



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 49(8), 637-648(2021)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2021.49.8.637

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

한국형 우주비행기의 기준 항력 추종 기반 재진입 유도 기법

윤다인¹, 김영원², 이창훈³, 최한림⁴, 유 혁⁵

Reentry Guidance for Korean Space Plane Based on Reference Drag Following

Da-In Yoon¹, Young-Won Kim², Chang-Hun Lee³, Han-Lim Choi⁴ and Hyeok Ryu⁵Korea Advanced Instituted of Science and Technology¹⁻⁴, Korea Aerospace Research Institute⁵

ABSTRACT

This paper aims to propose new reentry guidance for Korean Space plane (KSP). Similar to the Space Shuttle guidance concept, a reference drag profile is first determined to satisfy several flight path constraints and boundary conditions, and the proposed guidance commands are realized in a way to track the predetermined reference drag profile. To this end, the drag dynamics is examined. The investigation uncovers that the dynamics characteristics of the drag and the flight path angle are considerably different. Based on this fact, the proposed guidance commands are determined using the time-scale separation technique and the feedback linearization methodology. The key feature of the proposed guidance lies in its simple structure and a clear working mechanism. Therefore, the proposed method is simple to implement compared to existing methods. Numerical simulations are performed to investigate the performance of the proposed method.

초 록

본 논문에서는 한국형 우주비행기(KSP)에 대한 새로운 재진입 유도를 제안하고자 한다. 제안된 방법은 우주 왕복선 유도 개념과 유사하게 다양한 비행경로 제약조건과 경계조건을 만족시키는 기준 항력 프로파일을 미리 결정하고, 결정된 기준 항력 프로파일을 추종하는 방식으로 유도명령이 구현된다. 이를 위해 본 연구에서는 항력 동역학을 조사하였으며, 그 결과 항력과 비행경로각의 동역학적 응답 특성이 상당히 다르다는 사실이 밝혀졌다. 이 사실을 바탕으로 제안한 유도명령은 시간분리 기법과 궤환선형화 방법을 사용하여 결정된다. 제안한 유도기법의 주요 특징은 간단한 구조와 명확한 작동 메커니즘에 있다. 따라서 제안된 방법은 기존 방법에 비해 구현이 간단하다. 본 논문에서는 제안된 방법의 성능을 조사하기 위해 수치 시뮬레이션을 수행한다.

Key Words : Reentry Guidance(재진입 유도), Korea Space Plane(한국형 우주비행기), Reference Drag Following(기준 항력 추종), Space Shuttle Guidance(우주 왕복선 유도)

1. 서 론

최근 우주 수송, 우주 관광 및 전 지구적 타격을 목적으로 민간 미 군사 분야에서 X-37[1]과 같은 우

주비행기 또는 재진입 비행체에 대한 관심이 증가하고 있다. 우주비행기의 비행영역은 기존의 비행체와 달리 우주와 대기권을 모두 포함하기 때문에 효과적인 운용을 위해 새로운 형태의 유도기술이 요구된다.

† Received : March 24, 2021 Revised : May 17, 2021 Accepted : May 21, 2021

¹ Graduate Student, ² Ph.D. Candidate, ³ Assistant Professor, ⁴ Professor, ⁵ Principal Researcher

³ Corresponding author, E-mail : lckdgn@kaist.ac.kr, ORCID 0000-0002-0758-1974

© 2021 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

우주비행기의 안전한 회수를 위해 비행 중 다양한 비행 제한 구속 조건과 경계 조건을 충족시켜야 하므로 우주비행기의 유도문제는 난이도가 높은 문제로 알려져 있고 최근에도 활발히 연구되고 있다.

우주비행기를 비롯한 재진입 비행체의 유도기법으로 스페이스 셔틀 유도기법[2]이 널리 활용되고 있다. 이 기법에서는 미리 계산된 항력-속도 프로파일을 기준 궤적으로 설정하고 이를 추종하는 방식으로 유도가 이루어지며, 주어진 기준 궤적을 추종하기 위해 PID 제어와 이득계획법이 활용된다. 이 유도기법은 스페이스 셔틀의 장시간 운용을 통해 알고리즘의 성능 및 실용성이 입증되었으며[3], 최근에는 이 기법을 바탕으로 유도성능을 개선하는 연구가 진행되고 있다. 참고문헌 [4]에서는 외란에 의한 유도오차를 개선하기 위해 항력-속도 프로파일 대신 항력-에너지 프로파일을 추종하는 유도기법을 제안하였다. 참고문헌 [5]에서는 PID 제어와 이득계획법을 기반으로 한 기존 방법의 비선형성에 대한 성능 저하를 개선하고자 궤환선형화(feedback linearization) 기반의 비선형 항력 추종 유도기법을 제안하였다. 참고문헌 [6]에서는 비선형 예측 제어(nonlinear predictive control)를 기반으로 한 유도기법을 개발하였다.

최근에는 궤적최적화(trjectory optimization)를 활용한 유도기법들도 연구되고 있다. 참고문헌 [7]에서는 비선형 프로그램(nonlinear programming) 및 순차적 최적화 기법을 활용한 재진입 비행체 최적궤적 산출방법에 대해 제안하였다. 참고문헌 [8]에서는 준평형 활공 조건(quasi-equilibrium glide condition)을 이용해 궤적최적화 문제를 단일 파라미터 최적화 문제로 변환한 후 신속하게 최적궤적을 산출하는 기법을 제안하였다. 참고문헌 [9]에서는 컨벡스 최적화(convex optimization) 기법을 활용한 재진입 유도기법이 연구되었다.

이러한 맥락에서 본 논문에서는 한국항공우주연구원에서 기초연구를 수행 중인 한국형 우주비행기의 재진입 유도기법에 대해 다루기로 한다. 최근 컴퓨터 연산능력의 개선으로 궤적최적화 기반의 유도기법이 활발히 연구되고 있으나 이 방법을 실시간으로 적용하기에는 아직 해결해야 할 문제들이 많이 남아 있다. 따라서 본 연구에서는 실용성이 이미 입증되었고 적은 연산량을 요구하는 스페이스 셔틀 유도를 기반으로 새로운 형태의 항력 추종 유도기법을 제안하고자 한다. 제안한 방법에서는 우주비행기의 동역학 모델로부터 항력의 동역학을 도출한다. 이로부터 항력의 변화가 발생하는 동역학적 원리 및 특성을 분석한 후 분석된 결과를 바탕으로 시간 분리 기법(time-scale separation technique)[10] 및 비선형 궤환선형화 기법[11]을 활용하여 새로운 형태의 항력 추종 유도기법을 제안한다. 제안한 유도기법은 기존 유도기법과 달리 항력과 기준 항력의 수치 미분을 필요로

하지 않기 때문에 구현이 용이하다는 장점이 있다. 또한, 항력이 발생하는 원리를 직접 반영하는 방식으로 유도기법이 설계되었기 때문에 각 유도명령의 물리적인 의미 및 동작 원리가 명확하게 나타난다. 이는 제안한 유도명령을 실제 시스템에 적용할 때 제안한 기법의 신뢰성을 향상시키는 데 기여할 수 있다. 최종적으로 본 논문에서는 제안한 기법의 성능을 검증하고자 수치 시뮬레이션을 수행하였다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2.1절에서는 우주비행기의 재진입 유도문제에 대해 기술하고, 2.2절에서는 기준 항력 궤적 산출 방법에 대해서 설명한다. 2.3절에서는 제안한 비선형 항력 추종 유도기법의 설계 과정을 설명하고, 2.4절에서는 수치 시뮬레이션 결과를 제공한다. 최종적으로 3장에서 본 연구의 결론을 맺기로 한다.

II. 본 론

2.1 문제 정의

본 절에서는 우주비행기의 재진입 유도문제에 대해 기술하기로 한다. 우주비행기의 질점 모델, 재진입 비행에서 고려되어야 하는 비행 제한 조건 및 경계 조건, 우주비행기의 비행제어 방식에 대해 기술한다.

2.1.1 우주비행기 질점 모델

먼저, 제안한 유도기법 산출을 위한 우주비행기 질점 모델 방정식에 대해 살펴보기로 한다. 참고문헌 [12]에 따르면 지구의 자전 효과를 고려한 재진입 비행체의 질점 모델은 다음과 같이 기술할 수 있다.

$$\dot{h} = V \sin \gamma \quad (1)$$

$$\dot{\lambda} = \frac{V \cos \gamma \cos \psi}{R_e + h} \quad (2)$$

$$\dot{i} = \frac{V \cos \gamma \sin \psi}{(R_e + h) \cos \lambda} \quad (3)$$

$$\dot{V} = -\frac{D}{m} - g \sin \gamma + \Omega_e^2 (R_e + h) \cos \lambda (\sin \gamma \cos \lambda - \cos \gamma \sin \lambda \cos \psi) \quad (4)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{L \cos \sigma}{m V} - \frac{g \cos \gamma}{V} + \frac{V \cos \gamma}{R_e + h} + 2\Omega_e \cos \lambda \sin \psi + \frac{\Omega_e^2 (R_e + h) \cos \lambda}{V} (\cos \gamma \cos \lambda + \sin \gamma \sin \lambda \cos \psi) \quad (5)$$

$$\dot{\psi} = \frac{L \sin \sigma}{m V \cos \gamma} + \frac{V \cos \gamma \sin \psi \tan \lambda}{R_e + h} - 2\Omega_e (\tan \gamma \cos \lambda \cos \psi - \sin \lambda) + \frac{\Omega_e^2 (R_e + h) \sin \lambda \cos \lambda \sin \psi}{V \cos \gamma} \quad (6)$$

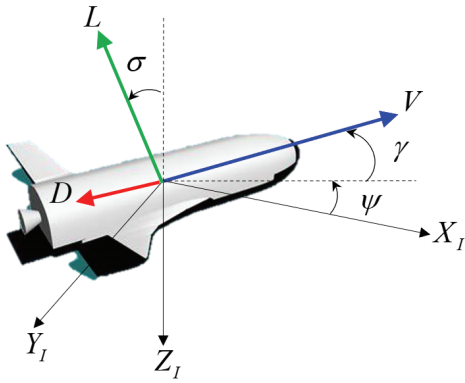


Fig. 1. Parameter definitions

여기서 h 는 고도, λ 는 위도, l 은 경도, V 는 비행체 속도, γ 는 비행경로각, ψ 는 heading각, Ω_e 는 지구의 자전속도, R_e 는 지구의 반경, m 은 비행체의 질량, σ 는 뱅크각, g 는 중력가속도를 각각 나타낸다(Fig. 1 참조). 또한, 위 운동방정식에서 L 과 D 는 양력과 항력을 나타내며 다음과 같이 주어진다.

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 C_L S_{ref} \quad (7)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 C_D S_{ref} \quad (8)$$

위 식에서 ρ 는 공기 밀도, S_{ref} 는 기준 제적, C_L 과 C_D 는 우주비행기의 공력 계수를 의미하며, 공력계수는 받음각 α 에 대해 다음과 같이 2차 함수 형태로 모델링 될 수 있다.

$$C_L = C_{L0} + C_{L1}\alpha + C_{L2}\alpha^2 \quad (9)$$

$$C_D = C_{D0} + C_{D1}\alpha + C_{D2}\alpha^2$$

또한, 운동방정식에서 중력가속도의 경우 고도의 함수로 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$g = g_0 \frac{R_e^2}{(R_e + h)^2} \quad (10)$$

여기서 g_0 는 해수면(sea-level)에서 중력 상수를 나타낸다.

2.1.2 경계 조건

우주비행기의 재진입 유도 비행은 EIP(Entry Interface Point)에서부터 TAEM(Terminal Area Energy Management) 단계까지이며, 초기 조건과 종말 조건은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\begin{aligned} h(t_0) &= h_0, \quad \lambda(t_0) = \lambda_0, \quad l(t_0) = l_0 \\ V(t_0) &= V_0, \quad \gamma(t_0) = \gamma_0, \quad \psi(t_0) = \psi_0 \end{aligned} \quad (11)$$

$$\begin{aligned} h(t_f) &= h_f, \quad \lambda(t_f) = \lambda_f, \quad l(t_f) = l_f \\ V(t_f) &= V_f, \quad \gamma(t_f) = \gamma_f, \quad \psi(t_f) = \psi_f \end{aligned} \quad (12)$$

위 식에서 초기 조건은 EIP에 의해 결정되며, 종말 조건은 TAEM 단계 진입 조건에 의해 결정된다.

2.1.3 비행 제한 조건

우주비행기가 안전하게 재진입 구간을 비행하기 위해서는 크게 4가지 비행 제한 조건을 만족시켜야 한다. 첫 번째는 최대 동압 제한 조건이며, 이는 공력 날개 구동기에 작용하는 공력 하중(hinge moment)을 완화시키기 위한 목적으로 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$q_{\max} \geq \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (13)$$

다음으로 우주비행기의 경우 재진입 비행 시 공기 마찰로 인해 극심한 열이 발생하며 열 방호를 위해 최대 Heat Flux 제한 조건을 넘지 않도록 비행 궤적을 성형해야 한다. 이를 공력 가열 제한 조건이라 부르며 다음과 같이 주어진다.

$$\dot{Q}_{\max} \geq C_q \sqrt{\rho} V^{3.15} \quad (14)$$

또한, 재진입 시 우주비행기 구조의 손상을 막기 위해서는 공력 하중이 우주비행기의 구조 하중을 넘지 않아야 한다. 이 제한 조건을 공력 하중 제한 조건이라 하며 다음과 같이 주어진다.

$$n_{\max} \geq \left| \frac{L \cos \alpha + D \sin \alpha}{m g_0} \right| \quad (15)$$

마지막으로 평형 활공 조건(equilibrium glide condition)을 만족시켜야 한다. 이 조건은 우주비행기가 플러그이드 진동(phugoid oscillation) 현상 없이 비행하기 위한 조건으로, $\dot{\gamma} \geq 0$, $\gamma \approx 0$ 의 조건을 비행경로각 운동방정식에 대입함으로써 산출할 수 있다. 이 제한 조건은 다음과 같은 식으로 표현된다.

$$0 \geq \left(\frac{g}{V} - \frac{V}{R_e + h} \right) - \frac{L \cos \sigma_{eq}}{m V} \quad (16)$$

여기서 σ_{eq} 는 궤적 성형을 목적으로 도입되는 설계 변수이며 기본값은 0으로 설정된다.

Remark 1. 위 비행 제한 조건 중 평형 활공 조건은 반드시 만족시켜야 하는 절대적 제약조건(hard constraint)은 아니며, 재진입 비행 초기 조건 EIP는 일반적으로 평형 활공 조건 밖에 존재한다.

2.1.4 우주비행기 유도 조종 방식

우주비행기는 Fig. 2에 도시된 것과 같이 기본적으로 Bank-to-Turn (BTT) 제어 방식을 활용한다. 일반적인 BTT 제어 방식에서는 양력의 크기와 방향이

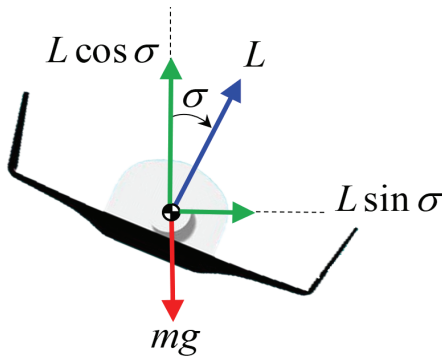


Fig. 2. Bank-to-Turn (BTT) control

제어입력이 되며, 양력의 크기는 받음각 α 에 의해 결정되고 양력이 작용하는 방향은 뱅크각 σ 에 의해 결정된다. 우주비행기를 비롯한 대다수의 재진입 비행체의 경우 열 방호 및 트림상태 유지를 위해 미리 프로그램된 받음각 프로파일을 추종하도록 받음각이 제어된다. 참고문헌 [6]에 따르면 일반적인 받음각 프로파일은 다음과 같으며, 이를 도시하면 Fig. 3과 같다. 따라서 우주비행기의 유도에 활용되는 입력 변수는 뱅크각이다[6].

$$\alpha = \begin{cases} 40^\circ & \text{if } V \geq 4570 \\ 40^\circ - 0.0073(4570 - V) & \text{if } 760 < V < 4570 \\ 12^\circ & \text{if } V \leq 760 \end{cases} \quad (17)$$

우주비행기의 유도 개념은 뱅크각을 활용하여 비행 제한 조건 및 경계 조건을 충족하는 비행 궤적을 따라 비행하는 것이다. 에너지 관점에서 경계 조건을 충족하기 위해서는 EIP에서의 높은 역학적 에너지를 TAEM 단계 진입에 허용되는 수준까지 충분히 낮춰야 한다. 정의에 의해 역학적 에너지는 위치 에너지와 운동 에너지의 합으로 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$T = \frac{1}{2} m V^2 - \frac{m g_0 R_e^2}{(R_e + h)} \quad (18)$$

위 식을 시간에 대해 미분하면 역학적 에너지의 시간 변화율은 다음과 같이 도출된다.

$$\dot{T} = m V \dot{V} + \frac{m g_0 R_e^2}{(R_e + h)^2} \dot{h} \quad (19)$$

식 (1)과 식 (3)에서 지구자전 효과가 속도 변화에 미치는 영향은 미비하기 때문에 이를 무시하고 식 (19)에 대입하면 다음과 같다.

$$\dot{T} = m V (-a_D - g \sin \gamma) + \frac{m g_0 R_e^2}{(R_e + h)^2} V \sin \gamma \quad (20)$$

여기서 $a_D = D/m$ 으로 단위 질량당 항력을 나타낸다. 위 식에서 살펴볼 수 있듯이 역학적 에너지 감소

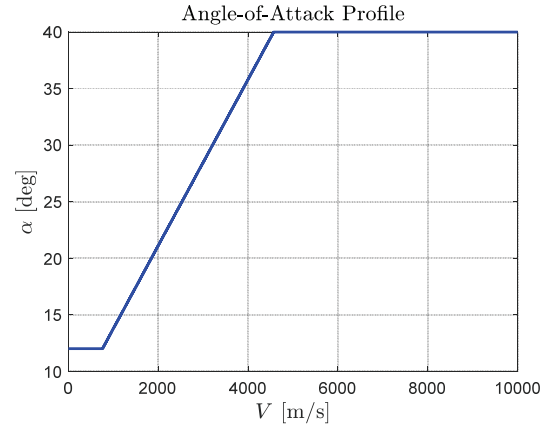


Fig. 3. Angle-of-Attack profile

에 큰 영향을 미치는 성분은 항력이며, 이는 항력의 성형을 통해 경계 조건을 충족시킬 수 있음을 의미한다. 식 (13)~(16)과 같이 주어지는 비행 제한 조건은 공기 밀도와 속도에 대한 함수로 주어지며, 항력 역시 공기 밀도와 속도에 대한 함수로 주어지기 때문에 비행 제한 조건도 항력의 함수로 표현이 가능하다. 다음 절에서 이 부분에 대해 자세히 논의하기로 한다. 즉, 에너지 관점에서 우주비행기의 유도는 허용되는 항력 범위 내에서 경계 조건을 만족시키는 항력 기준 궤적을 산출 후 이를 추종하는 방식으로 달성될 수 있다. 이러한 방식은 스페이스 셔틀 유도 [2]의 기본개념이며 본 연구에서도 유사한 개념을 활용한 우주비행기의 유도기법을 제안하고자 한다.

Remark 2. 본 연구에서 제안하는 유도기법은 항력을 추종하는 방식으로 유도가 이루어진다는 점에서 스페이스 셔틀 유도기법과 유사하나 세부적인 항력 추종 방법에서는 기존의 방법과 차이를 두고 있다.

Remark 3. 스페이스 셔틀 유도 기반의 항력 추종 유도기법에서 기준 항력 프로파일은 오프라인 상에서 미리 산출되어 탑재 컴퓨터에 저장되며, 기준 항력 프로파일을 추종하기 위한 비행경로각 및 뱅크각 명령은 온라인상에서 산출되어 페루프 형태로 적용된다.

2.2 비행 가능 영역 및 기준 궤적 산출

본 절에서는 비행 제한 조건으로부터 우주비행기의 비행 가능 구간을 속도-고도 영역 및 속도-항력 영역으로 변환하는 방법에 대해 기술한다. 최종적으로 속도-항력 그래프로 주어지는 비행 가능 영역에서 경계 조건 및 비행 제한 조건을 충족시키는 기준 항력 산출 방법에 대해서 설명하기로 한다.

2.2.1 비행 가능 영역 (속도 vs. 고도)

식 (13)~(16)과 같이 주어지는 비행 제한 조건에서 공기밀도 및 중력가속도는 고도에 따라 변화하는 값이며, 공기밀도와 중력가속도의 근사를 통해 속도-고

도에 대한 비행 가능 영역을 산출할 수 있다. 먼저, 우주비행기의 재진입 시작 시 고도는 약 120 km로 우주비행기의 비행 고도는 지구 반경에 비해 일반적으로 매우 작다($R_e \gg h$). 이 사실로부터 $\sigma_{eq} = 0$ 일 때 평형 활공 조건은 다음과 같이 근사화될 수 있다.

$$0 \geq \left(\frac{g}{V} - \frac{V}{R_e + h} \right) - \frac{L}{mV} \approx \left(\frac{g_0}{V} - \frac{V}{R_e} \right) - \frac{L}{mV} \quad (21)$$

다음으로, 공기밀도는 고도에 대해 지수 함수 형태로 감소하기 때문에 다음과 같이 모델링 할 수 있다.

$$\rho = \rho_0 e^{-\left(\frac{h}{h_s}\right)} \quad (22)$$

여기서 ρ_0 는 해수면(sea-level)에서 공기밀도를 나타내고, h_s 는 공기밀도를 지수 함수 형태로 모델링 하기 위한 기준 고도를 나타낸다. 식 (22)의 근사식을 식 (13)~(15), (21)에 대입 후 고도에 대해 정리하면 비행 가능 영역의 조건식을 다음과 같이 산출할 수 있다.

$$h \geq -h_s \ln \left(\frac{2q_{\max}}{\rho_0 V^2} \right) \quad (23)$$

$$h \geq -h_s \ln \left(\frac{1}{\rho_0} \left(\frac{\dot{Q}_{\max}}{C_q V^{3.15}} \right)^2 \right) \quad (24)$$

$$h \geq -h_s \ln \left(\frac{2n_{\max} g_0 m}{\rho_0 |C_Z| S_{ref} V^2} \right) \quad (25)$$

$$h \leq -h_s \ln \left(\frac{2(g_0 - V^2/R_e)m}{\rho_0 S_{ref} V^2 C_L} \right) \quad (26)$$

여기서 $C_Z = C_L \cos \alpha + C_D \sin \alpha$ 이다. 위 식에서 확인할 수 있듯이 최대 동압 제한 조건, 공력 가열 제한 조건 및 공력 하중 제한 조건은 고도의 하한(lower bound) 조건으로 주어지며, 평형 활공 조건은 고도의 상한(upper bound) 조건으로 주어진다. 또한, 비행 가능 영역은 속력, 받음각, 비행체 파라미터, 제한 조건 파라미터들의 함수로 주어짐을 알 수 있다. 비행체 파라미터 및 제한조건 값들은 우주비행기의 형상 설계 결과에 의해 결정되는 값이다. 2.1.4절에서 언급했듯이 우주비행기에서 받음각은 미리 입력된 받음각 프로파일을 추종하도록 운용되기 때문에 식 (23)~(26)의 우변항들은 최종적으로 속도에 대한 함수로 표현된다. 즉, 위의 식들로부터 각 속도 지점에서 고도 상한 또는 하한을 산출할 수 있고, 산출된 고도의 상한 또는 하한을 속도에 대해 그리면 최종적으로 속도-고도에 대한 비행 가능 영역을 Fig. 4와 같이 도출할 수 있다. 비행 가능 영역 산출에 활용된 파라미터들은 2.4절에서 확인할 수 있다.

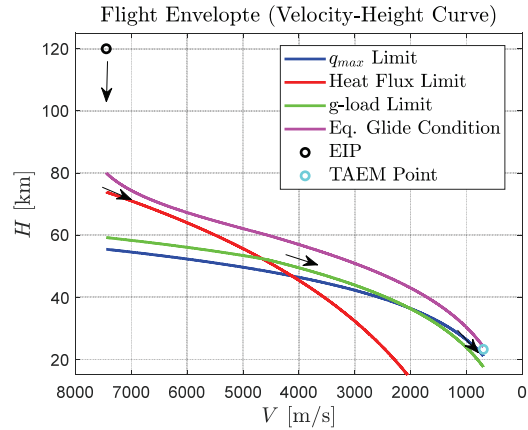


Fig. 4. Flight envelope (velocity-height)

Figure 4에서 각 비행 제한 조건에 의해 둘러싸인 영역이 비행 가능한 구간이며 유도 초기에는 Heat Flux 제한 조건, 중기 유도 단계에서는 공력 하중 제한 조건, 종말 유도 단계에서는 최대 동압 제한 조건이 중요해 짐을 알 수 있다. 또한, 식 (23), (24), (25)에서 확인할 수 있듯이 q_{\max} , \dot{Q}_{\max} , n_{\max} 값이 증가할수록 하한의 값이 더 작아지므로 비행 가능 영역이 증대됨을 예측해 볼 수 있다.

2.2.2 비행 가능 영역 (속도 vs. 항력)

기준 항력 산출을 위해 비행 가능 영역은 속도-항력에 대해 도시되어야 한다. 항력은 속도와 공기밀도(고도)에 대한 함수이기 때문에 속도-고도에 대한 비행 가능 영역으로부터 속도-항력에 대한 비행 가능 영역 산출이 가능하다. 식 (8)과 (22)로부터 우주비행기의 단위 질량당 항력은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$a_D = \frac{D}{m} = \frac{\rho_0 e^{-\left(\frac{h}{h_s}\right)} S_{ref} C_D V^2}{2m} \quad (27)$$

식 (27)을 식 (23), (24), (25), (26)에 대입한 후 정리하면 항력에 대한 제한 조건은 다음과 같이 산출된다.

$$a_D \leq \frac{S_{ref} C_D \theta_{\max}}{m} \quad (28)$$

$$a_D \leq \frac{\dot{Q}_{\max}^2 S_{ref} C_D}{2m C_q^2 V^{4.3}} \quad (29)$$

$$a_D \leq \frac{n_{\max} g_0 C_D}{|C_Z|} \quad (30)$$

$$a_D \geq \frac{(g_0 - V^2/R_e)}{(C_L/C_D)} \quad (31)$$

위 식에서 살펴볼 수 있듯이 최대 동압 제한 조

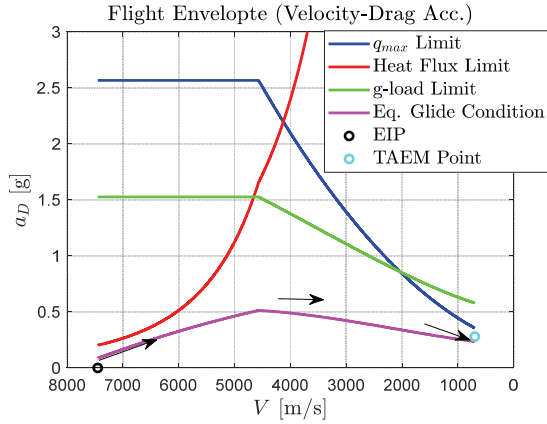


Fig. 5. Flight Envelope (Velocity-Drag Acc.)

건, 공력 가열 제한 조건 및 공력 하중 제한 조건은 항력의 하한 조건으로 주어지며, 평형 활공 조건은 항력의 상한 조건으로 주어진다. 이는 항력이 커지면 공력 가열이 극심해지고 동체에 작용하는 공력 하중 및 동압이 크게 증가하기 때문이다. 위의 식들로부터 각 속도 지점에서 항력 상한 또는 하한을 산출할 수 있고, 산출된 항력의 상한 또는 하한을 속도에 대해 그리면 최종적으로 속도-항력에 대한 비행 가능 영역을 도출할 수 있다(Fig. 5 참조).

Figure 5에서 각 비행 제한 조건에 의해 둘러싸인 영역이 비행 가능한 구간이며 왼쪽 아래 EIP에서 출발해 오른쪽 아래 TAEM까지 도달해야 한다.

2.2.3 기준 항력 산출

스페이스 셔틀 유도에서는 속도-항력의 비행 가능 영역을 크게 온도 제어 구간(Temperature Control Phase), 평형 활공 구간(Equilibrium Glide Phase), 등항력 구간(Constant Drag Phase), 선형 에너지 천이 구간(Linear Energy Transition Phase)으로 구분하여 기준 항력 궤적을 산출한다[2]. 본 연구에서는 Fig. 5와 같이 주어지는 우주비행기의 비행 영역 특성에 맞춰 온도 제어/평형 활공 구간, 등항력 구간, 천이 구간 3단계로 구분하여 기준 궤적을 산출한다. 온도 제어/평형 활공 구간은 재진입 시작 지점부터 속도가 4,500 m/s에 도달할 때까지 수행되며, 이 구간에서 공력 가열 제한 조건 및 평형 활공 조건은 상한 및 하한으로 작용된다. 또한, 식 (31)에서 볼 수 있듯이 하한인 평형 활공 조건이 속도에 대한 2차 함수 형태로 주어지기 때문에 기준 항력 가속도는 다음과 같이 2차 함수 형태로 모델링 할 수 있다.

$$a_D = c_0 + c_1 V + c_2 V^2 \quad (32)$$

위 식에서 각 계수들은 설계 변수들이다. 다음으로 등항력 구간은 속도가 약 3,000 m/s에 도달할 때까지 지속되며, 이 구간에서 항력은 다음과 같이 상수로 모델링 된다.

$$a_D = c_3 \quad (33)$$

여기서 c_3 는 임의의 상수이며 등항력 구간의 기준 궤적을 결정한다. 마지막으로 천이 구간은 속도가 약 750 m/s에 도달할 때까지 수행되며, 이 구간에서 항력은 선형 함수 형태로 모델링 할 수 있다.

$$a_D = c_4 + c_5 V \quad (34)$$

여기서 c_4 와 c_5 는 설계 변수들이다.

위에서 언급한 각 비행 구간의 설계 변수들에 의해 기준 항력의 패턴이 달라지며 이 값들은 Fig. 5와 같이 주어지는 비행 가능 영역 내에 항력이 존재하도록 설정되어야 한다. 또한, 각 비행 구간의 기준 항력 궤적이 연결되어야 하기 때문에 각 비행 구간의 종료 시점에서 기준 항력의 값은 다음 비행 단계의 기준 항력의 값과 동일하도록 설계 변수가 선정되어야 한다. 본 연구에서는 Fig. 5와 같이 주어지는 속도-항력 비행 가능 영역에 대한 기준 항력을 Fig. 6과 같이 설계하였다. 각 설계 파라미터들은 Table 1과 같다.

Table 1. Design parameters for reference drag trajectory

Design Parameters	Values
c_0	9.1763
c_1	2.4619e-06
c_2	-1.4696e-07
c_3	6.2127
c_4	2.5938
c_5	0.0012

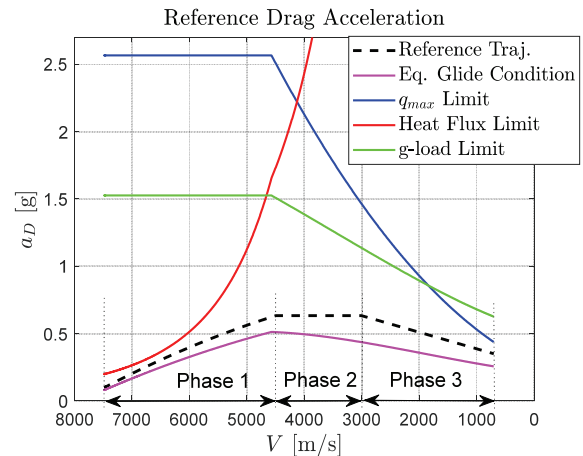


Fig. 6. Reference drag trajectory

2.3 기준 항력 추종 유도기법 설계

본 절에서는 주어진 기준 항력 궤적을 추종하도록 하는 유도기법을 설계하고자 한다.

2.3.1 운동방정식 특성 분석

정의에 의해 단위 질량당 항력은 식 (27)과 같이 주어지며, 이 식을 미분하면 항력의 시간에 대한 변화율을 다음과 같이 산출할 수 있다.

$$\dot{a}_D = -\frac{a_D}{h_s} \dot{h} + \frac{2a_D}{V} \dot{V} \quad (35)$$

위 식에서 항력의 변화율은 고도 변화율과 속도 변화율의 크기에 의해 결정된다는 것을 확인할 수 있다. 식 (1)에서 비행경로각이 작다고 가정한다면 비행경로각의 변화율은 다음과 같이 근사화될 수 있다.

$$\dot{h} = V \sin \gamma \approx V \gamma \quad (36)$$

또한, 식 (4)에서 지구 자전에 의한 속도 변화의 크기는 항력과 중력가속도에 의한 속도 변화에 비해 매우 미비하기 때문에 무시 가능하다. 따라서 속도 변화율 식은 다음과 같이 근사가 가능하다.

$$\dot{V} = -a_D - g \gamma \quad (37)$$

다음으로 식 (36)과 (37)를 식 (35)에 대입하여 정리하면 다음과 같은 식을 얻게 된다.

$$\dot{a}_D = -\frac{2a_D^2}{V} - \frac{2a_D}{V} \left(g + \frac{V^2}{2h_s} \right) \gamma \quad (38)$$

위 식을 살펴보면 최종적으로 비행경로각의 변화가 항력의 변화를 유발한다는 사실을 알 수 있다. 즉, 항력을 추종하기 위해 비행경로각이 입력 변수로 간주될 수 있음을 의미한다.

식 (5)에서 지구 자전에 의한 비행경로각의 변화율은 미비하기 때문에 무시 가능하며, 비행경로각이 작은 경우 $\cos \gamma \approx 1$ 로 근사가 가능하므로 비행경로각의 변화율은 다음과 같이 간략하게 표현할 수 있다.

$$\dot{\gamma} = \frac{L \cos \sigma}{m V} - \frac{g}{V} + \frac{V}{R_e + h} \quad (39)$$

위의 식을 살펴보면 양력과 뱅크각의 변화가 비행경로각의 변화를 유발한다는 것을 알 수 있다. 우주비행기에서는 받음각은 미리 설정한 프로파일에 의해 결정되기 때문에 비행경로각의 변화는 뱅크각에 의해서 주로 결정된다는 점을 알 수 있다.

또한 식 (38)과 (39)에서 확인할 수 있듯이 뱅크각 변화에 의해 즉각적으로 비행경로각의 변화가 유발되고, 반면 항력의 변화는 비행경로각 변화가 유발된 후 일정 시간이 지나 비행경로각이 커질 때 점진적

으로 나타난다. 따라서 식 (39)와 같이 주어지는 비행경로각 동역학은 뱅크각 입력에 대해 빠른 동특성을 지니며, 식 (38)과 같이 주어지는 항력 동역학은 뱅크각 입력에 대해 느린 동특성을 지닌다. 이러한 맥락에서 항력 동역학은 외부루프, 비행경로각 동역학은 내부루프 동역학으로 간주될 수 있다.

2.3.2 기준 항력 추종 유도기법 설계

앞 절에서 분석된 동특성을 이용하여 본 절에서는 기준 항력을 추종하기 위한 유도기법을 설계하기로 한다. 항력과 비행경로각 동특성의 빠르기가 상당히 다르기 때문에 시간 분리 기법(Time-Scale Separation)[10]을 적용할 수 있다. 즉, 항력 동역학과 비행경로각 동역학을 분리해서 생각할 수 있다. 기준 항력 추종을 위한 비행경로각 명령 산출 시 비행경로각 동역학을 무시할 수 있으며, 마찬가지로 비행경로각 명령 추종을 위한 뱅크각 명령 산출 시 항력 동역학을 무시할 수 있다.

먼저, 기준 항력 추종을 위한 비행경로각 명령 산출을 고려하기로 한다. 미리 설정한 기준 항력 궤적으로부터 속도에 대한 $a_{D,ref}$ 가 주어질 때 이를 추종하기 위해 다음과 같이 요구 오차 방정식을 1차 시스템 형태로 고려하기로 한다.

$$\dot{a}_D + \frac{1}{\tau_1} (a_D - a_{D,ref}) = 0 \quad (40)$$

여기서 τ_1 은 1차 시스템의 시정수이며, 기준 항력 추종을 위한 외부루프의 유도이득에 해당된다고 볼 수 있다. 식 (38)과 (40)에 케환선형화 기법[11]을 적용하면 비행경로각 명령은 다음과 같이 산출될 수 있다.

$$\gamma_c = \frac{1}{g_1} \left[\frac{1}{\tau_1} (a_{D,ref} - a_D) - f_1 \right] \quad (41)$$

여기서 f_1 과 g_1 은 다음과 같이 주어진다.

$$f_1 = -\frac{2a_D^2}{V} \quad (42)$$

$$g_1 = -\frac{2a_D}{V} \left(g + \frac{V^2}{2h_s} \right) \quad (43)$$

제안한 유도명령을 적용했을 때 항력 추종오차의 수렴성은 Lemma 1과 같이 주어진다.

Lemma 1. 기준 항력 $a_{D,ref}$ 가 충분히 느리게 변하는 경우($\dot{a}_{D,ref} \approx 0$), 제안하는 비행경로각 명령은 항상 항력 추종오차를 0으로 수렴시킨다.

Proof. 먼저 항력의 추종오차를 다음과 같이 정의하기로 한다.

$$\epsilon_1 = a_{D,ref} - a_D \quad (44)$$

다음으로 Lyapunov 후보 함수를 다음과 같이 선정하기로 한다.

$$V_1 = \frac{1}{2} \epsilon_1^2 \quad (45)$$

위의 식을 시간에 대해 미분하고 $\dot{a}_{D,ref} = 0$ 의 조건을 적용하면 다음과 같은 결과를 얻는다.

$$\dot{V}_1 = -(a_{D,ref} - a_D) \dot{a}_D \quad (46)$$

내부루프의 응답특성이 외부루프보다 매우 빠르기 때문에 외부루프 동특성 해석 시 내부루프의 동특성을 무시할 수 있다(즉, $\gamma_c \approx \gamma$). 이 가정하에 식 (38)과 (41)을 식 (46)에 대입하여 정리하면 다음과 같다.

$$\dot{V}_1 = -\frac{1}{\tau_1} (a_{D,ref} - a_D)^2 < 0 \quad (47)$$

따라서 Lyapunov Theorem[11]을 통해 항력 추종 오차가 항상 0으로 수렴함을 알 수 있다. Q.E.D.

다음으로, 산출된 비행경로각 명령을 추종하기 위한 뱅크각 명령을 산출하기로 한다. 이를 위해 다음과 같이 요구 오차 방정식을 비행경로각에 대한 1차 시스템 형태로 고려하기로 한다.

$$\dot{\gamma} + \frac{1}{\tau_2} (\gamma - \gamma_c) = 0 \quad (48)$$

여기서 τ_2 는 1차 시스템의 시정수이며, 비행경로각 명령 추종을 위한 내부루프의 유도이득에 해당된다고 볼 수 있다. 식 (39)와 (48)에 케환선형화 기법을 적용하면 뱅크각 명령은 다음과 같이 산출할 수 있다.

$$\cos \sigma_c = \frac{1}{g_2} \left[\frac{1}{\tau_2} (\gamma_c - \gamma) - f_2 \right] \quad (49)$$

여기서 f_2 과 g_2 는 다음과 같이 주어진다.

$$f_2 = \left(\frac{V}{R_e + h} - \frac{g}{V} \right) \quad (50)$$

$$g_2 = \frac{L}{mV} \quad (51)$$

제안한 내부루프 유도명령 하에 비행경로각 추종 오차의 수렴성은 Lemma 2에서 확인할 수 있다.

Lemma 2. 비행경로각 명령 γ_c 가 충분히 느리게 변하는 경우($\dot{\gamma}_c \approx 0$), 제안하는 뱅크각 명령하에 항상 비행경로각 추종오차는 0으로 수렴한다.

Proof. 비행경로각의 추종오차를 다음과 같이 정의한다.

$$\epsilon_2 = \gamma_c - \gamma \quad (52)$$

다음으로 Lyapunov 후보 함수를 다음과 같이 선정하기로 한다.

$$V_2 = \frac{1}{2} \epsilon_2^2 \quad (53)$$

위의 식을 시간에 대해 미분하고 $\dot{\gamma}_c = 0$ 의 조건을 적용하면 다음과 같은 결과를 얻는다.

$$\dot{V}_2 = -(\gamma_c - \gamma) \dot{\gamma} \quad (54)$$

뱅크각 조종루프의 응답특성이 유도루프의 응답특성 보다 매우 빠르기 때문에 유도루프 동특성 해석 시 조종루프의 동특성을 무시할 수 있다(즉, $\sigma_c \approx \sigma$). 이 가정 하에 식 (39)와 (49)를 식 (54)에 대입하여 정리하면 다음과 같다.

$$\dot{V}_2 = -\frac{1}{\tau_2} (\gamma_c - \gamma)^2 < 0 \quad (55)$$

따라서 Lyapunov Theorem을 통해 비행경로각 추종오차가 항상 0으로 수렴함을 알 수 있다. Q.E.D.

우주비행기는 뱅크각을 통해 기준 항력을 추종하기 때문에 종방향 유도는 잘 수행되지만 뱅크각에 의한 횡방향 궤적 오차가 발생하게 된다. 따라서 이를 해결하기 위해 목표 heading각(heading angle)과 현재 heading각과의 차이를 heading 오차(heading error)로 정의하고, 이 heading 오차가 일정값을 넘어서면 뱅크각 명령의 부호를 변경하여 횡방향 궤적 오차를 제어하는 Bank Reversal 기동[2]을 추가적으로 고려하였다. 이때 heading 오차의 범위는 설계 변수이며 일반적으로 5°~10° 내외로 선정한다. 본 논문에서는 10°를 기준으로 Bank Reversal 기동을 수행하도록 고려하였다.

$$\sigma_{sig} = \begin{cases} -1 & , \text{if } \psi_{ref} > \psi + 10^\circ \\ 1 & , \text{if } \psi_{ref} < \psi - 10^\circ \\ \sigma_{sig} & , \text{if } \psi - 10 \leq \psi_{ref} \leq \psi + 10^\circ \end{cases} \quad (56)$$

$$\sigma_{cmd} = \sigma_{sig} \cdot \sigma_c \quad (57)$$

2.3.3 기준 항력 추종 유도루프 구조

본 논문에서 제안한 외부루프/내부루프 유도 명령은 아래와 같이 간략하게 다시 쓸 수 있다.

$$\gamma_c = K_1(a_{D,ref} - a_D) + K_{F1} \quad (58)$$

$$\cos \sigma_c = K_2(\gamma_c - \gamma) + K_{F2} \quad (59)$$

여기서 K_1 , K_2 , K_{F1} , K_{F2} 는 다음과 같다.

$$K_1 = 1/(g_1 \tau_1), \quad K_{F1} = -f_1/g_1 \quad (60)$$

$$K_2 = 1/(g_2 \tau_2), \quad K_{F2} = -f_2/g_2 \quad (61)$$

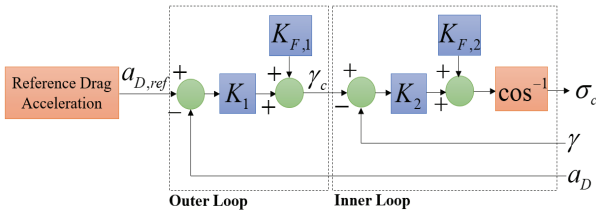


Fig. 7. Proposed guidance loop

위 식에서 K_1 와 K_2 는 유도 오차를 보정하기 위한 시변 유도 이득으로 간주할 수 있고, $K_{F,1}$ 와 $K_{F,2}$ 는 평형 비행 상태 유지를 위한 피드포워드(feedforward) 유도명령으로 이해될 수 있다. 위의 유도명령을 도시하면 Fig. 7과 같다.

식 (58)과 (59)에서 살펴볼 수 있듯이 제안한 유도 기법은 기존 유도기법[4-6]과 달리 항력과 기준 항력의 수치 미분항이 유도명령에 나타나지 않는다. 이는 제안한 기법을 실제 구현할 때 장점으로 작용할 뿐만 아니라 제안한 기법은 센서 잡음에 강건한 특성을 지닐 수 있다. 또한, 위 식과 Fig. 7에서 각 유도 명령의 물리적인 의미 및 동작 원리가 명확하게 나타난다. 이는 제안한 유도 명령을 실제 시스템에 적용할 때 제안한 기법의 신뢰성을 향상시키는 데 기여할 수 있다.

Remark 4. 유도루프의 유도 이득 설계 시 시간 분리 기법 근사의 유효성을 위해 내부루프의 응답특성은 외부루프의 응답특성에 비해 충분히 빨라야 한다. 즉, τ_1 은 τ_2 에 비해 3~4배 정도 큰 값을 설정해야 한다.

2.4 수치 시뮬레이션

본 절에서는 제안한 유도기법의 성능 검증을 위해 수치 시뮬레이션을 수행한다. 먼저, 제안한 항력 추종 유도기법과 기존의 항력 추종 유도기법과의 성능 비교를 수행하기로 한다. 이후 제안한 유도기법을 우주 비행기 재진입 유도 시나리오에 적용하여 최종 성능을 분석하기로 한다. 시뮬레이션에 활용된 우주비행기의 물성치 및 공력 파라미터들은 Table 2와 같다.

2.4.1 항력 가속도 추종 성능 비교

제안한 방법과 기존의 방법의 성능 비교를 위해 참고문헌 [5]에서 제시한 항력 가속도 추종 유도기법을 고려하였다. 유도명령($u = \cos \sigma_c$)은 다음과 같은 형태로 주어진다.

$$u = \frac{1}{g_3} [\ddot{a}_{D,ref} - 2\zeta\omega(\dot{a}_D - \dot{a}_{D,ref}) - \omega^2(a_D - a_{D,ref}) - f_3] \quad (62)$$

$$f_3 = \frac{2a_D}{V} \left(-2\dot{a}_D + \frac{a_D \dot{V}}{V} \right) + \frac{2g\gamma}{V} \left(-\dot{a}_D + \frac{a_D \dot{V}}{V} \right) - \frac{\gamma}{h_s} (\dot{a}_D V + a_D \dot{V}) - \frac{2a_D}{V} \left(g + \frac{V^2}{2h_s} \right) \left(-\frac{g}{V} + \frac{V}{r} \right) \quad (63)$$

Table 2. Parameters for vehicle

Parameters	Values
Mass, m	4,800 kg
Reference Area, S_{ref}	9.1745 m ²
Lift Coefficient, $C_{L,0}$	0.0590
Lift Coefficient, $C_{L,1}$	2.2918 rad ⁻¹
Lift Coefficient, $C_{L,2}$	-1.2475 rad ⁻²
Drag Coefficient, $C_{D,0}$	0.0370
Drag Coefficient, $C_{D,1}$	0.0745 rad ⁻¹
Drag Coefficient, $C_{D,2}$	1.4773 rad ⁻²
Heat Flux Limit, \dot{Q}_{max}	544,300 W/m ²
Heat Flux Limit, C_q	5.07897e-5
Max. Load Limit, n_{max}	2.5 g
Max. Dynamic Pressure, q_{max}	16,280 N/m ²
Reference Altitude, h_s	7254.241 m

$$g_3 = -\frac{2a_D}{V} \left(g + \frac{V^2}{2h_s} \right) \frac{L}{mV} \quad (64)$$

위의 유도 명령에서 ζ , ω 는 유도 응답 특성을 결정하는 설계 파라미터이다. 본 성능 비교 시뮬레이션에서 제안한 기법과 기존 기법의 설계 변수는 다음과 같이 설정하였다.

$$\tau_1 = 2.5, \quad \tau_2 = 1.0 \quad (65)$$

$$\zeta = 0.707, \quad \omega = 0.05 \text{ Hz} \quad (66)$$

초기 조건은 다음과 같이 설정하였다.

$$h_0 = 55.0 \text{ km}, \quad V_0 = 4000.0 \text{ m/s}, \quad \gamma_0 = -0.5 \text{ deg} \quad (67)$$

Figures 8~10은 $a_{D,ref} = 0.6g$ 입력에 대한 항력 가속도, 비행경로각, 뱅크각 명령 응답을 나타낸다. 결과에서 확인할 수 있듯이 두 기법 모두 기준 항력 가속도를 잘 추종함을 알 수 있다. 그러나 기존의 방법에서는 식 (62)와 (63)과 같이 유도명령 산출 시 기준 항력 가속도 및 항력 가속도의 미분이 필요하기 때문에 실제 구현이 용이하지 않으며 측정 잡음이 존재할 때 성능 저하가 예상된다. 반면 제안한 유도 기법에서는 수치 미분이 필요하지 않기 때문에 구현이 용이하다는 장점이 있다.

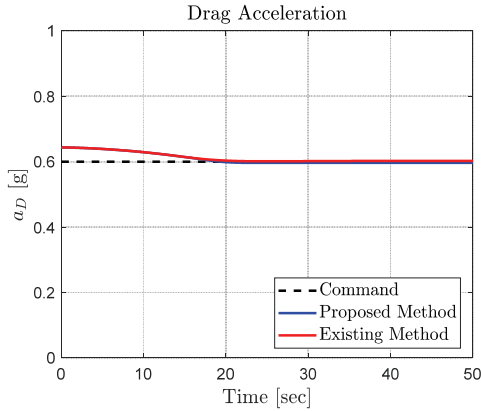


Fig. 8. Drag acceleration

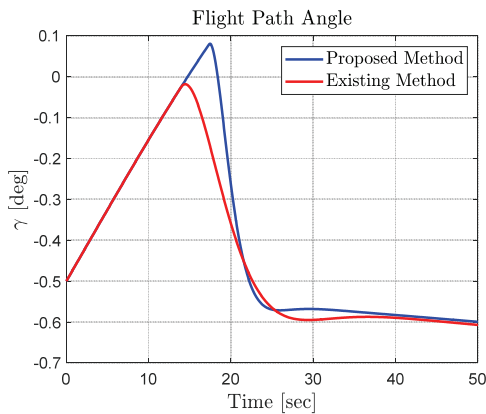


Fig. 9. Flight path angle

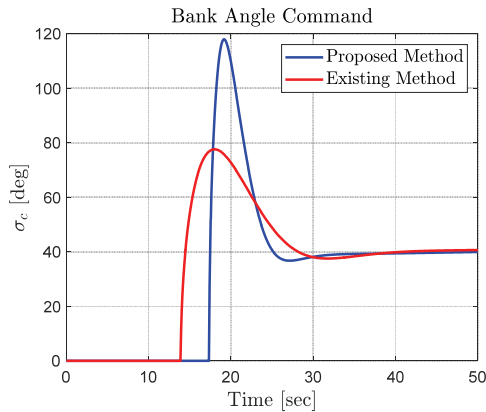


Fig. 10. Bank angle command

2.4.2 재진입 유도 시뮬레이션

재진입 유도 시나리오의 EIP 조건과 TAEM 조건은 Table 3과 같이 주어진다.

재진입 유도 초기 단계에서는 동압이 매우 작아 항력이 매우 작기 때문에 과도한 뱅크각 명령이 인가될 수 있다. 이를 방지하기 위해 뱅크각 명령의 최대값을 90도로 제한하였다. 제안한 유도기법의 유도 이득은 Remark 4에서 논의한 것과 같이 외부루프 응답특성이 내부루프 응답특성에 비해 느리도록 다음과 같이 설정하였다.

Table 3. The initial and final conditions

Parameters	Values
Initial Speed, V_0	7450 m/s
Initial Flight Path Angle, γ_0	-1.21°
Initial Altitude, h_0	120.0 km
Initial Latitude, λ_0	15.1261°
Initial Longitude, l_0	29.2495°
Initial Heading Angle, ψ_0	70°
Final Speed, V_f	700 m/s
Final Flight Path Angle, γ_f	-5.0°
Final Altitude, h_f	23.23 km
Final Latitude, λ_f	37.4597°
Final Longitude, l_f	126.4411°

$$\tau_1 = 150 - 0.1t \quad (68)$$

$$\tau_2 = 1.0 \quad (69)$$

식 (68)에서 살펴볼 수 있듯이 τ_1 은 시간에 대해 선형이 되도록 설정하였으며, 유도 초기에는 매우 작은 값이 할당되고 시간이 지남에 따라 점점 유도 이득이 증가하게 된다. 이는 초기 유도 단계에서의 과도한 천이 응답 특성을 방지하기 위한 목적이다.

Figure 11은 속도-항력 응답을 나타낸다. 결과에서 확인할 수 있듯이 제안한 유도기법이 주어진 기준 항력 궤적을 잘 추종함을 알 수 있다. Fig. 12는 속도-고도에 대한 비행 가능 영역 및 고도 응답을 나타낸다. 결과에서 확인할 수 있듯이 항력 추종 유도기법을 통해 고도의 함수로 주어진 비행 궤적 제한 조건을 위배하지 않으며 유도가 이루어짐을 확인할 수 있다.

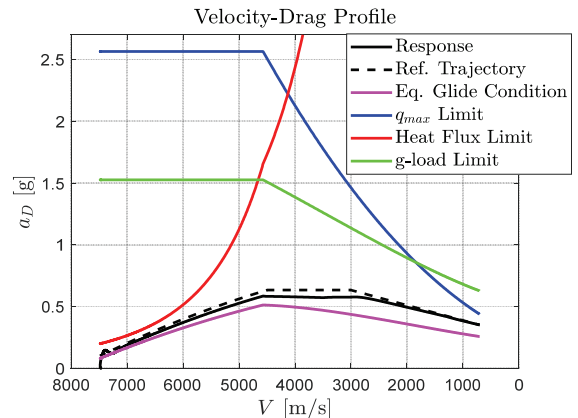


Fig. 11. Velocity-Drag response

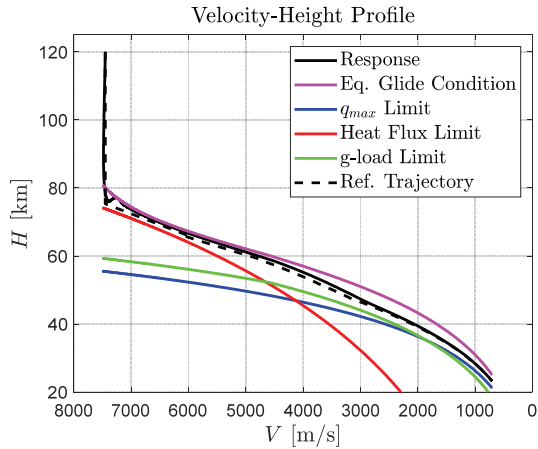


Fig. 12. Velocity-Height response

또한, Fig. 13은 기준 항력 추종을 위해 내부루프에서 산출된 비행경로각 명령 및 외부루프를 통한 비행경로각 추종 결과를 도시하고 있다. 결과에서 살펴볼 수 있듯이 유도 초기에는 동압이 작아 최대 뱅크각 명령을 통해 달성할 수 있는 비행경로각 제어의 한계가 있기 때문에 주어진 명령을 잘 추종하지 못하다가 동압이 커지고 충분한 항력이 만들어지는 지점부터 주어진 비행경로각 명령을 잘 추종함을 확인할 수 있다.

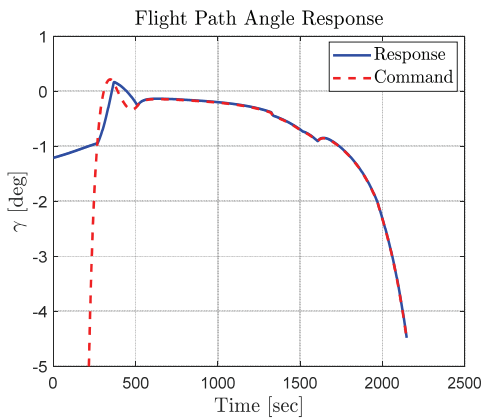


Fig. 13. Flight path angle response

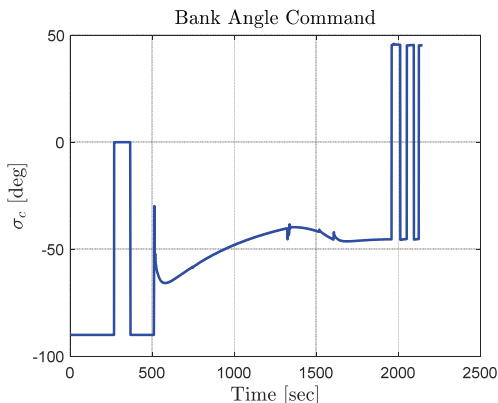


Fig. 14. Bank angle command

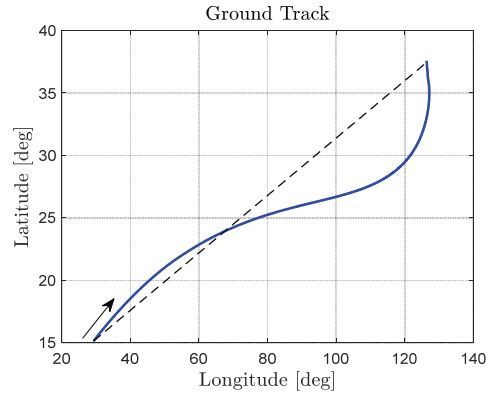


Fig. 15. Ground track

Fig. 14는 외부루프에서 산출된 뱅크각 명령을 나타낸다. 최대 뱅크각 명령은 90도로 제안하였기 때문에 뱅크각 명령은 ± 90 도 내에 존재하며, 유도 초기에는 최대의 비행경로각 변화율을 얻기 위해 최대 뱅크각 명령이 인가됨을 확인할 수 있다. 또한, TAEM 지점 근처에서 최종 위치 구속 조건을 충족시키기 위해 Bank Reversal 기동이 수행됨을 알 수 있다.

Figure 15는 지면 궤적 추종 결과를 나타내며, 제안한 유도기법을 통해 EIP에서 출발하여 TAEM 조건에 성공적으로 도달할 수 있음을 알 수 있다. Fig. 16과 Fig. 17은 3차원 공간상에서 우주비행기의 최종 비행 궤적을 도시하고 있다.

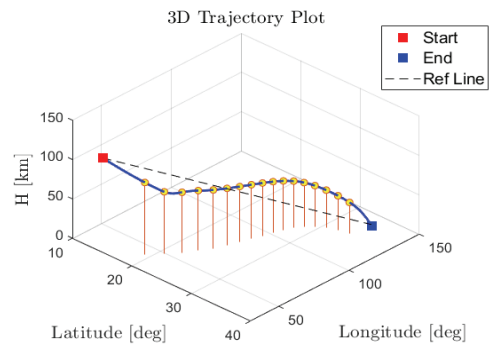


Fig. 16. 3D trajectory

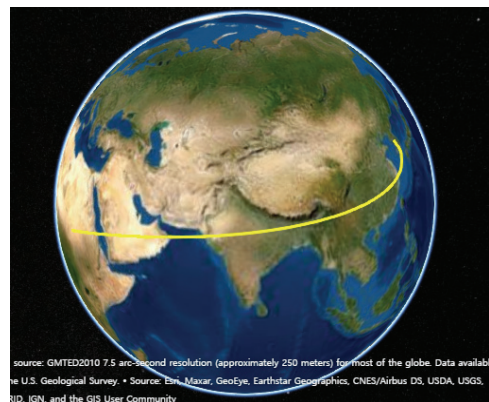


Fig. 17. 3D trajectory on Earth

III. 결 론

본 논문에서는 스페이스 셔틀 유도 개념을 바탕으로 한국형 우주비행기를 위한 재진입 유도기법을 제안하였다. 먼저, 비행 제한 조건을 만족하는 속도-항력에 대한 비행 가능 영역을 산출하고, 경계 조건을 만족시키는 기준 항력 궤적을 산출하였다. 산출된 항력 추종을 위한 유도기법에서는 항력과 비행경로각 가속도의 동역학적 응답 특성이 충분히 분리되어 있다는 사실에 기반하여 기준 항력 추종루프(외부루프)와 비행경로각 추종루프(내부루프) 분리하여 설계하였다. 외부루프에서는 기준 항력을 추종하기 위한 비행경로각 명령을 산출하고 내부루프에서는 비행경로각 명령을 추종하기 위한 뱅크각 명령을 도출하게 된다. 제안된 방법의 특징은 기존 방법에 비해 기준 항력 및 항력의 수치 미분이 필요가 없어 구현이 용이하며, 각 유도 명령의 물리적 의미가 분명하게 나타나는 특징이 있다. 본 연구에서는 수치 시뮬레이션을 통해 제안된 기법의 타당성 및 성능을 검증하였다.

후 기

이 논문은 한국항공우주연구원 자체연구사업 “우주비행기 활강 및 착륙접근 비행제어 기반기술(적립금)”의 지원으로 수행되었습니다.

References

- 1) Paez, C., “The Development of the X-37 Re-entry Vehicle,” *40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, p. 4186.
- 2) Harpold, J. C. and Graves, C. A., “Shuttle Entry Guidance,” *Journal of the Astronautical Sciences*, Vol. 37, No. 3, 1979, pp. 239~268.
- 3) Harpold, J. C. and Gavert, D. E., “Space Shuttle Entry Guidance Performance Results,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 6,

No. 6, 1983, pp. 442~447.

4) Roenneke, A. J. and Mark, A., “Re-Entry Control to a Drag-vs-Energy Profile,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 17, No. 5, 1994, pp. 916~920.

5) Mease, K. D. and Kremer, J.-P., “Shuttle Entry Guidance Revisited Using Nonlinear Geometric Methods,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 17, No. 6, 1994, pp. 1350~1356.

6) Lu, P., “Entry Guidance and Trajectory Control for Reusable Launch Vehicle,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 20, No. 1, 1997, pp. 143~149.

7) Jansch, C. and Markl, A., “Trajectory Optimization and Guidance for a Hermes-type Reentry Vehicle,” *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Washington, DC, 1991, pp. 543~553.

8) Shen, Z. and Lu, P., “Onboard Generation of Three-Dimensional Constrained Entry Trajectories,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 26, No. 1, 2003, pp. 111~121.

9) Liu, X., Shen, Z. and Lu, P., “Entry Trajectory Optimization by Second-Order Cone Programming,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 39, No. 2, 2016, pp. 227~241.

10) Tahk, M. J., Briggs, M. M. and Menon, P. K., “Application of Plant Inversion via State Feedback of Missile Autopilot Design,” *Proceeding of the 27th IEEE Conference on Decision and Control*, Austin, Texas, 1988, pp. 730~735.

11) Slotine, J. J. E. and Li, W., *Applied Nonlinear Control*, Vol. 199, No. 1, Englewood Cliffs, NJ: Prentice hall, 1991.

12) Vinh, N. X., Busemann, A. and Culp, R. D., *Hypersonic and Planetary Entry Flight Mechanics*, University of Michigan Press, Ann Arbor, MI, 1980, pp. 19~28.