論文

기계식 마이크로 가공을 이용한 마이크로 로켓의 개발

백창일*, 추원식*, 안성훈**

Development of Micro Rocket Using Mechanical Micro Machining

Chang-il Beak*, Won-Shik Chu* and Sung-Hoon Ahn**

ABSTRACT

The trend of miniaturization has been applied to the research on micro rockets resulting in prototype rockets fabricated by MEMS processes. In this paper, the development of three-dimensional micro rockets using micro milling as well as the results of combustion and flight tests are discussed. The body of rocket was made of 6061 aluminum cylinder. The three-dimensional micro nozzles were fabricated on brass by micro endmill with 127 μ m diameter. Two different micro nozzles were fabricated, one with 1.0mm of throat diameter and the other with 0.5mm. The total mass of rocket was 7.32g and that of propellant was 0.65g. The thrust-to-weight ratio was between 1.58 and 1.74, and the flight test with 45 degree launch angle from the ground resulted in 46m~53m of horizontal flight distance.

초 록

소형화의 추세는 마이크로 로켓의 연구에도 적용되어 MEMS 공정으로 제작된 마이크로 로켓들이 시도되었다. 본 논문에서는 마이크로 밀링을 사용한 3차원 마이크로 로켓의 제작과 연소 및 발사실험의 결과를 다루고자 한다. 로켓의 동체는 알루미늄 6061 합금을 사용하였다. 3차원 마이크로 노즐은 황동을 직경 127 μ m의 마이크로 엔드밀로 절삭하여 가공되었다. 두 가지 크기의 노즐이 제작되었는데 하나는 노즐목의 직경이 1mm이고 다른 하나는 0.5mm이다. 로켓의 질량은 7.32g이고 추진제의 질량은 0.65g이었다. 추력 대 무게비는 1.58에서 1.74로 계산되며 지면에서 45도 각도로 발사된 비행시험결과 약 46m~53m의 수평거리를 비행하였다.

Key Words : Micro Rocket(마이크로 로켓), 3 Dimensional Nozzle(3차원 노즐), Micro Machining(마이크로 머시닝)

1. 서 론

소형화(miniaturization)는 시대적 추세로서 다양한 분야에서 소형, 초소형의 새로운 장치들을 개발하고 기존의 장치를 대체하는 패러다임으로 사용되고 있다.

항공우주 분야의 초소형화도 몇몇 연구분야에서 시도되고 있다. 예를 들어 AeroVironment사는 미국 DARPA의 지원으로 자이로가 장착된 MAV(Micro Air Vehicle)를 개발하였다[1]. 스탠포드 대학에서는 Mesicopter라는 초소형의 수직이착륙기의 제작을 시도하였다[2]. 이러한 초소형화는 발사체에도 적용되어 마이크로 로켓들이 시도되었다(Fig. 1). 버클리 대학은 Smart-Dust 라는 과제에서 MEMS(Micro Electro-Mechanical Systems)센서를 MEMS 고체 로켓을 이용하여 일정지역에 분포시켜 군사용 또는 기상관측용 통신

† 2003년 1월 23일 접수 ~ 2003년 4월 14일 심사완료

* 정희원, 경상대학교 기계항공공학부

** 정희원, 서울대학교 기계항공공학부
연락처, Email : ahnsh@snu.ac.kr

Fig. 1. MEMS-based micro rockets developed by previous researchers[3,4,5].

네트워크를 구축하려 한다[3]. MIT에서는 산소와 에틸 알콜을 연료로 사용하는 액체 로켓을 MEMS 기술로 제작하였다[4]. TRW사와 캘리포니아 공대(Cal Tech)등은 IC 칩에 로켓 어레이를 구성하여 우주 공간에서 콜라겐 만한 크기의 피코위성(Pico Satellite)의 자세제어를 시도하고 있다[5]. 또한 소형 위성의 편대비행(formation flying)을 위한 소형 추진시스템이 개발 중이다[6].

그러나 이러한 로켓들은 반도체 제조 공정(MEMS)을 사용하여 2.5차원(prismatic)의 노즐 형상만을 사용하며, 결과적으로 축대칭이 아닌 불안정한 유동이 배출되는 문제점을 안고 있다. 또한 실리콘 웨이퍼를 가공하여 로켓을 제작하는 방식은 대량생산에는 적합하나 여러 인자들을 시험하는 초기 단계의 연구에는 효율적이지 않다. 최소형상의 크기가 수 백 μm ~수 십 mm 인 경우 필요한 여러 실험 인자들, 예를 들어, 노즐형상, 연소실의 크기 및 형상을 실험하기에는 가공시간과 비용, 그리고 장비의 접근성(accessibility)면에서 기계적 절삭 가공을 사용한 마이크로 가공이 MEMS 공정에 비해 더 효율적이다.

본 논문에서는 마이크로 밀링을 사용한 3차원 마이크로 로켓모터의 제작과 연소 및 비행실험의 결과를 다루고자 한다.

II. 본 론

2.1 설계 및 가공

본 연구에서 시도된 마이크로 로켓과 기존에 시도된 MEMS 마이크로 로켓과의 가장 큰 차이는 3차원 형상의 노즐을 사용한 마이크로 로켓을 제작한 점이다. 노즐은 폭발가스가 배출되기 쉽

Fig. 2. Homepage for web-based micro nozzle design.

도록 하기 위해 수렴(converge) - 노즐목(throat) - 확장(diverge)되는 형태를 취하였으며 구체적인 형태는 특성방법(method of characteristic)을 사용하여 구하였다[7].

Fig. 2는 특성방법을 사용한 노즐 설계 프로그램을 웹 환경에서 사용할 수 있게 만든 홈페이지를 보여준다(<http://fab.snu.ac.kr/rocket>). 마이크로 노즐의 경우 경계층(boundary layer)의 영향이 상대적으로 증가하여 이를 고려한 최적화된 노즐형상을 구하여야 한다. 본 실험에서는 제작에 초점을 맞추어 노즐 설계를 단순화 하였으며 2차원 노즐의 데이터를 CAD에서 축대칭으로 회전시켜 3차원 노즐 형상을 설계하였다.

Fig. 3은 CATIA로 모델링 한 3차원 노즐의 단면을 보여준다. Fig. 4는 CATIA로 작성되고 조립된 로켓의 형상이다. 로켓의 연소실과 노즐은 나사형태로 체결되어 연소가스 유출을 방지하였다.

노즐 설계를 위하여 개발된 웹 페이지 상에서 노즐의 직경과 길이 그리고 노즐의 최소직경을 입력하고, 황삭과 정삭할 공구의 직경을 입력하면 공구 경로 및 NC 코드를 작성하여 준다. 본 실험에서는 노즐 부품의 외경 4mm, 길이 5mm, 노즐목의 직경을 각각 1.0mm(Type1)와 0.5mm(Type2)로 제작하였다.

로켓의 연소실은 알루미늄 6061 합금이 사용되었고 직경 5mm의 드릴로 가공되었다. 마이크로 노즐은 황동에 직경 127 μm 의 마이크로 엔드밀(Fig. 5)로 형상을 가공하여 제작되었다.

가공시간은 3축 고속가공기(삼성 Faramill)를 사용하여 총 1시간 40분이 소요되었다. 가공조건은 스피들 스피드 15,000rpm, 이동속도 20mm/min 이었다. Fig. 6과 Fig. 7은 실제로 가공된 로켓 형상을 보여준다.

Fig. 3. Cross-section view of the micro nozzle.

Fig. 4. CAD model of assembled micro rocket.

Fig. 5. Magnified view of micro endmill with diameter of 127μm.

추진제로는 Hunan Provincial Firecrackers & Fireworks(중국)에서 제조한 폭죽용 흑색화약(gun powder)이 사용되었다. 화약은 폭발이 급속하게 이루어져 공기 저항이 있는 대기권보다는 공기 밀도가 희박한 고공이나 우주에서 더 효율적으로 사용될 수 있다[3]. 참고로 연소가 급속히 이루어지는 화약을 추진제로 하는 경우 노즐의 직경이 작아질 때 연소실 내부의 압력이 급속히 증가하여 폭발하거나 체결된 노즐이 분리되어 예상치 않은 방향으로 비행할 수 있으므로 주의가 필요하다.

Fig. 6. Micro rocket parts fabricated by micro machining.

Fig. 7. Assembled micro rocket.

2.2 추력 측정 시험

수직으로 상승하는 로켓의 운동 방정식은 간단히 다음과 같다[3].

$$m(t) \ddot{x}(t) = F(t) - m(t)g - \frac{1}{2} C_d A \rho [\dot{x}(t)]^2 \quad (1)$$

여기서 m 은 시간에 따라 변하는 로켓의 전체 질량, F 는 추력, g 는 중력가속도, C_d 는 공기저항 계수, A 는 저항 면적, ρ 는 공기의 밀도이다. 로켓의 운동을 예측하기 위해서는 시간에 따른 추력의 변화를 아는 것이 중요하다. 추력 측정을 위한 실험장치는 Fig. 8에 보인다.

Fig. 8. Set up for thrust measurement.

노즐의 내부, 화약과 접한 부분, 뿐 아니라 외부에도 추진제를 채우고 그와 접하여 심지를 연결하여 점화가 가능하게 하였다. 로켓의 노즐을 위로 향하게 하고 플라스틱 폼(foam)으로 고정하여 0.01g까지 측정 가능한 전자저울에 부착하였다. 점화가 시작되어 추력이 아래로 향하면 디지털 카메라로 15분의 1초당 한 장씩의 동영상으로 저울의 숫자를 기록하였다. 실험에 사용된 로켓의 규격은 Table 1에 보인다.

Table 1. Specification of the micro rocket

	Type 1	Type 2
Mass of Rocket(m_r)	7.32 g	7.32 g
Mass of Propellant(m_p)	0.65 g	0.65 g
Minimum Diameter of Nozzle	1 mm	0.5 mm
Dimension of Combustion Chamber	35×ø5 mm	35×ø5 mm
Dimension of Motor Case	40×ø10 mm	40×ø10 mm
Propellant	gun powder	gun powder

2.3 실험 결과

연소가 진행 중인 로켓의 모습이 Fig. 9에 보인다. 노즐의 형상이 3차원이므로 분출되는 가스도 3차원 형상을 보인다. Fig. 10, 11은 측정된 추력의 시간별 분포를 보여준다. 각 데이터는 세 번의 실험을 평균한 값이다.

Type 1을 예로 들어 로켓의 특성을 살펴보면 다음과 같다. 전역적(total impulse)은 추력-시간 곡선을 적분하여 구하며 본 실험에서는 137.9mN·sec가 된다. 최대추력은 257.9mN이며 식 2에 의해 비역적 I_{sp} (specific impulse)는 21.6초이다[8].

$$I_{sp} = \frac{\int F dt}{m_p g} \quad (2)$$

식 2에서 m_p 는 추진제의 질량이다. 전체 연소 시간(burning time, t_b)은 약 1.5초이지만, 유효연소시간(effective burning time, t_{be})은 연소시간이 몇 초 이상 되는 경우, 추력이 본격적으로 발생하는 시간부터 감소되는 시간으로 정의한다[9]. 그러나 본 실험에서는 연소시간이 1초 내외로 짧으므로 최대추력의 10%가 되는 연소 초기와 말기의 시간으로 유효연소시간을 정하였으며 Fig. 10에서 $t=0.1$ 초부터 $t=1.35$ 초로 추정하였다. 식 3에 의해 질량유속(mass flow rate)은 0.52g/sec이다[8].

Fig. 9. Exhaust gas from the micro nozzle.

Fig. 10. Thrust characteristics of the micro rocket(Type 1, throat = 1mm).

Fig. 11. Thrust characteristics of the micro rocket(Type 2, throat = 0.5 mm).

$$\dot{m} = \frac{m_{fuel}}{t_{be}} \quad (3)$$

유효추력(effective thrust)은 식 4로부터 110.2mN이다[8].

$$F_{eff} = I_{sp} \dot{m} g \quad (4)$$

추력대 중량비(thrust-to-weight ratio)는 식 5로부터,

$$\begin{aligned} \text{초기치: } \frac{F_{eff}}{(m_p + m_r)g} &= 1.41 \\ \text{최종치: } \frac{F_{eff}}{(m_r)g} &= 1.53 \end{aligned} \quad (5)$$

이다.

Table 2에서는 Type 1과 Type 2의 실험결과를 보여주고 있다.

Table 2. Test results of the micro rockets.

	Type 1	Type 2
Total Impulse, I_t	137.9 mN · sec	61.9 mN · sec
Specific Impulse, I_{sp}	21.6 sec	9.7 sec
Max Thrust, F_{max}	257.9 mN	175.5 mN
Effective Burning Time, T_{be}	1.25 sec	0.6 sec
Effective Thrust, F_{eff}	110.2 mN	103.1 mN
Mass Flow Rate, $\dot{m}$	0.52 g/sec	1.08 g/sec
Thrust-to-Weight Ratio	초기치 1.41	1.32
	최종치 1.53	1.44
Flight Distance, D	49~50 m	46~53 m

2.4 비행 실험

추력대중량비가 1보다 크므로 로켓은 수직상승할 수 있다. 그러나 측정의 편의를 위해 45°의 각도로 발사대를 제작하고 수평 비행거리를 측정하였다(Fig. 12). 비행 실험에서 Type 1의 경우에 비행거리는 49~50m로 관측되었다.

Fig. 12. Set up for launch tests.

노즐목의 직경이 1.0mm인 Type 1이 0.5mm인 Type 2보다 전역적과 최대추력에서 높은 수치를 보인다. 그러나 유효연소시간이 고려된 유효추력에서는 비슷한 수치를 보였다. 실제 비행거리는 두 가지 노즐에서 비슷하게 나타났다. 이를 통해 추력실험과 실제 비행거리와는 차이가 있음을 알 수 있으며 마이크로 노즐의 특성을 이해하기 위해 추가적인 연구가 요구된다.

III. 결 론

기계식 마이크로 머시닝 공정으로 알루미늄 6061 합금과 황동을 사용하여 3차원 노즐의 마이크로 로켓을 제작하였다. 추력 실험과 발사 실험을 통하여 개발된 마이크로 로켓의 비행가능성이 입증되었다. 그러나 본 기초 실험을 바탕으로 추가로 연구가 필요한 부분도 드러났다. 노즐 형상의 개선, 연소시간을 연장시키는 추진제의 사용, 점화장치의 개선, 다단계 로켓으로의 발전 등이 향후 연구과제이다.

감사의 글

본 연구는 과학재단 (R05-2003-000-10465-0) 과 교육부 두뇌한국 21 사업에 의하여 지원되었으며 이에 감사드립니다. 그리고 노즐설계에 조언을 주신 경상대학교 조태환 교수님께 사의를 표합니다.

참고문헌

- 1) Grasmeyer, J. M. and Keennon, M. T., "Development of the Black Widow Micro Air Vehicle," AIAA, Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 39th, Reno, NV, Jan. 8~11, 2001.
- 2) Kroo, I. and Kunz, P., "Development of the Mesicopter - A miniature autonomous rotorcraft," Vertical Lift Aircraft Design Conference, San Francisco, CA, Jan. 19~21, 2000, Proceedings (A00-26651 06-05), Alexandria, VA, AHS International, 2000.
- 3) Teasdale, D., Solid Propellant Microrockets, Masters thesis, University of California at Berkeley, 2000.
- 4) Leo, A., "Pocket Rocket Pack a Punch", An Enterprise MIT Technology Review, Vol. 104, May 2001.

5) Stix, G., "Little Bangs - Making thrusters for micromachines," Scientific American, Vol. 279, Number 5, Nov. 1998, pp. 50~51.

6) 장영근, 박문식, 유성문, 박상영, 최규홍, "특집: 소형위성 편대비행 기술 개발동향 및 전망," 한국항공우주학회지, 31권, 7호, 2003, pp. 136~149.

7) 조태환, "특성방법을 이용한 초음속 공동 노즐설계," 국방과학연구소 연구논문, 1975.

8) 부준홍, 유상신, 이기영, 정대한, 황정선, 분사추진기관, 靑文閣, 2002, pp. 397~401.

9) Hesse, Walter. and Mumford, Nicholas V. S., Jet Propulsion for Aerospace Applications, Pitman Publishing Co., 1964, pp. 454~465.