
한국형발사체(누리호) 프레스킷(Press Kit)



2021. 9.

한국항공우주연구원

목 차

1. 한국형발사체(누리호) 개발 사업 개요	3
2. 누리호 제원 및 특징	4
3. 누리호 발사 개요	6
4. 발사 준비 및 발사	7
5. 누리호 발사 운용 세부 일정	8
6. 누리호 비행 시퀀스.....	10
7. 발사 운용 체계	12
8. 발사 기상 조건.....	16
9. 경계구역 설정	17
10. 누리호 개발 참여 주요 산업체 현황	19
11. 누리호 개발 의미와 주요 성과	22
참고 1. 국내 발사체 개발 현황	31
2. 나로우주센터	33
3. 주요국 발사체 개발 현황	34
4. 주요국 우주개발 예산 현황	36

□ 사업목표 및 예산

- (목표) 1.5톤급 실용위성을 지구저궤도(600~800km)에 투입할 수 있는 발사체 개발 및 우주발사체 기술 확보
- (기간/예산) '10.3월~'22.10월 / 1조 9,572 억원

□ 단계별 개발 목표

- 1단계(2010.3~2015.7) : 시스템설계 및 예비설계
 - 7톤급 액체엔진 개발 및 시험설비 개발·구축
- 2단계(2015.8~2019.2) : 상세설계 및 제작·시험
 - 발사체 및 엔진 상세설계
 - 75톤급 지상용 엔진 및 시험발사체 개발 완료
 - 시험발사체 시험 발사('18.11.28)
- 3단계(2018.4~2022.10) : 발사체 인증 및 발사운영
 - 3단형 발사체 시스템 기술 개발 완료
 - 3단형 발사체 비행모델 제작 및 발사(2회 발사, '21.10/22.5)
 - 1차 발사('21.10) : 위성 모사체(더미), 2차 발사('22.5) : 성능검증위성 및 위성모사체(더미)

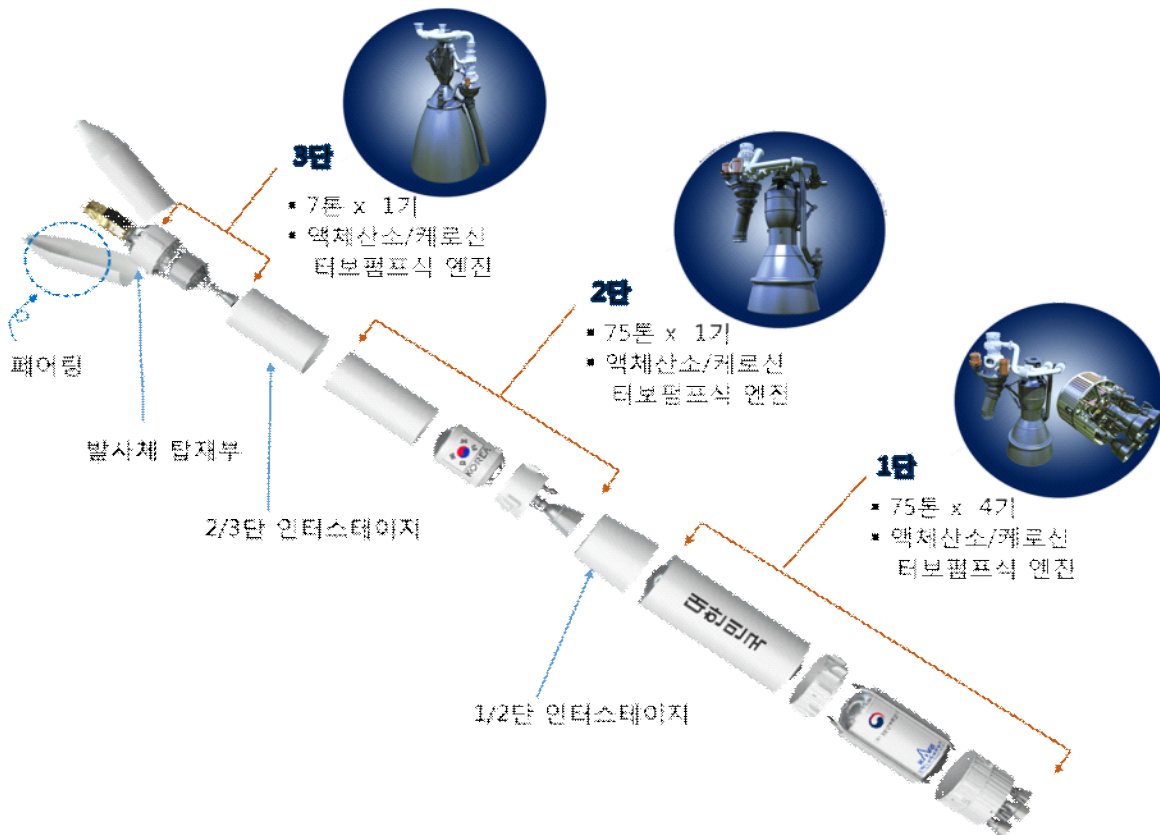
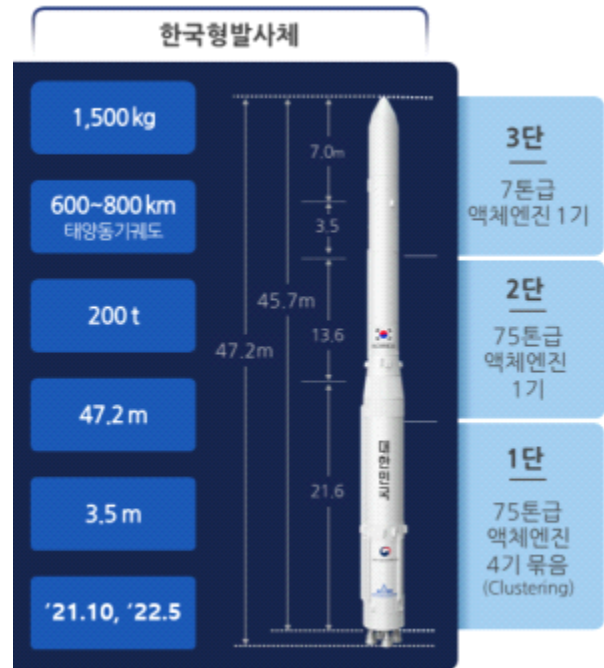
□ 주요 사업내용

- 발사체 및 액체엔진 설계, 제작 및 시험
- 액체엔진 시험설비 및 발사 관련 시설 장비 개발·구축
- 75톤급 액체엔진 개발 후 시험발사를 통한 성능검증('18.11)
- 발사체 조립, 지상인증 후 한국형발사체 발사(2회)

2

누리호 제원 및 특징

- 길이/중량 : 47.2m/200톤
 - 연료(56.5톤), 산화제(126톤)
- 탑재중량 : 1,500kg
- 투입궤도 : 600~800km
- 최대직경 : 3.5m
- 단 구성
 - 1단 : 75톤급 액체엔진 4기
 - 2단 : 75톤급 액체엔진 1기
 - 3단 : 7톤 액체엔진 1기



< 누리호 단별 구성 >

<나로호, 시험발사체, 누리호 제원 비교>

구 분	나로호(KSLV-I)	시험발사체	누리호(KSLV-II)
탑재중량	100kg	-	1,500kg
투입고도	300km	-	600~800km
총 중량	140t	52.1t	200t
총 길이	33.5m	25.8m	47.2m
최대직경	2.9m	2.6m	3.5m
엔진 추력	1단 액체엔진(170톤) 2단 고체엔진(7톤)	1단 액체엔진(75톤)	1단 액체엔진(300톤) 2단 액체엔진(75톤) 3단 액체엔진(7톤)
발사시기	'09, '10, '13	'18.11	1차 발사('21.10) 2차 발사('22. 5)
연구개발 인력	165명	250명	
예산	5,205 억원	1조 9,572 억원	



3

발사 개요

발사 수행기관 : 한국항공우주연구원

발사체 : 한국형발사체(누리호, KSLV-II)

발사장소 : 나로우주센터(전남 고흥군 봉래면 하반로 508)

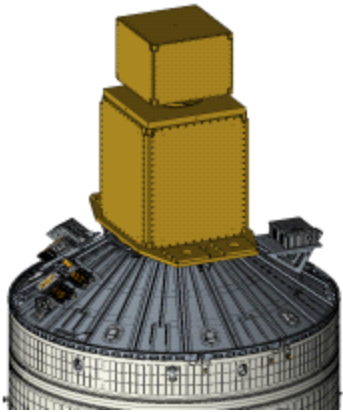
○ 동경 127.53도, 북위 34.43도

발사 예정일

○ 2021년 10월 21일(발사예비기간 : '21.10.22~10.28)

※ 발사시간 : 발사당일 발사 전 발사 준비 및 운용 등을 고려하여 오후(가능시간 : 15:00~19:00)로 결정하되 발사 당일 기상상황과 우주궤도를 돌고 있는 우주물체와의 충돌을 충분히 피할 수 있는 시간대까지 고려하여 발사 당일 최종적으로 확정 예정

탑재체 : 위성 모사체

탑재체	사진	세부내용
위성 모사체 (더미)		- 위성 모사체 중량 : 1.5톤 (스테인리스 알루미늄 구조체)

4

발사 준비 및 발사

□ 1단계 : 총조립 후 발사대로 이송(L-1)

- 발사체총합조립동에서 총조립이 완료된 누리호는 트랜스포터(Transporter)를 이용하여 발사 하루 전에 발사대로 이송

□ 2단계 : 발사체를 발사대에 설치(L-1)

- 누리호는 발사패드까지 수평 이송 후 이렉터(Erector)*를 이용하여 수직으로 세워 발사패드에 고정

* 이렉터(Erector) : 총조립된 누리호를 발사대 발사패드 위로 세우는 자세 제어 기능 수행



<누리호 Roll-out>



<이송>



<발사대 기립>

□ 3단계 : 최종점검 및 추진제 주입(L-day)

- 수직으로 발사대에 세워진 누리호는 연료와 전기 계통을 중심으로 모든 부분을 종합적으로 점검하고 발사 약 4시간 전부터 연료와 산화제 주입을 위한 절차가 시작되고, 연료와 산화제가 주입되면 모든 발사 준비는 완료됨

□ 4단계 : 발사자동운용 및 발사(L-day)

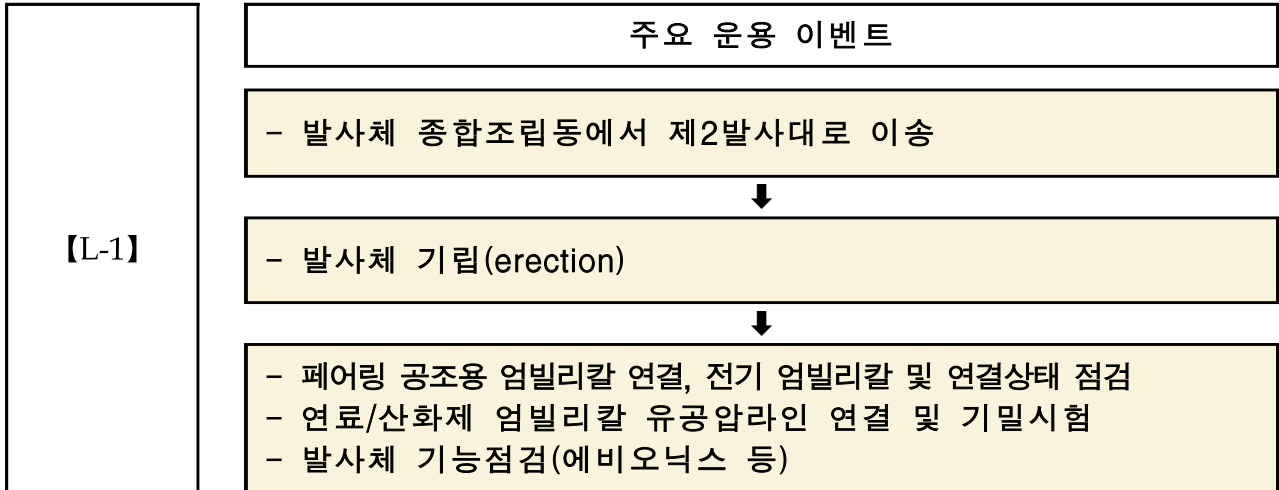
- 발사 예정 시간까지 모든 기기가 정상 상태를 유지하고 기상 상태와 주변 환경 등이 발사에 이상이 없을 경우, 발사 10분 전부터 발사자동운용* 시작

* 발사자동운용 : 발사 10분 전부터 발사체 이륙 직전까지 1단과 2단의 발사관제시스템에 의하여 자동적으로 이뤄지는 준비 작업

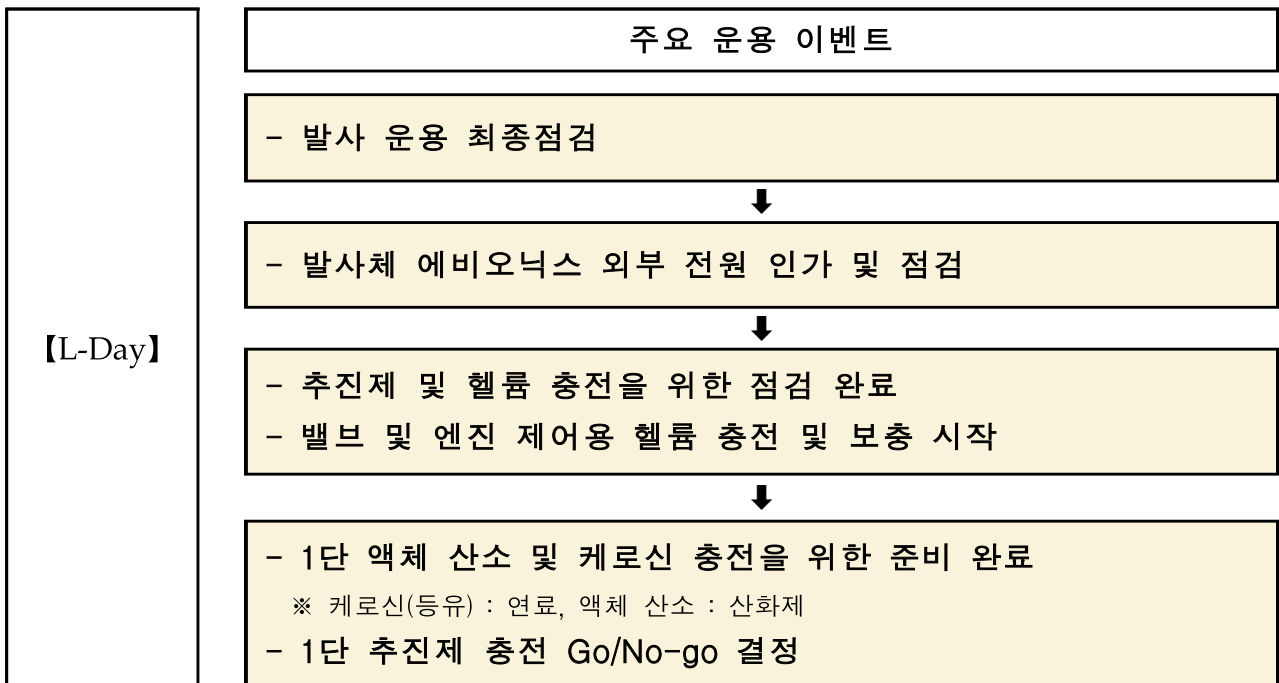
5

누리호 발사 운용 세부일정

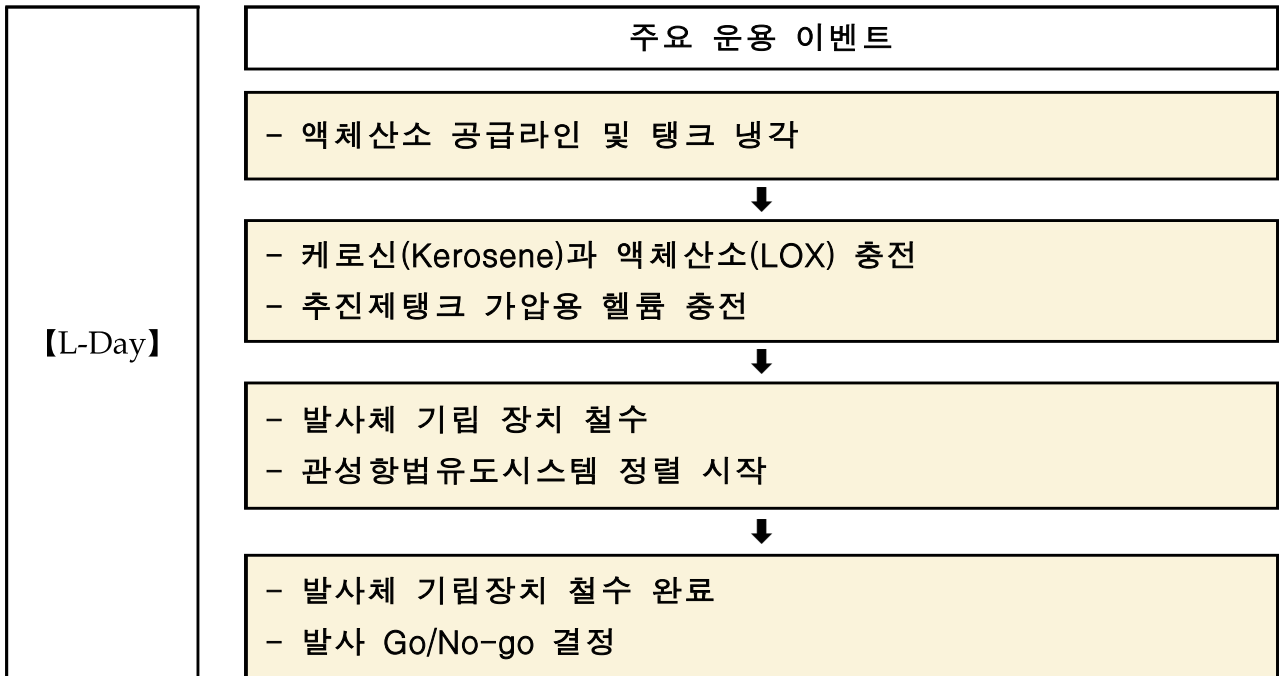
【L-1】 발사 준비 : 발사체 이송 및 발사체 접속



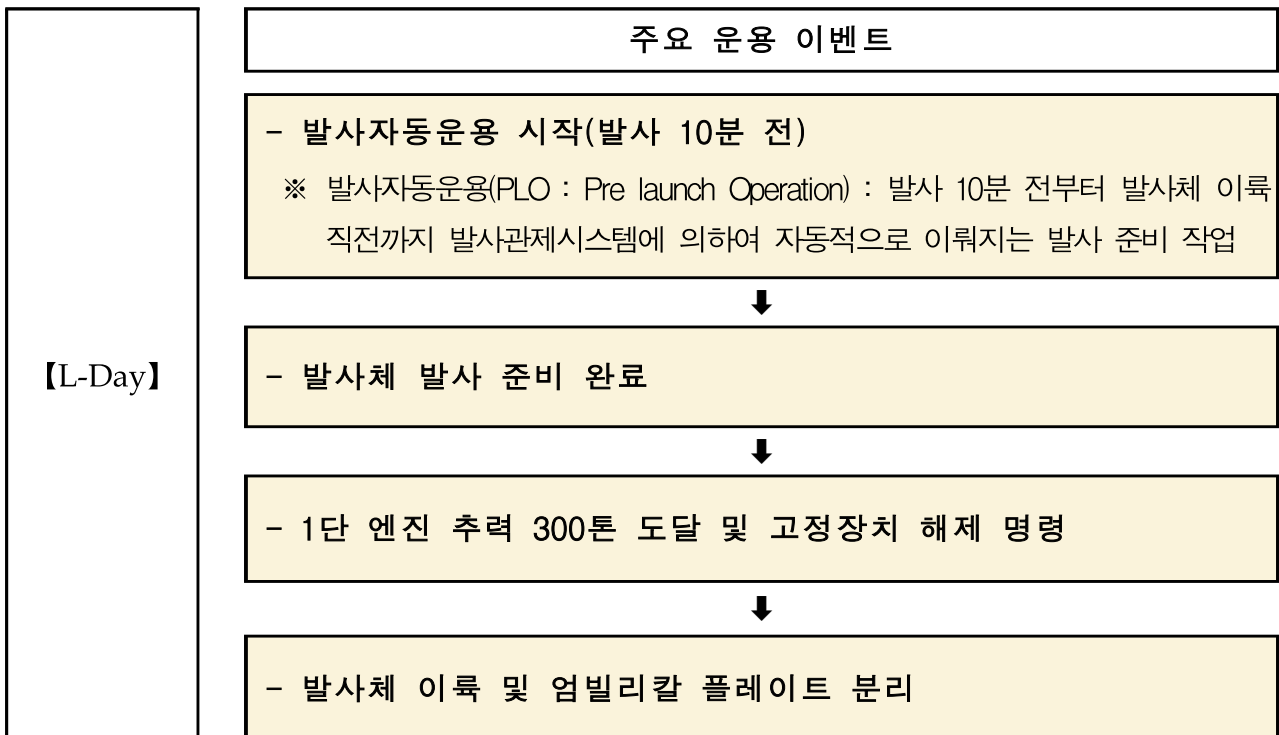
【L-Day】 발사 운용 : 추진제 충전을 위한 점검 및 헬륨 충전



【L-Day】 발사 운용 : 추진체 충전 및 기립 장치 철수

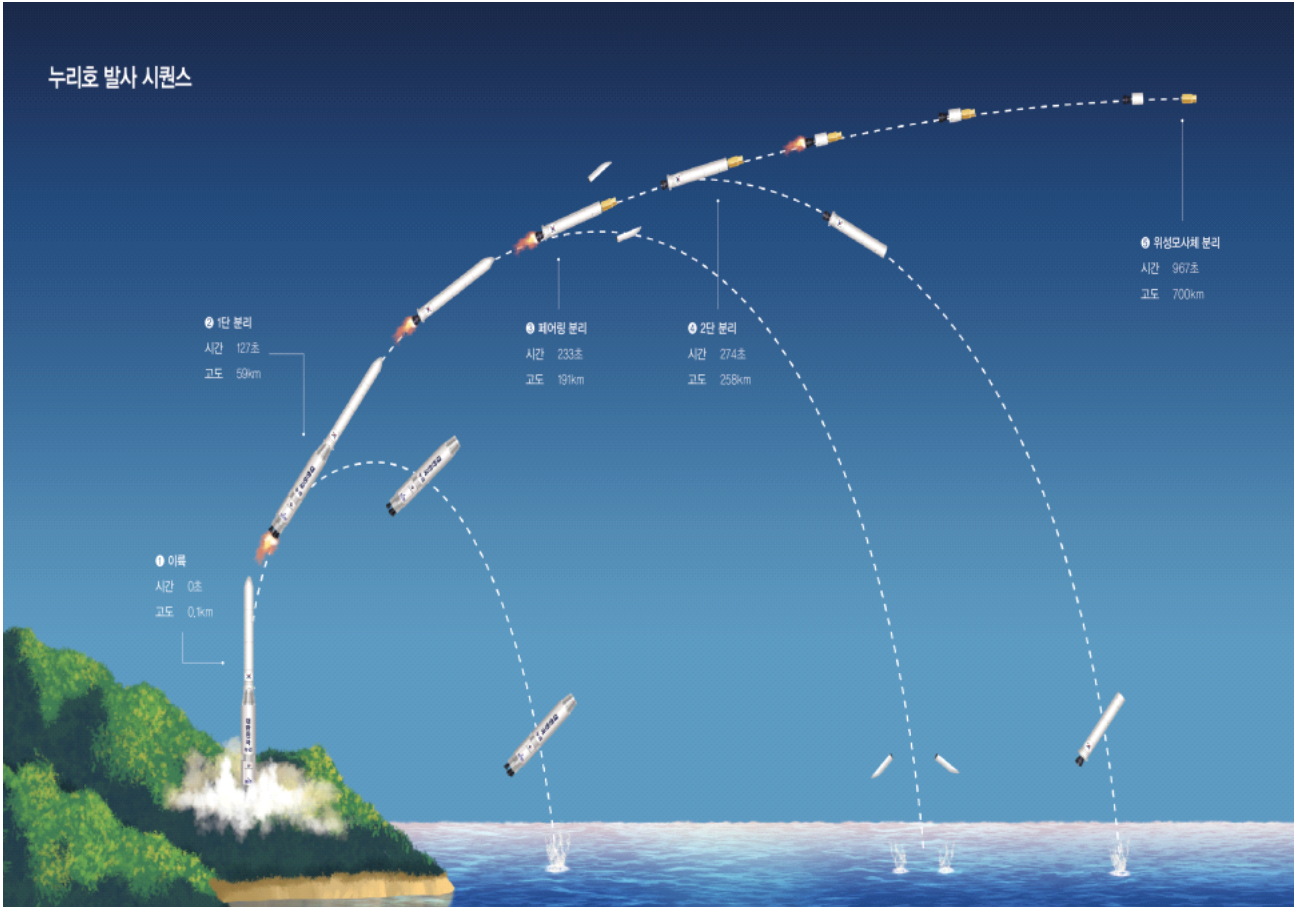


【발사 10분 전】 발사자동운용(PLO)



6

누리호 1차 비행 시퀀스



<누리호 비행 시퀀스>

상황	발사기준 (L+)	예상시간 (16:00발사 기준)	고도(km)	작동 및 교신 절차
발사 (이륙)	-	16:00 00	0.1km	이륙
	127초	16:02 07	59km	1단 분리
	233초	16:03 53	191km	페어링 분리
	274초	16:04 34	258km	2단 분리
	967초	16:16 07	700km	위성모사체 분리 (목표궤도에서 위성모사체 분리 여부 데이터 확인까지는 약 30분 소요)

※ 상기 발사 시퀀스는 발사 당일 기상조건 등의 상황에 따라 변동될 수 있음

- 나로우주센터에서 발사된 누리호는 제주도와 일본 후쿠에지마에서 각각 약 100km 떨어진 곳을 지나 비행하게 됨
- 페어링 분리는 발사장에서 251km 떨어진 고도 191km에서 이루어 지는데, 실제 낙하되는 예상 지역은 발사장에서 약 1,514km 떨어진 해상으로 예측됨
- 1단 예상 낙하지점 발사장에서 약 413km 떨어진 해상이며, 2단의 낙하 예상지점은 발사장으로부터 지상거리 약 2,800km 해상임



<1단, 페어링, 2단 예상 낙하시점 >

□ 발사 운용 체계

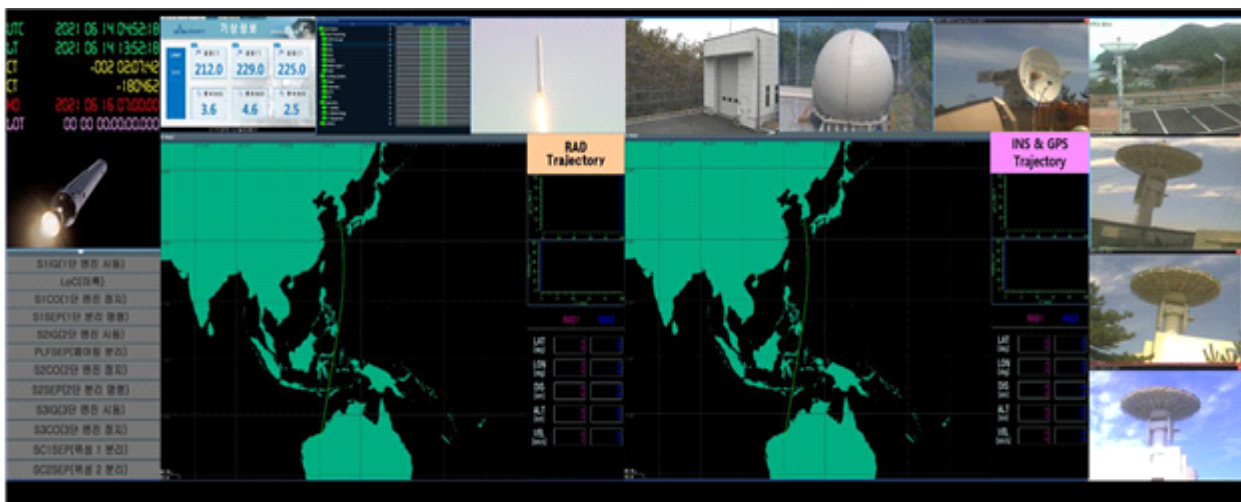
- 발사지휘센터(MDC)는 누리호 발사에 대한 총괄 지휘를 담당. 이곳에서는 발사 관련 시설에 관한 상황 정보들을 보고받고 이를 종합적으로 판단하며, 발사관리위원회를 통해 최종 발사 여부를 결정함
- 발사관제센터(LCC)는 발사대에 위치한 중앙공용시설을 통제하면서 추진제 및 가스 등의 제어 및 감시 역할을 수행하며 발사 명령을 기다림
- 비행안전통제센터(FSC)는 누리호의 발사 직후부터 임무 종료 시까지 비행안전과 관련된 모든 업무를 처리함
- 발사안전통제실은 발사 시 발사 안전을 위해 발사장, 해상, 공역의 안전을 감시 및 제어함



<발사지휘센터, MDC>



<발사체통제센터, LCC>



<발사지휘센터(MDC) 전광판 화면>

○ Time Display

UTC	2021 06 14 04:52:18	- UTC : Universal Time Coordinated
LT	2021 06 14 13:52:18	- LT : Local Time
CT	-002 02:07:42	- CT : Countdown Time (HH:MM:SS)
CT	-180462	- CT : Countdown Time (SS)
H0	2021 06 16 07:00:00	- H0 : Hour Zero (Launch Time)
LOT	00 00 00:00:00.000	- LOT : Lift-Off Time

□ 비행통신 및 추적관제

- 누리호를 추적하기 위해 나로우주센터와 제주도에 추적 레이더 및 텔레메트리 안테나가 설치되어 운용되며, 비행 후반부의 추적을 위해 팔라우 추적소에 텔레메트리 안테나가 설치되어 운용됨
- 나로우주센터에는 최대 3,000km까지 발사체를 추적, 실시간 위치정보를 확보할 수 있는 추적레이더와 최대 2,000km까지 발사체의 비행궤적, 동작상태 등을 확인할 수 있는 텔레메트리(원격자료수신장비) 등을 구축·운영
- 추적레이더는 누리호의 위치정보(방위각, 거리, 고각)를 측정하게 되며,
- 원격자료수신장비는 누리호의 비행궤적, 동작상태 등을 확인. 원격자료는 S-band(2.2GHz 대역)의 무선주파수를 사용하여 위성망, 해저광케이블망을 통해 송신



<누리호 추적관제 범위>

□ 제주추적소

- 연면적 : 1,242m² (Telemetry 2기, Radar 1기)
- 발사체 추적 및 원격자료 수신/실시간 처리
 - 발사체의 지속적인 추적과 정보수신을 위해 추적레이더 1기와 원격자료수신장비(Telemetry) 2기가 위치
 - 원격자료수신장비는 발사에서부터 위성이 분리되어 궤도에 진입할 때까지 위성과 발사체의 전반적인 동작 및 상태 정보를 수신
 - 제주추적소에서는 1단 분리, 페어링분리, 2단 분리 등에 대한 추적과 원격자료 수신이 가능



<추적레이더동>



<원격자료수신장비동, TLM1>



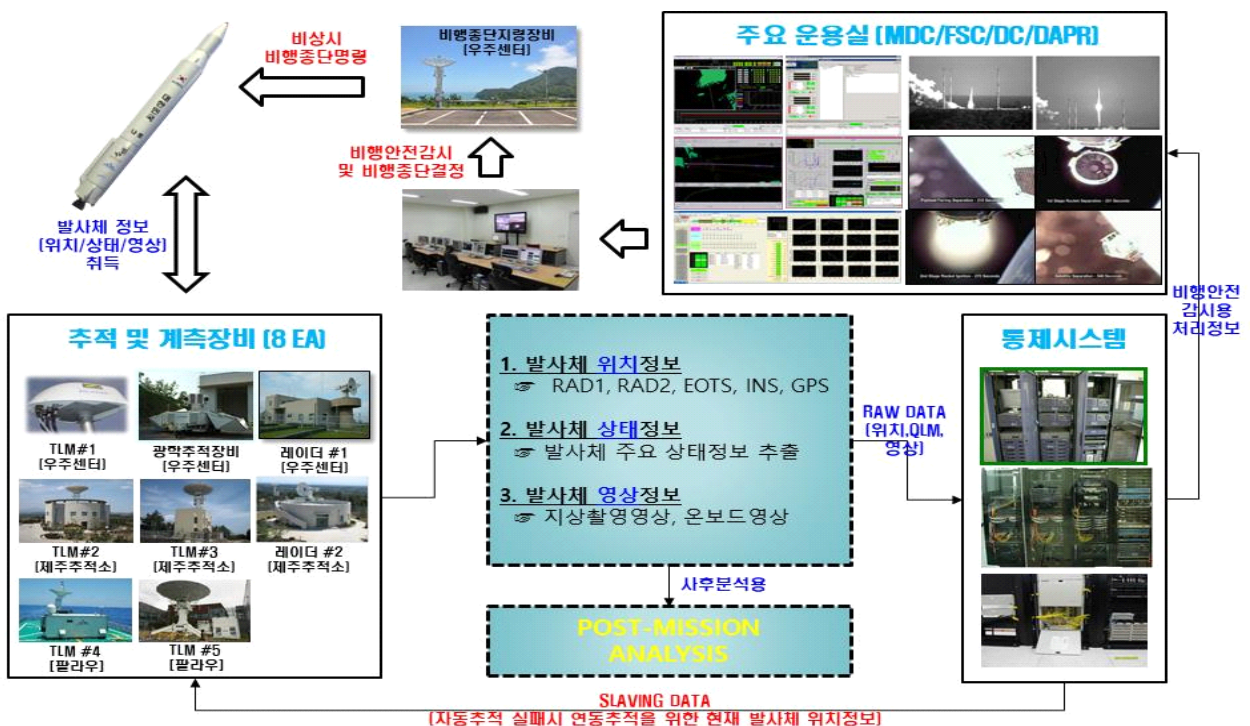
<원격자료수신장비동, TLM2>

□ 팔라우 추적소

- 연면적 : 약 28,000m²
 - 누리호 및 탑재체에 대한 실시간 비행위치와 비행 상태 추적·확인하기 위한 시설
 - 7.3m 및 4.6m급 원격자료수신 안테나*, 위성통신망 및 해저광케이블망 구축, 최대 약 1,700km 거리 발사체로부터 원격자료, 영상 수신 가능
- * 원격자료수신 안테나(Telemetry Ground Station)는 발사체 및 탑재체(위성)에 대한 실시간 비행위치, 동작상태 및 특성(속도, 가속도, 위치, 자세, 단 분리, 위성 분리 신호 및 압력, 온도, 전압, 전류 등에 관한 제반자료를 획득하는 무선통신 시스템으로 발사 임무수행 및 비행안전통제를 위한 필수 장비임
- 해외추적소(팔라우)에서는 3단 엔진 종료 및 위성모사체 분리 이벤트에 대해 자료 수신 가능

□ 주요장비(레이저시스템) 구성 및 기능

구분	구 성	기 능	
비행통신장비	추적레이더	발사체의 추적을 통한 위치정보 획득/저장 및 발사통제장비로 전송(나로우주센터와 제주추적소에 설치)	
	광학추적장비	적외선카메라, 거리측정용 레이더, 비디오카메라를 이용하여 발사순간부터 발사 후 초기구간 발사체 추적을 통한 위치정보/비행 관련 영상정보 획득 및 발사통제장비로 전송	
	원격자료수신장비	발사체(1단/2단/3단/영상)에 대한 각종 상태정보 수신, 실시간 자료처리 및 발사통제장비에 주요정보 제공(나로우주센터, 제주추적소, 팔라우추적소에 설치)	
비행안전장비	비행종단지령장비	발사체의 예상비행궤적 이탈 등의 비정상적 비행 판단 시 비행종단 지령명령 송신	
기상장비	기상레이더	기상레이더	발사체 비행궤적 및 발사대 주위 구름의 실시간 입체관측
		종합낙뢰감지시스템	우주센터 인근의 낙뢰발생 관측을 통한 발사 지원
		기상위성수신장비	위성수신정보를 이용한 구름전선 상태 및 기상현상 파악
		AWS	우주센터 발사대 높이별 풍향, 풍속 자동측정
발사통제장비	발사통제시스템	- 추적/계측장비에서 획득된 발사체 정보를 수신/처리/분배/전시하는 서버 컴퓨터 장비 - 우주센터 대내외 통신망(LAN/음성전용통신장비/표준시각통신망 등)	
기타	고속카메라	발사체 이륙단계의 발사 거동분석을 위해 사용	



<누리호 발사 레이저시스템 구성도>

□ 발사 기상 조건

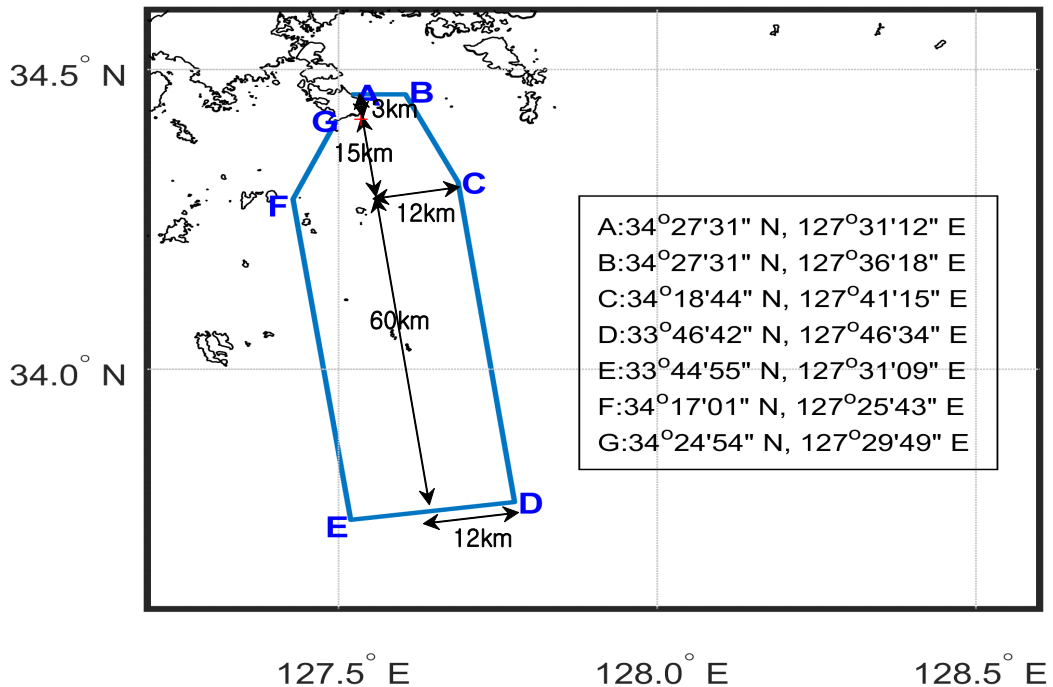
구분	발사 기상환경 판단의 주요 요건	이유
온도	- 영하 10 °C ~ 영상 35 °C	
습도	- 98 % 이하 (25 °C 기준)	
압력	- 94.7 ~ 104 kPa	대기 밀도 변화 우려
지상풍	- 이송, 설치, 발사 : 평균 풍속 15 m/s, 순간 최대풍속 21 m/s - 이렉터 고정 : 평균 풍속 18 m/s, 순간최대 풍속 25 m/s	발사운용 시 안정성 미확보 우려
고층풍	- $q \cdot a < 200 \text{ kPa} \cdot \text{deg}$	비행제어성 미확보 및 하중초과 우려
낙뢰 및 구름	- 비행 경로 상에 번개 방전 가능성이 없는 조건	비행시 탑재체의 전기적인 손상 우려

□ 누리호 발사 경계구역

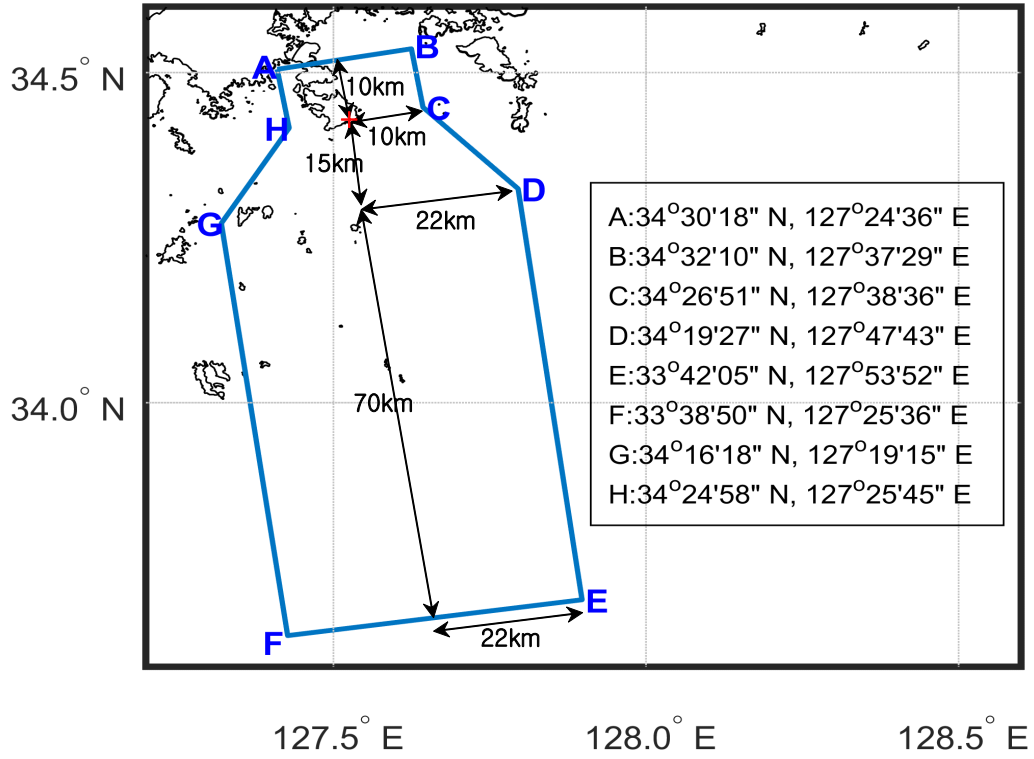
- (육상통제 구역) 발사대를 중심으로 반경 3km 이내



- (해상통제 구역) 비행방향 폭 24km, 길이 78km 해상범위 내



○ (공역통제 구역) 비행방향 폭 44km, 길이 95km 공역범위 내



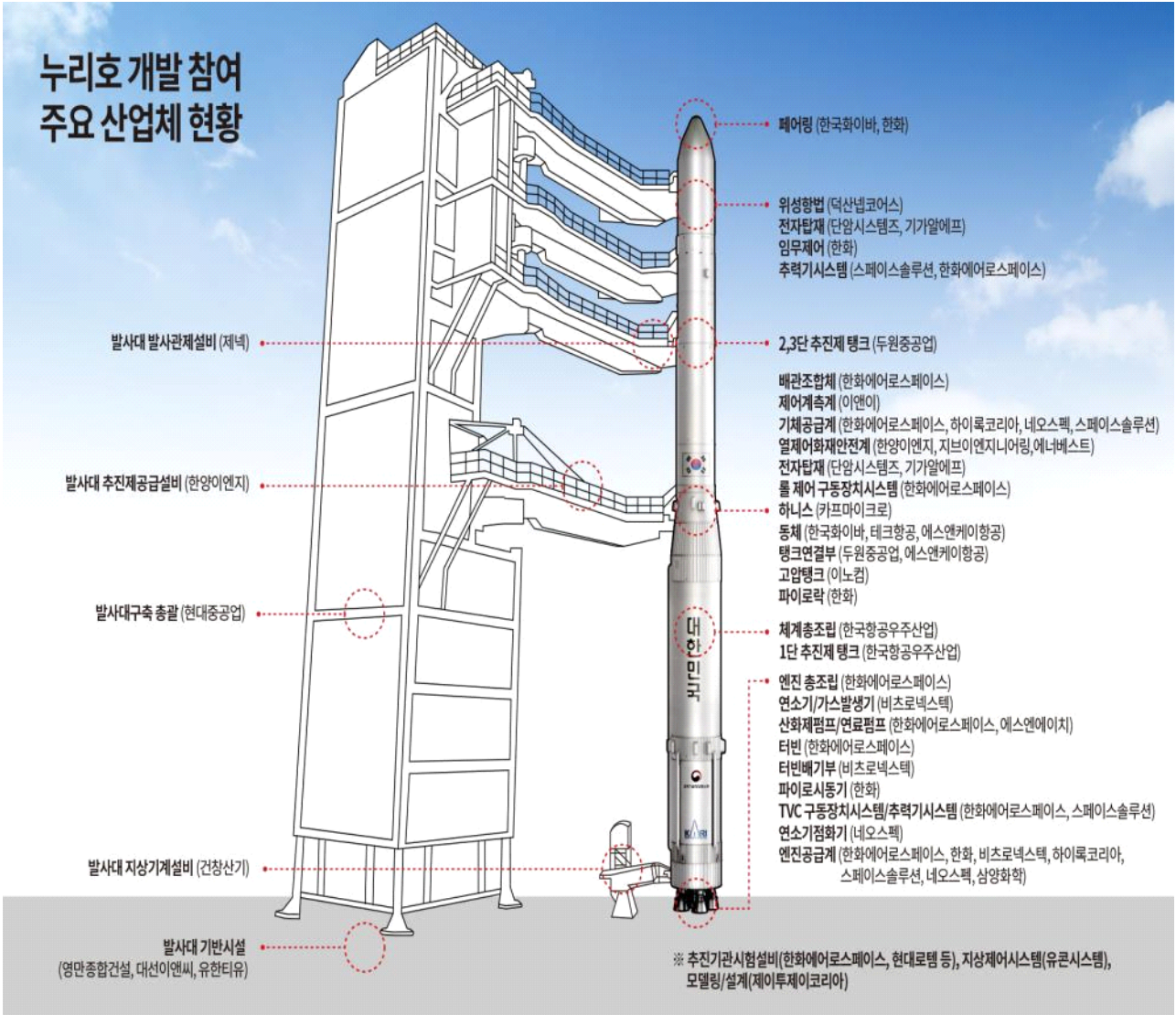
□ 한국형발사체 개발을 통한 산업 생태계 조성 및 역량 강화

- 한국항공우주연구원은 누리호 개발을 통해 산업 생태계 조성
산업체 역량 강화지원
 - 누리호 체계총조립, 엔진조립, 각종 구성품 제작 등 기술 협력을
통해 산업체 역량을 강화하고, 점진적으로 기업의 역할을 확대하여
향후 발사서비스 주관 기업으로 성장할 수 있도록 지원
- 누리호 개발에는 300여개 기업이 참여하며, 독자 개발에 필요한
핵심부품 개발과 제작을 수행하고 있고 주력 참여 30여 개 기업
대상 조사 결과, 약 500명 인력 참여
 - 누리호는 개발 초기 설계단계부터 산·연 공동설계센터를 구축하여
관련 기술이전과 산업체 기술력 향상을 지원(20.12월 기준 총 10개
기업, 40명이 항우연에 상주하며 협업)
 - 누리호 개발 초기부터 관련 산업체의 보유기술, 인력 및 인프라 등을
지속적으로 활용하고 있으며, 총 사업비의 약 80%인 약 1조 5천억 원
규모가 산업체에서 집행
 - * 국내 산업체 집행액 : 나로호 1,775억원 → 한국형발사체 약 1조 5,000억원 예상
- 한국형발사체 개발에 참여한 산업체는 “국내 위성 자력발사를 통해
한국형발사체의 신뢰성을 축적하고, 국내 산업체를 육성·지원하여
자생적 우주산업생태계 조성”을 위한 후속사업에도 지속 참여·성장
가능하며, 국가 우주계획에 따라 우주발사체 발사 역량을 확보하고,
민간 우주 산업체 육성을 통한 신산업 창출 기회가 확대 기대되며
한국형발사체 기술 지속고도화 과정을 통해 우주 수송능력 확장
체계종합기업의 발굴·육성을 예정하고 있음

<누리호 개발 참여 주요 산업체 현황>

분야		주요 기업명
체계종합	체계총조립	한국항공우주산업(KAI)
	지상제어시스템, 하니스, 시험장치, 설계 등	유콘시스템, 카프마이크로, 우레이텍, 한양이엔지, 제이투제이코리아
추진기관 엔진	엔진총조립	한화에어로스페이스
	터보펌프	한화에어로스페이스, 에스엔에이치
	연소기/가스발생기	비츠로넥스텍, 네오스펙
	추진기관 공급계 (밸브류, 점화기 등)	한화에어로스페이스, 한화, 비츠로넥스텍, 하이록코리아, 네오스펙, 스페이스솔루션, 삼양화학
	배관조합체	한화에어로스페이스
	계측시스템	이앤이
구조체	탱크, 동체	한국항공우주산업(KAI), 두원중공업, 에스앤케이항공, 이노컴, 한국화이버, 데크항공
	가속/역추진모터, 페어링, 파이로분리, 설계/시험 등	한화, 한국화이버, 제이투제이코리아, 브이엠브이테크
유도 제어/ 전자	구동장치시스템, 추력기시스템 등	스페이스솔루션, 한화에어로스페이스
	위성항법수신기시스템	덕산넵코어스
	전자탐재시스템	단암시스템즈, 기가알에프, 시스코어
	임무제어시스템	한화
열/공력	열제어/화재안전 등	한양이엔지, 지브이엔지니어링, 에너베스트
발사대	설비 구축	현대중공업, 한양이엔지, 제넥, 건창산기
	토목/건축	영만종합건설, 대선이앤씨, 유한티유
시험설비	설비 구축	한화, 한화에어로스페이스, 현대로템, 한양이엔지, 비츠로넥스텍, 이엠코리아, 신성이엔지
	토목/건축	한진중공업, 계룡건설, 동일건설, 대우산업개발

누리호 개발 참여 주요 산업체 현황



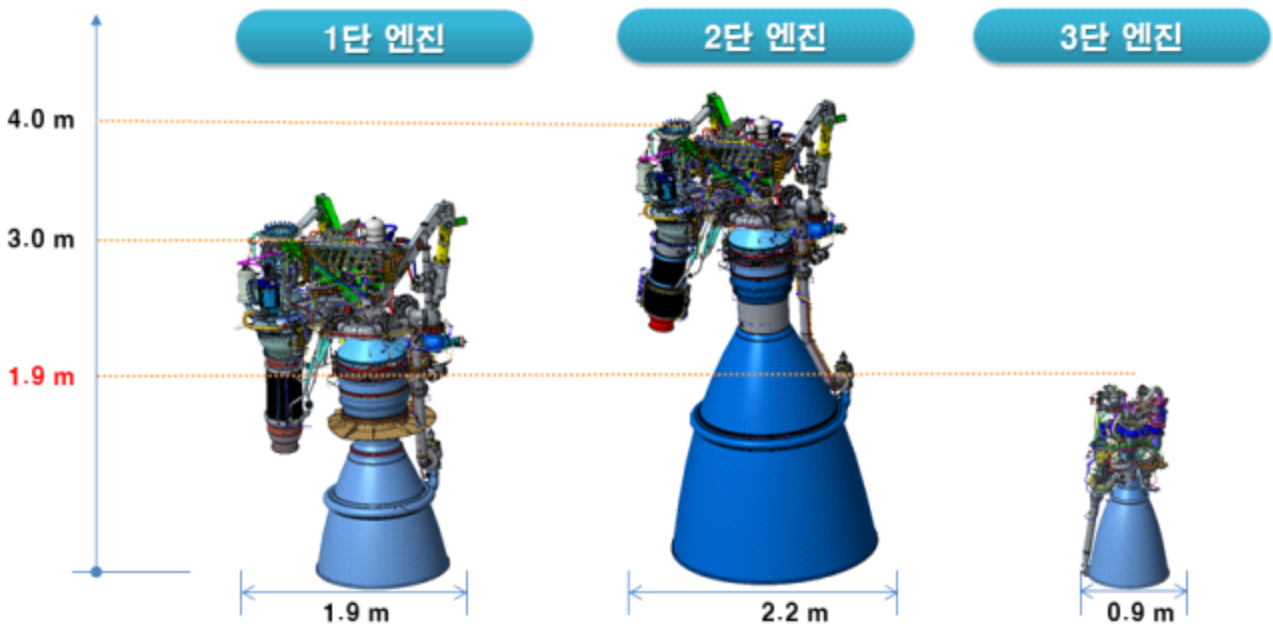
<누리호 개발 참여 산업체 현황>

□ 위성 자력발사, 우주 수송능력 확보

- 발사체 개발 기술은 국가간 기술이전이 엄격히 금지된 분야로 미사일 기술통제체제(MTCR) 및 미국의 수출 규제(ITAR) 등을 통해 우주발사체 기술 이전이 통제되어 있어 독자적인 우주발사체 개발 필요
- 누리호는 1.5톤급 실용위성을 지구 저궤도(600~800km)에 투입할 수 있는 우주발사체로, 개발이 성공적으로 이루어지면 독자 우주 수송 능력을 확보, 국가 우주개발을 안정적으로 수행할 수 있는 바탕을 마련할 수 있음
- 자력발사 능력 보유국은 9개로, 실용급(무게 1t 이상) 위성 발사가 가능한 국가는 6개국임
 - 러시아('57), 미국('58), 유럽(프랑스 등 '65), 중국/일본('70), 인도('80), 이스라엘('88), 이란('09), 북한('12)이 자력 발사에 성공
 - ※ 이스라엘, 이란, 북한은 300kg 이하 위성 자력발사 능력을 보유
- 누리호의 설계, 제작, 시험, 발사 운용 등 모든 과정을 국내 기술로 진행 및 발사체 핵심기술 등 확보
 - 세계 7번째로 중대형 액체로켓엔진 개발, 보유
 - 우주발사체 엔진개발 설비 구축 보유
 - 대형 추진제 탱크 제작 기술 보유
 - 독자 기술로 발사대 구축

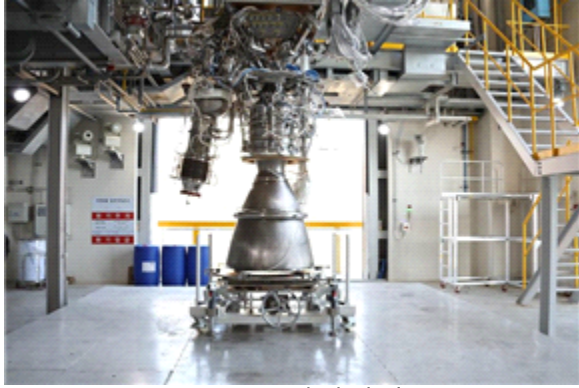
□ 중대형 액체엔진 독자 개발

- 한국형발사체의 주 엔진인 75톤급 및 7톤급 액체엔진을 개발(세계 7번째 중대형 액체로켓엔진 보유) 및 엔진 연소시험을 통한 엔진 신뢰도 향상
- 누리호 엔진 제원

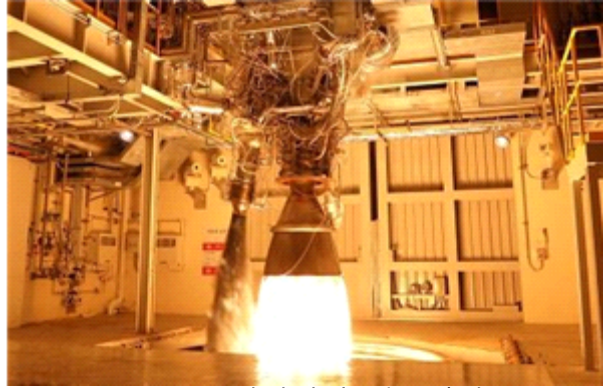


<누리호 엔진 제원>

- 75톤급 엔진은 개발 초기에는 기능과 성능 위주로 설계하여 목표대비 25% 무겁게 설계됐으나 이후 반복적인 엔진 연소시험 등을 통해 엔진 기능과 작동 환경에 대한 데이터 축적, 무게 감량을 위한 설계 개선, 구조 해석, 경량 소재 등을 적용하여 최종적으로 무게를 줄였음
- 75톤급 액체엔진은 현재까지(누리호 발사전까지) 모두 33기의 엔진을 시험, 지상 및 고공모사환경에서 총 184회, 누적연소시간 18,290초를 수행 (21.8 기준)

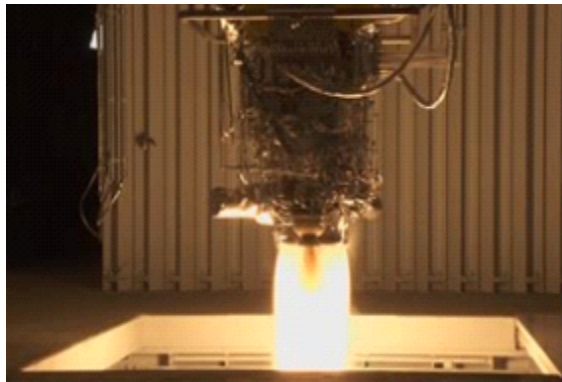


<75톤급 액체엔진>



<75톤급 액체엔진 연소시험>

- 7톤급 액체엔진은 현재 까지 모두 12기의 엔진을 시험, 총 93회, 누적연소시험 16,925.7초를 수행(21.8 기준)



<7톤급 엔진 연소시험>

- ◆ 한국형발사체 1단(75톤급×4=300톤급)은 초당 산화제/연료 1,016kg 사용
 - 케로신 연료를 초당 314kg 사용(드럼통 200리터, 2개에 해당, 1단 작동 시간 130초 동안 케로신 연료 드럼통 260개 소모)
- ◆ 75톤급 엔진의 연소압력 60 bar(대기압의 60배), 연소가스의 온도 3500도, 극저온 산화제 온도(-183도)로 고압/극저온/초고온의 극한 환경에서 작동

- 75톤급 엔진은 한국형발사체 개발 이후 성능개량 및 클러스터링을 통해 대형·소형 발사체 개발에 지속 활용 예정

※ 미국 스페이스 X의 팰콘(Falcon) 발사체는 멀린(Merlin) 엔진을 기본으로 성능 향상과 클러스터링 등을 통한 확장

□ 액체엔진 시험설비 구축

- 액체엔진 및 주요 구성품(연소기, 터보펌프, 가스발생기) 개발을 위한 시험설비가 국내에 없어, 누리호 개발 초기 러시아의 시험설비를 임차해, 제한적으로 시험을 진행
- 한국형발사체개발사업을 통해서 엔진 및 추진기관 시험설비를 구축하고 지속적인 엔진 및 추진기관 연소시험을 진행하고 있으며,
 - 한국형발사체 개발 이후에는 차세대 발사체에 필요한 엔진 성능 개량을 위한 기반으로 활용될 예정
- 추진기관 시험설비(10종) 구축 현황
 - 엔진 구성품 시험설비(6종), 엔진 시스템 시험설비(3종), 추진시스템의 지상 수류시험, 지상 연소시험 등 추진시스템을 최종 검증하는 추진기관 시스템 시험설비(1종) 구축

번호	시험설비명	장소	완공연도
1	터보펌프 소형상사 시험설비 확장	항우연(대전)	2012
2	연소기 연소시험설비	나로우주센터	2014
3	터보펌프 실매질 시험설비	나로우주센터	2014
4	엔진 조립/기능 시험설비	한화에어로스페이스 (경남 창원)	2014
5	터보펌프 대형상사 시험설비	항우연(대전)	2014
6	추진공급계 시험설비	항우연(대전)	2014
7	3단 엔진 연소시험설비	나로우주센터	2015
8	엔진 지상 연소시험설비	나로우주센터	2015
9	엔진 고공 연소시험설비	나로우주센터	2015
10	추진기관 시스템 시험설비	나로우주센터	2017



○ 추진기관 시험설비 주요 특징

- 추진기관 시험설비는 극저온 유체(액체질소 -196 °C, 액체산소 -183 °C) 및 초고압(공기, 질소, 헬륨 400기압) 정밀 제어 및 공급기술이 적용
- 추력(최대 150톤), 진공 모사 환경(55mBar, 고도 20km에 해당) 등의 설비 능력을 갖추고 있어 미국, 러시아, 유럽, 일본의 시험설비와 대등한 수준의 시험설비 확보
- 국내 우수한 IT기술을 활용한 최신 제어/계측 시스템 구현으로 해외설비에 비해 시험운용 안전성 증대 및 제어/계측 정밀도가 향상되었고, 150톤 하중 및 진동에 견디는 건축물 구조 등 특수 토목 설계·시공을 통해 구축

□ 한국형발사체 발사대(제2발사대) 구축

- 한국형발사체 발사대는 설계부터 제작, 조립까지 발사대 건립에 필요한 모든 과정을 국산화(사업기간 '16. 9. 15 ~ '21. 3. 31, 총괄 : 현대중공업(주))
- 한국형발사체 발사대는 기존 나로호 발사대(제1발사대)와는 달리, 지상에 **엄빌리칼 타워(높이 45m)**를 설치하여 한국형발사체에 케로신, 산화제 등을 공급
 - 발사체 상단(2단/3단/페어링) 운용을 위한 타워, 접근설비, 엄빌리칼 연결 및 회수장치 추가
 - 발사체 이륙 시 지상설비와의 간섭 회피를 위해 지상고정장치(VHD; Vehicle Holding Device), 상단 엄빌리컬 접속 장치에 후퇴 기능 채용

- 발사체 1단 엔진 4기 클러스터링에 따라 후류 냉각시 냉각수 분사 노즐 4기 채용(제1발사대 초당 0.9톤/제2발사대 1.8톤의 냉각수 분사)



<제2발사대>



<제1발사대>

○ 제2발사대와 제1발사대 비교

- 제1발사대는 나로호 개발 당시 러시아로부터 기본 도면을 입수하여 국산화과정을 거쳐 개발된 발사대인 반면 제2발사대는 순수 국내 기술로 구축한 발사대임
- 제2발사대는 추력 300톤급인 3단형 한국형발사체의 발사운용이 가능하도록 설계되었고, 제1발사대는 추력 150톤급의 나로호 발사운용을 목표로 구축되었으며, 이후 개조과정을 거쳐 누리호 시험 발사체(TLV) 운용에 사용 됨
- 단순 규모면에서 건축 연면적이 약 2배(1발사대 3,300㎡, 2발사대 6,000㎡)이며,
- 발사체 연소 시작 후 이륙시점까지 연소 후류의 냉각을 위해 분사되는 냉각수 유량 2배(초당 0.9톤 vs 초당 1.8톤),
- 추진제 공급량은 약 3배,
- 발사체 기립에 사용되는 이렉터의 등판 능력은 약 1.5배 수준임
- 제1발사대는 액체추진제 발사체의 1단 운용만을 고려하여 별도의 타워가 적용되지 않았으나, 제2발사대는 3단형인 누리호 발사체의 운용을 목적으로 하여 12층으로 구성된 높이 48m의 엄빌리칼 타워가 구축되었음

- 이와 같은 차이점에도 불구하고 제2발사대는 제1발사대 구축 및 운용을 통하여 습득한 노하우를 바탕으로 설계되었고 기 검증된 기술을 위주로 채용하였으므로 운용 원리나 구성, 중앙공용시설을 공유하는 등 유사한 부분이 많음



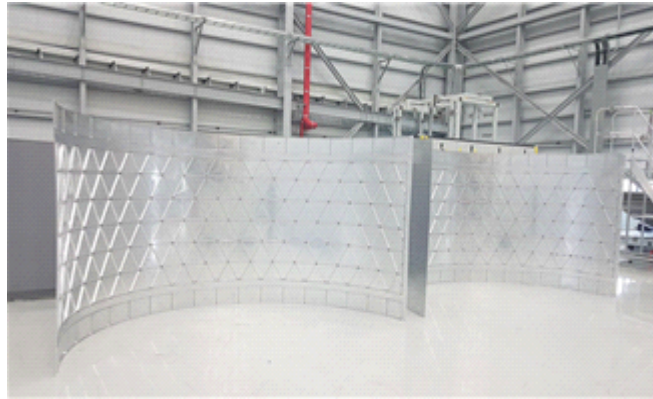
□ 대형 추진제 탱크 제작 및 배관

- 추진제 탱크(발사체 전체 부피의 80%를 차지)는 경량화를 위해 알루미늄 합금 단일벽으로 제작, 일반 탱크에 비해 두께가 얇음(2.5~3.0mm)

※ 극저온 액체를 저장하는 산업용 탱크는 저장물의 온도 변화를 막기 위해 가운데가 진공상태인 이중벽으로 구성

- 추진제 탱크는 얇은 알루미늄을 이용해서 최대 높이 10m, 직경 3.5m의 거대한 형상으로 제작되고, 탱크내부에는 대기압의 4~6배 정도의 압력이 작용하며, 비행 중 가해지는 관성력·공력에 의한 하중과 압력에 견딜 수 있도록 격자구조*로 설계

* 격자구조는 삼각형 형태의 격자보강 구조가 반복되는 형태로, 구조체의 강성을 효율적으로 높이는 설계지만 최적치를 찾기 위한 반복적 계산과 해석이 필요한 극히 까다로운 기술임



<격자 구조형의 한국형발사체의 1단 추진제 탱크 실린더 내벽>



<한국형발사체의 1단 추진제 탱크 내부>

- 또한, 추진제와 초고온 가스가 흐르는 배관은 초저온용으로 개발된 스틸을 사용하여 -200°C 까지도 견딜수 있도록 제작. 배관 제작 후 알코올로 배관을 세척할 때 단 0.1mm 크기의 이물질도 허용되지 않아야 함
- 배관의 직경이 작은 것도 문제이지만 배관벽이 얇아, 곡선가공이나 용접을 할 때 1mm 도 안되는 배관벽은 엄청난 가공기술을 요하는데 누리호의 배관은 수많은 실패와 수정을 통하여 용접 공정을 확보할 수 있었음. 또한 누설이 우려되는 연결 부위는 한 곳도 빠짐없이 기밀시험을 거치고 있는데 기밀시험 포인트가 누리호의 1,2,3단을 합쳐 약 2,000여 곳에 달함

□ 엔진 클러스터링 기술

- 클러스터링 기술은 엔진 4기의 정확한 정렬과 균일한 추진력을 내는 것이 관건으로, 높은 기술적 난이도 해결을 위해 정교한 설계와 높은 수준의 지상 시험 수행
- 클러스터링 기술 개발을 위해서는 엔진 4기의 정확한 정렬과 균형 잡힌 추진력을 내는 것이 관건으로 ① 엔진 화염 가열 분석 및 단열 기술, ② 엔진간 추력 불균일 대응 기술, ③ 엔진 4기 조립, 정렬 및 짐벌링(방향제어) 기술개발이 필요
 - 시험발사체 발사를 통해 화염 가열 분석 및 단열 기술을 일정 부분 확보했고,
 - 엔진간 추력 불균일 대응을 위해 추력 불균형 오차 수준에 대한 분석을 완료하고, 발사체 이륙전 발사대에서 불균일 점검을 위한 지상고정장치의 단독성능시험을 완료하였음
 - 엔진 정렬 및 짐벌링 기술 확보를 위한 형상설계를 바탕으로 1단 인증모델을 제작하여 종합연소시험을 통해 성능을 검증

참고 1 국내 발사체 개발 현황

□ 추진 경과

- ❖ '90년대부터 과학로켓 시리즈 개발, 누리호 개발 성공('13.1) 등을 통해 발사체 자력 개발을 위한 기반기술 및 경험획득, 이를 기반으로 한국형발사체 독자 개발 중

○ ('90~'03) 과학로켓(KSR) 개발

- KSR-I('93.10월), KSR-II('98.6월), KSR-III('03.2월) 개발 완료

○ ('02~'13) 우주발사체 나로호 개발

- 1차 발사('09.8월, 실패), 2차 발사('10.6월, 실패), 3차 발사('13.1월, 성공)

구분	개요	주요 개발기술
KSR-I 	○ 1단형 고체 과학로켓 - 1990.7월~1993.10월/29억	- 고체로켓 개발 및 시험기술 - 무유도 스핀 안정화 기술 - 고체로켓 발사 운용 기술
KSR-II 	○ 2단형 고체 과학로켓 - 1993.11월~1998.6월/52억	- 유도제어기술 - 단분리 및 노즈부 개방 기술 - 각종 개발 및 시험 기술
KSR-III 	○ 액체추진 과학로켓 - 1997.12월~2003.2월/780억	- 13톤급 가압식액체엔진개발/시험 - 액체로켓 발사 운용 기술 - 킥모터/관성항법시스템 기술 - 추력벡터제어/자세제어 기술 - 비행종단시스템 기술 - 노즈페어링/고압탱크 기술
KSLV-I (나로호) 	○ 100kg 소형위성 발사체 - 2002.8월~2013.4월/5,025억	- 발사체 시스템 설계/종합 기술 - 발사체 발사 운용 기술 - 30톤급 액체엔진 구성품개발/시험 기술 - 위성 궤도 진입 기술

< 국내 로켓 개발 현황 >

구분	KSR-I	KSR-II	KSR-III	나로호 (KSLV-I)	시험발사체 (TLV)	누리호 (KSLV-II)
목적	1단형 무유도 과학 관측로켓 국산화 개발 및 한반도 오존층 탐사	초기 자세제어 기능을 갖춘 2단형 고체추진 과학관측 로켓의 국산화 개발	액체추진로켓 독자 개발 및 소형위성 발사체 개발을 위한 기반 기술 확보	100kg급 인공위성을 지구저궤도에 진입시킬 수 있는 발사체 개발 및 독자개발을 위한 기술과 경험 확보	누리호에 사용될 75톤급 액체엔진 성능을 비행을 통해 확인하기 위한 시험용 발사체	1.5톤급 실용위성을 지구저궤도에 투입시킬 수 있는 발사체 개발 및 우주발사체 기술 확보
개발기간	1990.7 ~ 1993.10	1993.11 ~ 1998.6	1997.12 ~ 2003.2	2002.8 ~ 2013.4	2015.8 ~ 2018.11	2010.3 ~ 2022.10
개발비 (억원)	28.5	52	780	5,025	-	19,572
길이(m)	6.7	11.1	14.0	33.0	25.8	47.2
직경(m)	0.42	0.42	1.0	2.9	2.6	3.5
중량(kg)	1,268	2,048	6,000	140,000	52,100	200,000
발사일	1호	1993.6.4	1997.7.9	2009.8.25	2018.11.28	2021.10월
	2호	1993.9.1	1998.6.11	2002.11.28		2022.5월
	3호	-	-	2013.1		
특징	- 1단형 고체추진 과학로켓	- 2단형 고체추진 과학로켓 - 비행 중 2단 분리 성공	- 국내 최초의 액체추진로켓 독자개발 성공 - 소형위성발사체 개발을 위한 기반 기술 확보	- 국내 최초의 위성발사체 개발 - 한러 공동개발 - 러시아 기술 협력을 통한 체계 기술 확보	- 1단형 발사체 - 발사 환경에서 엔진, 발사체 구성품 성능 점검	- 국내 최초의 실용 위성급 위성발사체 개발 - 국내 독자개발 - 75톤급 액체엔진 개발



참고 2 나로우주센터

□ 나로우주센터 개요

- 우주발사체 개발에 필수적인 기반 시설이자, 발사 운용을 위해 건설된 국내 최초의 우주발사체 발사기지
 - (1단계 건립) 나로호(100kg급 위성) 연구시설 및 발사대 구축('09.6월 준공)
 - (2단계 건립) 한국형발사체(1.5톤급 위성) 연구시설 및 발사대 구축

《 나로우주센터 현황 》

- ▶ 위치 : 전라남도 고흥군 봉래면 예내리 외나로도(2009년 6월 준공)
- ▶ 부지 : 전체부지 5,523,175m²(약 167만평), 시설부지 562,380m²(약 17만평)
- ▶ 연면적 : 91,264m²(약 2.7만평)
- ▶ 인원 : 60명(운영관리실 12명, 비행안전기술부 26명, 시설안전기술부 20명, 제주추적소 2명)

□ 주요 시설

- (시설물) 발사대, 추진기관시험·장비·조립시험, 지원시설
- (연구시설 위치도)



참고 3 주요국 발사체 개발 현황

□ 주요국 발사체 개발 현황

- 해외 주요국의 사례에 따르면 우주발사체용 로켓엔진을 추력기준으로 10톤급 → 30톤급 → 75톤급 등 단계적으로 개발
 - 미국 러시아 등은 미사일 기술을 활용하여 우주발사체를 개발·활용하면서 경험을 축적한 후에 단계별로 액체엔진 규모를 증가시키며 개발
 - 중국, 일본, 인도 등은 외국과의 기술협력, 엔진도입 등을 통해 발사체를 개발하고, 수차례의 개발 및 발사 경험을 통해 기술을 축적한 후에 자력으로 발사체를 개발
- 미국은 1957년 추력 12톤 1단 엔진 Vanguard를 사용하는 3단형 위성 발사체인 Vanguard을 개발하고, 1958년 V-2 로켓을 개량한 추력 40톤 규모의 Redstone 엔진을 활용한 Juno-1 발사체를 개발하고, 같은 해 추력 68톤 규모의 Jupiter 엔진을 개발하여 Juno-2 발사체를 개발
- 러시아는 1948년 추력 30톤급 R-1A 발사체를 개발한 후 1957년 추력 40톤급 R-2A 발사체를 개발하고, 1959년 추력 100톤 규모의 R-7 엔진을 개발
- 프랑스는 1950년 추력 4톤급 Veronique 61엔진을 개발하고, 1964년 7.5톤급 VezinB 엔진을 4개 조합한 Diamant-1 엔진을 1단에 사용하는 Diamant 발사체를 개발하고, 1979년 Ariane-1 발사체를 개발하였으며 추력 61톤급 Viking 2 엔진을 4개를 조합하여 사용
- 일본은 1975년 미국의 Delta 로켓엔진에 대한 라이선싱을 통해 2단형 우주발사체인 N-1을 개발하였으며, 1981년 N-2, 1992년 H-1 발사체까지 미국 Delta 엔진을 활용 한 후 1994년 100% 자력개발 전략에 의해 추력 100톤급 액체엔진을 기반으로 한 H-2 발사체를 개발
- 인도는 1993년 1단과 3단에 고체 엔진을 기반으로 한 4단형 PSLV 발사체를 개발하였으며, 이중 2단에는 유럽 EADS의 72톤급 액체 엔진인 Viking 엔진을 도입하여 사용

국가	발사체	성공 횟수/ 시도 횟수	성공률	개발기간	첫 발사연도	마지막 실패 날짜
미국	델타 IV (M/H)	40/41	98%		2002	2004. 12. 21
	Atlas V	85/86	99%		2002	2007. 6. 15
	Antares	12/13	92%	2007~2013		
	Falcon 1	3/5	60%	2006~2009	2006	
	Falcon 9	101/103	98%	2010~2020	2010	2015.6.28
	Falcon Heavy	3/3	100%	2018~2020	2018	
러시아	Angara 5A	3/3	100%	1994~2014	2014	-
	Proton M	99/110	90%		2001	2015.5.16.
	Soyuz-2	105/112	94%		2004	2017.11.28
유럽	Ariane5	104/109	95%	1985~1997	1996	2018.1.25.
	Vega	15/17	88%		2012	2020.11.17
인도	PSLV	49/52	94%	~1993	1993	2017.8.31.
	GSLV	8/13	62%	1990~2001	2010	2010.12.25.
일본	H-IIA	42/43	98%	1996~2001	2001	2003.11.29.
	H-IIB	9/9	100%	2003~2009	2009	-
중국	장정 2C(SD/SM 포함)	53/54	98%		1982	2011.8.18.
	장정 2D	50/51	98%		1992	2016.12.28.
	장정 2F	14/14	100%		1999	-
	장정 3A	27/27	100%		1994	-
	장정 3B/E	68/72	94%		1996	2020.4.9.
	장정 3C	17/17	100%		2008	-
	장정 4B	39/40	98%		1999	2013.12.9.
	장정 4C	27/29	93%		2006	2019.5.22.
	장정 5/5B	5/6	83%		2016	2017.7.2.
	장정 6	4/4	100%		2015	-
	장정 7/7A	2/3	67%		2016	2020.3.16.
	장정 8	1/1	100%		2020	-
	장정 11	11/11	100%		2015	-

<주요국 발사체 개발 현황(1957~2020), 출처 : <http://www.spacelaunchreport.com>>

참고 4 주요국 우주개발 예산 현황

□ 주요국 우주개발 예산 현황

(단위: 백만 USD)

구분		2011	2012	2013	2014	2015	2016	2017	2018	2019	2020	GDP*** 비중 (%)
미국	합계	41,953	29,732	35,308	35,400	35,187	36,796	37,778	40,992	43,013	47,691	0.21
	민수	19,360	19,081	18,223	19,164	19,415	20,744	21,127	22,125	22,458	23,515	
	군수	22,594	20,651	17,086	16,236	15,772	16,022	16,651	18,867	20,555	24,177	
러시아	합계	6,276	8,258	9,753	6,967	4,790	4,122	4,610	4,170	3,354	3,759	0.2
	민수	3,210	4,215	5,189	3,387	2,133	1,939	2,365	2,206	1,791	2,016	
	군수	3,066	4,043	4,564	3,579	2,657	2,183	2,244	1,964	1,563	1,744	
중국	합계	3,021	4,197	4,788	5,469	6,253	6,621	7,287	8,142	8,156	8,853	0.04
	민수	1,735	2,559	2,909	3,337	3,834	3,993	4,536	5,308	5,416	5,992	
	군수	1,286	1,638	1,880	2,133	2,419	2,628	2,752	2,834	2,740	2,861	
일본	합계	3,558	3,616	2,907	2,585	2,824	3,005	3,047	3,129	3,298	3,324	0.06
	민수	2,481	2,538	1,947	1,749	1,859	2,117	1,994	2,074	2,257	2,318	
	군수	1,078	1,078	961	826	965	888	1,053	1,056	1,041	1,005	
프랑스*	합계	3,082	2,747	2,976	3,072	2,391	2,782	3,055	3,307	3,302	4,040	0.14
	민수	2,597	2,300	2,432	2,346	2,047	2,251	2,373	2,636	2,546	3,208	
	군수	485	447	543	726	344	531	682	671	756	832	
독일*	합계	1,876	1,796	1,988	2,000	1,816	1,963	2,128	2,267	2,210	2,405	0.06
	민수	1,808	1,733	1,897	1,898	1,695	1,799	1,873	2,070	1,974	2,164	
	군수	68	63	92	102	121	164	255	196	237	241	
EU**	합계	1,287	1,453	1,584	2,391	1,954	1,781	1,959	1,888	1,924	2,429	-
	민수	1,287	1,453	1,584	2,391	1,954	1,781	1,959	1,888	1,924	2,429	
인도	합계	868	915	916	870	964	1,092	1,295	1,493	1,741	1,852	0.05
	민수	794	825	829	811	904	1,030	1,227	1,406	1,654	1,779	
	군수	73	90	87	60	60	62	68	87	91	73	
이태리*	합계	1,220	952	1,274	1,032	719	945	1,116	1,247	1,133	1,088	0.05
	민수	1,131	852	1,093	786	629	848	1,042	1,121	1,028	928	
	군수	89	100	191	247	90	96	74	126	105	161	
영국*	합계	816	790	871	877	839	814	792	982	1,102	1,061	0.04
	민수	498	468	553	542	528	539	530	641	660	797	
	군수	318	322	318	335	311	278	262	341	341	264	
한국*	합계	232	221	349	532	599	689	639	662	596	722	0.04
	민수	232	221	349	532	599	689	639	662	596	722	
	군수	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	

* 유럽 국가들의 예산은 각국의 ESA/Eumetsat 분담금을 포함

** EU를 단위 국가로 간주

*** GDP비중(%)은 각국별 최신 자료 기준

※ 자료 : 2011-2020 예산 : Profiles of Government Space Programs(Euroconsult, 2020)