

차세대 비행체 추진기관 시스템 소개

이대성* · 양수석** · 차봉준** · 한영민** · 김춘택**

Introduction to the Propulsion Systems for the Next Generation Flight Vehicles

Daesung Lee* · Sooseok Yang** · Bongjun Cha** · Yeongmin Han** · Chuntaek Kim**

ABSTRACT

The concept and characteristics of the propulsion systems for the next generation flight vehicles are described in this paper, where they are grouped into air breathing engine, rocket engine and combined cycle engine according to the feeding system of oxidizer. Air breathing engine has its good reusability and superior performance at low altitude, but its usage is limited at high altitude due to the decreased air density. Rocket engine can be used over the wide range of altitude, but it has disadvantages in low specific impulse and high cost. The several types of combined cycle engine, which are being developed by the leading countries in the aerospace, are highlighted as a remarkable candidate for the next generation propulsion system.

초 록

초음속 비행체 및 극음속 성층권 비행체용 추진기관으로의 사용이 검토되고 있는 차세대 추진기관들을 산화제 공급방식에 따라 공기흡입 엔진, 로켓 엔진 및 복합사이클 엔진으로 분류하여 엔진의 구성방식 및 추진특성들을 기술하였다. 공기흡입 엔진은 저고도에서의 성능이 우수하고 재사용이 가능 하지만 공기 밀도가 낮은 고고도 영역에서의 성능이 좋지 않으며 로켓 엔진은 넓은 고도영역에서 사용이 가능한 반면 낮은 비추력 및 고비용 발사체계 등과 같은 단점들을 가지고 있다. 한편, 복합사이클 엔진은 이러한 제약성을 극복할 수 있는 최적의 차세대 추진시스템으로 부상되고 있으며 최근 선진국들은 국가적 개발 프로젝트로 자국의 상황에 적합한 복합사이클 엔진을 개발하는데 주력하고 있다. 따라서 복합사이클 엔진은 가까운 장래에 초음속 및 극음속 대기권 비행을 현실화시킬 수 있는 추진시스템으로 각광을 받을 것으로 예상된다.

1. 서 론

최근 미국을 비롯한 항공우주선진국에서는 초

음속 비행체 및 극음속 성층권 비행체의 추진기관으로 사용할 수 있는 신개념 추진시스템에 대한 연구들이 국가적 프로젝트로 진행 중에 있

* 한국항공우주연구소 추진기관연구부 (KARI, Propulsion System Research & Development Division)

** 한국항공우주연구소 터보기계연구그룹 (KARI, Turbomachinery Research Department)

다. 이와 같은 배경에는 급속히 증대하고 있는 전세계 항공교통량 수요를 충족시키기 위한 초음속 수송기에 대한 관심의 고조와 더불어 이를 실현시키기 위한 고속 추진기관의 개발 요구가 증대되고 있는 상황이며 또한 현재의 위성발사 방법보다 저비용, 고신뢰도를 가지고 위성체를 저고도 지구궤도에까지 운반시킬 수 있는 재사용이 가능한 새로운 추진기관에 대한 요구가 점차 증대되고 있기 때문이다.

장거리 중·대형 초음속 비행체를 추진기관은 기존의 엔진을 조합한 형태의 가변 사이클 엔진(Variable Cycle Engine) 개념을 적용함으로써 아음속과 천음속 영역에서의 추진효율을 높이는 데 중점을 두고 있다. 한편, 극음속 성층권 비행체를 추진기관은 기존의 대형 소모성 위성 발사체를 대신할 차세대 추진개념으로서 고도 15~40km 까지 위성체의 운반을 목적으로 개발 중에 있다. 현재까지 알려져 있는 성층권 비행체를 고속 추진기관들은 작동원리 및 구성방식 등에 따라 수십 가지 다양한 형태를 가지고 있으며 이를 분류하는 데는 여러 가지 방식이 있으나 여기서는 엔진의 연소에 필요한 산화제의 공급 방식에 따라서 분류하였다. 즉, 제트 엔진과 같이 엔진 흡입구에서 유입된 공기와 연료를 연소하여 추진력을 얻는 공기 흡입형 엔진과 자체에 산화제와 연료를 보유하여 외부의 공기유입 없이 연소가 가능한 로켓 엔진으로 구분하였다.

최근에는 위의 두 가지 추진방식의 장점을 혼합하여 넓은 고도영역에 대하여 저고도에서는 공기 흡입형 엔진을 고고도에서는 로켓 엔진을 사용하는 복합사이클(Combined Cycle) 추진시스템에 관한 연구가 미국, 일본, 유럽 등의 항공우주 선진국에서 연구가 활발히 추진되고 있으며, 특히 이 추진시스템들은 재사용 발사체(RLV, Reusable Launch Vehicle)의 후보엔진으로 각광을 받고 있다.

본 논문에서는 현재까지 알려진 차세대 추진기관들 중에서 공기 흡입과 로켓 추진개념을 이용한 초음속 및 극음속 비행체 추진기관을 중심으로 개략적인 추진시스템의 구성과 성능 특성을 소개하였다.

II. 추진시스템 분류

2.1 공기 흡입형 추진시스템

공기 흡입형 추진시스템은 성층권 임무수행에 적합한 운용고도와 긴 항속거리를 가지고 있으므로 가까운 장래에 초음속 비행체, 일단 궤도 진입(SSTO, Single-Stage-To-Orbit) 및 이단 궤도 진입(TSTO, Two-Stage-To-Orbit) 비행체의 추진시스템으로 선택될 가능성이 매우 높다. 또한 비행체가 상승하고 있는 동안 추진체의 요구조건에 커다란 영향을 주지 않고 cross-range 비행에 의한 반복사용이 가능하다는 것과 상승시 일부 엔진의 작동이 중단되어도 대체 착륙 기지를 선택할 수 있기 때문에 비행중단에 의한 위험에 유연성을 갖는 등 기존 로켓 추진시스템에 비해 현저한 장점을 가지고 있다.

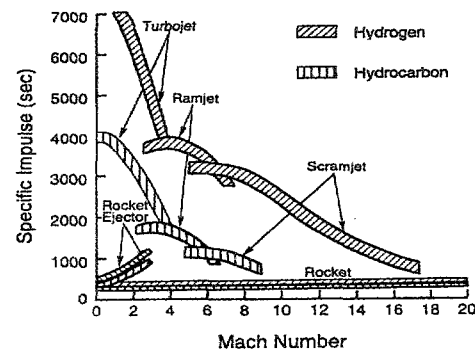


Fig. 1 Thrust characteristics of propulsion systems

공기 흡입형 추진시스템은 Fig. 1과 같은 로켓 추진시스템 보다 월등히 높은 비추력(specific impulse)을 가지고 있고 산화제를 탑재하지 않아도 되므로 그 만큼 더 많은 탑재물을 실을 수 있는 반면, 낮은 추력 대 무게비 때문에 수평이륙이 현실적인 대안으로 채택되고 있다.

2.1.1 터보제트/터보팬 (Turbojet/Turbofan)

현재 항공기용 추진기관으로 널리 사용되고 있으며 작동 마하수는 0~3이다. 이 엔진은 팬

(터보팬 엔진에만 해당), 압축기, 연소기, 터빈 및 노즐로 구성된 대표적인 가스터빈 엔진으로서 가변 사이클 엔진 시스템에서 저속도/저고도 영역에서의 사용에 적합하다.

2.1.2 램제트 (Ramjet) 엔진

램제트 엔진은 Fig. 2와 같이 고속비행에 따른 램효과를 이용하여 마하수 3~6에서 작동한다. 고속의 공기는 엔진 흡입구에서 다수의 경사 충격파와 한 개의 약한 수직 충격파를 거쳐 유속이 아음속으로 감소된 후 연소기 입구의 디퓨저에서 압축이 일어나 온도와 압력이 상승한다. 램제트 엔진의 특징은 연소현상이 아음속에서 발생한다는 점이며 연소 후 공기는 수축-팽창 노즐에서 팽창되어 추력을 발생시킨다. 이 엔진은 저속에서 자력운전이 불가능하므로 이 단점을 보완하기 위한 변형된 사이클이 많이 나오고 있다.

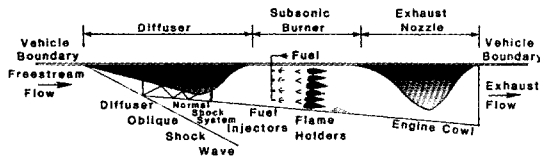


Fig. 2 Schematic diagram of ramjet engine

2.1.3 스크램제트 (Scramjet) 엔진

Fig. 3은 스크램제트의 개념을 나타낸 것으로서 고속의 공기는 경사 충격파를 통하여 압축된 후 연소기 전방의 디퓨저에서 온도와 압력이 상승한다. 이 엔진은 마하수 5~16 영역에서 운전되며 램제트와는 달리 연소실을 포함한 전체 내부유동이 초음속이므로 팽창노즐만을 이용하여 추력을 발생시킨다. 이 엔진은 구조가 간단하고 엔진 자체가 기체의 일부로 구성되어 있으며 현재 각국에서는 재사용 발사체의 엔진 등으로 사용하고자 이에 대한 집중적인 연구가 진행되고 있으나 충격파 간섭, 연소 안정성, 재료 등의 해결되어야 할 문제점들을 가지고 있다.

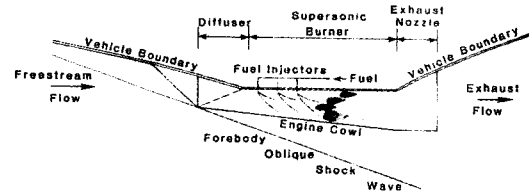


Fig. 3 Schematic diagram of scramjet engine

2.1.4 에어 터보 램제트 (Air turbo ramjet) 엔진

Fig. 4는 현재 일본에서 개발중이 있는 에어 터보 램제트 엔진의 구성도이다. 이 엔진은 저속(마하수 0.5~3)에서는 터보제트와 유사한 작동을 하고 고속(마하수 3~6)에서는 팬을 가진 램제트(fan boosted ramjet)로 작동을 한다. 흡입구에서 유입된 공기는 열교환기(precooler)를 거쳐 팬에 의해 압축되는데 이 열교환기는 공력가열에 의한 팬입구 온도의 과도한 상승을 방지시켜주며 공기 밀도를 높여 추력을 증대시키는 역할을 하게 된다. 열교환기의 냉매로는 액체 연료가 사용된다. 팬에서 나온 공기는 믹서에서 연료와 혼합되어 연소가 된 후 연료 가열용 열교환기와 노즐을 통하여 배출된다. 팬은 그 끝부분이 터빈과 기계적으로 연결된 팁 터빈에 의해 구동되며 팁 터빈은 열교환기를 통해 발생하는 연료의 팽창에너지에 의해 구동된다.

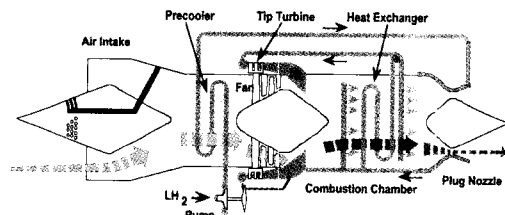


Fig. 4 Air turbo ramjet(ATREX, Japan)

일본의 ATREX의 경우, 팁 터빈을 사용함으로써 엔진의 크기 및 무게의 절감효과를 기대할 수 있으며 최대 비행고도가 35 km에 이르도록 설계됨으로써 향후 TSTO(Two Stage To Orbit)의

Fly-back booster로의 적용과 LACE(Liquidified Air Cycle Engine), ERJ (Ejector Ram Jet)과 함께 차세대 추진기관으로 이용될 목적으로 개발이 진행 중에 있다.

2.1.5 터보 램제트 (Turbo ramjet) 엔진

가변 사이클 엔진(variable cycle engine)이라고도 불리며 저속에서는 흡입공기가 터보제트 엔진으로 유입되며 고속에서는 램제트 엔진으로 유입되어 작동하는 엔진이다. 이 엔진은 성능이 입증된 두 시스템을 독립적으로 활용하므로 신뢰도가 높은 반면, 중량과 구조 및 사이클 변경시에 따르는 해결되어야 할 문제가 있다. 이와 유사한 엔진으로는 램제트의 공기흡입 통로를 팬 바이패스 통로와 공동으로 사용하는 터보팬 램제트 엔진이 있다.

2.1.6 Detonation Wave 엔진

Detonation wave는 wave를 유지할 수 있는 충분한 에너지를 제공하고 있는 상태에서 발열반응 직후에 발생하는 매우 강한 충격파이다. 이 충격파는 연소반응으로부터 얻어지는 많은 에너지를 가지고 있으므로 더욱더 강렬하고 폭발적이며, shock front 뒤에서 단열압축과 가스의 가열에 의하여 연소가 지속적으로 발생한다. 이 detonation wave를 이용한 엔진들은 다음과 같다.

◆ ODWE (Oblique Detonation Wave Engine)

ODWE는 경사충격파의 끝에서 연소에너지가 순간적으로 방출되도록 경사충격파를 발생시킨다. 여기서 공기와 연료의 혼합물은 연소상태에 들어가며, Fig. 5와 같이 경사충격파와 빠른 연소반응은 ODW(Oblique Detonation Wave)를 발생시킨다. Cowl 내에서의 고압공기는 지속적인 연소를 통하여 고온의 상태가 되며 이 가스는 동체후방에 위치한 노즐을 통하여 팽창함으로써 추력을 발생시킨다.

◆ PDWE (Pulse detonation Wave Engine)

PDWE는 비행체가 초음속으로 비행할 때 챔버 내부에서 발생하는 detonation wave에 의해 작동된다. 초음속 비행시 추력벽(thrust wall; 비

행체가 초고속으로 비행시 공기 분자가 비행체 노즈콘 근처로 급격히 밀려나는 현상)이 항공기 전방에 형성되며 detonation wave가 발생하였을 때 추력벽이 비행체의 전방으로 밀려난다. 이 과정이 주기적으로 반복되어 비행체가 추력을 얻게 된다. 이 엔진은 1992년 Aurora 항공기에 탑재되어 시험 비행을 수행하였으며, 이론적으로는 마하수 10과 고도 180,000 ft 이상에서도 작동되는 것으로 알려져 있다.

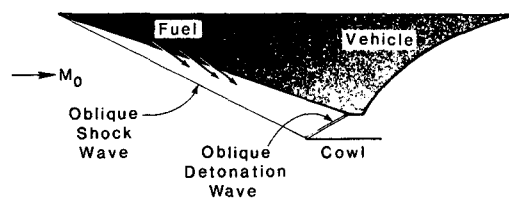


Fig. 5 Oblique detonation wave engine

2.2 로켓 추진시스템

로켓엔진은 산화제와 연료를 엔진 내부에 장착하고 있으므로 대기권을 벗어난 영역에서도 사용이 가능하며, 공기 흡입구가 없으므로 비행 속도에 따른 비추력의 변화가 작다.

2.2.1 고체추진로켓 (Solid propellant rocket)

로켓 모터라고도 불리며 연료와 산화제가 혼합된 고체상태의 추진제를 모터 내부에 저장하여 이를 연소시킴으로써 고온, 고압의 연소가스를 노즐에 통과시켜 추진력을 얻는다. 이 엔진은 구조가 매우 간단하며 제작이 간편하고 저장이 용이하며 발사준비시간이 짧아 무기체계에 많이 사용되고 있다. 점화 후 추력 조정이나 연소를 중지하지 못하는 등의 단점이 있다.

2.2.2 액체추진로켓 (Liquid propellant rocket)

고체 추진로켓에 비하여 대형, 고성능의 추진기관에 활용된다. 이 엔진은 인젝터, 연소실, 노즐 등으로 구성되는 추력실과 추진제를 공급하는 공급장치로 구성된다. 이 추진제 공급장치는

소형엔진의 경우 압축가스를 이용하는 가압식과 고성능 엔진의 경우는 터보 펌프 시스템이 이용된다. 액체추진로켓은 연료와 산화제를 별도로 사용하는 bi-propellant 방식과 추진제와 촉매제를 사용하는 mono-propellant 방식이 있다.

2.2.3 혼합형로켓 (Hybrid rocket)

고체 로켓모터와 램제트 엔진의 혼합형으로 램제트 엔진이 저속에서 작동이 불가능하므로 부스터 단계에서는 고체 추진모터를 작동하여 일정 마하수로 도달된 후 램제트엔진을 작동시킨다.

이외에도 액체 산화제와 고체 추진제를 연소시켜 추진력을 발생시키는 등 다양한 형태의 엔진의 개발이 시도되고 있다.

2.3 복합 사이클 추진 시스템 (Combined Cycle Propulsion)

본 절에서는 앞서 알아본 공기 흡입형 엔진 및 로켓 엔진의 장·단점을 서로 보완하여 미사일, 우주 발사체 등의 추진 시스템으로 적용이 유력시되고 있는 복합 사이클 추진시스템에 대하여 기술하였다. 이외에도 우주운반용 발사체 개념으로 사용하고자 하는 엔진 개념 중 이온, 플라즈마, 원자력, 전자기력 등을 이용한 다양한 형태의 추진 시스템들이 많이 연구되고 있으나 여기서는 공기흡입형과 로켓 엔진 사이클이 조합된 엔진에 국한시켜 설명하였다.

2.3.1 로켓 복합 사이클 엔진 (Rocket Based Combined Cycle, RBCC)

여러 복합 사이클 엔진에서 ETO(Earth To Orbit) 임무를 수행할 수 있는 SSTO 및 TSTO 비행체의 엔진으로 가장 각광 받고 있는 것은 RBCC 엔진 개념이다. RBCC 엔진은 비행체의 작동 환경에 따라 로켓-이젝터 모드에서 작동할 뿐만 아니라 램제트, 스크램제트 그리고 순수 로켓 모드까지 작동할 수 있는 엔진이다. Fig. 6은 RBCC 엔진 개념 중 하나인 이젝터-스크램제트 엔진 개념도이다.

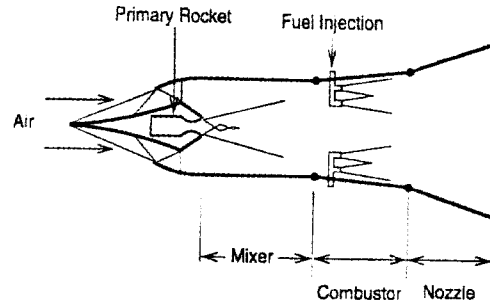


Fig. 6 Schematic diagram of an RBCC engine

RBCC 엔진의 작동 모드를 비행체의 마하수에 따라 살펴보면 Fig. 7에서와 같이 초기 이륙시와 마하수 3~4까지는 로켓-이젝터 모드로 작동된다. 연소는 램효과에서 얻어진 압축된 공기를 이용하여 아음속 상태로 일어난다. 이 비행구간에서는 공기중의 산소를 산화제로 사용하기 때문에 매우 높은 비추력을 얻을 수 있다. (순수 로켓의 경우 비추력이 300 sec 이하인 반면, 수소연료를 사용하는 램제트의 경우 3000 sec 이상임) 마하수 6 정도에서는 램제트에서 스크램제트 모드로 전환되어 연소가 초음속 상태에서 일어나는데, 이 모드에서의 비추력은 2000 sec 이상이다. 스크램제트 모드에서는 램제트 모드에 존재하던 노즐 목에서의 thermal choking이 생기지 않기 때문에 평행 및 확대 노즐이 사용된다. 마하수 12~15 사이에서는 스크램제트에서 순수 로켓 모드로 전환되는데, 이 모드에서는 공기 흡입구를 닫고 단지 로켓만을 사용하여 원하는 궤도에 비행체를 진입시킨다. RBCC 엔진은 Fig. 8과 같이 공기 흡입방식에 따라 다양한 형태로 구성될 수 있다.

2.3.2 액화 공기 복합 사이클 엔진 (Liquid Air Cycle Engine, LACE)

1950년부터 미국에 의해 시작된 LACE의 기본 개념도는 Fig. 9와 같다. LACE 개념을 살펴보면 극저온 액체수소(온도 20.4K(36.7oR), 1atm)를 냉매로 사용하여 엔진 입구로 들어오는 공기를 냉각시켜 액화 공기(온도 78.9K(142oR), 1atm)로 만든 다

음, 추력실로 보내 연료와 같이 연소시켜 추력을 얻는 방식이다. 비행체가 성층권(30km이하)을 비행할 때 외부 공기를 이용하여 추력을 얻을 뿐만 아니라 일정량을 저장하여 성층권 밖에서도 사용하도록 하여 초기 비행체의 이륙 중량을 감소시키고 순수액체 로켓보다 비추력이 상당히 크다는 장점이 있다. 표준대기상태에서 액상의 수소가 대기 온도로 증발하는데 흡수하는 엔탈피와 공기가 대기상태에서 액상으로 변하는데 필요한 엔탈피의 비는 약 10 정도이다. 즉 액체수소 1kg를 사용하여 얻을 수 있는 이론적인 공기량 (CR, Condensation Ratio)은 최대 10kg이며, 이때 equivalence ratio(ϕ)는 3.44이다. 그러나 공기가 액화되기 위해서는 열교환기의 모든 지점에서 수소 온도가 국부적인 공기온도 보다 높아야 하므로 실제 CR은 4.3, ϕ 는 8 정도가 된다. 위와 같이 기본 LACE는 효율이 낮아서 여러 다른 엔진 사이클과 함께 사용하는 연구들이 진행되어 왔다.

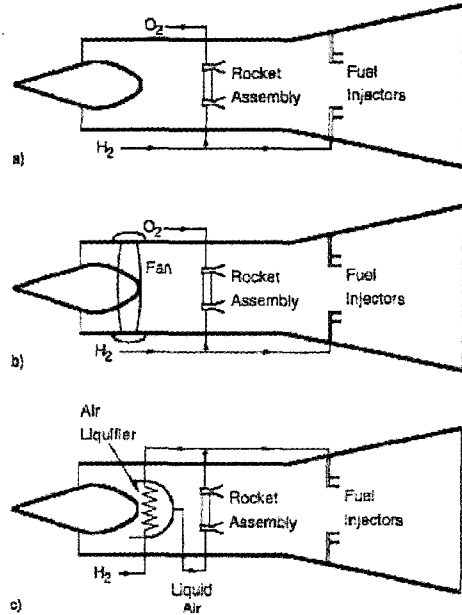


Fig. 8 Schematic of various ejector scramjet engines(a:basic b:with turbofan, c:with LACE)

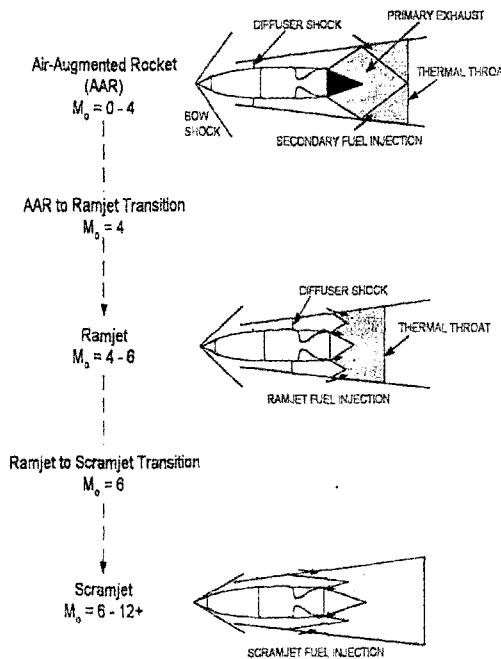


Fig. 7 Operational modes of an RBCC engine

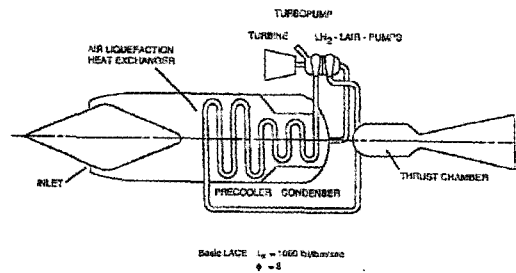


Fig. 9 Basic Liquid Air Cycle Engine(LACE)

◆ RamLACE

RBCC엔진 개념 중 하나인 이젝터-램제트 엔진의 입구에 LACE 개념을 도입한 것이 Fig. 10과 같은 RamLACE 개념이다. 램제트 엔진의 흡입구를 통해 들어오는 공기의 일부를 연료인 액화수소를 냉매로 하여 액화시킨 다음 이젝터 역할을 하는 로켓으로 보내 산화제로 사용되게

함으로써 약 20%의 산화제를 절감시킬 수 있는 장점이 있다. 이젝터 로켓으로부터 발생된 연소가스는 주 연소실에서 발생하는 고온가스와 합쳐져 추력을 발생시킨다.

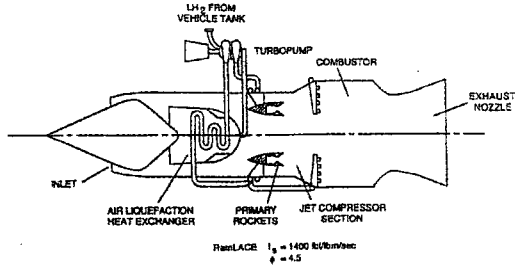


Fig. 10 Schematic diagram of RamLACE

◆ ScramLACE

이젝터-스크램제트 엔진의 입구에 LACE 개념을 도입한 것이 Fig. 11과 같은 ScramLACE 개념이다. Slush 액체수소(SLH2, 온도 13K(triple point), 1atm)를 이용하는 엔진으로 열교환기에서 공기를 액화시키고 나온 수소를 로켓 엔진으로 보내고 일부를 수소 저장 탱크로 보내 SLH2를 NBP(normal boiling point)까지 가열한다. 이 엔진 개념은 SLH2의 낮은 온도로 인해 CR이 증가하고 비추력이 증가하는 것으로 알려져 있다.

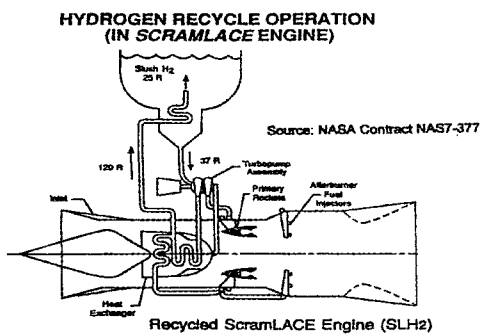


Fig. 11 Schematic diagram of ScramLACE

2.3.3 KLIN 사이클 엔진

KLIN 사이클은 Deep-Cooled Turbojet (DCTJ)와 액체 로켓 엔진이 조합된 혼합 추진기관으로 러시아 MSE Tech. Applications Inc.의 고유이름

이다. KLIN 사이클을 이용한 엔진의 개념은 다양하지만 여기서는 Fig. 12와 같이 구성된 thermally integrated KLINTM에 대해 간략히 살펴보았다. KLINTM에서 thermally integrated는 로켓이나 터보제트 엔진에 사용되는 액체수소가 엔진입구 공기를 냉각하는 데서 유래한 말로서 터보제트 엔진 흡입구로 들어오는 공기가 매우 낮은 온도(110K, 표준대기상태)로 냉각(deeply cooled) 되기 때문에 매우 높은 압축비를 얻을 수 있는 것이 특징이다. 또한 액체 로켓 엔진에 사용하는 액체산소(공기량의 4~6%)를 뿌려 줌으로써 예냉각기(precooler)에서의 결빙을 방지할 수 있다.

KLINTM사이클을 이용한 발사체 조합은 유연한 추력 성능 특성 및 높은 PF(Payload Fraction)를 가지고 있고 수직 및 수평 이착륙에 대한 용이성 등으로 소형 위성 발사체로 많이 연구되고 있다. SSTO 개념에서 순수 로켓을 사용하는 경우 PF가 2.39인 반면 거의 같은 연료 및 산화제를 사용하는 KLIN 사이클을 이용하는 경우 PF가 약 2배인 4.8이라는 연구 결과도 있다.

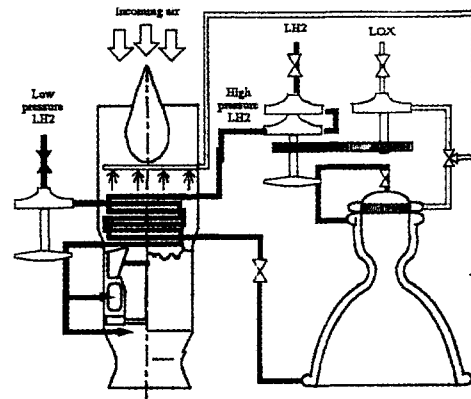


Fig. 12 Basic Configurations of KLIN™

2.3.4 공기 첨가형 로켓 엔진 (Air Augmented Rocket, AAR)

성층권 이하에서 발사체 주위로 흐르는 공기가 유입되어 로켓 엔진으로 구성된 이젝터를 지나면서 속도가 증가되어 추력을 증가시키는 것(추가 연소시키는 경우가 대부분)이 AAR의 개념이다.

Fig. 13과 같이 로켓의 노즐에서 나온 고온 가스는 일차 유동으로 이젝터 역할을 하고 이젝터에 의해 첨가된 흡입 공기는 연소실과 노즐을 통해 팽창되면서 추력을 발생시킨다. 이렇게 함으로써 로켓만을 사용할 때 보다 높은 추력을 생성할 수 있다.

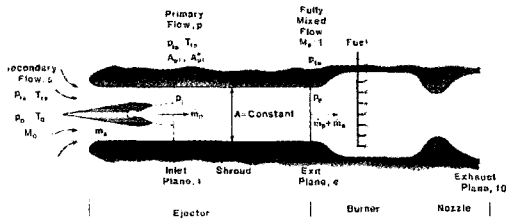


Fig. 13 Basic concept of AAR(ejector)

Fig. 14는 1960년대 미국에서 탄도미사일의 성능 향상을 위해 개발된 Rocket Engine Nozzle Ejector(RENE)의 구성도로서 NASA에 의해 1개의 주 로켓과 12개의 보조로켓을 사용하여 시험에 성공하였으나 저속에서 추력 성능이 떨어지는 단점이 있었다. 이젝터를 이용한 공기 첨가형 엔진은 앞 절에서 설명한 RBCC 엔진의 개념에 사용되는 등 매우 다양하게 적용되고 있으며 이에 대한 많은 연구들이 수행되고 있다.

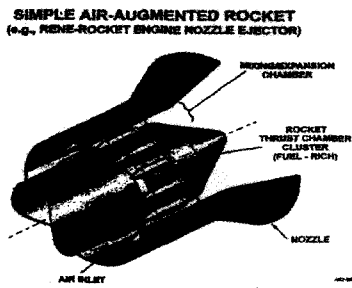


Fig. 14 Rocket engine nozzle ejector

23.5 에어 터보 로켓 엔진 (Air Turbo Rocket, ATR)

공기 흡입형 엔진의 에어 터보 램제트 엔진처럼 팬 또는 압축기를 사용해 공기의 추가적인 압축으로 로켓 엔진 및 램제트(스크램제트) 등으로 구성된 전체 엔진의 추력 및 운용범위를

증대시킨 것이 Fig. 15와 같은 에어 터보 로켓 엔진이다. 저속(이륙포함)이나 고속(마하수 6이상)에서는 팬 또는 압축기의 효율저하로 대부분의 추력을 로켓이 담당하도록 설계되어 있다.

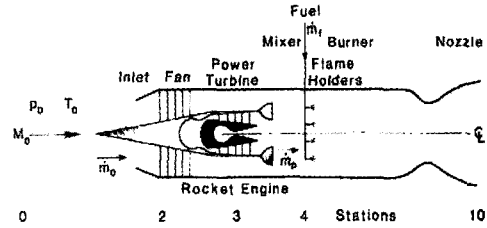


Fig. 15 Air Turbo Rocket

Fig. 16 Solid fuel ATR (CFDRC)

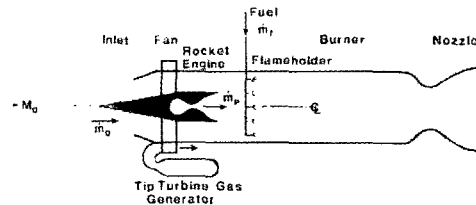


Fig. 17 Schematic of Supercharged Ejector Ramjet (SERJ)

Fig. 16은 미국 CFDRC사가 개발중인 고체추진제를 사용한 에어 터보 로켓의 구성도 이다. 주요 구성품은 고체 추진제, 압축기 및 터빈, 스톱 밸브, 연소기 및 흡입구 등으로 추진제의 양을 스톱 밸브를 통해 조절함으로써 추력제어가 가능하도록 되어 있다. 미사일에 적용되는 경우 마하수 3이상의 초음속 순항이 가능하며 600~1200 sec 정도의 높은 비추력을 가지는 것으로 발표되었다. 또한 Pegasus 발사체와 함께 사용하는 경우 주어진 payload 무게에 대해 발

사체 전체 무게의 약 15~20%를 줄일 수 있다고 알려져 있다.

에어 터보 로켓 엔진 개념을 이용한 또 다른 엔진으로서 SERJ(Supercharged Ejector RamJet)이라는 엔진이 있는데 이것은 Fig. 17과 같이 팬을 구동하기 위해 필요한 동력을 별도의 가스 발생기와 팬 블레이드 끝단에 부착된 팁 터빈을 사용하고 있다. 위와 같은 엔진도 넓은 의미에서는 RBCC 엔진의 일종이라고 볼 수 있다.

III. 결론

본 논문에서는 1950년대부터 현재까지 개발되었거나 또는 개발이 진행중인 차세대 추진기관 시스템들 중에서 초음속 비행체용 또는 극음속 성층권 비행체용 추진기관으로 검토되고 있는 공기흡입형 엔진, 로켓 엔진 그리고 이들의 장점을 조합한 복합 사이클 엔진들에 대한 종류 및 특성들을 살펴보았다. 이 밖에도 이온, 플라즈마, 원자력, 전자기력 등을 이용한 추진시스템들이 일부 운용 또는 개발 중에 있으나 현재까지 이들은 위성 자세 제어용 또는 궤도 수정용 등과 같은 소형 추력기 또는 보조추진시스템으로의 사용이 검토되는 관계로 여기서는 언급하지 않았다.

공기흡입형 엔진의 경우에는 저고도 영역에서 효율이 좋고 재사용이 가능하다는 장점이 있는 반면 고고도에서는 공기밀도의 급속한 감소로 인해 효율이 낮아지는 단점이 있다. 기존의 로켓 엔진은 넓은 고도영역에서 운용이 가능하지만 낮은 비추력 및 안정성과 고비용 발사체계 등 해결되어야 할 난제들이 많다. 이러한 가운데 복합 사이클 엔진은 안정성 및 운용비용 등의 문제들을 해결할 수 있는 최적의 차세대 초고속 추진시스템으로 부상되고 있으며 가까운 장래에 초음속 및 극음속 대기권 비행을 가능케 할 것으로 예상된다.

한편, 최근 국내에서도 비록 미약하지만 초고속 추진시스템에 대한 관심과 요소 기술을 개발하고자 하는 움직임이 있는 점은 꼭 다행한 일이나 항공우주 선진국들이 국가적 프로젝트로

자기나라에 최적한 추진시스템의 개발에 주력하는 점에 반하여 차세대 초고속 추진시스템 개발을 위한 국가적 프로젝트가 없는 국내 연구환경은 아쉬운 점이 아닐 수 없다. 따라서 국가적 역량을 집중하여 차세대 추진시스템 개발의 공감대가 형성되어야 하는 이때 본 논문이 조금이나마 이에 대한 관심을 고조시키는데 도움이 되었으면 한다.

참고문헌

1. William H. Heiser et. al., "Hypersonic Airbreathing Propulsion", AIAA, 1994.
2. Nobuhiri Tanatsugu et. al., "Development Study on Air Turbo Ramjet Engine for a Future Space Plane", ISABE93-7016, 1993.
3. 홍용식, "우주추진공학", 청문각, 1990.
4. 조옥찬, "21세기의 항공기 개발", 인하대학교 항공우주공학과 동창회, 1998
5. W.H. Heiser, D. T. Pratt, "Hypersonic Airbreathing Propulsion", AIAA Education Series, 1994.
6. W.J.D. Escher, "A U.S. History of Airbreathing /Rocket Combined-Cycle (RBCC) Propulsion for Powering Future Aerospace Trnasports, With a Look Ahead to the 2020", AIAA99-34027 (ISABE 99-7028), 1999.
7. R. Daines, C. Segal, "Combined Rocket and Airbreathing Propulsion Systems for Space-Launch Applications", J. of Propulsion and Power, Vol.14, No.5, Sep.-Oct., pp. 605-612, 1998.
8. R. Engers, J. Erdos, G. Roffe, W. Swartwout, "Flight Testing on the Ground in the FAST Facility" AIAA99-34171(ISABE99-7170), 1999.
9. A. Siebenhaar, M. Bulman, R. Johnson, M. Fazah, "Demonstrating the Performance Benefits of the Strutjet RBCC for Space Launch Architectures", AIAA99-34181 (ISABE99-7180), 1999.
10. F. Qi, J. Wang, C.P. Chen, "Preliminary Analysis of an Airbreathing and Rocket Combined-Cycle Engine", J. of Propulsion and Power, Vol.14, No.5, Sep.-Oct., pp. 613-619, 1998.