

요 약 문

F-5 후방동체 Ejector는 Outer Skin 및 Shroud로 조립되어 있으며 항공기 장기운영, 엔진 후열에 의한 진동 및 Outer Skin과의 접촉 등으로 Shroud 끝단에서 균열 결함이 다수 발견 되고 있다. Hastelloy X와 같은 니켈기 합금강은 일반강(Steel)에 비해 가격이 매우 비싸기 때문에 대형 열교환기, 항공기 후방동체 등과 같은 구조물에 사용하는데 경제적으로 많은 부담으로 작용하고 있다. 이를 해소하기 위해 발생된 균열에 대해 부분적인 부위를 용접 수리함으로서 경비절감에 활용하고 있으나 과도한 입열량으로 용접할 때 편석(Segregation) 및 탄화물의 조대화 등과 같은 조직의 불균일, 기공, 그리고 용접부 응고균열 등을 야기함으로서 재료의 내식성 저하 및 균열감수성을 상승시킬 수 있다. TIG 용접한 Hastelloy X(Shroud)는 고온·부식환경에서 장시간 사용할 때 용접부 또는 열 영향부에서 균열이 발생하게 되고 이러한 균열의 원인으로 크립 및 피로균열, 응력-부식균열, 입계 예민화 및 수소취성 등의 다양한 균열 발생 기구가 적용될 수 있다. 사용 중 손상 요인 이외에도 용접 시 국부적인 용융과 열전도 과정에서 큰 온도 구배로 인한 열응력, 열충격이 가해질 수 있으며, 동시에 항공기 운행 중 발생하는 진동 등으로부터 오는 기계적 응력이 원인이 되어 용접부가 손상될 수 있다. Shroud 용접 열영향부에 발생된 균열은 상대적으로 취약한 용접부 및 열영향부가 비행 중 발생하는 불규칙적인 열과 응력이 가해지면서 열피로 균열의 발생 및 성장의 결과이다.

본 연구에서는 F-5 항공기 후방동체 Shroud의 열화기구 규명, Shroud의 내열피로균열 성장성 평가, Shroud 균열부의 내열피로 균열성 향상을 위한 최적 용접 방안 및 수명 향상, 구조적 건전성 검증을 위한 기반으로 연구가 진행되었다.

항공기 장기 운항에 따른 Shroud의 기계적인 품질 저하는 열화에 의해 미세조직 중에 M_6C (Mo Rich Carbide) 및 $M_{23}C_6$ (Cr Rich Carbide)가 사용전 0.7%에서 부위별로 15%에서 Shroud 끝단부로 갈수록 증가하여 23%까지 다량으로 석출하게 되고 이들로 인한 재료의 인장강도는 800MPa에서 511MPa로, 연신률은 59.2%에서 41% 까지 급격하게 저하했다. 사용 중 다량 석출된 M_6C (Mo Rich Carbide) 및 $M_{23}C_6$ (Cr Rich Carbide)는 파단 발생의 진원지로 작용하였으며 이는 Shroud에 발생하는 균열의 발생 및 성장을 더욱 촉진시키는 주요 요인으로 작용하였음을 알 수 있었다.

열화된 Shroud재의 용접부 인장파단 거동은 용접비드 크기에 따라 큰 차이를 나타내었다. 용접비드 높이가 1.20mm이고 폭이 2.92mm인 경우(상대적으로 입열량이 작고 용접속도가 빠른 경우)에는 인장시험시 파단은 모재부에서 발생하였다. 그러나 용접비드 높

이가 1.53mm이고 폭이 4.1mm인 경우(입열량이 크고 용접속도가 느린 경우)에는 인장시험시 파단은 용접비드와 모재의 경계부인 용융선(Fusion line) 또는 열영향부에서 발생했다. 용접비드가 높은 경우 용접비드 높이가 낮은 것과 비교시 상대적으로 노치효과로 인해 응력집중 정도가 심화되었기 때문이다. 그리고 부가해서 입열량이 많은 경우 열영향부에서의 석출물 이동을 동반한 결정립계 이동이 보다 심화되면서 응력에 취약한 석출물들의 균집화 부위가 많이 발생하였기 때문이다.

열화된 Shroud재의 고온인장 거동을 살펴보면 시험온도 300℃에서 900℃로 올라갈수록 결정립계에 석출된 탄화물의 영향이 심화되어 입계파단의 경향이 보다 뚜렷히 나타남을 알 수 있었다. 열화된 Shroud재에 적정 용접조건(10V 전압, 20A 전류, 2.5~3.3mm/sec. 용접속도)에서 용접한 시험편을 고온인장 시험한 경우에는 상온인장시험과 같이 파단은 용접부 및 용접열영향부가 아닌 모재부에서 파단이 발생하였다. 그러나 용접비드가 두꺼운 시험편의 경우에는 열영향부에서 파단이 발생하였으며 이는 표면부의 심화된 노치효과 영향으로 판단되나 항복강도 및 인장강도값은 적정 용접 조건하에서 제작된 시험편과 비교시 비슷한 값을 나타내었다.

항공기 운항 중 고온에 노출된 Shroud재는 미세조직 중 결정입계에 탄화물을 다량(15~23%) 석출시키면서 강도값 및 연신률 그리고 내열피로균열성이 저하된다. 석출된 탄화물은 고온에서 고용화 열처리를 통해서 다시 기지조직 중으로 고용시켜 석출된 탄화물을 제거시킬 수 있다. 1,175℃에서 5~30분간 유지시키는 고용화 열처리를 통해 탄화물의 양을 5% 이하로 줄일 수 있다. 동시에 강도 및 연신률 또한 사용전 신품 Hastelloy-X재의 90~95% 수준으로 복원력을 가질 수 있다.

열화된 Shroud재를 1,175℃에서 고용화 열처리를 한 고용화 열처리재, 그리고 사용한 Shroud재에 용접한 용접재를 상온 고주기피로시험을 한 결과 고용화열처리재가 가장 우수한 내피로성을 보였다. 부과된 최고인장값이 400~520MPa 범위에서 파단 피로사이클 수는 사용한 Shroud재에 비해서 고용화열처리재가 두 배의 값을 나타내었다. 용접재의 경우 가장 열악한 내피로성을 보였는데 피로파단부가 모든 시험편에서 용접부와 모재의 경계부인 노치부에서 발생하였다. 피로한계값(fatigue limit) 또한 사용한 Shroud재는 420MPa, 고용화열처리재의 경우는 460MPa 인데 비해서 용접재의 경우에는 160~200MPa로 상대적으로 낮은 값을 보였다.

따라서 사용 중인 Shroud재에서 열피로균열이 발생할 수 있는 가장 취약한 부위는 Shroud의 가장 후미 끝단부에서 원통형 원주방향에 수직방향으로 용접한 용접부와 모재의 경계부임을 알 수 있었다.