

## 축대칭 및 섹터 해석 모델을 활용한 가스터빈 엔진 디스크의 형상 변수 고찰

허 재 성<sup>\*†</sup>

\* 한국항공우주연구원 터보샤프트엔진팀

### Parametric Study of Gas Turbine Engine Disc using Axisymmetry and Sector Analysis Model

Jae Sung Huh<sup>\*†</sup>

\* Turboshaft Engine Team, Korea Aerospace Research Institute

(Received December 27, 2012 ; Revised February 19, 2013 ; Accepted February 20, 2013)

**Key Words:** Gas Turbine Engine(가스 터빈 엔진), Disc(디스크), Parametric Study(형상변수 고찰), Bilinear Kinematic Hardening(탄소성 가공경화), Thermal-Structural Coupled Field Analysis(열-구조 연성 해석), Contact Analysis(접촉 해석)

**초록:** 가스터빈엔진의 핵심 부품인 디스크와 블레이드는 고효율, 수명주기 동안의 운용비 최소화 등의 요구조건으로 고온의 터빈입구 온도, 고압축비, 고속 환경에서 지속적으로 운용된다. 이러한 가혹한 환경에서의 구조 안전성을 평가하기 위해서는 재료 모델링과 유한요소해석 기법 등이 필수적이며 더 나아가 형상최적화가 반드시 요구된다. 본 연구에서는 터빈 디스크의 구조 건전성을 평가하기 위해 2 차원 축 대칭 및 섹터 모델을 생성하고, 열-구조 연성해석과 접촉 해석을 포함한 유한요소 해석을 수행하고자 한다. 이를 근거로 터빈 디스크에서 구조적으로 취약한 2 개의 영역인 디스크 보어와 디스크와 블레이드의 연결 부위인 도브테일에 대해 형상변수 고찰을 하고자 한다. 최종적으로 형상변수 결과를 기초로 한 개선된 디스크 형상을 제안함과 동시에 좀 더 정교한 형상최적화가 필요함을 확인한다.

**Abstract:** Turbine blades and disc, which are one of the most important rotating parts of a gas turbine engine, are required to have highly efficient performance in order to minimize the total life cycle costs. Owing to these requirements, these components are exposed to severe conditions such as extreme turbine inlet temperatures, high compression ratios, and high speeds. To evaluate the structural integrity of a turbine disc under these conditions, material modeling and finite element analysis techniques are essential; furthermore, shape optimization is necessary for determining the optimal solution. This study aims to generate 2D finite element models of an axisymmetry model and a sector one and to perform thermal-structural coupled-field analysis and contact analysis. Structurally vulnerable areas such as the disc bore and disc-blade interface region are analyzed by a parametric study. Finally, an improved design is provided based on the results, and the necessity of elaborate shape optimization is confirmed.

#### 1. 서 론

산업 전반에 친환경 및 저비용에 대한 관심이 지속적으로 확대되면서, 모든 이동수단에서 효율이 강조되고 있다. 항공기에서도 예외가 아니며 항공기의 주 동력원인 가스터빈 엔진에서도 단위

중량 대비 높은 추진력, 고압축비, 고효율 등이 항공기 안전 및 수명주기 동안의 운용비와 더불어 설계에서 중요도가 점점 높아지고 있다. 그러나, 고추진력 및 고효율은 가스터빈 엔진 디스크와 블레이드를 점점 더 가혹한 운용환경, 즉 고온, 고압과 고속 환경에서 운용되기를 요구하나, 안전 및 수명주기 동안의 운용비 최소화 측면에서는 이는 바람직한 결과가 아니다. 이러한 상충되는 요구조건을 충족하기 위해서는 가혹한 환경에서 운용되는 터빈 디스크와 블레이드(Blade)에 대해 좀 더

† Corresponding Author, [jshuh@kari.re.kr](mailto:jshuh@kari.re.kr)

© 2013 The Korean Society of Mechanical Engineers

정교하면서 최적화된 설계가 이루어져야 하며, 이를 위해서는 유한요소해석 기술, 재료 모델링, 통계적 해석과 위험 평가 기술 등이 필수적이다. S. H. Nahm<sup>(1)</sup>은 기존의 안전 수명법(Safe-Life approach)이 아니라 손상허용(Damage Tolerance) 개념을 도입한 Retirement for Cause 해석 기법 적용 가능 여부와 터빈 디스크의 잔여 수명을 추정하였으며, 이를 위해 단순화된 온도 경계 조건을 가진 축 대칭 모델을 이용하여 탄성 해석을 수행하였다. R. A. Claudio<sup>(2)</sup>는 균일한 온도 조건에서 디스크의 탄성-소성(Elastic-Plastic) 해석을 통해 균열 생성 및 성장을 평가하였으며, L. Witek<sup>(3)</sup>는 디스크와 블레이드에 대한 3 차원 유한요소모델을 생성하고 주어진 온도 분포에서 다양한 원심력에 대한 비선형 해석을 수행하고 그 결과를 분석하였다. Z. Sun<sup>(4)</sup>는 3 차원 CFD 와 FEA 를 통합한 축차법을 적용하여 터빈 디스크의 천이 운행 구간에서의 터빈 디스크의 표면 온도와 변위를 계산하였다.

본 연구에서는 INCO 718 로 만들어진 가스터빈 엔진 디스크에 대해 2 차원 축 대칭(Axisymmetry model) 및 섹터 모델(Sector model)을 통해 구조적으로 취약한 터빈 디스크의 영역들에 대해 비선형 소성 해석을 수행하고 이를 기반으로 형상변수 고찰(Parametric Study)을 하고자 한다. 이를 위해 INCO 718 의 재료 모델링은 탄소성 가공 경화 거동(Bilinear Kinematic Hardening)과 기하학적 비선형성을 고려하고, 유한요소 해석은 열-구조 연성해석(Thermal-Structural Coupled Field Analysis)과 터빈 블레이드와 디스크의 조립 부위에 대한 접촉해석(Contact Analysis)를 동시에 고려하여 유한요소해석을 수행하고자 한다.

## 2. 해석 모델

### 2.1 재료 모델

INCO 718 은 Nickel Base Supper Alloy 로서 고온에서의 우수한 강도와 피로 특성으로 항공기용 가스터빈 엔진의 디스크와 샤프트 등에 널리 활용이 되고 있다. 본 연구에서는 NASA 에서 발간된 보고서<sup>(6,9)</sup>의 탄소성 관련 시험결과와 변형률-응력 곡선 등을 바탕으로 25°C 와 650°C 두 개의 온도 조건에 대해 Table 1 과 같이 탄소성 가공경화 거동으로 근사하여 모델링 하였다. 또한 열-구조 연성 해석(Thermal-Structural Coupled Field Analysis)을 위해 요구되는 열 전달 관련 재료 상수는 참고 문헌 7 의 자료를 인용하였으며, Table 2 와 같다.

**Table 1** Parameters for Bilinear Kinematic Hardening

Modulus of Elasticity (GPa)	25°C	199.9
	650°C	160.65
0.2 % Yield Strength (MPa)	25°C	1034
	650°C	862
Tangent Modulus (GPa)	25°C	1.75
	650°C	1.41
Poisson's Ratio	25°C	0.294
	650°C	0.283

**Table 2** Thermal Properties

Thermal conductivity (W/m.°C)	25°C	13.33
	650°C	21.20
Mean Linear Expansion (m/m/°C)	25°C	-
	650°C	15.1 × 10 <sup>-6</sup>

### 2.2 유한요소 모델

정교한 유한요소 해석을 위해서는 3 차원 섹터 모델이 최상이지만, 이 경우 모델 제작 및 해석 시간이 많이 소요되는 단점이 있다. 유한요소 해석 이후의 단계인 형상변수 고찰 혹은 최적 및 강건 설계 등은 설계 변수의 변화에 따른 다량의 유한요소 해석을 요구하므로, 3 차원 모델은 시간 및 노력 측면에서 적합하지 않을 수 있다. 본 연구에서는 NASA 보고서의 Fig. 1<sup>(5)</sup>과 같은 가스터빈 엔진의 터빈 형상을 기초로 Fig. 2 와 같이 2 차원 축 대칭 모델과 섹터 모델을 생성하여 가스터빈 엔진 디스크의 구조적 특성을 우선 관찰하고자 한다. 축 대칭 모델로 디스크 전체의 거동을 확인하고, 섹터 모델을 통해 축 대칭 모델이 표현하기 어려운 비연속 영역인 블레이드 루트(Blade Root)와 디스크의 결합 부위에서의 응력 및 변형률에 대해 분석하고자 한다. 본 연구에서는 총 50 개의 터빈 블레이드를 가정하여 1/50 섹터 모델링하였으며, 디스크의 두께 16mm 대비 디스크 면적이 33,000mm<sup>2</sup> 이므로 평면 응력(plane stress)으로 가정하였다. 향후 3 차원 해석을 통해 평면 응력 결과와 비교하여 가정에 대한 검증은 필요할 것이다.

두 해석 모델의 경계 조건은 다음과 같다. 축 대칭모델의 경우 변위 경계조건으로는 Fig. 2 의 flange 좌측 Y 축 변위를 고정하였으며, 하중 조건으로는 공통적으로 최대 정상상태 회전수를 2,200rad/sec(21,000rpm)로 가정하였다. 열 해석을 위한 온도 경계조건으로 디스크 보어(Bore)와 디

스크 끝단의 온도를 각각 450°C 와 600°C 로 가정하였다(Fig. 2 의 디스크 끝단 실선 참조). 실제 엔진의 2 차 유로에 의한 디스크의 냉각을 고려하면 디스크의 온도분포는 상이할 것이다. 다양한 온도 분포에 따른 구조 건전성 평가를 위해 상이한 온도 경계 조건(Fig. 2 의 청색 점선)에 대하여 추가 해석 하였으며, 다음 절에 그 결과를 기술하고자 한다. 1/50 섹터 모델에서 디스크와 블레이드 루트의 접촉 부분에 대해서는 node-to-surface 접촉으로 모델링하고, 부채꼴의 양쪽 면에 대해 cyclic symmetry 경계조건을 적용하였다. 축대칭 모델에서는 블레이드의 회전에 의한 원심력을 반영하지 못하여 전체적으로 1/50 섹터 모델에 비해 최대 변위 및 변형률이 적게 예측이 될 것이다.

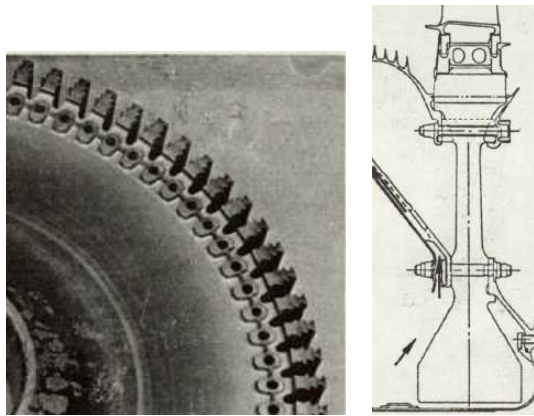


Fig. 1 CF6-50 Turbine rotor<sup>(5)</sup>

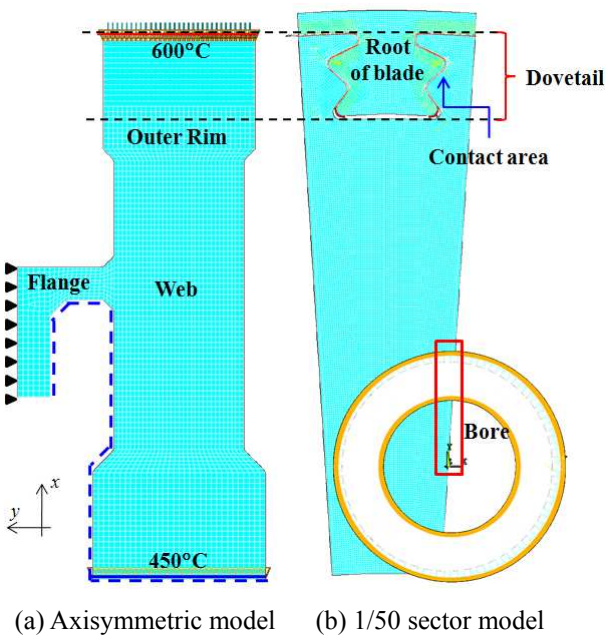


Fig. 2 2-D Models of a turbine disc

2.3 초기 해석 결과

축대칭 모델에 대한 변위 및 전체 등가 변형률 (von Mises strain)은 Fig. 3 과 같다. 최대 변위는 디스크의 끝단(A)에서 1.09mm 로 예측이 되었으며, 최대 등가 변형률 및 등가 응력(von Mises Stress)은 모두 디스크의 보어(B)에서 0.00553m/m 와 917MPa 로 계산되었다. 이는 INCO 718 의 항복 강도를 초과하는 값으로 소성변형이 일어남을 확인할 수 있다.

1/50 섹터 모델에서는 디스크의 최대 변위는 1.14mm 이며, 디스크 보어에서의 최대 등가 변형률은 0.00625m/m 로 계산된다. 축대칭 모델 해석 결과와의 차이는 블레이드의 원심력 포함 여부와 1/50 섹터 모델이 평면 응력으로 가정하였기 때문으로 판단된다. 1/50 섹터 모델에서는 터빈 디스크와 블레이드의 결합 부위인 도브테일(Dovetail)에서의 국부적인 구조 거동인 접촉에 의한 변형이 예측가능하며, Fig. 4 와 같이 각각 0.00543m/m 과 0.00670m/m 의 최대 등가 변형률이 도브테일의 두 병목 부분에서 계산되었다.

이러한 초기 해석결과에 의하면, 현재 터빈 디스크 구조는 디스크 보어와 블레이드의 결합 부위에서 과도한 소성변형이 예측되고 있다. 두 부위를 비교한다면, 상대적으로 고온에 노출되는 도브테일 영역이 피로 수명 및 Creep 측면에서 더 취약할 것으로 예상된다. 참고로 INCO 718 의 용융점은 1260°C 이므로, 디스크 끝단에서 T/T<sub>m</sub> 이 대략 0.45 이다.

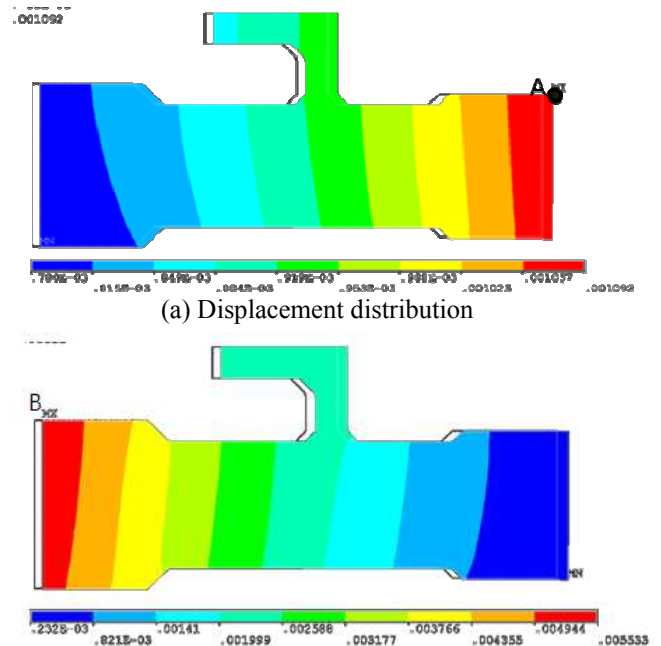


Fig. 3 Initial analysis results

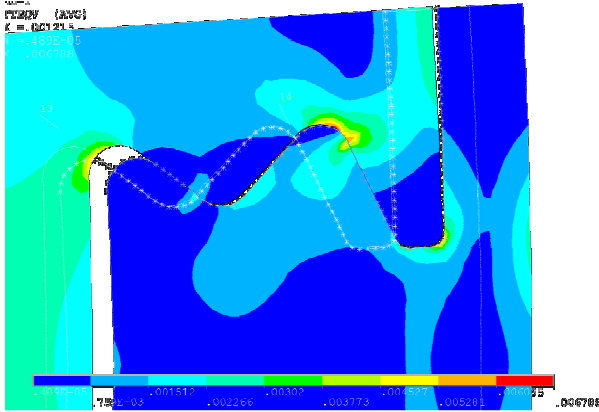


Fig. 4 Initial analysis results at dovetail area: von Mises strain distribution

앞 절에서 언급하였듯이, 온도 분포에 따라 디스크 보어에서의 최대 변형률이 상이해지며, 2 차 유동에 의해 Fig. 2의 점선 부위가 모두 450°C 라 가정한다면, 최대 변위는 0.995mm, 최대 등가 변형률과 등가 응력은 각각 0.00475m/m 와 822MPa 로 얻어진다. 즉, 현재 구조 건전성을 평가하는데 활용되는 온도 조건이 상당히 보수적이며, 또한 엔진 시험 등을 통한 온도 경계 조건의 현실화가 필요함을 확인할 수 있다.

### 3. 형상변수 고찰

#### 3.1 주요 형상 변수

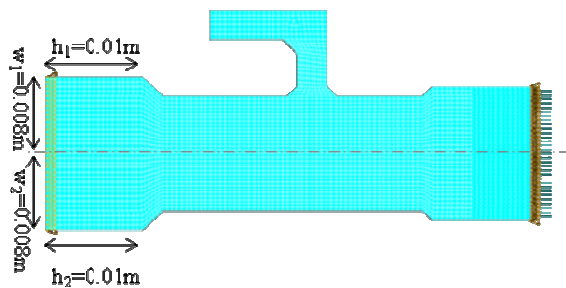
초기해석 결과에 의하면, 현재 구조적으로 취약한 부분은 터빈 디스크의 보어 부분과 디스크와 블레이드의 결합부위인 도브테일이다. 최대 등가 변형률이 예측되는 부위의 기하학적 형상을 정의하는 치수를 Fig. 5 처럼 주요 형상변수로 정의하였다. 즉, 축 대칭 모델에서는 보어의 형상을 정의하는 총 4 개의 치수인  $h_1, h_2, w_1, w_2$  를, 1/50 섹터 모델에서는 도브테일의 형상을 정의하는  $R_1 \sim R_3, \theta_1 \sim \theta_3$  의 총 6 개의 치수를 형상변수로 선정하였으며, Table 3 은 형상변수 고찰에서의 형상변수의 변화량을 정리하였다.

#### 3.2 형상 변수 고찰 결과

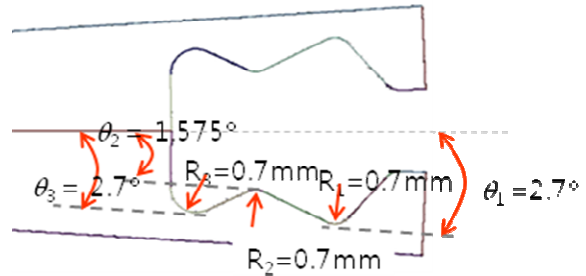
두 개의 2 차원 유한요소모델을 활용하여 총 10 개의 형상변수를 가지고 디스크의 보어부분과 도브테일 영역에서 최대 등가 변형률을 기준으로 형상변수 고찰을 수행하였으며, 그 결과는 Fig. 6 ~ 7 처럼 정리하였다. Fig. 6 에 의하면, 디스크 보어의 최대 등가 변형률이 얻어지는 영역인 B(Fig. 3 참조)와 직접적인 관련이 있는  $w_1$  에 의해 지배 받으며, 나머지 세 개 치수는 상대적으로 큰 영향을

Table 3 Perturbations of 10 parameters

Parameter	-1	0	1
$h_1$ (mm)	9	10	11
$w_1$ (mm)	7	8	9
$h_2$ (mm)	9	10	11
$w_2$ (mm)	7	8	9
$R_1$ (mm)	0.6	0.7	0.8
$R_2$ (mm)	0.6	0.7	0.8
$R_3$ (mm)	0.6	0.7	0.8
$\theta_1$ (°)	2.48	2.7	2.93
$\theta_2$ (°)	1.44	1.575	1.71
$\theta_3$ (°)	2.48	2.7	2.93



(a) Axisymmetric model



(b) 1/50 sector model

Fig. 5 Parameters of turbine disc model

미치지 못하고 있다. 그러나, 2.3 절에서 추가로 수행한 다른 온도 경계조건의 해석 결과와 형상변수 고찰 결과를 상대 비교하면, 치수의 변화보다는 2 차 유동에 의한 디스크 냉각이 최대 변형률을 최소화함에 더 효율적임을 알 수 있다.

도브테일의 상부 목(Upper neck)을 정의하는 직접적인 치수는  $R_1, \theta_1$  이며, 하부 목(Lower neck)은  $R_3, \theta_3$  이다. Fig. 7 에 의하면, 응력 집중 완화를 위해 모각기 반경인  $R_1, R_3$  의 증가와 질량 보강을 위해  $\theta_1, \theta_2$  의 축소가 필요함을 확인하였다. 또한,  $R_3$  와  $\theta_3$  의 변화가 상호 영향을 주면서 하부 목의 형상을 결정하게 되는데, 이는 Fig. 7(b)의  $\theta_3$  의 변화에 대한 변형률이 비선형임을 통해 확인 가능하다. 또한, 도브테일을 정의하는 치수의 변화는 상

부 및 하부 목의 형상 변화를 유발하고 이는 상부 및 하부 목의 하중 분담율의 변화를 야기할 것이며, 이는 Fig. 7(b)의  $\theta_1$  변화에 따른 결과와 Fig. 7(a)의  $\theta_3$ 의 변화에 따른 형상변수 고찰에서 확인할 수 있다. 즉, 상부 목을 직접 정의하는  $\theta_1$ 이 커지면서 상부 목의 질량 제거가 이루어지고, 그 결과로 하부 목의 하중 분담 비율이 증가하여 최대 변형률이 증가함을 Fig. 7(b)를 통해 확인할 수 있고, 하부 목의 경우  $\theta_3$ 의 증가에 따라 하부 목의 하중 부담이 더 증가함을 Fig. 7(a)를 통해 확인된다.

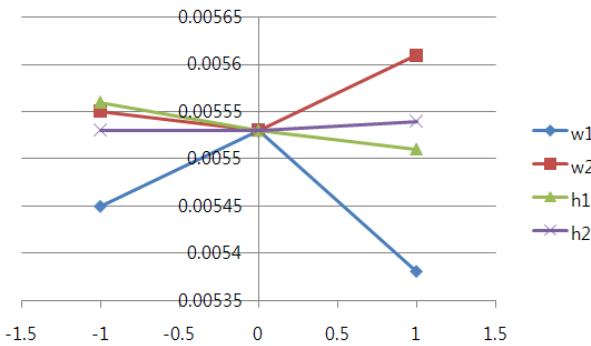
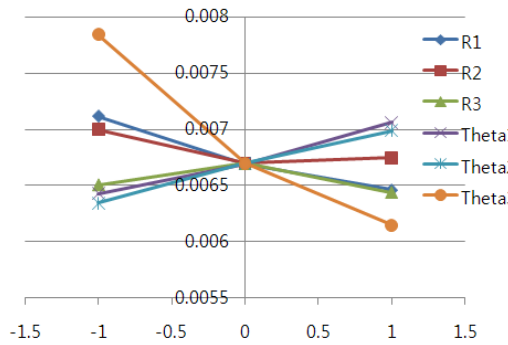
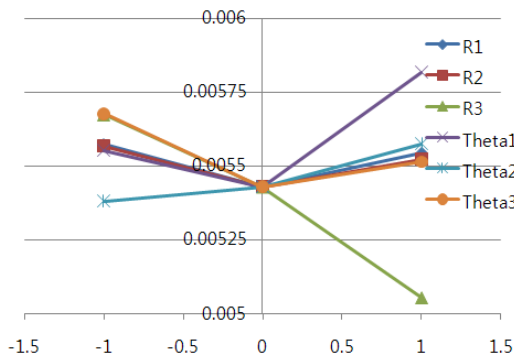


Fig. 6 Results of a parametric study at the bore area



(a) von Mises strain at the upper neck



(b) von Mises strain at the lower neck

Fig. 7 Results of a parametric study at the dovetail region

전체적으로 도브테일 영역에서는 응력 집중 완화와 질량 보강을 통해 최대 변형률을 감소시킬 수 있음을 확인하였고, 동시에 형상 변화에 따라 상부 및 하부 목의 최대 변형률이 상호 연관되어 있음을 확인하였다. 그러므로, 형상변수 고찰에서 한발 더 나아가 실험계획법, 반응표면법 혹은 최적설계 등의 방법을 통해 관련 치수에 대한 종합적인 평가와 동시에 최적설계의 필요성을 확인하였다.

3.3 고찰 결과에 따른 개선 형상

앞 절의 형상변수 고찰의 결과를 기초로 Fig. 8과 같은 도브테일 영역의 개선 형상을 도출하였으며, 개선된 형상은  $[R_1, R_2, R_3, \theta_1, \theta_2, \theta_3]^T = [0.8, 0.7, 0.8, 2.48, 1.44, 2.93]^T$ 이다.

두 형상에 대해 열-구조 연성 및 접촉 해석을 수행하여 최대 변위, 등가 변형률, 등가 응력과 이들로로부터 얻어지는 저주기 피로수명과 0.2% 크립 (creep) 수명에 대해 Table 4에 정리하였다. 피로수명과 크립 데이터는 MIL-HDBK-5J<sup>(8)</sup>와 NASA 보고서<sup>(9)</sup>와 데이터를 참조하여 추정하였다. Table 4로부터 0.2% creep 수명이 개선형상에서도 상대적으로 취약한 것으로 판단이 되며 이는 형상의 최적

Table 4 Comparison between two configurations based on 1/50 sector model

	Initial	Improved
$d_{max}$	0.00114 m	0.00114 m
$(\epsilon_{von})_{max}$	L <sup>†</sup> : 0.00543 U <sup>‡</sup> : 0.00670	L <sup>†</sup> : 0.00525 U <sup>‡</sup> : 0.00546
$(\sigma_{von})_{max}$	L <sup>†</sup> : 891 MPa U <sup>‡</sup> : 918 MPa	L <sup>†</sup> : 865 MPa U <sup>‡</sup> : 895 MPa
LCF life	40,000	> 100,000
0.2% Creep	~2,000 Hr	~2,000 Hr

L<sup>†</sup>: Lower neck, U<sup>‡</sup>: Upper neck

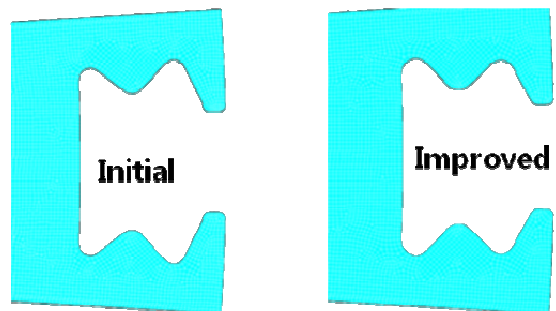


Fig. 8 Comparison between an initial design and an improved design

화가 필요함을 의미한다. 현재는 Table 4 의 LCF 와 Creep 관련된 추정치는 stress relaxation, 하중 이력 순서, LCF 와 Creep 의 상호 영향성 등의 복잡한 현상을 고려되지 않은 단순한 예측 값이다.

#### 4. 결 론

가스터빈 엔진의 핵심 부품인 터빈 디스크에 대해 2 차원 축 대칭과 1/50 섹터 유한요소 모델을 생성하고, 이를 기초로 구조적으로 가장 취약한 2 개의 영역인 터빈 디스크 보어와 도브테일에 대해 형상변수 고찰을 하였다. 이를 위해 탄소성 가공 경화 모델링, 열-구조 연성해석, 접촉 해석을 포함하는 유한요소 해석을 수행하였다. 축 대칭 모델과 온도 경계조건의 변화를 통해 플랜지와 가까운 쪽의 보어 치수보다는 온도 경계조건이 보어에서의 최대 변형률에 더 큰 영향력이 있음을 확인하였다. 또한, 1/50 섹터 모델을 통해 도브 테일의 응력 집중을 완화하기 위해 모각기(Fillet) 반경 증가와 동시에 구조를 강화하는 쪽으로 치수가 변경되고, 형상 변화에 따라 상부 및 하부 목에서의 최대 변형률이 상호 연관되어 변화함을 확인하였다. 그러나, LCF 수명 및 Creep 수명을 단순 추정 한 결과 이러한 고찰의 결과가 제한적이므로, 향후 최적 알고리즘을 통합한 최적설계와 3 차원 유한요소해석을 통한 결과의 검증이 추가로 필요할 것으로 판단된다.

#### 후 기

본 연구는 한국항공우주연구원의 “케이싱 트리 트먼트를 이용한 천음속 축류 압축기 안정성 향상

연구”와 항공우주부품기술개발사업인 “중소형 항공기용 터보팬 엔진의 고압터빈 냉각 설계기술 개발 및 시험평가 기술 구축”의 과제 지원으로 수행되었음을 밝힌다.

#### 참고문헌

- (1) Nahm, S. H., Park, J. H., Kim, J. Y., and Mai Y. W., 2002, “Life Evaluation of Gas Turbine Engine Disk Based on Retirement for Cause Concept,” *Trans. Korean Soc. Mech. Eng. A*, Vol. 25, No. 2, pp.365~373.
- (2) Claudio, R.A., Branco C.M., Gomes, E.C, and Byrne, J., 2002, "Life Prediction of a Gas Turbine Disc using the Finite element Method," 8th Jornadas de Fractura.
- (3) Witek, L., 2006, "Failure Analysis of Turbine Disc of an Aero Engine," *Engineering Failure Analysis*, Vol. 13, pp.9~17.
- (4) Suh, Z., Chew, J. W., Hills, N. J. and Lewis, L., 2010, "Coupled Aero-Thermo-Mechanical Simulation for a Turbine Disc Through a Full Transient Cycle," *Proceedings of ASME Turbo Expo*.
- (5) Barack, W. N. and Domas, P. A., 1976, *An Improved Turbine Disk Design to Increase Reliability of Aircraft Jet Engines*, NASA CR-135033.
- (6) Thakker, A.B., and Cowles, B.A., 1983, *Low Strain, Long Life Creep Fatigue of AF2-IDA and INCO 718*, NASA CR-167989.
- (7) Special Metals Corporation, <[http://www. specialmetals.com](http://www.specialmetals.com)>, Inconel Alloy 718.
- (8) Military Standard, 2003, “Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structure,” MIL-HDBK-5J (USAF).
- (9) Cullen, T. M., and Freeman, J. W., 1965, *The Mechanical Properties of Inconel 718 Sheet Alloy at 800°, 1000°, and 1200°F*, NASA CR-268.