

Retirement For Cause 개념에 의한 가스터빈 디스크 수명의 평가

남승훈[†] · 박종화^{*} · 김종엽^{**} · Yiu-Wing Mai^{***}
(2001년 6월 19일 접수, 2001년 11월 12일 심사완료)

Life Evaluation of Gas Turbine Engine Disk based on Retirement for Cause Concept

Seung Hoon Nahm, Jonghwa Park, Jong Yup Kim and Yiu-Wing Mai

Key Words: Retirement for Cause(손상원인평가후 폐기), Gas Turbine Disk(가스터빈디스크), Crack Growth Life(균열성장수명), Waspaloy(와스팔로이), Creep-Fatigue(크리프-피로)

Abstract

For gas turbine engines, the safe life methodology has historically been used for fatigue life management of failure critical engine components. The safe retirement limit is necessarily determined by a conservative life evaluation procedure, thereby many components which have a long residual life are discarded. The objective of this study is to introduce the damage tolerant design concept into the life management for aircraft engine component instead of conservative fatigue life methodology which has been used for both design and maintenance. Crack growth data were collected on a nickel base superalloy which have been subjected to combined static and cyclic loading at elevated temperatures. Stress analysis for turbine disk was carried out. The program for computing creep-fatigue crack growth was developed. The residual lives of turbine disk component under various temperatures and conditions using creep-fatigue crack growth data were estimated. As the result of analysis, it was confirmed that retirement for cause concept was applicable to the evaluation of residual life of retired turbine disk which had been designed based on the conventional fatigue life methodology.

1. 서 론

현대에 들어오면서 항공기의 속도가 점차 증가함에 따라 공역학적인 가열에 의한 비행체 외부 표면의 온도 상승은 물론이고 엔진의 효율상승을 위해 엔진의 작동온도도 높아지고 있는 실정이다.⁽¹⁾ 이를 위해 엔진설비 재료의 개발과 함께 엔진설비의 수명관리가 중요한 연구과제중의 하나이지만 아직 연구가 미진한 실정이다. 따라서 이러한 설비에서 발생하는 크리프-피로특성을 해석

하고 평가하는 기술의 개발과 함께 경제적 손실을 줄이기 위한 노력의 일환으로 엔진설비의 사용수명을 설계수명 이상으로 늘리고자하는 시도가 중요한 연구과제로 떠오르고 있다.^(2,3)

안전수명법은 오래 전부터 엔진설비의 피로수명관리에 사용되어 왔으며, 이러한 안전수명법에 의해 관리되는 항공기용 엔진설비들은 파손의 위험도가 아주 낮다고 할지라도 피로해석에 의해 결정된 시간 혹은 시험에 의해 인증된 시간 이전이라도 규정된 폐기시간에 이르면 사용이 중지되고 폐기되어 왔다.⁽⁴⁾ 수명평가 과정을 포함한 신뢰성의 수준을 평가하는 여러 가지 기술의 적용에 지금 현재로는 많은 제한이 따르기 때문에 엔진 제작사에서 현재 사용하고 있는 방법보다 더 포괄적이면서도 독립적으로 사용할 수 있는 방법의 개발에 대한 산업계의 요구가 증대되고 있다.

[†] 책임저자, 회원, 한국표준과학연구원 산업측정표준부
E-mail : shnahm@kriss.re.kr

TEL : (042)868-5383 FAX : (042)868-5027

^{*} 회원, 경상대학교 수송기계공학부

^{**} 삼성테크윈 파워시스템연구소

^{***} University of Sydney

따라서 엔진설비의 수명관리에 있어서 기술적 지원 및 자문을 항공업계에 공급하기 위해서는 수명평가 과정을 포함한 여러 가지 기술들의 진보가 필요하다.

항공기 엔진설비의 경우, 폐기시기는 매우 보수적인 수명절차인 안전수명법에 의해서 결정되고 있어서 폐기되는 많은 설비들이 피로손상에 대해 특이한 전조가 나타나지 않고 있다는 것이다. 이것은 폐기되는 많은 설비들이 사실상 더 사용할 수 있다는 것을 의미한다. 균열시작수명과 균열성장을 허용하는 손상허용설계 개념을 도입한 Retirement for Cause(RFC) 해석 측면에서 본다면, 항공기 엔진설비들의 실제 수명은 폐기되는데 사용되었던 안전수명보다 수배나 길어질 것으로 추정된다.⁽⁵⁾ 이것은 지정된 분해검사기간에 설비들을 검사하여 규정된 임체크기를 초과하는 균열이 발견되지 않는 한 재사용이 가능하다는 것이다. RFC 개념에 대해서는 다음 절에서 상세히 기술하고자 한다.

항공기 기체의 경우는 설계 뿐만 아니라 운영도 파괴역학을 고려하여 지금까지 수행해 왔지만 엔진 부품에서는 보수적인 안전수명법을 적용해 왔다. 엔진의 구성품에는 그 특성상 연성이 좋은 재료의 사용을 그 동안 피해 왔기 때문에 손상허용개념의 도입이 어려운 것으로 간주되어 왔다. 따라서 RFC 개념을 도입한 수명평가 방법이 항공기 기체의 건전성 관리에는 오래 전부터 사용되어 왔던 방법이지만, 항공기 엔진에 있어서는 매우 혁신적인 방법이라고 할 수 있다. 이러한 이유로 RFC 개념의 항공기 엔진설비에의 적용은 현재 선진 외국의 중요한 연구과제중의 하나이다.

본 연구에서는 지금까지 항공기 엔진설비의 설계와 운용(수명관리) 모두에 적용해 왔던 안전수명법을 대신하여 안전수명법으로 설계된 설비의 운용부문에 손상허용설계 개념을 도입하여 엔진 구성품에 사용되는 재료의 경우에도 과연 RFC 개념의 적용이 가능한지 혹은 경제적으로 도움이 있는지를 확인하기 위해 현재 사용 중인 부품의 수준을 평가해 보기로 하였다. 이를 위해 먼저 항공기 엔진재료로 사용 중인 Waspaloy 소재에 대한 크리프-피로특성을 수집하였으며, RFC 개념을 도입하여 폐기되는 터빈 디스크의 잔여수명을 추정해 보았다.

2. Retirement for Cause

전통적으로 터빈디스크는 저주기피로 “균열생성”을 기준으로 설계되거나 운영되어 왔다. 대부분의 금속소재에서 피로거동의 통계적인 성질 때문에 주어진 응력수준에서 균열을 생성시키는데 요구되는 응력반복수는 큰 분산을 수반하게 된다. 설계 목적 상, 이러한 재료성질의 분산문제를 해결하기 위해 손상곡선을 보수적인 ‘허용설계’ 수준, 즉 손상(균열 생성)이 일어날 확률이 매우 낮은 상태까지 떨어뜨림으로서 파손사고를 대개 줄일 수 있다. 안전성 관점에서 볼 때, 이러한 접근법은 매우 성공적이며, 재료공정상의 최소 성질로부터 만들어진 모든 성분들을 가정함으로써 고유한 안전성 인자를 얻을 수 있다. 그러나 최소성질에 대한 균열생성까지의 시간에 기초한 수명은 과도하게 보수적이므로, 사용자에게 막대한 경제적 손실을 입힐 수도 있다. 이것은 디스크 제작비용의 상승요인이며, 또한 구조적으로 안전한 부재의 조기 교체는 불필요한 경제적 손실을 초래한다는 것이다.

세계 각 국에서는 항공기 엔진의 노후화로 인하여 엔진설비 사용수명을 장수명화하여 유지비용을 줄이려는 시도가 이루어지고 있다. 미공군은 가스터빈 엔진 부재의 활용을 최적화하기 위한 새로운 평가법을 제안하였다. RFC로 불리어지는 이 새로운 개념은 각 설비가 저주기피로 균열 생성 수명이 소진된 후 무조건 교체되어야 한다는 현재의 절차와는 다른 개념이다. 기존의 피로 균열발생 수명예측방법으로 교체된 디스크들을 검사한 결과 1,000개당 1개에서만 균열이 발견되었다는 보고⁽⁶⁾가 있다. 통계적 기법을 도입하여 설계한 기존의 개념과 잘 일치하고 있다. 이것은 현재 피로균열발생 수명예측방법이 얼마나 보수적인가를 대변해 준다. 따라서 가스터빈엔진 부품의 수명예측은 아직 많은 연구개발이 필요한 분야이다.

1980년대만 해도 가스터빈부품의 수명으로 균열생성까지의 cycle만 고려했으나 최근에는 손상허용설계(Damage Tolerance Design)와 Retirement for Cause 등의 개념을 토대로 파괴역학과 재료의 균열전파 특성을 이용하여 디스크의 수명을 예측

하고자 하는 새로운 시도가 이루어지고 있다. 따라서, 각 터빈디스크에서 저주기피로가 중요한 위치에서 균열이 시작할 때만 교체 또는 수리가 되고, 부재검사에서 균열이 발견되지 않으면 디스크는 특정기간동안 재사용되며 특정시간 후에 재검사된다는 것이다. 이 방법은 부품이 가진 수명을 최대한 사용할 수 있게 해주며 사고가 발생하기 전에 폐기할 수 있도록 해준다. 경제적 측면으로 볼 때 이 방법을 도입하기 위해서는 비파괴 장비 구입비와 비파괴시험 수행비에 소요되는 전체비용이 부품교체비보다 적어야 한다. 예측되는 운전하중(역학적, 열적) 하에서 균열성장속도를 계산하여 그 결과를 비파괴검사주기를 결정하는데 이용한다는 것이 RFC 프로그램의 기본이다. 파괴역학을 이용하기 위해서는 현재 사용되고 있는 비파괴검사기술로 검출할 수 있는 한계크기를 초기균열크기로 결정해야 한다. 따라서 다음 검사주기까지 안전운전시간의 결정은 유효한 수명 운영도구를 공급하기 위한 RFC에 대한 핵심이므로, 여러 가지 기술분야가 보조를 맞춰 같이 개발되어야 한다.

일반적으로 항공용 터빈 디스크의 표면결함 검사는 형광침투 검사(fluorescent penetrant inspection; FPI)를 사용한다. 그리고 내부결함검사의 경우는 단조제이므로 초음파탐상 검사(ultrasonic inspection; UI)와 와전류 검사(eddy current inspection; ECI) 등을 사용한다. 특히, 와전류의 경우는 볼트 홀 등과 같이 초음파탐상 검사에 어려움이 있는 부위나 응력이 집중되어 정밀측정이 요구되는 부위의 결함검사에 유리하다.

파괴역학을 기초로 잔여수명을 평가할 때 균열 성장수명이 중요한 인자가 된다. 균열성장속도는 재료에 매우 종속적이며, 만약 균열성장속도가 빠르다면 RFC의 개념이 별 의미를 갖지 못한다. 항공기 기체에 사용되는 알루미늄 합금은 연성이 좋지만 엔진에 사용되는 Ni-기 합금은 알루미늄 합금에 비해 연성이 떨어지는 것으로 알려져 있다. 이것은 Ni-기 합금의 경우 상대적으로 작은 균열크기에 의해 수명이 결정될 수 있다는 것을 의미한다. 따라서 실제 초기 손상에서 임계균열 크기까지 성장하는데 소요되는 시간이 과연 균열 성장수명을 제어하는데 있어서 충분히 긴 시간인지 아닌지를 확인해야 한다. Fig. 1에서 나타나듯

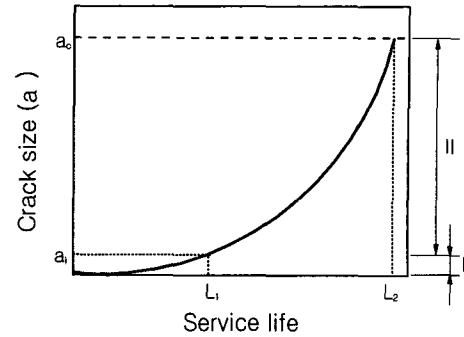


Fig. 1 Illustration of a life assessment procedure involving crack initiation and propagation

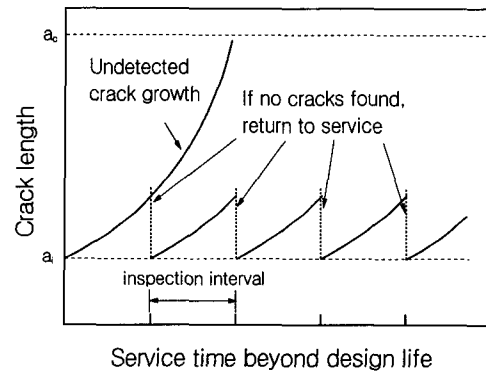


Fig. 2 Fatigue crack growth under RFC inspection regime

이 L_1 에서 L_2 까지의 수명을 평가하여 충분한 검사주기를 가질 수 있는지를 우선적으로 검토해야 한다.

Fig. 1에서 영역 I을 나타내는 L_1 까지의 수명은 균열생성수명으로 보수적인 안전수명법에 의해 설계된 수명을 나타낸다. 항공기 엔진 주요부품은 모두 L_1 까지를 설계수명으로 잡고 있으며, 지금까지 사용시간이 설계수명에 도달하면 무조건 폐기해 왔다. 그러나 항공기 기체에서는 L_1 수명을 넘어서 L_2 까지를 한계수명으로 사용하고 있다. 즉, 영역 II는 균열성장수명기간으로 균열생성 크기(a_i)에서 임계균열크기(a_c)까지의 균열성장에 소요되는 기간을 의미한다. 앞서 기술한 바와 같이 항공기 기체에서는 이미 파괴역학을 도입하여 수명을 운영하고 있다는 것이다. 항공기 엔진부품에서는 설계시 안전수명법을 사용하고 있지만 운영에서는 기체에서와 마찬가지로 균열성장수명

을 고려하여 수명을 관리하자는 것이 RFC 개념의 기본이다. Fig. 2는 RFC개념으로 엔진설비의 수명을 연장해 나가는 방법을 나타낸 개략도이다. Fig. 2와 같이 비파괴검사로 균열이나 결함이 검출되지 않는다면 설계수명을 다 소진했다 하더라도 다음 검사 주기까지 사용할 수 있다는 것이 RFC 개념의 핵심이다. 이렇게 함으로써 임계균열이 발견되거나 균열성장수명이 다할 때까지 엔진 부품을 반복해서 재 사용할 수 있다.

3. 응력 해석

3.1 해석 방법

전통적인 가스터빈 부품의 수명평가는 균열생성수명을 기준으로 하고 있으나 최근 미공군에서는 손상허용설계 개념을 토대로 파괴역학과 재료의 균열전파특성을 이용하여 디스크의 수명을 예측하는 기술 즉 ENSIP(Engine Structural Integrity Program)⁽⁶⁾ 기술의 개발이 이루어지고 있고 F-16의 추진기관인 PWA사의 F100엔진에 처음 적용되었다. 본 장은 항공기 엔진에 작동되는 운전응력을 구조해석한 결과로 엔진의 터빈 디스크에 적용된 ENSIP 기술에 대한 연구를 위한 기초 정보로 사용될 수 있다.

2차원 축대칭요소를 이용하여 디스크를 모델링 하였으며 블레이드에 의한 원심하중을 고려하기 위하여 분포하중 형태로 하중을 걸어주었다. 원심하중은 항공기 엔진 운전속도인 11500 rpm으로 하였고, 온도하중은 열전달 해석에 필요한 정보가 부족하여 유사한 엔진의 자료를 토대로, 디스크의 가장 바깥 즉 블레이드 루트부위에서는 800 °C로 계산되었고, 디스크 보아에서의 온도는 450 °C에서 600 °C 정도로 예측되어 450, 500 그리고 600 °C 등 3가지 경우를 모두 고려하여 해석을 실시하였다. 터빈 디스크의 해석 방법은 비선형 정적해석(Non-Linear Static Analysis) 방법을 사용하였다.

항공기 터빈 1단 디스크의 재료는 IN 100 이며 터빈 3단 디스크의 재료는 Waspaloy이다. 터빈 디스크의 탄성 해석에 필요한 탄성 재질특성을 파악하기 위하여 재료의 탄성계수, 밀도, 열팽창계수 등을 이용하여 탄성 해석을 실시하였다. 해석에 이용된 재질은 Waspaloy이며 그 재질특성은 Table 1과 같다.

Table 1 Mechanical and physical properties of Waspaloy

Temperature (°C)	20	450	500	600	700	800
Density (g/cm ³)	8.20	-	-	-	-	-
Yield strength (MPa)	940	938	917	911	900	800
Tensile strength (MPa)	1331	1260	1250	1215	1180	830
Thermal expansion coefficient (10 ⁻⁵ /°C)	1.17	1.37	1.39	1.42	1.48	1.56
Elastic modulus (GPa)	214	190	188	179	170	165

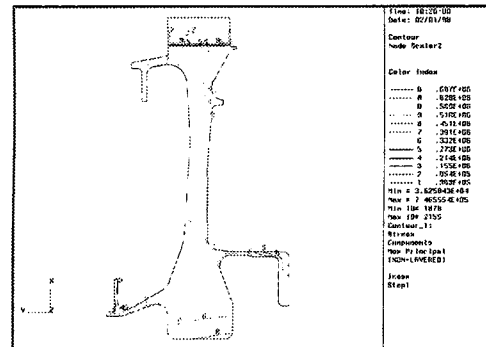


Fig. 3 Centrifugal stress distribution (kPa)

3.2 해석결과

디스크 보아에서의 온도를 450, 500 그리고 600 °C 등 3가지 경우를 고려하여 해석을 실시하였는데 450 °C일 때 가장 큰 응력이 발생하였다. 그래서 본 연구에서는 450 °C 결과만 발표하고자 한다. Fig. 3은 원심하중 주응력분포를 나타내며, Fig. 4는 열하중 주응력분포를 나타낸다. 그리고 Fig. 5는 터빈 디스크의 원심응력에 열응력이 추가되었을 경우의 응력을 계산한 결과이다. 열응력 부분을 계산하기 위하여 온도분포를 디스크 가장자리 부분은 800 °C로 하고 보아부분은 450 °C로 설정한 후 중간부분의 온도분포는 비례적으로 내삽하였다.

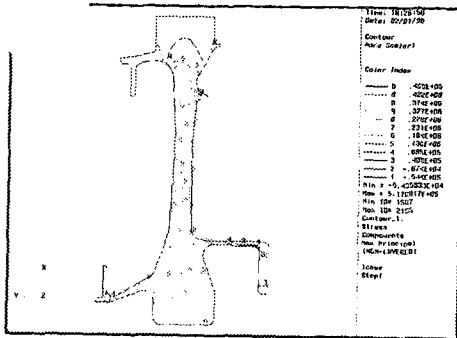


Fig. 4 Thermal stress distribution (kPa)

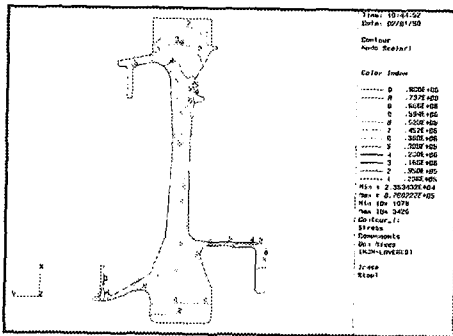


Fig. 5 Von-mises stress distribution (kPa)

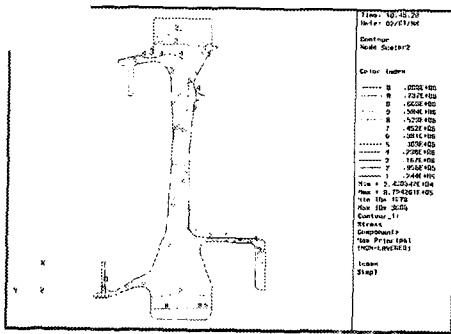


Fig. 6 Principal stress distribution (kPa)

Fig. 5는 터빈 디스크의 유효응력(Von-Misses stress) 분포를 나타내는 그림으로 유효응력은 6개의 자유도 방향의 응력변수로 이루어진 식 (1)에 의하여 구하여진다.

$$\sigma_{\text{eff}} = \frac{1}{\sqrt{2}} [(\sigma_x - \sigma_y)^2 + (\sigma_y - \sigma_z)^2 + (\sigma_z - \sigma_x)^2 + (\tau_{xy}^2 + \tau_{yz}^2 + \tau_{zx}^2)]^{1/2} \quad (1)$$

Fig. 5에서 알 수 있듯이 열응력(800 °C ~ 450 °C)과 원심응력을 모두 고려하였을 때 최대유효응력은 약 937 MPa이고, 최대응력위치는 엔진배기부 방향(그림의 왼쪽)의 보아(bore) 부분이며, 방향은 원통방향(hoop)인 것으로 판단된다.

Fig. 6은 터빈 디스크의 주응력 분포를 나타내는 그림으로 디스크 부위별 주응력의 방향은 보아에서는 원통방향이고, 디스크 가장자리(rim 부위)에서는 반경방향(radial)이다. 열응력(800 °C ~ 450 °C)과 원심응력을 모두 고려하였을 때 최대주응력은 약 938 MPa이고, 위치는 엔진배기부 방향(그림의 왼쪽)의 보아 부분이며 방향은 원통방향이다. 본 연구에서 결과를 발표하진 않았지만 원심하중만 고려하였을 때와 응력위치와 방향이 동일할 뿐만 아니라 최대유효응력의 크기와 위치, 방향 등과 거의 일치하는 것으로 판단된다. 그 이유는 보아부위에서 발생하는 열응력과 원심응력이 거의 모두 원통방향이기 때문인 것으로 사료된다.

4. 균열성장예측

4.1 균열성장관련 수집자료

다른 여러 연구자들의 연구결과에서 피로균열 성장에 대한 데이터⁽⁷⁻¹³⁾와 크리프균열 성장에 대한 데이터^(11,13)를 수집하였다. 수집한 데이터를 정리하여 온도와 균열성장지수 m 과 n 의 상관관계를 식 (2)와 (3)에 각각 나타내었으며, 균열성장지수 C 와 m , D 와 n 의 상관관계를 Fig. 7에 나타내었다. 피로균열성장 데이터는 6개의 시험온도에서 수행된 결과를 수집하여 정리한 것이고 크리프균열성장 데이터는 3개의 시험온도에서 수행된 결과를 수집하여 정리한 것이다. 본 연구에서 수집한 데이터는 모두 긴 균열 성장에 대한 것이다. 향후 짧은 균열성장거동에 대한 것을 고려할 계획이다. Fig. 7에서 피로균열 성장과 크리프균열 성장에 대한 C 와 m 그리고 D 와 n 의 관계를 정리하면 다음과 같다.

Fatigue crack growth;

$$m = 5.2223 - 3.9935 \times 10^{-3} T$$

$$C = 10^{-5.7704 - 1.7642m} \quad (2)$$

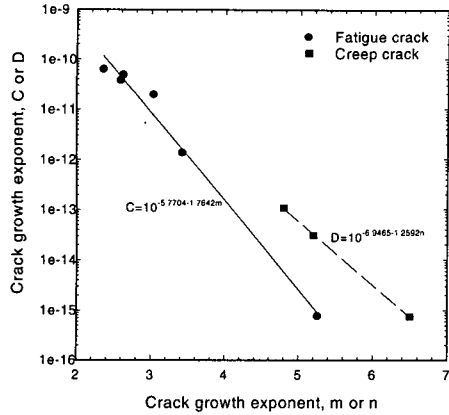


Fig. 7 The relationship between crack growth exponent C and m, and D and n

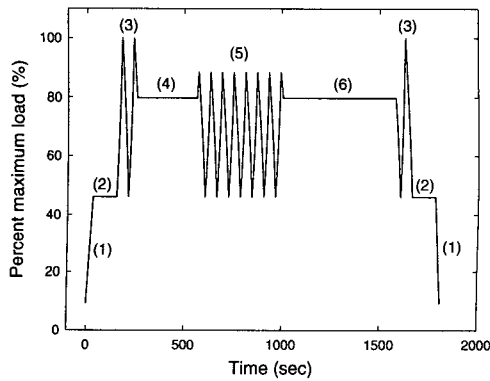


Fig. 8 Description of a load spectrum

Table 2 Description of a simple load spectrum used to simulate in-service loads experienced by a turbine disk

Flight Segment	Frequency	Period	Stress Ratio
1	1 CPM	-	0.20
2	-	120 sec	-
3	1 CPM	-	0.46
4	-	306 sec	-
5	1 CPM	-	0.52
6	-	578 sec	-

Creep crack growth;

$$n = 7.6550 - 4.0975 \times 10^{-3} T$$

$$D = 10^{-6.9465 - 1.2592n}$$

(3)

여기서 T 는 온도이며 단위는 $^{\circ}\text{C}$ 이며, 식 (2)와 (3)은 균열성장속도 단위를 m/cycle , 응력확대계수 범위 단위를 MPa/m 로 정리하여 얻은 식이다.

4.2 하중 스펙트럼

본 연구에 사용된 하중 스펙트럼은 Fig. 8과 Table 2에 나타내는 바와 같다. 이 스펙트럼은 가스터빈 엔진 적용을 위해 누적손상수명예측법을 개발할 목적으로 만든 이전의 연구⁽¹⁴⁾에서 사용되었던 것이다. 하중이력은 주기하중(Segment 1,3,5)과 지속하중(Segment 2,4,6)으로 구성되어 있다. Fig. 8에서 보여주는 하중 스펙트럼의 전체 시간은 30 분이다. 하중 스펙트럼에서 지속하중의 시간은 전체 비행시간의 62 %에 이른다.

4.3 균열성장예측 결과

항공기 엔진 디스크의 균열성장 수명을 예측하기 위해 앞 절에서 기술한 바와 같이 초기 균열 길이로 2종류를 선택하였다. 즉, ENSIP⁽⁶⁾과 MIL-A-83444⁽¹⁵⁾에서 균열생성으로 정의하고 있는 0.762 mm(수동탐지의 경우)와 0.254 mm(자동탐지의 경우)를 초기 균열길이로 선택하여 균열성장 해석을 시행하였다. 그리고 피로균열성장거동은 응력확대계수범위로 나타내었으며 크리프균열성장거동은 응력확대계수로 나타내었다.

초기 균열크기를 비파괴검사 수준으로 결정하는 이유는 비파괴 검사로 탐지하지 못하는 작은 크기의 결함을 갖고 있을 경우 당연히 초기 균열크기가 작으므로 균열 전파 수명이 길어져서 안전하다. 그러나 확실하게 찾을 수 있는 최대 크기의 균열크기를 초기 균열크기로 정할 경우 균열 전파 예측 수명은 짧아지지만 안전이 보장되는 conservative한 결과를 산출하므로 비파괴 검사에서 찾을 수 있는 결함의 크기를 초기 균열크기로 정하고 있다. 또한 모든 Mil. spec에 이러한 규정을 사용하고 있다. 그러므로 비파괴 검사 장비의 수준이 올라갈수록 더욱 수명계산시 유리하며 항공기나 엔진의 중량 절감이 가능하다.

터빈 부품에서의 피로파괴는 주로 블레이드가 끼워지는 disk fir tree 부분, disk flange 부분 및 disk bore 부분 등에서 발생한다. 균열성장수명을 예측하기 위해 균열이 발생하기 쉬운 부위를 결정하였으며, 수치해석결과로부터 응력과 온도를 추정하였다. 수치해석결과 disk fir tree 부분에서

는 150 MPa의 응력이, disk flange 부분에서는 300 MPa의 응력이 걸리는 것으로 추정되었다. 또한 disk fir tree 부분과 disk flange 부분의 온도는 각각 800 °C와 700 °C로 추정되었다. 그리고 disk bore 부분에서의 온도를 450 ~ 600 °C로 가정하였을 때 938 ~ 781 MPa 정도의 응력이 걸리는 것으로 나타났다. Disk firtree 부분에서는 corner crack으로 간주하여 해석했으나 본 연구에서 사용한 하중 스펙트럼으로는 응력이 작아서 균열성장 수명이 수십만 회에 이르렀다. 이러한 이유로 본 연구에서는 disk flange 부분과 disk bore 부분의 균열에 대해서만 semi-elliptical surface crack으로 간주하여 균열성장수명을 추정하였다. 또한 균열 형상비는 0.78로 가정하였다. 그리고 Waspaloy의 파괴인성 값으로 100 MPa√m을, bore 폭은 300 mm, 두께는 50 mm로 가정하였다.

균열성장을 해석하기 위해 일반에 공개되어 있는 프로그램인 AFGROW와 자체 개발한 프로그램을 사용하여 그 결과를 비교하였다. 자체 개발한 프로그램은 피로균열성장 뿐만 아니라 크리프 균열성장도 고려할 수 있다.

AFGROW에서는 피로균열성장을 모델화하기 위해 Walker식을 사용하였지만 자체 개발한 프로그램에서는 피로균열성장을 아래의 Paris식으로 모델화하였다.

$$da/dN = C (\Delta K)^m \quad (4)$$

여기서 da/dN 은 피로균열성장속도, ΔK 는 응력 확대계수범위, C , m 은 시험속도, 응력비 R , 온도 등에 종속적인 경험계수이다. 하중이력 중 cyclic 부분의 균열증분량은 식 (4)를 이용하여 각 사이클당 da/dN 을 계산함으로써 얻었다.

균열성장에 대한 유지시간의 영향도 위와 비슷한 방법으로 평가할 수 있다. 즉, 시험온도에 대해 설정되어 있는 da/dt 와 응력확대계수와와의 관계를 이용하여 유지시간동안의 균열증분량을 구하였다.

$$da/dt = D (K)^n \quad (5)$$

여기서 da/dt 는 크리프균열성장속도, K 는 응력 확대계수, D , n 은 경험계수이다.

주기적 하중 및 유지하중에 대한 전체균열성장

증분량은 두 인자를 선형적으로 합산함으로써 얻었다. 균열성장 전 범위에 걸쳐 이러한 과정을 반복함으로써 파손까지의 전체 비행횟수를 구하였다. 그러나 이 절차에서 피로균열지연 영향이나 하중이력중 하중유지부분과 cyclic 부분 사이의 잠복기(incubation period)는 고려하지 않았다. 특히 자체 개발한 프로그램에는 응력비의 영향도 고려되어 있지 않다.

여러 가지 온도, 응력에서의 초기균열크기, 유지시간 등을 고려한 수명평가 결과를 Table 3에 나타내었다. 하중유지시간과 주기적 반복하중을 둘 다 고려한 경우는 주기적 반복하중만 고려한 경우에 비해 균열성장수명이 약 40 ~ 80 % 정도 감소하였다. 이것은 바꿔 말해 전체균열성장 수명에서 크리프균열성장수명이 차지하는 비율이 대략 절반정도를 차지한다는 것을 뜻한다. 이 결과로부터 하중유지시간은 크리프-피로 균열성장 수명에 지대한 영향을 미친다는 것을 알 수 있다.

Disk flange부분에서 초기 균열길이가 0.254 mm인 경우, 크리프-피로를 고려한 균열성장수명 예측결과를 보면 전체 비행횟수는 약 72,000 회에 이르고 있다. 그러나 크리프만을 고려한 경우는 응력수준이 낮아서 크리프균열성장수명이 수백만 회에 이르렀다. 따라서 크리프균열성장수명 보다는 피로균열성장수명이 전체 수명의 대부분을 차지하고 있다는 것을 알 수 있다. 디스크 플랜지부의 균열성장 수명은 디스크 보어부의 균열성장 수명보다 초기 균열길이가 0.254 mm인 경우는 6배, 0.762 mm인 경우는 16배 긴 것으로 나타났다. 그러므로 디스크 플랜지부에서는 본 연구에서 사용하는 이러한 하중이력 하에서는 파손이 일어나지 않을 것으로 추정된다.

450 °C에서 크리프-피로균열성장에 대한 세 가지 추정값들을 비교하여 Fig. 9와 10에 나타내었다. Fig. 9는 초기균열크기를 0.762 mm로 가정한 결과이고 Fig. 10은 초기균열크기를 0.254 mm로 가정한 결과이다. 초기균열크기를 0.762 mm로 가정했을 때, 크리프나 피로만 개별적으로 고려하면 전체 비행횟수가 약 5,000 회 근처에서 파괴가 발생하지만, 둘 다를 고려하면 앞의 경우의 절반 정도인 약 3,000 회에 파괴가 발생한다. 따라서 초기 균열크기가 0.762 mm보다 큰 균열이 발견되지 않는다면 재사용이 가능하며 추정수명

Table 3 Spectrum crack growth results

Component	Temp (°C)	Stress (MPa)	Initial crack length (mm)	Sustained load	Cyclic load	Flights
Disk bore	450	938	0.254	(X)(X)	(X)(X)	11,339 18,595 47,842
			0.762	(X)(X)	(X)(X)	2,926 7,775 5,737
	500	885	0.254	(X)(X)	(X)(X)	10,867 16,302 62,753
			0.762	(X)(X)	(X)(X)	3,438 7,521 8,427
	600	781	0.254	(X)(X)	(X)(X)	9,467 12,633 106,634
			0.762	(X)(X)	(X)(X)	4,242 7,031 17,966
Disk flange	700	300	0.254	(X)(X)	(X)(X)	71,796 79,032
			0.762	(X)(X)	(X)(X)	47,561 54,703

의 절반인 1,500 회를 비행한 후 재검사 받아야 한다.

초기균열크기를 0.254 mm로 가정했을 때, 크리프와 피로를 둘 다 고려하면 약 11,000 회 정도의 비행횟수가 균열성장수명으로 추정된다. 이 값은 크리프만 고려했을 경우의 약 25 %, 피로만 고려했을 경우의 약 절반 정도에 해당한다. Fig. 9와 비교해 볼 때 작은 균열의 성장에 전체 수명의 대부분을 소진한다는 것을 알 수 있다. 그리고 작은 균열의 성장에서는 피로균열의 성장속도가 크리프균열의 성장속도보다 빠르지만 균열의 크기가 커지면서 크리프 균열성장 속도가 빠르게 나타났다. 0.254 mm 크기의 표면균열을 초기 균열크기로 결정한다면 터빈 디스크 수명을 좀 더 늘릴 수 있어서 경제적일겠지만 터빈 디스크는 매우 중요한 엔진 부품이므로 안전성 측면에서 볼 때 현 수준에서 비파괴검사로 탐지 가능한 한계크기를 초기 균열크기로 정하는 것이 바람직할 것 같다. 이러한 측면에서 본다면 0.762 mm 정도의 크기를 초기균열크기로 정하는 것이 안전할 것 같다. 따라서 RFC 개념을 도입하여 폐기되

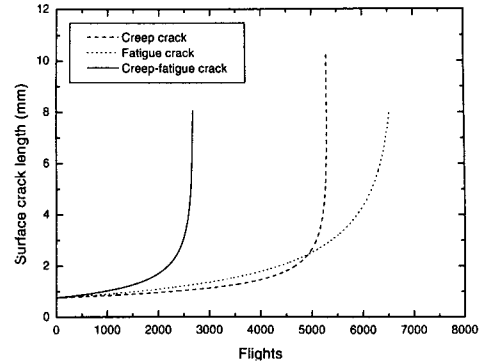


Fig. 9 Comparison of creep-fatigue crack growth predictions for spectrum loading, $a_0=0.762$ mm

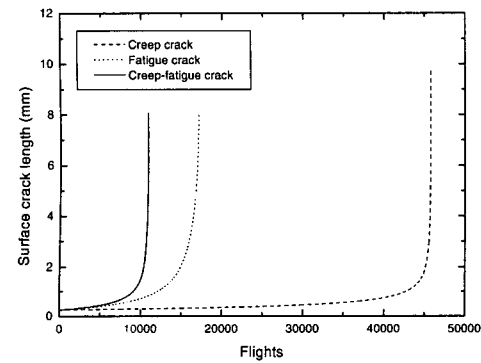


Fig. 10 Comparison of creep-fatigue crack growth predictions for spectrum loading, $a_0=0.254$ mm

는 터빈 디스크의 수명을 평가해 본 결과, 충분히 안전한 수준 내에서 수명연장이 가능한 것으로 밝혀졌다.

5. 결론

RFC 개념을 도입하여 가스터빈엔진 디스크의 균열성장 수명에 대해 연구하였으며, 그 결과는 다음과 같다.

(1) F100 엔진 터빈 디스크의 열응력과 원심응력을 해석한 결과 최대응력은 보아부위에서 발생하였으며, 디스크의 온도분포를 디스크 가장자리는 800 °C, 보아부위는 450 °C로 설정하였을 때 응력이 가장 크게 나타났으며, 그 크기와 방향은

각각 약 937 MPa과 원통방향인 것으로 나타났다.

(2) 엔진의 구조해석 결과와 RFC 개념에 의한 엔진 수명평가를 시행한 결과, 충분히 안전한 수준 내에서 수명연장이 가능한 것으로 나타났다. 초기 균열크기가 0.762 mm보다 큰 균열이 발견되지 않는다면 재사용이 가능하며 균열성장 추정 수명의 절반인 1,500 회를 비행한 후 재검사 받으면 되는 것으로 나타났다.

(3) 구체적인 평가절차와 초기 균열크기의 결정 등에 대한 연구가 수반되면 실질적인 가스 터빈 디스크의 운영에 반영이 가능하다.

참고문헌

- (1) Donath, R. C., Nicholas, T. and Fu, L. S., 1981, "An Experimental Investigation of Creep crack Growth in IN100," *Fracture Mechanics: Thirteenth Conference*, ASTM STP 743, pp. 186~206.
- (2) Lee, A. S. and Lee, Y. S., 2001, "Rotordynamic Characteristics of an APU Gas Turbine Rotor-Bearing System Having a Tie Shaft," *KSME International Journal*, Vol. 15, No. 2, pp. 152~159.
- (3) 정석주, 공창덕, 1996, "축대칭 경계적분법에 의한 항공기 가스터빈 로터디스크 최적설계에 관한 연구," *대한기계학회논문집 A*, 20권, 8호, pp. 2524~2539.
- (4) Nicholas, T., Haritos, G. K., Hastie Jr., R. L. and Harms, K., 1991, "The Effects of Overloads on Sustained-load Crack Growth in a Nickel-base Superalloy: part II-experiments," *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, Vol. 16, pp. 51~62.
- (5) Harris, J. A., Sims, D. L. and Annis, C. G., 1980, "Concept definition: retirement for cause of F100 rotor components," AFWAL-TR-80 -4118, Wright-Patterson AFB, OH.
- (6) Military Standard, 1984, "Engine Structural Integrity Program," MIL-STD-1783 (USAF).
- (7) Merrick, H. F. and Floreen, S., 1978, "The Effects of Microstructure on Elevated Temperature Crack Growth in Nickel-base Alloys," *Metallurgical Transactions A*, Vol. 9A, pp. 231~236.
- (8) Cowles, B. A., Sims, D. L., Warren, J. R. and Miner, Jr., R. V., 1980, "Cyclic Behavior of Turbine Disk Alloys at 650 °C," *Transactions of the ASME*, Vol. 102, pp. 356~363.
- (9) Healy, J. C., Grabowski, L. and Beevers, C. J., 1991, "Short-Fatigue-Crack Growth in a Nickel-base Superalloy at Room and Elevated Temperature," *Int. J. Fatigue*, Vol. 13, No. 2, pp. 133~138.
- (10) Stephens, R. R., Grabowski, L. and Hoepfner, D. W., 1993, "The Effect of Temperature on the Behavior of Short Fatigue Cracks in Waspaloy Using an in situ SEM Fatigue Apparatus," *Int. J. Fatigue*, Vol. 15, No. 4, pp. 273~282.
- (11) Lynch, S. P., Radtke, T. C., Wicks, B. J. and Byrnes, R. T., 1994, "Fatigue Crack Growth in Nickel-based Superalloys at 500-700°C. I: Waspaloy," *Fatigue Fract. Engng Mater. Struct.*, Vol. 17, No. 3, pp. 297~311.
- (12) Smith, R. A., Liu, Y. and Grabowski, L., 1996, "Short Fatigue Crack Growth Behavior in Waspaloy at Room and Elevated Temperatures," *Fatigue Fract. Engng Mater. Struct.*, Vol. 19, No. 12, pp. 1505~1514.
- (13) Byrne, J., Hall, R. and Grabowski, L., 1997, "Elevated Temperature Fatigue Crack Growth Under Dwell Conditions in Waspaloy," *Int. J. Fatigue*, Vol. 19, No. 5, pp. 359~367.
- (14) Macha, D. E., Grandt, Jr., A. F. and Wicks, B. J., 1980, "Effects of Gas Turbine Engine Load Spectrum Variables on Crack Propagation," *Effects of Load Spectrum Variables on Fatigue Initiation and Propagation*, ASTM STP 714, pp. 108~127.
- (15) Military Specification, 1974, "Airplane Damage Tolerance Requirements," MIL-A-83444.†