

초음속 비행체의 궤적최적화와 연구응용 방향

박정우* · 성홍계** · 탁민제*

Trajectory Optimization of Supersonic vehicle and its Application

Jung-Woo Park* · Hong-Gye Sung** · Min-Jea Tahk*

ABSTRACT

This paper deals with supersonic vehicle. A supersonic vehicle has very complicated and high nonlinear thrust characteristics with respect to outer and inner environment during operation. For this reason, supersonic vehicle has many maneuver constraints and allows to operate within more narrow flight envelope. In this paper, trajectory optimization of supersonic vehicle is accomplished. The trajectory optimization problem is formulated by a discrete parameter optimization problem and the operation constraints are considered during trajectory optimization. It is shown that results of trajectory optimization give senses to fuel supply and nozzle throttle area control into effectiveness. Furthermore, general operation direction and its application for supersonic vehicles are discussed.

초 록

본 논문은 초음속 추진을 이용한 미사일 시스템에 대한 궤적최적화에 대한 연구를 소개한다. 초음속 추진 시스템은 외부비행조건과 내부 연소 환경에 따른 복잡하고 비선형성이 강한 추력특성을 가진다. 이러한 이유로 초음속 비행체의 운용에 있어 많은 구속조건을 가지며 일반 비행체보다 좁은 비행영역 안에서 운용되어야 한다. 본 논문에서는 이러한 특성을 가지는 초음속 비행체의 궤적최적화를 수행하고 보다 효율적인 운용에 대한 비전을 제시하고자 한다. 궤적최적화는 일반적인 초음속 추진에 관련된 구속조건들을 고려하며 수행되었고, 궤적최적화 결과를 통해 얻어진 효율적 연료공급 및 노즐 목 면적 제어에 대한 일반적인 운용 및 응용방안에 대해서 고찰하고자 한다.

Key Words: Supersonic propulsion system(초음속 추진 시스템), Trajectory optimization(궤적최적화), Thrust characteristics(추력 특성)

1. 서 론

* 한국과학기술원 비행제어연구실

** 한국항공대학교 고속 추진 및 연소 실험실
연락처, E-mail: jwpark@fdcl.kaist.ac.kr

초음속 추진 비행체는 비행조건 및 연소환경에 따라 추력특성이 달라지는 복잡한 시스템을 구성하고 있다[1]. 추력특성은 뚜렷한 경향성이 없이 연소에 영향을 끼치는 주요 요소들에 대해

매우 강한 비선형성을 보인다. 본 논문에서는 이러한 초음속 추진기관을 갖는 비행체의 궤적최적화를 수행하고, 결과를 통해 보다 효율적인 운용 및 운용방안에 대해서 고찰하고자 한다.

궤적최적화는 정상운영 고도 및 마하수에 이르기까지의 최소 연료 소모를 위한 궤적을 다루었다. 이를 통해 최소 연료 소모를 위한 연료분사율과 노즐 목 면적에 대한 정보를 얻을 수 있다.

2. 초음속 비행체의 추력특성

초음속 추진기관의 추력은 다음과 같이 크게 5개의 요소의 변수로 정의된다.

$$Thrust = f(M, h, \alpha, e_r, A_{th}) \quad (1)$$

여기서 M은 마하수, h는 고도, α 는 받음각, e_r 은 당량비, A_{th} 는 노즐 목 면적을 의미한다.

추력은 동일한 마하수, 고도, 받음각에 대해서 당량비가 높으면 높을수록, 노즐 목 면적이 좁으면 좁을수록 보다 큰 값을 가지는 경향이 있으나 내부 연소실 압력이 높아져 최종 수직 충격파가 흡입구 앞으로 빠져나오는 경우에 추력을 생성시킬 수 없기 때문에 이에 따른 특정 한계를 지닌다. 흡입 공기량이 많을수록 보다 높은 추력을 생성해 낼 수 있기 때문에 마하수는 높으면 높을수록, 고도는 낮으면 낮을수록, 그리고 받음각은 낮으면 낮을수록 보다 높은 추력 레벨을 생성할 수 있다[2,3].

궤적최적화를 위한 추력특성은 5개의 독립변수의 5차 테이블화 되어 사용되었으며, 변수별 데이터 포인트 획득지점을 정하여 얻은 값을 사용한다.

3. 초음속 비행체의 궤적최적화

3.1 궤적최적화 방법

궤적최적화는 Collocation 방법 중의 하나인 Pseudo-Spectral(PS) 방법[4]을 이용하였다. 비행체 상태변수와 제어변수를 비연속 매개변수화하여 이를 전 시간영역에 대해 최적화 하였다.

3.2 궤적최적화 결과 및 고찰

초음속 비행체의 궤적최적화는 부스터가 꺼진 후 초음속 추진기관이 운용되기 시작하는 시점(마하수 2, 고도 3km)에서 정상 운용되는 시점(마하수 2.9, 고도 14km) 사이에서 수행되었다. 최적화를 위한 성능함수는 최소연료소모에 대한 것으로 다음과 같이 표현된다.

$$J = \int_0^{t_f} \dot{m}_f d\tau = m(t_f) - m(t_0) \quad (2)$$

최적화된 초음속 비행체의 궤적 및 제어변수는 다음과 같다.

- ★ 비행시간 : 33.44 (sec)
- ★ 연료 소모량 : 14.59 (kg)
- ★ 비행거리 : 22.50 (km)

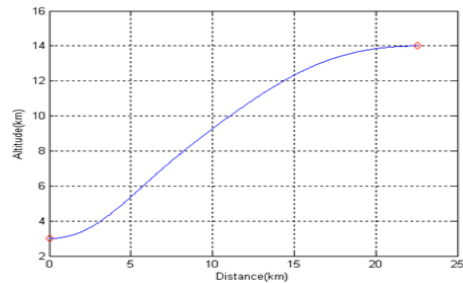


Fig. 1 Trajectory of vehicle

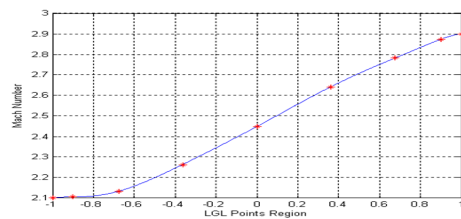


Fig. 2 Mach Number

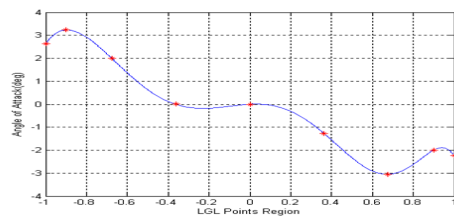


Fig. 3 Angle of Attack

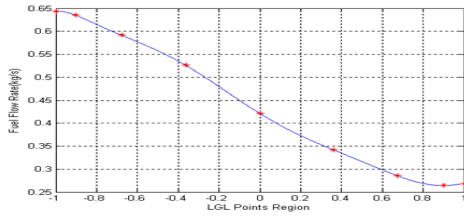


Fig. 4 Fuel Supply Rate

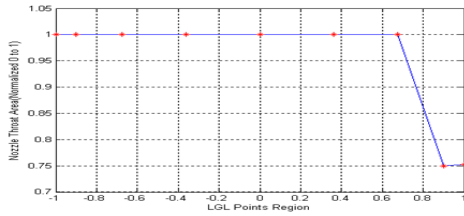


Fig. 5 Nozzle Throat Area

결과를 통해 정상운영 궤도에 오르기까지의 연료 분사율과 노즐 목 면적의 경향을 확인할 수 있다. 노즐 목은 대부분의 시간대에서 최대로 열린 상태에서 운영되고, 가능한 한 높은 전압력 회복율이 될 수 있도록 연료 공급을 늘려 최대의 효율로 비행한다. 이는 정상운영 고도 및 마하수에 이르기까지는 설계된 공기흡입율(air flow rate)보다 큰 공기흡입율을 경험해야 하기 때문이다. 정상운영 고도 및 마하수에 이르게 되면 최소 연료소모율을 위해 노즐 목을 줄이는 경향을 보였다.

본 궤적최적화 결과의 실질적 응용은 구해진 속도와 고도에 대한 시간에 따른 정보를 이용하여 이를 추종하도록 하는 제어루프를 구성하는 방법 등이 있다. 만약 속도와 고도를 시간별로 추종해야 하는 참고 궤적이라고 가정하고 이를 추종하는 제어 루프를 구성한다면, 이를 위해 필요한 추력을 생성해 내는 최대효율(연료 소모 최소)의 연료분사율과 노즐 목 면적 조합을 찾아 이를 연소의 제어 명령 값으로 사용할 수 있다.

4. 결 론

궤적최적화를 통한 엔진운영에 대한 정보를 얻었다. 이를 응용함으로써 보다 효율적인 초음속 추진기관의 운영이 가능할 것으로 사료된다. 보다 실질적이고 정확한 결과를 얻기 위해서는 테이블화 되어있는 추력함수를 관련 변수들의 함수로 나타내야 하는 과제를 가지고 있다. 이는 위해선 CFD나 실제 실험을 통하여 불확실성을 예측하고 보완하는 작업을 거쳐야 한다. 엔진 설계 및 제작을 통한 실제 데이터 획득은 이와 같은 엔진 모델 및 추력 모델 생성에 기여할 수 있으며, 보다 안정적인 초음속 추진기관의 운영이 이루어질 수 있을 것이라 기대된다.

참 고 문 헌

1. Seymour C. Himmel, "Some Control Considerations for Ramjet Engines," Lewis Flight Propulsion Laboratory Cleveland, Ohio, 1952.
2. Warren J. North, "Summary of Free Flight Performance of A Series of Ramjet Engines at Mach Numbers from 0.8 to 2.2," National Advisory Committee of Aeronautics, 1954.
3. Dimitri Papamoschou, "Engine Cycle and Exhaust Configuration for Quiet Supersonic Propulsion," Journal of Propulsion and Power, Vol. 20, No. 2, 2004.
4. Qi Gong, Fariba Fahroo and I. Michael Ross, "Spectral Algorithm for Pseudospectral Method in Optimal Control," Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 31, No. 3, pp.460-471, 2008.