

초음속에서 극초음속까지 비행을 위한 이중모드 램제트엔진의 성능 설계

최세영* · 염효원* · 김선경* · 성홍계** · 변종렬*** · 윤현걸***

Performance Design of a Dual Mode Ramjet Engine

Se-Young Choe* · Hyo-Won Yeom* · Sun-Kyoung Kim* · Hong-Gye Sung**
Jong-Ryul Byun*** · Hyun-Gull Yoon***

ABSTRACT

Performance of a dual mode ramjet engine based on the sensitivity analysis of design parameters (the gap between cowl and inlet spike and combustor length) was analyzed from the view points of aerodynamics and thermodynamics. A dual mode engine performing from supersonic to hypersonic (Mach no. 2 to 6) was designed in a proposed flight envelop. The design method and result were comparable to the results of the previous study, Hyperion RLV, and the CFD calculation.

초 록

가상 비행 임무를 충족하기 위한 이중모드 램제트엔진의 성능과 성능영향인자 (카울과 흡입구의 간격, 연소실 길이)에 대한 성능 민감도를 공기 및 열역학적 관점에서 분석하였다. 하나의 엔진으로 초음속에서 극초음속(마하수 2에서 6)까지 비행 가능한 엔진 모델을 설정하고, 램제트모드와 스크램제트모드에서 엔진 각부의 작동상태에 따른 모멘텀 변화를 분석하여 엔진의 성능설계를 수행하였다. 본 연구의 결과를 수치해석 결과와 선행연구(Hyperion RLV) 결과와 비교하여 검증을 수행하였다.

Key Words: Dual Mode Ramjet(이중모드 램제트), Scramjet(스크램제트), Performance Design(성능 설계), Sensitivity Analysis(민감도 분석)

1. 서 론

우주비행체와 군용발사체에 적합한 차세대 고속추진기관으로써 주목을 받고 있는 공기흡입식

엔진(램제트, 스크램제트)은 대기의 공기를 흡입하여 산화제를 사용하므로, 비행체의 고도, 속도 및 비행 자세에 따라 엔진으로 흡입되는 공기의 특성(질유량, 속도, 속도 분포 등)이 매우 크게 변화한다. 이 때문에 하나의 엔진으로 운용할 수 있는 비행영역이 제한된다. 따라서 하나의 비행체에 비행영역에 따라 성능이 가장 우수한 엔진의 형태를 선별하여 작동시켜 추진력을 얻는다

* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

*** 국방과학연구소 1본부 5부

연락처자, E-mail: hgsung@kau.ac.kr

면, 광범위한 비행영역을 충족시킬 수 있을 뿐만 아니라, 비행 전 경로에서 추진효율이 매우 향상될 것이다. 이러한 기대로 미국, 프랑스, 러시아, 일본 등에서는 하나의 비행체에 여러 형태의 엔진을 통합 운용할 수 있는 추진시스템, 특히 아음속에서 극초음속까지 비행이 가능한 추진 시스템에 대한 연구에 착수하여, 꾸준히 연구/개발을 수행하고 있다. 이러한 추진 시스템으로 가변형상을 이용한 이중모드 램제트 (DMR: Dual mode ramjet)와 형상변화 없이 두 개의 연소영역이 있는 이중연소 램제트 (DCR : Dual combustion ramjet)가 있다. 실례로 미국의 HyFly (2002~), Hyper-X (1995~) 프랑스의 JAPHAR (1997~2002), Promethee (1999~2002) 등이 있다[1]. 스크램제트 연소기술 개발의 성과에 힘입어, 기초 연구 수준에 있던 본 연구관련 기술인 이중모드 램제트 (램제트-스크램제트 통합) 엔진에 대한 연구 결과가 가시화 되고 있다.

본 연구에서는 가상 비행 임무를 충족하기 위한 이중모드 램제트 엔진의 성능 설계기법을 검증하고 성능영향인자의 민감도를 분석하여 엔진을 설계하였다.

2. 성능 설계

2.1 설계 개요

본 연구에서 고려한 엔진은 흡입구와 노즐의 형상이 엔진 작동 중 변화 할 수 있으며, 기본 형상과 주요 설계 위치는 Fig. 1과 같다. 엔진의 설계 기법은 선행연구에서 제시하였다[2].

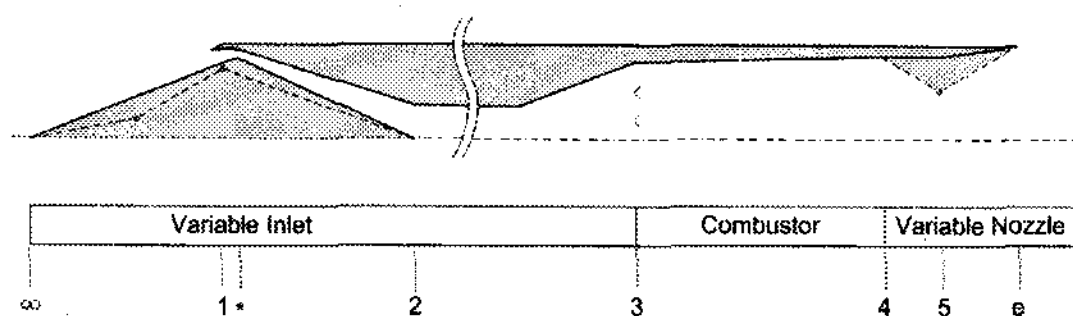


Fig. 1 Schematic diagram

3. 결 과

3.1 설계 검증

설계기법을 검증하기 위해 Hyperion (Fig. 2) 비행체의 설계결과와 비교하였다[3]. 5개의 이젝터 이중모드 램제트엔진을 장착한 단단식(SSTO ; Single Stage To Orbit) 로켓기반 복합엔진 (RBCC ; Rocket-Based Combined Cycle) 재사용 발사체 (RLV ; Reusable Launch Vehicle)로써, 고도 9~25km에서는 램제트 모드로 고도 25~50km에서는 스크램제트 모드로 비행한다. 본 연구의 추력계수 및 비추력을 선행 연구 결과 [3]와 비교하면 전반적으로 일치함을 알 수 있다. 마하수 6~7 영역에서 선행 연구에서의 램제트 모드 결과는 본 연구의 램제트 모드 결과보다 스크램제트 모드 계산결과와 더 일치하는 것으로 나타났다. 선행 연구 논문에 정확한 정보가 제공되어 있지 않으나 해당 영역에서 스크램제트 모드가 더 적합한 것으로 사료 된다.(Fig. 3,4).

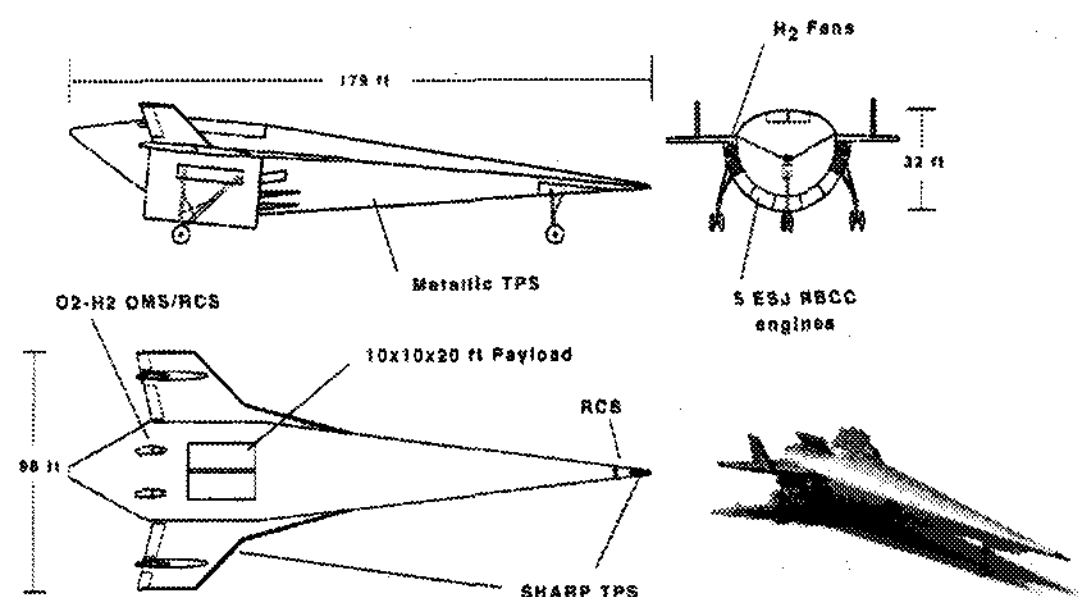


Fig. 2 Hyperion : SSTO RBCC RLV

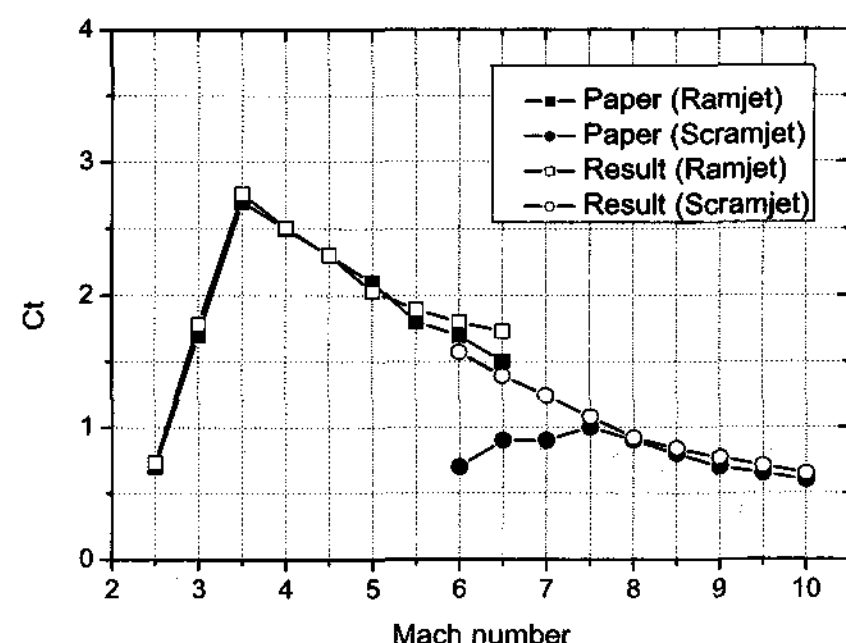


Fig. 3 Thrust coefficient vs. Mach number

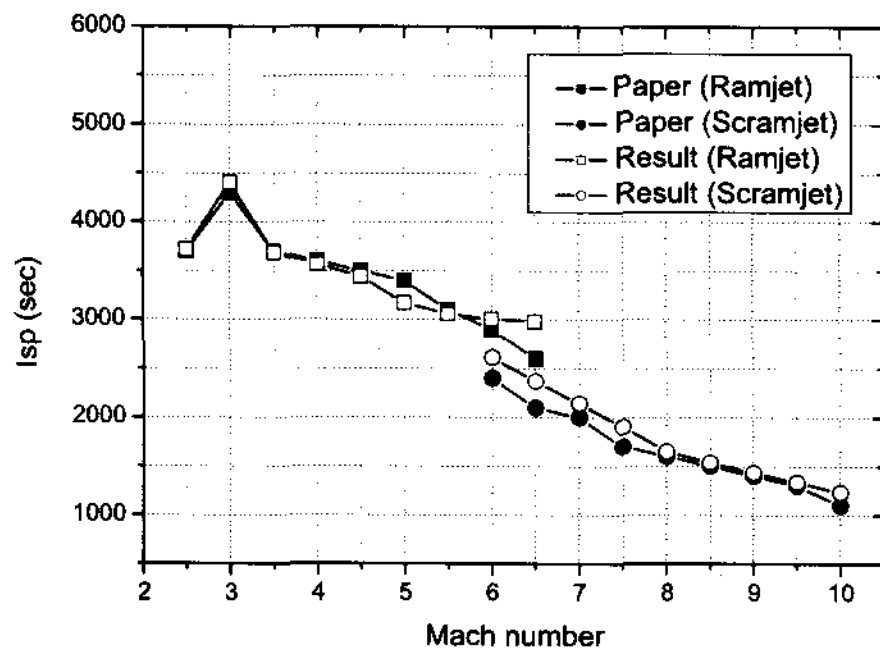


Fig. 4 Isp vs. Mach number

3.2 성능 영향 인자의 민감도

엔진성능에 대해 설계인자의 영향을 살펴보았다.

(1) 카울과 흡입구 간격에 대한 영향

스크램제트 모드의 설계 마하수 6, 고도 25km, 당량비 1.0일 때, 흡입구의 길이를 고정시키고, 카울과 흡입구의 간격을 변화시키면서 항력과 추력변화를 살펴보았다(Fig. 5). 간격을 증가시키수록 흡입구 면적이 커지므로 추력 계산식 Eq. 1에서 카울 모멘트는 증가하고, 표면항력이 점차적으로 감소하고, 임계치에서 추력변화는 증가하지 않으므로, 유효 추력의 최대점이 존재함을 알 수 있다.

$$F = \eta_{nozzle} \dot{m}_e V_e + \eta_{nozzle} (P_e - P_i) A_e - \dot{m}_1 V_1 - D_{forebody} \quad (1)$$

(2) 연소실 길이에 대한 영향

스크램제트 모드의 설계 마하수 6, 고도 25km, 당량비 0.6일 때, 연소실의 길이 변화가 추력에 미치는 영향을 알아보았다(Fig. 6). 추력은 각 항의 최대값에 대한 비율로 나타내었다. 연소실 길이를 증가시키수록 연소 효율의 증가로 Eq. 1에서 모멘트 추력은 증가하지만, 마찰에 의한 전압력손실 증가로 압력추력은 감소하여, 길이비(D/D_{ref})가 1.43일 때 최대추력을 나타낸다. 이는 최대 추력을 발생 시킬 수 있는 연소실의 임계 길이가 존재함을 의미한다.

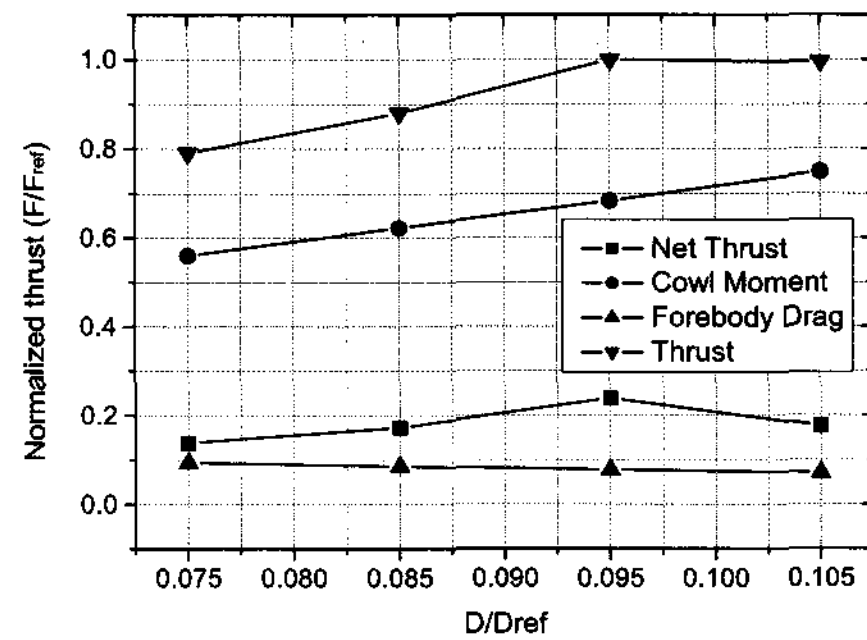


Fig. 5 Thrust vs. inlet gap

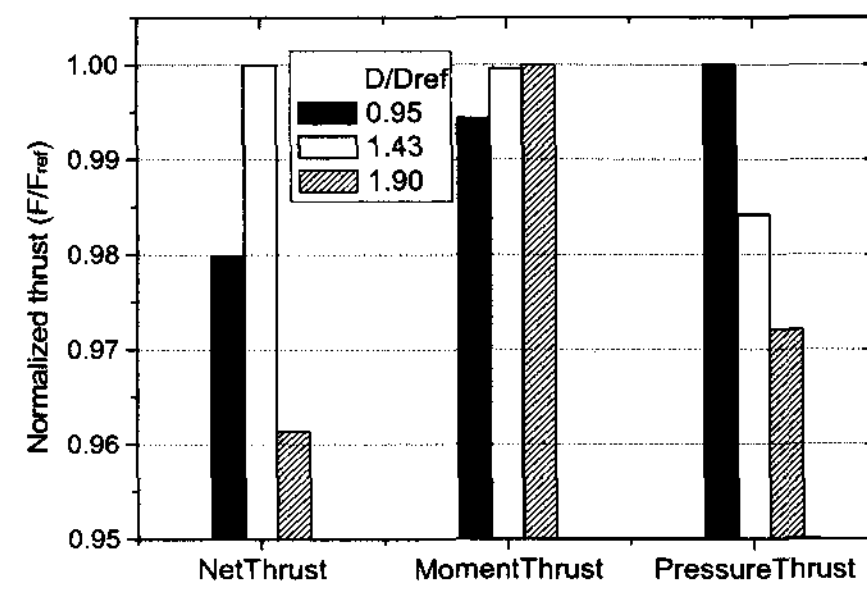


Fig. 6 Thrust vs. combustor length

3.3 설계 결과

성능 영향 인자를 분석하여, 형상을 최적화 하고, 엔진 사이징을 통하여 설계된 이중모드 램제트 엔진은 동축 형상이며 주요 제원은 Table 1과 같다. 램제트 및 스크램제트의 각 모드와 비행 마하수에 따른 최적 형상을 위해, 가변 흡입구 및 가변 노즐의 변화가 필요하다.

램제트 작동 시 가속모드와 순항모드에서 연소실-노즐의 상태량의 변화가 같지 않은데, 이는 가변 노즐의 영향으로 연소실과 노즐의 면적비가 다르기 때문이다(Fig. 7). 스크램제트 작동 시 램제트 모드와는 달리 연소실에서 압력의 증가를 보이는 것은 보염을 원활히 하기 위하여 내부 유동을 지속적으로 감속시켰기 때문이다(Fig. 8). 수치해석을 통하여 설계된 흡입구는 램모드와 스크램모드에서 임계영역(critical condition)에서 공히 작동함을 확인하였다(Fig. 9).

Table 1. Specification of a dual mode ramjet

Parameter		Value
Missile Diameter (D_m)		280 mm
Inlet gap		$0.10 D_m \sim 0.15 D_m$
Length	Station 1	$1.06 D_m$
	Station 3	$4.76 D_m$
	Station 6	$6.87 D_m$
Diameter	Station 3	$0.81 D_m$
	Station 5	$0.74 D_m \sim 0.90 D_m$

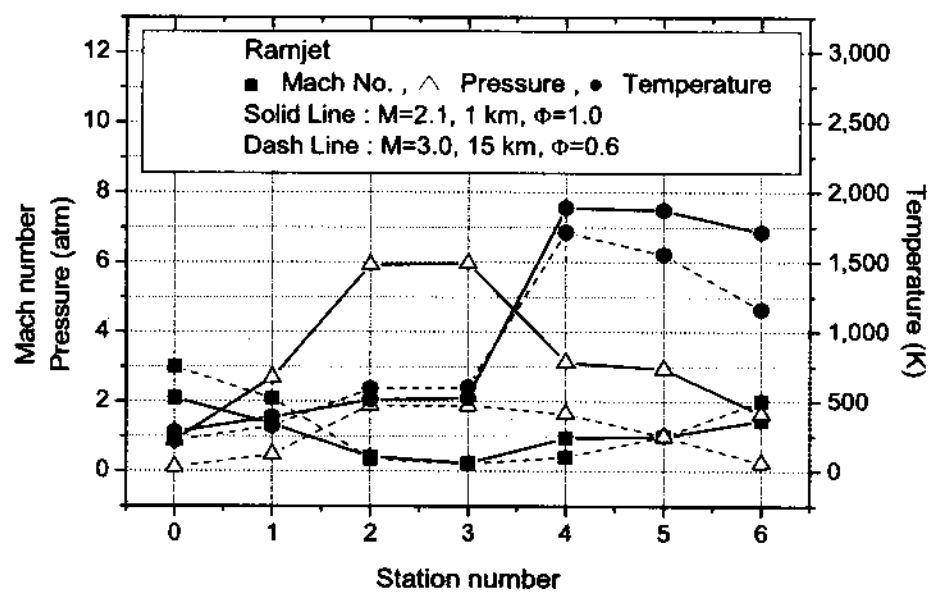


Fig. 7 Thermodynamic properties at proper stations (ramjet mode)

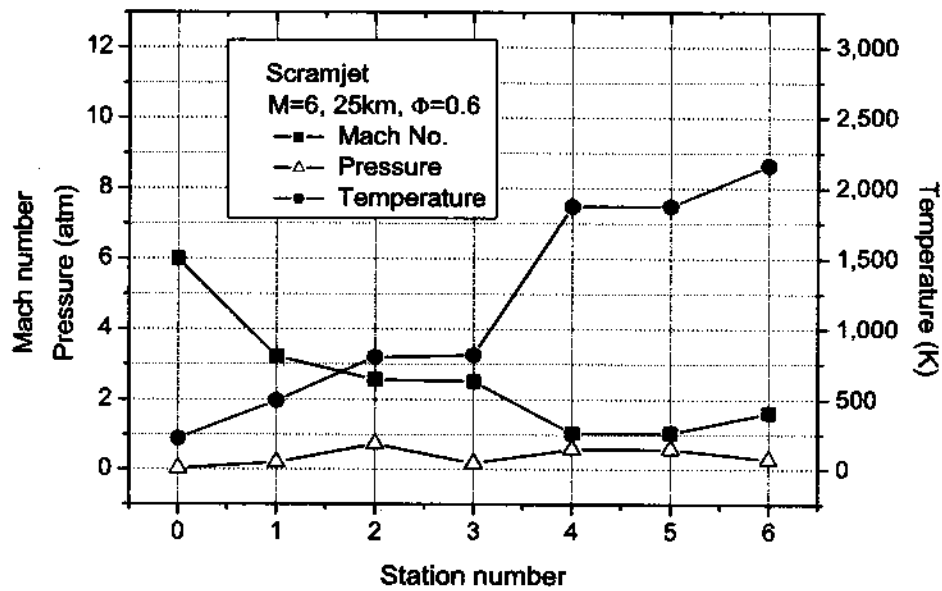


Fig. 8 Thermodynamic properties at proper stations (scramjet mode)

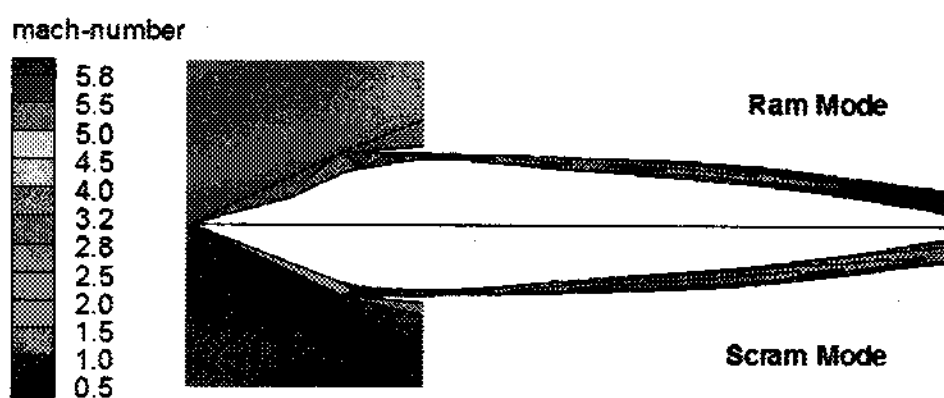


Fig. 9 Inlet flow for ramjet and scramjet mode

4. 결 론

비행마하수 2에서 6까지 운용하기 위한 추진기관은 램제트 또는 스크램제트 중 한 가지 엔진으로 충족시킬 수가 없으며 램-스크램을 혼용하는 추진기관(이중모드 램제트)이 적합함을 알 수 있었다. 이중모드 램제트엔진의 설계기법을 도출하고, 가상 비행 임무를 충족하기 위한 엔진 형상을 설계하였다. Hyperion 로켓기반 복합사이클엔진 재사용발사체의 선행연구 설계결과를 검증하였으며, 흡입구 면적과 연소실 길이에 대한 성능 민감도를 분석하였고, 설계된 흡입구는 램모드와 스크램모드의 각 설계점에서 임계작동 (critical operation)함을 수치해석을 통해 확인하였다.

참 고 문 헌

1. 성홍계, 윤현걸, "램제트/스크램제트의 기술 동향과 기술분석 II. 스크램제트 및 복합엔진," 한국추진공학회지, 제10권 2호, 2006, pp.115~128
2. 최세영, 염효원, 김선경, 성홍계, 변종렬, 윤현걸, "초음속에서 극초음속까지 비행을 위한 이중램제트(램제트-스크램제트)엔진의 성능 설계 기법," 2007년 제14차 유도무기 학술대회
3. Olds, J., Bradford, J., Charania A., Ledsinger, L., McCormick, D. and Sorensen, K., "Hyperion: An SSTO Vision Vehicle Concept Utilizing Rocket-Based Combined Cycle Propulsion," AIAA 99-4944, 9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Norfolk, VA, November 1-5, 1999