

# 임무를 가지는 가스터빈 엔진 회전부품 피로수명 평가

김경희\* · 김현재\* · 전승배\* · 김동현\*\*

## Mission based gas turbine engine rotating parts life evaluation

Kyungheui Kim\* · Hyunjae Kim\* · Seungbae Chen\* · Donghyun Kim\*\*

### ABSTRACT

The gas turbine engine structures usually are placed on high thermal mechanical stress condition. For general low cycle fatigue evaluation, simple fatigue criterion based on critical plane approach is developed. LCF life of turbine wheel is evaluated with this criterion and process contrived together.

### 초 록

가스터빈의 구조물은 열에 의한 응력과 기계적인 하중에 의한 응력이 동시에 중요하게 작용을 하며 다축응력상태에 놓이게 된다. 가스터빈 엔진은 일반적으로 임무를 가지게 되며 임무를 바탕으로 성능 평가, 열전달해석, 구조해석, 수명평가의 일련의 과정을 거치게 된다. 임무에 따라 복잡하게 나타나는 변형율과 응력을 평가하기 위하여 임계평면법을 적용하였으며, 이를 바탕으로 보다 간단하고 편리한 평가 모델인 "The Simplified Model"을 개발하였다. 그리고 개발된 평가방법을 사용하여 터빈휠의 수명평가를 수행하여 결과를 나타내었다.

Key Words: Gas Turbine Engine(가스터빈엔진), Low Cycle Fatigue(저주기피로수명), Multi-Axial Stress(다축응력), Critical Plane Approach(임계평면법)

### 1. 서 론

가스터빈 엔진은 다른 구조물과는 달리 고온, 고응력 환경에서 운용이 되며 이와 같은 환경에서 장수명 엔진으로서의 요구수명을 만족하기 위해 신뢰도가 높은 해석, 평가방법 및 평가 프

로세스가 요구된다.[1]

가스터빈엔진 구조물에 있어서 구성부품의 파손양상은 재료의 특성 및 부품의 운용온도, 운용 하중의 크기에 따라 달라진다. 주요한 파손메커니즘은 high cycle fatigue(HCF), low cycle fatigue(LCF), creep rupture, oxidation 및 corrosion 등을 들 수 있다. 본 논문은 이러한 다양한 파손 메커니즘 중에서 가장 큰 비중을 차지하는 LCF에 국한하여 평가를 수행하였다. 또한 당사가 자체 개발하여 장수명엔진의 회전

\* 삼성테크윈 파워시스템연구소 구조설계그룹  
\*\* 국립경상대학교 기계항공공학부  
+ 연락처자, E-mail: kyungheui.kim@samsung.com

부품의 설계수명평가에 성공적으로 사용되고 있는 CRINI 프로그램을 활용하여 일련의 평가 프로세스를 거쳐서 도출된 터빈휠의 수명해석 결과를 제시하였다. CRINI 프로그램은 복잡한 다축응력상태의 시간의 경과에 따른 주응력방향이 변하고(non-proportional) 온도가 변하는 보다 일반적인 응력 및 변형율의 변화상태를 효과적으로 평가하기 위하여 보다 최신의 방법인 임계평면법(Critical Plane Approach)을 사용하게 된다.[2] 그리고 성능이 좋아진 컴퓨터와 더불어 좀더 세련된 탄소성해석을 통한 변형률방법을 사용하게 된다.

임계평면법을 사용하여 수명평가를 하기 위해서는 임계평면에서의 변형률 및 응력성분의 이력과 일축 피로시험 결과와의 비교를 통한 평가를 수행하게 되는 데 이때 필요로 하게 되는 평가기준식인 "The Simplified Model"을 제안하였다. 또한 개발된 모델을 당사에서 설계를 수행한 가스터빈 엔진의 터빈휠에 적용을 하여 저주기 피로수명을 계산하였다.

## 2. Overall Lifing Process & Mission Definition

엔진부품의 수명평가는 다른 분야와는 달리 고온 및 고응력 하에서 관련 부품이 운용됨으로 인해 TMF(Thermo Mechanical Fatigue)양상을 나타내게 됨으로 인해 수명평가가 보다 까다로운 특성이 있다. 엔진부품의 특성상 상당한 온도구배와 이에 따른 열응력성분이 수명현상에 상당한 영향을 주게 된다. 또한 이는 신뢰성 있는 열전달해석 결과와 고온의 영향과 온도와 응력의 위상차효과, 응력의 다축효과 등의 복잡한 현상과 연관되어 관련 소재데이터의 필요성을 나타낸다. 계산된 온도해석결과를 사용하여 구조응력해석을 수행하게 되고 구조해석 결과에서 얻어진 응력 및 변형율 데이터를 rainflow cycle counting과 같은 알고리즘을 사용하여 엔진부품의 각 위치에서의 수명을 계산한다. 일련의 수명해석과정을 Fig. 1에 나타내었다.

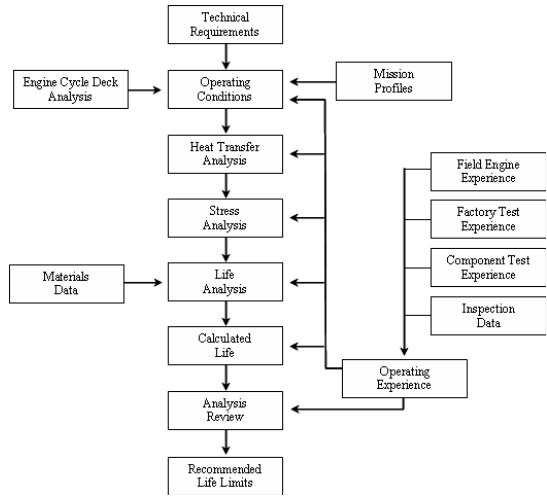


Fig. 1 Typical fatigue life evaluation process

우선 설계하고자하는 엔진이 어떠한 목적으로 운용이 되는지를 정의되어야 한다. 임무의 정의는 엔진부품의 수명해석결과에 막대한 영향을 주게 되므로 엔진의 실제 운용 특성이 충분히 반영이 되도록 선정을 해야 한다. 열전달해석을 수행하기 위하여 해석을 하고자하는 엔진부품의 열전달경계조건을 계산을 하여야 하며, 이를 위하여 미리 정의된 임무의 시간경과에 따른 일부 관련된 성능변수의 계산결과가 필요하게 된다. Fig. 2는 임의의 임무에서의 시간의 경과에 따른 일부 성능변수의 변화곡선을 나타낸다.

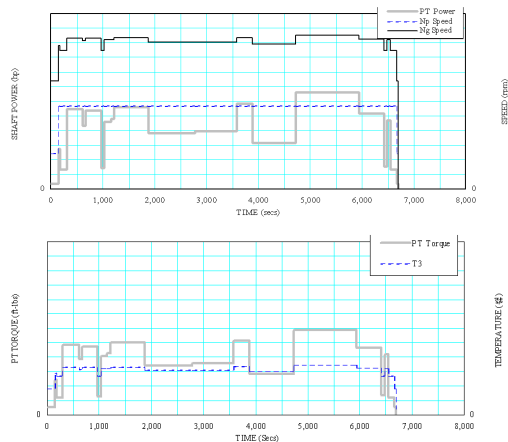


Fig. 2 Typical performance parameters

### 3. Multi-axial Fatigue Analysis

가스터빈엔진의 모든 부품은 다축응력상태에 놓이게 된다. 이러한 다축응력환경은 열하중에 의한 영향, 3차원적인 형상에 의한 영향, 토크를 많이 받는 등 여러 가지 기계하중에 의한 영향에 의해 일반적으로 중대하게 나타나게 되며 피로수명을 급격히 저하시키는 요인으로 작용을 하기도 하며 치명적인 취성과괴를 초래하기도 한다.

일반적인 다축응력상태의 하중에 의한 수명평가는 등가응력 또는 등가변형율로 변환하여 Eq. (1)과 같은 유명한 Coffin-Manson식으로 나타내어진 소재의 피로수명 데이터와 비교하여 평가를 하게 된다.[3]

$$\frac{\Delta\epsilon}{2} = \frac{\sigma'_f}{E} (2N_f)^m + \epsilon'_f (2N_f)^c \quad (1)$$

그러나 이러한 등가응력과 등가변형율을 사용한 방법은 응력 및 변형율의 방향성에 의해 하중이력이 왜곡되기도 하며 주응력방향들이 변하는 non-proportional 하중조건에서 실제 현상과 다른 결과를 가져다주게 된다.

이러한 단점을 극복하기 위하여 추가적으로 다양한 연구가 이루어졌으며 임계평면법이 성공적으로 다축응력상태의 수명평가에 사용될 수 있음이 보고되었다. 임계평면법은 Brown과 Miller의 연구에서 비롯하였으며 Fatemi와 Socie에 의해서 발전되었다.[4]

다축응력상태의 수명평가를 위하여 Socie 등은 Eq.(2)와 같이 임계평면법과 전단변형율에 기초한 새로운 판정식을 사용하였다.[5]

$$\hat{\gamma} + \hat{\epsilon}_n + \frac{\hat{\sigma}_{n0}}{E} = \gamma(2N_f)^m + \frac{\tau'_f}{G} (2N_f)^b \quad (2)$$

본 연구에서는 이와 같은 임계평면법을 근간으로 하여 일축인장시험조건과 비교하여 실용적으로 수명평가에 사용할 수 있는 평가식을 도출하였다. Fig. 3에서 보는 바와 같이 임의의 수직

벡터  $\vec{n}$ 에 수직한 면에 작용하는 수직변형율과 전단변형율은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \epsilon_n &= (\vec{n} \cdot \vec{\epsilon} \cdot \vec{n}) \\ \vec{\gamma}_n &= \vec{\epsilon} \cdot \vec{n} - (\vec{n} \cdot \vec{\epsilon} \cdot \vec{n}) \end{aligned} \quad (3)$$

마찬가지로 평면에 수직한 방향의 응력도 마찬가지로 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\sigma_n = (\vec{n} \cdot \vec{\sigma} \cdot \vec{n}) \quad (4)$$

구조물이 임무를 수행하며 받게 되는 다양한 하중은 Fig. 3에 나타낸 바와 같이 최대손상을 받는 면에 전단변형율의 궤적으로 나타나게 된다. 이때 구조물이 받는 손상은 전단변형율이 겪는 궤적의 크기와 관계가 있다. 전단변형율의 크기는 Eq.(5)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\Delta\gamma_v|_{AB} = \vec{\gamma}|_B \cdot \vec{V} - \vec{\gamma}|_A \cdot \vec{V} \quad (5)$$

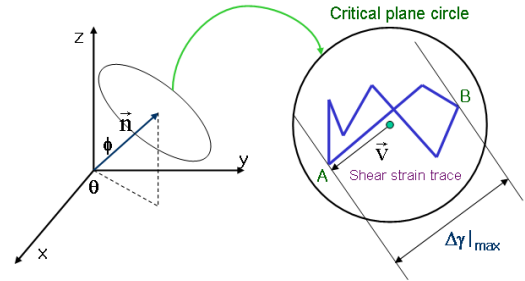


Fig. 3 Shear strain track in critical plane

일축인장시험을 받는 시편의 경우 축방향 변형율은 탄성변형율 및 소성변형율의 합과 같다.

$$\epsilon_z = \epsilon_z^e + \epsilon_z^p \quad (6)$$

그리고 변형율 텐서는 다음과 같이 나타내어진다.

$$\begin{aligned} \vec{E} = & -(\nu_e \epsilon_Z^e + \nu_p \epsilon_Z^p) \vec{e}_r \vec{e}_r - (\nu_e \epsilon_Z^e + \nu_p \epsilon_Z^p) \vec{e}_\theta \vec{e}_\theta \\ & + (\epsilon_Z^e + \epsilon_Z^p) \vec{e}_z \vec{e}_z \end{aligned} \quad (7)$$

일축인장시험에서 최대 손상을 받는 면은 인장방향에 대해 45도의 최대전단면이며 수직벡터와 최대전단방향벡터는 각각  $\vec{n} = (\vec{e}_r, 0, \vec{e}_z)/\sqrt{2}$ 과  $\vec{V} = (-\vec{e}_r, 0, \vec{e}_z)/\sqrt{2}$ 로 나타내어진다.

$$\Delta\gamma = 0.5(1 + \nu_e)\epsilon_Z^e + 0.5(1 + \nu_p)\epsilon_Z^p \quad (8)$$

위의 식에서 실제 수명계산을 수행할 때 편리하게 사용할 수 있도록 탄성변형율과 소성변형율의 구분을 없애고 좀 더 보수적인 결과를 얻기 위하여 Eq.(9)와 같은 "The simplified model"을 제안하였다.

$$\epsilon_{eq} \cong \frac{2 \cdot \Delta\gamma}{1 + \nu_e} \quad (9)$$

평균응력효과를 고려하기 위한 응력비의 정의는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$R = \sigma_n \Big|_B / \sigma_n \Big|_A \quad (10)$$

본 연구에서 개발한 CRINI 프로그램은 Eq.(9)와 Eq.(10)을 사용하여 임의의 하중이력에 대한 손상평가를 하게 된다. 임계평면을 임무를 수행하는 동안의 최대전단변형을 나타내는 면으로 정의하였다. CRINI 프로그램의 전반적인 흐름도를 Fig. 4에 나타내었다.

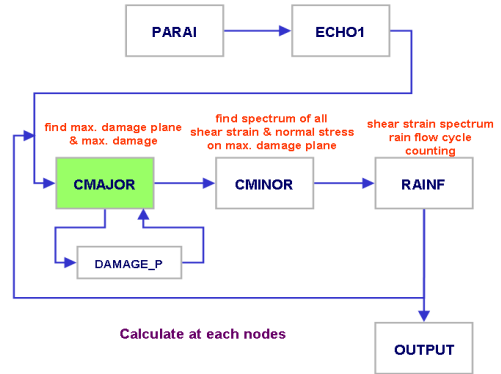


Fig. 4 Subroutine module flow for fatigue life prediction (CRINI program)

## 4. Turbine Wheel Structural Analysis

### 4.1 임무 정의

가스터빈 엔진 회전부품의 피로수명은 실제 엔진이 겪게 되는 엔진의 임무에 의하여 결정되며 임무 정의는 대표적인 사용자 사용 요구조건과 기존의 운용경험 등을 고려하여 정의를 하게 된다. 이번 연구에 사용한 임무형상정의는 아래의 Fig. 5와 같다.

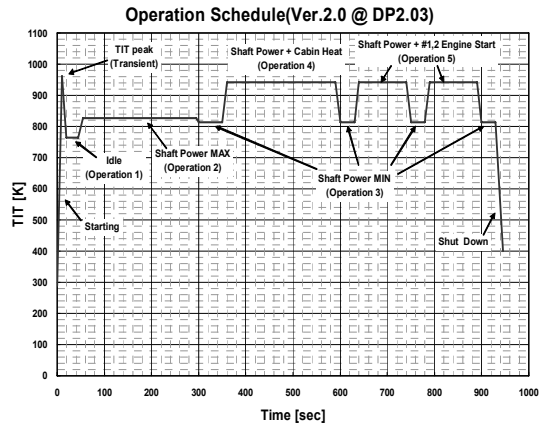


Fig. 5 Definition of mission profile

#### 4.2 Thermal Analysis

임무 형상이 정의되면 정의된 조건에서의 성능변수를 계산하기 위하여 공력성능을 계산하며 공력성능해석의 결과로써 열전달해석을 위한 기본적인 경계조건이 정의된다. 열전달해석을 통하여 Fig. 6과 같이 수명평가에 있어서 반드시 필요한 과도운용시간에서의 구조물의 온도분포를 계산하게 된다. 최종적인 열전달해석의 결과로 Fig. 7과 같이 얻게 된 온도정보들은 열응력해석 (thermal stress analysis)를 하기 위한 입력 값으로 제공된다.

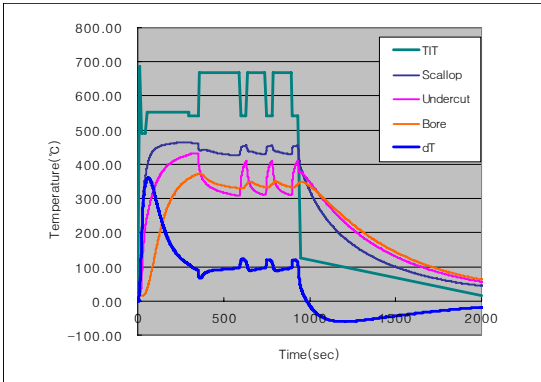


Fig. 6 Temperature distribution in transient time

#### 4.3 Stress Analysis

대부분의 엔진 구조물에서는 급격한 가감속에 의한 과도온도구배가 발생하고 회전에 의한 원심하중에 의해 내부 응력이 증가하게 된다. 실제 임무에 대해 정확한 엔진 구조물의 수명평가를 위해서는 모든 임무시간에서의 연속적인 해석이 필요하지만 연속적인 해석이 불가능하기 때문에 평가하고자 하는 구조물의 수명에 중요한 영향을 미치는 과도온도 해석점에서 응력 및 변형률 응답을 계산한다. 응력해석결과 Fig. 8과 같은 대표적인 3차원 응력 및 변형률 분포를 각각의 과도시간 해석점에서 얻게 되며 얻게 된 결과를 이용하여 수명을 평가하게 된다.

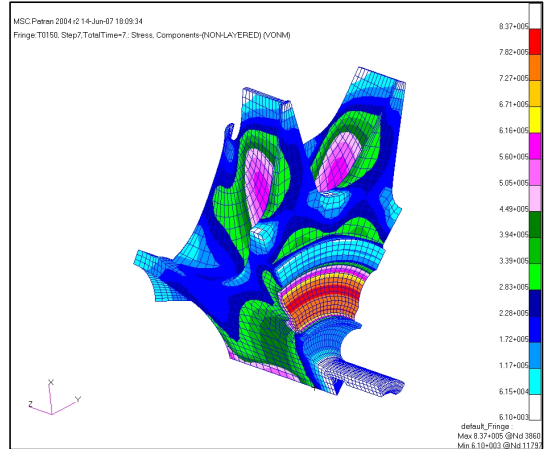


Fig. 8 Stress analysis result

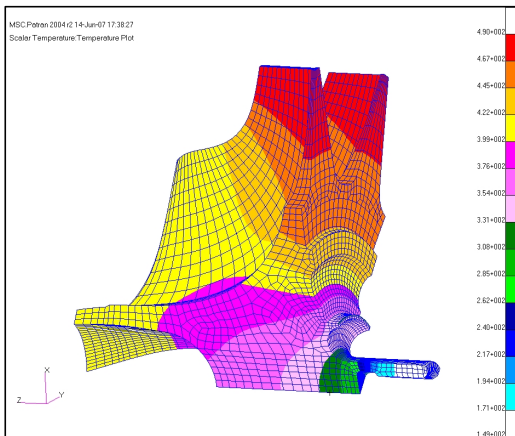


Fig. 7 Computed temperature distribution

### 5. Life Calculation

이와 같은 일련의 해석과정을 통하여 얻어진 구조물의 각각의 절점에서의 온도 및 응력, 변형률 결과를 바탕으로 하여 구조물의 손상을 계산하게 된다. 본 연구에서 제시한 피로수명 평가방법으로 구해진 중요 부위에서의 예측결과를 Table 1에 나타내었다. 수명계산 결과에 나타난 값은 요구수명 대비 예측수명을 나타낸다. 상세 설계된 구조물은 전반적으로 요구수명을 초과하는 결과를 나타내고 있으며, 가장 낮은 수명을 나타내는 부분은 Fig. 9에 나타나듯이 Turbine

Wheel Disk의 Backface Undercut 부위로 정밀 해석으로 예측된 수명이 요구수명 대비 2.97배를 가지는 것으로 나타났다.

Table 1. Fatigue life evaluation results

Location Name	Analysis Results		Calculated Life/ Required Life
	Equivalent strain amplitude		
Disk Backface Undercut	Equivalent strain amplitude	0.497%	2.97
	Temperature range (°C)	56~ 428	
	R-ratio	-0.02	
Scallop	Equivalent strain amplitude	0.407%	21
	Temperature range (°C)	185~ 365	
	Rratio	-1.0	
Bore	Equivalent strain amplitude	0.39%	11.17
	Temperature range (°C)	60~ 418	
	R-ratio	-0.08	

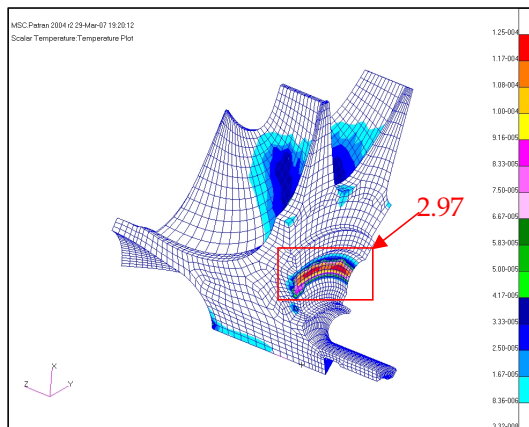


Fig. 9 Total calculated damage plot

## 6. Conclusions

임계평면법을 사용하여 다축상태의 응력 및 변형을 분포를 가지는 가스터빈엔진 구조물의 수명평가 프로세스를 확립하였다. 이러한 과정에서 단순하면서 사용이 편리한 평가식을 개발하였고 CRINI라는 평가프로그램도 개발하였다. 이를 통한 일련의 저주기 피로수명평가 프로세스를 통하여 터빈휠의 피로수명평가를 수행하였다. 저주기 피로수명평가 결과 터빈휠은 요구수명을 충족하는 결과를 나타내었다. 최소의 수명을 나타낸 부위인 Turbine Wheel Disc Backface Undercut 부위에서 요구수명의 약 3배의 값을 나타냄을 확인하였다.

## 참고 문헌

1. 김경희, 김현재, 성옥석, "가스터빈엔진 회전 부품 저주기 피로수명평가 프로세스", 제2회 헬기심포지움, 2008.10
2. 김경희, 강석철, 김우형, "다축응력상태의 가스터빈 엔진구조물 저주기 피로 수명 해석", 제5회 항공기 개발 기술 심포지움, 1998.8
3. J.A.Bannantine, J.J.Comer and J.L.Handrock, "Fundamentals of Metal Fatigue Analysis", Prentice Hall, 1990
4. D. F. Socie, "Multiaxial Fatigue", Society of Automotive Engineers, Inc., 2000
5. D. F. Socie(?), "Multiaxial Fatigue Damage Models", J. Engineering Materials and Technology, Vol.109, 1987, pp.293-298
6. 김광수, 한철, "개스터빈 날개의 수명예측에 관한 기술개발", 산업용엔진 위탁과제 중간 보고서, 1996.1