메우고 진공에서 electron-beam 용접으로 구멍 입구를 닫았다. 그리고 AMS 4962에 의거하여 아르곤분위기 하에서 2시간 동안 온도 900°C, 압력 103 MPa로 열간등가압하였다[11]. 마지막으로 각각 30분 동안 1027°C에서 베타 어닐링 열처리를 두 차례 실시하였고 공기 중에서 냉각 그리고 다시 시효경화(aging)을 위하여 2시간 동안 843°C에서 2시간 동안 유지하였다. 이러한 열처리 후 Fig. 7과 같이 HIP 수축(HIP shrink)이 Ti판 표면에 나타남으로써 개재물과 Ti합금 모재 사이에 충분한 확산접합(diffusion bonding)을 확인할 수 있었다. Ti판의 경도 테스트 결과 또한 평균 32 HRc로 확인되어 AMS 4962 Ti합금 주조규정대로 주조되었음을 확인하였다. 최종적으로 개재물을 시편의 게이지 부분 중앙에 위치시킨 피로시편을 치수대로 기계가공하여 피로시험용 시편을 완성하였다.

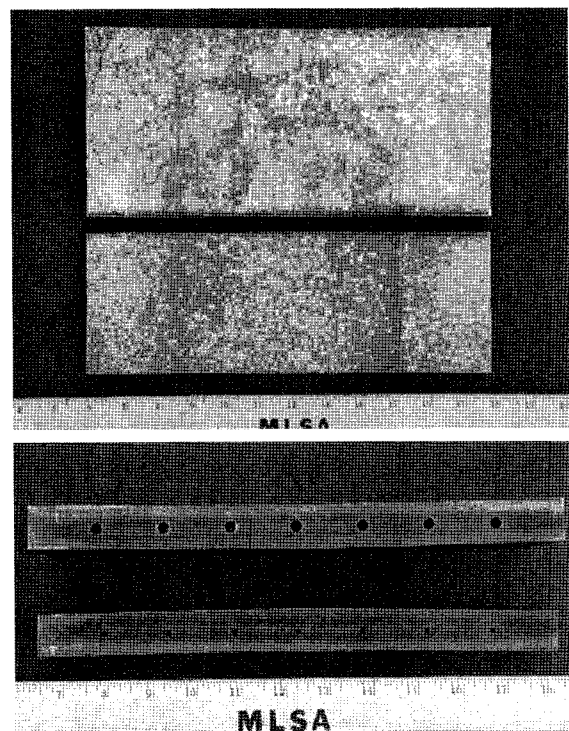


Fig. 6. Ti-6Al-4V plate as-cast, HIPed, cut via EDM, and drilled for seeding.

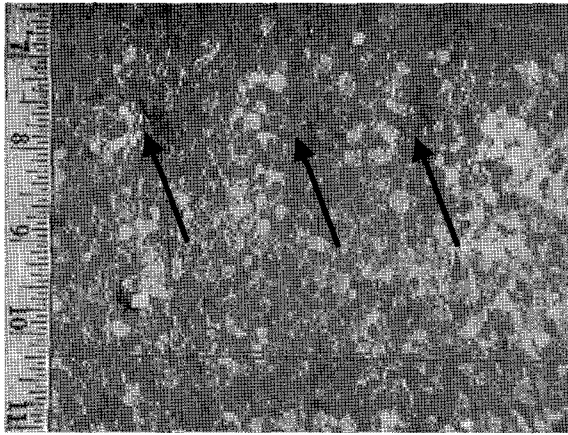


Fig. 7. HIP shrink noted on processed Ti-6Al-4V plate (arrows).

다음은 상기한 인공개재물이식법에 의해 제작된 Ti시편이 실제 주조된 개재물 Ti주물시편을 대체할 수 있는지 확인하기 위하여 개재물 주물시편을 직접 제작하였다. 단, 제작은 개재물을 직접 주형에 넣고 주조하여 시편을 만드는 참고문헌 상의 방법을 사용하였다[10]. 즉, 주형에 개재물을 직접 넣은 후 용탕을 붓고 응고시켜 주물에서 개재물을 포함한 부분을 잘라내어 개재물 막대(as-cast slug)를 얻고 이를 인공이식의 경우와 동일하게 아르곤분위기 하에서 2시간 동안 온도 900°C, 압력 103 MPa로 열간등가압처리하였다. Fig. 8과 Fig. 9는 개재물을 포함한 채로 응고된 주물과 직접 주형에 투입되어 주물 내부에서 응고된 개재물의 X선 사진이다. 마지막으로 Fig. 3에서 전술한 방법으로 개재물 막대를 Ti판에 넣고 진공에서 electron-beam 용접하며 다시 아르곤분위기 하에서 2시간 동안 온도 900°C, 압력 103 MPa로 열간등가압처리하여 확산접합 시킨 후, 각각 30분 동안 1027°C에서 베타 어닐링 열처리를 두 차례 실시하였고 공기 중에서 냉각 그리고 다시 시효경화(aging)을 위하여 2시간 동안 843°C에서 2시간 동안 유지하였다. 그리고 이렇게 만든 Ti합금 판의 조직과 경도는 인공개재물이식법으로 만든 Ti합금 판과 동일함을 확인하였다. 마지막으로 피로시험용 시편을 인공개재물 시편의 경우와 마찬가지로 최종 시편치수로 기계가공하였다.

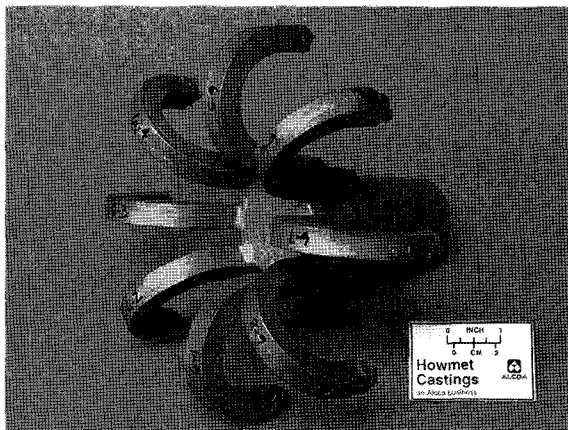


Fig. 8. Ti-6Al-4V cast with directly seeded inclusions[10].

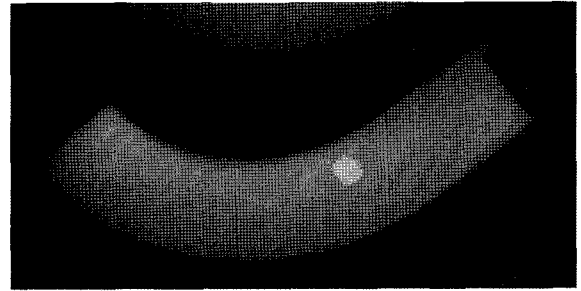


Fig. 9. Radiographic image of an inclusion in 6 Ti-6Al-4V cast[10].

### 2.2 피로시험

위 방법으로 제작된 모든 시편들을 이용하여 R-ratio 0.1과 10 Hz의 조건으로 피로시험을 수행하였다. 1단계 실험에서는 게이지 지름 9.5 mm의 개재물을 포함하지 않은 상태에서 HIP으로 제작한 15개의 Ti 시편과 실제 주조한 15개의 Ti 시편을 620 MPa의 응력으로 피로파괴가 일어날 때까지 시험하여 피로수명을 기록하고 통계적분석을 통하여 비교하였다. 2 단계 실험에서는 인공개재물 이식법으로 제작한 게이지 지름 11.4 mm의 Ti 개재물 시편과 개재물을 직접 주형에 넣어 주조하여 만든 개재물 Ti시편을 동일한 조건에서 380 MPa의 응력으로 피로시험을 수행하여 각각의 피로수명을 비교하였다.

### 3. 결과 및 고찰

#### 3.1 개재물 없는 Ti시편의 피로수명 비교

본 연구에서 제안한 HIP을 이용한 ‘인공개재물 이식법에 의한 Ti주물’이 ‘주조한 개재물이 포함된 Ti주물’과 동일한 피로성질을 가지는지를 확인하기 위한 전 단계로서, 우선 ‘HIP으로 제작한 개재물 없는 Ti시편’이 ‘개재물 없는 상태의 주물 Ti시편’과 동일한 피로수명을 가지는지 검증하였으며, 이를 Table 2에 정리하였다. 비록 두 가지 데이터 모두 비교적 큰 산포도(scatterness)를 나타내고 있으나 실제 Ti주물의 일반적인 피로수명 값(314,389 vs 265,507 cycles)과 비슷하며 표준편차(152,020 vs. 128,078 cycles) 또한 같은 조건에서 실험한 문헌상의 Ti-6Al-4V주물의 피로수명의 표준편차와 일치한다[13].

HIP 제작된 시편의 표본 평균피로수명과 표준편차 모두 주조된 시편보다 약간 작다. 그러나 이러한 피로수명 결과의 통계적 신뢰성과 정당한 결론을 위하여 가설검정을 사용하여 Table 2의 결과를 심층 분석하기로 한다. 이를 위한 가장 적합한 통계적 가설검정은 t-검정법(t-test)이며 귀무가설(null hypothesis:  $H_0$ )은 ‘두 가지 다른 제작방법에 의한 두 종류의 Ti 시편 피로수명에는 아무런 차이가 없다’이다. 물론 대립가설

Table 2. Summary of fatigue life data [cycles]

Type(i) and number of Ti specimens ( $n_i$ )	Mean life( $\bar{x}_i$ )	Std. dev. ( $s_i$ )
1 Cast Ti specimens ( $n_1=15$ )	314,389	152,020
2 HIPed Ti specimens ( $n_2=15$ )	265,507	128,078

(H<sub>1</sub>)은 ‘피로수명에 분명한 차이가 있다’이다. 즉, H<sub>0</sub>: μ<sub>1</sub>=μ<sub>2</sub>; H<sub>1</sub>: μ<sub>1</sub>≠μ<sub>2</sub>. 가설검정을 위한 검정통계량(test statistic, t<sub>0</sub>)은 식 (1)과 같다. 여기서 ‘두 집단 사이에 분산의 차이가 없다’고 가정할 수 있는 아무런 근거가 없으므로 t분포의 자유도 (degree of freedom, v)는 식 (2)와 같다[14].

$$t_0 = \frac{\bar{x}_1 - \bar{x}_2}{\sqrt{\frac{S_1^2}{n_1} + \frac{S_2^2}{n_2}}} \quad (1)$$

$$v = \frac{(S_1^2/n_1 + S_2^2/n_2)}{\frac{(S_1^2/n_1)^2}{n_1 + 1} + \frac{(S_2^2/n_2)^2}{n_2 + 1}} - 2 \quad (2)$$

Table 2의 표본평균과 표본표준편차 및 피로시험에 사용된 표본 수를 이용하여 검정통계량을 계산하면 t<sub>0</sub>는 0.952이다. 유의수준 5%, 즉, H<sub>0</sub>가 참일 때 H<sub>0</sub>를 기각하는 조건부확률의 최대값을 0.05로 t-검정할 경우 t 분포표에 의하면 귀무가설을 기각하기 위해서는 t<sub>0</sub>가 기각역(critical region) t<sub>crit</sub>=t<sub>α/2,v</sub>=2.04 보다 커야 한다. 그러나 검정통계량이 0.952에 불과하므로 유의수준 5%에서 ‘귀무가설이 옳지 않다’고 할 수 없다. 심지어 유의수준을 20%로 검정하는 경우라도 검정통계량이 여전히 기각역 1.31보다 작아 귀무가설을 기각할 수 없다. 즉, HIP로 제작된 Ti 시편의 피로수명이 실제 주물 Ti 시편의 피로수명과 다르다는 근거가 없다.

또 하나의 유용한 통계적 방법인, 두 집단의 평균피로수명의 차이에 대한 신뢰구간을 구축하여 두 가지 다른 방법으로 제작된 Ti 시편의 피로수명에 차이가 있는지를 확인할 수 있으며 이때 신뢰구간은 식 (3)과 같다.

$$(\bar{x}_1 - \bar{x}_2) - t_{\alpha/2,v} \sqrt{\frac{S_1^2}{n_1} + \frac{S_2^2}{n_2}} \leq \mu_1 - \mu_2 \leq (\bar{x}_1 - \bar{x}_2) + t_{\alpha/2,v} \sqrt{\frac{S_1^2}{n_1} + \frac{S_2^2}{n_2}} \quad (3)$$

마찬가지로 유의수준 5%에서 95% 신뢰구간을 계산하면 피로수명의 차이는 -56,078 ≤ μ<sub>1</sub>-μ<sub>2</sub> ≤ 153,842 범위이다. 95% 신뢰구간은 두 모집단의 평균피로수명의 차이의 참 값이 100 번 중 95번 이 구간에 속한다고 해석할 수 있다. 그런데 신뢰구간이 ‘0’을 포함하므로 위 실험결과 두 가지 방법에 의해 제조된 두 종류의 Ti 시편의 피로수명에 어떠한 차이도 없다고 결론 내릴 수 있다. 심지어 80%의 신뢰구간도 -18,354 ≤ μ<sub>1</sub>-μ<sub>2</sub> ≤ 116,118로서 여전히 ‘0’을 포함하므로 피로수명에 아무런 차이가 없음을 보여준다. 따라서 2단계 실험을 위한 전제 조건인 ‘HIP방법으로 제작한 인공개재물 이식Ti 시편과 주조된 개재물을 가진 주물 Ti 시편의 피로성질 비교는 정당하다’는 근거가 마련되었다.

### 3.2 개재물을 포함한 Ti 시편의 피로수명 비교

HIP으로 제작된 개재물 없는 Ti 시편과 주조된 Ti 시편의 피로수명은 동일하므로, 각각 같은 방법으로 제작된 개재물을

포함한 시편들(인공이식 개재물과 주조된 개재물)의 비교 실험을 수행할 수 있다. 알파상내 개재물을 포함한 Ti-6Al-4V합금 시편들을 380 MPa의 응력으로 피로파괴가 일어날 때까지 시험하여 그 결과를 Fig. 10 및 Fig. 11에 나타내었다. 우선, 두 결과 모두에서 Ti 주물 내부 개재물의 크기와 주물 피로수명의 상관관계를 유추할 수 있도록 개재물의 단면적 [mm<sup>2</sup>]과 피로수명 [cycle]을 도시하였다. 시편의 제작방법에 상관없이 개재물이 커짐에 따라 피로수명도 감소함을 확인할 수 있다. 이는 개재물의 단면적이 커짐에 따라 개재물을 제외한 시편의 순수한 단면적이 감소하기 때문이며 개재물이 항공기용 Ti 주물의 피로수명에 미치는 영향을 알 수 있다. Fig. 10에서 인공개재물을 이식한 시편의 피로수명은 곡선회귀모형(curvilinear regression model)에서 지수함수를 이용하여 커브 피팅하였을 때 가장 적합하였으며 결정계수(피로수명이 회귀식에 의해 설명되어지는 정도)는 0.8498이다. Fig. 11의 주조된 개재물 시편(as-cast)의 피로수명 또한 회귀곡선을 적합시켰을 때 결정계수는 0.9339이다. 결론적으로, Ti 주물에 존재하는 알파상내 개

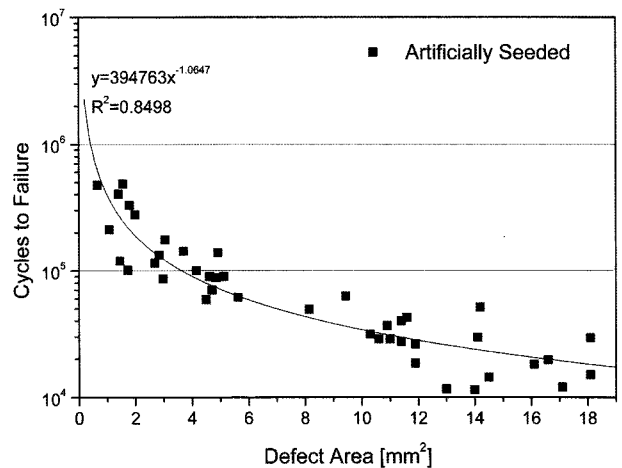


Fig. 10. Fatigue life of Ti specimens with hard alpha inclusions (artificially seeded) [mm<sup>2</sup>].

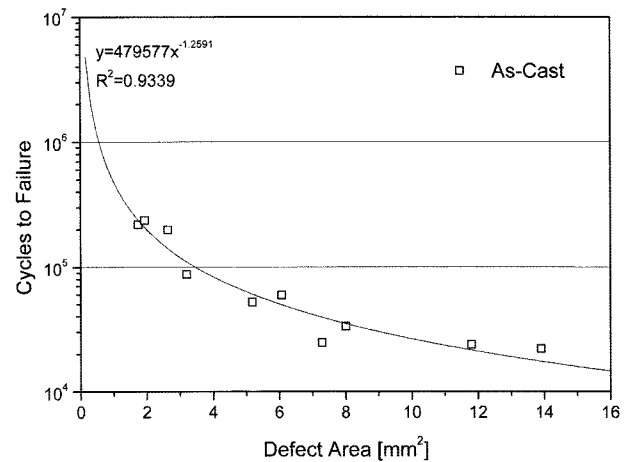


Fig. 11. Fatigue life of Ti specimens with hard alpha inclusions (as-cast) [mm<sup>2</sup>].

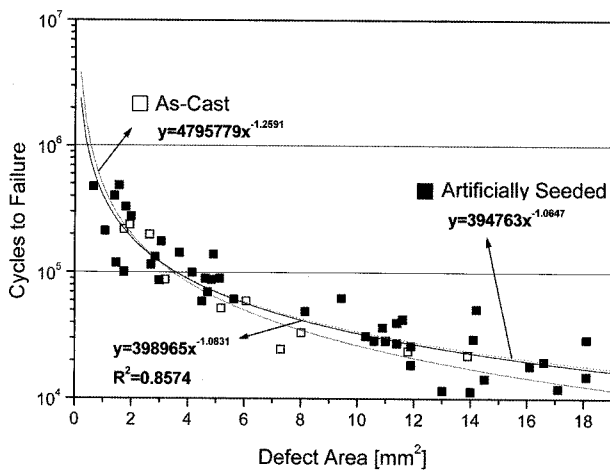


Fig. 12. Fatigue life of Ti specimens vs. cross sectional area of inclusion (combined) [mm<sup>2</sup>].

재물들은 주물의 피로수명을 감소시키며 피로수명은 개재물 크기에 반비례함을 알 수 있다.

Fig. 12에 두 가지 데이터를 동시에 도시하여 인공개재물이 식 시편과 주조개재물 시편의 피로수명을 비교하였다. 직접 주조된 개재물 시편의 피로수명 데이터가 모두 인공 이식된 개재물 시편의 피로수명 범위 내에 들어있으므로 두 종류의 시편 피로수명에 차이가 없음을 알 수 있다. 다만, 인공개재물이 식 시편의 피로수명 산포도가 주조개재물 시편의 산포도보다 약간 크다. 이는 피로시험에 충분한 수(43개)의 인공개재물 이식시편이 사용된 데 비해, 주조된 개재물 시편의 경우 제작에 소요된 고비용, 기술적 어려움 그리고 주조 시 높은 실패율로 인하여 10개의 시편만이 사용되었기 때문이다. 또한 개재물의 크기가 커질수록 산포도가 약간 증가함을 확인할 수 있는데 이는 개재물을 제외한 시편의 Ti 합금 순수단면적이 감소함으로써 Ti 주물의 결정립 크기효과가 증가하기 때문으로 생각된다. 인공 이식된 개재물 시편과 주조된 개재물 시편의 피로수명이 잘 일치하므로, 개재물의 인공이식법이 개재물 직접 주조법을 대신하여 향후 알파상내 개재물이 Ti 주물에 미치는 영향에 대한 연구와 항공기 Ti주물의 피로설계에 이용될 수 있을 것으로 기대된다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 항공기 부품용 Ti 주물에서 발견되는 알파상내 개재물의 영향을 정량적으로 평가하기 위하여, HIP을 이용한 ‘인공개재물 이식법’이란 새로운 피로시험용 시편 제작방법을 개발하였다. 인공개재물 이식법의 신뢰성을 검증하는 사전단계로서, 이 방법을 이용하여 개재물을 포함하지않은 상태의 게이지지름 9.5 mm Ti시편을 15개 제작한 후 주조된 시편 15개와 R-ratio 0.1과 10 Hz, 620 MPa 반복하중 조건에서 피로

시험을 수행하였다. 얻어진 두 가지 피로수명 데이터를 이용하여 통계적으로 의미 있는 유의수준에서 가설검정한 결과, 피로수명에 차이가 없음을 확인하였다. 그리고 단면적 1-18 mm<sup>2</sup> 크기의 다양한 개재물을 제작한 후, 직접 개재물을 주조하는 방법으로 만든 게이지지름 11.4 mm 개재물 Ti주물시편과 인공개재물이식법으로 만든 개재물 Ti시편으로 R-ratio 0.1과 10 Hz, 380 MPa 반복하중의 조건에서 피로시험을 수행하였으며, 그 결과 이들의 피로수명도 동일함을 확인하였다. 또한 개재물의 단면적과 티타늄 합금 시편의 피로수명이 반비례함과 이를 비선형 회귀선으로 모델링할 수 있었다. 인공개재물이식법은 개재물을 포함한 Ti주물의 피로성질을 비롯한 기계적 성질을 시험하고 충분한 양의 데이터를 얻을 수 있는 반복가능하고 신뢰성 있는 방법으로서 효율적이며 개재물의 직접 주조에 비하여 제작비용도 상대적으로 저렴하여 항공기구조용 Ti주물부품의 파손허용설계에 적극 활용될 수 있을 것이다.

#### 참 고 문 헌

- [1] Z.W. Li, et. al.: Scripta mater. 48 (2003) 1649.
- [2] L.L. Soffa: Metals Engineering Quarterly, 8 (1968) 28-32.
- [3] W.J. Barice: Journal of Aircraft, "Large Structural Titanium Castings," 19 (1982) 687-691.
- [4] R.R. Boyer, W.F. Spurr, and J.M. Edwards: 17th National SAMPE Technical Conference, "Current and Potential Usage of Titanium Castings for Airframe Applications," (1985) 624-634.
- [5] C. Shamblen and G. Hunter: "Titanium based alloys clean melt process development," Proceedings of the 1989 Vacuum Metallurgy Conference on the Melting and Processing of Specialty Materials, Pittsburgh, PA, (1989) 6.
- [6] M. Gigliotti, R. Gilmore and L. Percocchi, "Microstructure and Sound Velocity of Ti-N-O Synthetic Inclusions in Ti-6Al-4V", Metallurgical and Materials Transactions A, Vol. 25A, (1994) 2321.
- [7] Military Handbook: "General Guidelines for Aircraft Structural Integrity Program(ASIP), MIL-HDBK-1530A," (2002).
- [8] National Transportation Safety Board (NTSB): "Accident Report No: PB90-910406 NTSB/AAR 90-06," (1990).??
- [9] J.D. Cotton, L.P. Clark and T.R. Reinhart: American Institute of Aeronautics and Astronautics "Inclusions in Ti-6Al-4V Investment Castings," AIAA-2000-1464 (2000) 5-8.
- [10] Y. Park, P. Ret and J. Kim: Journal of the Korean Foundrymen's Society, "A study on the effect of inclusions on the fatigue life of titanium investment castings," 26 (2006) 16-24.
- [11] Society of Automotive Engineers: "Aerospace Materials Specification 4962," (1998) 4.
- [12] Military Handbook: "General Guidelines for Aircraft Structural Integrity Program," MIL-HDBK-1530A (2002) 24.
- [13] Air Force Research Lab., WPAFB: "Materials and Manufacturing Directorate, Mechanical Data," (2001).
- [14] D. C. Montgomery, G. C. Runger, and N. F. Hubele: "Engineering Statistics", 3rd ed., Wiley, (2004) 211.