

우주 발사체 개념설계를 위한 소프트웨어 개발

고재열^{1*}, 김재우¹, 최지민¹, 윤남경², 김혜성², 안재명¹

KAIST¹, 한화에어로스페이스²

Development of Conceptual Design Software for Space Launch Vehicle

Jaeyoul Ko^{1*}, Jaewoo Kim¹, Jimin Choi¹, Namkyung Yoon², Hyesung Kim², Jaemyung Ahn¹

Key Words : Launch Vehicle(우주 발사체), Concept Design(개념설계), Optimal Staging(최적 단 사이징), Systems Engineering(체계 공학), Model Based Systems Engineering(모델 기반 시스템 공학)

서론

우주 발사체는 다양한 서브 시스템이 상호작용하며 작동하는 복잡 시스템이다. 이에 따라 우주 발사체의 개발 과정에서는 다양한 서브 시스템과 discipline을 고려한 체계적인 개념설계 절차가 요구된다.

본 연구에서 다루는 우주 발사체 개념설계 소프트웨어는 구체적인 개발 가능성이 있는 발사체 시스템의 목적, 제약 조건, 요구 사항 및 주요 기능과 주요 시스템 구성에 대한 개략적인 설계 및 검토를 수행한다.

개념설계 절차는 비행역학/유도/제어, 추진기관, 외관 형상 및 공력 등 다양한 discipline을 고려하는 다분야 설계 최적화 (Multidisciplinary Design Optimization, MDO) 문제로 이해할 수 있다. 본 연구에서는 MDO의 목적함수를 이륙중량 최소화로 설정했다. MDO 문제를 효과적으로 해결하기 위해 각 서브 시스템의 모델링이 수행되었으며, 효율적인 최적화 알고리즘이 적용되었다.

본론

본 연구에서는 우주 발사체 개념설계를 위해 아래와 같이 최적 단 사이징, 임무 해석, 추진 기관, 외형 추정 및 공력의 네가지 discipline을 정의하고, 아래 Fig. 1.과 같은 design iteration을 수행하도록 소프트웨어를 개발했다.

최적 단 사이징

최적 단 사이징 discipline은 페이로드와 목표 궤도로 정의되는 임무의 요구 속도 증분을 제공하기 위한 최적의 단 별 속도 증분 배분을 계산한다. 이때, 임무 해석 과정을 통해 예측할 수 있는 각 단의 손실에 의해 요구되는 속도 증분이 달라지며, 이를 고려한 design iteration을 수행하도록 했다.^(1~2) 최적 단 사이징 과정을 수학적 최적화 문제로 정식화 한 형태는 아래와 같다.

<발사체 구조비 정의>

$$\lambda_k := \frac{m_{s,k}}{m_{s,k} + m_{p,k}} \quad (1)$$

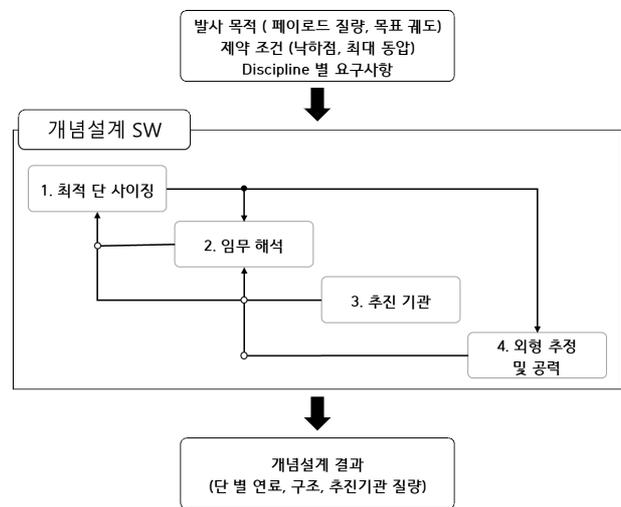


Fig. 1. Conceptual design SW for space launch vehicle

<질량비 정의>

$$\mu_k := \frac{m_{0,k}}{m_{0,k} - m_{p,k}} \quad (2)$$

<최적 단설계 최적화 문제>

$$\begin{aligned} \max_{\mu_i} \quad & \sum_{k=1}^n (-\ln \mu_k - \ln(1 - \lambda_k) + \ln(1 - \mu_k \lambda_k)) \quad (3) \\ \text{s.t.} \quad & \sum_{k=1}^n C_k \ln \mu_k = V_f - V_i + \Delta V_{LOSS} \end{aligned}$$

위의 최적화 문제를 해결해 사용자 입력에 의해 정해진 발사체 단 별 구조비 제약 하에서, 각 단의 최적 질량비와 그에 의해 함께 결정되는 단 별 속도 증분 배분을 계산할 수 있다.

임무 해석

임무 해석 discipline은 주어진 발사체 모델과 목표 궤도에 대하여, 각종 비행 환경상의 제약 조건을 만족 하면서 투입 성능을 극대화하는 궤적을 결정하는 모듈이다.⁽³⁾ 즉, 투입 질량을 최대화하는 제약조건하의 최적 제어 문제를 해결하는 기능을 한다. 이 때, 발사체의 동역학 모델은 3자유도 질점 동역학 모델을 적용 했으며, 특히 비행 시 순간낙하점 (Instantaneous Impact Point, IIP)을 계산함으로써 비행 안전관련 제약조건을 포함할 수 있도록 개발되었다.⁽⁴⁾

최적화의 결과로 시간에 따른 위치, 속도, 낙하점, 자세, 공력, 궤도요소, 속도 손실 값을 얻을 수 있다.

최적 단 사이징 및 임무 해석 All At Once (AAO) 최적화

단 사이징과 임무 해석을 통합한 AAO 최적화 모듈은 속도 손실값을 기준으로 최적 단 사이징과 임무 해석 discipline의 design iteration을 수행하는 대신 한번의 최적화 루틴으로 주어진 페이로드 무게를 목표 궤도에 투입할 수 있는 최적의 발사체 단 사이징 결과를 얻을 수 있도록 구성된 확장 기능이다.

AAO 최적화 모듈은 임무 해석 discipline의 최적화 루틴을 수정하는 방식으로 구현되었다. 목적함수는 기존 임무 해석 모듈의 목적함수인 투입 페이로드 중량 최대화를 이륙 중량 최소화로 변경하였다.⁽⁵⁾ 또한 기존에 임무 해석 모듈의 목적함수로 포함되어 있던 투입 페이로드 중량은 제약조건으로 포함되었다. 기존의 단 사이징 모듈의 제약조건으로 설정되어 있던 속도 증분 및 속도 손실 관련 정보는 임무 해석 모듈과 단 사이징 모듈이 통합됨으로써 시뮬레이션을 통한 최적화 과정에서 자동으로 만족된다. AAO 최적화를 사용하는 경우 design iteration 대비 계산 시간과 최적성 면에서 유리하다.

추진 기관

추진 기관 discipline은 사용자 입력에 따른 추진 시스템의 비추력과 질량 값을 예측하는 모듈이다. 사용자 입력으로 추진제 조합, 연소실 압력, 수축비, 노즐 팽창비, O/F비, 목표 추력값을 받아 surrogate model database로부터 예상되는 비추력 및 질량 값을 출력 하도록 구성되었다. surrogate model database는 Rocket Propulsion Analysis(RPA) 소프트웨어를 활용 해 구성했다.

외형 추정 및 공력

외형 추정 및 공력 discipline은 발사체의 단 사이징 결과를 반영해 임무 해석에 필요한 공력계수를 반환하는 모듈이다. 외형 추정에는 발사체 단의 대부분을 연료 탱크가 사용하며, 각 단의 직경이 동일하다는 가정 하에 Blunted nose 형태의 형상으로 발사체의 길이, nose 직경, nose 길이를 추정했다. 개념설계 소프트웨어의 계산 부하를 줄이기 위해 Component Build-Up(CBM) 방식을 사용하는 Missile DATCOM97 소프트웨어를 활용해 공력계수를 계산했으며, 얻은 결과는 임무 해석 모듈에서 시간에 따른 공력을 계산하

기 위해 사용된다.

결론

본 논문에서는 우주발사체 개념설계를 위한 소프트웨어 개발 과정을 기술했다.

개념설계 단계에서 얻을 수 있는 설계 의사결정 정보를 바탕으로 개략적인 설계 및 검토를 수행하기 위해 fidelity와 runtime 효율성을 고려해 단 사이징, 임무 해석, 추진 기관, 외형 추정 및 공력 discipline 모델링이 수행되었으며, 해당 discipline이 연동되어 개념설계 절차를 수행할 수 있도록 했다.

향후 본 연구를 통해 개발한 소프트웨어를 활용해 신규 발사체의 개념설계 사례연구가 진행될 예정이다.

후기

본 연구는 한화 스페이스허브-KAIST 우주연구센터 를 통한 한화에어로스페이스의 지원으로 수행되었습니다.

참고문헌

- 1) Koch, Aaron D. "Optimal staging of serially staged rockets with velocity losses and fairing separation." *Aerospace Science and Technology* 88 (2019): 65-72.
- 2) Byeong-Un Jo, and Jaemyung Ahn. "Optimal staging of reusable launch vehicles considering velocity losses." *Aerospace Science and Technology* 109 (2021): 106431.
- 3) 조병운, 방준, 이상일, 안재명, "범용 우주발사체 비행 분석 소프트웨어 (LAFLAS) 연구 개발," 한국항공우주학회 2018 춘계학술대회, 제주, 대한민국, 2018.
- 4) Namkyung Yoon, and Jaemyung Ahn. "Trajectory optimization of a launch vehicle with explicit instantaneous impact point constraints for various range safety requirements." *Journal of Aerospace Engineering* 29.3 (2016): 06015003.
- 5) Jaeyoul Ko, Jaewoo Kim, Jimin Choi, and Jaemyung Ahn. "Simultaneous Optimization of Launch Vehicle Stage and Trajectory Considering Operational Safety Constraints." *arXiv preprint arXiv:2307.12642* (2023).