

공중발사체의 1단 하이브리드 모터 최적설계

박 봉 교* · 권 순 탁* · 이 재 우* · 이 창 진* (건국대)

Optimal Design of Hybrid Motor for the First Stage Air Launch Vehicle

Bong Kyo Park* · Sun Tak Kwon* · Jae-Woo Lee* and Changjin Lee*

ABSTRACT

The feasibility of hybrid motor as a first stage of the air launch vehicle is investigated, and the result shows the hybrid motor can replace the solid motor. Optimal design study has been performed for the hybrid motor as a first stage of nanosat air launch vehicle. The first stage hybrid motor of the nanosat air launch vehicle, which uses the F-4E Phantom as a mother plane is designed for given mission requirements. Selected design variables are the number of ports, the initial oxidizer flux, the combustion chamber pressure, and the nozzle expansion ratio. The design results show that a hybrid motor can be successfully applicable to very small air launch vehicles which have severe physical constraints of length and diameter imposed by the mother plane.

1. 서 론

최근들어 MEMS(Micro-Electro Mechanical System) 기술 발달과 통신기술이 급속히 발달함에 따라 소형 위성에 대한 수요가 늘어가고 있다. 조사에 의하면 2004년까지 716기의 위성이 발사될 계획이고 그 중 반수는 소형위성이 차지할 것으로 보고되고 있다[1]. 한편 소형위성의 경우 발사비용을 절감하기 위하여 지상발사체에 비하여 적은 비용이 소요되는 공중발사체를 사

용하여 위성을 발사하는 방법이 각광받기 시작하고 있다[2].

공중발사체에 관한 연구는 1950년대부터 시작되었으며 그 특성을 살펴보면 다음과 같다. 공중발사는 모선의 속도를 초고속도로 사용할 수 있고, 발사위치의 선정이 자유로우며 고고도에서 발사하므로 요구되는 추진제 중량이 크게 감소한다. 그러나 모선의 크기에 의해 공중발사체의 크기가 제한된다는 단점을 가지고 있다[3].

OSC(Orbital Science Corp.)에서 개발한 Pegasus는 유일하게 상용으로 운용되고 있는 공중발사

* 건국대학교 항공우주공학과 (Konkuk University, Dept. of Aerospace Eng.)

체이다. 이 발사체는 3단 고체 부스터를 사용하고, 관성유도장치와 복합재 외피를 사용한다. Pegasus의 총 중량은 22톤이고 450kg의 페이로드를 탑재할 수 있으며 발사는 고도 12km에서 속도 $M=0.8$ 로 시행된다[4].

현재까지 개발된 모든 공중발사체는 모선과의 장착성 때문에 부피에 제약을 받았으며 이로 인해 고체 모터를 사용해 왔다. 그러나 고체 모터는 외부 충격 등으로 인한 사고가 발생하면 모선과 발사체 모두에 피해를 줄 수 있다. 그러나 하이브리드 모터는 외부 충격등에 의한 추진제의 자발적 점화 염려가 없고, 개발 비용이 저렴하며 액체로켓처럼 추력조절이 가능하다. 따라서 고체추진 방식보다 부피가 큰 단점이 있으나 공중발사체의 대체 시스템으로 충분한 가능성이 있다. Heister등[5]은 하이브리드 모터를 지상발사체에 적용 설계하였으나 공중발사체에 적용된 사례는 전무한 실정이다. 따라서 하이브리드 모터가 공중발사체에 적용될 수 있는지 그 가능성에 대한 연구가 선행되어야 한다.

본 연구에서는 기 개발된 하이브리드 모터 설계 코드를 이용하여 하이브리드 모터의 공중발사체 적용 가능성을 입증하고 주어진 임무에 대한 초소형 공중발사체 1단 하이브리드 모터의 최적설계를 실시한다.

2. 하이브리드 모터 설계코드

주어진 임무와 초기 입력값에 대해 하이브리드 모터 설계를 위한 코드를 개발하였다. 임무 요구 항목은 속도증분, 페이로드 중량, 평균 추력이고 입력변수는 포트개수, 초기 산화제 플럭스, 연소실압력, 노즐 팽창비등이다. 연료 그레이인 형상은 마차바퀴형이 추진율, 잔여연료비율 등에서 우수하기 때문에 이를 선택하였다[6]. 추진제는 HTPB/LOX 조합을 사용하였으며, 추진제 조합에 따른 연소율(regression rate)은 다음식을 사용하였다.

$$r = 2.0 \times 10^{-5} \cdot G^{0.75} \cdot L_p^{-0.15}$$

산화제 질량유량은 일정하게 공급된다고 가정하였다. 공중발사체와 같은 작은 로켓에서는 가압형태(pressurized feeding system)가 적당하므로 산화제는 가압탱크로부터 공급된다고 하였으며, 로켓 모터의 총 중량을 계산하기 위하여 연소실, 산화제 탱크, 노즐 산화제 인젝터, polar boss, skirt, TVC등의 부품을 설계에 고려하였다 [7, 8].

3. 하이브리드 모터 최적설계

3.1 최적화 문제 구성

주어진 임무와 제한 조건을 만족하는 하이브리드 모터를 설계하기 위하여 최적화 기법을 적용하였다. 일반적으로 발사체는 총중량 또는 구조중량 최소화를 목적으로 하여 설계가 진행되지만 공중발사체는 모선과의 장착성 문제가 매우 중요한 사항이다. 따라서 본 연구에서는 공중발사체 최적화를 위한 목적함수로서 모터 길이의 최소화를 선택하였다.

하이브리드 모터 설계에서 그레이인 형상, 연소 온도, 산화제 탱크 압력, 그리고 노즐형상은 모터의 형상과 성능을 결정하는데 중요한 요소들이다. 따라서 이들과 관계있는 포트개수, 초기 산화제 질량 플럭스, 연소실 압력, 노즐 팽창비 그리고 평균 O/F 비를 설계변수 후보로서 설정하였다. 그리고 민감도 해석을 통하여 연료의 포트개수(Port), 초기 산화제 플럭스(Goxi), 노즐 팽창비(e), 그리고 연소실 압력(Pc)을 최종 설계변수로 선정하였다[9]. 각각의 설계변수의 범위는 Table 1에 정의되어 있다. 초기 산화제 플럭

Table 1 Design space

Variables	Lower bound	Upper bound	Type
N	10	21	Integer
Goxi(kg/m ² sec)	100.0	350.0	Real
Pc(Mpa)	1.0	5.0	Real
e	4.0	20.0	Real

스의 최대값은 LOX가 가질 수 있는 최대 플릭스로 하였으며 연소실 압력의 운영범위는 참고 문헌[5]에서 인용하였고 노즐 팽창비는 설계 경험에 의해 선택하였다. 평균 O/F 비는 설계변수에서 제외하였으며 초기 입력값으로서 모터 비추력을 최대화 할 수 있는 2.1로 고정되었다.

설계 제약조건은 모선에의 장착성을 고려하여 모터의 직경과 노즐 출구 직경으로 하였다. 모터 직경과 노즐 출구 직경은 최적화 문제에 따라 적절한 값을 선택하였다.

최적화 도구로는 Fig. 1에 보이는 Phoenix사에서 개발한 ModelCenter[10]를 사용하고, 최적화 알고리즘은 SQP 알고리즘을 적용하였다.

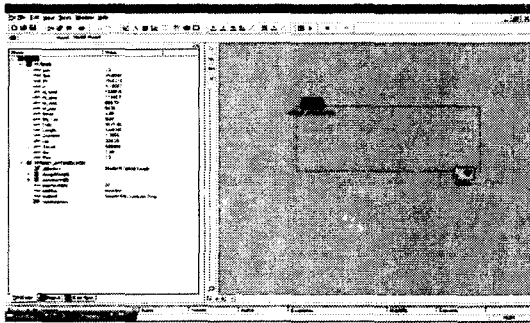


Fig. 1 Modelcenter GUI

3.2 공중발사체 적용 가능성 검증

하이브리드 모터는 현재까지 공중발사체에 적용된 사례가 없기 때문에 공중발사체의 부스터로 사용하기전 이 추진방식이 공중발사체의 추진방식으로 적용이 가능한지 알아볼 필요성이 있다. 이를 위해 현재 운용되고 있는 유일한 공중발사체인 Pegasus에 대한 간접 검증을 통하여 하이브리드 모터의 공중발사체 적용 가능성을 검토하였다. 모터직경(D)과 노즐 출구직경(De) 제약조건을 1.3m과 1.4m로 주고 최적화를 실시한 후 그 결과를 Pegasus 데이터와 Table 2에서 비교하였다.

제약조건을 1.3m로 하였을 경우에는 모터길이(L)가 11.93m로 Pegasus보다 약 15%증가하였다. 하지만 제약조건을 1.4m로 완화시켰을 경우에는

Table 2 Comparison of optimized results

	Pegasus (D=1.27)	Hybrid motor	
		(D=1.3)	(D=1.4)
Total mass(kg)	22584	17439	17315
Isp(sec)	293	322	319
L(m)	10.27	11.93	10.43
ΔV (m/sec)	3172.4	3171.0	3170.8
Port	·	15	21
Goxi(kg/m ² sec)	·	348.9	335.1
Pc(Mpa)	·	3.04	2.36
e	·	10.95	9.72

고체시스템보다 높은 비추력(Isp)으로 인한 전체 중량의 감소와 지름 제약조건의 완화로 인한 포트개수의 증가로 인한 길이 감소효과가 더해져서 모터의 길이가 10.43m로 Pegasus와 거의 비슷하였다. 따라서 모터직경의 제약조건이 완화된다면 하이브리드 모터의 공중발사체 적용이 가능하다는 것을 확인하였다.

Fig. 2는 제약조건이 1.4m일때의 목적함수인 모터길이, 제약조건인 모터직경과 노즐 출구직경이 수렴하는 것을 보여주고 있다.

3.3 초소형 공중발사체 최적화

초소형 공중발사체 1단 부스터를 위한 하이브리드 모터 최적화를 실시하였다. 초소형 공중발

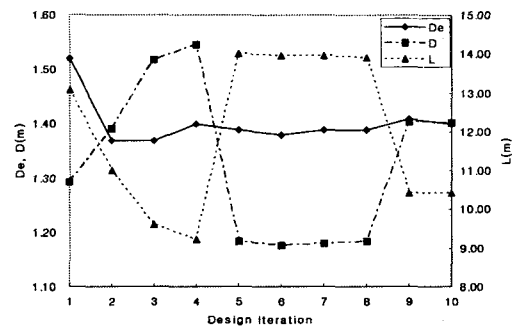


Fig. 2 Convergence history of objective function and constraints

사체의 모선으로는 F-4E Phantom이 선정되었다. 공중발사체의 기본형상은 Phantom의 보조연료 탱크를 기준으로 해서 길이 7m, 지름 0.5m 이하로 선정되었다. 초소형 공중발사체의 임무요구 조건은 다음과 같다.

- 페이로드 중량 : 3.5kg(3 cube-sat & pod)
- 목표궤도 : 200x1500km
- 발사고도 : 12km
- 발사속도 : Mach 1.3
- 추진시스템
 - 1단 : HTPB/LOX 하이브리드 추진 시스템
 - 2, 3단 : HTPB/AP/AL 고체 추진 시스템
- 공중발사체 크기 제약 조건
 - 길이 : 7m 이하
 - 직경 : 0.5m 이하
 - 중량 : 1000kg 이하

단배분과 궤적최적화에 의하여 도출된 임무분 석에 따르면 1단 하이브리드 모터는 페이로드 중량 152.1kg, 속도중분 3676.2m/sec의 설계요구 조건을 갖는다[11]. 이 때 1단 길이는 2단과 3단의 길이, 그리고 페어링을 고려하여 4m로 제한하였다. 목적함수는 1단 모터길이의 최소화이고 제약조건은 모터 직경과 노즐 출구 직경이 0.5m를 넘지 않아야 한다는 것으로 하였다.

구배법을 사용한 최적화 설계 시 서로 다른 설계변수 시작점을 사용하여 국부 최적점으로 수렴하는 것을 방지하였다. 또 구배법을 이용한 최적화 결과의 국부최적점 수렴여부를 판단하기 위해 유전자 알고리즘을 이용한 최적화를 실시하여 그 결과를 비교하였다.

Fig. 3은 유전자 알고리즘을 이용한 최적화 시 세대가 진행됨에 따라 목적함수인 모터 길이가 최적값으로 수렴하는 것을 보여주고 있다. Table 3에는 구배법과 유전자 알고리즘을 이용한 최적화 결과를 비교하였다. 비록 설계변수인 연소실 압력과 노즐 팽창비가 유전자 알고리즘에 비하여 다소 차이를 보이지만 주 관심대상인 모터길기와 직경은 매우 유사한 결과를 보인다.

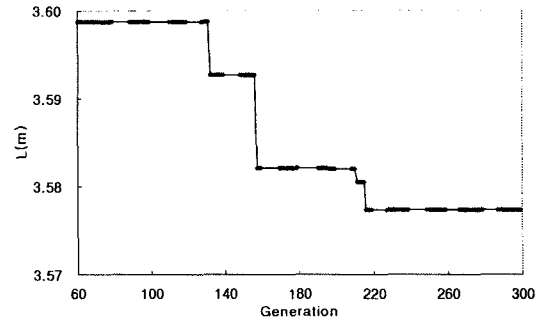


Fig. 3 Convergence history of the motor length using GA

Table 3 Comparison of optimization results

Algorithm	SQP	GA
L(m)	3.59	3.58
D(m)	0.50	0.50
Port	14	14
Goxi(kg/m ² sec)	200.00	187.9
Pc(Mpa)	1.04	1.61
e	7.80	13.0

따라서 구배법에 의한 최적화도 매우 훌륭하게 적용될 수 있음을 알 수 있다.

Fig. 4는 초소형 공중발사체를 위해 최적화된 하이브리드 1단 모터를 보여주고 있다. 총 중량은 721.7kg, 모터 길이는 3.59m, 모터 직경은 0.5m, 노즐 출구 직경은 0.5m, 평균 비추력은 312.0sec, 그리고 속도중분은 3674.4m/sec이다.

4. 결 론

HTPB/LOX 조합의 추진제와 마차바퀴형 그래픽 포트를 이용하여 공중발사체용 하이브리드 모터의 최적설계를 실시하였다. 하이브리드 모터의 공중발사체 적용가능성을 보기 위하여 현재 상용 공중발사체인 Pegasus 1단 임무에 하이브리드 모터를 적용한 최적설계를 수행하였다. 그 결과 향상된 비추력과 완화된 지름 제약조건이 주어지면 하이브리드 모터가 공중발사체의

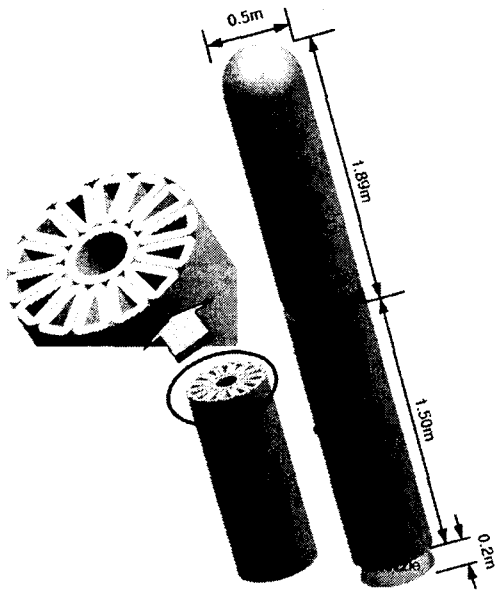


Fig. 4 Configuration of optimum hybrid motor of micro air launch vehicle

1단 추진 시스템으로 사용이 가능하다는 것을 확인하였다.

주어진 초소형 공중발사체의 설계요구조건을 만족하는 1단 하이브리드 모터 최적설계를 구배법과 유전자 알고리즘을 이용하여 실시하였다. 그 결과로 요구되는 속도증분 3676.2m/sec를 만족하는 총 중량 721.7kg, 모터 길이 3.59m 그리고 모터 직경 0.5m인 하이브리드 모터를 설계할 수 있었다. 구배법과 유전자 알고리즘을 적용한 최적화에서 모두 설계요구조건을 만족하는 결과를 얻을 수 있었지만 계산시간의 효율성 등을 고려한 결과 구배법이 유리하다는 판단을 할 수 있었다. 따라서 구배법을 이용한 최적화는 향후 CFD와 연소해석 등이 요구되는 하이브리드 로켓설계에 쓰일 수 있을 것이다.

후 기

이 논문은 한국과학재단의 2000년도 특정기초

연구(과제번호 R01-2000-00319-0)에 의하여 지원되었음.

참고 문헌

- 1) Aerospace Source Book, Aviation Week & Space Technology, Vol. 152, No. 3, 2000.
- 2) 이재우, 황진용, "공중발사 초소형 우주 발사체 Mirinae-1의 개념설계", 한국항공우주학회지 제29권, 제2호, pp117~124, 2001.
- 3) Chul Park, "Prospects for Launch System Development in Korea," The First International Aerospace Technomart, pp.79~104, 1996.
- 4) Pegasus User's Guide, Orbital Science Corporation, 1998.
- 5) P. L. Schoonover, W. A. Crossley, and S. D. Heister, "Application of Genetic Algorithms to the Optimization of Hybrid Rockets", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 37, No. 5, 2000.
- 6) W. R. Humble, N. G. Henry and J. W. Larson, Space propulsion analysis and design, Space technology series, McGraw Hill Inc., pp.107~120, 179~441, 611, 711~712, 1995.
- 7) K. D. Huzel, and H. D. Huang, Modern engineering for design of liquid propellant rocket engine, Progress in astronautics and aeronautics, Vol. 147, AIAA, pp. 47~49, 289~293, 1992.
- 8) G. P. Sutton, Rocket propulsion element, 7th ed., John Wiley & Sons Inc., pp502~521, 2001.
- 9) S. T. Kwon, B. K. Park, C. J. Lee, J. W. Lee, "Optimal Design of Hybrid Motor for the First Stage of Air Launch Vehicle", AIAA 2003-4749, 2003.
- 10) <http://www.phoenix-int.com/products/index.html>
- 11) J-W. Lee, B. K. Park, K. S. Jeon and W. R. Roh, "Mission and Trajectory Optimization of the Air-Launching Rocket System Using MDO Techniques", AIAA 2002-5492, 2002.