

위성 발사체 상단 엔진 개발 사례 연구

남창호* · 이은석*

A Case Study on Upper Stage Liquid Propellant Rocket Engine Developments

Chang-Ho Nam* · Eun-Seok Lee*

ABSTRACT

Development cases of space launch vehicle upper stage engine were studied. HM-7, Vinci, LE-5, RL10 engines are representative upper stage engines of Europe, Japan, and United States. It was realized that upper stage engines were developed with more than two engine test facilities and the development period was 5 to 8 years accompanied with 10~11 engines.

초 록

위성 발사체 상단용 액체로켓엔진 개발 사례를 수집하고 분석하였다. 유럽의 HM-7, Vinci 엔진, 일본의 LE-5 시리즈, 미국의 RL10 시리즈의 개발 사례를 분석하였다. 우주 개발 선진국의 상단 엔진 개발은 2개 이상의 엔진 시험 설비를 활용하였으며 개발 초기에는 작은 노즐 팽창비의 연소기를 장착한 지상 개발 시험을 수행하고 비행용 고팽창 노즐의 엔진으로 고공 시험을 수행하였다. 이미 개발된 엔진의 설계를 계승한 엔진이 아닌 경우 개발 기간은 5~8년의 기간이 소요되고 개발에 투입된 엔진 시체는 10~11기였다.

Key Words: Liquid Propellant Rocket Engine(액체로켓엔진), Component(구성품), Test(시험), Range(영역)

1. 서 론

위성 발사체의 상단 엔진은 탑재체를 궤도에 투입하는 단(stage)의 엔진으로 고추력이 요구되는 1단 엔진에 비해 작은 추력을 가지나 진공 상태에서 작동되므로 팽창비가 큰 노즐을 사용

하여 엔진 비추력을 극대화시키고 임무에 따라 재점화 기능이 요구되기도 한다.

상단엔진은 고공에서 점화/비행하므로 진공상태에서 시동 절차 개발, 고공 조건에서의 성능 확인, 고팽창 노즐의 내구성 확인 등을 위한 개발 절차가 포함되므로 1단 엔진 시험의 개발과정과 구별되는 점이 있다.

본 연구에서는 현재 미국, 유럽, 일본의 위성 발사체에 적용되는 상단 엔진의 개발 사례를 검

* 한국항공우주연구원 발사체 엔진팀

† 교신저자, E-mail: nchang@kari.re.kr

토하고 한국형 발사체 상단 엔진 개발 계획 수립에 참조하고자 한다.

유럽의 아리안 5호 상단에는 임무에 따라 Aestus엔진이나 HM7B 엔진이 탑재된다. 유럽은 탑재체의 무게 증가를 위해 고성능 상단 엔진으로 1998년부터 Vinci 개발에 착수하여 2010년 7월 현재 3번째 엔진시제에 대한 시험이 진행중이다[1].

일본 최초의 자력개발엔진인 LE-5는 가스발생기 사이클 수소엔진으로 H-I 2단에 사용되었고 익스팬더 사이클(expander cycle)로 개량된 LE-5A가 H-II 발사체 2단에 적용되었다. H-II 발사체는 1998년과 1999년의 연이은 발사실패와 발사비용이 과도하여 생산이 중단되고 LE-7A와 LE-5B의 개량 엔진을 개발하여 현재 H-IIA 상단에 H-IIA, H-IIB는 상단에 개발된 LE-5B를 적용한다.

미국의 위성 발사체는 1958년부터 Pratt & Whitney사가 개발을 시작한 RL10 엔진이 용도에 따라 개량 혹은 설계 변경을 통해 Centaur 단에 탑재된다.

본 연구에서는 HM7, Vinci, LE-5, RL10 등 해외 주요 발사체 터보펌프방식 상단 엔진의 개발 이력을 분석한다.

2. 본 론

2.1 HM7

HM7A는 1973년부터 개발되어 1980년에 Ariane 1의 상단에 장착되어 비행하므로써 공식 인증되었다[2]. 유럽 연합은 HM7A를 기반으로 성능 향상을 위해 연소압을 30bar에서 36bar로 향상시키고 더 큰 노즐을 장착하여 비추력을 추가로 4초 확보하는 HM7B를 개발하고 1983년까지 엔진 인증을 마쳤다. HM7B 엔진은 Ariane 2, 3, 4의 3단에 장착되고 Ariane 5의 2단에 장착되었고 현재까지 유럽의 발사체 대표적 상단 엔진으로 활용되고 있다.

그림 1은 HM7A의 개발 이력이다. HM7A는 지상시험용 엔진을 4기 제작하여 시험하고 비행

용 엔진을 3기 제작하였으며 2개의 배틀쉽(battleship)단 시험, 2기의 인증용 엔진 시험을 통해 개발을 완료하였다[2, 3].

엔진 4기의 지상 시험을 통해 노즐 확장부를 제외한 엔진의 시스템 작동성, 성능을 확인하고 확장노즐을 포함한 비행 모델 엔진의 고공시험 3기 시험을 통해 개발하였다.

HM7A의 수락시험은 지상시험을 통해 수행하였다[2]. 이는 시험 비용 절감과 노즐 확장부를 장착하지 않은 상태의 지상시험은 고공 조건에서의 성능을 검증할 수 있다는 . 엔진 인증용 시제는 지상시험으로 1기 고공시험으로 1기를 검증하는 것은 주목할 만하다. 고공 시험은 지상 시험에 비해 상대적으로 비용 및 난이도가 높으므로 지상시험을 통해 인증 항목의 상당부분을 대체할 수 있다면 보다 효율적인 개발이 될 수 있다.

배틀쉽 단시험은 비행용 단에 비해 강도 높은 추진제 탱크를 사용하므로 추진제 가압이 자유롭고 엔진과 단의 연계성 확인이 필요한 시험을 수행할 수 있는 장점이 있으므로 엔진 개발에 유용하다.

HM7A 연소기는 진공에서 사용되는 고폽창비 노즐을 개발하기 위해 엔진 시험 이전에 연소기 개발 단계에서 고공모사 시험을 하였다. 연소기 고공시험은 가급적 설비를 단순하게 구성하기 위해 연소기 점화시에는 별도의 진공조건을 만들지 않고 대기압 상태로 시동하였고 정상상태에서는 초음속 디퓨저를 이용한 self ejecting 방식으로 고공 조건을 만들었다. 또한 실제 비행조건과 달리 배압 변화에 따른 노즐 확장부의 하중을 경감시키고자 추가적인 구조물로 노즐 확장부를 보강하고 엔진 종료시에는 증기 이젝터(ejector)를 작동 시켰다[4]. HM7의 엔진 고공 시험은 연소기의 고공시험과는 달리 진공 조건에서 점화 시험을 수행하기 위해 PF41 설비를 이용해서 수행하였고 증기 이젝터를 이용해 시동시 엔진 주위에 진공조건을 만들어 주고 시험을 수행하였다[20].

2.2 Vinci

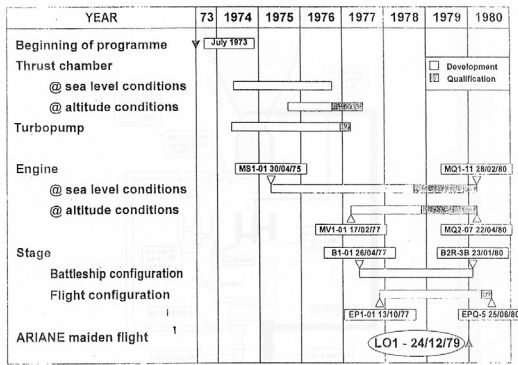


Fig. 1 HM7A development history[2]

Vinci는 유럽의 Ariane 발사체의 차세대 엔진으로 12톤의 탑재체를 지구정지궤도에 진입시킬 수 있도록 하기 위해 개발 중이다. 이 엔진은 익스팬더 사이클(expander cycle) 방식으로 다회 점화 기능을 기본으로 하고 있다.

Vinci의 구성품 시험은 2002년에 시작하여 2004년까지 이어졌는데 HM7과 달리 노즐 확장부를 포함한 연소기 전체에 대한 고공시험은 수행하지 않았지만 진공상태에서의 점화에 대한 시험을 반복하여 점화시의 밸브작동시간, 추진제 조건에 따른 점화 특성을 파악하여 시동 재현성과 부드러운 연소압 발달이 되는 시동 절차를 확보하였다[10].

2005년부터 2008년까지 2기 엔진 그리고 엔진을 재단장(refurbish)한 엔진을 이용하여 시동 종료 절차 확보, 과도와 정상상태 작동, 재점화 시험, 노즐 확장부 시험, 수명 확인 시험으로 총 31회의 시험(재점화를 포함한 37회 점화)을 수행하였고 4,672초의 누적 시험 시간을 확보하였다[11].

엔진 고공 시험에 활용된 독일 DLR P4.1 설비는 재생냉각으로 하는 연소기 노즐부, 복사 냉각 노즐부, 확장 노즐부의 3단계의 시험을 모두 시험 할 수 있는 설비로서 재생냉각 노즐부만으로 지상/고공시험을 수행할 수 있으며 고공 조건에서의 김발(gimballing)시험이 가능하다. 복사 냉각 노즐부를 추가로 장착하거나 확장 노즐부까지 장착하여 시험하는 것도 가능하도록 디퓨저에 아답터를 탈착하여 운영한다[12].

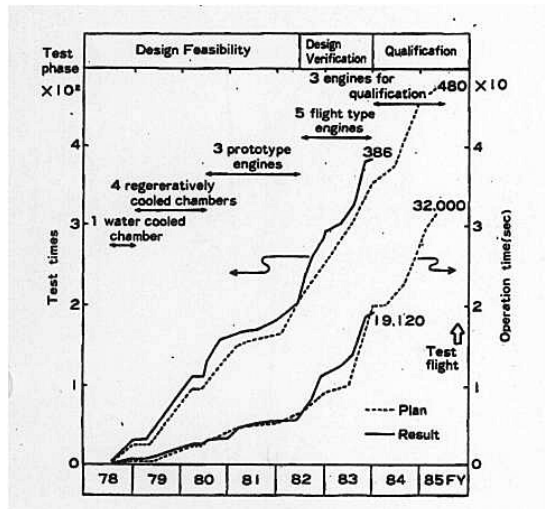


Fig. 2 LE-5 development history[5]

엔진 고공 시험은 독일 DLR P4.1설비에서 수행하고 프랑스 Snecma PF52 설비에서는 수평형 지상시험을 수행한다. PF52 설비는 양산단계에서의 수락시험 기간을 단축하기 위해 적극 활용하여 엔진 시동시에는 진공조건에서 점화하고 정상상태에서는 대기압상태로 시험하는 설비이다[9].

2.3 LE-5

일본이 최초로 자력 개발한 LE-5엔진은 LOx/LH2 가스발생기 사이클 엔진으로 1977년 개발 프로그램을 시작하여 1985년 엔진 인증을 마쳤다. 프로토타입(proto type) 엔진을 3기 제작하여 시험하였는데 프로토타입 엔진 제작에 앞서 간이배관을 사용하여 각 구성품간의 연계 작동성을 확인하는 11회 누적 230초의 시험을 수행하였다. 프로토타입 3기는 비행용 엔진에 준하는 배관과 하니스(harness)를 갖춘 형태로 2기의 엔진을 사용하여 1차로 18회 1,680초 시험하였고 1차에 사용한 2기를 포함해서 모두 3기의 엔진으로 14회 453초의 시험을 수행하였다[7]. 프로토타입 엔진시험은 모두 엔진제작업체인 미즈비씨 중공업의 타시로(田代) 시험장의 수평설비에서 노즐확장부가 없는 연소기로 지상조건에서 시험하였다. 프로토타입 엔진 시험에 앞서 터보펌프와 가스발생기를 연계하는 파워팩

Year	1994	1995	1996	1997	1998	1999	2000	2001
H-IIA								
H-II								
Feasibility test								
Phase-1 engine								
Phase-1.5 engine								
Phase-2 engine								
No.1 qualification engine								
No.2 qualification engine (CFT)								
No.3 qualification engine								
No.1 full-power engine								
No.2 full-power engine								
No.8 H-II launch vehicle engine								
No.1 test launch vehicle engine								
No.2 test launch vehicle engine								

Fig. 3 LE-5B development history[6]

시험을 수행하였으며 연소기는 확장노즐 없는 연소기로 단독 시험하였고 비행용 모델 엔진 시험에서 최초로 확장부를 장착한 연소시험을 수행했다.

엔진 개발 시제는 프로토 타입을 포함해서 8기 인증용 시제 3기로 총 11기로 개발을 완료하였다.

LE-5B는 LE-5 이후 재점화 가능한 익스팬더 사이클 엔진 LE-5A를 개발하였으나 엔진 구조상 단시험을 위한 별도의 열교환기와 제어 밸브가 필요하고 H-II 5번째 발사에서 LE-5A 엔진이 재점화 후 47.5초 만에 정지하는 고장이 발생하기도 해서 개량된 LE-5B 개발이 결정되었다[8].

LE-5B는 LE-5A로부터 개량된 엔진이기 때문에 신규로 개발되는 엔진에 비해 짧은 기간에 작은 수의 개발시제를 이용한 개발이 가능했다. 1994년에 개발 프로그램이 시작되어 1999년에 인증을 완료하였으며 개발시제 3기 인증시제 3기를 제작하였다. 일본의 상단 엔진 개발을 위한 설비는 3개의 시험 설비를 활용하였는데 지상조건인 수평형 시험 설비인 타시로(田代)시험설비와 역시 타시로에 있으나 수직형이며 발사체 추진시스템과 연계된 CFT(captive firing test)설비가 있고 고공 성능시험 평가를 위한 카쿠다(角田)우주 센터 고공연소시험 설비(HATS)가 있다. 그림 3에서 보면 초기 개발 모델은 타시로에서 지상 시험으로 시험을 완료하고 비행용 모델은 상당부분 지상시험을 수행한 후 동일시제로 노즐 확장부를 장착해 고공시험을 수행한 것을 알 수 있다. 이는 인증용 시제도 동일하며 인증용 시제 중 1기는 발사체 추진 시스템과 연계하는 CFT 시험을 포함하는 시험을 수행한 것은 주목

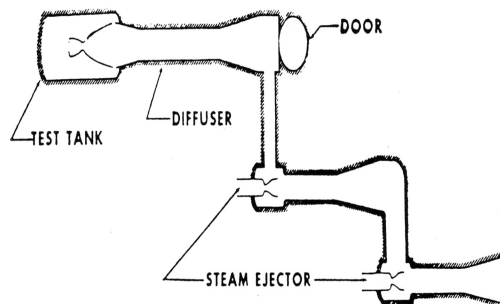


Fig. 4 RL10 high altitude test facility schematic[13]

할만 하다.

2.4 RL10

세계 최초의 액체수소를 추진제로 사용한 엔진으로 RL10은 익스팬더 사이클로 미국의 Pratt & Whitney 사가 1958년부터 개발에 착수했다.

엔진의 고공 시험을 위해 디퓨저 후단을 가벼운 뚜껑으로 막고 스팀 이젝터로 진공을 만들어 고공 환경에서의 점화 조건을 만들었으며 정상 상태에 도달하면 스팀 이젝터를 끄고 연소기 가스와 디퓨저에 의해 작동하는 원리를 이용하였다[13].

위와 같이 엔진 시험은 수평형 설비에서 230회의 연소시험을 성공적으로 마치고 2개의 엔진으로 단을 구성하는 Centaur의 배틀쉽(battleship) 시험으로 수행하였는데 한쪽 엔진만 점화가 되고 다른 엔진은 점화가 되지 않아서 축적된 추진제 혼합기에 의한 역화로 폭발사고가 일어났다.

엔진점화는 연소기 분사기 가운데 전기 스파크 점화기를 가지고 있고 점화기 부근의 틈으로 수소가 들어가는 구조인데 수직상태에서는 신뢰성이 떨어졌다. 수평상태에서는 산소가 연소기 안에 축적되고 페이스 플레이트 통해 작은 양이 유입되어 수소/산소 혼합기가 점화기 주위에 형성되지만 수직방향일 경우 점화기 주위에 혼합기가 머물지 못하므로 점화가 불가능했던 것으로 판단하여 별도의 점화용 산소 배관을 설치하여 문제를 해결하였다[13].

RL10은 Atlas와 Titan의 2단인 Centaur에 2개

의 엔진이 장착되었고 Saturn-I의 2단인 S-IV에 장착되었으며 현재는 RL10B-2가 단일 엔진으로 Delta IV의 상단용으로 사용되고 있다[14]. 미국 발사체의 상단용으로 여러 가지 기능 추가와 성능 업그레이드가 꾸준히 이루어져 재점화, 비추력 향상, 부스터 펌프를 제거하고 낮은 엔진 입구압 적용, 연장 가능한 노즐 적용 등이 이루어 지고 있다.

Delta 3의 상단에 장착하기 위해 RL10의 설계를 변경한 추력 11.2톤, 노즐 팽창비 285의 확장형 노즐을 장착한 RL10B-2은 1995년부터 1998년까지 개발 되었는데 최초의 엔진 시스템 시험은 1996년 11월에 확장 노즐부 없이 수행하였다[19].

엔진 개발사인 Pratt & Whitney 는 1996년 8월 RL10B-2를 AEDC(Arnold Engineering Development Center)에 납품했고 프랑스 Snecma사로부터 납품 받은 탄소 복합재 노즐 확장부가 결합되어 1997년 2월 J-4 설비에서 배틀쉽 고공시험이 수행 되었다.

X-stage라고 불리는 Delta 3의 단시험은 NASA LRC(Lewis Research Center)의 Plum Brook Station에서 B-2 진공 시험 챔버에서 1998년 2월부터 추진제 충전, 배출시험을 포함하는 13회의 엔진 시험과 3회의 재점화, 총 860초의 비행 모사 시험을 수행하였다[17].

설비의 증기 공급용량 제한으로 실제 연소시간보다는 적지만 단일시험 최대 248초 시험을 수행하였고 B-2 설비의 한계로 확장노즐부는 장착하지 않고 김발 작동 없이 자세제어를 위한 추력기 작동을 확인하는 시험을 수행하였다[18].

RL10B-2 개발에 이용된 AEDC의 J-4 설비와 LRC의 B-2설비는 모두 증기 이젝터를 사용하는 고공시험 설비이다. 확장 노즐이 장착되고 긴 연소시간을 시험할 수 있는 J-4설비에서는 RL10B-2의 배틀쉽 시험을 수행하였고 B-2 설비에서는 설비의 용량은 작고 비행용 노즐 확장부는 없으나 실제 비행용 단의 기능과 성능 확인을 위한 연소 시험을 수행하였다.

2.5 종합 분석

Table 3. Upper stage engine development summary[21]

	개발개시 후 인증까지의 기간	개발/ 인증 시험 엔진 수	시험 횟수	누적 시험 시간 (초)
HM-7A	6년('73-'79)	11	-	25,000
HM-7B	3년('80-'83)	10	-	-
Vinci	7년('98-'05)*	10**	150	45,000
LE-5	8년('77-'85)	11	376	30,293
LE-5B	5년('94-'99)	8	109	21,382
RL10A-1	3년('58-'61)	-	230이 상	71,036
RL10A-4	3년('88-'91)	3 이 상	111	20,320
RL10B-2	3년('95-'98)	4이상	155	15,649

* [22] 2000년 당시 계획, ** [11]

상단엔진개발에 있어서 고공 모사시험은 필수적인데 엔진이 비행하는 조건과 개발 시험을 수행하는 지상의 압력조건이 다르기 때문에 고공 시험을 통해 엔진의 성능을 평가하는 것이 필요하다. HM7엔진은 엔진의 수락시험을 지상시험 설비에서 수행하였고 LE-5B의 개발이력에서 보듯이 대부분의 시제를 상당 기간 지상시험을 수행하고 고공시험을 수행하는 것을 볼 때 고공 조건에서 작동하는 엔진임에도 지상시험의 중요성을 확인할 수 있다.

엔진 시험 설비는 HM7, Vinci, LE-5, RL10가 모두 2개 이상의 설비를 이용해서 개발되었다. 지상시험이 가능한 설비에서 수락시험을 거쳐 작동성 확보가 된 이후에 고공시험을 수행하는 순서를 따르고 있으며 개발상당부분을 지상시험 설비를 이용하여 시험 부담을 분산시키고 설비를 병렬로 활용하여 개발 기간을 단축하는 전략이다.

또한 HM7과 LE-5, RL10의 개발이력에서 알 수 있듯이 엔진이 적용되는 단시험을 거쳐 엔진을 검증하는 단계를 거치게 된다. 단시험은 구조적인 내구성을 확보하는 배틀쉽(battleship) 방식의 시험과 단의 비행 모델을 이용한 시험이 있

는데 HM7의 경우 배틀쉽 시험과 단의 비행모델 시험을 모두 수행하였으며 LE-5B는 인증시험에는 단의 비행 모델에 장착된 연소시험이 포함되어 있다. RL10은 개발 초기부터 2개의 엔진을 묶은 단형태로 배틀쉽 시험을 수행하였다.

엔진 HM7A은 총 11기의 엔진중 2기는 인증용 시제로 Vinci는 총 10기중 2기를 인증용, LE-5는 11기중 3기를 LE-5B는 8기중 3기를 인증용으로 배정하였다.

일본의 액체로켓엔진 인증 기준은 인증용 시제를 3기 제작하여 이중 2기가 인증 기준을 통과하는 것을 기준으로 삼는데 인증 기준은 엔진 1기당 10회의 연소시험을 통과해야 하고 그 연소시험은 4회의 비행시험시간 시험과 6회의 수락시험시간(50초)를 경과하는 시험으로 구성된다. 이러한 인증기준에 부합하는 엔진이 기술적으로 비행가능하다는 판단이다.

미국의 RL10 엔진 시리즈의 첫 모델인 RL10A-1 엔진은 1958년부터 시작되어 1961년 첫 비행시험을 했으나 실질적인 양산 모델로서의 비행은 RL10A-3 모델로 1963년 11월 이 첫비행이었다. 사실상 초기 개발 기간을 5년으로 보아야 할 것이다. HM7A는 6년, LE-5는 8년의 개발 기간이 소요되었고 Vinci는 초기 계획상 7년을 예상하였다. 신규 개발되는 상단 엔진 개발 기간은 작게는 5년, 길게는 8년 정도 걸리는 것으로 볼 수 있다. 개발 및 인증에 투입된 엔진 개수는 HM-7A 10기, LE-5 11기, Vinci 10기이다.

3. 결 론

이상에서 살펴본 상단 엔진 개발 분석을 통해 알 수 있는 것은 지상/고공 시험을 모두 병행하여 2개 이상의 엔진 설비를 활용하여 개발하는 것이 일반적이며 개발 기간은 5~8년이 소요되고 엔진의 개발, 인증시제를 포함하여 10~11기의 시제를 투입하는 것을 알 수 있었다. 위와 같은 결과를 통해 한국형 발사체 개발 계획에 적용할 것이다.

참 고 문 헌

1. P. Alliot, C. Fiorentino, E. Edeline, "Progress of the VINCI engine system development", 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, July 2010, AIAA 2010-6969
2. Snecma Moteurs, "Ariane Upper Stage Engines : HM7 and VNICI", AIAA Professional Development Course, July 2001
3. M. Pouliquen and G. S. Gill, "Performance Characteristics of the HM7 Rocket Engine for the Ariane Launcher", J. Spacecraft, vol. 16, No.6, 1979
4. H. Ellerbrock and S. Ziegenhagen, "Liquid Rocket Engine Test Facility Engineering Challenges ", Acta Astronautica, Vol. 59, 2006
5. K. Yanagawa, T. Fujita, H. Miyajima, K. Kishimoto, "High-Altitude Simulation Tests of the LOX/LH2 Engine LE-5", J. Propulsion, Vol. 1, No. 3, 1984
6. K. Matsuyama, T. Ito, H. Ohigashi, M. Yasui, H. Manako, "H-IIA Rocket Engine Development", Mitsubishi Heavy Industries Technical Review, Vol.39 No.2, 2002
7. 牧野鉄治, 中西英彰, 十亀英司, 藤田敏彦, 上条謙二郎, "H-I 로켓 제 2단 엔진(LE-5)의 개발- 원형엔진의 개발", 우주개발사업단 (NASDA), 1983
8. R. Sekita, M. Yasui, S. Warashina, "The LE-5 Series Development, Approach to Higher Thrust, Higher Reliability and Greater Flexibility", AIAA 2000-3453, 2000
9. P. Alliot, E. Dalbies, A. Pacros, J.M. Ruault, "Overview of the Development Progress of the Ariane 5 Upper Stage VINCI Engine", 53th International Astronautical Congress The World Spac Congress 2002
10. P. Alliot, F. Lassoudiere, C.Fiorentino, J-M.

- Ruault, "Development Status of the VINCI Engine for the Ariane 5 Upper Stage", 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA-2005-3755, 2005
11. P. Alliot, C. Fiorentino, E. Edeline, "Progress of the VINCI Engine System Development", 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2010-6969, 2010
 12. K. Schafer, H. Zimmermann, "Altitude Simulation Test Bench P4.1 For Vinci Upper Stage Engine", AAAF 6th International Symposium fo Space Transportation of th XXist Centry, Paris, 2002
 13. J. E. Tucker, "History of Liquid Rocket Engine Development in the United States 1955-1980", AAS History Series, Volume 13, Proceedings of an AAS History Colloquium, Chap. 5, 1992
 14. <http://en.wikipedia.org/wiki/RL10>
 15. N. Sakazume, JAXA, personal communication
 16. N. S. Dougherty, "Simulated Altitude Liquid Rocket Testing at the USAF AEDC: Atlas/Mercury, Titan/Gemini, Saturn/Apollo, Space Shuttle, ISS", 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 25 - 28 July 2010, AIAA-2010-6982
 17. Ed Kyle, "Thunder Lost - The Delta 3 Story, Thirteenth in a Series Reviewing spacelaunchreport.com/thorh13.html, 2010
 18. M. L. Meyer, K. W. dickens, T. F. Skaff, M. D. Cmar, M. J. VanMeter, M. S. Haberbush, "Performance of the Spacecraft Propulsion Research Facility During Altitude Firing Tests of the Delta III Upper Stage", 34th Joint Propulsion Conference, 1988, NASA/TM-1998-208477, AIAA 98-4010
 19. J. R. Santiago, "Evolution of the RL10 Liquid Rocket Engine for a New Upperstage Application", AIAA/ASME/SAE/ASEE 32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit, July 1-3, AIAA 96-3013, 1996
 20. M. F. Pouliquen and G. S. Gill, "Altitude Simulation Testing of the HM7 LOX/LH2 Rocket Engine for the Ariane Launcher", AIAA/SAE 14th Joint Propulsion Conference, July 1978
 21. J. L. Emdee, "A Survey of Development Test Programs for Hydrogen Oxygen Rocket Engines", AIAA 2001-0729
 22. F. Jean, E. Dalbies, "Development Status of VINCI Engine for Ariane 5 Upper Stage", 36th Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2000-3786, 2000