

궤도 수정용 추력발생장치 개발

전영진* · 백기봉* · 임설* · 서석훈*[†]

Development of Thruster for Divert Control System

Youngjin Jeon* · Kibong Baek* · Seol Lim* · Suhkhon Suh*[†]

ABSTRACT

The development of the DCS thrust unit during the attitude control thruster of the launch vehicle and guided missile is introduced. The DCS thrust unit using solid propellants based on a two-axis control is designed and through the thermo-structural and flow analysis is designed in detail. The performance of the thrust unit based on the detail design is demonstrated through a combustion test.

초 록

발사체나 유도탄의 자세제어를 위한 추력기 중 DCS용 추력발생장치 개발에 대하여 소개한다. 고체 추진제를 원료로 하는 DCS용 추력발생장치는 2축 제어를 기반으로 설계 되었으며 열구조해석 유동해석을 통해 상세설계를 진행하였다. 상세설계를 바탕으로 제작된 추력발생장치는 연소시험을 통해 성능을 입증한다.

Key Words: Launch Vehicle(발사체), DCS(Divert Control System), Solid Propellant(고체추진제), RCS(Reaction Control System)

1. 서 론

발사체나 유도탄의 자세를 조종하는 방법은 일반적으로 날개를 이용하는 공력제어(Aerodynamic Control) 방식과 가스 분사를 이용한 RCS(Reaction Control System) 방식을 이용한다. 날개를 이용한 공력제어의 경우 고전적인 방식으로 현재까지 널리 쓰이지만 현대 무기들은 높은 고도에서 고기동성이 요구됨에 따라 RCS방식 적용을 늘려가는 추세이다[1,2].

RCS는 다시 DCS와 ACS(Attitude Control System)로 분류 할 수 있으며 본 연구에서는 DCS 방식의 추력발생장치 개발에 대한 내용을 소개한다.

2. 본 론

2.1 국내외 기술현황

DCS는 작동기구나 방식에 따라 Fig 1과 같이 두가지 형태로 분류 할 수 있다.

* (주)한화 구미사업장 개발2부

† 교신저자, E-mail: shsuh@hanwha.co.kr

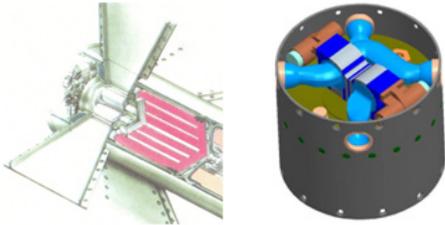


Fig. 1 Types of DCS

Fig 1에서 보는 바와 같이 DCS는 On-Off 방식의 추력기와 비례제어형 추력기로 분류할 수 있다. On-Off형 추력기의 경우 빠른 반응속도를 구현할 수 있는 장점을 가지고 있고 비례제어형 추력기의 경우는 추력을 조절 할 수 있는 장점을 가지고 있다. 두 추력기의 장점을 활용하여 사용 목적과 정밀도에 따라 적절한 방식의 추력기 선택이 요구되어진다.

국내의 경우에는 90년 중후반부터 관련기술 개발을 진행 하고 있으며 무기체계 및 항공기에 On-Off 방식과 비례제어형 추력발생장치가 일부 적용된 것으로 알려지고 있다.

해외의 경우에는 이미 1900년대 중반부터 다양한 방공무기 개발이 진행되면서 DCS 형태의 추력발생장치 개발이 활발히 진행되고 있다. 특히 탄도탄 요격 등을 위해 기동성 향상에 중점을 두고 빠른 응답속도를 가지는 유도탄을 개발하고 있다.

이미 알려진 무기체계로는 러시아의 S-400, 프랑스의 Aster-15, 30 마지막으로 미국의 PAC-3와 THAAD이며 Fig. 2에 나타내었다.



Fig. 2 S-400, Aster-30, PAC-3 & THADD

2.2 설계 및 해석

궤도 수정용 추력발생장치 설계를 위해 먼저 운용개념의 정립과 주요 요구사항에 대한 정리가 필요하다. 본 연구의 DCS 추력기 운용개념은 유도탄의 종말단계에 무게중심점 근처에 위치한 추력발생장치를 작동시켜 원하는 방향으로 수평이동 시키는 것이다. Fig 3은 궤도 수정용 추력 발생장치의 운용개념을 나타낸다.

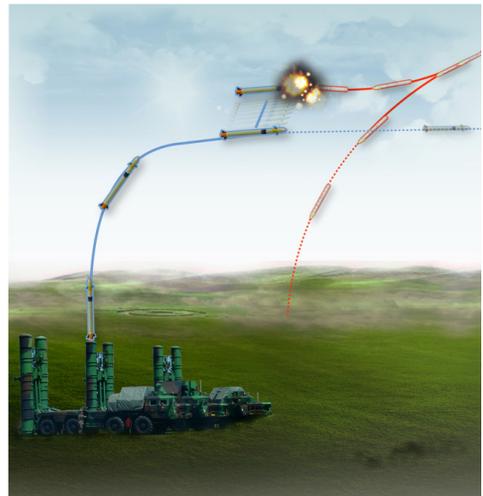


Fig. 3 Operational Concept of DCS

또한 개발 진행 중인 DCS의 주요 요구조건을 표로 정리 하면 다음과 같다.

Table 1. Requirement of DCS

Total Impulse (kgf·s)	Operating Time(s)	Diameter (mm)	Length (mm)	Weight (kg)
0000	0	000	TBD	TBD

Table 1과 같은 요구조건으로 가스발생기, 밸브조립체 및 구동기에 대한 설계가 진행된다. 가스발생기는 고체 추진체를 기반으로 요구 추력과 작동시간을 만족 할 수 있으면서 구조적 안전성을 확보 할 수 있어야 한다. 밸브조립체의 경우에도 요구추력 및 구동 조건에 부합할 수 있는 설계가 요구되며 구동기의 경우 최대 토크와 반응속도 등을 추가로 설정하여 성능에 만족 할 수 있는 설계를 진행한다.

특히 개발 중인 DCS의 경우는 고온 고압의 환경에서 작동하므로 소재에 대한 선택이 매우 중요하며 주요 부위에 내열소재를 선정함으로써 안전성을 높였다.

각 요구조건을 종합, 개념설계를 진행한 후 상세 설계를 진행하기 위해 유동해석, 열구조해석, 및 제어 해석 등을 실시한다[3]. 유동해석을 통해 밸브조립체의 유동특성, 특히 노즐의 성능을 예측하고 열구조해석을 실시하여 선정된 재료의 작동환경에서 물리적 변화를 예측한다. Fig 4는 본 연구에서 실시한 DCS 밸브의 유동해석과 열구조해석의 예를 보여준다.

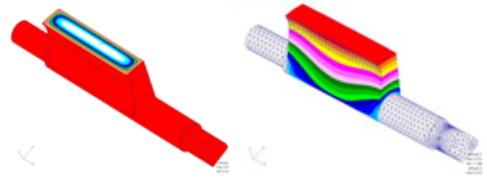
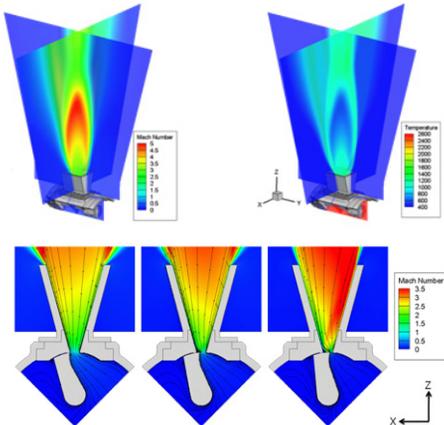


Fig. 4 Results of CFD & Thermo Structure Analysis

주어진 요구조건에 부합하는 개념설계안에 대하여 유동해석과 열구조해석을 반복적으로 수행하여 상세 설계를 도출할 수 있다. 본 연구에 있어 설계결과 DCS 추력기의 형상은 Fig 5와 같다.

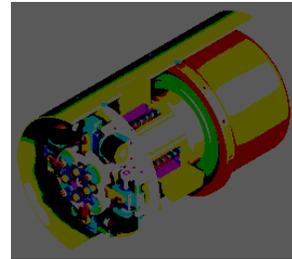


Fig. 5 Design of Thruster for DCS

2.3 시험평가

완료된 상세설계를 바탕으로 제품을 제작하고 시험평가를 실시한다. 시험평가의 종류는 구성품 단위에서부터 조립체 단위까지 세분화하여 반복적으로 실시한다. 구성품 시험이 완료되면 조립체 시험인 연소시험을 실시하기 전 공압시험을 통해 추력성능 및 구동성능 등을 미리 예측한다. 본 연구에서도 구성품 단위 시험을 완료하고 현재 연소시험 단계를 진행하고 있다.



Fig. 6 Cold Flow Test



Fig. 7 Hot Fire Test

Fig 6과 7은 공압시험 및 연소시험의 사례를 보여준다.

3. 결 론

발사체나 유도탄의 자세제어를 위한 추력기 중 DCS용 추력발생장치 개발에 대하여 소개하였다. 전반적인 개발절차는 고체추진기관을 개발 흐름과 유사하며 해석적, 실험적 방법을 통해 성능과 안전성을 미리 예측하고 설계에 반영하였다.

설계를 바탕으로 제작된 DCS용 추력발생장치는 현재 연소시험을 통해 성능을 입증하는 단계를 수행하고 있다.

참 고 문 헌

1. P. Champigny, and R.G. Lacau, "Lateral Jet Control for Tactical Missiles," Special Course on Missile Aerodynamics, AGARD-FDP Von Karman Institute, Brussels, Belgium, June 6-10, 1994, pp. 3.1-3.57.
2. 김정수, 정훈, 감호동, 서향석, 서혁, "우주비행체 궤도기동/자세제어용 추력기의 개발과 발사체에의 활용현황," 한국추진공학회지, v.14, no.6, 2010, pp.103-120
3. 임설, 전영진, 조승환, "L-type 측추력 발생장치의 유동특성 해석," 한국전산유체공학회 춘계학술대회 논문집, 2011, pp.368-3721.