Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers
Vol. 19, No. 6, pp. 64-71, 2015

Technical Paper DOI: http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2015.19.6.064

발사체 연소기 제작에서 스피닝 공정 개발 동향

이금오[a,*] · 유철성[a] · 최환석[a] · 허성찬[a] · 곽준영[a] · 최윤호[b]

Developing Trends of Spinning Process for Manufacturing Thrust Chamber of Launch Vehicle

Keumoh Lee[a,*] · Chulsung Ryu[a] · Hwanseok Choi[a] · Seongchan Heo[a] · Junyoung Kwak[a] · Younho Choi[b]

[a] *Combustion Chamber Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea*
[b] *Research & Development 1 Team, Doowon Heavy Industry, Korea*
[*] *Corresponding author. E-mail: kol@kari.re.kr*

ABSTRACT

Spinning process is generally used for manufacturing axisymmetrical, thin-walled thickness and hollow circular cross-section parts. Traditional spinning technology is classified to conventional spinning and power spinning(shear spinning and flow forming). Literature surveys of spinning application for regenerative cooling chamber and divergent nozzle of liquid propellent rocket thrust chamber have been conducted. Most spinning technology has been used mandel for manufacturing chamber and nozzle. Recently, hot spinning has been used much compared to traditional cold spinning.

초 록

스피닝 공정은 축대칭의 얇은 두께를 가지고 있는 속이 빈 실린더형 단면을 가지고 있는 부품에 일반적으로 사용된다. 전통적인 스피닝 제작 기술은 컨벤셔널 스피닝과 파워 스피닝(전단 스피닝과 유동성형)으로 구분된다. 액체추진로켓의 연소기의 재생냉각 챔버와 확대노즐부에서 적용된 스피닝에 대한 문헌조사를 수행하였다. 연소실과 노즐의 제작에 사용되는 스피닝은 대부분 맨드럴을 사용하였다. 최근에는 전통적인 냉간 스피닝에 비해 열간 스피닝도 많이 사용되고 있었다.

Key Words: Spinning(스피닝), Combustion Chamber(연소실), Divergent Nozzle(확대노즐), Liquid-propellant Rocket(액체추진로켓)

Received 2 June 2015 / Revised 22 September 2015 / Accepted 29 September 2015
Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548
[이 논문은 한국추진공학회 2015년도 춘계학술대회(2015. 5. 28-29, 부산 해운대 그랜드호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

액체추진연료를 사용하는 발사체는 노즈콘, 연료와 산화제 탱크, 연소기 등과 같은 얇은 원통

This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License(http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

형 구조물로 이루어진 부분들이 많이 있다. 연료와 산화제 탱크 및 각종 밸브들을 구동하는 고압 탱크들은 내부에 고압의 유체를 보관하거나 방출하기 위해서, 엔진에서 추력을 발생시키는 연소기는 연소실 내부에서 추진제를 연소시키고 고속화하여 방출하기 위해 얇은 실린더 또는 노즐과 같은 형태로 구성되어 있다. 이러한 제품들은 대개 큰 크기에 비해 두께가 얇은 특징을 가지고 있기 때문에, 제작 과정 가운데 재료의 손실을 방지하고 재료 조직의 미세화를 위해 소성 공정의 일종인 스피닝 공정을 많이 사용하고 있다.

스피닝 공정은 일반적으로 축대칭이면서 비교적 얇은 속이 빈(hollow) 실린더형의 금속 제품을 제작할 때 널리 사용된다. 이 공정은 한 개 또는 그 이상의 롤러들을 사용하여 블랭크(blank) 또는 튜브 형태의 구조물에 연속적인 집중 소성 변형을 주어 제작하고자 하는 원통형 축대칭 제품을 성형하는 방법이다[1-4].

스피닝 공정은 재료에 집중적인 하중을 주기 때문에, 다른 소성변형 공정에 비해 낮은 하중을 사용하며, 제작에 사용되는 롤러나 맨드릴과 같은 제작 도구들도 단순한 형태로 구성되어 있으며, 정밀한 치수로 제품을 제작하는 것들이 가능하다는 장점이 있다. 또한 스피닝 제품은 재료를 가공하여 제거되는 부분들이 적기 때문에 재료의 활용도가 높으며, 소재비가 많이 발생하는 대형 구조물의 경우에 낮은 단가로 제작하는 것이 가능하다. 높은 소성 변형의 발생으로 인하여 재료의 기계적 성질도 좋아지는 장점도 있다. 이러한 장점들은 스피닝 공정이 액체추진 발사체 뿐 아니라 항공우주 분야를 포함한 자동차, 방위산업, 에너지, 의약, 전자 분야에서 널리 사용하는 이유가 된다[2,3]. 스피닝은 일반적으로 3 mm에서 10 m에 이르는 직경을 가진 제품을 0.4-25 mm의 두께로 성형 제품을 제작하기에 적합하다고 알려져 있다[2,3].

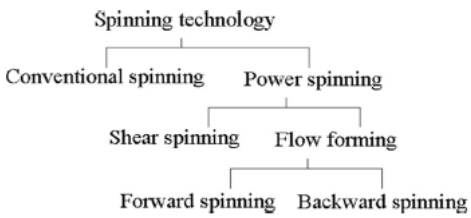


Fig. 1 Classification of traditional spinning processes based on deformation characteristics of the blank material[3].

2. 스피닝 공정의 종류

최근에는 3차원 형상으로 축방향에 대해 비대칭적인 스피닝도 개발되어 있지만, 제작에 사용하던 전통적인(traditional) 스피닝 공정은 기본적으로 컨벤셔널 스피닝(conventional spinning)과 파워 스피닝(power spinning)으로 구분된다[3].

Fig. 1은 블랭크 소재의 성형 특성에 따른 전통적인 스피닝 공정에 대한 분류방식을 보여주고 있다. 하중이 많이 필요한 파워 스피닝은 전단 스피닝(shear spinning)과 유동 성형(flow forming)으로 나뉘며 유동 성형은 튜브 스피닝(tube spinning)이라고도 한다[2]. 또한 유동 성형은 제작방식에 따라 전방 스피닝(forward spinning)과 후방 스피닝(backward spinning)으로 분류된다. 대표적인 스피닝 제작방식인 컨벤셔널 스피닝과 전단 스피닝, 튜브 스피닝이 Fig. 2에 나타나 있다.

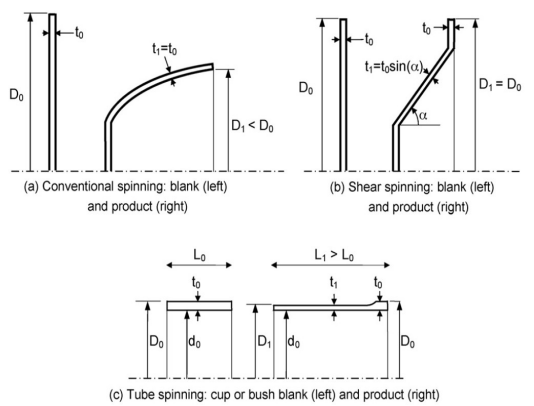


Fig. 2 Spinning configurations[2]: (a)Conventional spinning, (b)Shear spinning, (c)Tube spinning.

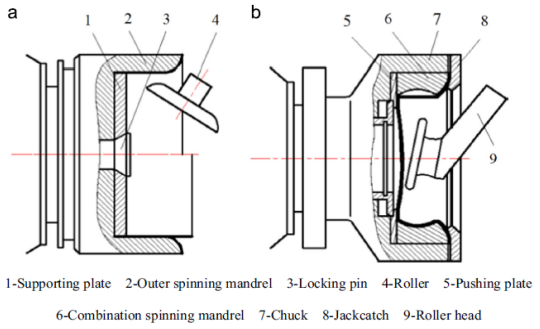


Fig. 3 Schematic of inner spinning[3].

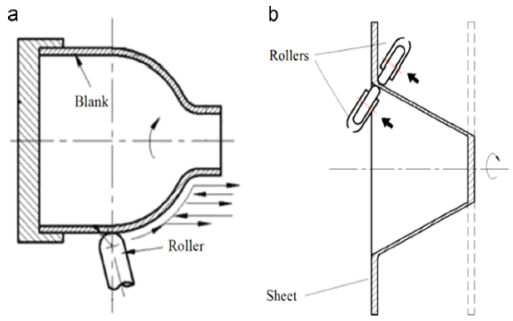


Fig. 4 Schematic of mandrel-free spinning[3].

컨벤셔널 스피닝은 Fig. 2(a)와 같이 블랭크(blank)의 두께와 제품의 두께가 유사한 형상으로 스피닝 제작이 이루어지며, 전단 스피닝은 사인 법칙(sine law)에 따라 최종 두께 t_f가 $t_f = t_0 \sin\alpha$의 두께를 가진 콘 형태의 쉘 제품으로 제작된다. 여기에서 α는 Fig. 2(b)에서 나타난 바와 같이 콘 형태로 제작되는 단면에서 측정한 콘의 제작 각도를 의미한다[2,3].

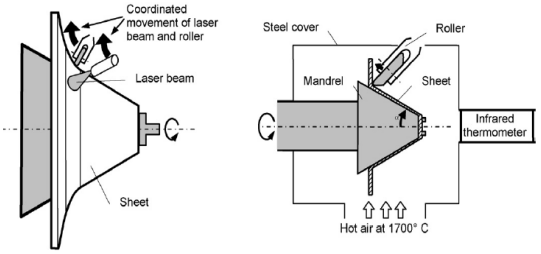
유동 성형은 Fig. 2(c)와 같이 두꺼운 튜브형상의 제품을 얇고 길게 소성변형 시키는 것을 말한다. 유동 성형은 위에서 언급한 두 종류의 스피닝과는 약간 다른 형태로, 이를 압출(extrusion)과 압연(rolling)의 혼합 형태로 보기도 한다[5].

전통적으로 스피닝을 분류하는 방법 외에 롤러와 블랭크의 상대 위치에 따라 내부 스피닝(inner spinning)과 외부 스피닝(outer spinning)으로 분류하기도 한다[3]. 전통적인 스피닝은 Fig. 2와 같이 블랭크를 맨드럴에 고정시키고 스피닝 제품의 외부면을 스피닝하여 제품을 제작하는 반면, 내부 스피닝은 Fig. 3과 같이 오목한 형상으로 되어있는 맨드럴의 내부로 블랭크를 소성변형하여 제품을 제작한다.

전통적으로 스피닝 제작을 위해서는 강체에 준하도록 높은 경도를 가진 맨드럴에 블랭크를 부축대(tailstock)를 사용하여 단단히 고정시키는데, 이 맨드럴은 제작하고자 하는 제품의 최종 형상에 준하여 제작하게 된다[1]. 그러나 대형의 맨드럴을 제작하는 것은 많은 비용이 소요되며, 고가의 맨드럴을 제작한 후에 맨드럴 형상을 바꾸어야 스피닝 제품이 완성될 수 있는 경우 맨드럴을 교체하거나 수정 가공해야하는 문제들이 발생하게 된다. 또한 맨드럴의 무게가 너무 무거운 경우 맨드럴의 회전축인 주축대(headstock)가 아래로 쳐져서 진동 등의 문제가 발생할 수 있다. 따라서 연구자들은 맨드럴을 사용하지 않는 스피닝 방식 외에 자유 맨드럴 스피닝(mandrel-free spinning)에 대해 제안하였다[2,3]. 이는 전통적으로 맨드럴을 사용하는 스피닝과 비교하여 맨드럴 스피닝과 자유 맨드럴 스피닝으로 분류가 가능하다. Fig. 4에는 자유 맨드럴 스피닝의 종류가 나타나 있는데, Fig. 4(a)와 같이 튜브형태의 제품을 노즐목 형태로 바꾸기 위해 그림과 같이 롤러를 후방(backward)으로 성형하는 방법[6]과 Fig. 4(b)와 같이 양쪽에 롤러를 사용하여 지지하는 방식으로 전단 스피닝이 가능할 정도로 높은 변형을 일으키는 자유 맨드럴 스피닝 방식 등이 있다.

컨벤셔널 스피닝은 일반적으로 열을 가하지 않고 스피닝이 진행된다. 그러나 두꺼운 부품이나 높은 강도를 가지고 있는 소재, 또는 연성(ductility)이 좋지 않은 소재에서는 때때로 스피닝 하중을 감소시키기 위해서 블랭크에 열을 가하기도 한다. 열을 가하는 방식은 옥시아세틸렌(oxyacetylene) 화염을 수동으로 제어하여 사용한 방법이 있으나 정밀한 제어가 어렵고, 강도저하를 일으키는 확산이 발생할 수 있으며, 이것이 재료 조직의 변화를 가져올 수 있다[2]. 이 문제를 해결하기 위해 Klocke와 Wehrmeister[7]는 제어가 가능한 레이저를 사용하여 국부적인 위

치에서 열을 가하는 방법을 제안 하였다. 이 때 레이저 빔은 블랭크를 따라서 이동하게 되면서 롤러가 접촉하고 있는 바로 그 지점 직전을 가열하게 된다(Fig. 5(a)). 또 다른 방법으로 Mori 등[8]은 균일한 온도 환경에 있는 챔버 안에 스피닝 장치를 모두 세팅하고 1700℃의 고온 가스를 챔버 안으로 주입하면서 스피닝 제작을 하였다(Fig. 5(b)).



(a) (b)

Fig. 5 Schematic of hot spinning with laser(a) and hot air(b)[2].

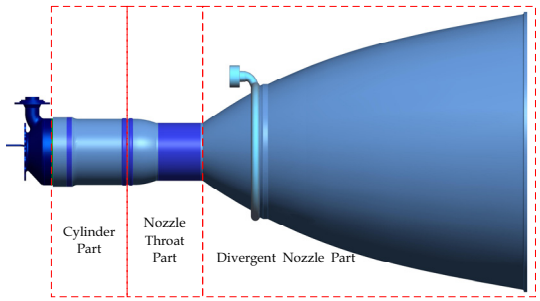


Fig. 6 Configuration of thrust chamber.

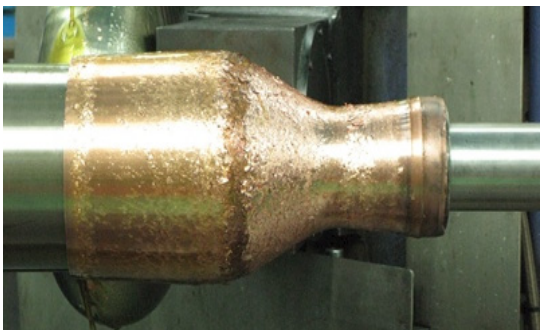


Fig. 7 Spinning product of nozzle throat part of small-scale thrust chamber by KARI[9].

3. 액체로켓 연소기 제작에서의 스피닝 동향

3.1 연소실 스피닝

Fig. 6에서는 액체로켓 엔진 연소기(thrust chamber)의 형상을 나타내고 있다. 연소기는 크게 연료와 산화제가 분사되고 혼합되는 분사기 헤드부(mixing head)와 연소실부(combustion chamber)로 나뉘게 되는데, 연소실부의 실린더부(cylinder part)와 노즐목부(nozzle throat part), 확대노즐부(divergent nozzle part)의 재생냉각 채널 구성에 사용되는 내피들은 스피닝을 통하여 제작된다. 이 때, 실린더부와 노즐목부는 열전도성이 좋은 구리합금을 사용하고, 확대노즐부는 고온강도가 좋은 스테인리스강을 사용한다.

한국항공우주연구원(KARI)은 벌징이 가능한 소형 액체로켓 연소기 노즐목부(Fig. 7)의 내피를 크롬-구리합금 블랭크를 사용하여 제작하였으며, 스피닝 제작 후 평균 결정립 크기가 약 10-14 ㎛ 정도로 매우 미세화된 제품을 얻을 수 있었다고 하였다[9]. 스피닝은 대부분 전단 스피닝을 사용하여 제작하였으며, 최종 스피닝 각 α는 축과 평행한 부분이 대부분이므로 최종 형상에 가까워질수록 컨벤셔널 스피닝을 사용하여 제작하였다. 제작시 맨드럴의 중심부 쪽에서 지지해주는 면적이 너무 작아 이 부분에서 파손이 많이 발생하였기 때문에 노즐목 블랭크 중심부의 파손을 방지하기 위해 맨드럴 시작 경사면에 모깎기 등을 추가하여 최종 제품을 제작하였다[9]. 또한 최근에는 대형 액체로켓 엔진 연소기 노즐목부의 내피를 제작하였으며(Fig. 8), 대형 연소기의 경우 냉간 성형시 스피닝 부축(tailstock)부위에서 파손현상이 발생하여 열간 스피닝을 사용하여 제작하였다.

NASA에서는 액체 로켓 엔진 연소기 노즐목부를 GRCop-84라고 하는 Cu-8 at% Cr-4 at% Nb 합금을 분말(powder) 제품으로부터 압출(extruding), 압연(rolling), 성형(forming), 마찰교반 용접(friction stir welding), 스피닝을 사용하여 제작한다[10]. Fig. 9에서는 GRCop-84의 판재제품을 반 실린더 형태로 드로잉 성형 후 제작된 형상을 보여주고 있으며, Fig. 10에서는 성

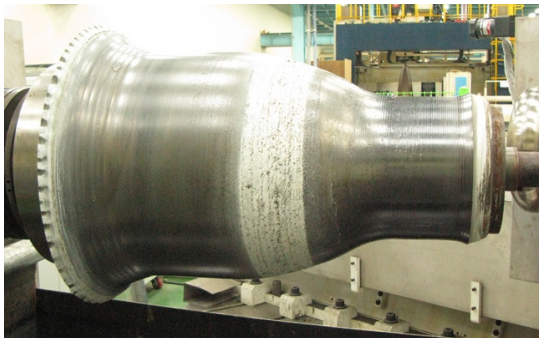


Fig. 8 Spinning product of nozzle throat part of large-scale thrust chamber by KARI.

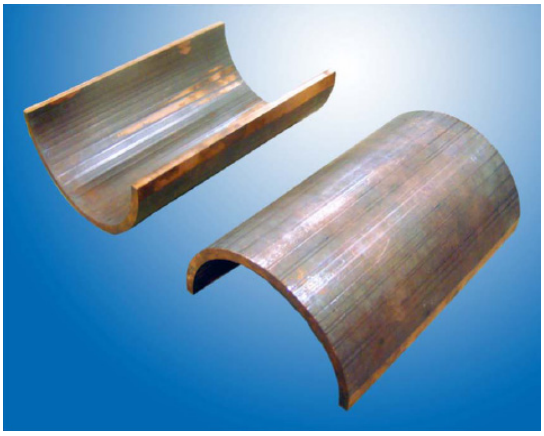


Fig. 9 GRCop-84 half cylinders after forming[10].

Fig. 10 GRCop-84 nozzle throat before and after spinning[10].

형이 끝난 두 제품을 마찰 교반 용접 후 제작된 실린더 제품과 열간 스피닝(hot spinning)으로 제작한 최종 노즐목 제품을 보여주고 있다. NASA의 제작품은 Fig. 7,8의 원판형태의 블랭크로부터 최종 스피닝 제품을 한 번에 제작하는 방식에 비해 스피닝 공정 자체는 간단하지만, 마찰 교반 용접부의 용접 강도가 매우 좋아야 하는 기술적 난이도를 가지고 있다.

또한 NASA에서는 비독성 추진제를 가지고 있는 2세대 1000 lbf(4.448 kN)급 RCS(Reaction Control System) 추력기 개발과 관련하여 스피닝으로 제작된 노즐 팽창비 4의 Haynes 188 챔버를 사용하였다고 하였다[11].

일본의 JAXA에서는 미국의 Pratt and Whitney Rocketdyne과 함께 차세대 LE-X 엔진의 주연소실(Main Combustion Chamber, MCC)의 제작에 튜브 스피닝에 해당하는 유동성형을 사용하여 제작하였다[12,13]. 제작에 사용된 소재는 OMC(Okegawa Mold Copper)로서 열전도성과 성형성이 좋은 구리기반의 합금이다. 캘리포니아에 위치한 Samtech International에서 성형하였으며, 여기서 사용된 유동성형기는 최대 직경 600 mm 까지 성형을 할 수 있다. Fig. 11에 실린더부 및 노즐목부가 성형된 유동성형 제품을 보여주고 있으며, 전 과정은 냉간 성형으로 진행되었고, 후속으로 HIP(Hot Isostatic Press) 브레이징을 사용하여 외피에 접합하였다.

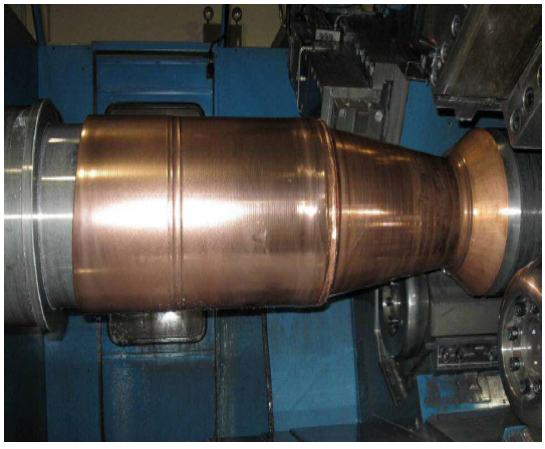


Fig. 11 Flow forming of chamber for LE-X engine [12].

Fig. 12 Hot spin-formed divergent nozzle by KARI.

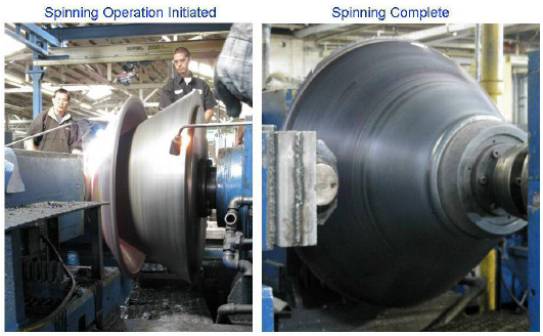


Fig. 13 Spinning operation(left) and nozzle liner after spinning(right)[12].

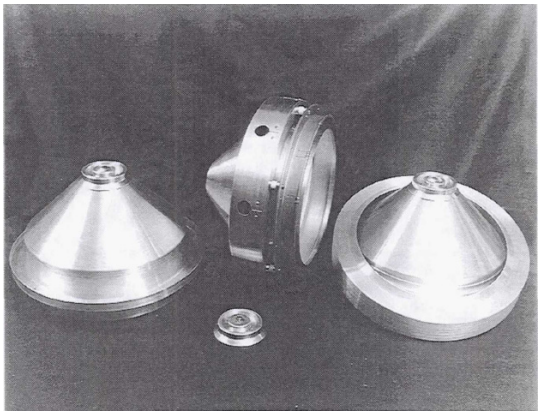


Fig. 14 Discharge chambers of ion thruster[15].

3.2 노즐부 스피닝

확대노즐부는 초음속 연소가스의 속도를 더 증가시켜서 최대 추력을 얻을 수 있도록 하는 역할을 가지고 있으며, Fig. 6과 같이 종 형태(Bell-type)의 형상이나 원뿔 형태의 형상을 가지고 있다. 이러한 형상은 연소기의 연소실보다 스피닝으로 만들기에 적합한 형상이다. 그러나 많은 경우에 노즐부는 스피닝으로 제작되지 않는데, 이는 취성이 강해 스피닝이 불가능한 세라믹 복합재를 사용하는 복사냉각방식 노즐부 이거나, 내부에 복합재료를 사용하여 내부를 점진적으로 태우는 흡열 냉각방식 노즐부이거나, 복잡한 형태로 제작되는 가스냉각 방식 등[14]은 스피닝을 적용하기 어려운 형태의 제품이기 때문이다.

한국항공우주연구원(KARI)은 두원중공업과 함께 노즐팽창비 94.5의 재생냉각형 확대노즐부 제작을 위해서 스테인리스강에 열간 스피닝을 사용하였다. Fig. 12는 최종 제작된 확대노즐부를 보여주고 있다.

JAXA에서는 LE-X의 확대노즐부의 일부구간이라고 할 수 있는 Lower-MCC를 주연소실(Upper-MCC)에 사용되었던 소재인 OMC를 사용하여 제작하였다[12]. 제품을 제작하기 위하여 300 mm 직경의 OMC 잉곳(ingot)을 45 mm 두께로 업세팅(upsetting)하여 제작하였으며, 재결정 후 스피닝을 진행하였다. 스피닝 제작과정과 스피닝 후의 제품은 Fig. 13에 나타나 있으며, 최종 1200 mm의 직경을 가진 제품을 Lower-MCC 제품을 제작하였다.

NASA에서는 USAF/TRF Space Surveillance, Tracking and Autonomous Repositioning (SSTAR)에 사용하기 위해 개발하는 이온 추력장치(Fig. 14)를 위해 30 cm 직경을 가지고 있는 제온 이온 추력기의 챔버 개발에 스피닝을 사용하였다[15].

4. 결 론

현재 제작에서 사용되고 있는 전통적인 스피닝 제작 방법들과 새롭게 개발되고 있는 스피닝 제작 방법들들을 조사하였으며, 액체로켓 연소기 제작을 위하여 사용되는 스피닝 공정의 연구동향에 대해서 조사하였다. 연소실의 제작에 사용

되는 스피닝은 대부분 전통적인 맨드럴이 있는 스피닝 방식을 채택하고 있으며, 성형성과 열전달이 우수한 구리합금을 사용하고 있다. 확대노즐부 스피닝은 제작 목적 및 사용 방식에 따라 각기 다른 소재들이 사용되고 있다. 전통적인 냉간 스피닝에 비해 최근에는 열간 스피닝도 많이 사용되고 있다.

후 기

본 연구는 “한국형발사체개발사업”으로 수행되었습니다.

References

1. Wong, C.C., Dean, T.A. and Lin, J., "A Review of Spinning, Shear Forming, and Flow Forming Processes," *International Journal of Machine Tools & Manufacture,* Vol. 43, Issue 14, pp. 1419-1435, 2003.
2. Music, O., Allwood, J.M. and Kawai, K., "A Review of the Mechanics of Metal Spinning," *Journal of Materials Processing Technology,* Vol. 210, No. 1, pp. 3-23, 2010.
3. Xia, Q., Xiao, G., Long, H., Cheng, X. and Sheng, X., "A Review of Process Advancement of Novel Metal Spinning," *International Journal of Machine Tools & Manufacture,* Vol. 85, pp. 100-121, 2014.
4. Lee, T.H., "The Trend of New Technology in Metal Spinning," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 16, No. 1, pp. 79-85, 2012.
5. Gur, M. and Tirosh, J., "Plastic Flow Instability under Compressive Loading during Shear Spinning Process," *Journal of Engineering for Industry,* Vol. 104, No. 1, pp. 17-22, 1982.
6. Huang, C.C. and Hung, J.C., "Finite Element Analysis on Neck-spinning Process of Tube at Elevated Temperature," *International Journal of Advanced Manufacture Technology,* Vol. 56, Issue 9, pp. 1029-1048, 2011.
7. Klocke, F. and Wehrmeister, T., "Laser-assisted Metal Spinning of Advanced Materials,," *4th Lane Conference,* Erlangen, Germany, pp. 1183-1192, Sep. 2004.
8. Mori, K., Ishiguro, M. and Isomura, Y., "Hot Shear Spinning of Cast Aluminium Alloy Parts," *Journal of Materials Processing Technology,* Vol. 209, No. 7, pp. 3621-3627, 2008.
9. Lee, K.O., Ryu, C.S., Heo, S.C., Choi, H.S. and Choi, Y.H., "Development of Spinning Process for Manufacturing Liquid Rocket Engine Thrust Chamber," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 18, No. 6, pp. 88-95, 2014.
10. Loewenthal, W.S. and Ellis, D.L., "Fabrication of GRCop-84 Rocket Thrust Chambers," NASA 20060005156, 2005
11. Calvignac, J., Dang, L., Tramel, T.L. and Paseur, L., "Design and Testing of Non-Toxic RCS Thrusters for Second Generation Reusable Launch Vehicle," *39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit,* Huntsville, AL, U.S.A., AIAA 2003-4922, Jul. 2003.
12. Sack, W., Kurosu, A., Sunakawa, H., Noda, K., Ogawara, A., Onga, T. and Negoro, N., "LE-X Prototype Main Combustion Chamber Development Progress," *The 28th International Symposium on Sapce Technology and Science,* Okinawa, Japan, Jun. 2011.
13. Kurosu, A., Sunakawa, H., Kojima, M., Yamanishi, N., Noda, K., Ogawara, A., Tamura, T., Mizuno, T. and Kobayashi, S., "Progress on the LE-X Cryogenic Booster Engine," *4th European Conference for*

Aerospace Sciences(EUCASS), St. Petersburg, Russia, July 2011.

14. Lee, K.O., Ryu, C.S. and Choi, H.S., "A Technical Trend of Manufacturing and Materials of Nozzle Extension for Thrust Chamber of Liquid Rocket," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 16, No. 3, pp. 97-103, 2012.
15. Patterson, M.J., Haag, T.W. and Hovan, S.A., "Performance of the NASA 30 cm Ion Thruster," *23rd International Electric Propulsion Conference,* Seattle, WA, U.S.A., IEPC-93-108, Sep. 1993.