

## 항공기 탑재 기반 공중발사 기술 동향 및 상방발사 기술 개발 방안

# Air-based Launch Trends and Development of Upward-maneuver Air-Launch Technology

이 유진\* · 정재원 · 임진식 · 김길훈  
LIG 넥스원

Yu-jin Lee\* · Jae-Won Jung · Jin-Shik Lim · Kil-Hun Kim  
LIG Nex1

### [요 약]

공중발사는 전투기 등 항공기에서 발사되는 방식으로, 비용 절감 및 발사 시 환경/날씨 영향을 적게 받는 등 다양한 이점이 있다. 그러나 현재 국내 개발된 공중발사 기반 위성 발사체는 없다. 해외 민간 업체와 다양한 국가에서 운용/ 개발 중인 공중 발사 기반의 위성발사체 및 위성 요격 미사일을 살펴봄으로써 국내 연구/개발의 필요성을 확인하였다. 위성발사체 설계 및 발사 플랫폼 별 개발 방안 등 다양한 연구가 국내 산학위주로 수행된 것을 확인했다. 항공기가 고고도, 고속, 고자세각으로 상승 기동할 때 공중 발사되는 상방발사 기술 개발 방안을 제시하였다. 이때, 안전 분리 검증을 위한 풍동 시험에 대하여 소개한다. 분리 안정성 확보를 위한 풍동 시험 중 하나인 drop test 수행을 위해 새로운 개념의 시험장을 제안하였다.

### [Abstract]

Air-launch means launching from aircraft such as fighter jets, and has various advantages, such as cost reduction and less environmental/weather impact during launch. However, there are no air-launch satellite in Korea. Examining air-based launch satellite and anti-satellite missiles operated and developed by foreign private companies and various countries confirmed the necessity of domestic research and development. In South Korea, various research activities, including satellite launch system design and development approaches for different launch platforms, have been carried out mainly by academia. Development of upward maneuver air launch technology which is launched in the air when the aircraft is moving upward is suggested. Additionally, an introduction to wind tunnel tests for safety separation verification is provided. A new concept for a test facility has been suggested to conduct drop tests.

**Key word** : Air-based launch vehicle, Small satellite, Air-launched weapons, Store separation.

<http://dx.doi.org/10.12673/jant.2023.27.5.519>



This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

**Received** 27 September 2023; **Revised** 12 October 2023  
**Accepted (Publication)** 25 October 2023 (30 October 2023)

\*Corresponding Author; **Yujin Lee**

**Tel:** \*\*\* — \*\*\*\* — \*\*\*\*

**E-mail:** yujin.lee1@lignex1.com

## I. 서론

최근 저궤도에 진입이 가능한 군용 초소형 위성의 수요가 증가하고 있다. 군 정찰용 저궤도 초소형 위성의 경우, 한반도 감시/정찰 뿐만 아니라, 통신망 구축 등의 임무 수행이 가능하며, 상대적으로 저렴한 가격으로 구매가 가능해 관심이 높아지고 있다.

저궤도 위성발사체의 발사 방식에는 지상 발사, 해상 발사, 공중발사 등이 있다. 이 중 공중발사는 전투기 등 항공기에서 발사되는 방식으로, 타 발사 방식에 비해 비용이 절감되고, 고고도에서 발사되므로 지리적 제약 및 환경/날씨의 영향을 적게 받는다는 이점을 가진다. 또한 발사 준비까지 걸리는 시간이 적어 신속한 발사가 가능하므로, 시시각각 변화하는 전시 상황에 가장 유리한 발사 방식이라 할 수 있다.

Virgin Orbit[1], Orbital Sciences[2] 등의 해외 민간 업체에서는 공중발사 기반의 위성발사체를 운용 중이며, 미국 DARPA[3]에서는 전투기로부터 상방발사되는 위성 요격 미사일(ASAT) 개발에 성공하였다. 이 외에도 여러 국가에서 공중발사 위성발사체/요격 미사일 개발 및 운용에 힘쓰고 있다.

국내에서는 지상 발사 기반의 저궤도 초소형 위성 개발이 진행 중이나, 개발/운용 중인 공중발사 기반 위성발사체는 없다. 그러나 국내외 다양한 선행연구들이 공중발사 기술 국내 확보의 필요성을 확인하였다. 박영근 외[4]는 항공기 공중발사의 개념과 해외 기술 동향 및 국내 연구 개발을 위한 고려사항을 제시하며, 그 필요성을 강조하였다. 조태환 외[5]는 초소형 위성 발사의 플랫폼(민간 항공기, 수송기, 전투기)에 따른 국내 기술 개발 방안을 논의하였다. 이같이 공중발사 기술 확보의 중요성을 인지하여 산학 위주의 연구가 활발하게 이루어지고 있다.

공중발사는 발사 플랫폼의 특성에 따라 발사 시 특징에 차이가 있다. 가장 많은 민간 업체에서 선택하는 대형 민간 항공기 기반 공중발사의 경우 항공기 개량을 최소화 할 수 있으며 탑재 중량이 크다는 장점이 있다. 그러나 군수송기나 전투기에 비해 운영 비용이 높은 편이며 공중발사에 활용이 가능한 항공기의 종류가 제한적이다. 국내에서는 Boeing 777-300, Boeing 747-400, Airbus 380-400 등이 있다.

C-130과 같은 군 수송기를 활용한 공중발사의 경우, 항공기 개조를 최소화 할 수 있고, 항공기 외형의 변화도 최소화 할 수 있으므로 감항인증 시 유리하다. 그러나 주로 수송기 내부 수화물 탑재 공간으로부터 낙하산을 이용해 위성발사체를 투하하는 시스템을 선택하기 때문에, 발사체의 고도 및 속도 에너지 손실이 발생하는 단점이 있다.

전투기가 발사 플랫폼일 때에는 높은 속도와 고도, 자세각에서 발사하므로, 위성발사체의 크기나 무게를 줄일 수 있다. 또한 전투기 탑재 무장의 최대 중량을 초과하지 않을 시, 전투기 외형 개조 없이 파일런 등만 신규 설계하여 탑재할 수

도 있다. 그러나 전투기 하드 포인트에서의 최대 탑재 중량이 작은 수준임에 따라, 중량이 큰 위성발사체를 장착하기 위해서는 전투기 개조가 필요한데, 전투기 제작국 이외 국가에서는 개발에 제한이 있다는 단점이 있다. 이러한 단점에도, 공군에서는 빠르게 운용 가능하고, 발사체에 큰 운동에너지를 전달 할 수 있는 전투기 기반의 공중발사방식을 선호하는 추세이다.

공중발사 방식 중에서도 전투기와 같은 발사 플랫폼으로부터 고속, 고자세각으로 상승 비행하며 공중발사하는 방식을 ‘상방발사’ 라고 한다. 국내 개발 항공 무장들은 대부분 수평 비행(level flight) 상태에서 투하되는 방식이므로, 수평 비행 조건에서 투하되는 유도탄에 대한 분리 안정성 확보 설계 기술은 국내에서 확보하고 있다. 그러나 고자세각으로 고속 상승 비행 기동 중인 항공기로부터 분리되는 발사체 또는 유도탄에 대한 분리 안정성 확보 설계 기술은 부족하다. 고속, 고자세각 상승 비행 시에는 수평 비행 시 보다 더 복잡한 유동장이 형성되며 강한 후류가 발생하여, 투하 중인 유도탄의 자세에 큰 영향을 미칠 수 있다. 또한 경우에 따라, 표면에 충격파 또는 팽창파가 발생하여 예측이 더욱 힘들다. 그러므로 항공기 상방발사 시 위성발사체의 분리 안정성을 확보할 수 있는 설계 기술에 대한 연구가 필요하다.

본 논문에서는 항공기 공중발사 기반의 위성발사체와 요격 미사일에 대한 해외 기술 동향과 국내 기술 수준을 조사하여 비교함으로써 국내 공중발사 기술 확보의 필요성을 살펴본다. 또한 항공기가 고자세각일 때 상승 기동하며 발사되는 상방발사 시 분리 안정성 확보 설계 기술의 국내 개발 방안을 제시한다.

## II. 해외 기술 동향

해외에서는 항공기 공중발사 기반 위성발사체에 대한 민간 업체들의 활발한 연구가 수행되고 있으며, 실제 운용 중에 있다. 또한 미국, 일본 등 다양한 국가들도 군용 목적으로 전투기/수송기로부터 공중발사되는 위성발사체 및 위성 요격 미사일 개발을 진행하였다. 본 절에서는 해외에서 개발 완료 또는 개발 진행 중인 공중발사 기반 발사체 및 미사일의 기술 동향을 살펴본다.

### 2-1 Virgin Orbit

공중발사 기반으로 소형 위성 발사 서비스를 제공하는 영국의 민간 업체이며, 발사 플랫폼은 ‘Cosmic Girl’ 이라 불리는 민간 항공기 Boeing 747-400이다. 위성발사체인 ‘Launcher one’ 은 길이 21m, 무게 약 30 톤의 2단 로켓으로 260-335 kN 급의 엔진을 사용한다. 고도 약 35,000 ft에서 분리되며 로켓 탑재물의 중량은 500 kg 급과 300 kg 급이 있다. 탑재물 중량에 따라 위성의 도달 궤도가 달라지



그림 1. 투하 중인 Launcher one[6]

Fig 1. Launcher one during separation[6]

며, 500 kg급 일 때 230 km, 300 kg 급 일 때 500 km 궤도에 도달 가능하다. 현재까지 약 67%의 성공률로 위성 발사 서비스를 제공하고 있다.

### 2-2 Orbital Sciences

미국의 항공우주 업체로 민간 및 군사 목적의 소형-중형 위성발사체를 설계/제작하고 발사해주는 서비스를 제공한다. 공중발사 플랫폼으로는 Lockheed Martin 사의 L-1011 및 Boeing 사의 B-52를 사용한다. 3단 로켓인 ‘Pegasus’가 주로 운용하는 발사체이며, 고도 12 km, 마하수 0.82 조건에서 발사체를 분리시킨다. 탑재물 중량 453 kg 급은 위성을 궤도 200 km에 위치시킬 수 있으며, 250 kg 급은 500 km 까지 가능하다. 현재까지 약 89% 성공률로 위성 발사 서비스를 제공하고 있다.

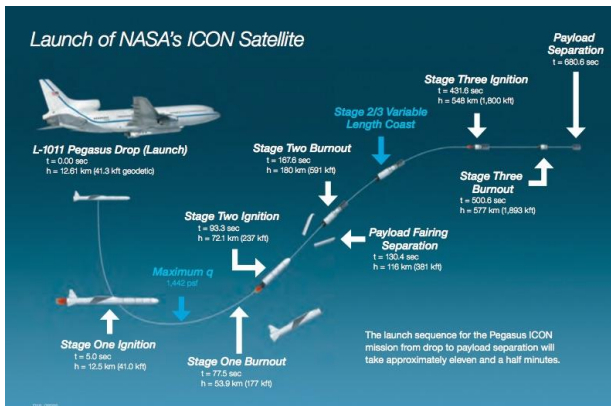


그림 2. Pegasus 발사 개념도[7]

Fig. 2. Pegasus launch conceptual diagram[7]

### 2-3 Generation Orbit[8-9]

초소형 위성 발사체의 개발 및 발사를 주요 서비스로 제공하는 미국의 항공우주업체이며, 1단 발사체인 ‘GoLauncher-1’과 2단 발사체인 ‘GoLauncher-2’를 운용 중이다. 45 kg급 위성 탑재가 가능하며 목표 궤도는 740 km 이다. 발사 플랫폼은 비즈니스 제트기인 Gulfstream 3이다.



그림 3. GoLauncher-2가 탑재된 Gulfstream3

Fig. 3. Gulfstream3 with GoLauncher-2

### 2-4 미국의 ASM-135[10-11]

미국의 LTV Aerospace에서 개발한 ASM-135는 미 공군의 F-15E에서 상방발사되는 위성 요격 미사일이다. 미사일은 고고도(40,000 ft), 고속(M : 1.2), 고자세각(65 deg) 조건에서 상방 기동 중 발사된다. ASM-135의 길이는 약 5.5 m, 직경은 51 cm, 중량은 1180 kg 정도이며, 최고 속도 24,000 km/h를 자랑한다. 최대 648 km 궤도의 위성을 파괴할 수 있다.



그림 4. 상방발사 중인 ASM-135[12]

Fig. 4. ASM-135 during upward-maneuver[12]

### 2-5 미국의 ALASA[13-14]

ALASA(airborne launch assist space access) 프로젝트는 미국의 DARPA에서 2012년부터 2015년까지 진행되



그림 5. ALASA 컨셉 디자인

Fig. 5. ALASA conceptual design

있으며, 전투기 F-15E에 장착하여 상방발사되는 위성발사체 개발을 위한 프로젝트이다. 발사체는 45 kg급 위성을 저궤도에 진입시키기 위해 2단 액체 로켓으로 구성되어 있다. 위성발사체는 약 12 km의 고고도에서 고자세각으로 상방기동 중에 투하된다.

2-6 일본의 ALSET[15]

ALSET(air launch system enabling technology)은 군용 수송기인 C-130을 발사 플랫폼으로 하여, 100~200 kg급 위성을 500 km 저궤도로 운반하는 것이 목표이다. 이를 위해 길이 11 m, 직경 1.5 m, 중량 16.7 톤의 3단 고체 로켓을 개발 중이다. ALSET 프로젝트의 발사 방식은 타 공중발사 방식들과 달리 낙하산을 활용한다는 특징이 있다. 수송기 C-130으로부터 발사체가 공중 투하되면 낙하산을 펼쳐 감속 및 자세를 조정한다. 그 후 로켓 점화가 이루어지고, 발사된다.

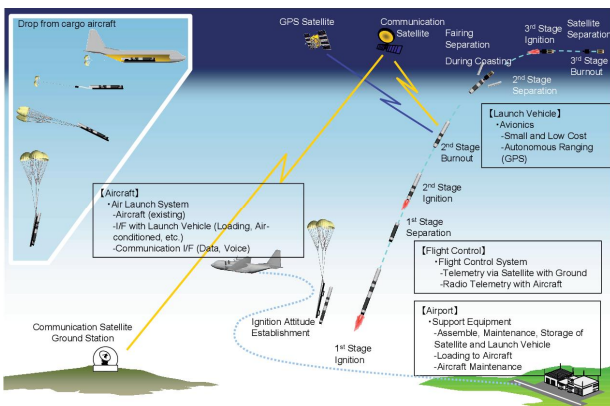


그림 6. ALSET 운용 개념도

Fig. 6. ALSET operational process

2-7 프랑스의 MLA[16]



그림 7. MLA의 trimaran version (3체 발사체)[17]

Fig. 7. MLA's trimaran version conceptual design[17]

프랑스의 항공 회사 Dassault Aviation에서는 고기동 다목적 전투기인 Rafale로부터 상방발사되는 위성발사체를 개발하는 프로젝트 MLA(airborne micro launcher)를 진행 중이다. 현재 'single body linear version'과 'trimaran version' 두 가지 형태의 발사체 개발이 수행되고 있다. 'single body linear version'은 75 kg 급 위성을 저궤도에 안착시킬 수 있는 2단 로켓의 개념이며, 'trimaran version'은 150 kg급 위성을 800 km 정도의 태양 동기 궤도에 진입시킬 수 있는 3체 발사체 개념의 로켓이다. 3체 발사체 개념은 전투기 각 하드 포인트의 최대 탑재 중량 한계를 해결하기 위한 방안으로, 중앙 station에 위성을 탑재체를 장착하고, 양 옆 station에 추진을 위한 장치를 나란히 장착하는 방식이다(Fig. 7).

2-8 그 외 국가의 개발 계획

앞서 나열한 국가들 외에도 다양한 국가들이 공중발사기반의 위성발사체/위성 요격 미사일 개발에 관심을 가지고 있다. 러시아의 경우, MIG-31을 발사 플랫폼으로 하는 위성 요격미사일 Kontakt를 운용중이며, 최근 이를 업그레이드 시킨 신형 위성 요격 미사일 개발을 진행 중이다[18]. 우주



그림 8. 러시아의 신형 위성 요격 미사일

Fig. 8. Russia's new anti-satellite missile

기술 공동 개발을 수행하고 있는 우크라이나와 캐나다도 공중발사 기반의 위성 발사체의 필요성을 인지하여 Microspace-2 aerospace launch system을 개발 중에 있다. 해당 발사체는 40 kg급 위성을 1,000 km 궤도로 운반하는 것을 목표로 한다[19].

### III. 국내 연구 현황

국내에서는 현재 운용/개발 중인 공중발사 기반 위성발사체는 없다. 항공항공우주연구원의 ‘누리호’ 및 민간 업체인 이노스페이스의 ‘한빛’에서 위성발사체를 개발 중에 있으나 이는 모두 지상 발사형이다.

항공기 공중발사 기반의 발사체/미사일 개발의 필요성을 인지하여 국내에서도 다양한 연구가 진행되었다. 건국대학교의 이재우 외[20]는 2004년도에 한국형 공중발사 로켓 개발의 필요성을 인지하여 탑재 방식, 발사 속도, 발사 자세, 발사 플랫폼의 선택에 따른 개발 방안을 정리하였으며, F-4E와 C-130을 이용한 공중발사 방안에 대해 연구하였다. 건국대학교의 지영무 외[21]는 2005년도에 초음속 공중발사 로켓이 발사 플랫폼(F-4E)으로부터 분리 될 때의 현상을 전산 유체 해석을 통해 분석하였다. 또한 조종면의 유무, 조종면 면적 및 무게중심 위치 변화에 따른 발사체의 분리 특성 변화를 비교함으로써 조종면 면적 최적화 설계를 수행하였으며, 무게 중심 변화에 대한 분리 자세 민감도를 확인하였다. 동일한 해에 건국대학교 이영재 외[22, 23]는 공중발사 로켓의 시스템 설계를 수행하였으며, 설계한 1245 kg 수준의 위성발사체가 7.5 kg 위성을 700 km 궤도에 진입시키는 것을 시뮬레이션을 통해 확인하였다.

최근에도 초소형 위성의 수요가 늘어남에 따라 연구가 활발히 진행되고 있다. 2021년도에 연세대학교 염성진 외[24]

는 군용 항공기인 수송기 또는 전투기를 활용한 공중발사체 운용 방안을 탐색하였다. 위성발사체의 비추력과 구조비를 임의로 선정하여 발사 플랫폼 별 운용 능력 및 운용 가능성을 확인하였다. 전투기의 경우, 외부 과일런을 활용하는 하부 탑재 방식으로 선정 시 발사체의 운용성이 현저히 떨어지는 것을 알 수 있다. 대한항공 홍용기 외[25]는 대형 민간 항공기를 활용한 개발 방안을 제시하였으며, 서울대학교의 이강현 외[26]는 공중발사체와 지상 발사체들의 임무 대응 시간 관점에서의 비교를 통해 공중발사 기술의 필요성을 강조하였다. 2022년에 서울대학교 권기범 외[27]는 지상발사체와 공중발사체의 임무 대응 시간, 궤도 투입 성능 등의 비교를 통해 장기간 운용 시의 공중발사체 효율성을 정량적으로 확인하였다.

### IV. 상방발사 기술 개발 방안

본 절에서는 항공기가 고고도, 고속, 고자세각으로 상방기동할 때 위성발사체를 발사하는 ‘상방 발사’기술의 획득 방안을 제시한다. 상방발사 시 분리 안정성 확보를 위한 설계 방안을 중점적으로 서술한다.

#### 4-1 위성발사체의 형상-공력-중량 모델링

공중 발사 기반 위성발사체의 모델링 개념도는 Fig. 9와 같다. 우선, 목표 고도, 최대 중량 등 설계 요구 조건에 충족 가능한 속도를 획득하기 위해 필요 추력을 계산한다. 이후 위성발사체의 제원 및 로켓 단의 개수 등의 추진 시스템을 모델링하여 그 중량 특성을 결정한다. 선정된 추진 시스템 적용이 가능한 개념 형상을 정의하고 전산유체해석(CFD)을 통해 공력을 획득, 시뮬레이션을 통해 목표 궤도 달성 가능

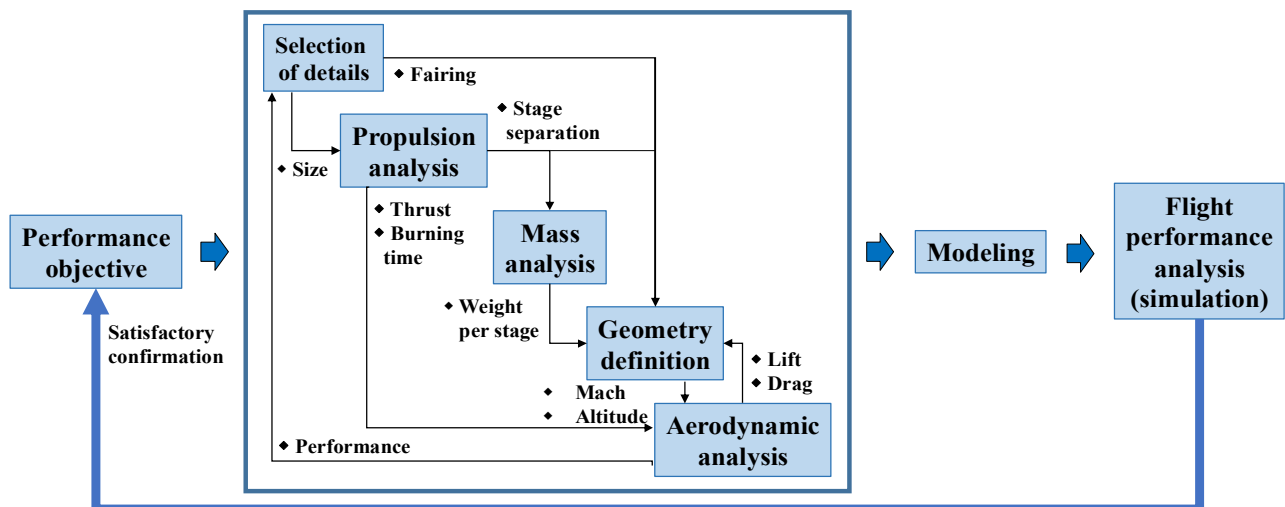


그림 9. 공중발사체 모델링 개념도

Fig. 9. Air-based launch vehicle design process

성 및 운용 가능성을 평가한다. 이러한 과정을 반복 수행함으로써 목표 궤도에 도달 가능한 위성발사체의 모델링을 완료할 수 있다.

발사체의 초기 개념 설계/임무 설계 시에는 해석 시간과 비용 절약을 위하여 시뮬레이션이 아닌 단순 경험식을 활용한 계산을 통해 목표 궤도 진입 가능성을 확인할 수 있다. 우선 식(1-2)을 활용하여 발사체의 요구 속도 증분을 계산한다. 발사체의 추력 시스템에 의한 속도 증분( $V_{propulsion}$ )에서 항력, 중력 등에 의한 속도 손실 요소를 감산한 값이 목표 궤도 진입 속도와 같을 때의 속도 증분을 요구 속도 증분이라 정의한다. 속도 손실 요소는 Barter 등이 연구한 경험식[28]을 통해 대략적인 값을 획득할 수 있으며, 이는 개념 설계 단계에서 유용하게 활용할 수 있다.

$$V_{orbit} = \int \left[ \frac{T \cos \alpha}{m} - g \sin \gamma \right] dt \tag{1}$$

$$= \int \frac{T}{m} dt - \int \frac{T}{m} (1 - \cos \alpha) dt - \int \frac{D}{m} dt - \int g \sin \gamma dt$$

$$= \Delta V_{propulsion} - \Delta V_{steering} - \Delta V_{drag} - \Delta V_{gravity}$$

$$\Delta V_{propulsion} = V_{orbit} + \Delta V_{steering} + \Delta V_{drag} + \Delta V_{gravity} \tag{2}$$

요구 속도 증분에는 공중 발사 플랫폼에 의한 속도와 발사체 자체의 추력 시스템에 의한 속도 증분이 포함된다. 그러므로 고속 발사 시 발사체 추력 시스템의 부담이 줄어드는 이점이 존재한다. 요구 속도 증분을 만족하는 발사체 추력 시스템 선정 시 주요 파라미터에는 발사체 단 개수, 발사체 각 단의 중량, 구조비( $m/m_p$ ) 및 비추력( $I_{sp}$ )이 있다. 이러한 파라미터들의 조합을 식(3)에 적용시킴으로써 목표 궤도 진입 가능성을 판단할 수 있으며, 물리적/현실적으로 설계 가능한 추력 시스템 파라미터 조합을 찾을 수 있다.

$$\Delta V_{propulsion} = \sum (I_{sp} \times g \times \ln \frac{m_i}{m_f})_j, j = \text{umber of stage} \tag{3}$$

#### 4-2 항공기 상방발사 시 분리 안정성 확보 설계

항공기 장착 위성 발사체의 분리 안정성은 Fig. 10과 같은 과정으로 파악할 수 있다. 일반적으로 전산유체해석, 풍동시험, 비행시험 순으로 검증한다. 감항인증 기준인 MIL-HDBK-1763[29]에 따르면, 항공기 분리 대상의 최소 거리(miss distance)가 시간 경과에 따라 점진적으로 증가하거나, 다시 가까워지더라도 그 거리가 critical minimum인 6inch 이상이라면 안전하게 분리된다고 정의하고 있으나, 대형 분리물의 경우도 동일한 기준을 적용하는지 확인이 필요하다.

초기 설계 단계에서는 전산 유체 해석을 통해 안전 분리 가능성을 확인한다. 현재의 모델로 분리 안정성 확보가 불가능한 경우, 공력 및 유동장 분석을 통해 위성발사체의 비행

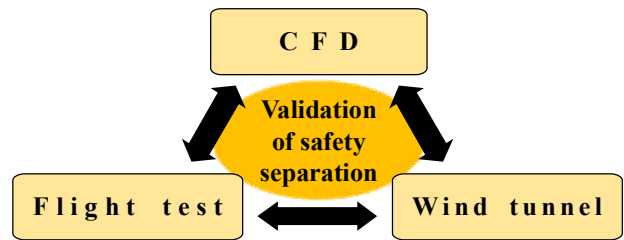
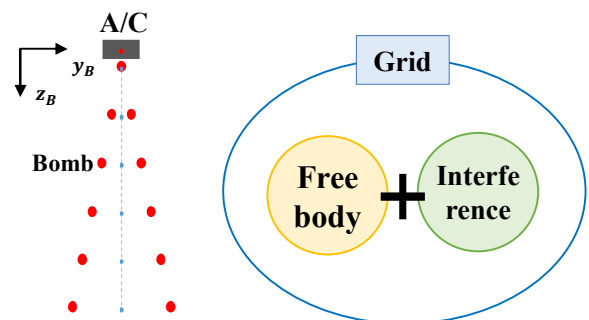


그림 10. 안전 분리 검증 방안  
Fig. 10. Method of validation of safety separation

안정성 저하 원인을 파악하여 모델링 수정 및 조종면(control surface) 추가/보완 등을 수행한다. 모델링 수정과 분리 궤적 분석 과정을 반복 수행하여 항공기 상방발사 위성 발사체의 분리 안정성 확보 설계를 할 수 있다.

지상 시험인 풍동 시험을 통한 안전 분리 검증 시 활용할 수 있는 시험 기법은 grid test, CTS(captive trajectory system) test, drop test 가 있다. CTS test의 개념은 다음과 같다. 우선 두 개의 스틱, 밸런스에 항공기와 무장을 장착한 후 측정된 공력을 6DOF 프로그램에 입력시켜 짧은 시간 간격 이후의 무장 위치를 예측(계산)한다. 무장 스틱을 예측된 무장 위치로 옮긴 후 다시 공력 측정을 하고, 이를 토대로 또 다음 time step에서의 무장 위치를 계산한다.

Grid test는 분리 시 예상되는 무장의 궤적과 자세각 범위를 설정한 후 그 범위 내 몇 가지 포인트에서의 steady 풍동 시험을 진행하여 공력 데이터를 획득한다. Fig. 11에 y방향 변위 변화에 따른 공력 영향 확인을 위한 시험 예시를 나타내었다. 빨간색으로 표시된 포인트 각각에 대한 시험을 통해 y변위에 따른 항공기-무장 상호작용 효과를 알 수 있다. grid test를 통해 획득한 공력 데이터에는 무장 단독 공력(freebody)과 항공기와의 상호작용에 의한 공력(interference)이 포함되어 있다. freebody에 대한 시험 결과를 grid 데이터에서 감산해줌으로써, interference만의 데이터를 획득할 수 있고, 이 데이터베이스를 6DOF 프로그램에 입력시켜 다양한 분리 조건에서의 무장 분리 궤적을 예측할 수 있다. CTS test는 각 시험이 하나의 조건에 대하여 수행되기 때문에 해당 조건에 대한 분리궤적만 획득할 수 있는



< y effect path example >  
그림 11. Grid test 개념  
Fig. 11. Concept of grid test

반면, grid test는 무장이 존재할 것이라고 예측되는 모든 지점에서의 공력 데이터베이스를 획득하기 때문에, 여러 분리 조건에 대한 궤적을 off-line으로 확인할 수 있다.

CTS와 grid test에서는 풍동 시험 시 오직 공력만 획득하므로 중력의 영향은 사용자가 6DOF 프로그램에 입력값으로 넣어 줌으로써 적용할 수 있다. 상방 기동 시에는 중력 벡터의 방향이 수평 비행 상태와 크게 달라지기 때문에, 프로그램에 중력의 크기와 방향을 반드시 반영해야 한다. CTS 및 grid test와 달리 drop test는 스틱이나 밸런스에 무장이 장착되어 있는 것이 아닌, 축소 모형의 자유 낙하 시험이다. 그러므로 풍동 시험 시 공력 뿐만 아니라 중력도 결과에 큰 영향을 미친다. 현재 국내에서는 수평 비행 기동 중 분리 되는 미사일의 안전 분리 검증을 위한 drop test 풍동 시험장이 존재하지만, 수평형으로 제작되어 있기에 상방 기동 시 나타나는 중력 벡터의 기울어짐이 반영되지 않은 결과만 획득 가능하다. 그러므로 상방발사 위성발사체의 분리 안정성 검증 시 정확한 drop test 결과 획득을 위해서는 기존의 수평형 자유 낙하 시험장이 아닌, 기울어진 형태의, 기울기 가변형 자유 낙하 시험장이 필요할 것으로 사료된다.

## V. 결 론

해외 민간 업체들 및 여러 국가들에서 개발 중이거나 운용 중인 공중발사 기반 위성발사체 및 위성 요격 미사일을 살펴 보았다. 민간 업체에서 운용 중인 공중발사 기반 위성발사체 세 가지(Launcher One, Pegasus, GoLauncher-2)는 모두 민간 대형 항공기 플랫폼 기반임을 확인하였다. 미국, 프랑스, 러시아에서는 전투기 기반의 발사체/요격 미사일을 개발 진행 중이었다. 위성 요격 미사일의 경우, 우주 쓰레기 등 국제적 문제 발생이 우려됨에 따라 국내 연구 개발에 제한이 있으나, 소형 위성 발사체의 소요도가 증가하므로 공중 발사 기술에 대한 국내 연구/개발의 필요성을 확인하였다.

국내에서는 산학 위주로 공중 발사 기반 위성발사체 설계 및 발사 플랫폼 별 개발 방안 등 다양한 연구가 수행된 것을 알 수 있었다. 또한 공중 발사 시 발사체의 분리 특성에 대한 연구도 수행된 것을 확인하였다. 이를 통해 공중 발사 기술 및 상방 발사 분리 안정성 검증을 위한 국내 연구 역량이 충분히 확보되었음을 알 수 있었다.

본 연구에서는 공중발사 기술 중, 항공기가 고고도, 고속, 고자세각에서 상방 기동 중 발사체/미사일을 투하하는 '상방 발사' 기술의 개발 방안을 제시하였다. 요구 조건을 설정한 후 추력 시스템, 중량, 형상, 공력 모델링을 통해 목표 궤도 진입 가능성을 파악하는 과정을 반복 수행한다. 고고도, 고속, 고자세각으로 상방발사 시 분리 안정성 검증 방안을 서술하였다. 전산유체역학, 풍동시험, 비행시험을 통한 검증 방안 중 풍동 시험 방안(grid tet, CTS test, drop test)을 중점적으로 설명하였다. Drop test 수행 시 항공기 상방 기동에

따른 중력 벡터 기울어짐 영향을 반영하기 위해 기울기 가변 풍동이라는 새로운 개념의 시험장을 제안하였다.

## References

- [1] Virgin Orbit corporation [Internet]. Available : <http://virginorbit.com/>.
- [2] Orbital Sciences corporation [Internet]. Available : <http://www.orbital.com/>.
- [3] DARPA website [Internet]. Available : <https://www.darpa.mil/>.
- [4] Small satellite air-launch technology [Internet]. Available : <https://www.dbpia.co.kr/pdf/pdfView.do?nodeId=NODE11187043>.
- [5] T. H. Cho and S. S. Lee, "The Development of Air-based Space Launch Vehicle for small satellites." *Journal of Advanced Navigation Technology*, Vol. 25, No. 4, pp. 267-272, 2021
- [6] Virgiin Orbit LLC, Tubular Bells 1 Press Guide, June 2021. [Internet]. Available : <https://sky-brokers.com/wp-content/uploads/2021/12/Virgin-Orbit-Tubular-Bells-Part-1-Press-Kit.pdf>.
- [7] Orbital ATK, Pegasus user's guide, release 8.2, 2020. [Internet]. Available : <https://wpcontent.ot5o9s93syrb.net/wp-content/uploads/Pegasus-User-Guide-1.pdf>.
- [8] Generation Orbit corporation [Internet]. Available : <https://www.spaceworks.aero/flight/>.
- [9] Gunter's Space Page, Go-launcher [Internet]. Available : [https://space.skyrocket.de/doc\\_lau/golauncher.htm](https://space.skyrocket.de/doc_lau/golauncher.htm).
- [10] L. Grego, *A History of ASAT Programs*, Union of Concerned Scientists, 2012.
- [11] Space History Note - F15 ASAT [Internet]. Available: [www.svengrahn.pp.se](http://www.svengrahn.pp.se).
- [12] Directory of U.S. Military Rockets and Missiles - ASM-135 ASAT by G. Karambela [Internet]. Available : <http://www.designation-systems.net/dusrm/m-135.html>.
- [13] DARPA's ALASA project [Internet]. Available : <https://www.darpa.mil/program/airborne-launch-assist-space-access/>.
- [14] Mike Gruss, *DARPA Scraps Plan To Launch Small Sats from F-15 Fighter Jet*, SPACENEWS, November 30, 2015 [Internet]. Available : <https://spacenews.com/darpa-airborne-launcher-effort-falters/>.
- [15] O. Kohei, N. Yuichi, M. Seiji, F. Takayoshi, K. Hideki, J. WALLACE, "ALSET-Japanese Air Launch System

- Ground Tests and Applications” in *29th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Utah, 2015.
- [16] Dassault Aviation coporation [Internet]. Available : <https://www.dassault-aviation.com/en/>.
- [17] S. S. Lee and T. H. Cho, “A Study on the Development of Air Launch Vehicle using Combat Aircraft,” in *2021 Proceeding of the Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, pp. 378-379, 2021. 7.
- [18] Pravda.Ru, Russia to field new anti-satellites missiles for MiG-31, 2018 [Internet]. Available : [https://english.pravda.ru/news/russia/141880-anti\\_satellite/](https://english.pravda.ru/news/russia/141880-anti_satellite/)
- [19] Marc Boucher, Canada and Ukraine Sign Space Agreement to Cooperate on Space Activities, SPACE Q, November 4, 2017 [Internet]. Available : <https://spaceq.ca/canada-and-ukraine-sign-space-agreemen-t-to-cooperate-on-space-activities>.
- [20] J. W. Lee, B. K. Park, Y. H. Byun, and C. J. Lee, "Analysis of Necessity and Possibility of Air Launching Rocket Development in Korea," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 32, No. 4, pp. 128-135, 2004.
- [21] Y. M. Ji, Y. S. Kim, J. W. Lee, and J. S. Park, "A Numerical Study on the Supersonic Separation of Air-launching Rocket from the Mother Plane," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 33, No. 8, pp. 18-25, 2005.
- [22] Y. J. Lee, J. H. Kim, Y. C. Choi, J. W. Lee, Y. H. Byun, and C. Lee, "A System Design of the MIRINAE II, Air-Launching Rocket for Nanosat," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 33, No. 12, pp. 83-91, 2005.
- [23] Y. J. Lee, J. H. Kim, Y. C. Choi, J. W. Lee, Y. H. Byun, and S. T. Lee, "Air-Launching Rocket System Design for Nanosat using DMU," in *KSPE Conference*, 2005, pp. 293-298.
- [24] Seong-Jin Yeom, Jin-Gon Jeon, Sang-Young Park, Sang-In Kim, and Dong-Gu Kim, "Study on the Operations of Air Launch Vehicle using Military Aircraft," in *IJASS Conference*, 2021, pp. 620-621.
- [25] Y. G. Hong et al, "Development Plan of Air Launch Vehicle using Large Commercial Aircraft," in *IJASS Conference*, 2021, pp. 618-619.
- [26] K. H. Lee, W. G. Ji, Y. R. Cho, K. B. Kwon, and K. H. Kim, "Analysis of Air Launch Vehicle Utilization for Orbit Insertion of National Security Satellites," in *IJASS Conferenc*, pp. 612-613, 2021.
- [27] K. B. Kwon, K. H. Lee, Y. R. Cho, W. G. Ji, and K. H. Kim, "A Study on the Applicability of Air Launch Vehicle," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 50, No. 3, pp. 203-214, 2022.
- [28] N. J. Barter, TRW space Data, California TRW Systems Group, NASA STI/Recon Technical Report A-93-20699, 1992.
- [29] U.S. Department of Defense, *MIL-HDBK-1763: Aircraft/Stores Compatibility: Systems Engineering Data Requirements and Test Procedures*, 1998.





**이 유 진 (Yu-Jin Lee)**

2020년 2월 : 울산대학교 기계자동차공학과 (공학사)  
2022년 2월 : 부산대학교 항공우주공학과 (공학석사)  
2022년 1월 ~ 현재 : LIG넥스원 PGM체계종합연구소 항공무장체계단 연구원  
※관심분야 : 항공우주, 항공무장, 무장분리, 공동시험, 전산유체역학



**정 재 원 (Jae-Won Jung)**

1999년 2월 : 부산대학교 전기공학과 졸업 (공학석사)  
2020년 7월 ~ 현재 : LIG넥스원 PGM체계종합연구소 항공무장체계단 수석연구원(팀장)  
※관심분야 : 유도무기, 유도제어, 항공무장



**임 진 식 (Jin-Shik Lim)**

1980년 2월 : 서울대학교 항공공학과 졸업 (공학사)  
1982년 2월 : 한국과학기술원 항공공학과 졸업 (공학석사)  
1988년 8월 : 한국과학기술원 기계공학과 졸업 (공학박사)  
1980년 3월 ~ 1985년 3월 : (주)대한항공 항공기술연구소 연구원  
1988년 10월 ~ 2020년 5월 : 국방과학연구소 수석연구원(유도무기체계개발단장)  
2020년 8월 ~ 현재 : LIG넥스원 PGM체계종합연구소 연구위원  
※관심분야 : 순항/탄도 유도탄, 공기흡입식 추진기관, 열/유체 시스템



**김 길 훈 (Kil-Hun Kim)**

2010년 8월 : 아주대학교 전자공학과 (공학석사)  
1999년 1월 ~ 현재 : LIG넥스원 PGM체계종합연구소 항공무장체계단 단장  
※관심분야 : 유도무기, 유도제어