

논문

티타늄 정밀주조품의 피로수명에 미치는 개재물의 영향에 관한 연구

박용국 · P. L. Ret* · 김진곤†

대구가톨릭대학교 기계자동차공학부

*Air Force Research Lab, Wright-Patterson Air Force, Ohio, U.S.A.

A Study on the Effect of Inclusions on the Fatigue Life of Titanium Investment Castings

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

Catholic University of Daegu, 330 Hayang, Kyungsan, Kyungbuk, 712-702 Korea

*Air Force Research Lab, Wright-Patterson Air Force, Ohio, U.S.A.

Abstract

Inclusions in Ti investment castings are generally known to have detrimental effects on the performance of the castings. However, actual inclusions are infrequent and hard to be located. As a result, it is extremely difficult to obtain sufficient amount of fatigue test specimens of titanium investment castings having inclusions in the gage section. Thus, in-depth research of the adverse influence of inclusions is also hindered. To address this problem, a new casting methodology of specimens containing hard alpha inclusions was developed in this study. To guarantee successful introduction of an inclusion and casting, a carefully designed mold with 8 legs and a special tool were employed. After solidification, castings were cut, and X-ray radiography determined that the inclusions were successfully incorporated into the castings. The castings were further prepared to obtain multiple test specimens and they were fatigue-tested consecutively. Fractography analysis confirmed that fatigue cracks initiated at the hard alpha inclusion. In a nonlinear regression model, the fatigue life can be modeled as an exponential function with a negative exponent of the cross-sectional area of an inclusion. The fatigue life of Ti specimens containing inclusions is inversely proportional to the cross-sectional area of an inclusion.

Key words: Titanium investment casting, Ti-6Al-4V alloy, Ceramic shell inclusions, Hard alpha inclusion, Fatigue life, X-ray radiography.

(Received March 8, 2006; Accepted April 13, 2006)

1. 서 론

티타늄합금(titanium alloys)은 용융점과 비강도(강도/비중)가 높아 항공기부품, 구조물 및 동체에 적용하기 매우 적합한 재료이다. 또한 티타늄합금은 고온에서 응력파단 성질과 내 부식성이 우수하여 가스터빈엔진 부품 제조에 사용되었으며 항공기와 자동차 엔진부품으로도 널리 활용되고 있다[1,2]. 종래의 항공기 소형부품 제조에 이어 최근에는 최대 90 kg에 이르는 대형, 비대칭형상의 항공기 구조부품들도 생산되는 추세이다[3-6]. 이러한 항공기 대형부품들은 형상이 너무 복잡하여 단조에 의한 생산이 어렵고 또한 빌렛(billet)을 절삭가공하는 경우 제조 원가가 너무 높아지는 단점이 있다. 따라서 Ti합금부품 생산에 정밀주조법(investment casting)이 매우 경쟁력있는 제조공법으로 각광받게 되었다.

그러나 정밀주조법에 의해 생산되는 항공기 부품 및 구조물에는 주물의 주요 결함 중 하나인 개재물(inclusion)이 포함될 수 있다. 항공기부품의 제조에 가장 광범위하게 사용되는 Ti-

6Al-4V 합금에서 발견되는 개재물은 세라믹 셸 개재물(ceramic shell inclusions) 그리고 단단한 알파상 개재물(hard alpha phase inclusion)의 두 종류이다. 우선 세라믹 셸 개재물들은, 용탕의 주입을 포함한 주조 시 빠른 유동속도와 몰드 제작 및 주조 시 발생하는 열적, 기계적응력 등에 의하여 몰드의 세라믹 물질이 분리되어 용탕에 유입됨으로써 발생할 수 있다. 그 후 세라믹 셸 물질들은 녹지 않고 용융 상태, 응고 및 주물의 열처리 시 티타늄과 반응하여 Fig. 1과 같은 셸 개재물을 형성한다. Fig. 1에서는 셸 개재물 뿐만 아니라, 세라믹에 존재하는 산소의 확산에 의하여 형성된 산소가 풍부하고 취성이 강한 개재물 주위 확산(halo)영역도 확인할 수 있다.

티타늄합금에서 발생하는 다른 종류의 개재물은 Ti보다 약간 비중이 낮은 불순물들이 원인이다. 최대 15 wt% 질소 그리고 2.5 wt%의 산소 농도를 가진 알파상 개재물은 광물의 야금에서 발생할 수 있다. 또한 주물공장에서 고온의 Ti합금이 대기 중 노출될 경우, 대기 중의 산소와 질소가 티타늄과 반응하여 TiO₂, TiN의 산화물과 질화물을 형성할 수 있다[7]. 이렇게 생

†E-mail : kimjg1@cu.ac.kr

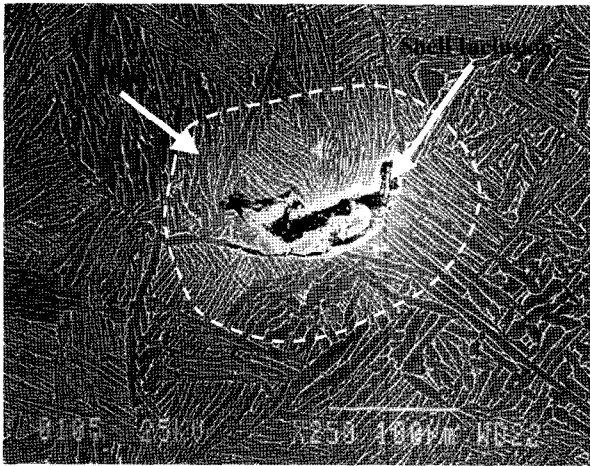


Fig. 1. SEM photomicrograph of an actual ceramic shell inclusion in cast Ti-6Al-4V alloy.

성된 티타늄 산화물 또는 질화물이 Ti용탕에 유입되어 세라믹 셸 개재물의 경우와 마찬가지로 주조, 응고 또는 열처리 시 Ti합금과 반응한다. 알파상을 안정화하는 산소와 질소가 풍부한 불순물들은 Ti보다 높은 용융점을 가지므로 Ti용탕에서 녹지 않고 반응하여 개재물을 형성한다. Fig. 2는 Ti-6Al-4V합금에서 발견되는 알파상 개재물을 보여준다.

근래 정밀주조에 의해 생산되는 가스 터빈엔진 케이스와 같은 항공기 구조물 및 부품이 대형화되고 복잡한 형상으로 설계됨에 따라, 용탕의 양이 증가하고 주형 내부에서 흐름도 난류로 변하여 세라믹 셸 개재물 등의 불순물 양도 증가하는 경향이 있다. Ti_nO_m , Ti_nN_m 등이 티타늄기지와 반응하여 형성되는 산소 또는 질소가 과다하게 존재하는 알파상 개재물의 경우 또한 마찬가지이다. Ti의 용융에 널리 쓰이는 스킨용융과정 (skull melting process)이 개재물을 용융시킬 만큼 온도가 높지 않아 이들을 효과적으로 제거하기 어렵기 때문이다[8]. 개재물은 첫째 '개재물의 발견'과 둘째 '개재물이 구조부품의 기계적 성질에 미치는 영향'이라는 두 가지 중요한 문제를 야기한다. 특히 단단한 알파상 개재물은 모재인 Ti-6Al-4V합금과 밀도가 유사하여 X선 검사 등으로 발견하기 어렵고 특히 두꺼운 부분에서는 더욱 발견하기 어려워 대부분 주물의 기계가

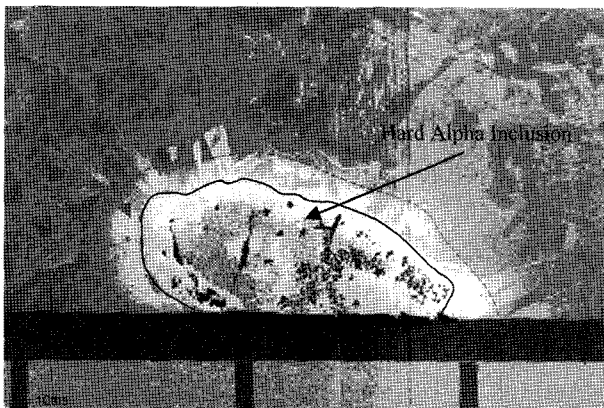


Fig. 2. Hard alpha inclusion in cast Ti-6Al-4V alloy.

공 시에야 발견되는 경향이 있다. 두 번째, Ti합금의 단단한 알파상 개재물의 위험성은 매우 치명적이다. 실제 미국 Sioux City DC-10 항공기의 추락 사고를 초래한 컴프레서 디스크 피로파괴에서 알파상 개재물이 응력집중을 야기하고 균열의 시작점을 제공하였으며 개재물 주위의 확산영역이 피로균열의 전파경로로 작용하였음이 밝혀진 바 있다[9]. 결론적으로 개재물은 응력집중을 야기하고 균열(crack)의 시작점을 제공하여 피로수명을 단축시키므로 항공기의 설계 및 유지보수에 있어 매우 중요하다.

대형 티타늄합금 주물이 파단위험품(fracture critical component)으로 분류되는 경우 즉, 비행 중 항공기부품/구조물의 파괴가 항공기의 추락으로 연결되는 중요 품목인 경우, 주물의 설계, 생산 및 유지보수에는 대부분 파손허용(damage tolerance) 기준이 사용된다. 즉, 비행 중 급작스런 파괴를 초래하지 않는 결함의 최대크기인 최대허용 위험결함크기(critical maximum allowable defect size)를 결정한 후, 이를 초과하는 결함을 X선 검사법등의 비파괴검사법을 이용하여 발견한다. 이때 95% 신뢰성을 가지고 90% 이상의 확률로 허용기준치를 초과하는 개재물은 발견하도록 규정하고 있다[10].

그러나 실제 보고된 바에 의하면 항공기 대형 티타늄정밀주물의 경우, 평균적으로 무게 30 kg 당 발견 가능할 정도 크기의 개재물이 1개 있다. 또한 실제 발견될 때까지는 개재물의 크기를 알 수 없을 뿐 아니라 위치도 예측불가능하다. 더구나 항공기부품/구조물 설계 및 제작을 위한 충분한 데이터를 제공하기에 이러한 비율은 너무 낮은 수준이다. 따라서 충분한 실험적 데이터를 만들기 위해서는 인위적으로 만든 개재물을 포함하는 많은 수의 티타늄주물과 시험용 시편 제작이 필요하다. 그러나 수차례에 걸친 이러한 시도는 실패하였다[11]. 그러므로 본 연구에서는 이러한 어려움을 피해 개재물을 포함하는 티타늄합금 주물 시편을 대량으로 만드는 방법을 개발한 후, 실제 개재물이 티타늄주물의 피로수명에 미치는 영향을 검증한다.

2. 실험 방법

2.1 시편제작

전술한 바와 같이 인공적 개재물을 한꺼번에 텀디쉬(tundish) 또는 주형에 넣어 개재물을 포함한 티타늄 주물을 만들고 이로부터 충분한 수의 피로시험 시편을 얻는 방법이 시도되었다. 그러나 직접 주입한 개재물들은 서로 엉겨 붙고, 주물의 코너에 모이거나 또는 주형과 주물의 경계에서 응고되어 결국 시편을 얻을 수 없었다[11]. 즉, 개재물을 주형(mold)에 직접 넣는 방법은 고비용 일뿐만 아니라 성공률이 너무 낮아 비효율적이다. 본 연구에서는 산업체에서 실제 발견되는 티타늄합금의 개재물들과 같은 조성을 가진 다양한 크기의 개재물들을 Ti합금 주물의 원하는 위치에서 응고시키는 방법을 이용, 주물상태의 개재물(cast-in inclusions)을 만들고 이를 후가공하여 최종적으로 개재물을 포함하는 피로시험용 시편을 얻는다. 시편의 제작과정은 우선 개재물의 제작, 주형 제작, 개재물의 투입 및 정밀주조, 열간등가압 처리(Hot Isostatic Pressing)를 거쳐 최종 형상과 치수로 절삭가공함으로써 시편을 완성한다.

2.2 개재물제작

우선 인공개재물의 크기와 모양을 결정하기 위하여, 실제 Ti 주물에서 발견되는 개재물의 크기와 모양, X선 등의 비파괴검사법을 이용한 발견확률, 그리고 피로시험용 시편제작의 수월성을 고려하였다. 실제 알파상 개재물 크기의 정확한 분포는 현재 알려져 있지 않으나 Ti-6Al-4V 합금에서 발견되는 가장 큰 개재물은 약 5 mm이며 항공기 구조물 설계 및 제작에서는 약 1 mm를 최소내부결함의 크기로 간주하고 있다[10]. 또한 향후 제작할 시편의 게이지 최대 직경이 약 11.4 mm이므로, 시편에서의 평면변형(plane strain)조건을 유지하도록 개재물의 직경은 시편 직경의 절반이하가 적당하다. 따라서 약 1-5 mm 크기의 알파상 개재물을 제작하기로 한다.

개재물을 제작하기 과정은 다음과 같다. 실제 주물공장에서 주물 속에 개재물이 불순물로 함유되는 과정(예를 들어, 게이트, 러너, 라이저, 스크랩의 절단 등)을 재연하기 위하여 Fig. 3에 나타낸 바와 같이 티타늄 바를 산소-아스틸렌 토치를 사용하여 자른 직후 액체질소에 떨어뜨려 응고시켰다[11]. 이러한 방법으로 얻어진 단단한 알파상 개재물들은 Fig. 4와 같이 실제 크기에 따라 대략 0.8-2.0, 2.0-3.3, 3.3-4.5 mm의 3개 그룹으로 분류하였다. 실제 제작된 알파상 개재물의 화학적 조성

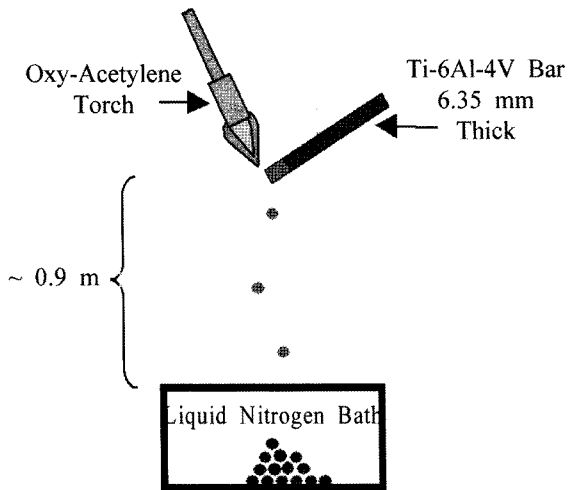


Fig. 3. Schematic diagram of hard alpha particle generation.

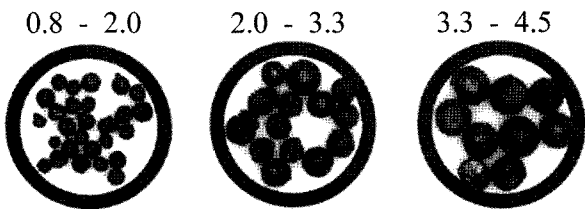


Fig. 4. Simulated Ti-6Al-4V hard alpha inclusions as generated [mm].

을 조사하여 Table 1에 기록하였다.

2.3 주형제작 및 정밀주조

피로강도 및 피로수명 등 기계적 성질 데이터를 얻을 수 있는 개재물 주물 시편을 만들기 위해서는, 우선 정밀주조 시 다음 세 가지 조건을 만족하여야 한다. 첫째, 주조 후 개재물을 X선 등 비파괴검사법으로 실제 확인할 수 있도록 너무 두꺼운 단면적의 주물을 사용하지 않아야 한다. 즉, 각 개재물들은 비교적 작은 양의 Ti합금에 둘러싸여야 한다. 둘째, 개재물들이 서로 엉겨 붙지 않도록 각 개재물은 인접하는 다른 개재물들과 분리되어야 한다. 셋째, 시편을 만들 수 있도록 개재물이 최소량 이상의 주물에 둘러싸여야 하며 또한 주형과 주물의 경계에 위치하지 않아야 한다. 이러한 목적을 달성하기 위하여 15×15 mm 정사각형 단면의 8개 ‘다리(leg)’를 가진 하부직경 약 180 mm 그리고 높이 270 mm인 주형을 설계, 제작하였다 (Fig. 5). 그리고 주조 시 각각의 ‘다리’에 개재물을 한 개씩 넣도록 준비하였다. 주조조건은 참고문헌의 Ti-6Al-4V의 정밀주조 프로세스에 따라 실시하였다[12].

그러나 주조 결과, 예상과 달리 개재물들이 중력의 영향 등으로 주물의 표면에서 응고되었다. 결과적으로 개재물이 충분한 양의 Ti주물에 둘러싸이지 않았다. 물론 이 주물로부터는 개재물을 포함하는 시편 제작이 불가능하였다. 이러한 실패를 반복하지 않고 용탕 주입시 용탕의 흐름으로 인한 개재물의 위치변화를 방지할 수 있도록, Fig. 6과 같은 방법을 사용하여 개재물(defect seed)을 고정하였다. 이때 개재물의 지지를 위하여 99.9% 순도의 알루미늄박판을 이용하였다. 물론 정밀주조 시

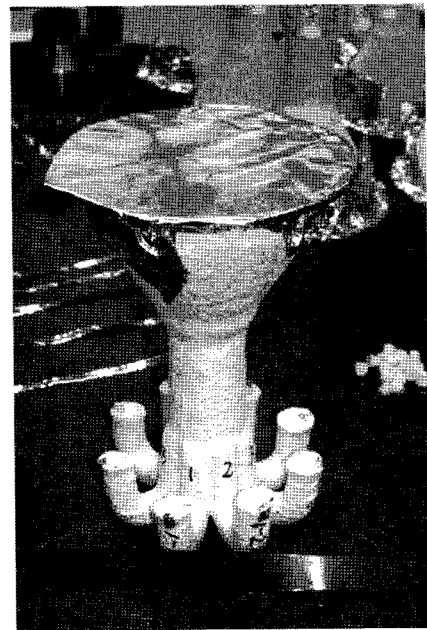


Fig. 5. Mold with eight ‘legs’ as invested and seeded.

Table 1. Chemical composition (wt %) of hard alpha inclusions.

| Ti | Al | V | Cu | Fe | Ni | Oxygen | Nitrogen |
|------|---------|---------|-----------|-----------|------|-----------|----------|
| Bal. | 6.0-6.2 | 4.0-4.1 | 0.03-0.04 | 0.26-0.03 | 0.02 | 10.6-12.0 | 0.7-1.9 |

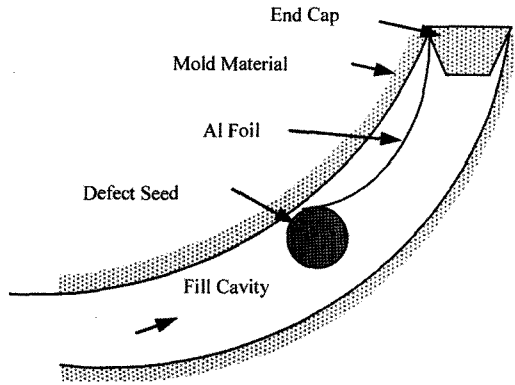


Fig. 6. Schematic diagram of inclusion suspension in a leg of the mold via aluminum foil.

녹는점이 낮은 알루미늄 박판은 주입온도 1760°C인 용탕에서 완전히 용융된다. 또한 알루미늄은 Ti-6Al-4V합금의 주요 성분 중 하나이므로, 미세한 양의 알루미늄박판은 최종 응고된 주물의 미세조직에 거의 영향을 미치지 않을 것이다.

응고된 주물의 각 ‘다리’를 절단하여 일반 항공기부품용 Ti 주물의 후처리와 동일한 조건 즉, 900°C 아르곤 분위기에서 100 MPa의 압력으로 2시간동안 열간등가압 처리(HIP)하였다. Fig. 7은 용탕이 응고한 뒤 인베스트먼트를 제거한 후 얻은 실제 주물의 사진이다. Fig. 8은 개재물을 포함한 주물의 단면이 정사각형인 ‘다리’를 잘라 촬영한 X선 사진인데 개재물

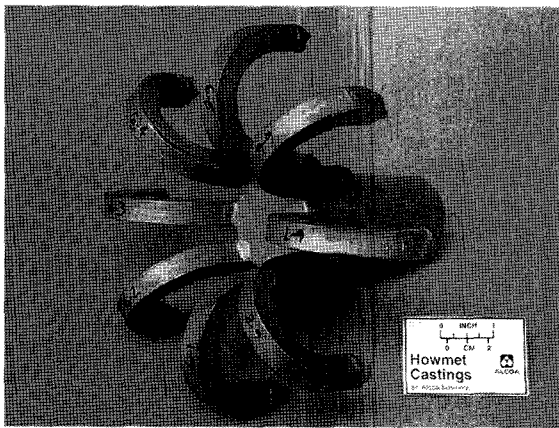


Fig. 7. Seeded titanium casting after pouring, solidification and removal of investment material.

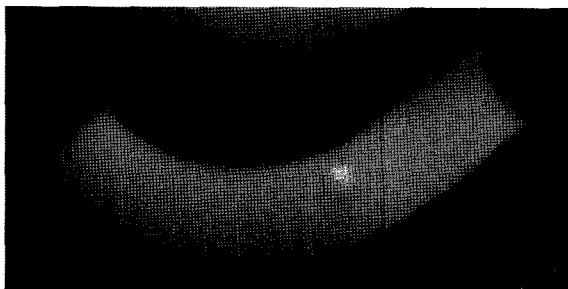


Fig. 8. Radiographic image of “leg” seeded with an inclusion.

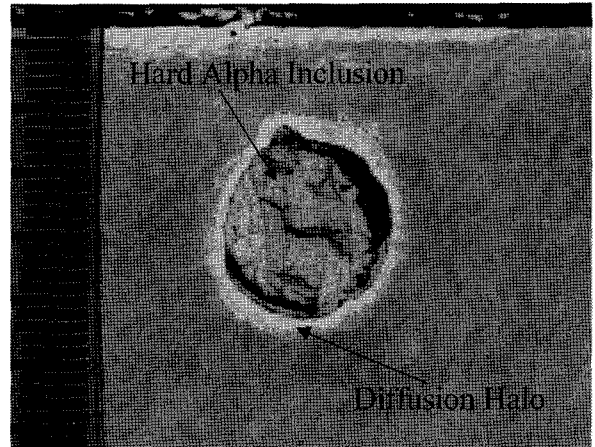


Fig. 9. Hard alpha inclusion of 1.5 mm diameter in a Ti-6Al-4V investment cast.

이 뚜렷이 확인된다. Fig. 9는 연마와 부식을 거친 준비한 약 1.5 mm 개재물의 현미경사진으로서, Ti-6Al-4V 합금 정밀주물에서 실제 발견된 Fig. 2의 단단한 알파상 개재물과의 유사성을 확인할 수 있다.

2.4 시편완성

상기 방법으로 제작된 개재물을 포함하는 주물 ‘다리’를 Fig. 10과 같이 잘라내어 막대형태(slug)로 만들었다. 이 막대를 절삭가공하여 최종적으로 Fig. 11의 치수와 형상을 가진 피로시험용 Ti시편을 완성하였다. 개재물이 시편단면의 중앙에 위치한 시편이 최종 완성되었을 경우 이를 양품이라고 간주하고, 완성된 시편 수를 각 다리에 1개씩 투입한 개재물의 총 수로 나눈 값을 시편의 수율(yield)이라고 정의할 때, 본 실험에서는 약 70%의 수율을 얻을 수 있었다. 주물 속에 직접 넣은 개재물들 중 30%는 Fig. 8과 같이 X선으로 확인했을 때 발견할 수 없었거나 또는 주물이 응고되기 전에 알루미늄 호일로부터 유리되어 주형과 주물의 경계부근에서 응고하였을 것으로 추정된다. 그럼에도 불구하고 이 수율은 과거 시도된 방법에 비해 매우 높은 수치임에 틀림없다[11]. 이러한 방법으로 알파상 개재물을 포함한 23개의 피로시험용 티타늄주물시편을

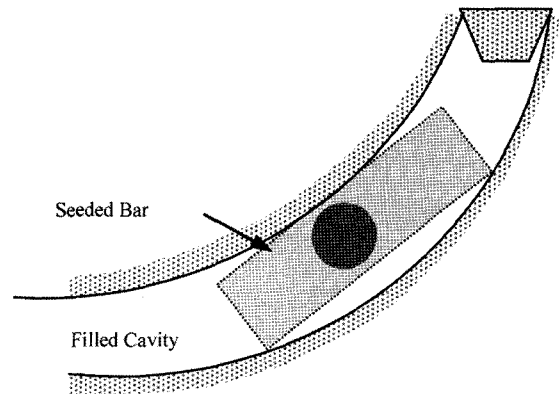


Fig. 10. Sampling Ti-6Al-4V bar containing inclusion from seeded castings (Cross-section of a square bar is 15 × 15 mm).

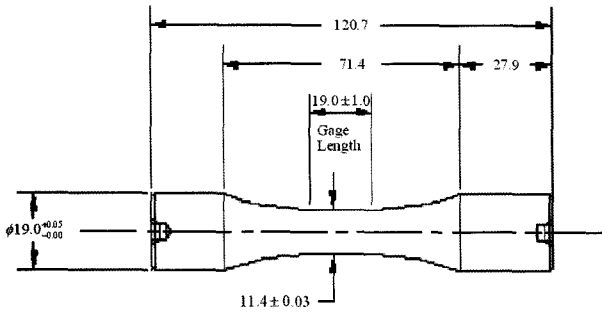


Fig. 11. Geometry of a fatigue specimen [mm].

제작하였다. 또한 개재물을 포함한 시편과 피로수명을 비교하기 위하여 개재물이 없는 15개의 티타늄주물시편도 동일한 정밀주조법으로 추가 제작하여 피로시험에 사용하였다.

3. 연구결과 및 고찰

개재물이 Ti-6Al-4V 정밀주물의 피로수명에 미치는 영향을 확인하기 위하여, 제작된 시편에 대해 Table 2의 조건으로 피로시험을 수행하였다. 시험에 사용된 응력의 크기는 사전시험에 의해 결정하였는데, 이 값은 가장 작은 개재물 크기인 0.8 mm를 기준으로 하였다. 380 MPa은 0.8 mm 개재물을 가진 시편의 피로수명이 10⁷사이클을 초과하지 않도록 하는 응력값 중 최대값이다. 즉, 380 MPa 이하의 응력에서는 0.8 mm 개재물 시편이 파괴되지 않아 피로수명이 거의 무한대로 나타났다. 피로시험 도중 시편 3개는 개재물이 위치한 시편 중앙부에서 파괴파괴가 일어나지 않고 시편의 손잡이(grip) 부분에서 파괴가 일어나, 의미 있는 피로수명을 얻지 못하였으므로 최종 결과에 포함시키지 않았다.

개재물 없는 주물시편 15개도 동일한 조건으로 피로시험을 반복하였다. 다만, 이때 응력값은 380 MPa보다 높은 620 MPa로 결정하였다. 이는 첫째, 개재물을 포함한 시편의 경우보다 응력값이 더 높아야 피로수명이 10⁷사이클 이하가 될 것으로 예상되며, 둘째, 620 MPa로 행하여진 참고문헌의 기존 피로수명 데이터와 직접 비교하기 위함이다. 피로시험결과 15개 시편의 평균피로수명은 314,389사이클이며 표준편차는 152,020사이클로 나타났다. 이는 참고문헌 기존 데이터(평균 232,982 그리고 표준편차 110,387)인 경우와 크게 다르지 않다[13].

물론 본 연구에서 제작한 티타늄시편의 피로수명이 기존의 데이터와 동일한지 통계적으로 검정하기 위하여 가설검정을 사용할 수 있다. 이때 귀무가설(H₀)은 '두 가지 시편의 피로수명에 아무런 차이가 없다'이며 (H₀: μ₁=μ₂) 대립가설 H₁은 μ₁≠μ₂이다. t-테스트(t-검정법)를 사용하면 검정통계량(t₀)과 자유도는 식 (1)과 같다[14].

Table 2. Conditions of fatigue test.

| | |
|--------------------|------|
| Gage diameter [mm] | 11.4 |
| Max. stress [MPa] | 380 |
| Frequency [Hz] | 10 |
| R-ratio | 0.1 |

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

유의수준 5%(H₀가 참일 때 H₀를 기각하는 오류의 최대값)로 검정하면, 기각역(critical region) t_{crit}은 2.101이다. 그러나 위 검정통계량 t₀을 계산하면 1.42에 불과하므로 기각역보다 작아 H₀를 기각할 수 없다. 유의수준 10%로 검정할 경우조차 t₀은 기각역 1.734보다 작다. 결론적으로 본 실험에서 정밀주조로 제작한 Ti시편의 피로수명이 참고문헌의 기존 데이터와 다르다고 할 수 없다. Fig. 12에 본 실험에서 제작한 Ti시편의 피로수명과 참고문헌의 기존 데이터를 비교하였다.

개재물을 포함한 시편들을 대상으로 피로파괴 후 파단해석(fractography)을 실시하였으며 Fig. 13은 피로파괴된 개재물시

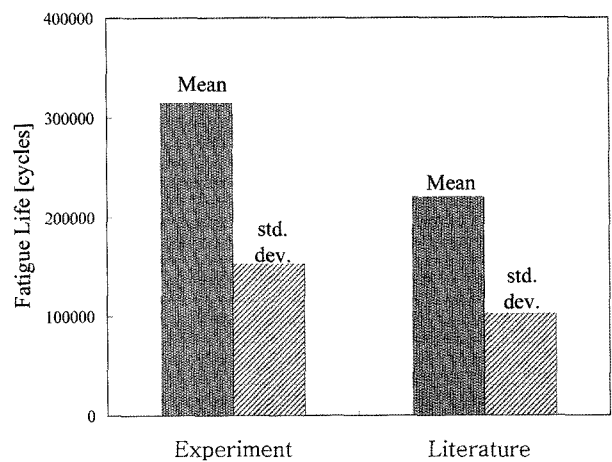


Fig. 12. Comparison of mean and standard deviation of Ti specimens fatigue life.

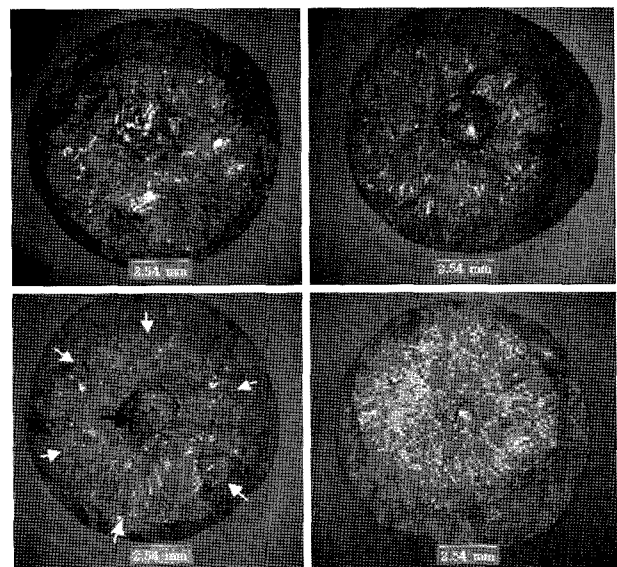


Fig. 13. Photomicrographs of fatigue-fractured surfaces of Ti-6Al-4V specimens.

편의 단면사진이다. 중앙 화살표가 지시하는 바와 같이 원형의 알파상 개재물들이 시편 단면중앙에 위치하고 있으며, 피로파괴가 개재물에서 시작되었음을 확인할 수 있다. 또한 화살표에 둘러싸인 시편의 파괴단면은 피로균열의 전파영역을 나타내고 있다. Fig. 14는 Ti-6Al-4V시편의 파괴가 일어난 표면을 보여주는 SEM사진이며 피로파괴의 전형적인 스트라이에이션(striations)이 잘 나타나있다. 피로 개재물을 포함한 시편들은 개재물의 크기가 제일 작은 경우조차 개재물 없는 시편의 평균피로수명(314,389사이클)보다 낮은 피로수명을 나타낸다. 이는 개재물을 포함한 시편 경우 380 MPa의 낮은 응력에서 피로시험하였고, 개재물이 없는 시편 경우 620 MPa의 높은 응력에서 피로수명시험을 수행한 점을 감안할 때, 개재물의 존재가 티타늄합금주물의 피로수명 감소에 큰 영향을 미침을 알 수 있다.

마지막으로 개재물의 크기와 Ti-6Al-4V주물의 피로수명과 상관관계를 알아보았다. Fig. 15는 시편내부 개재물들의 단면적과 시편의 피로수명을 나타낸다. 알파상 개재물의 단면적이 커짐에 따라, 개재물을 제외한 시편의 순수한 단면적이 감소한다. 이에 따라 반비례하여 피로수명이 감소함을 알 수 있다. 피로수명 데이터들은 비선형회귀 모형에서 지수함수를 사용하여 커

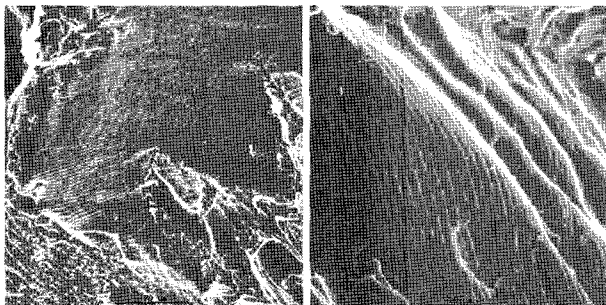


Fig. 14. SEM photomicrographs depicting fatigue striations (Scale marker is 70micrometer on the left and 25micrometer on the right).

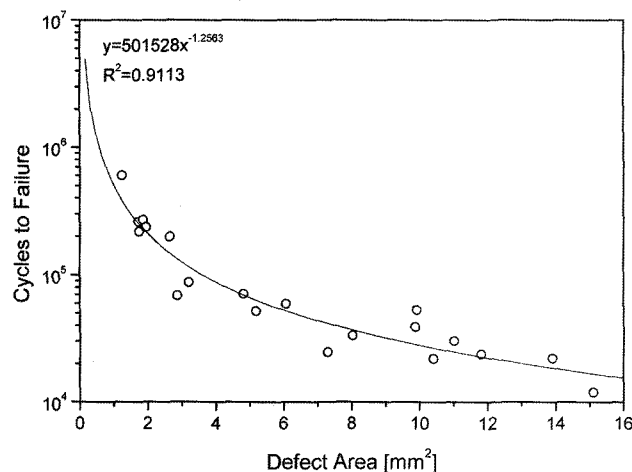


Fig. 15. Plot of Ti-6Al-4V hard alpha inclusions' fatigue lives vs. cross-sectional area of inclusions.

브 피팅하였을 때 가장 적합한 것으로 나타났다 (결정계수 $R^2 = 0.9113$). 예를 들어, 개재물의 크기가 약 1.1 mm에서 3.9 mm로 증가함에 따라 피로수명은 약 50분의 1정도로 감소함을 확인할 수 있었다. 반면 지수함수 회귀곡선에 의하면 개재물의 단면적이 1.6 mm²에서 16 mm²로 10배 증가할 때 시편의 피로수명은 평균 250,000사이클에서 15,000사이클로 약 94% 정도 감소한다. 피로수명의 데이터들의 산포는 개재물의 위치가 정확히 시편의 중앙에 위치하지 않고 조금씩 벗어난 편차의 영향에 기인한 것으로 추정된다. 결론적으로 항공기용 티타늄정밀주물 부품에 존재하는 실제 알파상 개재물은 주물의 피로수명을 급격히 감소시키며 그 크기가 클수록 지수함수적으로 반비례하여 피로수명이 감소함을 확인할 수 있다.

4. 결 론

본 연구는 인공 알파상 개재물을 포함하는 티타늄시편을 효율적으로 정밀주조할 수 있는 방법을 제안하였다. 실제 항공기용 티타늄 정밀주물에서 발견되는 알파상 개재물과 동일한 성분의 개재물을 실험실에서 인공적으로 만든 후, 개재물들을 영기지 않도록 고안된 주형과 장치를 이용하여, 개재물을 포함한 주물시편을 과거에 비해 매우 높은 성공률로 제작하였다. 또한 개재물 없는 시편을 15개 제작하여 기존 데이터와 비교하였으며 본 연구에서 제작한 시편과 기존 데이터 사이에 차이가 없음을 통계적으로 확인하였다. 개재물 시편의 피로시험 결과, 개재물이 티타늄정밀주물의 피로균열 시작과 전파에 미치는 영향을 확인하였다. 그리고 개재물 크기(단면적)와 피로수명의 역비례관계를 찾아내었다. 개재물 단면적이 약 1.6 mm²에서 16 mm²로 증가할 때 Ti정밀주물 시편의 피로수명은 약 94% 정도 감소함을 확인할 수 있었다. 본 연구의 인공개재물 직접 주조방법은 과거 방법에 비하여 매우 높은 수율을 얻을 수 있었으나, 비교적 고비용으로 인한 어려움이 있어 향후 이를 개선하기 위한 지속적 연구가 필요할 것이다.

참고문헌

- [1] Z. W. Li, et al.: Scripta mater., 48 (2003) 1649.
- [2] B. Y. Choi, J. Liang, and W. Gao: Metals and Materials Int., "Correlation of Microstructure and High Temperature Oxidation Resistance of Plasma Sprayed NiCrAl, NiCrAlY, and TiAlO Composite Coatings on Ti-6Al-4V", 11(6) (2005) 499-503.
- [3] L. L. Sofia: Metals Engineering Quarterly, "Titanium Castings for Airframe Structural Applications", 8 (1968) 28-32.
- [4] E. A. Williams: 1st International Titanium Casting Seminar, "Titanium Castings-More Cost Effective Than You Think", (1975) Paper A76-17533.
- [5] W. J. Barice.: Journal of Aircraft, "Large Structural Titanium Castings", 19 (1982) 687-691.
- [6] 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.
- [7] M. F. X. Gigliotti, R. S. Gilmore, L. C. Percocchi: Metallurgical

- and Materials Transactions A, "Microstructure and Sound Velocity of Ti-N-O Synthetic Inclusions in Ti-6Al-4V", 25 (1994) 2321.
- [8] F. Muller, E. Weingartner: ASM Handbook, Castings, "Vacuum Arc Skull Melting and Casting", 15 (1988) 409.
- [9] National Transportation Safety Board (NTSB) "Accident Report No: PB90-910406 NTSB/AAR 90-06", (1990).
- [10] Military Handbook, "General Guidelines for Aircraft Structural Integrity Program(ASIP), MIL-HDBK-1530A", (2002).
- [11] J. D. Cotton, L. P. Clark, T. R. Reinhart: American Institute of Aeronautics and Astronautics "Inclusions in Ti-6Al-4V Investment Castings", AIAA-2000-1464 (2000) 5-8.
- [12] Society of Automotive Engineers: "Aerospace Materials Specification 4962", (1998) 4.
- [13] Air Force Research Laboratory, Materials and Manufacturing Directorate, Design Data Group, Wright Patterson Air Force Base, Ohio: 'Mechanical Data' (2001).
- [14] D. C. Montgomery: Introductin to Statistical Quality Control, 5th ed., Wiley, (2005) 120.