

극초음속 항공우주 비행기

문 영 준

국민대학교 기계공학과 교수



1957년생.
전산유체 역학을 전공하였으며, 기계 및 유체유동 및 전산코딩 개발에 관을 가지고 있다.

1. 머리말

21세기를 향한 미래의 항공 교통수단은 과학의 발달과 더불어 새로운 개념의 구조와 기능을 갖춘 형태로 점차 현실화되어 가고 있다.

시기는 21세기 초, 승무원과 탑승객을 태운 비행체가 공항 활주로에서 이륙을 기다리고 있다. 항공기처럼 활주로를 이륙한 이 비행체는 빠른 속도로 가속하여 음속을 통과하게 된다. 유동성고체 수소(slushed hydrogen)를 추진제로 사용하는 공기흡입식(air-breathing) 엔진형

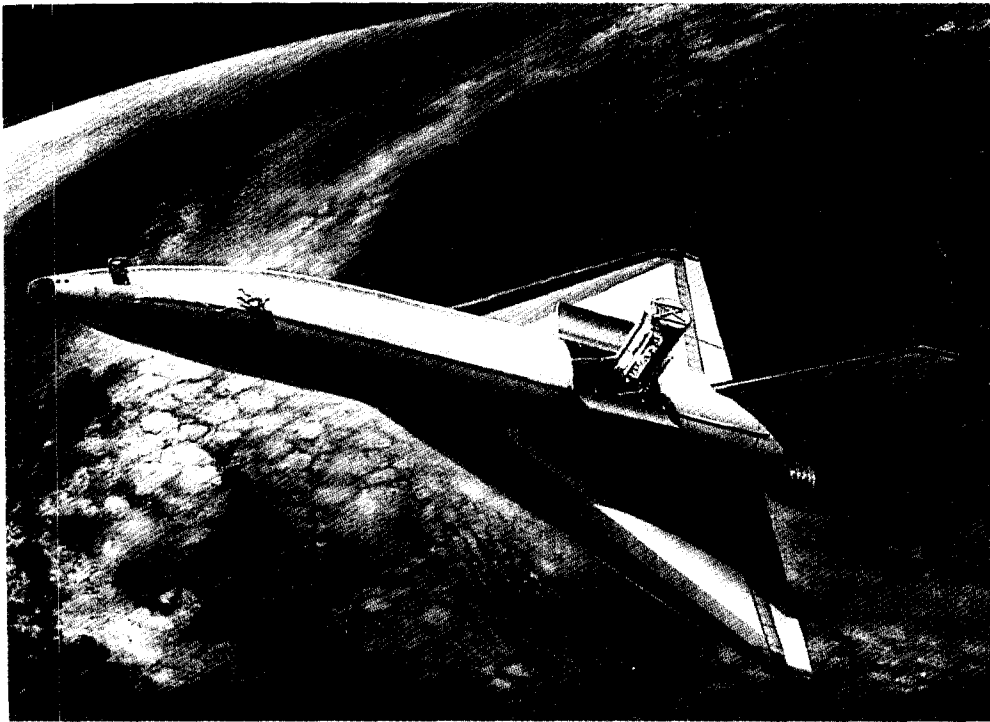


그림 1 극초음속 항공우주 비행기의 개략도

터틀 갖춘 이 비행체는 대기권 내에서 음속의 5배, 10배, 15배, 20배까지 점진적으로 가속된 후, 고도 20만 피트 상공에서 음속의 25배 속도로 대기권을 이탈, 지구 회전궤도로 진입한다.

현재의 우주발사용 로켓과는 다른 새로운 개념으로 설계된 이 비행체를 일컬어, 단단계식(SSTO: single-stage-to-orbit) 극초음속 항공우주 비행기⁽¹⁾라 한다. 그림 1은 이 비행체의 개략도를 보여주고 있다. 이 극초음속 항공우주 비행기의 실현은, 민간 항공 수단으로 이용될 경우, 지구의 1일 생활권의 가능성을 제시할 뿐만 아니라, 군사 전략 및 우주 개발의 선도 진입이라는 면에서도 중요성을 지니고 있어, 여러 선진국들 간에 기초연구 및 개발이 활발히 이루어지고 있다.

이 글에서는 극초음속 항공우주 비행기의 개요 및 개발배경, 구조기능 및 추진체계, 개발 및 설계의 제반 고려사항에 대하여 소개하고자 한다.

2. 개요 및 개발배경

극초음속 항공우주 비행기란 현재 존재하는 초음속 항공기가 가지는 최대 속도의 대략 8배에 상당하는 음속의 25배 속도를 가지고 항공과 우주를 운항하는 최첨단 비행기이다. 이 극초음속 비행기는 일명 “동양 특급”(orient express)이라는 상징적 용어로 표현되기도 하는데, 이 말은 워싱턴 공항에서 이륙하여 2시간 내에 동경 공항에 도착할 수 있는 가능성의 의미를 시사하고 있다.

극초음속 항공우주 비행기에 관한 연구^(7~11)는 80년대 초부터 미국을 중심으로 영국, 독일, 프랑스, 일본 등 각국에서 활발히 진행되어 오고 있다. 미국은 국가적 차원에서 주도하여 이 극초음속 항공우주 비행기를 일명 “NASP (national aero-space plane),” 또는 실험비행기 “X-30”이라 지칭하고, 국방성, 항공우주국(NASA), 공군, 항공관련 산업연구소 및 대학

등 산학연 협동체제를 구성하여 기초연구 및 개발에 박차를 가하고 있다.

극초음속 항공우주 비행기는 단단계식으로 추진체계를 구성하고 있고, 액체 또는 유동성 고체 수소연료를 이용한 복합사이클엔진을 사용하고 있으며, 일반 비행기처럼 활주로에서 이착륙을 할 수 있고, 운항시 최대속도를 음속의 약 20~25배 정도를 낼 수 있는, 즉 비행기와 로켓의 성능이 병합된 비행체라고 할 수 있다. 이 비행기는 대기권 내에서 고도 8~15만 피트를 유지하며 음속의 10~12배 속도로 순항하는 민간 항공수단으로도 이용될 수도 있고, 음속의 20~25배 속도로 가속하여 대기권을 이탈, 적재물을 지구 회전궤도로 운반하는 로켓과 같은 우주발사체의 역할도 할 수 있는, 항공 및 우주 운항수단이라고 할 수 있다. 이 극초음속 비행기의 속도 및 고도 영역은 그림 2에서 보여지는 여러 항공우주 비행체들의 속도-고도 분포선⁽²⁾에서 비교될 수 있다.

이 극초음속 항공우주 비행기 개발의 근본적인 동기로는 단단계형 공기흡입식 추진체계를 사용하여 비행체의 재활전용성(full reusability)⁽²⁾을 이룰 수 있다는 점을 들 수 있다. 이 점은 기존의 다단계식(multi-stage) 로켓이 갖는 이탈 추진체제로 인한 비재활용성의 단점을 보완한다는 배경에 근거를 두고 있다. 이미 우주왕복선(space shuttle)은 외부장착형 추진체계를 사용하여 부분적으로 재활용성을 구현하고 있다. 즉 이륙은 로켓과 같은 수직형 이탈 추진체계를 이용하고 있고, 착륙은 비행기와 같은 수평형 활공 형태로 이루어져 있다.

비행체의 추진체계가 갖는 재활전용성의 의미로는 운행의 용이성(operational flexibility)과 발사비용의 절감을 들 수 있고, 운행의 용이성은 발사시 안전도와 직결되어 있어 중요한 문제로 간주된다. 활주로를 이용한 수평형 이착륙(HTOL; horizontal take-off and landing) 방식은 전례의 다단계식 로켓 발사체계를 사용할 경우 생기는 지역 및 공간적 제약에서 벗어날 수 있어, 극초음속 비행기의 운행상 상당한

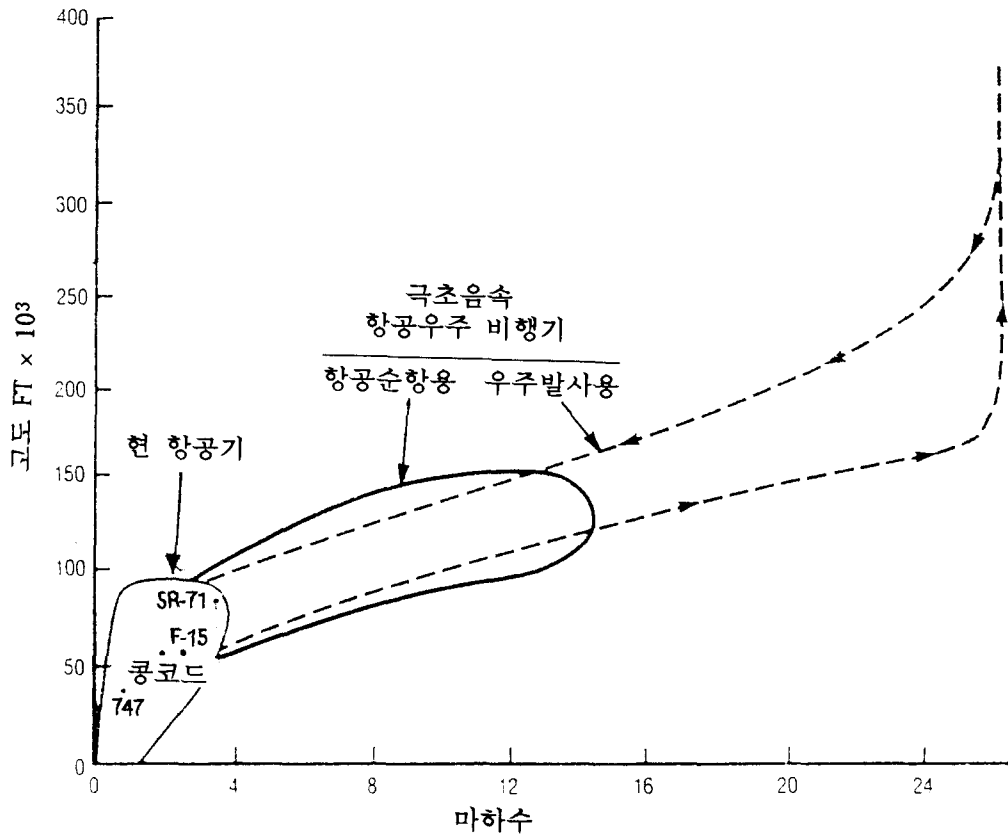


그림 2 극초음속 항공우주 비행기의 속도-고도 선도

용이성을 제공할 수 있다. 또한, 그 결과 얻어지는 발사운행의 비용 절감효과도 크다. 예를 들어 우주왕복선의 경우를 살펴보면, 지상보조인원, 수직식 조립형 구조물, 발사대, 운항특수복구체계, 고체 추진체 (solid rocket boosters), 외부 연료 탱크 (external fuel tank) 등의 사용을 제외시킬 수 있고, 특히 공기흡입식 추진체계를 사용하기 때문에 로켓식 추진체계에 필요한 적재산소의 양을 대폭 줄일 수 있어, 비행체의 무게와 비용을 상당히 절감할 수도 있다.

또한, 구미 선진국가들은 이 극초음속 비행기 개발목적의 근거를 세계 미래경제 동향에 두고 있다. 그들은 경제적으로 급성장하는 환태평양 국가들이 21세기 세계경제의 중심이 될 것으로 전망하고 있으며, 이에 따라 현재 6백

만의 동양권 항공이용자 수가 10배 이상 급증되리라고 예측하고 있다. 따라서 동양특급이란 명칭도 개발의 타당성에 근거하여 상징적으로 인용되고 있다 하겠다. 이러한 관점에서 볼 때, 극초음속 항공우주 비행기의 민간 항공수단으로서의 실현은 큰 의미와 경제성을 지니고 있다고 하겠다.

3. 구조기능 및 추진체계

앞서 설명된 극초음속 항공우주 비행기는 항공기와 로켓의 병합된 기능과 비행체의 재활용성을 고려하여 새로운 개념으로 설계되었다. 즉, 로켓과 같은 추진성능을 갖기 위해 단단체형의 유동성고체 수소연료를 사용하는 공기흡입식 추진체계를 갖추고, 항공기의 활공 능력

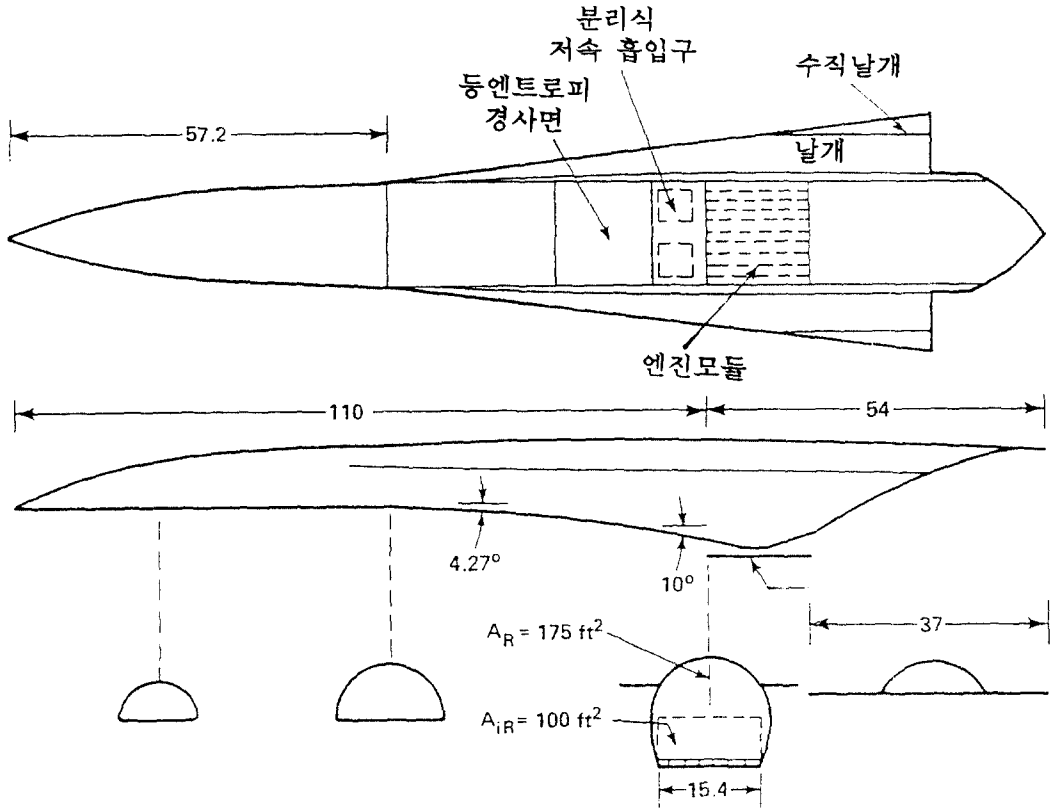


그림 3 공기흡입식 추진체계와 동체 하단부의 전도

을 보유하기 위해 비행기 날개가 부착된 형태를 갖는다.

극초음속 항공우주 비행기는 동체 표면적의 절반 이상이 엔진기능을 갖도록 설계되어 있다. 이와 같이 엔진 사이클이 비행기의 하단부 전체에서 이루어지도록 설계된 개념을 동체통합 공기흡입식 추진체계 (airframe-integrated air-breathing propulsion system)⁽³⁾라고 한다. 그림 3은 동체와 통합된 공기흡입식 추진체계의 평면도를 나타내고 있다.

원리를 간단히 설명하면, 램프형태의 동체 하단 전반부는 공기를 고압상태로 압축시키는 기능을 하도록 설계되어 있고, 그 압축된 공기는 엔진흡입부를 통과할 때 흡입부 선단부에서 발생하는 충격파를 통과하여 재압축된다. 압축된 공기는 엔진모듈로 들어간 후 수소 연료와

화학반응에 의해 폭발 연소되어 고온·고압 상태로 된 후, 노즐형상의 동체 하단 후반부를 거쳐 팽창되어 추진력을 얻도록 설계되어 있다.

3.1 복합사이클 엔진의 구성

극초음속 항공우주 비행기는 정지상태로부터 출발하여 극초음속의 속도영역까지 가속되기 위하여 아음속, 초음속, 극초음속의 각 속도영역에서 각기 다른 기능을 수행할 수 있는 특수한 통합 추진체계 즉 복합사이클 엔진을 사용하고 있다. 이 복합사이클 엔진은 크게 두 가지의 속도영역을 분담하도록 추진체계가 구성되어 있다. 이착륙시와 마하수 3 이내의 속도영역을 위한 저속추진 체계와, 마하수 3부터 극초음속 영역을 위한 고속추진체계로 구분된

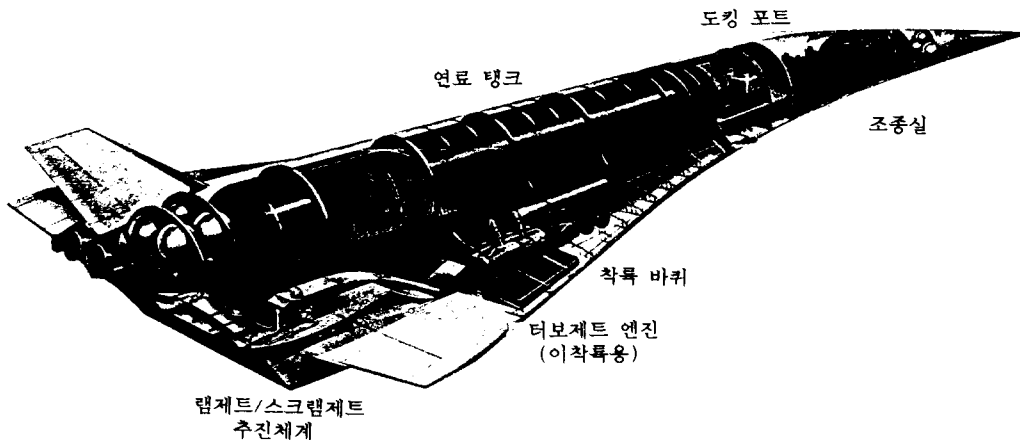


그림 4 단단계형 항공우주 비행기의 복합 추진체계 구성도

다. 그러나 속도영역 분포상 전체 추진체계는 고속 추진체계 위주로 구성되므로, 저속 추진체계를 전체 추진체계에 통합시켜야 하는 과제가 남아 있다. 그 한 방법으로 덕트 상단에는 터보제트(turbojet)를 덕트 하단에는 램제트(ramjet)를 설치하는, 유동분리식 공기흡입기 및 노즐형태를 들 수 있다. 그림 4는 복합사이클 엔진이 장착된 극초음속 항공우주 비행기의 구성도⁽⁴⁾를 보여주고 있다.

이후 마하수 1까지는 터보제트엔진으로 추진력을 공급하다가 천음속부터 마하수 3까지는 램제트와 터보제트가 동시에 추진력을 제공하게 된다. 램제트는 이 천음속 영역에서 비효율적이지만 공기저항을 감소시키므로 터보제트엔진을 지원하는 보조기능을 하다가, 속도가 가속되면서 역할이 점차적으로 증가하게 된다. 속도가 대략 마하수 2.5 정도되면 터보제트는 애프터버너만 남겨놓고 작동이 약화된 후 마하수 3이 되면 정지하게 된다. 마하수 3부터 6까지의 속도영역에서는 램제트가 전 추진력을 제공하고, 마하수 6부터 20~25까지의 속도 영역에서는 극초음속 램제트 즉 스크램제트(scramjet)가 추진기 기능을 전담하게 된다.

3.2 램제트엔진

터보제트엔진과 달리 회전체가 없는 덕트 형

태의 램제트는 구조가 단순하고 고추진력을 얻을 수 있는 장점을 갖고 있다. 그러나 램제트엔진은 자가출발 능력이 없기 때문에 다른 형태의 추진체계와 병합되어야 한다는 것이 단점이다. 그림 5는 램제트엔진의 개략도⁽⁵⁾를 보여주고 있다.

램제트엔진의 기본 원리는 다음과 같다. 엔진흡입구로 유입된 공기는 디퓨저(diffuser)를 통해 감속되어 압력이 증가하는데 이 기능은 터보제트엔진의 압축기 역할에 해당된다. 램제트엔진은 연소성능을 고조시키기 위하여 저아음속의 고압 공기를 연소실로 유입시킨다. 분사된 연료와 혼합되어 연소된 고온 고압의 높은 정적에너지를 갖는 연소가스는 배기노즐을 통한 팽창에 의하여 동적에너지를 얻고 추진력을 발생하게 된다. 램제트엔진은 고추진력을 공급할 수 있지만 아음속 영역에서는 저효율성(정미 연료 소비율의 증가) 때문에 사용이 지양되고, 최대 효율성을 갖는 마하수 3~6 사이에 이용된다.

터보제트엔진은 초음속 영역에서 램제트와 비슷한 정미 연료소비율을 갖고 있지만, 연소 후 터빈으로 유입되는 가스의 온도가 너무 높기 때문에 터빈 회전익이 용점에 도달할 가능성을 내포하고 있어, 대체로 마하수 3 이하의 저초음속 영역에서 제한 사용되어지고 있다.

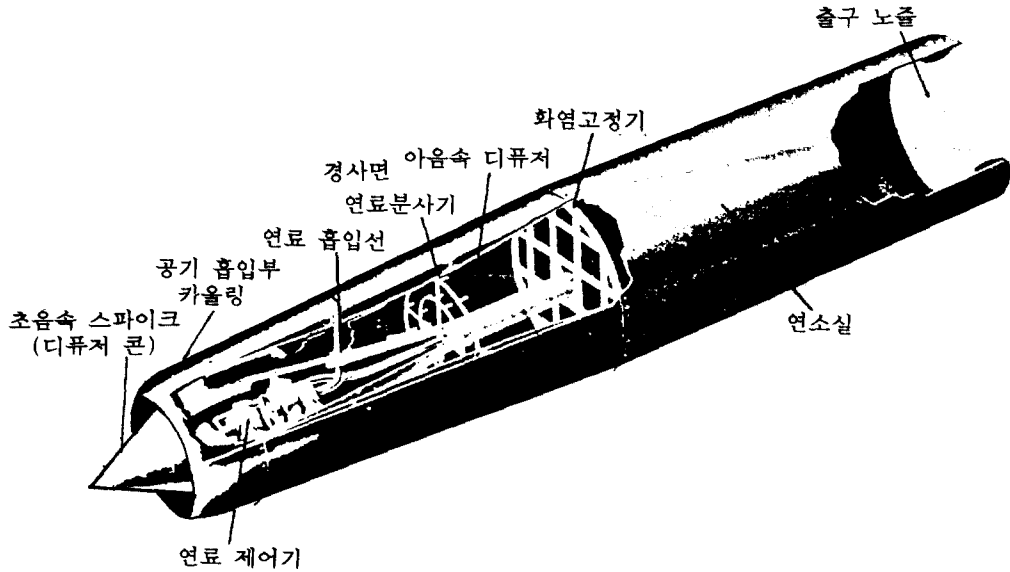


그림 5 램제트엔진 개략도

반면 램제트엔진은 터빈이 없기 때문에 연소온도를 훨씬 높일 수 있어 고초음속 영역까지 운전이 가능하다.

3.3 스크램제트엔진

스크램제트란 음속의 6배 이상 25배 이하의 극초음속 영역에서 운행할 수 있는 공기 흡입식 엔진이다. 이 스크램제트엔진은 로켓식 엔진에 필수적으로 수반되는 산소 탱크의 적재를 피할 수 있어 극초음속 비행체의 경량화와 추진체의 재활용성을 구현할 수 있다는 점에서 큰 의미를 갖는다.

마하수 6 이상의 극초음속 영역에서 램제트 엔진의 사용이 불가능하게 된다. 높은 동적에너지를 갖는 극초음속 유동은 연소실에 저아음속으로 유입되어 들어올 경우 에너지 형태변화에 의해 높은 정적에너지를 갖게 되어 들어올 경우 에너지 형태변화에 의해 높은 정적에너지를 갖게 되어 초고온 상태가 된다. 상온의 마하수 6인 경우를 예로 들면, 연소실 유입시 공기는 대략 2000°C의 정온(static temperature)으로 급증하게 되어 램제트 벽면에 구조적인

손상을 입히게 된다. 따라서 이 극초음속 영역에서는 램제트도 터보제트와 마찬가지로 재질상 온도제약을 받게 된다. 더욱이 연소실 유입공기의 온도가 초고온이 될 경우, 연료가 화학반응에 의해 연소되지 않고 해리되어 에너지를 방출하지 않고 오히려 흡수하게 되는데, 이런 경우 엔진은 추진체로서의 기능을 상실하게 된다.

이러한 제약을 극복하기 위하여, 초음속(supersonic) 연소(combustion) 램제트 즉 스크램제트의 개념⁽⁶⁾이 도입되었다. 스크램제트는 램제트와 같은 형태이지만 반면 연소실의 유입공기를 초음속 상태로 받아들이는 초음속 연소 유동 엔진이다. 스크램제트엔진에서는 극초음속의 공기를 디퓨저에서 원하는 압력비까지로만 감속 압축한 후, 비교적 낮은 정온의 초음속 공기를 연소실에 유입시킴으로써, 램제트엔진이 안고 있는 재질의 내열 한계성과 연료의 해리문제를 동시에 해결할 수 있다. 따라서 스크램제트엔진은 미래의 극초음속 비행체가 갖을 수 있는 가장 적합한 동력 수단으로 여겨지고 있다. 일례로 이미 1960년 중반부터 미항공

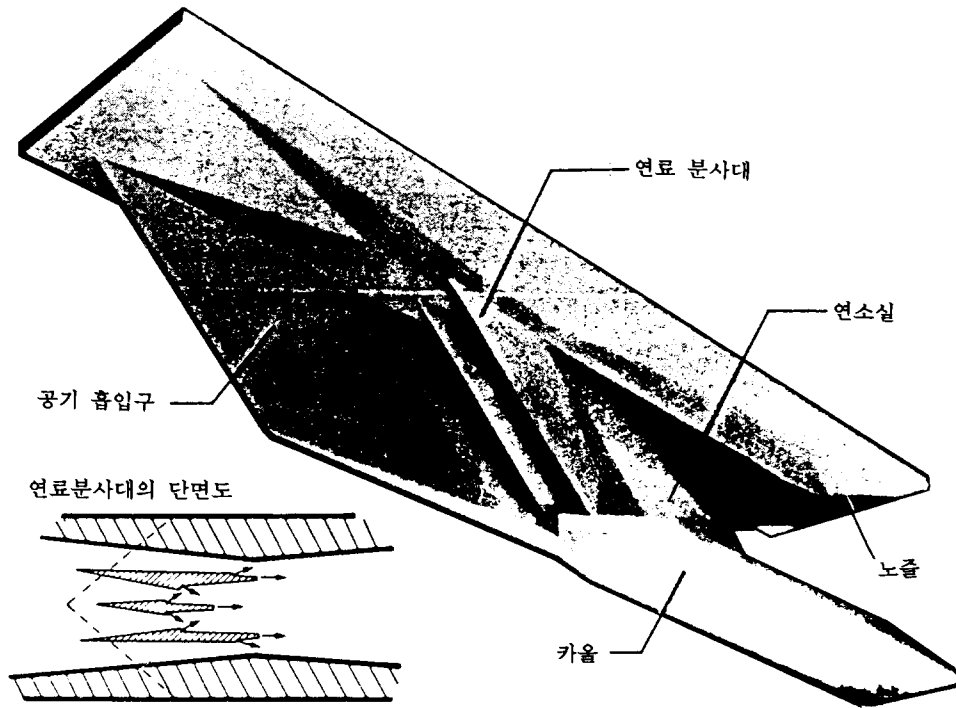


그림 6 스크램제트엔진의 개략도

우주국 랭글리 연구센터⁽⁹⁾는 스크램제트엔진의 설계개념을 극초음속 비행체의 추진체에 도입하여왔다. 그림 6은 스크램제트엔진의 개략도를 보여주고 있다.

스크램제트엔진은 그러나 연소실 내에서 공기와 연료가 초음속 상태에서 혼합되므로 연소시간이 짧아, 연소의 효율을 올리기 위해서는 연소실의 길이가 상대적으로 램제트엔진의 연소실 길이보다 길어져야 된다는 공간적 제약을 받게 된다. 또한 수소연료가 유입공기에 분사될 경우 자유전단층에서 연소가 이루어지게 되는데, 초음속 상태에서는 자유전단층이 안정화되려는 성향이 있어, 공기와 연료의 혼합이 억제되기 때문에 연소효율이 감소하게 된다. 연소실 내 공기와 연료의 혼합률은 연소효율에 영향을 미치고, 스크램제트엔진의 길이, 비행체의 크기 및 무게 등의 결정은 연소효율성과 직결되어 있어, 엔진 연소실에서의 효율적 혼

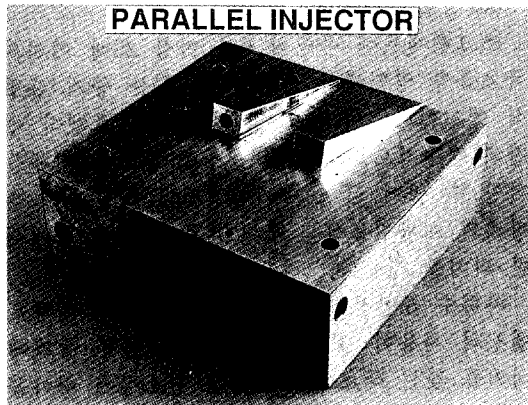


그림 7 피아노키 형태의 평행식 연료분사기

합방법에 대한 연구^(7,8)가 현재 활발히 진행되고 있다. 그림 7은 공기와 연료의 효율적인 혼합효과를 얻기 위하여 미항공우주국 랭글리 연구센터가 설계한 피아노키 형태의 평행식 연료분사기⁽⁷⁾를 보여 주고 있다.

4. 개발 및 설계의 제반 고려사항

복합사이클 엔진의 설계 및 기능 평가⁽⁹⁾는 시험장치의 한계로 인하여 제약을 받는다. 연소과정의 핵심적 특성들은 큰 규모의 시험장치로서만 정상 평가될 수 있는데, 현재는 마하수 8 이상의 속도영역에서 규모가 크고 비교적 긴 시간 범위 동안 시험할 수 있는 장치가 없는 상태이다. 따라서 극초음속 영역에서 성능평가에 의한 엔진설계는 고성능 슈퍼컴퓨터를 이용한 전산유체역학에 의존하고 있다.

이 복합사이클 엔진은 운항시 공기입사각 및 대기밀도의 변화에 대한 추진체계의 민감성에도 불구하고 항시 작동이 가능하여야 한다. 터보제트, 램제트 그리고 스크램제트엔진으로 병합구성되어 있는 복합사이클 엔진의 공기흡입부에서는 최적의 온도, 압력 및 공급상태를 연소실에 제공하기 위하여 공기의 유동과정이 효율적으로 이루어져야 된다. 또한 엔진 내에 형성되는 충격파의 최적제어와 엔진 가동중지의 문제점도 고려되어야 하며, 연소실은 연료의 효율적 혼합과 고정화염의 유지(flame-holding)를 얻도록 설계되어야 한다.

극초음속 항공우주 비행기는 예측수명이 검증된 경량의 내열성 고강도를 갖는 재질을 필요로 하고 있다. 예를 들면, 기수단(nose cap)과 날개 선단부는 탄소-탄소, 동체하단부는 티타늄-알루미늄아이드를, 그리고 엔진은 베릴륨과 동-미소복합재료를 사용하게 된다. 이러한 재질들은 낮은 연성을 갖고 있는데, 수소연료와 접하게 되면 연성화되려는 특성을 지니고 있다.

내열성 재질의 개발과 더불어, 적극냉각(active cooling)은 기수단, 날개 및 안정판의 선단부, 엔진 그리고 노즐과 같은 열전달이 높은 지역에 반드시 필요하다. 적극냉각이란 적재탱크의 소형화를 위하여 극저온상으로 저장된 수소연료가 비행체의 고온지역을 통과한 후 엔진 연소실에서 분사되도록 설계된 냉각방식이다. 그

결과 고열전달 지역은 냉각되고, 극저온의 수소연료는 연소에 적합한 온도로 가열되어 추진력을 저하시키지 않게 된다. 이러한 적극냉각 방식을 과거 우주왕복선에서는 로켓 노즐을 냉각시키기 위하여 주 엔진에서만 국한하여 사용하였지만, 극초음속 항공우주 비행기에서는 동체 전역에 걸쳐서 시도하고 있다.

5. 맺음말

이 글에서는 극초음속 항공우주 비행기의 개요 및 개발배경, 구조기능 및 추진체계, 그리고 개발 및 설계의 제반고려사항 등에 관하여 알아보았다. 단단계형 공기흡입식 추진체계라는 새로운 개념의 도입은 미래 극초음속 비행체의 재활용성과 항공 및 우주의 운항 용이성이라는 두 가지의 가능성을 제시한다는 점에서 큰 의미를 갖고 있다. 극초음속 항공우주 비행기의 실현가능성은 공기흡입식 추진체계의 핵심부분인 스크램제트엔진 개발의 성공여부에 달려 있다고 하겠다. 이러한 스크램제트엔진에 관한 연구 및 개발은 현재 진행중이며, 오늘날 첨단 추진체 연구분야 중의 하나로 여겨지고 있다.

참고문헌

- (1) Payton, G. and Sponable, J., 1991, "Single Stage to Orbit: Counting Down," Aerospace America, April, pp. 36~39.
- (2) Williams, R., 1986, "National Aero-Space Plane: Technology for America's Future," Aerospace America, Nov., pp. 18~22.
- (3) Billig, F., 1987, "Hypersonic Vehicle Design," Hypersonic Lecture-Series Notes, June, p. 445.
- (4) Maita, M., Ohkami, Y. and Yamanaka, T., 1990, "Conceptual Study of Space Plane Powered by Hypersonic Airbreathing Pro-

- pulsion System," AIAA Paper 90-5225, AIAA 2nd Int. Aerospace Planes Conference.
- (5) Anderson, J. D., 1989, Introduction to Flight, 3rd ed., McGraw-Hill, p. 503.
- (6) Anderson, G., Bencze, D. and Sanders, B., 1987, "Ground Tests Confirm the Promise of Hypersonic Propulsion," Aerospace America, Sep., pp. 38~42.
- (7) Moon, Y. J., 1990, "Numerical Study of Supersonic Combustors by Multi-Block Grids with Mismatched Interfaces," AIAA Paper 90-5204, AIAA 2nd Int. Aerospace Planes Conference.
- (8) McClinton, C., Bittner, R. and Kamath, P., 1990, "CFD Support of NASP Design," AIAA Paper 90-5249, AIAA 2nd Int. Aerospace Planes Conference.
- (9) Parks, S. and Waldman, B., 1990, "Flight Testing Hypersonic Vehicles-The X-30 and Beyond," AIAA Paper 90-5229, AIAA 2nd Int. Aerospace Planes Conference.
- (10) Koelle, D., 1990, "Sanger Advanced Space Transportation System-Progress Report 1990," AIAA Paper 90-5200, AIAA 2nd Int. Aerospace Planes Conference.
- (11) Yamanaka, T., 1990, "The Japanese Space Planes R and D Overview," AIAA Paper 90-5202, AIAA 2nd Int. Aerospace Planes Conference. 