

한국의 왕복형 우주비행체 개발을 위한 필요성과 세계현황

이대우, 오세종

부산대학교 항공우주공학과, 기계기술연구소

Necessity and World Trend For Development of the Korean Space Shuttle

Lee Dae-Woo and Oh Sejong

I. 서 론

1957년 10월 러시아의 첫 번째 인공위성의 발사를 시작으로 인간의 우주로의 역사는 열렸다. 그 후 1969년 6월에 인간의 꿈인 달착륙이 아폴로 11호의 발사로 현실화되면서 우주를 향한 인간의 도전은 계속되어, 현재 지구궤도 400 km에 미화 950억 달러가 투자되어 총길이 100 m가 넘고 총무게 460 t 인 인류 최대의 사업중 하나라고 할 수 있는 ISS(International Space Station) 건설로 이어지고 있다. 이러한 우주정거장과 과학, 통신, 관측, 방송 등 여러 가지 임무를 지닌 인공위성들의 발사와 더불어 운용의 효율성과 경제성이 그 중요성을 더해가고 있다. 특히 우주정거장으로의 인원, 물자의 왕복수송과 몇년전만해도 불가능했던 우주 궤도상에서의 위성의 보수가 가능해지면서 이러한 방향의 우주개발 활동이 양적 확대와 더불어 고도화, 다양화, 경제성을 갖춘 시스템의 질적 발전이 중요시된다. 즉, 기존 로켓의 단점인 일회용성을 극복하고자 하는 필요성이 강조되고 있다.

기존에 운용되고 있는 대표적 왕복운송 시스템은 러시아의 소유즈, 미국의 우주왕복선 시리즈 등이 있다. 소유즈는 구체의 캡슐 가운데 인원이나 물자를 싣는 것으로 운송량의 제한과 더불어 날개가 없기 때문에 탄도비행으로 대기권 진입시에 큰 가속도를 갖게 된다. 한편, 우주왕복선은 운송량도 많고 비행기와 같이 활공으로 귀환함으로 가속도는 충분히 줄일 수 있지만 운용, 보수에 비용이 많이 드는 단점이 있다. 우주왕복선

[1]은 1972년 1월 개발되기 시작해 10년 뒤인 1981년 4월 12일에 결실을 맺어, 2명의 우주비행사를 태운 최초의 우주왕복선 콜롬비아호가 발사되었다. 우주왕복선은 이보다 일찍 우주무대에 등장할 수도 있었다. 미국은 원래 X-15와 같은 비행기로 우주를 비행할 계획이었으나 옛 소련이 1회용 로켓으로 최초의 인공위성인 스푸트니크 1호와 최초의 유인우주선인 보스토크 1호를 쏘아올리자, 미국도 방향을 틀어 X-15를 개발하기 위해 막연히 시간을 보내기보다 손쉬운 1회용 우주로켓을 택한 것이다. 그런데 달착륙으로 미국이 옛 소련을 앞서게 되자, 그동안 정치적 논리에 의해 집행됐던 막대한 예산이 공격을 받게 됐다. 그래서 NASA는 폐기했던 과거의 파일에서 활공형 유익 우주선인 우주왕복선을 부활시켜 81년 2회의 발사로부터 85년에는 9번까지 매년 발사횟수를 늘려갔다. 그러나 너무 무리한 계획이었던지 1986년 1월 28일 7명의 승무원을 태운 챌린저호의 불운한 사고 이후 2년 이상의 유예

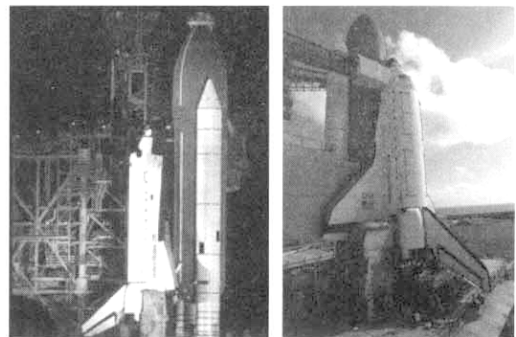


그림 1. USA 우주왕복선

기간을 지낸 후 디스커버리호에 의해 발사가 재개되었다.

지금까지 우주왕복선은 90회 이상 발사됐으며, 총 5백여명 이상이 탑승했다. 우주에서 보낸 시간은 7백83일이 넘으며, 1만2천4백여회 지구를 돌았다. 그동안 우주왕복선이 했던 일 중에서 특기할 만한 일은 인공위성 회수와 수리이다. 허블우주망원경도 이런 출장수리서비스를 받은 바 있다. 또 우주왕복선은 그동안 조종사들만 탈 수 있는 우주여행의 문호를 비조종사들에게도 개방했다. 최대 10명의 승무원과 다양한 화물을 우주로 보낼 수 있는 장점 때문에 일본, 프랑스 등의 국가들은 돈을 내고 우주왕복선을 임대해 생명과학 실험을 실시하기도 했다. 그러나 우주왕복선 시리즈 역시 한계를 지니고 있다. 엄밀히 말하면 현재의 우주왕복선의 발사체 자체는 1회용이기 때문에 수송체에 해당하는 50%만 재사용하는 우주왕복선이므로 무게 1파운드당(0.4536kg) 1만달러라는 고비용이 들기 때문에 경제성이 없다는 것이다. 그래서 미국은 차세대 우주왕복선인 RLV(Reusable Launch Vehicle)를 개발하기 시작했다. 목표는 운송비용을 현재의 10분의 1인 1파운드당 1천달러 수준의 차세대 우주왕복선 개발인데 실제로 개발 완료되면 그 이상의 경제적 효과를 거둘 수 있을 것으로 전망한다.

표 1은 RLV 개발을 위해 시험기인 몇몇의 X-시리즈의 종류와 시험목적을 보여준다.

표 1. X-Series 시험목적

X-series	시험목적
X-33	RLV의 1/2 스케일의 비행
X-34	구조와 방열/항법 시스템
X-37	우주 기동
X-38	ISS로부터 승무원의 무사귀환

지난 1996년 7월 개발되기 시작한 'VentureStar'도 RLV 중 하나이다. VentureStar는 100% 재사용할 수 있는 우주왕복선으로 비행기에 추진제만 재충전하면 재사용이 가능하게 된다. 그림 2-4는 개발중이거나 계획중인 RLV의 모습이며 표 2는 Space Vehicles들의 제원의 공개된 부분을 정리한 것이다.

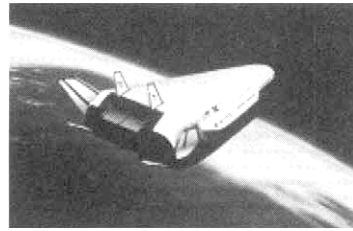


그림 2. VentureStarTM

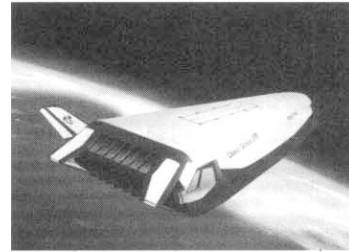


그림 3. Lockheed Martin RLV



그림 4. Studien

표 2. Space Vehicle별 제원

제원 기종	길이 (m)	높이 (m)	폭 (m)	무게 (t)	유상 하중(t)
우주왕복선	56.08	17.25	23.77	72	28.8
Hope-X	16	3.2	3.1	10.018	.
VentureStar	38.74	.	39	40	22.7

일본의 경우 1985년부터 NAL과 NASDA가 총액 1,170억엔을 들여 공동개발하고 있는 Hope-X는 이미 건설이 시작되고 있는 국제우주정거장(ISS)으로의 물자 운송 및 회수와 우주환경이용의 실제실험을 목적으로 개발을 추진하였다. 2003년에 발사를 계획하였으나 지연되다가 불행히도 예산문제 등에 부딪혀 2002년에 실질적 개발중단이란 문제에 부딪히게 되었다[2,3]. 그리하여 일본은 예산 사정의 악화에 따른 HOPE 계획의 재수정을 시작하여, H-IIA 로켓에 의해 종자

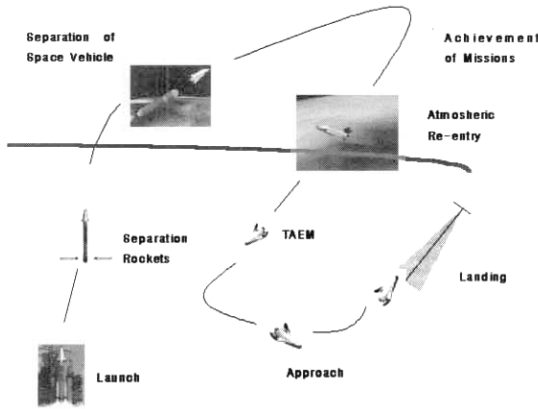


그림 5. Hope-X의 비행 프로파일 구상도

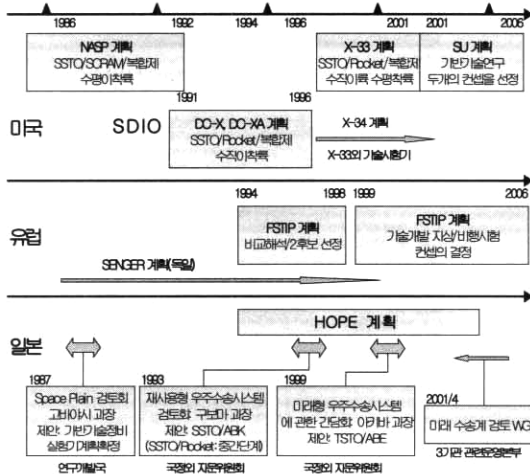


그림 6. 세계의 재사용형 우주비행체 개발 경위

도에서 발사되어 하와이 상공에서 궤도에 투입, 궤도를 1주회한 후 종자도 상공에서 궤도이탈, 크리스마스 섬에 착륙하는 것으로 우주왕복순환 기술의 최소 요구를 실증하기로 하였다. 더욱이 이 HOPE-X 비행 예정은 불과 한번이며 최종적으로는 HOPE-X 비행실험과 전 단계의 소형 데모를 비행하는 것으로만 계획은 축소되었다. 복합재에 의한 실험 사이즈 구조 모델 시작과 강도시험, 자립 분산형 Avionic 시작까지는 진행하기로 하였다. 그림 5는 Hope-X의 비행 프로파일 계획이며 그림 6은 우주기술 선진국들의 재사용형 우주비행체 개발 경위를 연도별로 부연하고 있는데 유럽도 1994년부터 철저한 계획아래 활발한 R&D 활동을 보여

주고 있으며 현재 비행시험과 컨셉결정 단계에 와 있다.

이에 발맞추어 우리나라도 항공우주개발에 있어 경제성의 원리를 갖춘 한국형 우주왕복선에 관한 자체 기술축적의 필요성이 요구된다.

II. 한국의 우주 비행체

2.1 일회용성 발사체 개발 및 계획

1993년에 서해안에서 첫 과학 관측 로켓, KSR-I(일명 과학 1호)의 발사이래 KSR-II에 걸쳐 2002년 11월 국산 첫 액체연료로켓 KSR-III의 발사성공으로 활발한 우주로의 행진을 진행하고 있다. 이처럼 본격적인 우주시대 개막에 발맞추어 우리나라도 우리기술로 만든 인공위성을 우리기술의 발사체로 우리발사장지에서 올린다는 목표아래 우리나라 과학 기술부에서 2001년 1월 30일 전남 고흥군 외나로도에 우주센터 건립지를 선정, 발표하였다. 현재 위성을 발사할 수 있는 발사체 개발 기술 보유국은 세계적으로 12개국인데 자국내 발사장을 운영함으로 비싼 임대료를 내고 외국의 발사장을 빌리지 않아도 된다. 다소 지연되고는 있긴 하지만 계획에 따르면, 우리나라는 KSLV-I 발사체로 2005년까지 100kg급 저궤도 소형 과학 실험용 위성을 발사하며, 2015년까지는 KSLV-II 발사체로 다목적 위성 4기, 과학 위성 4기를 발사하여 막대한 해외 발사 용역비 약 1020억원을 절감할 수 있을 것으로 전망한다. 또한 2010년부터 500kg에서 1톤급의 위성을 발사할 수 있는 발사체의 개발로 위성 발사 서비스 시장에 진출해 외화획득도 전망되며 무엇보다도 우주 발사에 관한 기술축적이 기대된다.

하지만 관련부분 연구에 있어서 많은 부족함을 알 수 있다. 우리나라의 우주산업분야의 1991-1998년도의 특허출원 자료를 보면 우주운반체분야에서 인공위성과 이동통신에 비해 상대적/절대적 부족함이 나타났다. 특히, 인공위성을 이용한 통신분야와 비교하여 상대적으로 선진국 수준과 큰 격차를 보이고 있는 우주운반체 산업분야의 출원량이 전체 우주산업관련 출원의 2%에도 미치지 못하고 있음을 그림 7에서 알 수 있

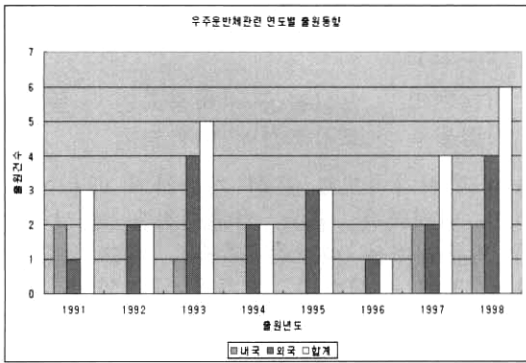


그림 7. 우주우반체 관련 출원동향

다. 근래에 들어서는 다소 활발함이 일어나긴 하나 아직 미흡함이 많은 편이다[4-6].

2.2 왕복선형 우주비행체의 필요성

미국은 우주연구 후원단체인 X프라이즈 재단을 통해 우주왕복 비행체의 민간경쟁까지 유도하고 있다. 이 재단은 1000만달러의 상금을 걸고 민간우주선 개발을 주도하였는데, ANSARI X PRIZE는 2003년 9월 발표되었고, 미국 러시아 영국 루마니아 이스라엘 등지에서 이 경쟁에 참여 참신한 아이디어로 왕복형 우주선 사업을 한층 더 발전시키는 계기를 만들어 가고 있다. 왕복형 우주비행체와 일회용성의 차이점은 단적으로 말하자면 대기권 재진입의 유무에 있는데 그 기동을 가능하게 하는 항공역학적 제어면 특성은 역사적으로 볼 때 그림 8과 같이 여러 가지 개념[7]으로 발전되어 왔다.

우리나라의 경우, 위성의 수명을 고려할

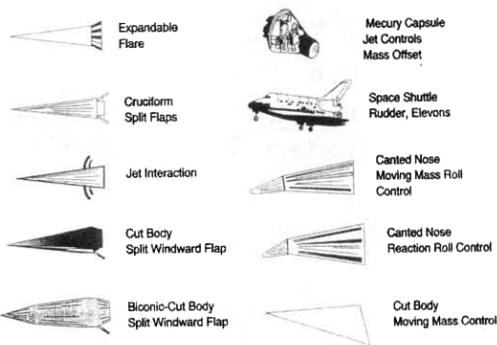


그림 8. Maneuvering re-entry vehicle control concepts

때 현재 운용중인 위성의 대용과 추후 계획된 새로운 많은 수의 위성발사를 생각하면 현재 연구개발중인 일회용성의 발사체에 안주할 수 없는 형편이다. 또한 ISS의 우주광선 연구모듈 등 몇몇 연구에 참여하고자하는 사업을 추진 중인 우리나라는 우주로의 인력, 물자수송 등을 위한 잦은 발사가 요구되는데 경제적 문제를 충족시키기엔 개발중인 일회용성 발사체로는 역부족이다. 아직 일회용성의 다단 발사체도 완성하지 못한 우리나라의 입장에서 볼 때 기존의 우주왕복선과 같은 우주 비행체의 연구개발이 시기상조라 반문할 수 있겠지만 기초적 R&D 초석을 다져 놓지 않으면 곧 다가올 우주시대의 경쟁에서 뒤 처지게 될 것이다. 또한 이것은 과학, 경제를 떠나 국방적 측면 등 모든 면에서 우위를 차지할 수 없게 될 것으로 전망된다.

2.3 시장규모와 중요성

인공위성의 발사 서비스로 세계시장을 기대하기는 절대로 쉬운 일이 아니다. 대형 위성 발사의 수요는 세계에서든 연간 30기에 지나지 않는다. 일본의 경우도 H2A로켓의 시장규모를 3000억엔[2,3]으로 그다지 크게 전망하고 있진 않다. 또한 신뢰성과 실적으로 승리하는 구미와 낮은 비용으로 승부하는 중국 등 라이벌이 그 좁은 시장에 밀집해 있어 새로운 참가는 순탄하진 않을 것으로 전망된다.

하지만 세계적으로 여러 가지 임무의 위성보유국이 많아지고 있으며 반면에 운반체 기술 보유국은 한정되어 있으므로 장기적 안목으로 보면 시장규모는 더욱 더 커질 것이며 자체기술의 축적만이 이 시장을 넘나다 볼 수 있을 것으로 사료된다. 또한 우주비즈니스 동향과는 관계없이 우리 위성들의 자체 발사와 우리나라의 국방과 관련되는 정보수집과 국가의 안전보장과 관련된 위성을 순수 자국 능력으로 발사, 운용, 유지하는 수단을 확보하는 것이 더 중요하다고 할 수 있다. 다시 말해, 앞선 한국형 발사체의 발사의 성공 및 실패에 일희일비하는 것이 아니라 왕복형 우주비행체 개발의 명확한 계획과 전략을 그려 필요성을 간파한 후에 안정된 개발을 진행하는 것이 중요하다고 본다.

II. 한국형 우주왕복선 개발

여기서 언급하는 우주왕복선은 왕복형 우주비행체를 의미하며, 일회용성 발사체와 비교해 이것의 현저한 차이점은 대기권 재진입의 유무에 있다고 할 수 있다. 그러나 앞서 언급하였지만 근래에 100% 경제성의 필요성에 의거 연구되고 있는 RLV와는 달리 50% 재사용형이라고 정의할 수 있다. 즉, 우주왕복선의 개발 단계가 미국, 일본, 유럽 등도 그러하였듯이 2단 왕복선을 개발 성공한 후 1단 왕복선으로 넘어가는 것이 바람직하다고 생각한다.

먼저 왕복형 비행체의 비행 프로파일은 다음과 같이 정의된다.

3.1 비행 프로파일

왕복형 우주선은 발사에서 대기권 재진입을 통한 착륙까지 다음의 비행의 6단계의 프로파일을 거쳐야 하며 4단계 이후의 임무들이 일회용형의 기존의 비행체에는 포함되지 않는 내용들이다.

1. 발사(Launch)
2. 궤도진입(Orbit entry)
3. 위성방출(Satellite ejection) 및 우주정거장 랑데뷰(Rendezvous with the space station)
4. 랑데뷰 분리(Separation from the space station)
5. 궤도이탈(De-orbit)
6. 대기권 재진입(Re-Entry)
 - 6.1 RE : Re-Entry phase
 - 6.2 TAEM : Terminal Area Energy Management phase
 - 6.3 A/L : Approach/Landing phase

대기권 진입인 6번 단계는 비행제어 시스템 [8-14]의 임무에 따라 위와 같이 세 종류의 phase로 구분하여 설계되어야 한다. 이는 추력을 사용하지 않는 단 한번의 활공비행으로 목표 활주로까지 안전한 비행을 보장받기 위한 것이다. phase에 따른 대표적인 비행방식을 설명하면 다음과 같다.

3.1.1 RE Phase

이 phase에서 대기권 재진입 궤적은 항력

가속도로 정의되는데 그 이유는 재진입시 구속조건인

- 비행거리 · 균형활공 · 하중요인 · 동압
- 가열율 · 초기조건에 비행능력

들이 항력가속도로 표현 가능하기 때문이다. 먼저 최적화를 통한 기준궤적을 생성하고 이 기준궤적을 따르는 추적은 뱅크각의 변화를 통해 수행한다. 대기권 재진입이 시작되는 지점은 해발고도 120 km ~ 100 km 정도인데 여기서부터 해발고도 87 km 정도까지는 대기가 희박하여 제어면을 동작하여도 비행체의 기동에 영향을 주지 못한다. 그리하여 이 영역에서는 기준궤적의 시작지점으로 유도 가능한 고정된 뱅크각으로 비행하고 그 이후로는 기준궤적 상으로의 추적을 수행하게 된다.

3.1.2 TAEM Phase

RE Phase에서는 일반적으로 뱅크각을 사용하여 down-range와 cross-range를 제어하기 때문에 그 유도 정도가 에너지나 정확한 지점의 착륙에는 불충분하다. 그러므로 TAEM Phase는 재진입 Phase의 최종조건을 초기조건으로 하여 기체의 에너지 자체를 조종하는 유도제어 시스템을 필요로 하게 된다. 이러한 에너지 조종으로 활주로에 직선으로 접근할 수 있는 지점까지 유도해서 착륙에 충분한 정밀도를 유지하여 A/L Phase로 기체를 인도하는 것을 TAEM Phase의 목적으로 하고 있다. 이를 위해 최종 진입경로에 접하도록 설치된 고정반경의 HAC(Heading Alignment Cylinder)로 불리는 가상의 원통을 이용하여 이것에 감기도록 비행하면서 에너지를 감소하게 되는데 그림 9가 이를 부연해 준다.

3.1.3 A/L Phase

A/L phase의 시스템은 TAEM으로부터 넘겨받은 최종조건을 초기조건으로 하여 기

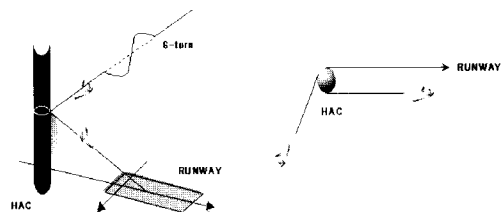


그림 9. HAC에 의한 유도

체의 위치를 DGPS의 도움을 받아 위치, 고도, 자세를 계산하면서 활주로 위로 정확하게 기체를 유도, 착륙, 정지시키는 데 목적을 둔 것으로, DGPS의 데이터로 각 시간간격별로 위치를 계산하고 제어법칙의 결과와 비교해서 오차를 계산해 감소시켜 나가는 알고리즘으로 구성된다. 자율착륙을 위한 시스템의 설계 시 고려되어야 할 중요 파라메타는 종방향 항공역학과 항법오차, 데이터 센서오차 등이다. 종방향 유도법칙은 기준계적 계산, 속도제어, 유도부분으로 나뉘어 있는데 유도부분은 비행 특성에 따라 내부적으로 다음 세 가지의 phase로 구분된다.

- Steep glide slope phase
- Preflare and Shallow glide slope phase
- Final Flare phase

그림 10은 GNC 시스템의 블록선도 예시이며, 그림 11는 phase에 따른 A/L을 위한 기준계적용, 표 3은 Hope-X의 phase에 따른 속도와 고도조건들을 부연하고 있다.

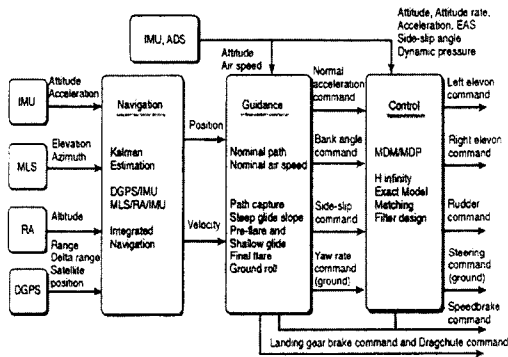


그림 10. GNC system function block diagram

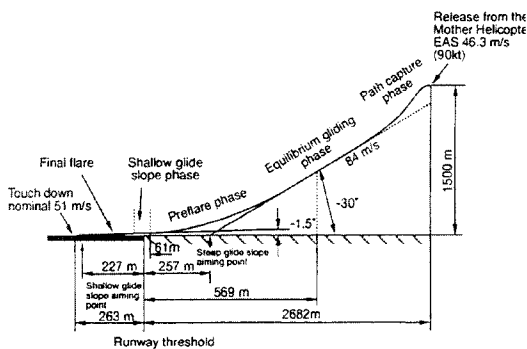


그림 13. Reference landing trajectory

표 3. Hope-X의 phase에 따른 특성

Altitude (km)	Earth realtive speed (m/s)	Flight range (km)	Phases
120	7,438	-	Re-Entry interface
~ 27	-	4,000	Re-Entry
27	760	-	TAEM interface
~3	-	60	TAEM
3	130~140	-	A/L interfece
~0	-	6	A/L

3.2 대기 모델

대기권 재진입에 있어서 대기모델은 항공역학 계수 측면에서 아주 중요하다고 말할 수 있다. 정확한 대기모델의 예측은 정확하고 안정성 있는 비행을 보장할 수 있다, 하지만 대기는 항상 변화하기 때문에 이를 실제에 가깝게 예측하고 추정하는 것은 쉬운 일이 아니다. 미국의 우주왕복선에서 주로 사용되었던 대기모델은 US76 모델이었고

표 4. Seven-layer 1976 atmosphere

Layer index	Geopotential altitude (h: km)	Geometric altitude (Z: km)	Molecular temperature (T _M : K)	Definitions	Lapse rate (L _h : K/km)
0	0.0	0.0	288.150	Troposp here	-6.5
1	11.0	11.0102	216.650		
2	20.0	20.0631	216.650		
3	32.0	32.1619	228.650	Stratosp here	+1.0
4	47.0	47.3501	270.650	Mesosp here	+2.8
5	51.0	51.4125	270.650		
6	71.0	71.8020	214.650		
7	84.8520	86.0	186.946		

표 5. 1962 standard atmosphere from 86 km to 700 km

Layer index	Geometric altitude (Z: km)	Molecular temperature (T _M : K)	Kinetic temperature (T: K)	Molecular weigh	Definition	Lapse rate (L _Z : K/km)
7	86.0	186.946	186.946	28.9644	Ther-mosphere	+1.6931
8	100.0	210.65	210.02	28.88		
9	110.0	260.65	257.00	28.56		
10	120.0	360.65	349.49	28.08		
11	150.0	960.65	892.79	26.92		
12	160.0	1110.65	1022.2	26.66		
13	170.0	1210.65	1103.4	26.49		
14	190.0	1350.65	1205.4	25.85		
15	230.0	1550.65	1322.3	24.70		
16	300.0	1830.65	1432.1	22.65		
17	400.0	2160.65	1487.4	19.94		
18	500.0	2420.65	1506.1	16.84		
19	600.0	2590.65	1506.1	16.84		
20	700.0	2700.65	1507.6	16.17	Exosphere	+1.1

이를 수식화한 지수함수 모델도 이용되었다. 표 4와 5는 기하학적 고도(geometric altitude) 0 km~700 km까지의 대기모델[12]의 특성을 보여주고 있다.

3.3 한국의 나아갈 방향

대기권 재진입이 가능한 한국형 우주비행체의 개발은 일본의 Hope-X를 본보기로 하여 다음의 관점들이 주의 깊게 연구와 심의 검토되어야 한다.

첫째로 왕복형 우주비행체는 항공기술만도 아니며 우주기술만도 아니다. 두 기술의 융합이 성공적으로 이루어져야만 탄생할 수 있는 걸작이다. 또한 비행경험이 많이 요구되며 프로젝트 기간이 20여년 정도로 상당히 장기간이 요구되기 때문에 사회정세와의 괴리가 생길 수 있다. Budget 부분에 있어서는 우주관련 기업들의 거품 없는 실비 상정 개발비가 잘 측정되어야 할 것이다. 마지막으로 일본의 경우는 이미 개발된 H-II로켓을 등에 업고 이 사업을 시작하였지만 우리나라는 아직 일회용성 발사체가 완성단계가 아니라는 점이다. 우리나라의 발사체 사업의 계획에 차질이 없다면 2010년 이후면 완성된 발사체를 갖게 될 것임으로 일본과 동등한 시점에서 조망 가능하다.

Hope-X의 초기 설계 시 화제가 되었던 몇 가지 일화 중 일본 우주개발사업단의 고다이 토미후미의 일화를 소개하고자 한다. 그는

- ① "HOPE는 여러 번 착륙하여 사명은 끝났지만, 우주에서 필요 없는 무거운 착륙장치(landing gear)랜딩기어는 5만회 착륙에도 견딜 수 있을 것이다."
- ② "정안정을 취하기 위해서 tip fin을 크게 하면 중심이 내려간다. 그래서 날개를 크게 하면 중심이 뒤로 움직인다. 이 악 순환으로 fin이 다다미처럼 커진다. 30년 전 로켓과 같은 설계 레벨이다."
- ③ "Avionic이 커서 전력이 필요하다. 전원이 늘어나 커지면, 우주로의 방열 장치도 커진다."

정리해서 말하면 우주에서 불필요한 랜딩기어와 날개, 무거운 Avionic을 운반하기 때문에 Payload 제로인 HOPE가 된다고 하였다. 이렇듯 항공과 우주기술의 융합에는 넘어야

할 적지 않는 산들이 산재해 있다.

한국형 왕복 우주비행체의 개발은 많은 심도 있는 연구와 미래를 예측하는 철저한 기획이 요구된다. 하지만 미국, 일본, 유럽 등의 선례를 잘 분석, 파악하며 꾸준히 기술을 따라잡는다면 우리도 머지 않는 미래에 우리만의 왕복형 우주비행체를 갖게 될 것으로 확신하며 이것이야말로 우리나라의 본격적인 우주시대의 문을 여는 주요 열쇠가 아닌가 생각한다. 또한 철저히 모듈화된 통합 재진입 비행 제어시스템(IRFCS)과 방열시스템, 구조시스템은 머지않은 우리나라의 본격적인 우주시대 개막에 큰 초석을 제공할 뿐 아니라, 확장성이 용이하여 군수사업으로의 전환이 용이하여 우리나라의 국방사업 연구에도 획기적 계기를 마련해줄 것으로 사료되므로 우주시대로 향해 가는 우리나라로서 피해가지 못할 핵심 기술의 하나라고 할 것이다.

참고문헌

- 1) <http://www.nasa.gov/>.
- 2) 일본항공우주학회지 2002년 10월호.
- 3) 일본경제신문, 2001년 09월 03일.
- 4) 한국항공우주산업진흥협회, *세계의 항공우주산업* 15. 2.
- 5) 과학기술정책연구원, *과학기술정책*, 1999. 4.
- 6) 조옥찬 외, *21세기의 우주시스템 개발*, 인하대학교, 1999. 4.
- 7) F. J. Regan, *Dynamic of Atmospheric Re-entry*, AIAA Education Series, 1993.
- 8) 이대우, 조겸래, "피드백 선형화법을 이용한 대기권 재진입 비행체의 종방향/횡방향 궤적의 유도제어", *한국항공우주학회지*, 제28권 제2호, 2000년, pp.108-117.
- 9) 이대우, 조겸래, "우주비행체의 대기권 재진입 기준궤적 해석", *한국정밀공학회지*, 제17권 제 6호, 2000년, pp.111-118.
- 10) 이대우, 조겸래, "기준궤적 수정을 통한 대기권 재진입 우주비행체의 비행거리 제어", *한국항공우주학회지*, 제28권 제6호, 2000년, pp.77-85.
- 11) 이대우, 조겸래, "외관관측기를 이용한 대기권 재진입 궤적 추종성능 향상", *한국항공우주학회지*, 제30권 제1호, 2002년,

pp.75-81.

12) D. W. Lee and K. R. Cho, "Reference Trajectory Analysis and Trajectory Control by the Bank Angle for Re-entry Vehicle", *KSME International Journal*, Vol.16, No 6, 2002.

13) 이대우, 조겸래, "몬테-칼로 모의실험을

이용한 대기권 재진입 시스템의 불확실성 성능 평가", *한국항공우주학회지*, 제30권 제7호, 2002년.

14) D. W. Lee and K. R. Cho, "Re-entry Trajectory Tracking Via an Inverse Dynamics Methods", *KSME International Journal*, Vol.18, No.9, 2004, pp.1519-1528.