

RBCC엔진을 적용한 재사용발사체의 중량저감효과

강상훈* · 이수용**

Weight Reduction of the Reusable Launch Vehicles Using RBCC Engines

Sang Hun Kang* · Soo Yong Lee**

ABSTRACT

Weight reduction of the VTHL / TSTO type of the reusable launch vehicles using RBCC engines are investigated. To predict weight and thrust of the vehicles, equations of motion are analyzed. Analysis results are compared with specifications of existing launch vehicles for validations. For the mission of inserting 2.5 ton payload to 200 km circular orbit, the case A, which uses the RBCC engine in the 1st stage shows smaller weight than the case B, which uses the RBCC engine in the 2nd stage. The weight of the case A shows only 25.8% of a existing rocket launch vehicle's weight.

초 록

RBCC엔진을 적용한 VTHL(Vertical Take off and Horizontal Landing)/ TSTO(Two Stage To orbit) 방식의 재사용 발사체의 중량저감효과에 대해 연구하였다. 발사체의 중량과 추력을 예측하기 위해 발사체의 운동방정식을 해석하고 기존의 로켓발사체의 제원과 비교하여 검증하였다. 해석결과로부터, 2.5 ton의 탑재체를 고도 200 km 지구 원궤도에 투입하는 임무에 대해, RBCC엔진을 1단에 배치한 A형 발사체가 RBCC엔진을 2단에 배치한 B형 발사체보다 훨씬 적은 중량으로 동일한 임무를 수행할 수 있는 것으로 나타났다. 또한 A형 발사체는 동급의 탑재중량을 갖는 기존의 로켓발사체의 약 25.8%의 중량을 갖는 것으로 예측되었다.

Key Words: Reusable Launch Vehicle(재사용발사체), Rocket Based Combined Cycle Engine(로켓복합 사이클 엔진), Vertical Take off and Horizontal Landing(수직이륙/수평착륙), Two stage to Orbit(2단 발사형), Scramjet(스크램제트), Ramjet(램제트)

접수일 2012. 11. 28, 수정완료일 2013. 4. 10, 게재확정일 2013. 4. 16

* 정회원, 한국항공우주연구원 미래로켓연구팀

** 종신회원, 한국항공우주연구원 미래로켓연구팀

† 교신저자, E-mail: aeroksh@kari.re.kr

[이 논문은 한국추진공학회 2012년도 추계학술대회(2012. 11. 22-23, 여수 디오션리조트) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

우주발사체 기술은 1950년대부터 미, 소 양국의 경쟁적 주도아래 급속도로 발전되어왔다. ICBM(대륙간 탄도미사일)기술로도 활용될 수 있

는 이 발사체 기술은 국가안보문제와 직결되기 때문에 양국은 인공위성발사 및 달탐사프로젝트로 대변되는 우주발사체 사업을 먼저 성공시키기 위해 비용적 측면보다 고비추력, 고신뢰도를 목표로 발사체 기술을 지속적으로 개선해왔다. 이러한 노력으로 현재 항공우주선진국들이 보유하고 있는 우주발사체의 발사성공률은 95% 이상으로 향상되었다. 한편, 현대에 이르러 인공위성이 정보통신, 해양탐사, 기상예측 등 다양한 분야에서 활용되면서도, 그 수명은 약 3 ~ 5년으로 짧기 때문에 다수의 위성을 쏘아올리기 위한 우주발사체의 수요는 날로 확대되고 있는 실정이다. 따라서, 이러한 우주발사체 시장에서의 경쟁력 확보를 위한 저비용 상업용 우주발사체의 개발은 항공우주분야의 새로운 화두가 되고 있다.

저비용 우주발사체를 구현하는 방법 중에서도 가장 유력하게 검토되고 있는 방안은 재사용발사체의 개발이다. 재사용발사체가 사용횟수를 거듭할수록 위성의 발사비용이 절감될 뿐만 아니라, 재사용 구성품의 반복 사용으로 구성품 검증 및 신뢰도 향상을 기대할 수 있다. 이때, 재사용 구성품은 발사체 형태에 따라 1단 또는 2단만을 재사용하거나, 1단과 2단을 모두 재사용하도록 구성할 수도 있다. 또한 재사용발사체는 향후 우주시대에서 활용될 왕복형 우주비행체의 기술적 원형을 보여줄 것으로 예측되므로 그 기술적, 경제적 파급효과가 매우 높다고 할 수 있다.

재사용발사체의 궁극적인 형태는 발사체 단분리가 필요없는 SSTO(Single Stage To Orbit)가 되어야하지만, 현재 기술의 한계를 고려하여 1차례의 단분리 과정이 있는 과도기적 형태인 TSTO(Two Stage To Orbit)에 대한 연구가 더 많이 이루어지고 있는 실정이다.

재사용발사체기술은 램제트, 스크램제트 엔진과 같은 공기흡입식 고속추진기관기술과 접목되어 다양하게 연구가 진행되고 있다. 특히 아음속 영역에서의 비행에 위해 터보제트엔진 또는 로켓엔진을 결합한 형태의 TBCC(Turbine Based Combined Cycle) 및 RBCC(Rocket Based Combined Cycle) 엔진은 발사체에 산화제 탑재량을 최소화하여 전체 발사체 무게를 대폭 줄일

수 있다는 장점이 있다. 이러한 전망으로 TBCC 엔진, RBCC엔진 그리고 이러한 복합사이클 엔진의 핵심운영모드인 램제트, 스크램제트, 이중램제트(Dual Mode Ramjet)에 대한 다양한 연구가 활발히 이루어지고 있다. 2004년 스크램제트 엔진을 탑재한 X-43A 비행시험 성공, 2010년 X-51A 비행시험 성공 등은 이러한 노력의 결과이다[1, 2].

그러나, 이러한 차세대 엔진들의 실증 연구가 활발히 이루어지고 있는 반면, 실제적으로 이 엔진들이 재사용발사체에 적용되는 경우, 현재의 발사체보다 어느 정도 성능 및 탑재용량 개선이 있을 지에 대한 정량적 비교연구는 많이 공개되지 않은 편이다.

Kokan 등은 TBCC를 1단으로 활용하고, LOx/HEDM(High Energy Density Matter) 추진체의 다단연소 사이클 로켓을 2단으로 적용하는 TSTO 발사체 Aztec의 개념을 발표하였다[3]. Aztec은 HTHL(Horizontal Take-off and Horizontal Landing) 방식으로서 탑재중량 약 9톤을 고도 185km 저궤도에 진입시키는 임무에 대해 발사체 이륙중량이 약 312톤이다. 또한 Young 등은 LOx/HEDM을 추진체로 하는 RBCC엔진을 사용한 SSTO 발사체 Lazarus를 발표하였다[4]. Lazarus 또한 HTHL 방식으로서 탑재중량 약 2.3톤을 고도 185km 저궤도에 진입시키는 임무에 대해 발사체 총무게가 약 81톤으로 산출되었으며, 이는 동일 임무를 수행하기 위한 로켓발사체에 비해 어느 정도 중량 저감이 이루어졌다고 할 수 있다. 그러나, Lazarus는 기존의 항공기용 표준 활주로에서 이륙속도를 얻기 힘들기 때문에 지상에서 약 222 m/s (500 mph) 까지 가속시켜주는 연료공급형 가속궤대(accelerating sled)가 필요하다는 점이 단점이라 할 수 있다.

탑재중량 약 7톤을 갖는 Soyuz 로켓의 이륙중량이 약 304톤인 것을 감안하면, TBCC 및 RBCC를 1단에 적용하여 수평이륙을 하여도 전체발사체 중량의 저감은 획기적인 수준이 아니다. 발사체의 재사용성을 고려하더라도 추가적인 기술 및 기반설비 개발비를 포함하면 TBCC/

RBCC의 장점은 많이 상쇄된다.

Aztec과 Lazarus는 공기흡입식 추진기관의 적용을 통해서 산화제 탑재중량을 대폭 감소시켰지만, 그만큼 구조물 중량의 증가로 인하여 전체 발사체 중량 저감은 크지 않았다. 이렇게 TBCC / RBCC의 중량이 커지는 중대한 요인 중에 하나는 HTHL 방식의 적용이다.

Boeing 747의 경우 활주로를 통한 이륙속도가 약 79 m/s이며, 초음속 여객기 Concorde의 경우 90 m/s의 속력을 필요로 한다[5]. 그러나 이렇게 낮은 속도에서 이륙이 가능하기 위해서는 날개의 면적이 여객기 수준으로 넓어야 하지만, 이 경우 극초음속 비행 시에 지나친 항력을 유발할 뿐만 아니라, 비행체 중량 또한 크게 늘어나는 단점이 있다. 비행체 중량 및 극초음속 항력을 저감하기 위해서 날개의 면적을 일정 비율 이하로 작게 설계하는 경우에는 이륙속도를 얻기 위해 기존의 표준활주로보다 더 긴 활주로가 필요하므로, 발사체 전용 활주로를 새로 건설해야 하는 부담이 있다. 따라서, 여러 연구에서 이륙속도 약 120 m/s를 목표로 설계하고 있다[3, 5, 6]. 그러나 이러한 제한요건들로 인해 TBCC/RBCC를 1단으로 적용한 HTHL 방식의 재사용 발사체에서, 1단이 차지하는 건조중량 비율은 전체 발사체 건조중량의 85%까지 높게 나타나게 된다[6]. 궤도속도 약 7000 m/s까지 가속하는 임무를 가진 발사체에서, TBCC/RBCC 1단 발사체가 스크램제트 엔진 운전영역인 약 Mach 8(약 2400 m/s)까지만 가속한다는 점을 감안할 때 이러한 건조중량은 매우 높은 수치라 할 수 있다. NASA Langley의 Advanced Manned Launch System 연구에 따르면, 공기흡입식 엔진을 적용한 HTHL방식의 TSTO가 다른 TSTO 후보군에 비해 이륙중량은 가장 작았지만, 건조중량은 가장 높은 것으로 나타났으며, 이 때문에 개발의 난이도가 가장 높을 것으로 예측하였다[7].

그러나, VTHL(Vertical Take off and Horizontal Landing) 방식을 적용하면, 이러한 단점을 상당부분 극복할 수 있다[6]. VTHL 방식의 발사체는 수직발사장을 이용하므로, 활주거리 및 이륙속도에 제한이 없으며, 램제트/스크램제

트 모드의 속도영역인 Mach 3 이상에서 수평비행이 가능한 정도의 날개면적만을 필요로 하므로, 항력 면에서도 장점을 갖는다. 단, 수직 이륙을 위해서는 T/W (Thrust-to-Weight ratio)가 1.2 ~ 2.0 수준으로 높은 추력을 가져야 하므로, 1단에는 고추력 성능이 좋지않은 TBCC엔진을 적용하기보다는 RBCC엔진 또는 로켓엔진 부스터가 더 적합하다. Hank는 로켓발사체를 포함한 다양한 형태의 재사용형 TSTO 발사체에 대해 종합적인 비교분석을 수행하였다[6]. Hank의 분석에 따르면, VTHL방식은 HTHL 방식보다 건조중량 및 항력면적을 약 절반가량으로 줄일 수 있는 것으로 확인되었다.

따라서, 본 연구에서는 RBCC 엔진을 적용한 VTHL 방식의 TSTO 발사체의 성능에 대해서 분석하고, 이러한 발사체의 장단점에 대해 기술하고자 한다.

2. 해석 이론

발사체는 비행 중 엔진의 추력, 중력, 대기권에서의 항력, 이 세 가지 힘을 받는다. 엔진의 추력은 축방향으로 작용하지만, 중력은 지구 중심점방향으로 작용하므로, 발사체의 자세, 특히 Pitch angle에 따라 발사체에 작용하는 합력의 크기 및 방향이 달라진다. 발사체의 궤적 및 운동속도는 이러한 합력의 크기 및 방향의 적분의 형태로 표현되며, 비행 중 연료의 소모 및 단분리에 의한 중량저감 또한 발사체의 가속도에 중요한 영향을 미친다.

발사체는 비행안정성 및 구조적 안정성 확보를 위해, 킥턴(Kick turn) 및 중력턴(Gravity turn)의 과정을 거치며, 대기권을 벗어난 이후에도 Coast 구간을 두고, Fairing을 분리하는 등의 과정이 최적화 방법에 의해 결정되고 제어된다[8]. 이 경우, 발사체의 길이를 포함한 전체형상은 항력계수 및 공력기준면적을 결정짓는 중요한 요인이 되므로, 발사체의 운동특성 및 궤적을 정확히 예측하기 위해서는 발사체 형상이 고려되어야 한다.

그러나, 본 연구에서는 RBCC 엔진 또는 로켓 엔진을 적용한 서로 다른 발사체에 대해 발사체 형상에 의한 공력성능의 차이보다, 비추력, 구조비 및 중량 등에 의한 장단점을 비교하고자 하므로, 다음과 같은 가정을 두고 발사체의 운동특성을 예측한다.

- 1) 본 연구에서의 엔진추력은 항력을 극복한 추력, 즉 순추력(Net thrust)을 의미한다.
- 2) 엔진의 추력은 각단 또는 엔진운영모드에 따라 운영시간 동안 일정하게 유지된다.
- 3) 발사체의 Pitch angle은 단별, 운영모드별로 일정한 각속도로 변화한다.

이러한 가정 하에, 단단 (Single stage) 발사체의 운동특성방정식은 아래와 같이 정리할 수 있다.

$$m(t) = mr_0 + md_0 - \dot{m}_f \cdot t \quad (1)$$

$$\theta(t) = \theta_s + \omega \cdot t \quad (2)$$

$$a(t) = F/m(t) - g \cdot \sin\theta(t) \quad (3)$$

$$\dot{m}_f = F/(I_{sp} \cdot g) \quad (4)$$

이때, $m(t)$ 는 시간에 따른 발사체 무게, mr_0 는 로켓의 무게, md_0 는 탑재체 무게, mr_f 는 추진체 무게, \dot{m}_f 는 시간에 따른 추진체 소모량을 나타내며, θ 는 Pitch angle, ω 는 각속도, F 는 순추력을 각각 나타낸다.

추진기관이 추력을 발생하기 시작한 시점과 연소종료시점에서의 여러 운동특성값은,

$$m(0) = mr_0 + md_0 \quad (5)$$

$$m(t_e) = mr_0 + md_0 - \dot{m}_f \cdot t_e \\ = mr_0 + md_0 - mr_f \quad (6)$$

$$\theta(0) = \theta_s \quad (7)$$

$$\theta(t_e) = \theta_e = \theta_s + \omega \cdot t_e \quad (8)$$

$$a(0) = a_s = \frac{F}{mr_0 + md_0} - g \sin(\theta_s) \quad (9)$$

$$a(t_e) = a_e \\ = \frac{F}{mr_0 + md_0 - mr_f} - g \sin(\theta_e) \quad (10)$$

이 된다. 이때, 하첨자 s 는 연소시작시점, e 는 연소종료시점을 나타낸다. 또한 로켓의 추진력으로부터 발생한 속도 증분은 아래의 식으로 표현된다.

$$\Delta V = \int_{t_s}^{t_e} a(t) dt \\ = I_{sp} \cdot g \\ \times [\ln(mr_0 + md_0) - \ln(mr_0 + md_0 - mr_f)] \\ + g/\omega \cdot [\cos\theta_e - \cos\theta_s] \quad (11)$$

상기 운동방정식을 해석하면, 단단 로켓의 운동특성을 모사할 수 있다.

다단 로켓의 경우에는 최상단 로켓과 중, 하단 로켓으로 구분하여 해석을 진행한다. 최상단 로켓은 하단 로켓이 완전히 분리된 후에 작동하므로 단단로켓과 동일한 방법으로 해석할 수 있다. 중, 하단의 경우에는 상단의 로켓이 하나의 탑재체(Payload)라 할 수 있으므로, 이를 준탑재체무게로 간주 신탈재체 무게에 합산하여 해석하면 단단 로켓의 해석방정식을 그대로 활용할 수 있다.

Table 1. Specification of Soyuz rocket vehicle

	Booster	Core Stage	Stage 3
Quantity	4	1	1
Length (m)	19.6	27.1	6.7
Diameter	2.68	2.95	2.66
Gross mass (ton)	43.4	99.5	25.2
Inert mass (ton)	3.8	6.55	2.41
Engine	RD-107A	RD-108A	RD-0110
Propellants	LOx / Kerosene		
Isp-sea (sec)	262	255	N/A
Isp-vac (sec)	319	319	325
Thrust-sea (kN)	838.5	792.5	N/A
Thrust-vac (kN)	1,021.3	990.2	297.9
Typical burn time (sec)	118	290	240

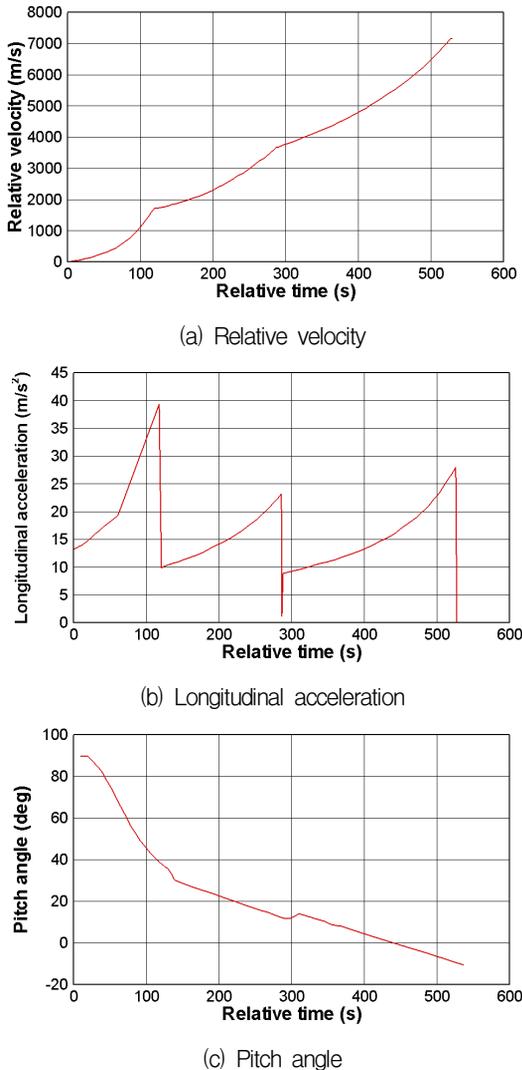


Fig. 1 Soyuz flight parameters during the ascent

3. 해석방법의 검증

3.1 단일 로켓 검증

앞에서 서술한 운동방정식이 발사체의 운동을 잘 묘사하는지 확인하기 위하여, RD-0110엔진을 장착한 Soyuz 발사체의 3단 로켓의 운동을 묘사하고, Starsem이 공개하고 있는 Soyuz 3단의 비행특성값과 비교해보았다[9]. Starsem이 공개하고 있는 Soyuz 발사체의 제원은 Table 1에 나타난 바와 같다. 또한, Fig. 1에는 Soyuz 발사체가

Table 2. Specifications of the 3rd stage of Soyuz vehicle

제원/파라미터	값
탑재 중량	8,850 kg
로켓 중량	25,200 kg
연료 중량	22,790 kg
구조비	9.6%
비추력	325 sec
추력발생시간	239 sec
초기 가속도	8 m/s ²
중단 가속도	28 m/s ²
초기 Pitch angle	15°
중단 Pitch angle	-10°
속도증분	3,478 m/s

발사될 때 통상적으로 나타나는, 속도, 가속도 및 Pitch angle의 변화를 나타냈다[9].

Table 1 및 Fig. 1의 데이터로부터 Soyuz 3단 로켓의 제원 및 운동특성값은 Table 2와 같이 정리할 수 있다.

이때, 2절에서 정리한 방정식을 이용하여, Soyuz 3단 로켓이 수행하는 임무와 제한요건을 입력조건으로 하여, 발사체 제원을 산출해보면 Table 3과 같은 결과를 얻을 수 있다.

표를 살펴보면, 3단 로켓의 제원을 약 3% 오차 이내로 예측하고 있음을 알 수 있다. 따라서, 본 해석방법을 적용하면, 주어진 탑재중량 및 가속요구성능에 대해, 비추력, 구조비 등을 제한조건으로 적용하여 RBCC를 적용한 재사용발사체 중량, 추력 등의 제원을 예측할 수 있다.

3.2 2단 로켓 검증

Table 4-1, 4-2에는 대표적인 2단형 발사체인 Falcon 9의 임무성능을 입력값으로, Falcon 9의 제원을 예측하고 실제값과 비교하였다. 이때, Falcon 9의 운동특성값 중 알려지지 않은 값에 대해서는 아래와 같은 가정을 통해 적용하였다.

- 1) Falcon 9의 Pitch angle은 Soyuz의 경우와 유사하게 변화한다고 가정하고, 발사 시 90°에서 1단 종료시점인 180 sec 후 25°가 되고, 2단 종료시점에서 0°가 된다.
- 2) Falcon 9의 1단의 최대가속도는 인간이 견딜 수 있는 한계가속도인 40 m/s² (약 4

Table 3. Prediction results of the specification of the 3rd stage of Soyuz launch vehicle

Input			
임무	탑재중량	8,850 kg	
	속도증분	3478 m/s	
제한조건	최대가속도	28 m/s ²	초기Pitch Angle 15°
	구조비	9.6%	종단Pitch Angle -10°
	비추력	325 sec	
Output			
항목	해석값	Soyuz 3단 실제값	오차
로켓 중량	24,574 kg	25,300 kg	3%
연료 중량	22,215 kg	22,830 kg	3%
추력	294.8 kN	297.9 kN	1%
추력발생시간	240 sec	239 sec	0.4%

g)로 가정한다 (Soyuz 1단은 43 m/s² 임). 또한 2단의 최대가속도는 Soyuz와 유사한 수준으로 30 m/s²으로 가정한다.

- 3) Falcon 9의 1, 2단의 구조비는 10% 이다.
- 4) 발사체의 Coast 구간, Fairing 분리, 추력 제어는 없다고 가정한다.

이러한 가정과 더불어, Falcon 9의 비추력 (1단: 266 sec, 2단: 336 sec) 및 연소시간 (1단: 180 sec, 2단: 346 sec)를 입력조건으로 활용하면, 발사체 무게 및 추력을 예측할 수 있다[10].

Table 4-1, 4-2를 살펴보면, 해석값과 실제값이 발사체 중량에 대해서는 약 10% 대의 오차, 추력에 대해서는 약 1%의 오차를 나타내어 대체적으로 일치하고 있음을 알 수 있다. Soyuz 3단 로켓의 경우와 달리, 오차의 범위가 높은 이유는 알려지지 않은 Falcon 9의 운동특성값을 가정에 의해서 입력하여 사용하였기 때문으로 추정된다. 그러나, 이러한 정확도는 RBCC 엔진을 적용한 발사체의 성능개선을 대략적인 수준으로 예측하기 위한 본 연구의 목적에는 부합하는 수준이라 할 수 있다.

4. 해석 결과

4.1 발사체 임무 설정

본 연구에서는 RBCC를 적용한 재사용발사체

의 중량 및 추력 예측을 위해 아래와 같은 임무 조건을 설정하였다.

- 1) 본 발사체는 2.5 ton의 탑재체를 고도 200 km 지구 원궤도에 투입하는 것을 임무로 한다.
- 2) 발사장은 북위 28.5°에 위치한 미국의 Cape Canaveral 발사장을 이용한다.
- 3) 발사체는 발사장 동쪽 방향으로 발사하며, 지구자전의 도움으로 궤도속도는 7376 m/s가 된다.

본 연구에서 선택한 해석의 대상은 RBCC엔진을 적용한 VTHL 방식의 발사체로서, RBCC엔진을 1단 또는 2단에 배치할 수 있다. 본 연구에서는 RBCC엔진을 1단에 배치하는 경우를 A형, 2단에 배치하는 경우를 B형으로 정하고 해석을 진행하였다.

4.2 A형 발사체 (1단-RBCC, 2단-로켓)

A형 발사체에서 RBCC엔진이 Rocket/Ramjet/ Scramjet 모드를 원활하게 구현하기 위해서 아래와 같이 운영영역을 정의하였다.

- 1) RBCC엔진의 Rocket mode는 RBCC의 Ramjet mode가 운영될 수 있는 900 m/s (약 Mach 3)까지 가속한다.
- 2) RBCC엔진의 램제트/스크램제트 모드는 900 m/s (약 Mach 3)에서 2400 m/s (약 Mach 8)까지 가속한 후 2단과 분리된다.

Table 4-1. Prediction results of the specification of the 2nd stage of Falcon 9 launch vehicle

Input				
임무	탑재중량	9,000 kg		
제한조건	최대가속도	30 m/s ²	초기Pitch Angle	25°
	구조비	10%	종단Pitch Angle	0°
	비추력	325 sec	연소시간	346 sec
Output				
항목	계산값	Falcon 9 - 2단 실제값	오차	
로켓 중량	48,517 kg	52,000 kg	8.3%	
연료 중량	43,665 kg	48,900 kg	10.7%	
추력	42.4 ton	42. 2 ton	0.5%	
속도 증분	4,675 m/s	-		

Table 4-2. Prediction results of the specification of the 1st stage of Falcon 9 launch vehicle

Input				
임무	탑재중량	57,517 kg (= 9,000 kg+48,517 kg)		
제한조건	최대가속도	40 m/s ²	초기Pitch Angle	90°
	구조비	10%	종단Pitch Angle	25°
	비추력	266 sec	연소시간	180 sec
Output				
항목	계산값	Falcon 9 - 1단 실제값	오차	
로켓 중량	294,541 kg	258,500 kg	14%	
연료 중량	265,087 kg	239,300 kg	10.7%	
추력	391.7 ton	387.8 ton	1%	
속도 증분	3,620 m/s	-		

3) 2단에 배치된 로켓은 2400 m/s 에서 케도 속도 7376 m/s 까지 가속한다.

이러한 운전영역정의에 따라 2.5 ton의 탑재체를 LEO에 진입시키기 위한 재사용발사체의 추력 및 중량예측 결과를 Table 5에 나타냈다. 이때, RBCC엔진의 운전모드별 구조비는 그 운전 모드에서 필요한 연료무게를 이용하여 <구조비 = 구조무게/(구조무게+연료무게) >로 산출하였다.

표에서 나타난 바와 같이 2.5 ton의 탑재체를 LEO에 진입시키기 위한 A형 발사체의 전체중량은 약 48 ton으로 나타났다. 로켓발사체의 경우 유사한 중량의 탑재체를 LEO에 진입시킬 수 있는 발사체의 이륙중량은 약 120 ton(Athena II, 탑재중량 2 ton)에서 213 ton(장정 2c, 탑재중량 2.8 ton)으로 알려져 있다[10, 11]. 따라서, RBCC

를 1단에 적용하면, 로켓을 적용하는 경우보다 이륙중량을 획기적으로 감소시킬 수 있을 것으로 예측할 수 있다.

해석결과를 세부적으로 살펴보면, RBCC 엔진의 로켓모드는 추력 약 106 ton으로 다소 높은 추력을 필요로 하지만, 속도 900 m/s 까지 37 sec 동안만 가속하므로 약 15 ton의 연료만으로 임무를 마칠 수 있다. RBCC엔진의 Ram/Scram 모드는 약 13 ton의 추력으로 379 sec 동안 운영되어 속도 2400 m/s에 도달한다. 이때, Ram/Scram 모드는 비추력이 약 1500 sec 정도로 매우 높기 때문에 이때 필요한 연료량은 약 3.4 ton에 불과하다.

그러나, RBCC엔진은 로켓엔진보다 구조비가 높다. Airbus A380 및 Boeing 747-100의 경우 최대이륙중량에서 최대연료량을 뺀 값을 구조물의 무게라고 가정하면, 구조비는 약 55%가 된다

Table 5. Prediction results of the specification of RBCC-A type launch vehicle

구분	1단-RBCC (로켓모드)	1단-RBCC (Ram/Scram모드)	2단-로켓	전체
발사체 무게	23,491 kg		24,268 kg	47,759 kg
구조무게	4,663 kg		2,427 kg	7,090 kg
연료무게	15,451 kg	3,377 kg	21,841 kg	40,669 kg
준탑재체무게	30,145 kg	26,768 kg	2,500 kg	2,500 kg
구조비	23%	58%	10%	15%
비추력	250 s	1500 sec	300 sec	-
초기 가속도	11 m/s ²	3.60 m/s ²	7.01 m/s ²	-
종단 가속도	20 m/s ²	4 m/s ²	43 m/s ²	-
종단 속도	900 m/s	2,400 m/s	7,376 m/s	-
추력	105.8 ton	13.4 ton	22.2 ton	-
운영시간	37 sec	379 sec	296 sec	-
추력×운영시간	3,914.6 ton.sec	5,078.6 ton.sec	6,571.2 ton.sec	15,564.4 ton.sec

[12, 13]. 본 해석결과에서는 Ram/Scram 모드에서의 구조비가 58%로 산출되어 항공기에 준하는 수준의 구조비가 예측되었다. 이 구조물 중량은 RBCC의 로켓모드에 적용 시, 구조비 23%로 통상적인 경우의 10%보다 높다. 그러나, 이러한 구조물에 의한 중량증가량보다 산화제탑재량 감소로 인한 중량저감효과가 더 높기 때문에 전체적으로는 중량이 감소하는 것으로 나타났다.

4.3 B형 발사체 (1단-로켓, 2단-RBCC)

B형 발사체는 로켓엔진을 1단에, RBCC엔진을 2단에 배치하는 형태를 갖는다. 2단에서의 RBCC의 운전영역을 효율적으로 가져가기 위해서, 다음과 같이 운전영역을 정의하였다.

- 1) 1단 로켓은 RBCC의 램제트 모드가 운영될 수 있는 900 m/s (약 Mach 3)까지 가속하는 것을 임무로 한다.
- 2) RBCC엔진의 램제트/스크램제트 모드는 900 m/s (약 Mach 3)에서 2400 m/s (약 Mach 8)까지 가속한다.
- 3) RBCC엔진의 로켓모드는 2400 m/s에서 궤도속도 7367 m/s 까지 가속한다.

위의 운전영역정의에 따라 2.5 ton의 탑재체를 LEO에 진입시키기 위한 재사용발사체의 추력 및 중량예측 결과를 Table 6에 나타냈다.

표에서 나타난 바와 같이 2.5 ton의 탑재체를 LEO에 진입시키기 위한 B형 발사체의 전체중량은 약 102 ton으로 나타났다. 이는 로켓발사체의 중량보다는 작은 수준이라고 할 수 있으나, A형 발사체의 중량보다는 2배 가량 높은 수치이다. 이러한 결과가 나타난 이유는 RBCC엔진이 상단에 배치됨으로써, RBCC의 무거운 구조물을 탑재체 궤도투여 직전까지 끌고 올라가야하기 때문이다.

RBCC의 로켓모드는 사실상, Ram/Scram 모드에 필요한 구성품을 탑재하고 있지만 실제적으로는 로켓과 동일하게 운영되므로, 구조비가 높은 로켓발사체와 같다고 볼 수 있다. 본 해석결과에서 RBCC의 로켓모드는 구조비 15%로 A형 발사체의 RBCC 로켓모드의 23%보다 그 비율면에서는 높지 않다. 그러나, B형 발사체는 이러한 구조물의 무게를 중간에 분리하여 떨어내지 않고 탑재체 궤도투여 직전까지 싣고 올라가므로, 전체적으로는 탑재체 무게를 증가시킨 경우와 유사하게 되어, 발사체중량 증가를 초래하게 된다. 이로 인해 1단 발사체의 요구추력성능도 증가하여 약 221 ton의 추력을 36.5 sec 동안 발생시켜야하는 것으로 나타났으며, 이는 A형 발사체의 105.8 ton의 약 2배 수준이다.

1, 2단 발사체의 전체중량을 보더라도 A형 발사체의 경우 1, 2단의 발사체 중량이 비슷한 수

Table 6. Prediction results of the specification of RBCC-B type launch vehicle

구분	1단-로켓	2단-RBCC (Ram/Scram모드)	2단-RBCC (로켓모드)	전체
발사체 무게	35,850 kg	66,601 kg		102,451 kg
구조무게	3,585 kg	8,985 kg		12,570 kg
연료무게	32,265 kg	6,703 kg	50,913 kg	89,881 kg
준탑재체무게	69,101 kg	53,413 kg	2,500 kg	2,500 kg
구조비	10%	57%	15%	12%
비추력	250 sec	1500 sec	300 sec	-
초기 가속도	10.8 m/s ²	3.61 m/s ²	7.0 m/s ²	-
종단 가속도	20 m/s ²	4.0 m/s ²	43 m/s ²	-
종단 속도	900 m/s	2,400 m/s	7,376 m/s	-
추력	221.0 ton	25.5 ton	51.7 ton	-
운영시간	36.5 sec	394.8 sec	295.5 sec	-
추력×운영시간	8,066.5 ton.sec	10,067.4 ton.sec	15,277.4 ton.sec	33,411.3 ton.sec

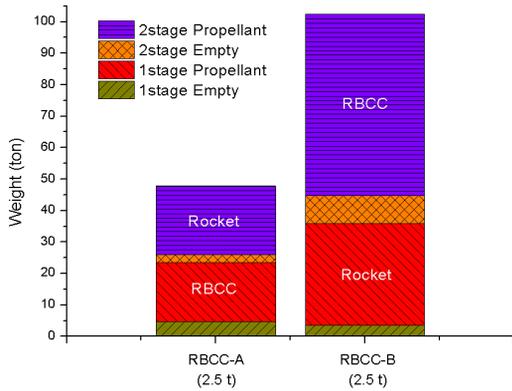


Fig. 2 Weight analysis of RBCC launch vehicles

준이지만, B형 발사체는 2단 발사체의 중량이 1단의 약 1.9배 수준으로서, 상단발사체를 가볍게 가져가는 통상적인 경우에서 벗어난다.

4.4 발사체 중량 비교

Figure 2에는 RBCC를 적용한 A형, B형 발사체의 연료 및 구조물 중량을 표시하였다. 그림에서 나타난 바와 같이, RBCC를 상단에 적용한 경우에는 상단의 구조비가 높기 때문에 구조물의 중량 부담으로 A형보다 상단 발사체의 무게가 매우 높게 나타나고 있다. 이로 인해, 1단 발사체의 무게 또한 동반하여 높게 나타났다. 반면, RBCC를 1단에 적용한 A형의 경우에는 1단

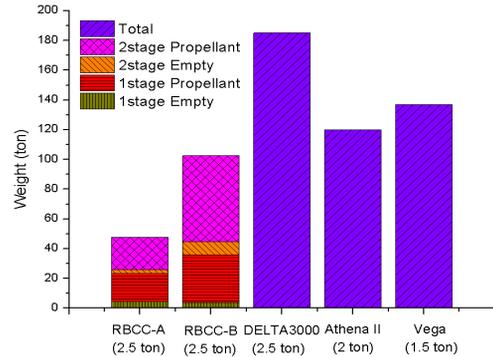


Fig. 3 Weight comparison of various types of launch vehicles

의 구조비가 높아지지만, 구조비가 낮은 로켓엔진을 상단에 배치하여 상단의 무게를 대폭 줄였기 때문에, 1단에서도 적은 중량으로 임무를 수행할 수가 있다.

Figure 3에는 RBCC를 적용한 A형, B형 발사체와 더불어 동급중량의 탑재체를 LEO에 진입시키는 기존 로켓발사체의 중량을 비교하여 도시하였다[10, 11]. 그림에서 확인할 수 있듯이, RBCC-B형 발사체는 기존의 로켓발사체 DELTA3000의 약 55.4%의 중량을 보이고 있으며, RBCC-A형 발사체는 B형 발사체의 약 46.6%의 중량을 보여주고 있다. 결과적으로, A형 발사체의 중량은 DELTA3000의 약 25.8%에 불과한

것으로 나타났다. A형 발사체는 따라서, RBCC 엔진을 발사체에 적용하는 경우에는 전체적으로 발사체의 무게를 획기적으로 감소시킬 수 있으며, 낮은 추력으로도 발사체 임무를 수행할 수 있다. 이는, RBCC의 추력을 기존에 사용되는 로켓 수준으로 높이는 경우 로켓발사체보다 더 큰 중량의 탑재체를 궤도에 올릴 수 있다는 뜻이기도 하다.

4.5 발사체 요구 추력 비교

발사체의 각 단별 추력과 운영시간의 곱은 발사체가 생산하는 충격량이 되며, 발사체의 요구 추력에 대한 지표로 활용할 수 있다. Table 5, 6 및 Fig. 4에는 발사체가 생산하는 충격량을 비교하여 나타났다. 표 및 그림을 살펴보면, A형 발사체의 경우 RBCC엔진 1단이 총 8993.2 ton.sec, 로켓엔진 2단이 6571.2 ton.sec의 충격량을 생산하여, 총 15564.4 ton.sec의 충격량을 발생시키고 있다. B형 발사체의 경우에는 로켓엔진 1단이 8066.5 ton.sec, RBCC 엔진 2단이 25344.8 ton.sec의 충격량을 생산하여, 총 33411.3 ton.sec의 충격량을 발생시키고 있다. 이는 동일 발사임무에 대해 B형 발사체가 A형 발사체의 약 2.2배의 충격량을 필요로 하고 있는 셈이다. 심지어 B형 발사체의 2단 RBCC엔진이 단독으로 내는 충격량은 A형 발사체 전체가 내는 충격량보다 높아, RBCC엔진에 대한 의존도가 높게 나타났다. 한편, 3단의 고체로켓과 1단의 액체로켓으로 이루어진 4단형 발사체인 Athena II (탑재중량 2 ton)의 충격량은 35214.6 ton.sec이다[10].

4.6 비추력과 항력 문제

Hank의 연구에 따르면 VTHL형 발사체 중 가장 중량이 적은 형태는 본 연구의 B형 발사체인 것으로 나타났다[6]. Hank는 다른 형태의 발사체 구성에 있어서, 2단 발사체의 구조비를 작게, 즉 2단을 가볍게 설정해야 전체 발사체 중량이 동반 저감된다고 주장하였으며, 이는 본 연구의 결과와 일치한다. 그럼에도 불구하고, Hank는 B형 발사체가 A형 발사체보다 더 가볍게 예측되는 이유를 RBCC 운영 영역에서의 공력저항으로

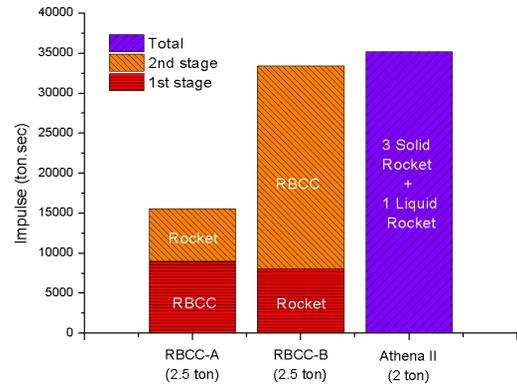


Fig. 4 Prediction of the total impulse generation

설명하고 있다. RBCC의 램제트/스크램제트 모드는 고도 약 20 ~ 30 km 상공에서 운영되어야 하며, 이 경우 상당시간동안 공력저항이 발생하게 된다. A형 발사체는 1단 분리 이전에 발사체 전체가 이 영역을 겪게 되지만, B형 발사체는 1단 분리 이후에 2단 발사체만 이 영역을 지나게 되므로 상대적으로 적은 공력저항을 받게 된다는 것이다.

Hank의 연구에서 A형 발사체와 B형 발사체 중량의 역전현상이 나타난 주요한 원인 중에 하나는 비추력 입력값의 차이이다. Hank는 RBCC 엔진의 램제트/스크램제트 모드에서의 비추력을 비행마하수에 따라 771 ~ 1628 sec로 가정하였다[14]. 본 연구에서는 평균 비추력을 가정하여 1500 sec로 두었다. 여러 연구에서 공기흡입식 고속추진기관의 비추력은 수소엔진의 경우 2500 sec(스크램제트) ~ 4000 sec(램제트) 수준이며, 탄화수소엔진의 경우, 1000 sec(스크램제트) ~ 2000 sec(램제트) 수준으로 기록하고 있다[15].

공력저항값과 램제트/스크램제트 모드의 비추력 성능은 발사체 형상과 엔진의 기술성숙도에 크게 좌우될 수밖에 없다. 램제트/스크램제트 엔진이 충분한 비추력을 갖는 경우, 공력저항으로 인한 발사체 중량 증가효과보다 상단엔진의 중량 저감에 따른 발사체 전체의 중량저감 효과가 더 크게 나타날 수 있지만, 엔진의 비추력이 충분하지 않은 경우, 반대의 결과가 나타날 수도 있다.

따라서, Hank의 연구결과와 본 연구의 차이는 전세계적으로도 아직 개발되지 않은 이중램제트 엔진의 성능예측치의 차이에 기인한 것으로 볼 수 있다.

5. 결 론

본 연구를 통하여 RBCC엔진을 적용한 VTHL / TSTO 방식의 재사용 발사체의 중량 및 추력 분석을 수행하였다. 해석결과로부터, RBCC엔진을 1단에 배치한 A형 발사체가 RBCC엔진을 2단에 배치한 B형 발사체보다 훨씬 적은 중량으로 동일한 임무를 수행할 수 있는 것으로 나타났다. A형 발사체는 동급의 탑재중량을 갖는 기존의 로켓발사체인 DELTA3000의 약 25.8%의 중량을 갖는 것으로 예측되었다. 또한 A형 발사체는 동일임무를 수행하기 위한 총생산 총격량에서도 기존 발사체 및 B형 발사체의 절반 이하로 낮게 나타났다. 그러나, 이러한 연구 결과는 RBCC엔진의 램제트/스크램제트 모드의 비추력 성능과 전체발사체의 공력저항값에 따라 달라질 수 있다.

참 고 문 헌

1. Marshall, L. A., Bahm, C., Corpening, G. P., and Sherrill, R., "Overview with Results and Lessons Learned of the X-43A Mach 10 Flight," AIAA Paper 2005-3336, 2005
2. Hank, J. M., Murphy, J. S., and Mutzman, R. C., "The X-51A Scramjet Engine Flight Demonstration Program," AIAA Paper 2008-2540, 2008
3. Kokan, T., Olds, J. R., Hutchinson, V., and Reeves, J. D., "Aztec: A TSTO Hypersonic Vehicle Concept Utilizing TBCC and HEDM Propulsion Technologies," AIAA Paper 2004-3728, 2004
4. Young, D. A., Kokan, T., Clark, I., Tanner, C., and Wilhite, A., "Lazarus: A SSTO Hypersonic Vehicle Concept Utilizing RBCC and HEDM Propulsion Technologies," AIAA Paper 2006-8099, 2006, pp.959-965
5. Dissel, A. F., "Comparative System Analysis of Reusable Rocket and Air-breathing Launch Vehicles," M.S. Thesis, Univ. of Maryland, 2005
6. Hank, J. M., "Comparative Analysis of Two-Stage-To-Orbit Rocket and Airbreathing Reusable Launch Vehicles for Military Applications," M.S. Thesis, Air Force Institute of Technology, 2006
7. Talay, T. A., "Advanced Manned Launch System," NASA Report N93-22084, 1993
8. 노용래, "위성발사체의 궤적최적화와 관성유도 알고리즘 설계에 관한 연구," 공학박사학위논문, 서울대학교, 2001
9. SOYUZ User's Manual, ST-GTD-SUM-01-ISSUE3-REVISION 0, Starsem, The Soyuz Compay, 2001
10. Retrieved Oct. 22, 2012 from http://en.wikipedia.org/wiki/Comparison_of_small_lift_launch_systems
11. Retrieved Apr. 1, 2013 from <http://www.astronautix.com>
12. Retrieved Oct. 22, 2012 from <http://en.wikipedia.org/wiki/A380>
13. Retrieved Oct. 22, 2012 from http://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_747
14. Bradford, J. E., Charania, A., and Wallace J., "Quicksat: A Two-Stage to Orbit Reusable Launch Vehicle Utilizing Air-Breathing Propulsion for Responsive Space Access," AIAA Paper 2004-5950, 2004
15. Moses, P. L., Rausch, V. L., Nguyen L. T., and Hill, J. R., "NASA Hypersonic Flight Demonstrators - Overview, Status, and Future Plans," Acta Astronautica, Vol. 55, 2004, pp.619-630