

항공기 박판 구조의 가공가능 폭과 두께에 관한 실험 연구

신용보*, 김수진⁺

(Manuscript received: Jul, 10, 2012 / Revised: Oct, 17, 2012 / Accepted: Oct, 17, 2012)

An Experiment of Machineable Width and Thickness of Airframe Thin Plate Structure

Yong-Bo Shin*, Su-Jin Kim⁺

Abstract

The most important factor in an aircraft manufacturing is stability and weight reduction. Most of aircraft components are designed with thin plate type to satisfy weight reduction needs. The thin plate is difficult to be machined because it is apt to be vibrated by dynamic force generated in milling process. The most critical factor in machining of aluminum thin plate is width and thickness between stiffeners. So we tested many cases to find out the machineable minimum thickness at different width between stiffeners. And with the data obtained from many tests, this papers suggested the standard width thickness relation that is machineable without vacuum fixture. Machinist will be able to reduce the cost of aircraft thin plate parts by reducing the number of vacuum fixture used by the help of this standard.

Key Words : Machineable thickness(가공두께), Thin plate(박판), Aircraft(항공기), Machineable width(가공폭)

1. 서론

항공기 기술적 요구 성능과 소요비용에 밀접한 변수 중 하나는 중량이다. 경량화를 위해 항공기의 골조는 H 형태로 설계되며, 일반적으로 하중을 지지하는 역할을 하고 조립의 편리성을 위해 복합적으로 설계되는 추세이다. H 형태의 주요 기계가공 품으로는 Fig. 1(a)와 같이 격벽(Bulkhead), 골조(Frame), 지지대(Support), 리브(Rib), 가로날개 뼈대(Spar)가 있다. H 형태는 테두리(Flange)와 지지대(Stiffener), 바닥(Web)으로 설계된다.

그런데 H형 박판의 바닥을 가공할 때 엔드밀의 회전력과 절삭속도에 의해 주기적인 외력을 받게 되고 이때 지지대 사이의

폭이 넓고 두께가 얇으면 강제 진동(Forced vibration)이 발생하여 가공에 어려움이 있다.

지금까지 얇은 벽면 가공조건에 대한 연구는 정적인 부분과 동적인 부분에서 진동이 생기지 않게 하는 실험⁽¹⁻⁶⁾들이 있었다. 이 연구들은 얇은 벽 가공 시 생길 수 있는 진동을 해석하여 이를 최소화 시켜 가공할 수 있는 두께와 회전수에 대하여 연구하였다. 이 연구들 중 얇은 바닥을 가공할 때 진동이 발생하는 회전수에 관한 연구⁽⁶⁾에서는 라운드 엔드밀(fillet endmill)로 바닥 가공할 때 가공 깊이가 깊고 회전수가 높은 조건에서는 진동이 발생하지 않는다는 결론을 얻었다.

외팔보 형상의 가공경로에 따른 가공 표면형상 관계를 연구한 논문⁽⁷⁾에서는 외팔보 형상의 유연한 시편의 경우, 시편자체

* 한국항공우주산업

+ 교신저자, 경상대학교 기계공학부

주소: 660-702 경남 진주시 진주대로 501

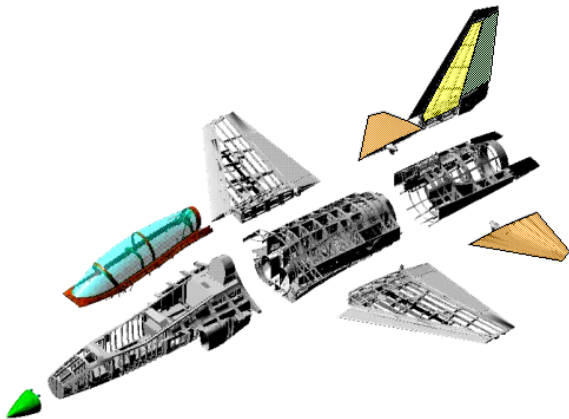
✉ Corresponding Author E-mail: sujinkim@gnu.ac.kr

가 블록소재와 달리 절삭 중 발생하는 진동이 심하므로, 안정적인 절삭을 위해서는 가공물의 고유진동수를 파악해 가공할 필요성을 제시하였다. 실험 결과 가공시편의 지지부에서는 떨림이 거의 없이 블록과 같은 가공형상 보였으나 끝단부에서는 진공으로 인해 넓은 볼 모양의 무늬가 나타났다.

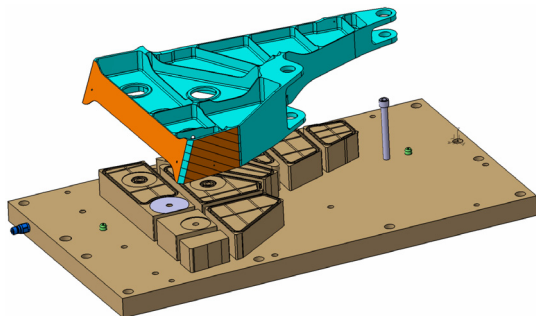
진동의 발생을 방지하기 위해 항공기 제조업체에서는 Fig. 1(b)와 같은 진공 고정구(Vacuum fixture)를 사용하고 있다. 고정구를 사용하게 되면 안정적인 가공이 가능하지만 항공기 구조의 특성상 기체 구조물에는 동일제품이 거의 없기 때문에 각 부품마다 진공 고정구를 제작해야 한다. 또한 보관할 때 부피가 커서 많은 장소를 차지하고, 제작비용도 매우 비싼 단점이 있다.

산업현장에서는 박판가공 시 기술자의 경험으로 진동이 발생될 가능성이 있는 부품은 진공 고정구를 선택하여 사용하고 있다. 즉 정형화된 표준 없이 개인의 주관적 기준으로 고가의 진공 고정구를 사용하고 있는 실정이다.

본 논문에서는 진공 고정구 사용여부를 결정할 수 있는 정량적 표준을 만들어 진공 고정구의 사용을 줄여 자재 가공 시간과 인력 낭비 등의 단점을 제거하기 위해서, 항공기 박판 구조물의 지지대 사이 폭에 따른 가공 가능 두께를 측정하고 표준화하는 실험적 연구를 실시하고자 한다.



(a) The structure of T-50 advanced trainer aircraft



(b) Thin aircraft part and vacuum fixture

Fig. 1 Thin aircraft structure

2. 이론적 배경

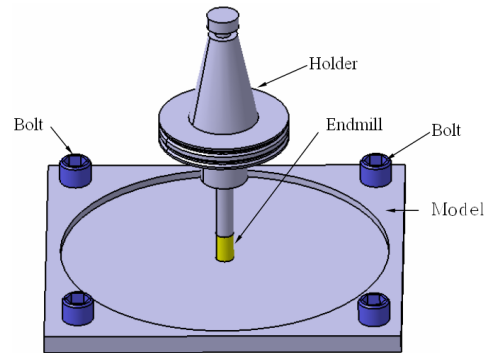
2.1 절삭력

절삭공구에 작용하는 힘에 대한 이론으로 엔드밀로 가공할 때 박판에 가해지는 집중하중을 알 수 있다. Ernst와 Merchant⁽⁸⁾가 처음으로 전단 각 해(Shear-angle solution)라는 이론을 제시하였다. 간단하게는 절삭력은 비절삭에너지(Specific cutting energy)와 절삭단면적의 곱으로 근사값으로 계산하며, 엔드밀의 절삭력의 축방향 분력은 비절삭에너지 k , 절입깊이(Axial depth of cut) d_a , 날당이송(Feed per tooth) f_t 의 곱으로 식 (1)과 같이 표현될 수 있다. Al7075의 비절삭에너지는 인장강도로부터 $k=500\text{MPa}$ 로 가정하고, 절삭력의 축방향 분력은 20%로 가정하였다.

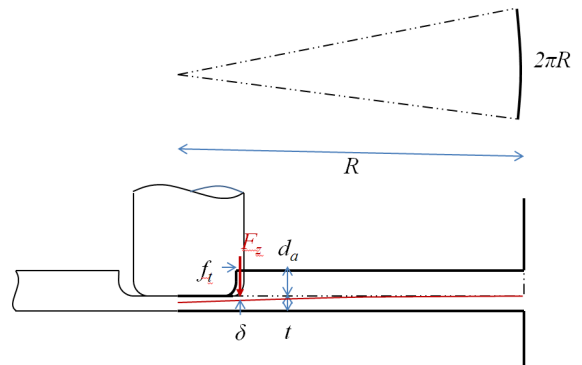
$$F_z = 0.2kd_a f_t \quad (1)$$

2.2 박판의 처짐

박판 가공결함의 첫 번째 원인은 절삭력의 축방향 분력에 의한 처짐이므로, 박판의 처짐에 영향을 미치는 주요 변수를 알아볼 필요가 있다. Fig. 2(a)는 실험에서 사용된 모델과 볼트를 체결한 모습이고 Fig. 2(b)는 모델을 중앙에서 절단한 단면



(a) Thin plate model and endmill



(b) Cutting force & deflection of the plate

Fig. 2 Deformation of thin plate

로 해석을 위해 폭이 증가하는 단순 지지보(9)로 간략화 하면 절삭력의 축방향 분력 F_z 가 가공 시작 지점에 작용할 때 처짐 δ 는 식 (2)과 같다.

$$\delta = \frac{3F_z R^2}{\pi E(t+d_a)^3} \quad (2)$$

식 (2)를 두께 t 에 관해 정리하면 식 (3)과 같다. 이 식에서 가공 깊이를 $d_a=1.0\text{mm}$ 로 고정할 때 절삭력에 의한 처짐이 $\delta=0.1\text{mm}$ 수준 이하로 되어 가공이 가능해지는 박판의 두께 t 는 박판의 폭 반경 R 영향을 가장 많이 받음을 알 수 있다. 식 (3)과 Table 2 조건으로 예측된 폭에 따른 절삭 가능 두께를 Fig. 6에 점선으로 표시하였다.

$$t = \left(\frac{0.6k_d f_t R^2}{\pi E \delta} \right)^{1/3} - d_a \quad (3)$$

2.3 박판의 진동

박판 고유진동수와 공구 회전수 관계가 발생시키는, 체터(Chatter)가 가공결함의 두 번째 원인 이므로, 박판의 고유진동수에 많은 영향을 미치는 주요 변수를 알아볼 필요가 있다. 박판은 평면위에 존재하는 2차원 형태의 탄성물질이며, 두께는 굽힘강도를 가지고 있으며 횡진동(Transverse vibration)은 수직방향 구부러짐에 의해 주로 발생된다. 고유진동과 형태의 해석(10)에서 원형박판의 고유진동에 관해 해석 식을 제시하고 있다. 진동형태와 고유진동수는 극좌표로 표현된 횡진동으로 식 (4)과 같은 방정식을 갖는다. 여기서 고유진동수 f 는 치수와 무관한 λ 의 방정식이고, γ 는 박판의 단위면적당 중량이다.

$$f_{ij} = \frac{\lambda_{ij}^2}{2\pi(R)^2} \left[\frac{EI^3}{12\gamma(1-\nu^2)} \right]^{1/2} \quad (4)$$

식 (4)에서 원형 박판의 고유진동수는 폭 반경의 제곱에 반비례하고 두께의 1.5승에 비례하므로, 체터 기인 결함에 큰 영향을 미치는 폭 반경과 두께를 실험 변수로 채택 하였다.

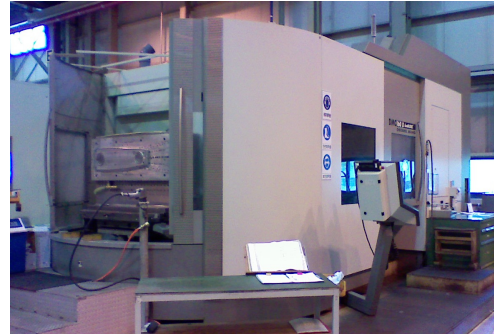
3. 실험 장치 및 방법

3.1 실험 장치

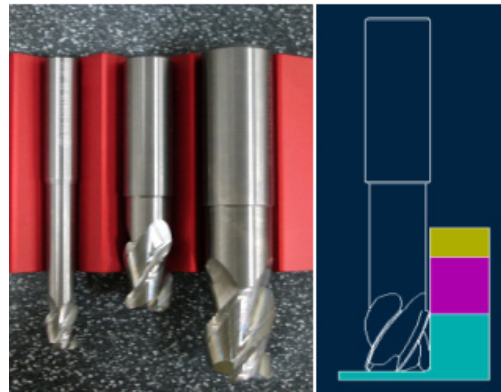
실험에 사용된 장비, 홀더, 공구, 소재 정보는 Table 1에 나타내었다. 가공 장비는 수직머시닝 센터(DMC160U)이고, 홀더(Holder)는 25,000rpm의 고속회전에 적합한 열박음홀더(Shrink fit holder)를 사용하였고, 공구는 초경 엔드밀(K20)을 사용하였으며, 소재는 Al7075-T6를 사용하였다.

3.2 실험 조건

항공기 프레임 박판 가공의 결함은 주로 가공 중 처짐과 진동에 의해서 발생하고 있다. 식 (3)에서 처짐이 특정 수준 이하이기 위한 박판의 폭과 가공가능 두께가 비례관계에 있고, 식 (4)



(a) A high speed machining center



(b) K20(Hardmetal) endmill

Fig. 3 Test equipments

Table 1 Test Equipments

Equipments	Specification
Machining center DMC160U 5axis	Max weight: 3,000kg Stroke: X1,600 Y1,250 Z1,000mm
Shrink fit holder	Runout: 10 μ m
K20 Endmill	Helix angle 45°
Workpiece	Al7075-T6

Table 2 Cutting condition

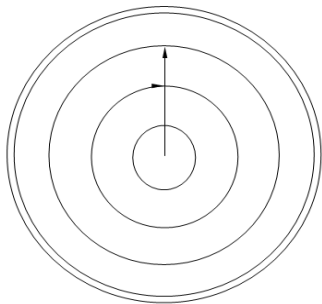
	Test A	Test B	Test C	Test D
Plate width(mm)	91	122	152	190
Plate thickness(mm)	1.0, 0.8 0.6,	1.4, 1.2 1.0,	1.8, 1.6 1.4,	2.0, 1.8 1.6,
Tool diameter(mm)	12	16	20	25
Spindle(rpm)	25,000	25,000	25,000	25,000
Feedrate(mm/min)	7,500	9,000	10,000	11,250

에서 원형 박판의 고유진동수는 폭의 제곱에 반비례하고 두께의 1.5제곱에 비례한다. 이렇게 가공 중 박판의 처짐과 진동은 주로 폭과 두께의 영향을 받으므로 Table 2에서 박판의 폭과 가공두께를 실험변수로 설정 하였다. 실험에서 박판의 폭은 항공기 프레임에 많이 사용되는 91, 122, 152, 190mm로 정하고, 최종 두께는 최소 0.6mm에서 최대 2.0mm까지 변화시켰다. 황삭에서 최종 두께와 정삭여유를 남기고, 최종 정삭에서 남은 1.0mm를 가공했다. 그리고 실험의 목적이 현장의 가공조건에서 진공치구를 사용하지 않아도 되는 두께를 알기 위함임으로, 박판의 폭에 따른 공구와 이송속도는 한국항공우주산업에서 사용하고 있는 표준을 적용하였다. 주축 회전수는 25,000rpm, 공구 진입각도는 1°를 사용하여 감속 없이 실험하였다.

3.3 실험 방법

Fig. 2(a)는 폭과 박판 두께의 관계를 실험하기 위해 설계된 가공물 형상으로 지지대의 바깥쪽은 볼트로 고정하여 소재가 가공장비에서 움직이지 않도록 고정시키고 안쪽 포켓(Pocket)을 가공한다.

NC프로그램은 CATIA V5를 이용하여 출력하였으며 Fig. 4(a)와 같이 박판 안쪽에서부터 바깥쪽으로 돌며 가공해 나가는 방식과 하향가공 방식을 사용하였다. 이 방법은 가공소재의 중앙에서부터 두께가 작아지므로 공구합력에 의한 처짐을 최소로 할 수 있다.



(a) Outward circular tool path



(b) Ultrasonic thickness gauge

Fig. 4 Test methods

절삭공구의 길이 오차는 두께에 영향을 주므로 가공마다 새 공구를 사용하였고 레이저 공구세팅 장치(Blum laser)를 이용하여 ±0.05mm 이내로 공구의 직경과 길이를 자동으로 세팅하였다. 공구수명 개선효과를 주고 가공 시 발생하는 열을 줄여주는 절삭유(Coolant)는 분사방식을 사용하였다.

가공 후 박판의 두께 측정은 Fig. 4(b)의 초음파 두께 측정기(Ultrasonic thickness gauge)를 이용하여 측정하였다. 초음파 두께측정기는 시험체 내부에 초음파를 전파시켜 되돌아오는 시간을 측정함으로써 정밀한 두께 측정을 수행 할 수 있는 장치로 측정기의 정확도는 ±0.002mm이다. 정삭가공(Finish path) 후 두께의 공차 최대범위는 ±0.05mm를 적용하여 이 범위를 벗어나지 않는 것을 정상 부품으로 판단한다. 실험 마다 두께를 측정해 정상적으로 가공되었는지 또는 처짐이 발생하였는지 측정하였다.

4. 실험 결과 및 토의

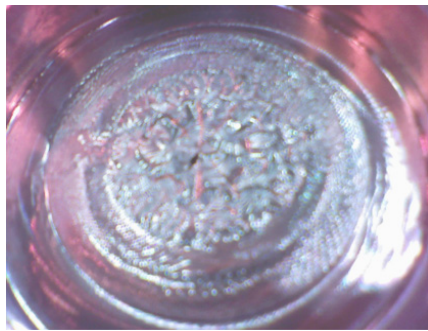
4.1 박판 가공에서 발생한 결함

실험 후 지지대 사이의 폭이 크거나 박판의 두께가 작을 때 발생한 결함들을 Fig. 5에 정리하였다. Fig. 5(a)는 직경 12mm 평 엔드밀로 폭 91mm 최종두께 0.6mm의 박판 가공을 하였을 때, 체터로 인해 소음과 진동이 발생 하여 결국 박판이 찢어지는 결함이 나타난 경우이다. Fig. 5(b)는 직경 16mm 평 엔드밀로 폭 122mm 최종두께 1.0mm의 박판을 가공할 때, 처짐이 발생하여 박판의 두께가 두꺼워진 경우이다. Fig. 5(c), (d)는 각각 20mm, 25mm의 평 엔드밀로 폭 152mm, 190mm의 최종 두께 1.2mm, 1.4mm의 박판을 가공할 때, 처짐에 의해 손으로 만져질 정도로 박판이 물결치는 표면품질 결함이 발생된 경우이다. Fig. 5(a)의 가공결함은 식 (4)의 고유진동과 주축회전수의 관계로 인해 발생하는 체터에 의한 것이고, Fig. 5(b), (c) (d)의 가공결함은 식 (2)의 절삭력의 축방향 분력에 의한 처짐으로 발생한 것으로 사료된다.

이상 박판의 결함들을 요약하면 다음과 같다. 첫 번째, 엔드 밀로 가공할 때 진동에 의한 소음이 발생하고 박판이 찢어지는 현상이 발생하였다. 두 번째, 공구 합력에 의해 소재의 처짐이 발생하여 박판의 두께가 도면의 치수 이상으로 두꺼워져 공차 범위를 벗어나는 현상이 발생하였다. 세 번째의 결함은 표면조도가 불량해 지는 현상이 발생하였다.

4.2 지지대 사이의 폭과 박판 두께 관계

본 연구에서는 지지대 사이의 폭에 따라서 박판의 가공가능 두께가 어떻게 변화 되는지를 실험하여 Fig. 6에 가공 가능한 경우 푸른색 ○로 표시하고 결함이 발생한 경우는 붉은색 X로 표시하였다. 실험결과 그래프에서 지지대 사이의 폭을 작게 하면



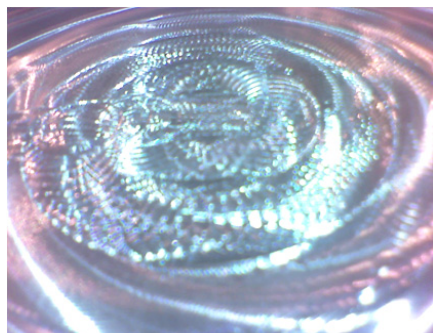
(a) Width 91mm, Thickness 0.6mm



(b) Width 122mm, Thickness 1.0mm



(c) Width 152mm, Thickness 1.2mm



(d) Width 190mm, Thickness 1.4mm

Fig. 5 The defect of machined thin plate

박판의 두께는 작아지며, 지지대 사이의 폭을 크게 하면 박판의 두께는 커져 소재의 폭과 박판의 두께는 비례함을 알 수 있다. 이론적으로 지지대 사이의 폭과 박판의 가공가능 두께를 보

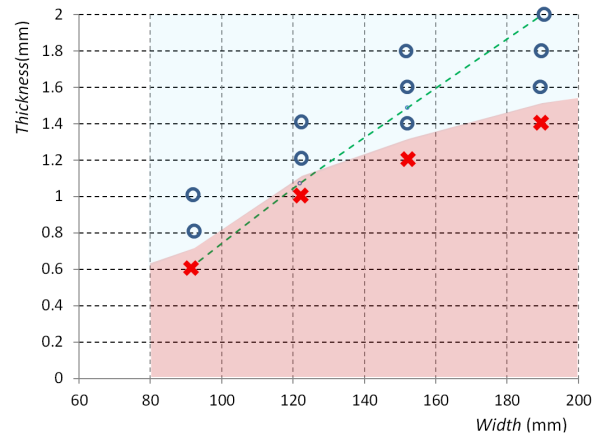


Fig. 6 Stiffener width and machinable thickness

Table 3 The standard of stiffener width and machinable thickness

Stiffener width(mm)		91	122	152	190
Machineable thickness (mm)	Experiment	0.8	1.2	1.4	1.6
	Predicted by Eq.(3)	0.6	1.1	1.5	2.0

의 처짐으로 유도된 식 (3)으로 예측해, 지지대 사이의 폭이 증가함에 따라 박판의 가공 가능 두께도 증가함을 보였고, Fig. 6에 점선으로 표시하였다. 실험 결과에서도 Fig. 6과 같이 지지대 사이의 폭이 증가하면 가공 가능한 박판의 두께가 점차 커지는 것을 알 수 있었다.

Table 3은 지지대 사이의 거리에 대한 최소 박판의 두께를 표준화한 것이다. 91mm의 폭은 0.8mm 까지 가공이 가능하고 122mm의 폭은 1.2mm까지, 152mm의 폭은 1.4mm, 190mm의 폭은 1.6mm까지 진공 고정구 없이 가공이 가능하였다.

5. 결론

본 연구를 통해 항공기 박판 구조물의 가공시 가공성에 가장 큰 영향을 주는 것은 지지대 사이의 폭과 두께임을 이론과 실험을 통해 증명하였다.

- (1) 이론 연구에서 절삭력에 의한 처짐이 일정 수준 이하이기 위한 박판의 폭과 두께가 비례관계에 있고 고유진동수도 주로 폭과 두께의 영향을 받음을 보였다.
- (2) 실험에서 가공가능 두께 보다 얇은 박판의 가공 시 진동에 의한 찢어짐, 처짐에 의한 두께 오차, 표면의 물결무늬 결함이 발생함을 확인했다.
- (3) 실험에서 박판의 폭이 커질수록 가공가능 최소두께도 증가함을 확인했고, Fig. 6에 진공 고정구 없이 가공 가능한 조건과 불가능한 조건을 표시하였다.

실험결과를 바탕으로 진공 고정구 없이 항공기 박판 구조물을 가공할 수 있는 표준을 Table 3에 제시하였으며 이를 이용해 항공기 부품 가공업체에서 진공 고정구 사용을 줄여 제작비용과 보관비용을 절감할 수 있을 것으로 사료된다.

References

- (1) Kim, M. K., 2001, "Diagnosis of Chatter Vibration using Frequency Domain in a Milling Process," *Transactions of the Korean society of machine tool engineers*, Vol. 10, No. 2, pp. 12~18.
- (2) Svetan, R., Evan, G., Stan, N., Kevin, P., and Gregory, T., 2003, "Force and Deflection Modelling in Milling of Low-rigidity Complex Parts," *Journal of Materials Processing Technology*, Vol. 143~144, pp. 143~144.
- (3) Davies, M. A., 2000, "Impact Dynamics in Milling of Thin-walled Structures," *Nonlinear Dynamics*, Vol. 22, No. 2, pp. 375~392.
- (4) Wan, M., Zhang, W. H., Tan, G., and Qin, G. H., 2008, "Systematic Simulation Procedure of Peripheral Milling Process of Thin-walled Workpiece," *Journal of Materials Processing technology*, Vol. 197, No. 1-3, pp. 122~131.
- (5) Vincent, T., Lionel, A., Gilles, D., and Gilles, C. L., 2006, "Integration of Dynamic Behaviour Variations in the Stability Lobes Method : 3D Lobes Construction and Application to Thin-walled Structure Milling," *Int J Adv Manuf Technol*, Vol. 27, No. 7-8, pp. 638~644.
- (6) Campa, F. J., Lopez, L. N., Lamikiz, A., and Sanchez, J. A., 2007, "Selection of Cutting Conditions for a Stable Milling of Flexible Parts with Bull-nose End Mills," *Journal of Materials Processing Technology*, Vol. 191, No. 1-3, pp. 279~282.
- (7) Lee, Y. H., 2003, *Evaluation of machinability according to cutter orientation in cantilever shape*, A Thesis for a Master, Pusan National University, Republic of Korea, pp. 37~41.
- (8) Knight, W. A., and Ko, T. J., 1998, *Fundamentals of machining and machine tools*, Dongmoungsa, pp. 77~97.
- (9) Ger, and Timoshenko, 1990, *Mechanics of Materials*, PWS Publishing Company, pp. 529.
- (10) Blevins, R. D., 1995, *Formulas for Natural Frequency and Mode Shape*, Van Nostrand Reinhold Co., pp. 233~274.