

터빈 노즐 및 열차폐 코팅에 따른 고압 1 단 터빈 블레이드의 구조 건전성 영향에 대한 연구[§]

허재성^{*†} · 강영석^{*} · 이동호^{*}

* 한국항공우주연구원 항공엔진연구단

A Study on the Structural Integrity of the First Stage Turbine Blade Caused by Thermal Barrier Coatings and the Cooling Design of the Nozzle

Jae Sung Huh^{*†}, Young Seok Kang^{*} and Dong Ho Rhee^{*}

* Aero-propulsion division, Korea Aerospace Research Institute

(Received January 25, 2016 ; Revised June 7, 2016 ; Accepted June 21, 2016)

Key Words: Turbine Blade(터빈 블레이드), Turbine Nozzle(터빈 노즐), Cooling Design(냉각 설계), Thermal Barrier Coating(열차폐 코팅), Low Cycle Fatigue(저주기 피로 수명)

초록: 엔진 성능 혹은 효율의 극대화는 엔진 구성품들을 점점 더 극한의 환경에서 장시간 운용되게 요구하고 있다. 이를 위해 엔진 제작사 혹은 연구소는 초내열합금, 냉각 설계 최적화, 열차폐 코팅 개선 등의 노력과 동시에 재료 모델링, 유한요소해석, 최적설계 등의 수치 해석 기법을 적용하여 좀 더 정교한 설계 및 해석을 수행하고 있다. 본 연구에서는 연소기 뒤에 위치하는 1 단 고압터빈 노즐의 끝벽 냉각 설계와 열차폐 코팅에 따른 일방향 응고 재료인 1 단 고압터빈 블레이드의 저주기 피로 수명에 대한 영향을 고찰하고자 한다. 이를 위해 경계 조건인 고온 및 고압의 연소 가스에 의한 노즐 및 블레이드의 금속 온도는 복합 열 전달 해석을 통해 얻고, 이 결과를 받아 블레이드의 구조 해석 및 저주기 피로 수명을 평가하여 노즐 냉각설계와 열차폐 코팅의 영향을 분석하였다.

Abstract: High pressure nozzles and turbines of a gas turbine engine should be required to be operated under extreme operating conditions in order to maximize the performance. Engine manufactures have utilized nickel-base superalloys, enhanced cooling design, and thermal barrier coating techniques to overcome them and furthermore, material modeling, finite element analysis, optimization techniques, and etc. have been utilized widely for elaborate predictions. We aim to evaluate the effects on the low cycle fatigue life of the high pressure turbine blade caused by thermal barrier coatings and the cooling design of the endwall of the first stage turbine nozzle. To achieve it, the structural analysis, which utilized the results of conjugate heat transfer analysis as loading boundary conditions, was performed and then the results were the input for the assessment of low cycle fatigue life at several critical zones.

1. 서론

가스터빈엔진의 고온 부품을 다른 시스템과 비교하면, 1500°C 이상의 고온, 수만 혹은 수십만 RPM의 고속, 고압이라는 가장 극한 운용 조건에서 수천 시간의 설계 수명을 만족시켜야 한다. 또한 재료의 녹는점(Melting point) 대비 50% 이상의 고온에서 구성 요소들이 운용되므로, 저주기 피로 수명, 고주기 피로 수명과 함께 크립(Creep), 응력 파단(Stress rupture), 열-기계 피로(Thermal-Mechanical fatigue)와 같은 다

§ 이 논문은 대한기계학회 창립 70주년 기념 학술대회(2015. 11. 10-14., ICC 제주) 발표내용을 토대로 한 논문임.

† Corresponding Author, jshuh@kari.re.kr

© 2016 The Korean Society of Mechanical Engineers

양한 손상 메커니즘을 고려하여야 한다. 이를 위해 가스터빈엔진 제작사들은 초내열합금(Nickel base superalloy) 적용, 냉각 설계의 정교화, 열차폐 및 산화 방지를 위한 코팅 기술을 연구하여 적용하고 있으며, 재료 모델링, 유한요소해석 기술, 최적/강건설계 등의 수치 해석을 적극 활용하고 있어, 그 필요성은 더욱 증대될 것이다.

본 연구의 대상인 고압터빈 1 단 블레이드에 대해서 NASA⁽¹⁾에서는 2 차원 유한요소 해석을 통해 공력, 냉각 설계, 구조 및 수명평가를 실시하였다. McKnight 등⁽²⁾은 고압터빈 블레이드의 팁(Tip)의 손상에 대해 열-기계(Thermo-Mechanical) 피로 시험을 수행하고, StrainRange Partitioning(SRP)와 Frequency Modified(FM) 방법을 적용하여 수명을 평가하고 비교하였다. Vyas 와 Rao⁽³⁾은 엔진 시동 혹은 정지과정에서 불가피하게 통과해야 하는 공진 주파수에서의 진동응력(Vibratory stress)를 계산하고 이를 수명 평가에 반영하였다. Carter⁽⁴⁾는 다양한 사례 조사를 통해 가스터빈엔진 터빈 블레이드의 공통 손상 원인을 부식(Corrosion), 크립(Creep), 피로로 구분하고 분석을 하였다. Mzaur 등⁽⁵⁾은 70MW 가스터빈엔진의 1 단 터빈 블레이드의 균열에 대해 재료학적으로 분석을 하고 유한요소해석을 통해 비교하였다. 여기서, 1 단 블레이드는 다결정 재료인 IN 738LC 이며 내부 냉각 유로만이 존재하는 단순한 냉각 설계로 구성되어 있다. Ogata 와 Saka⁽⁶⁾은 니켈 초내열 합금에서 다결정 및 일방향 응고 재료에 대해 평면 내 2 축 피로 시험(In-plane biaxial fatigue test)을 수행하고, 그 결과를 등가 변형률과 주 변형률 평면의 범선 등가 변형률 폭(Normal equivalent strain range)과 상관관계를 분석하였다. 최우성 등⁽⁷⁾은 무 냉각 블레이드(Uncooled blade)에 대하여 실 운전 조건을 기준으로 크립 및 열-기계 피로 관점에서 수명을 평가하였다.

본 연구에서는 고압터빈 입구 온도 1400°C 급 터보팬 엔진의 1 단 고압터빈 노즐에서 끝벽(Endwall) 영역의 냉각 여부와 열차폐 코팅(Thermal Barrier Coating, TBC) 유무에 따른 고압터빈 1 단 블레이드의 저주기 피로 수명(Low Cycle Fatigue, LCF)의 영향 평가를 통해 구조 건전성에 미치는 결과를 분석하고자 한다.

2. 문제 정의

2.1 엔진 운용 조건

항공용 가스터빈엔진의 설계단계에서 엔진의 임무가 정의되고 이를 기초로 각 임무의 기동에서 엔진 구성품의 작동 조건이 계산된다. 본 연구에서 이러한 작동 조건은 6000lbf 유사급 엔진 자료⁽¹⁾와 엔진 시스템 해석 및 가정 등을 통해 도출하였으며, Fig. 1 과 2 는 가장 큰 추진력을 필요로 하는 이륙 조건에서 연소기 바로 뒤에 위치하는 1 단 고압터빈의 노즐 및 블레이드에 대한 운용 조건을 기술하고 있다. 여기에는 1 단 고압터빈의 노즐 및 블레이드의 냉각을 위한 2 차 유동의 가정도 포함되었다. 이러한 운용 조건이 결정된 후 열 전달 해석과 함께 고압터빈 블레이드의 구조 건전성 평가가 이루어진다.

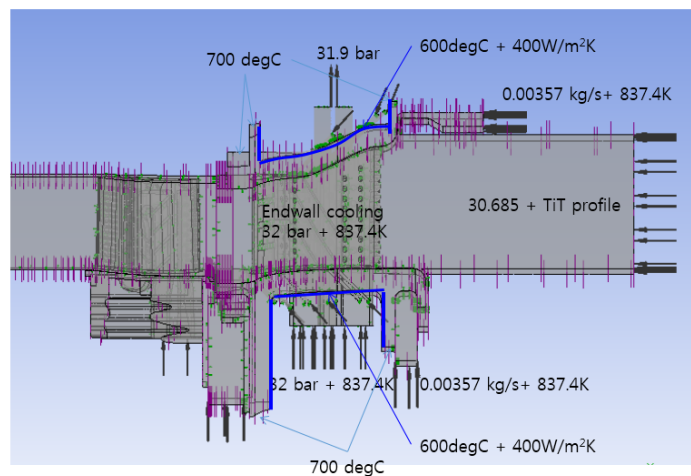


Fig. 1 Definition of an operation condition (Take-off)

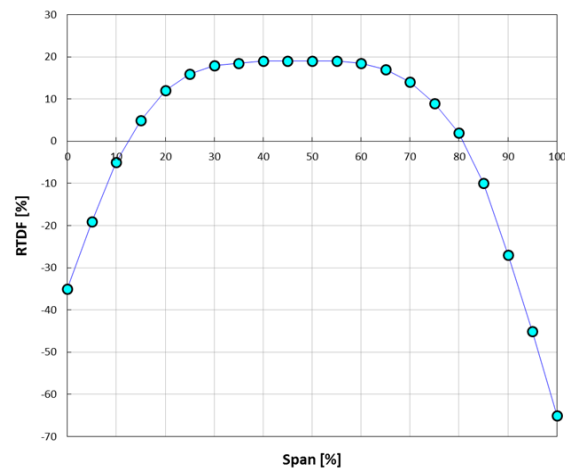


Fig. 2 Definition of turbine inlet temperature (Take-off)

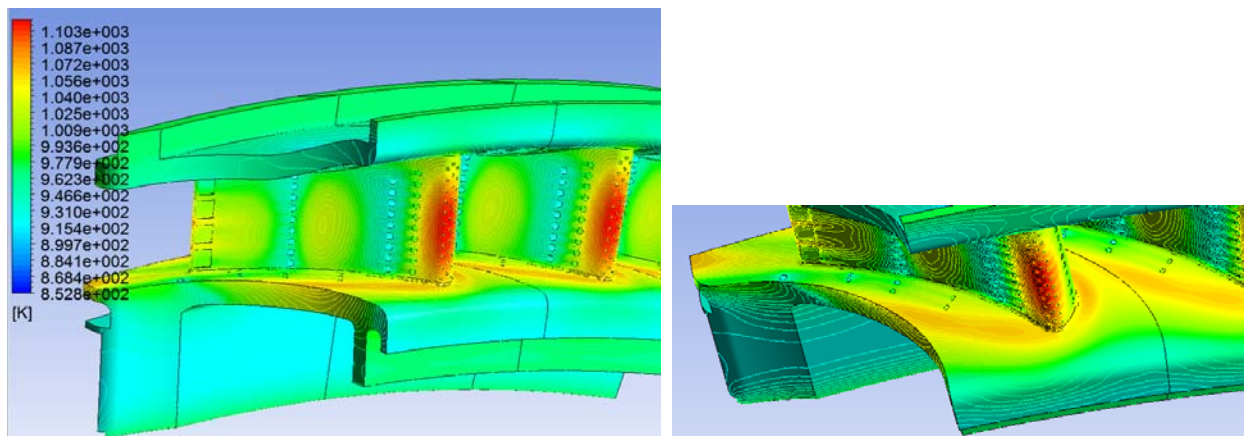


Fig. 3 Metal temperature distribution of the high pressure turbine nozzle (C3)

연소기에서 유입되는 주 유로의 고온 및 고압 연소가스의 온도 분포는 Fig. 2 와 같이 가정하였으며, 평균 온도가 1400°C 이며 노즐 날개의 중심 부위에서 대략 1560°C 이다. 2 차 유동은 일반적으로 니켈 초내열 합금(Nickel base superalloy)의 녹는점 이상의 고온 연소가스로부터 노즐 혹은 블레이드를 보호하기 위한 냉각 공기의 공급이며, 압축기 후반부의 압축 공기를 활용하게 된다. 본 연구에서 Fig. 1 과 같이 노즐의 전반부, 끝벽과 익형으로 2 차 유동이 유입되게 설계하였다. 마지막으로 블레이드의 회전은 17,000 rpm 으로 설계하였다.

2.2 열차폐 코팅과 끝벽 냉각에 의한 금속 온도

본 연구에서는 고압터빈 1 단 블레이드의 바로 앞에 위치하는 노즐의 끝벽 냉각 설계와 노즐 및 블레이드의 열차폐 코팅 유무에 따른 블레이드의 구조 건전성 영향을 고찰하고자 한다. Fig. 1, 2 와 같은 운용 조건에서의 복합 열 전달 해석(Conjugate heat transfer analysis)를 통해 금속 온도 분포를 얻게 되며, Fig. 3, 4 는 노즐 및 블레이드 각각의 금속 온도 분포를 보여 주고 있다. Fig. 3 은 노즐의 익형과 끝벽에 냉각 홀이 존재하는 경우이며, Fig. 4 와 5 는 Table 1 의 C1 조건과 C3 조건에 대한 복합 열 전달 해석 결과이다(Table 1 참조). Fig. 3 에서 노즐의 끝벽 냉각을 통해 그 주변의 금속 온도가 상류와 비교하였을 때 상당히 낮아짐을 확인할 수 있으며, 또한 Fig. 4 의 블레이드의 끝벽 온도에도 큰 영향을 주고 있음을 확인

Table 1 Conditions for the conjugate heat transfer analyses

	Nozzle	Blade
C1	TBC	Without TBC
C2	TBC and Endwall cooling	Without TBC
C3	TBC and Endwall cooling	TBC

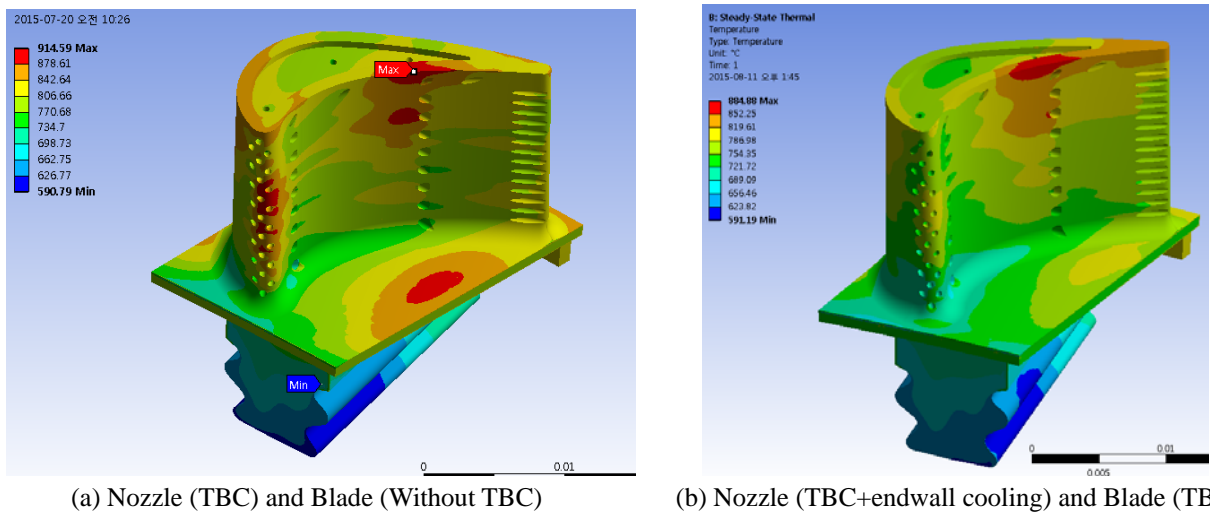


Fig. 4 Metal temperature distribution of the high pressure turbine blade

할 수 있다. 그리고 열차폐 코팅의 효과는 Fig. 4 의 (a)와 (b)의 비교를 통해 확인 가능하며, 전체적으로 금속온도가 낮아짐을 볼 수 있다.

3. 구조 해석 및 저주기 피로 수명 평가

3.1 구조 해석

고압터빈 블레이드의 구조 해석을 위해서는 형상정의, 재료 모델링, 하중 및 변위 경계조건이 필요하다. 하중 조건은 앞 절의 복합 열 전달 해석의 결과인 금속 온도 분포, 익형에 전달되는 고압의 압력장과 회전에 의한 각속도 17,000rpm 를 하중으로 반영하였다. 변위 경계 조건은 디스크와 블레이드가 결합되는 부위인 도브테일(Dovetail)에서 디스크와 접촉하게 되는 부위의 변위를 구속하였다. 재료는 일방향 응고 재료 중 하나인 CM247LC DS 로 가정하였으며, 수학적으로 횡 등방성 재료(Transversely isotropic material)로 모델링 가정하며 관련 재료 상수는 참고문헌 [8,9,10]의 값을 적용하였다.

위와 같은 구조해석 문제 정의 후 유한요소해석을 수행하면, 이륙 조건에서의 블레이드에 대한 응력, 변형률 결과를 얻게 되며, Fig. 5 는 Table 1 에 정의된 사례 중 하나인 C3 에 대한 등가 변형률의 분포이다. 디스크와 결합되는 도브테일을 검토 범위에서 제외한 것은 디스크와 접촉 해석을 통해 얻어야 하고 본 연구에서 관심영역이 아니므로 포함시키지 않았다. 등가 변형률 기준으로 원심력이 가장 큰 영역인 허브면(Hub) 주변의 냉각 구멍에서 높은 변형률이 얻어짐을 확인할 수 있고, Fig. 5 와 같이 그 중에서 높은 영역을 취약 주위로 정의하였다.

3.2 저주기 피로 수명 평가⁽¹⁰⁾

블레이드의 구조 건전성을 평가하기 위하여, 블레이드의 파손 메커니즘 중 하나인 저주기 피로 수명을 근거로 비교를 하였다. 저주기 피로 수명은 임계 평면법의 한 방법인 SWT parameter⁽¹¹⁾를 적용하고자

Table 2 Results of LCF life assessment

	C1	C2	C3
LE1	1750	1811	3940
LE2	1315	2606	5415
PE1	1297 (15°)	672 (75°)	423 (55°)
TE1	2399	1983	2661

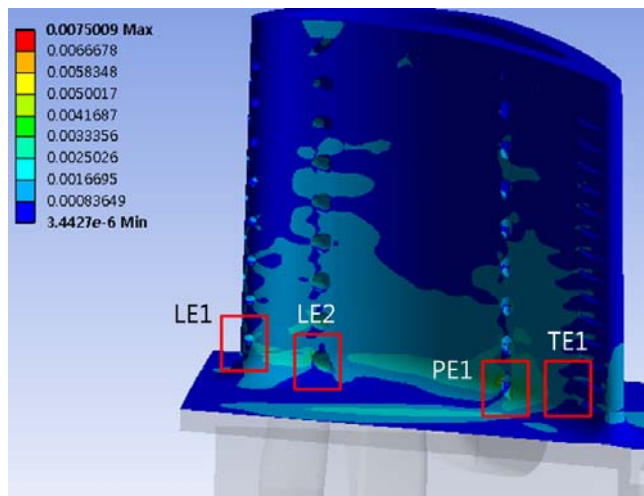


Fig. 5 Equivalent mechanical strain distribution of the high pressure turbine nozzle

하며 이는 식 (1)로 표현된다. 이 식은 저주기 피로 수명의 변형률-수명 선도식에 Basquin 식을 곱한 식으로 평균 응력을 고려할 수 있고, 동시에 피로가 가지는 방향성을 묘사할 수 있다. 일반적으로 저주기 피로 수명에 영향을 주는 주요 인자로는 온도, 변형률이다. 등방 재료와 다르게 일방향 응고(Directionally solidification) 및 단결정 (Single Crystal)재료는 재료의 결정립계 방향에 의해 Fig. 6 과 같이 방향에 따라 저주기 피로 수명이 큰 차이를 보인다. 일방향 응고 제작 시 결정립 성장 방향인 0° 방향이 저주기 피로 수명특성에서 가장 우수하며 45° 방향이 가장 짧은 수명을 가지게 된다. 즉, 계산된 임계 평면 각도는 결정립 방향에 따른 수명특성을 반영하게 되어 수명에 큰 영향을 주는 중요한 인자가 된다. SWT 파라미터에서 임계 평면 각도는 식 (1)의 좌변 항이 최대가 되는 평면이며, 피로 균열이 생성되고 진전될 것으로 추정되는 평면이다.

$$\sigma_n \frac{\Delta \epsilon_f}{2} = \frac{\sigma_f'}{E} (2N)^{2b} + \sigma_f' \epsilon_f' (2N)^{b+c} \quad (1)$$

여기서, E 는 탄성계수(Modulus of elasticity), σ_f' 는 피로강도계수(Fatigue strength coefficient), ϵ_f' 는 피로연성계수(Fatigue ductility coefficient), b 와 c 는 각각 피로강도지수(Fatigue strength exponent)와 피로연수지수(Fatigue ductility exponent)이다. 또한, $\Delta \epsilon_f/2$ 은 최대 변형률 진폭이며, σ_n 은 최대 변형률 평면에 수직인 방향의 응력성분이다.

구조 해석 결과에 기초하여, Fig. 5 의 주요 취약부위인 4 곳에 대해 Huh 등⁽¹⁰⁾이 활용한 간략화된 수명 평가 절차를 통해 저주기 피로 수명을 계산하였으며, 그 결과는 Table 2 와 같다. Table 2 에 의하면 PE1 영역을 제외하고는 노즐의 끝벽 냉각 구멍 추가 및 블레이드의 날개와 허브면의 열차폐 코팅 적용은 저

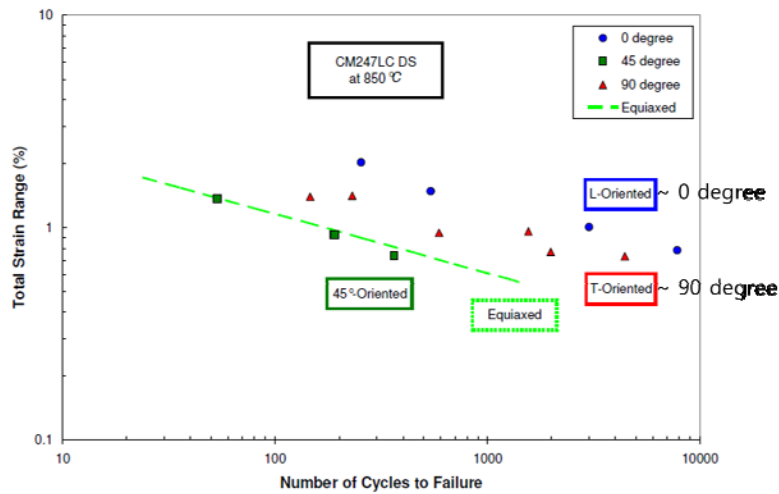


Fig. 6 ε-N curves of CM-247LC DS at 850°C⁽⁹⁾

주기 피로 수명을 향상시키고 있다. 이와 대조적으로 PE1 영역은 저주기 피로 수명이 감소함을 확인할 수 있다. 이는 PE1 에서 SWT parameter 값은 세가지 경우에서 모두 유사한 값을 보이나, 그 임계 평면각이 Table 2 에 제시된 바와 같이 변화(15° → 75° → 55°)를 보이고 있기 때문이다. 즉, 이러한 변화는 Fig. 6 에서 알 수 있듯이 CM247LC DS 재료 자체의 저주기 피로 수명 특성이 우수하지 못한 방향과 임계 평면각이 일치할 하고 있기 때문이다. Fig. 4 와 같은 금속 온도 분포의 변화에 의한 열 응력과 원심력에 의한 응력의 분포가 결합되어 임계 평면이 변동하기 때문이다. 이러한 응력의 결합과 그 결과인 임계 평면각은 다양한 운용 조건에서 상이하게 계산될 수 있으므로, 블레이드 냉각 설계 측면에서 큰 문제가 없다면 해당 냉각 구멍(cooling hole)을 제거하는 것을 고려해야 할 것이다.

4. 결 론

본 연구에서는 가스터빈엔진의 고온 부품인 고압터빈 블레이드가 열차폐 코팅과 노즐의 끝벽 냉각에 따른 구조 건전성 변화를 고찰하였다. 열차폐 코팅 추가와 노즐의 끝벽 냉각에 의해 대체적으로 블레이드의 구조 건전성이 저주기 피로 수명 측면에서 향상되었으나, 국부적으로 임계 평면각의 변화에 의해 저주기 피로 수명이 낮게 추정되었다. 전체적으로 블레이드의 수명은 앞 단 노즐의 끝벽 냉각 설계와 열차폐 코팅에 영향을 많이 받으므로, 블레이드의 냉각 설계 및 구조 건전성 평가는 앞 단 노즐 설계와 연계하여야 함을 확인하였다.

후 기

본 연구는 항공우주부품기술개발사업인 “중소형 항공기용 터보팬 엔진의 고압터빈 냉각 설계기술 개발 및 시험평가 기술 구축” 과제의 지원으로 수행되었음을 밝힌다.

참고문헌 (References)

- (1) Halila, E. E., Lenahan, D. T. and Thomas, T. T., 1982, *High Pressure Turbine Test Hardware Detailed Design Report*, NASA CR-167955.
- (2) McKnight, R. L., Laflen, J. H, Halford, G. R. and Kaufman, A, 1983, “Turbine Blade Nonlinear Structural and Life Analysis,” *Journal of Aircraft*, Vol. 20, No. 5, pp. 475~480.

- (3) Vyas, N. S. and Rao, J. S., 1994, "Fatigue Life Estimation Procedure for a Turbine Blade Under Transient Loads," *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 116, No. 1, pp. 198~207.
- (4) Carter, T. J., 2005, "Common Failures in Gas Turbine Blades," *Engineering Failure Analysis*, Vol. 12, pp.237~247.
- (5) Mazur, Z., Luna-Ramirez A., Juarez-Islas, J. A. and Campos-Amezcuca, A., 2005, "Failure Analysis of a Gas Turbine Blade made of Inconel 738LC alloy," *Engineering Failure Analysis*, Vol. 12, pp. 474~486.
- (6) Ogata, T. and Saka, T., 2009, "Life Prediction Method of CC and DS Ni Base Superalloys Under High Temperature Biaxial Fatigue Loading," *Proceeding of ASME Turbo Expo 2009*, GT2009-59069.
- (7) Choi, W. S., Song, G. W., Chang, S. Y. and Kim, B. S., 2014, "Life Assessment of Gas Turbine Blade Based on Actual Operation Condition," *Trans. Korean Soc. Mech. Eng. A*, Vol. 38, No. 10, pp.1185~1191.
- (8) Moore, Z. J., 2006, "Multiaxial Fatigue Life Prediction of a High Pressure Steam Turbine Rotor Using a Critical Plane Approach," Master Thesis, Georgia Institute of Technology.
- (9) Kupkovits, P. A., 2008, "Thermomechanical Fatigue Behavior of the Directionally-Solidified Nickel-Base Superalloy CM247LC," Master Thesis, Georgia Institute of Technology.
- (10) Huh, J. S., Kang, Y. S., Rhee, D. H. and Seo, D. Y., 2015, "A Study on Variation of the Low Cycle Fatigue Life of a High Pressure Turbine Nozzle Caused by Inlet Temperature Profiles and Installation Conditions," *Trans. Korean Soc. Mech. Eng. A*, Vol. 39, No. 11, pp. 1145~1151.
- (11) Socie, D. F. and Marquis, G. B., 1999, *Multiaxial Fatigue*, SAE, Int.