Research Paper

DOI: https://doi.org/10.6108/KSPE.2021.25.1.029

스크램제트 추진 시스템의 비행 제어를 통한 연소기의 추력 분석

고효상^a · 양재훈^b · 여재익^b · 최한림^{a,*}

Thrust Analysis of Combustor Through Control of Scramjet Propulsion System

Hyosang Ko a \cdot Jaehoon Yang b \cdot Jai ick Yoh b \cdot Hanlim Choi a,*

^aDepartment of Aerospace Engineering, KAIST, Korea ^bDepartment of Mechanical and Aerospace Engineering, Seoul National University, Korea ^{*}Corresponding author. E-mail: hanlimc@kaist.ac.kr

ABSTRACT

The PID controller with fin angle and thrust as control input was designed based on the aerodynamic data of scramjet system. Flight simulation following a given trajectory which strike the target point after climb and cruise with constant dynamic pressure was conducted. After that, the required thrust for the climb and cruise was calculated and the required fuel flow rate for the hydrogen fuel dual mode scramjet combustor was analyzed. The combustor analysis of this study which conducted on integrated model of independently developed inlet, combustor, nozzles and external aerodynamic models, laying the foundation for the integrated design of the air breathing hypersonic system.

초 록

공기 흡입식 극초음속 비행체인 스크램제트의 공력 데이터를 기반으로 하여 꼬리날개 각도와 발생 추력을 제어 입력으로 가지는 PID 기반 제어기를 설계했다. 일정한 비행 동압을 가지는 상승궤적과 순항 이후 목표지점을 타격하는 궤적을 기준으로 입력하여 해당 궤적을 추종하는 비행 시뮬레이션을 수행했다. 시뮬레이션 결과에 대해서 초기 상승궤적과 순항 궤적에 대해 비행체 모델에 요구되는 추력 을 계산하여 수소 연료 이중 모드 스크램제트 연소기에 요구되는 연료 유량 분석을 위한 연소해석을 진행했다. 본 연구의 연소해석은 독립적으로 개발된 흡입구, 연소기, 노즐, 외부 공력 모델을 통합한 모델에 대해 진행되어 공기 흡입식 극초음속 비행체 통합 설계에 대한 기반을 마련했다.

Key Words: Hypersonic Vehicle(극초음속 비행체), Dual Mode Scramjet Combustor(이중 모드 스크 램제트 연소기), Combustion Analysis(연소해석)

Received 16 September 2020 / Revised 14 January 2021 / Accepted 20 January 2021 Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

Nomenclature

acc : Acceleration

az : Longitudinal acceleration in body

fixed coordinate frame

| e | : Error |
|-----------|--|
| F_x,F_z | : Force in body fixed coordinate frame |
| fin | : Fin angle |
| fpa | : Flight path angle |
| g,g_0 | : Gravity, standard gravity |
| h | : Altitude |
| I_{yy} | : Pitch moment of inertia |
| m | : Mass |
| q | : Angular velocity |
| R_{E} | : Earth radius |
| U, W | : Speed in body fixed coordinate frame |
| V | : Velocity |
| α | : Angle of attack |
| Θ | : Pitch angle |
| ρ | : Air density |

Subscripts

| g | : | flight path angle |
|----------|---|---------------------------|
| lb, ub | : | lower and upper bound |
| min, max | : | minimum and maximum value |
| ref | : | reference input |
| sat | : | saturated input |

1. 서 론

스크램제트의 엔진은 흡입구, 격리부, 연소기 와 노즐로만 구성되어 아음속 영역에서는 운용 될 수 없는 등, 설계 조건 이외의 영역에서는 성 능의 저하가 커진다. 또한, 엔진 내부의 연소기 를 비롯하여 흡입구, 노즐 등을 포함한 스크램제 트 추진 시스템의 상태변수는 비선형성을 띠고 있으며 서로 연계되어 있으므로 엔진제어를 포 함한 비행 제어를 위해서는 전체 비행 구간에서 시스템의 분석이 필요하다.

본 연구에서는 고정형상 흡입구와 수소 연료 초음속 연소기를 가지는 기준 모델에 대해서 임 의의 비행 조건에서 형상 모델의 외부와 내부 유동의 특성을 계산하여서 이론적으로 요구되는 추력을 연료 유량에 대해서 발생하는 실제 추력 과 비교하여 추진 시스템을 분석하고자 한다.

특히 흡입구 성능은 비행 받음각에 대해 민감 하며 이는 연소기에서 연소 불안정으로 이어질 수 있으므로, 임의로 설계한 받음각 범위를 벗어 나지 않는 비행 궤적을 계산하는 연구는 여럿 진행된 바 있다. Murillo[1]는 비행 동압과 받음 각 구속조건을 가지는 스크램제트 추진 시스템 의 상승궤적 최적화 관련 연구를 수행하였으며, Groves[2]는 선형화한 스크램제트 추진 시스템에 대해 최적 제어기법을 적용한 제어 결과를 보여 주었다. 따라서 적절한 추진 시스템 분석을 위해 서는 비행체의 궤적 제어에서 받음각 조건을 제 한하여 흡입구에 설계 범위 이내의 유동 조건을 제공하는 것은 필수적이며 이를 위해 제어기 설 계단계에서 실시간으로 받음각을 제한할 수 있 는 알고리즘을 제안했다.

이에 대한 제어 결과를 통해 상승과 순항 단 계에서 비행 조건과 요구 추력 프로파일을 분석 하였으며 엔진 모델이 주어진 비행 조건에서 요 구 추력을 만족시키는 데 필요한 연료 유량을 분석하여 전체 비행 구간에서의 질량 변화율을 추정했다.

본 논문은 다음과 같은 순서로 쓰였다. 2장에 서는 본 연구에 적용된 비행체의 외부 공력과 흡입구, 연소기 모델을 소개했다. 3장에서는 외 부 공력을 이용하여 상승과 순항 비행에서의 비 행 조건을 분석하였다. 이를 통한 제어기의 설계 과정과 결과를 4장에서 분석하였으며 5장에서 그에 대한 연소기 분석을 진행했다.

2. 비행체 모델

2.1 외부 공력

본 연구에서는 Fig. 1과 같이 꼬리날개와 흡입 구를 포함한 엔진 형상을 가진 스크램제트 추진 시스템을 대상으로 하였다.

넓은 비행 구간에 대해서 해당 모델의 공력 데이터를 얻기 위해서 비교적 짧은 시간 내에 결과를 얻을 수 있는 국소 표면 경사 법을 사용 하였다[3]. 해당 데이터는 엔진 내부 분석이 포



Fig. 1 Scramjet vehicle model.

| Altitude [km] | 10, 15, 20, 25, 30 |
|---------------------------------------|--|
| Mach | 3, 4, 5, 6, 7, 8 |
| AOA [deg] | -8, -6, -4, -2, 0, 2, 4, 6, 8 |
| Fin deflection [deg] | -20, -15, -10, -5, 0, 5, 10, 15, 20 |
| Initial mass [kg] | 600 |
| Moment of inertia [kgm ²] | 1058 |
| Reference area $[m^2]$ | 0.25 |
| Reference length [m] | 4.6 |
| C.G (x, z axis) $[m]$ | (2.3, 0) |

Table 1. Grid data and aerodynamic parameters.

함되지 않고 추력이 고려되지 않은 외부 공력 데이터이며 해당 분석 방법은 X-51A 형상에 대 해서 CFD 결과와 비교하여 검증이 완료되었다 [4]. 이를 통해 얻어낸 데이터는 이후 시스템 분 석과 꼬리날개 각도와 요구 추력을 제어 입력으 로 가지는 제어기 설계에 사용됐다.

공력 데이터는 꼬리날개의 비대칭적인 움직임



Fig. 2 Aerodynamic data with various flight conditions.

과 두 쌍의 꼬리날개가 다른 값을 가지는 경우 를 가정하지 않고 Table 1에 나와 있는 조건에 대해서만 사용했다. 제어기 모델은 4차원으로 그 리딩된 공력 데이터에 대해 선형 보간을 통하여 사용하도록 하였으며 양력, 항력, 종축 모멘트 계수가 꼬리날개 각도에 비례하는 등의 결과를 Fig. 2에서 확인할 수 있다. 2.2 흡입구

앞 절의 공력 데이터에 대한 추진 시스템의 분석을 위해 Fig. 1과 같은 형상을 기준으로 하 여 설계된 SC01-A 흡입구 모델을 사용했다[5]. SC01-A 모델은 고도 23 km, 마하 4에서 6 조건 에서 전산해석이 수행되어 정상상태에 대해서 흡입구 출구 유동 조건이 분석되었다. 본 연구에 서는 격리부에서 유동의 변화를 분석하기 위해 연소기에서 램, 스크램제트 모드의 판별과 격리 부 분석을 할 수 있도록 했다. 그러므로 SC01-A 모델에서 격리부를 제외하고 같은 형상을 가지 는 흡입구 모델에 대해 분석을 진행했다. 다양한 비행 조건에서 흡입구에 발생하는 경사충격파 전후의 유동 데이터를 분석하여 비행 고도, 마하 수, 받음각에 대한 흡입구 출구 유동의 압력, 온 도, 밀도, 마하수 정보를 1차원 값으로 계산하여 연소기 모델에 값을 전달했다.

연소기 내부에 주입되는 연료의 인젝터는 Fig. 4, 5처럼 strut type으로 가정됐으며 주입구 길이 와 혼합 길이 등을 결정하기 위한 분사 모델에 대한 세부사항은 Birzer 등에 의해 실험을 기반 으로 제작된 모델을 사용했다[7].

해당 솔버는 유체의 지배방정식과 아레니우스 식 기반의 연소 모델을 준 1차원 해석 모델에 도입하였으며 변화하는 비행 조건에서 연소 상 태를 유지하기 위해 비행 조건과 당량 비에 따 라 결정되는 램제트 모드와 스크램제트 모드 사 이의 전환을 분석하여 연소해석을 진행할 수 있 도록 개발되었다. 솔버의 검증을 위해서 Fig. 3 처럼 연소해석 결과가 선행 문헌과 비교됐으며 Table 2의 조건에서 수행한 것처럼 선행 문헌의 결과를 잘 재현했음을 확인했다[6,8].

연소기의 램모드와 스크램모드 판별 및 분석 을 위해 주어진 격리부 입구 조건을 연소기 입 구 조건으로 가정한 뒤, 연소기 내부의 아음속 지점 존재 여부 확인을 통해 모드를 판별하였으 며, 램모드에서는 열 질식(Thermal choking)이 발생하는 위치를 계산하여 격리부 입구 조건에 대한 연소기 입구 조건을 계산하도록 했다[6].

다음으로 해당 솔버가 임의의 조건에서도 연소 기 내부의 해석이 가능함을 보이기 위하여 Table 3,



(u) velocity

Fig. 3 Comparison of Combustor Analysis Results[6].

Table 2. Combustor conditions.

| Inlet velocity [m/s] | 2000 |
|------------------------------------|------|
| Inlet density [kg/m ³] | 1.5 |
| Inlet pressure [MPa] | 0.5 |
| Injector diameter [mm] | 8 |
| Injector length [mm] | 219 |
| Mixing length [mm] | 7 |

Table 3. Flight Conditions.

| Flight mach number | 6.3 |
|-----------------------|-------|
| Angle of attack [deg] | 2.5 |
| Altitude [km] | 24000 |

Table 4. Isolator Conditions.

| Inlet velocity [m/s] | 1644.19 |
|--------------------------|---------|
| Inlet density $[kg/m^3]$ | 0.46 |
| Inlet pressure [MPa] | 0.83 |
| Inlet temperature [mm] | 626.54 |
| Inlet mach number [mm] | 3.27 |



Fig. 4 Schematic of Scram mode Combustor.



Fig. 6 Equivalence ratio 0.20 Mach Plot.



Fig. 8 Equivalence ratio 0.22 Mach Plot.



Fig. 10 Equivalence ratio 0.30 Mach Plot.



33

Fig. 5 Schematic of Ram mode Combustor.



Fig. 7 Equivalence ratio 0.20 Pressure Plot.



Fig. 9 Equivalence ratio 0.22 Pressure Plot.



Fig. 11 Equivalence ratio 0.30 Pressure Plot.

Table 4의 조건에서 동일 모델로 여러 당량 비 에 대하여 연소해석을 진행하였다.

동일 조건으로 당량 비 0.20, 0.22, 0.30에서 해 석이 진행되었으며 각 조건에서 당량 비에 따라 스크램제트 연소기 내부 마하수는 감소, 압력은 증가하였음을 Figs. 6~11에서 확인할 수 있다. 당량 비를 0.3까지 증가시켰을 때 연소기 내부 유동이 아음속이 되어 램제트 모드로 연소기 내 부 해석이 이루어졌다.

3. 비행 조건 분석

3.1 순항 비행

목표 고도와 마하수에 대한 순항조건을 찾기 위해 각 조건에 대해서 요구되는 추력, 꼬리날개 각도, 받음각을 계산했다. 그때의 비행경로 각과 종축 각속도는 모두 0으로 두었으며 순항조건 탐색 과정에서 질량 변화는 없다고 가정하였다. 비행체의 순항 동역학에 모델 파라미터를 적용 하기 위해 Table 1의 값들을 아래 식에 대입하 여 각 비행 지점에 대해 순항조건을 만족하도록 하는 값을 찾았다.

$$\dot{U} = \frac{F_x}{m} - g\sin(\Theta) - Wq \tag{5}$$

$$\dot{W} = \frac{F_z}{m} + g\cos(\Theta) + Uq \tag{6}$$

$$\dot{q} = \frac{M}{I_{yy}} \tag{7}$$

$$\dot{\Theta} = q$$
 (8)

$$fpa \equiv \Theta - \alpha$$
 (9)

$$\dot{h} = V \sin(fpa)$$
 (10)

$$g = g_0 [\frac{R_E}{R_E + h}]^2$$
 (11)

Fig. 12에서 여러 비행 조건에서 순항 동역학 을 만족하는 추력, 꼬리날개 각도, 받음각 값을 확인할 수 있다. 고도가 올라감에 따라 대기 압





Fig. 12 Trim conditions for various flight conditions.

력과 함께 비행 동압이 감소하여, 순항을 위한 추력이 감소하였고 양력 향상을 위해 받음각이 증가했음을 확인할 수 있다.

3.2 상승 비행

본 연구에서는 비행체에 구조적 안정성을 줄 수 있도록 일정한 동압을 가지는 궤적을 따라 상승한다고 가정하였다. 또한, 일정한 동압으로 상승할 경우 상승 가속도에 따라 상승궤적 전체 에서 요구되는 비행 조건을 미리 결정할 수 있 어 그에 대한 추진 시스템 분석을 간편하게 진 행할 수 있다[10]. 가속도가 acc로 주어지면 해당



Fig. 13 Climb conditions for 2 m/s^2 acceleration.



Fig. 14 Block diagram of a PID controller.

시점의 고도와 마하수에 대해서 일정한 동압으 로 상승하기 위한 비행경로 각은 아래 Eq. 12과 같다.

$$fpa = \arcsin\left(-\frac{acc}{V^2/(2\rho)}\frac{1}{d\rho/dh}\right) \tag{12}$$

고도 20 km 마하 4.737부터 고도 23 km 마하 6까지 가속도 2 m/s²으로 상승할 때, 3.1절과 같 은 방식으로 구한 요구 추력과 Eq. 12를 사용하 여 계산한 비행경로 각을 Fig. 13에서 확인할 수 있다.

4. 제어기 모델

4.1 3-loop 제어기 구성

3 자유도로 가정된 스크램제트 추진 시스템 제어를 위해 Fig. 14와 같이 꼬리날개 각도와 추 력을 제어 입력으로 받는 제어 루프를 구성하였 다. 기준 입력으로 주는 궤적을 추종하기 위해 내부 루프로 종축 각속도, z축 가속도, 비행경로 각을 피드백하여 꼬리날개의 입력값을 계산하고 마하수를 추종하기 위해 속력을 피드백하여 추 력 입력값을 계산했다.

4.2 받음각 구속조건

받음각 구속조건을 적용하기 위해 임의로 받 음각의 경계를 지정하고 제어 루프에 반영되도 록 하였다. 혼합압축 흡입구 형상에서 음의 받음 각은 흡입구에서 흐름의 유출이 발생하기 쉽고 엔진 내부에서 연소를 위한 유동의 압축이 충분 히 일어나지 않아 엔진 성능에 영향을 미칠 수 있으므로 받음각의 경계 α_{min}과 α_{max}를 -4도에서 6도로 설정했다. 이후 제어기 내부에서 받음각이 경계 조건에 근접하면 임의로 각속도 명령을 제 어하여 설정한 영역 내부의 받음각 조건으로 비 행할 수 있도록 했다.



Fig. 15 Flow chart for α constraints algorithm.



Fig. 16 Example of angular velocity input.

이를 위해 Fig. 15의 알고리즘을 이용하여 기 존의 각속도 명령 값인 q_{ref} 를 Fig. 16의 예시처 럼 실제 명령 값인 q_{sat} 로 조정하여 입력하도록 했으며 받음각이 경계 조건에 접근함에 따라 각 속도 명령의 절댓값을 감소시켜 입력함으로써 받음각이 경계 내부에 유지되도록 하였다. 3~6 초 구간에서 받음각이 지정한 하한선에 접근하 고 각속도 명령이 음수일 때 q_{sat} 가 기존의 명령 값보다 절댓값이 작은 값으로 수정된 결과를 확 인할 수 있으며 13~16 초 구간에서 반대의 경 우를 볼 수 있다.



Fig. 17 Tuning goals.

4.3 게인 튜닝

3.2절에서 탐색 된 순항 지점을 기준으로 스크 램제트 추진 시스템을 선형으로 근사하여 각각 의 선형 시스템에 대한 게인값을 찾았다. 게인 튜닝을 위해 Fig. 17처럼 비행경로 각과 종축 각 속도에 대해 빠른 응답시간과 적은 정상상태 오 차를 가지고, 내부 루프에 대해 측정 잡음과 교 란을 제거할 수 있으며 최소한의 감쇠비를 가질 수 있도록 조건을 설정했다.



Fig. 18 Angular velocity input result.

4.4 궤적 시뮬레이션 결과

제어기는 고도와 마하수를 기준 입력으로 받 아 실시간으로 요구되는 비행경로 각과 마하수 를 추종하도록 설계되었다. 제어기의 입력은 꼬 리날개 각도와 요구되는 추력이며 추력은 동체 에 평행하다고 가정하였으며 연소기 분석을 위 해 질량 변화는 없다고 가정하였다.

경로는 20 km 상공에서 일정한 동압을 유지 하며 상승하여 고도 23 km에서 마하 6으로 순 항한 후 1,200 km 지점에 있는 목표에 닿는 궤 적으로 하였다. 순항 고도와 마하수는 3.2절의 순항조건에서 순항 받음각이 설계 범위 내에 들 어올 수 있게 하는 임의의 값을 선정하였으며 상승 가속도는 2 m/s²으로 고정하였다.

Fig. 18에서 0~10 초와 660~690 초에서 받음 각과 각속도 명령의 결과를 확인할 수 있다. 각 구간에서 받음각이 한계치에 근접하여 각속도 명령이 수정되고 받음각이 경계선 내부에서 유 지됐다.

Fig. 19에서 시간에 따른 고도, 받음각, 마하 수, 종축 각속도 결과와 전체 구간에서 제어 입 력을 확인할 수 있으며 그에 따른 궤적을 확인 할 수 있다.

초기 조건인 20 km 부근과 순항 비행을 시작 하는 23 km 부근을 제외하면 Fig. 13에서 계산 한 상승궤적에서의 요구 추력과 입력된 추력이 동일함을 Fig. 20에서 확인할 수 있다.



37





Fig. 20 Analytic and real required thrust.

| Table J. Flight Conditions in Clinic phas | onditions in climb phase |
|---|--------------------------|
|---|--------------------------|

| Altitude [m] | 20,500 | 22,500 |
|-------------------------|-----------|-----------|
| Mach | 4.927 | 5.768 |
| AOA [deg] | 4.078 | 4.120 |
| Flight path angle [deg] | 0.677 | 0.488 |
| Fin deflection [deg] | -0.986 | 0.293 |
| Required thrust [N] | 3,854.085 | 3,536.052 |

Table 6. Isolator inlet conditions in climb phase.

| Density [kg/m ³] | 0.605 | 0.557 |
|------------------------------|-----------|-----------|
| Temperature [K] | 522.650 | 600.261 |
| Pressure [Pa] | 90753.613 | 96022.526 |
| Mach | 2.676 | 2.995 |
| Air intake [kg/s] | 7.513 | 8.302 |

Table 7. Combustion results in climb phase.

| Fuel flow rate [kg/s] | 0.0863 | 0.0768 |
|-----------------------|-----------|-----------|
| Equivalence ratio | 0.393 | 0.317 |
| Mode | Ram | Ram |
| Shock train length | 0.2047 | 0.2199 |
| Nozzle exit mach | 3.336 | 3.805 |
| Thrust [N] | 3,882.687 | 3,524.784 |

5. 연소기 분석

5.1 상승 구간

4장에서 제어기 설계를 통해 이론적으로 상승 시 요구되는 추력이 제어 입력과 유사한 결과를 보임을 확인하였다. 이를 바탕으로 실제 비행체 의 엔진 모델이 요구되는 추력을 발생시키는 데 필요한 연료 유량을 분석할 수 있다.

비행 조건을 흡입구 형상에 적용하여 연소기 입구의 유동 조건을 계산하였고, 연료 유량 조절 을 통해 연소기 출구의 유동 조건 분석했다. 추 력은 완전팽창 노즐을 가정하여 간단한 모멘텀 식을 사용하여 계산하였다.

상승 구간 연소기 분석을 위해 제어 결과에서 고도 20,500 m, 22,500 m의 비행 조건을 사용하



Fig. 21 Combustor mach (20,500 m).



Fig. 22 Combustor mach (22,500 m).

였으며 상세한 비행 조건을 Table 5에서 확인할 수 있다.

상승궤적에서 비교적 큰 추력이 요구되어 램 제트 모드로 연소기가 작동했으며 Table 5에서 요구된 추력이 Table 6의 격리부 입구 조건에 대해서 Table 7의 연소기 조건을 통해 계산된 발생 추력과 해당 조건에서 유사한 결과를 보임 을 확인할 수 있다. 각 구간에서 연소기 내부 마 하수는 Fig. 21, 22와 같으며 격리부 내의 의사 충격파에 의해 연소기 입구 마하수가 1 이하로 떨어졌음을 볼 수 있다.

이를 통해 상승 구간에서 비행체의 질량 변화 를 간단히 추정하면 그에 따른 순항 비행 조건 을 계산해볼 수 있다. 두 조건에서 발생 추력과 연료 유량 값을 사용해 상승 구간 전체에서 발 생 추력에 연료 유량이 비례하도록 가정했을 때 상승궤적을 그려보면 Fig. 23과 같으며 상승 과 정에서 16 kg가량의 연료를 소모하여 23 km에 도달하였고 이후에 순항 단계로 진입했음을 볼 수 있다.



Fig. 23 Control results in climb phase.

Table 8. Flight conditions in cruise phase.

| Altitude [m] | 23,000 |
|-------------------------|----------|
| Mach | 6.0 |
| AOA [deg] | 4.157 |
| Flight path angle [deg] | 0.0 |
| Fin deflection [deg] | 0.6935 |
| Required thrust [N] | 2204.915 |

5.2 순항 구간

상승 이후 23 km 고도에서 마하 6의 속도로 순항 단계로 진입한 직후의 비행 조건을 이용하 여 순항 시작 시점의 요구 추력과 그에 대한 연 소기 분석을 진행할 수 있다.

Table 8의 순항 시작 시점에서 비행 조건과 요구 추력에 대해서 격리부 입구 조건은 Table 9과 같이 계산되었다. 해당 격리부 입구 조건에 대해서 대략 2000 N의 요구 추력을 발생시키기 위해 스크램제트 모드로 연소기가 작동되어 Table 10의 결과를 도출했으며 그때의 연소기 내부 마하수는 Fig. 24와 같다.

순항 단계에서 비행체의 질량 변화를 간단히 추정하기 위해 전체 순항 구간을 스크램제트 모 드로 비행한다고 가정하여 해당 조건에서의 연 료 유량을 순항 단계에서의 질량 변화율이라 가 정했다. 그때의 궤적을 Fig. 23의 상승궤적을 포 함하여 그려보면 Fig. 25와 같으며 시간에 따른 Table 9. Isolator inlet conditions in cruise phase.

| Density $[kg/m^3]$ | 0.548 |
|---------------------|-----------|
| Temperature [K] | 623.524 |
| Pressure [Pa] | 98095.264 |
| Mach | 3.073 |
| Air intake $[kg/s]$ | 8.537 |

Table 10. Combustion results in cruise phase.

| Fuel flow rate [kg/s] | 0.0581 |
|-----------------------|----------|
| Equivalence ratio | 0.225 |
| Mode | Scram |
| Nozzle exit mach | 4.284 |
| Thrust [N] | 2192.259 |



Fig. 24 Combustor mach (23,000 m).

비행체 질량 변화와 함께 전체 구간에서 받음각 제한조건 이내로 비행하며 주어진 궤적을 추종 한 결과를 확인할 수 있다.

대략 450 초 가량의 순항을 통해 26 kg의 연 료를 소비하였으며 상승궤적을 포함해 총 42 kg 의 연료를 사용하여 목표지점인 1,200 km 지점 에 도달하였다.

6. 결 론

기준 궤적을 받음각 구속조건을 만족하는 범 위 내에서 추종하도록 하는 제어기를 설계했다. 등동압 궤적을 기준으로 하여 전체 궤적에서 요

[deg] 2 Ξ 1.5 attack 2 0 5 0.5 algle 2 0. 200 400 600 800 0 200 400 600 800 Time [sec] Time [sec] 6 600 590 5.5 580 5 S82 570 4.5 560 550 0 200 400 600 800 200 400 600 800 Time [sec] Time [sec] (a) Altitude, AOA, mach, mass 0.02 0.01 -0.01 Ein angle [rad] -0.03 -0.04 2 250 200 150 -0.04 100 -0.06 -0.07 -0.08 200 400 Time [sec] 600 400 Time [sec] 600 (b) Fin angle, thrust ×10⁴ altitude [m] 0.5 0 L 0 10 12 range [m] ×10⁵

(c) Trajectory

Fig. 25 Control Results (Mass varies with time).

구되는 추력을 이론적으로 계산했으며 설계한 제어기에서 이론적인 요구 추력과 유사한 추력 입력으로 기준 궤적을 추종했음을 확인했다.

이후 비행 조건과 연료 당량비에 따른 연소기 의 모드 판별과 발생 추력에 대해 분석했으며 상승과 순항 단계에서 분석한 연소기 조건을 통 해 전체 구간에서 질량 변화율을 추정할 수 있 었다. 최종적으로 제어기가 질량 변화와 받음각 제한조건에서 기준 궤적을 잘 추종하는 결과를 보였다. 이를 통해 모델의 외부 공력 데이터와 흡입구 및 연소기 모델을 성공적으로 통합하여 이후 제어 및 연소를 고려한 비행체의 통합 설 계에 기여할 수 있을 것으로 보인다.

후 기

본 연구는 스크램제트 복합추진시스템 특화연 구실 과제(과제코드: 16-106-501-035)의 지원을 받아 수행하였으며, 이에 감사드립니다.

References

- 1. Murillo, O.J., "A fast ascent trajectory optimization method for hypersonic air-breathing vehicles," Ph.D. Dissertation, of Aerospace Department Engineering, Iowa State University, Ames, Iowa, United States, 2010.
- 2. Groves, K.P., Sigthorsson, D.O., Serrani, A. and Yurkovich, S., "Reference command tracking for a linearized model of an air-breathing hypersonic vehicle," AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, San Francisco, U.S.A., AIAA 2005-6144, Aug. 2005.
- 3. Lee, M.S. and Kim, H.G., "Development of unstructured hypersonic panel code for rapid aerodynamic analysis using local surface inclination method," 53th KSPE Autumn Conference, Busan, Korea, pp. 212-216, Nov. 2019.
- 4. Lee, M.S., Lee, J.I., Kim, K.H. and Kim. H.J., "Unstructured Panel Code Development for Efficient Aerodynamic Analysis of Air-Breathing Hypersonic

altitude [

nach

×10⁴

Vehicles," International Journal of Aeronautical and Space Sciences. (to be published)

- Lee, J.W. and Kang, S.H., "Design Improvement and Performance Evaluation of 2D Scramjet Inle," 54th KSPE Spring Conference, Korea, KSPE 2020-1061, Jul. 2020.
- Yang, J.H., Nam, J.H., Kang, S.H. and Yoh, J.I., "Numerical Investigation of Dual Mode Ramjet Combustor using Quasi 1-Dimensional Solver," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*. (to be published)
- Birzer, C. and Doolan, C.J., "Quasi-One-Dimensional Model of Hydrogen Fueled Scramjet Combustors," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 25, No. 6, pp. 1220-1225, Nov. 2009.
- Torrez, S.M., Scholten, N.A., Micka, D.J., Driscoll, J.F., Bolender, M.A., Doman, D.B. and Oppenheimer, M.W., "A scramjet engine model including effects of precombustion shocks and dissociation," 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit., Hartford, U.S.A., AIAA 2008-4619, Jul. 2008.
- Ikui. T., Matsuo, K. and Nagai, M., "The Mechanism of Pseudo-Shock Waves," *Bulletin* of *JSME*, Vol. 17, No. 108, pp. 731-739, Jun. 1974.
- Driscoll, J.F., Torrez, S.M. and Driscoll, J.F., "Minimum-fuel ascent of a hypersonic vehicle using surrogate optimization," *Journal of Aircraft*, Vol. 51, No. 6, pp. 1973-1986, 2014.