

항공기 엔진 압축기 케이스의 드릴링 시 홀의 변형 해석에 관한 연구

박기범*, 조영태*, 정윤교*[#]

*창원대학교 기계공학부

Study on Deformation Analysis of Holes during Drilling of Aircraft Engine Compressor Cases

Ki-Beom Park*, Young-Tae Cho*, Yoon-Gyo Jung*[#]

*School of Mechanical Engineering, Changwon Univ.

(Received 24 April 2018; received in revised form 25 April 2018; accepted 1 May 2018)

ABSTRACT

M152, used for aircraft engine compressor cases, causes many problems in the cutting process due to its high hardness and high toughness. Characterized by a concave cylindrical center, aircraft engine compressor cases are thin but have multiple side holes to connect with internal parts. Thus, deformation occurs despite the jig sustaining the inside. The object of this study was to lessen the deformation arising from drilling by improving the drilling jig for aircraft engine compressor cases. To this end, an aircraft engine compressor case modeled with SolidWorks was analyzed with ANSYS under real conditions. Then, to secure reliability, the analyzed deformation was compared with the actual deformation. Based on the results, the effects of the improved drilling jig for aircraft engine compressor cases were verified.

Key Words : Aircraft Engine Compressor Case(항공기 엔진 압축기 케이스), M152(M152), Drilling(드릴링), Deformation Analysis(변형해석), ANSYS(앤시스)

1. 서 론

최근 원자력 산업, 항공우주 산업 및 석유화학 산업 등 첨단 분야에 초내열 합금이 기본적인 구조 재료로 많이 사용되고 있다. 대표적인 초내열 합금인 니켈합금(Nickel-based alloys)은 인성과 크리프 강도가 우수하고, 높은 고온 강도와 화학적 안정성으로 인해 내열 충격성, 내부식성 및 내산화성이 뛰어난 장점을 지니고 있다. 이러한 기계적 특성으

로 인해 가스터빈 엔진 부품 재료로서 각광받고 있으며, 그 외에도 원자로의 연료용 스프링재 및 전 열기의 부품 등에 사용되고 있다^[1]. 그 중 가스터빈 엔진의 부품 중 하나인 항공기 엔진 압축기 케이스(Aircraft Engine Compressor Case)는 엔진의 중간 부에 위치하여 High Pressure Air를 생성하는 Compressor의 공기 흐름 통로 역할을 수행하고 Stator Vane을 지지한다. 형상은 중앙이 모퉁하고 얇은 원통형 모양을 가지고 있으며, 내부 부품과의 결합을 위한 Side hole을 많이 가지고 있다. 재질은 고온, 고압에 잘 견디고 경량의 특성을 가지는 니켈합금의 일종인 M152 소재로 되어있다. Table 1은

Corresponding Author : yjung@changwon.ac.kr
Tel: +82-55-213-3602, Fax: +82-55-213-2859

Table 1 Mechanical properties of M152

	Tensile Strength (Mpa)	Yield Strength (MPa)	Elongation (%)
M152	1104	966	20
SM45C	569	343	20

M152의 기계적 특성을 나타낸 것이다. 이러한 특성은 피삭성의 저하를 초래하여 절삭 가공에 많은 문제점을 야기 시킨다[2~4]. 특히, 항공기 엔진 압축기 케이스는 두께가 얇은 반면 Drilling 공정이 많아 내부를 지그(Jig)로 지지하더라도 변형이 되는 문제점이 발생한다.

따라서 이러한 문제점을 해결하기 위해 효율적인 Drilling을 위한 Drill형상과 조건에 관한 연구가 진행되었다[5~7]. 그리고 제품의 변형에 대한 연구와 그에 대한 지그의 설계 및 개선에 관한 연구도 진행되었다[8,9]. 또한 Drilling을 시뮬레이션으로 검증하는 연구도 진행되었다[10]. 하지만 항공기 엔진 압축기 케이스를 대상으로 Drilling 시 변형에 대한 연구와 지그의 개선 방안에 관한 연구는 아직까지 이루어져 있지 않아 그에 따른 연구가 필요하다.

본 연구에서는 항공기 엔진 압축기 케이스의 Drilling공정 지그를 개선하여 Drilling 시 발생하는 변형을 줄이고자한다. 이를 위해, Solid Works로 모델링한 항공기 엔진 압축기 케이스를 ANSYS를 이용하여 실제와 동일한 조건으로 해석하고 해석과 실제의 변형량을 비교함으로써 신뢰성을 확보하였다. 또한, 이러한 해석 결과를 토대로 항공기 엔진 압축기 케이스의 드릴공정 지그를 개선하고 그 효과를 확인하였다.

2. 실험장치 및 방법

항공기 엔진 압축기 케이스는 우선 내측에 지그를 설치하고 5축 MCT에서 외형 형상가공과 Side hole을 드릴링 한다. 그리고 내측 지그를 제거 한 후 외측 지그를 설치하고 4축 MCT에서 ANGLE HEAD를 이용하여 내측 Counter boring을 실시한다. 이때 Fig. 1(a)와 같이 도면에 표기된 Side hole의 치수를 기준으로 내경 Counter boring을 실시하기 때문에 드릴링 공정에서 발생한 변형에 의해 Side hole이 도면 치수를 벗어나게 되어 내경 Counter

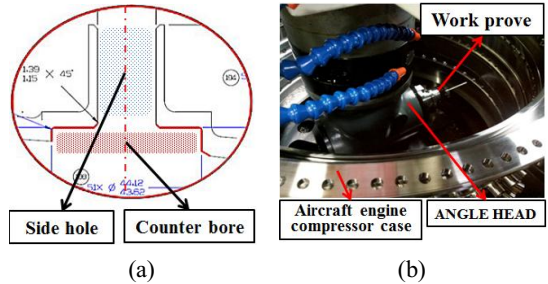


Fig. 1 Counter boring process of aircraft engine compressor case

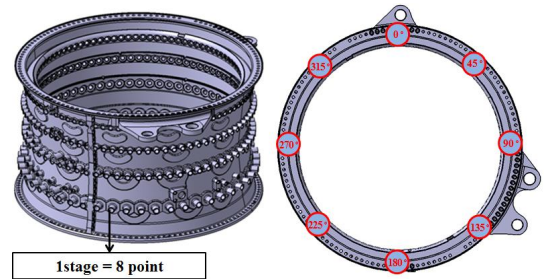


Fig. 2 Measurement area

Table 2 Error due to deformation

No.		Error							
		0°	45°	90°	135°	180°	225°	270°	315°
1	X	-0.057	-0.059	-0.061	-0.063	-0.036	-0.100	-0.047	-0.078
	Y	0.054	0.020	0.045	0.032	0.059	0.067	0.028	0.056
2	X	-0.015	-0.023	-0.015	-0.019	-0.029	-0.058	-0.033	-0.047
	Y	0.043	0.035	0.019	0.055	0.047	0.013	0.031	0.028
3	X	-0.188	-0.045	-0.121	-0.134	-0.047	-0.158	-0.049	-0.074
	Y	0.105	0.014	0.119	0.115	0.000	0.134	0.024	0.129
4	X	-0.007	-0.065	-0.044	-0.069	-0.043	-0.074	-0.010	-0.001
	Y	0.045	0.089	0.014	0.054	0.010	0.009	0.051	0.021
5	X	-0.045	-0.032	-0.011	-0.010	0.000	-0.009	-0.036	-0.002
	Y	0.021	0.011	0.004	0.009	0.001	0.032	0.055	0.014
Avg.	X	-0.039	-0.028	-0.032	-0.037	-0.019	-0.050	-0.022	-0.025
	Y	0.034	0.021	0.025	0.033	0.015	0.032	0.024	0.031

boring 시 Side hole과 Counter bore의 동심도에 오차가 발생한다. 따라서 현재 현장에서는 Fig. 1(b)에서 보는 바와 같이, 4축 MCT의 ANGLE HEAD에 Work probe(RENISHAW OMP 60)를 장착해서 변형된 Side hole의 내경 3점을 측정하여 Side hole중심의 위치 데이터를 구한다. 그리고 이렇게 구한 Side hole의 위치 데이터를 도면 치수와 비교하여 오차량을 구한다. 이러한 방식으로 Fig. 2와 같이 45도

간격의 8곳의 오차량을 구하고 그 평균을 4축 MCT의 좌표계에 반영하여 Counter boring을 하고 있는 실정이다. Table 2는 각기 다른 5개의 항공기 엔진 압축기 케이스를 대상으로 변형에 의해 발생한 1단 Side hole의 측정 데이터와 도면 치수와의 오차를 나타낸 데이터이다. 하지만 이러한 일련의 과정은 Setting 시간이 오래 걸리고 작업자의 숙련도에 따라 정밀도가 일정하지 않는 문제점이 있다.

3. Modeling 및 Assembly

Fig. 3은 항공기 엔진 압축기 케이스의 측면과 섹션 AA의 2D도면이다. 그림에서 보는 바와 같이, 크기에 비해 두께가 얇고 4단계의 Side hole로 구성되어 총 292개의 Side hole을 가지고 있다. 본 연구에서는 변형 해석을 위해 CATIA를 이용하여 항공기 엔진 압축기 케이스를 Modeling하였으나 형상이 복잡하고 Mesh가 생성되지 않아 ANSYS Workbench에서 해석이 진행 되지 않았다. 따라서 Fig. 4와 같이 Solid Works를 이용하여 해석이 가능하도록 간소화된 Modeling을 실시하였다.

항공기 엔진 압축기 케이스의 외형 형상과 Side hole을 가공하기 위한 내측 지그는 총 8곳을 지탱해주고 있다. 변형 해석 시 항공기 엔진 압축기 케이스와 맞닿는 부분을 해석 조건으로 설정하기 위하여 CATIA로 Fig. 5와 같이 지그를 Modeling하고 항공기 엔진 압축기 케이스와 assembly하였다.

4. 변형 해석

4.1 해석 방법

항공기 엔진 압축기 케이스의 드릴링 시 발생하는 변형을 Fig. 6과 같이 나타낼 수 있다. Side hole의 중심이 변형에 의해 X, Y, Z축으로 각각 ΔX , ΔY , ΔZ 만큼 이동하게 된다. 그러나 ΔZ 는 항공기 엔진 압축기 케이스의 바깥쪽으로는 변형이기 때문에 변형이 거의 없고 변형이 있다하더라도 Counter boring 시 Side hole과 Counter bore의 동심도에는 영향을 미치지 않을 것으로 판단된다. 따라서 본 논문에서는 해석 시 발행하는 X축의 오차와 Y축의

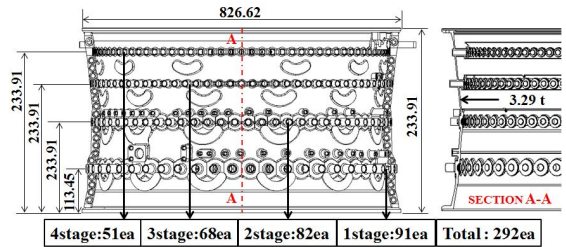


Fig. 3 Aircraft engine compressor case drawing

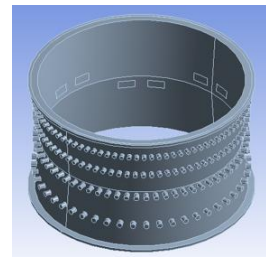


Fig. 4 Simplified modeling of aircraft engine compressor case

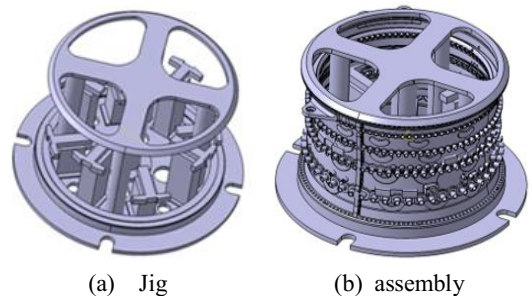


Fig. 5 Aircraft engine compressor case & Jig assembly

오차를 각각 ΔX , ΔY 로 정의하고 실제 현장에서 측정한 오차값인 Table 2의 데이터와 비교함으로써 신뢰성을 확보 할 것이다.

변형 해석은 ANSYS Workbench로 진행하였으며 SolidWorks로 간소화된 항공기 엔진 압축기 케이스 model을 ANSYS Workbench로 불러와 메시를 작성하여 약 60만개의 node와 40만개의 element를 만들었다. 그리고 Fig. 7에서 보는 바와 같이 항공기 엔진 압축기 케이스와 지그가 맞닿는 부분은 1, 2단 사이 4개와 2, 3단 사이 4개로 총 8곳을 고정조건으로 설정하였다. 또한 Fig. 8(a)와 같이 지그와 연

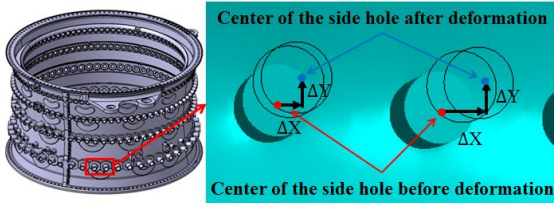


Fig. 6 Diagram of Side hole deformation

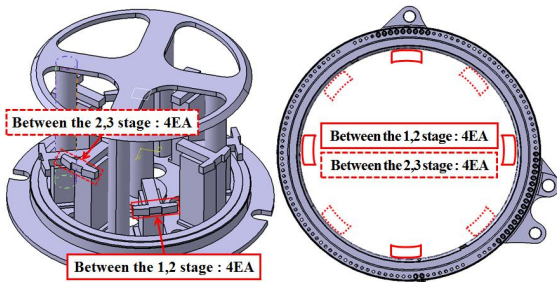


Fig. 7 Jig fixing position

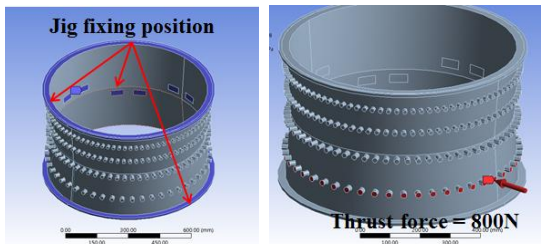


Fig. 8 Analysis conditions

결하는 부분인 윗면과 아랫면도 고정조건으로 설정하였다. 그리고 항공기 엔진 압축기 케이스의 소재인 M152의 드릴링 시 Thrust force(추력)를 절삭력 해석 S/W(AdvantEdge FEM)로 구하여 Fig. 8(b)와 같이 1단에서 4단까지 800N을 적용하여 변형 해석을 실시하였다.

4.2 해석결과

Table 1의 실제 data와 비교하기 위해 1단에 대해 변형 해석을 실시하였다. Fig. 9, 10은 1단에 위치하는 Side hole을 45도 간격으로 측정한 실제 오차값과 해석 오차값을 나타낸 그래프이다. 빗금으로 표시된 부분이 지그가 항공기 엔진 압축기 케이스와

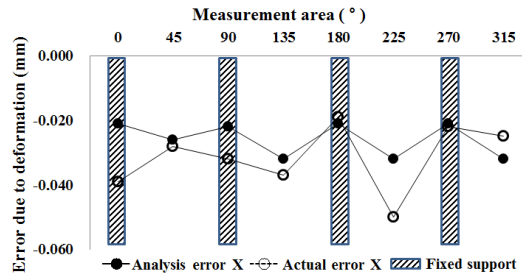


Fig. 9 Comparison of the X-axis in analysis error and actual error (First floor)

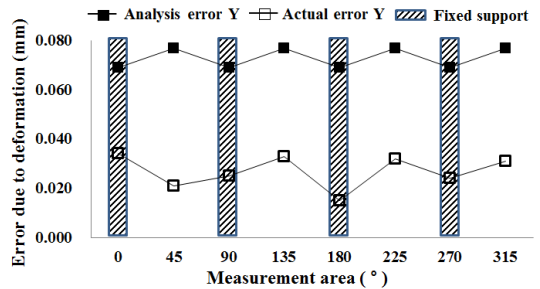


Fig. 10 Comparison of the Y-axis in analysis error and actual error (First floor)

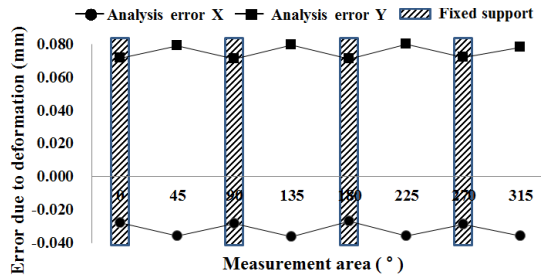


Fig. 11 Analysis error of X-axis and Y-axis (Second floor)

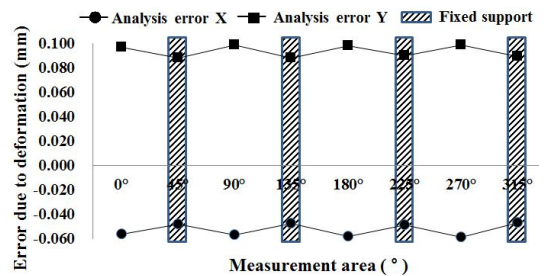


Fig. 12 Analysis error of X-axis and Y-axis (Third floor)

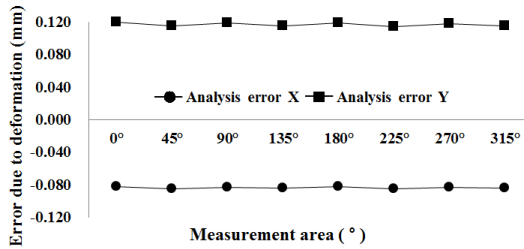


Fig. 13 Analysis error of X-axis and Y-axis (Forth floor)

맞닿은 부분이며 그래프에서 볼 수 있듯이 지그 근처에 있는 Side hole의 경우 변형이 좀 더 작은 것을 알 수 있었다. 또한 항공기 엔진 압축기 케이스 1단의 실제 오차값과 해석 오차값이 비슷한 경향을 보이는 것을 확인함으로써 변형 해석의 신뢰성을 확보 할 수 있었다. 따라서 이후 2,3,4단의 변형 해석 데이터를 분석하여 항공기 엔진 압축기 케이스의 지그를 개선하고 그 효과를 검증 할 수 있을 것으로 판단된다.

Fig. 11은 2단의 Side hole을 1단의 해석과 같은 조건으로 해석한 결과이다. 1단의 변형 해석 데이터와 마찬가지로 지그와 맞닿는 부분의 Side hole이 지그의 영향에 의해 변형이 더 작았으며, 1단의 변형 해석 데이터에 비해 평균값이 조금 높은 것을 확인할 수 있었다. Fig. 12는 3단의 Hole을 1단의 해석과 같은 조건으로 해석한 결과이다. 1, 2단의 변형 해석 데이터와 마찬가지로 지그와 맞닿는 부분의 Hole이 지그의 영향에 의해 변형이 더 작게 되었으나, 3단의 경우 Hole의 아랫부분에만 지그의 영향을 받기 때문에 2, 3단에 비해 변형이 큰 것을 알 수 있었다. Fig. 13은 4단의 Hole을 1단의 해석과 같은 조건으로 해석한 결과이다. 4단의 변형 해석은 1, 2, 3단의 해석과는 달리 지그와 맞닿는 부분의 Hole이 없기 때문에 지그가 변형에 영향을 미치지 못하여 1, 2, 3단에 비해 변형이 크며, Side hole의 허용 오차인 0.12mm를 벗어나는 부분도 있다. 따라서 기존의 항공기 엔진 압축기 케이스의 지그를 개선해야 할 필요성을 확인하였다.

5. 지그의 개선 및 효과

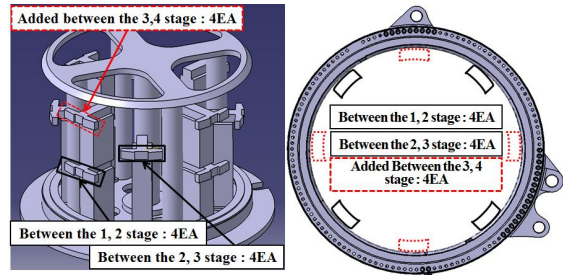


Fig. 14 Improved Jig

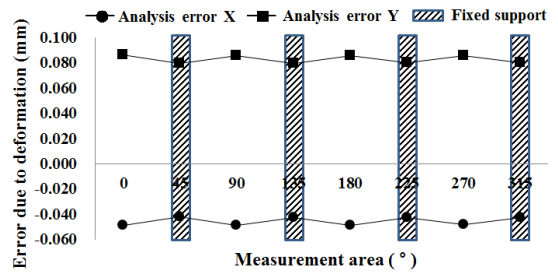


Fig. 15 Analysis error of X-axis and Y-axis with improved jig (Third floor)

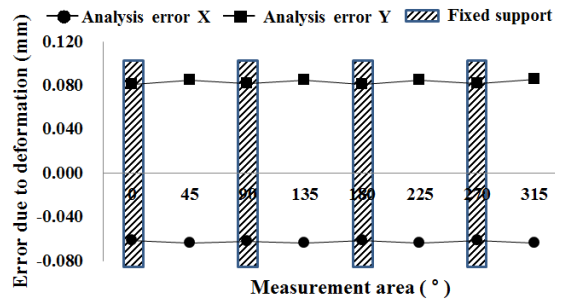


Fig. 16 Analysis error of X-axis and Y-axis with improved jig (Forth floor)

기존의 항공기 엔진 압축기 케이스의 지그는 1단과 2단 사이, 2단과 3단 사이에만 영향을 미치기 때문에 3단과 4단 사이에도 지그가 맞닿을 수 있도록 개선할 필요가 있다. 따라서 기존의 지그를 참고 하여 Fig. 14에서 보는바와 같이 1단과 2단 사이, 2단과 3단 사이에만 맞닿아 있는 지그를 3단과 4단 사이에도 맞닿을 수 있도록 0°, 90°, 180°, 270°에 각각 지그를 추가하여 개선하였다.

개선된 지그는 항공기 엔진 압축기 케이스의 1, 2

단과 기존의 지그와 맞닿는 부분이 같기 때문에 3, 4단에 대해서만 변형 해석을 진행하였다. Fig. 15, 16은 개선된 지그를 적용하여 3, 4단에 대한 변형 해석을 실시한 결과이다. 기존의 지그보다는 변형이 작았지만 1, 2단 보다는 변형이 더 큰 것을 확인할 수 있었다. 이는 3, 4단이 1, 2단에 비해 Hole의 수가 많기 때문인 것으로 판단된다. 그러나 기존의 지그는 허용 오차에 근접할 정도로 변형이 컸지만 개선된 지그로 인해 변형이 크게 감소한 것을 확인할 수 있었다.

6. 결론

본 연구에서는 항공기 엔진 압축기 케이스의 드릴 공정 시 발생하는 변형을 줄이기 위해 변형 해석을 통하여 지그를 개선함으로써 다음과 같은 결과를 얻었다.

1. 1단 Side hole의 변형 해석 오차값이 실제 오차값과 비슷한 경향을 보이는 것을 확인함으로써 변형 해석의 신뢰성을 확보 할 수 있었다.
2. 1단에서 4단으로 갈수록 변형이 컸으며, 특히 지그가 지탱해주지 못하는 4단의 경우 허용 오차인 0.12mm에 근접하게 변형이 발생하여 지그 개선의 필요성을 확인하였다.
3. 항공기 엔진 압축기 케이스의 3단과 4단 사이에 지그가 맞닿을 수 있도록 기존의 지그를 개선하고 변형 해석에 적용한 결과 기존의 지그보다 변형이 감소한 것을 확인하여 개선된 지그의 유효성을 확인하였다.

후 기

“이 논문은 2017~2018년도 창원대학교 자율연구과제 연구비 지원으로 수행된 연구결과임.”

REFERENCES

1. Choudhury, I. A., and El-Baradie, M. A., "Machinability of Nickel-base Super Alloys: a General Review," *Journal of Materials Processing Technology*, Vol. 77, No. 1-3 pp. 278-284, 1998.

2. Balazinski, M., Songmene, V., and Kops, L., "Improvement of Tool Life through Variable Feed Milling of Inconel 600," *CIRP Annals*, Vol. 44, No. 1, pp. 55-58, 1995.
3. Park, K. B., Chin, D. S., Cho, Y. T. and Jung, Y. G., "The Effect of a Sealed Cover and POSS-type Cutting Oil on MQL Drilling," *J. of KSMPE*, Vol. 15, No. 6, pp. 77-82, 2016.
4. Liu, C., Ren, C., Wang, G., Yang, Y. and Zhang, L., "Optimal Cutting Conditions of Surface Roughness for Inconel 718 Alloy in Turning Operation," *Journal of the Korean Society of Manufacturing Process Engineers*, Vol. 8, No. 4, pp. 48-53, 2009.
5. Kim, D. H., Park, K. B., Cho, Y. T. and Jung, Y. G., "A Study on Improved Drill Shape for Efficient Drilling of Inconel 718 Using the Design of Experiment," *Journal of the Korean Society for Precision Engineering*, Vol. 34, No. 3, pp. 161-166, 2017.
6. Kivak, T., Habali, K., and SEKER, U., "The effect of cutting paramaters on the hole quality and tool wear during the drilling of Inconel 718," *Gazi University Journal of Science*, Vol. 25, No. 2, pp. 533-540, 2012.
7. Kim, S. I., Choi, W. S., Son, J. H., Jang, E. S. and Lee, Y. M., "Analyses of Shear and Frictional Characteristics in Drilling Process", *Journal of the Korean Society of Manufacturing Process Engineers*, Vol. 11, No. 6, pp. 22-27, 2012.
8. Kang, Y. S., Lee, S. J. and Park, W. Y., "Response characteristic analysis of the shock test jig for the high fineness ratio through the finite element analysis," *Proceedings of the Korea Society for Simulation Spring Conference*, pp. 62-64, 2016.
9. Kim, J. Y. and Jeong, W. B., "Experimental Structural Dynamic Modification of Fixture for Environmental Vibration Test Control," *Journal of KSNVE*, Vol. 6, No. 3, pp. 317-323, 1996.
10. Moran, D. P., Oliver, S. R., Huang, S. J., Paez, L. C. and Yan, L., "Method of real-time drilling simulation," *U.S. Patent Application No. 11*, pp. 670-696, 2007.