

극초음속 비행을 위한 복합 사이클 기관에 관한 연구 동향

The Trend of Study on Composite Cycle Engine for Hypersonic Flight



盧 明 洙*
Ro, Myung Soo



I. 서론

최근

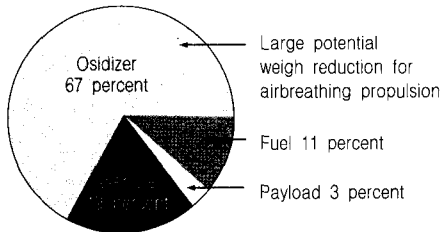
재료공학, 전자공학, 전산 유체역학과 같은 분야의 진보가 세계의 주요국가에서 공기흡입 극초음속 우주 발사체를 성취할 수 있는 개발 목표로서 고려될 수 있는 근거를 제공하였다.

지난 30년 동안 극초음속 추진에서 중요한 진보에 대해 재검토하였고 이것은 현재와 미래의 연구 및 개발에 근거를 주는 것이다.

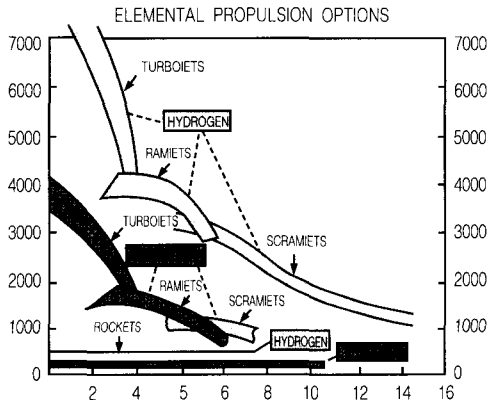
*항공기관기술사,
인하공업전문대학 교수.

최근 재료공학, 전자공학, 전산 유체역학과 같은 분야의 진보가 세계의 주요국가에서 공기흡입 극초음속 우주 발사체를 성취할 수 있는 개발 목표로서 고려될 수 있는 근거를 제공하였다. 지난 30년 동안 극초음속 추진에서 중요한 진보에 대해 재검토하였고 이것은 현재와 미래의 연구 및 개발에 근거를 주는 것이다. 또한 극초음속 비행의 목적을 수행하기 위해 제기되는 추진요구 사항이 논의되었다. 지구 대기권 내에서 극초음속 비행은 화학추진에 대한 산소의 공급원으로서 공기를 사용할 수 있다. 로켓은 저 지구 궤도에서 발사체로서 많은 장점을 가지는 반면에 너무 낮은 비충격으로 인해 대기권 내에서는 공기흡입추진체의 사용으로 더 가볍고, 더 낮은 가격의 비행체가 필요하게 된다. 이것은 U. S. 우주 왕복선에서 산화제로서 요구되는 무게를 주지하므로써 알 수 있다 (<그림 1>). 바꾸어 말하면, 이 장점은 <그림 2>에 보여주는 여러 추진 사이클에 대한 비충격으로 설명된다. 공기 흡입추진은 마하수의 범위가 낮은 곳에서 로켓보다 훨씬 더 높은 비충격의 크기를 가지며 마하 12 비행조건에서는 몇 배가 증가한다. <그림 2>로부터 이끌어 낼 수 있는 다른 결론은 전 비행 마하수 범위에 걸쳐 어느 추진 개념도 적합하지 않다는 것이다. 터보 제트와 다른 여러 터보 가속기는 저 마하수에서 매우 높은 비충격을 가지나 약 마하수 5 까지의 작동으로 제한된다. 램제트는 마하수 2 정도부터 약 마

하수 6 까지 작동할 수 있고 초음속 연소 램제트 (Scramjet)는 더 높은 마하수의 비행범위를 갖는다. 화학로켓은 전 비행에 걸쳐 낮으나 거의 일정한 비충격을 내기 때문에 궤도에 접근하는 마하수에서 사실상 더 높은 성능을 갖는다. 이러한 특징으로 인해 사이클의 어떤 복합이 저 지구 궤도로 들어가기 전, 즉 지상으로부터 이륙해서 대기권 내에서 극초음속으로 가속하는 우주 비행체에 가장 적합한 것이다.



〈그림 1〉 공기 흡입 극초음속 추진체에 대한 보상 잠재력



〈그림 2〉 다양한 추진 장치에 대한 비충격

II. 본론

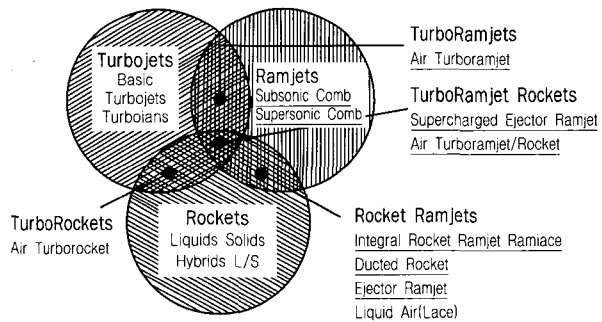
1. 과거에 진행된 복합 사이클 추진에 대한 요약

복합사이클 추진 개념은 세 가지 기본기관 사이클로부터 발전되었다.

- 1) 터보 제트 2) 램제트 3) 로켓

터보제트는 공기를 기계적으로 압축하고 터빈과 배기 노즐을 통해 팽창하기 전에 열을 가하는

터보기계장치의 원조이다. 램제트는 다른 추진체로 공기역학적으로 공기를 압축시키기에 충분한 속도로 가속되어진 후 열을 가하고 배기 노즐을 통해 팽창되는 장치이다. 산화제로 공기를 사용하는 터보제트와 램제트와는 달리 로켓은 그 자신이 연료뿐만 아니라 산화제도 운반한다. 대표적인 복합사이클은 〈그림 3〉에 제시되고 그들의 상호 관계는 세 가지 기본엔진 사이클로 대표되는 원이 겹치는 면적으로서 보여준다. 세 가지 기본 사이클 모두를 기본으로 하는 개념뿐만 아니라 그 중 두 개의 기본 사이클을 포함하는 복합사이클이 있다. 극초음속 비행을 위해 기본사이클 (터보제트, 램제트, 로켓)에서 하나 또는 둘 이상의 복합사이클을 〈그림 3〉에 제시하였다.



〈그림 3〉 기본 기관 사이클과 복합사이클

1) 공기 터보 램제트 (Air Turbo Ramjet ; ATR)

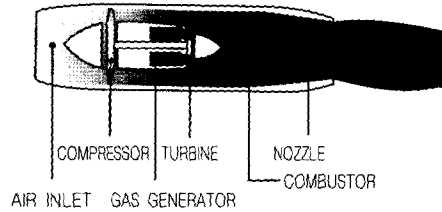
이 기관 사이클은 터보제트 기관과 램제트 기관의 특징을 결합한 것이다. ATR은 아음속에서는 터보제트 기관과 같이 작동하고 초음속에서는 램제트로서 작동한다.

ATR 은 다음과 같은 성능을 갖는다.

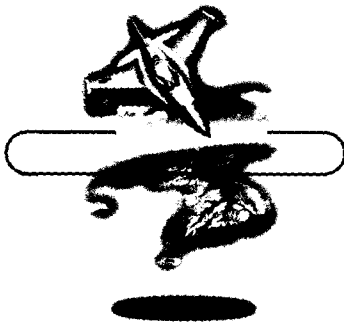
- ① 후기 연소 터보제트에 비교될 만한 정적추력 (Static Thrust)을 낼 수 있다.
- ② 극초음속으로 자체가속(Self-Accelerating)
- ③ 고도 100,000ft. 이상에서 초음속과 극초음속에서 팬-부스트(Fan-Boosted) 램제트로서 작동

특 집 II

기관은 고추력/무게 비와 고추력 계수가 요구되는 초음속 또는 극초음속 적용에 가장 알맞게 되어 있다. <그림 4>에 개략적으로 보여준 것과 같이 ATR 사이클은 공기 압축기(램 + 기계적) 열부와, 그리고 추력 노즐을 통해 팽창하는 연속적인 공기 흡입기관이다.



<그림 4> ATR 기관 개략도



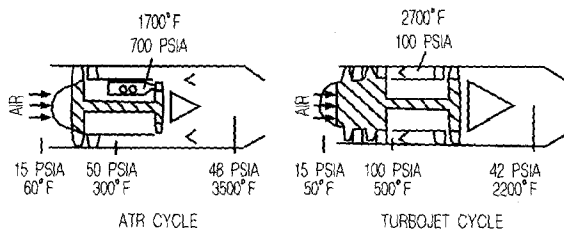
요약하면

해면 정속도로 부터 극초음속 비행속도에 이르기까지 단위엔진 면적 당 높은 추력을 공급할 수 있다. 이것은 터보제트와 램제트 양쪽의 모든 작동 범위에 걸쳐 가교 역할이 된다.

<그림 5> 는 대표적인 터보제트 사이클 기관과 대표적인 단 추진(Monopropellant) ATR 기관을 비교한 것이다.

ATR 터빈 단(Turbine Stage)이 공기흐름 내에 있지 않기 때문에 마하수가 증가함에 따라 추력 성능이 축소되지 않는다. 터보 압축기는 터빈과 압축기관의 수가 적기 때문에 덜 복잡하고 무게가 더 가벼워진다. ATR 기관은 비교되는 추력 성능을 갖는 터보제트기관과의 약 2/3 직경과 길이를 갖는다.

ATR 사이클은 램제트 기관과 비교할 때 다음과 같은 장점을 갖는다. 압축기는 공기를 흡입해서 사이클 압력비를 증가시킴으로써 램제트기관 보다 더 높은 추력과 비충격을 얻게 할뿐만 아니라 해면 정적속도(Static)와 낮은 속도 추력을 공급하는 명백한 장점이 있다. 또한 압축기는 연소실에 추가적인 압력을 줌으로써 축소된 연소실 직경과 고고도에서 고고도 성능을 선도하는 안정된 연소를 준다. 고열로 정지화된 연료는 액체연료 램제트에 사용되는 기관연료와 비교해서 더욱 안정된 연소를 얻는다. 요약하면 해면 정속도로부터 극초음속 비행속도에 이르기까지 단위기관 면적 당 높은 추력을 공급할 수 있다. 이것은 터보제트와 램제트 양쪽의 모든 작동 범위에 걸쳐 가교 역할이 된다.

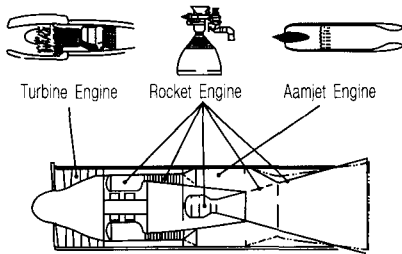


<그림 5> ATR과 터보제트의 재료한계 비교

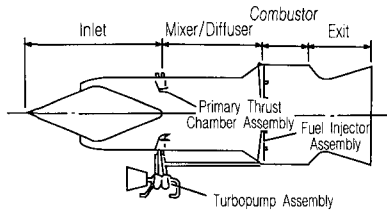
2) 공기 터보 램제트/로켓

(Air Turbo Ramjet /Rocket ; ATR/R)

이 개념은 터보제트, 램제트와 로켓의 특징을 결합한 것이다. 이것은 직접 상승비행 작동을 위해 기본 ATR 에 로켓 추진실이 추가된 것이다. <그림 6> 은 ATR 후기연소기 내에 묻혀있는 로켓실(Chamber)을 보여주는 ATR/R의 스케치이다. 이 복합사이클 개념은 로켓과 ATR 양쪽을 위해 무게와 장착부피가 축소된 통상적인 고면적비 노즐 팽창을 제공한다.



<그림 6> ATR/R기관 개념도



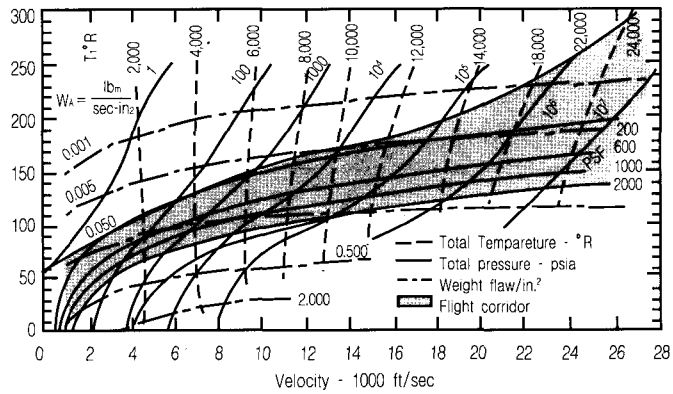
<그림 7> ERJ 사이클

3) 분사기 램제트 (Ejector Ramjet ; ERJ)

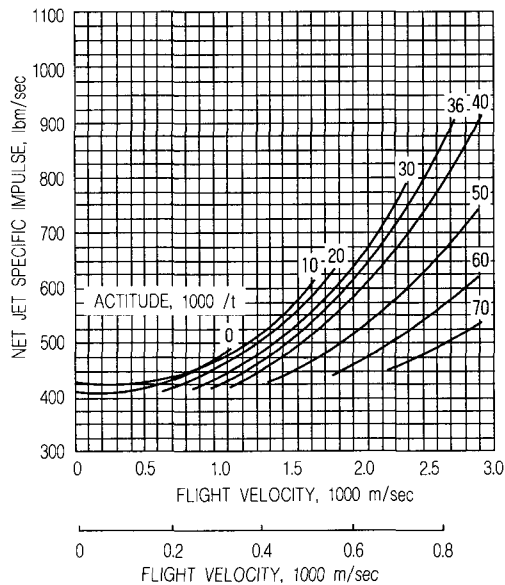
이것은 로켓과 램제트 양쪽의 구성품과 기능으로 구성된 가장 간단한 복합 사이클의 하나이다. 분사기 또는 제트 펌프 작용으로 램제트 덕트연소와 노즐팽창을 위한 정속도와 저속도 조건에서 공기흐름을 줄 수 있다. 충분한 램 압력이 초음속 비행조건에서 유효해질 때 램제트 작동으로 전환된다. 이 개념의 개략도 <그림 7>에서 보여주는 분사기는 연료 분사와 공기의 후기 연소가 뒤따르는 공기혼합, 확산과정과 로켓으로 분리되는 특징 때문에 후기연소 ERJ로 구분되어진다. ERJ는

확산, 혼합과 연소가 동시에 이루어지는 것이다. 게다가 ERJ는 근본적으로 매우 가벼운 무게를 갖는다. ERJ의 또 다른 장점은 어떤 터보기계도 공기흐름 속에 놓여있지 않다는 사실이다. 이것은 우주발사비행 지대(Corridor)에 의해 생기는 거친 환경에 견디는 힘을 준다. (<그림 8>)

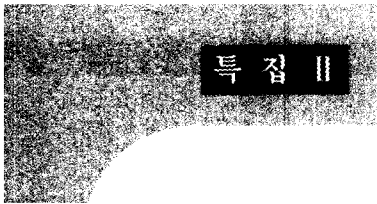
ERJ의 주 단점은 저속 성능에 있다. <그림 9>에서 보여주는 것과 같이 정적 조건에서 비충격의 마하 3 비행조건에서는 단지 약 700 sec. 수준으로 점차적으로 증가하는 액체로켓의 비충격과 비



<그림 8> 대기비행을 위한 비행지대



<그림 9> 분사기 모드 비충격



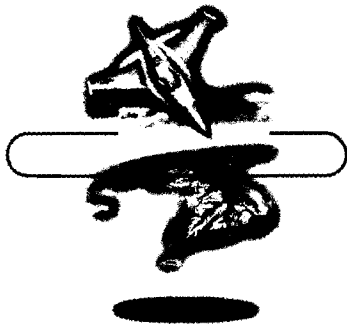
특 집 II

교된다. 램제트 작동으로서의 전위는 <그림 2> 에서 보여주는 램제트에서의 수준으로 비충격이 극적으로 증가한다. ERJ의 다모드(Multimode) 성능은 스크램 제트 작동을 수용하는 알맞은 가변형태를 조화함으로써 더 이상 높일 수 있고 이와 같이 하여 공기흡입 추진에 대한 최대 속도로 작동 범위(Envelope)를 확장시킨다.

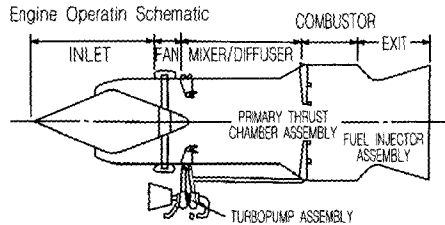
4) 과급된 분사 램제트

(Supercharged Ejection Ramjet ; SERJ)

ERJ 에 터보 팬을 추가함으로써 터보제트, 로켓과 램제트의 특징을 결합한 개념이 형성되었다.<(그림 10)>



ERJ 에 터보 팬을 추가함으로써 터보제트, 로켓과 램제트의 특징을 결합한 개념이 형성되었다. ERJ의 특징에 더하여 SERJ 는 두 개의 근본적인 이득을 준다.

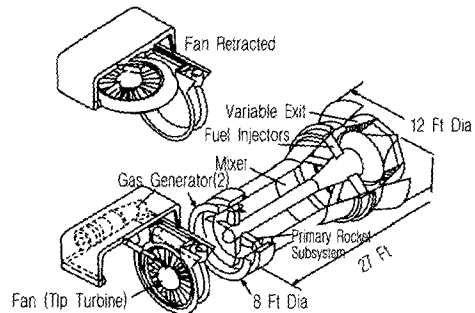


<그림 10> SERJ 개략도

ERJ의 특징에 더하여 SERJ 는 두 개의 근본적인 이득을 준다.

①팬(Fan) 과급은 저속시의 비충격을 20% ~ 30% 정도 증가시키고 낮은 비충격의 주 로켓계통을 조기에 Throttling Down (예: 더 낮은 비행속도) 의 가능성을 제공한다. 또한 "Fan Ramjet" 모드 (Rocket Off) 는 이 엔진의 중요한 특성이다.

② 덕트 내에서 홀로 (연소 없이) 작동하는 팬의 유용성은 매우 높은 성능, 상대적으로 저추력, 저속 Flyback, 그리고 로이터 (Loiter) 능력을 제공한다. 팬기관의 고속작동시 기본기관 내부 흐름 영역으로부터 팬을 제거하기 위한 기술이 <그림 11>에 보여지는 것과 같이 고안되었다.



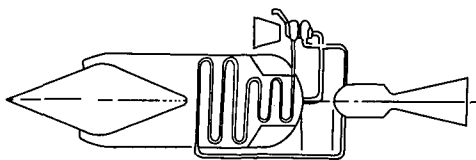
<그림 11> 팬 수축기능을 갖춘 SERJ 기관

5) 액화 공기 사이클 기관

(Liquid Air Cycle Engine ; LACE)

이 개념은 공기흡입 로켓으로서 <그림 12>에서 보여준다. 이것은 1960년대에 분석 설계연구와 실험작업 양쪽에서 상세하게 연구되어진 수소-유도 공기액화기술에 근거한다. LACE 개념은 저온이 되게 하는 간단한 열 교환기에서 흡입공기를 액화시키기 위하여 펌프-공급액화 수소를 사용한다. 액화공기는 터보 펌프(Turbopump)로 가서 후에 그것은 연료와 함께 로켓 추력실 안에 분사되어 진다.

LACE와 다른 공기액화 엔진의 주목적 중의 하나는 무게 경감, 소형의 액체로켓(산화제로서 대기 내의 공기를 사용하고 고비충격을 이루게 하는 설계)이다. 이와 같이 공기액화에 근거한 추진계통이 둘 중에서 최선의 것, 즉 가볍고 소형의 로켓(공기흡입 수준 성능 <비충격>을 가지는 기계같이)에 도달한 것 같아 보인다. 표면검사서 대표적인 기대는 추력/무게는 20:1 만큼 높게 장착되어지고 이론 (Stoichimetric) 작동조건이라는 가정 하에서 해면 정적 순 제트 비충격은 6,000 ~ 7,000 sec. 이다. 불행하게도 공기액화를 효과적으로 하기 위한 충분한 저온도의 수소 연료에서 유용한 "냉장 성능"의 양이 본질적으로 한계가 있기 때문에 열역학적으로 위 방법이 제대로 수행되지는 않는다. 이와 같이 기본 LACE에 대한 연료 농후 작동비(Fuel-Rich Operating Equivalence Ratio)는 흡입공기를 액화시키는 것을 필요로 한다. 직접적인 결과로서 6,000 ~ 7,000 sec. 비충격 "목표"는 1,000 sec. 대로 떨어진다.



<그림 12> 기본 LACE 개략도

2. 복합사이클 추진 요건에 관한 요점

<표 1>은 복합 사이클 기관이 우주 발사체를 추진시키기 위해 준비되기 전에 장래 개발 프로그램에서 성취되어야 할 주요 요건을 열거한 것이다.

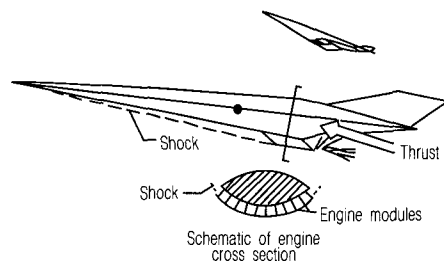
<표 1> 극초음속 추진 요구사항

- ◎ 추진력/비행체 통합 (Integration)
 - 흡입 면적
 - 추력/항력
 - 고 반응 조종성
- ◎ 광범위한 작동범위에 걸친 엔진 안정성
 - 안정되고 시동(started) 되는 흡입 흐름
 - 연소 안정성/흡입 격리 (isolation)
 - 다 모드(Multi-mode) 작동
 - 고반응, 비행체 통합(Integrated) 조종성
- ◎ 광범위한 작동 범위에 걸친 고성능
 - 큰 흡입 면적 흡입구
 - 고압력 회복 흡입구
 - 높은 구성품 효율
 - 큰 팽창비 노즐
- ◎ 계통 Level 열 운용 관리
 - 고온도, 연료 냉각구조
- ◎ 진보된 재료
 - 고강도/무게
 - 고온도 능력
 - 산화 저항

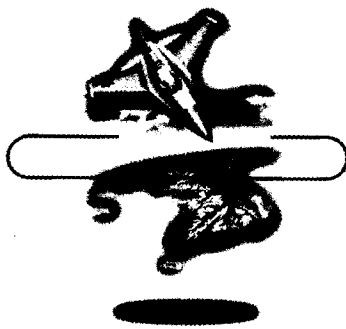
1) 추진/비행체 통합 (Integration)

극초음속에서 추진계통 효율은 높아야 하고 엔진은 비행체 무게와 항력을 최소로 하여야 하며 엔진은 가능한 한 많은 공기가 흡입되어야 한다. 이 목적은 추진계통의 부분으로서 비행체의 전 저면을 고려함으로써 도달된다. 항공기체 통합으로 언급된 이 개념은 <그림 13>에 설명되어져 있다.

이 개념은 흡입, 압축의 구분에 대해서는 비행



<그림 13> 스크램제트 - 비행체 통합



더 높은 마하수에서
요구되는 추력을 위해서는
비행체 표면 아래로 굽어 있는 충격
(Shock)에 의해 진행된 거의
모든 공기를 흡입해야만 한다.
이 요구사항은 비행체의 아래 표면에
인접한 고리모양(Annular) 흡입구를
제한한다.

체의 동체가, 노즐 팽창의 부분에 대해서는 뒤 동체가 사용된다. 더 높은 마하수에서 요구되는 추력을 위해서는 비행체 표면 아래로 굽어 있는 충격에 의해 진행된 거의 모든 공기를 흡입해야만 한다. 이 요구사항은 비행체의 아래 표면에 인접한 고리모양 흡입구를 제한한다.

2) 광범위한 작동범위에 걸친 안정된 작동

복합 사이클 기관에 대한 안정성은 많은 동적 과정을 포함한다. 공기 흡입추진이 극초음속과 초음속에서 작동할 때 안정되고, 시동되는(Started) 흡입흐름이 요구된다. 시동된 흐름은 흡입구 목 위에서 초임계(Supercritical) 작동으로 언급되는 조건인 초음속 흐름을 갖는다. 돌연한 흐름 폐색은 열 부가의 순간적인 증가나 흐름면적의 감소에 기인하여 시동된 흡입의 아래 쪽 흐름(Downstream)에서 발생할 것이다. 이 동적 사건은 수직 충격과 카울의 뒤쪽 흐름이 흐트러지는 흐름을 가지는 "Subcritical" 작동 모드(Mode)로 흡입 목이 돌연히 바뀌는데 기인한다. 이것은 흡입 Unstart라 불려지고 매우 큰 기계적인 하중이 전 추진 계통에 주어진다. 극초음속 공기 흡입 기관은 연료 흐름을 급히 감소하거나 또는 하향 흐름 면적을 증대시킴으로서 흡입 Unstart를 방지하는 고반응 조종 계통을 가져야만 한다. 관련된 요구 사항은 연소 과정과 흡입구 사이에 항공 역학적인 격리가 필요하다.

흡입과 연소실 사이의 강한 상호 작용은 초음속 연소실의 입구에서 연소과정에 의해 발생하는 압축파가 흡입 디퓨저의 흐름과 상호 작용하는 것을 방지하기 위해 격리 공기 덕트의 설계를 제공할 것을 요구하고 있다. 연소 안정은 계통의 음향적으로 연결되는 구성품에 추가되는 넓은 작용범위 때문에 특별한 관련이 있다. 복합사이클 기관은 한 사이클에서 다른 사이클로 전환되는 동안 넓은 작동범위에 걸쳐 안정된 작동을 유지하여야 한다. 이것은 두 가지 이유로 기관 조종 계통을 더 복잡하게 한다. 하나는, 개별 작동 모드(예, 터보 가속기 그리고 Scramjet) 의 각각에 대해 조절 변수가 아주 다르고 그 사이클에서 만의 유일한 것이다. 그러므로 많은 조절 변수가 증가되고 조절계통이 더욱 복잡해진다. 둘째, 한 작동 모드에서 다른 모드로의 전환은 순간적인 작용이 불안정한 작동으로 이끌어서는 안되고 형태 변환과 기관 공기와 연료흐름이 유연하게 재 조절되는 추진 기능이 되기 위해서 조절되어야만 하는 동적 과정이다.

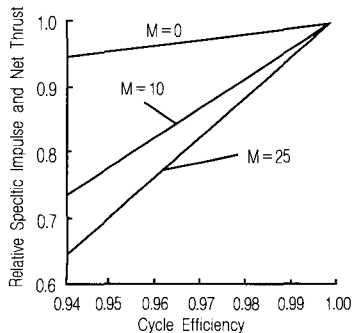
결국, 조절시간 상수가 매우 짧은 곳에서는 극초음속에서 작동안정성을 확립하기 위해서 기관과 발사체 조절은 크게 통합되어야만 한다. 발사체 조절은 압력(외력), 중력 그리고 추력의 중심이 빠르게 연속하여 변하는 것에 반응되어야 한다. 발사체 조절을 주기 위해서 기관 힘(추력과 항력)은 발사체 조절 계통에 의해서 동적으로 조절되어야만 한다.

3) 광범위한 작동범위에 걸친 고성능

극초음속에서 추진 계통의 효율은 높아야만 한다. 이것은 흡입, 기관 그리고 노즐 사이클 변수가 높은 진추력과 높은 비충격을 주는 이상적인 값에 접근해야 하는 것을 의미한다. 이것은 구성품 비효율이 기관 총 추력에 직접적으로 영향을 미치고 진추력과 비충격에 증폭된 영향을 미치는 것을 상기시키는 교훈인 것이다. 진추력 대 총추력의 비가 비행속도가 증가함에 따라 감소하기 때문에 사이클 비효율 또는 성능의 영향은 극초음속에서 매우 크게 된다. 이 효과는 <그림 14>에서 보여주는 것과 같이 해면 정적 조건 ($M = 0$)에서 사이클

<표 2> 스크램 제트 구성품 입력 (Scramjet Component Input)

흡입구	연소실	노즐
<ul style="list-style-type: none"> • 면적 • η_{KE} or η_{KD} • 수축비 • 질량비 • 복사열손실 	<ul style="list-style-type: none"> • 분사각 • 공기 또는 연료 사용 효율 • 표피마찰계수 • 연소실 형태(Geometry) • 최소 냉각 계획 • 산소증대 	<ul style="list-style-type: none"> • 면적비 • C_v • Shifting 과 Frozen Equilibrium



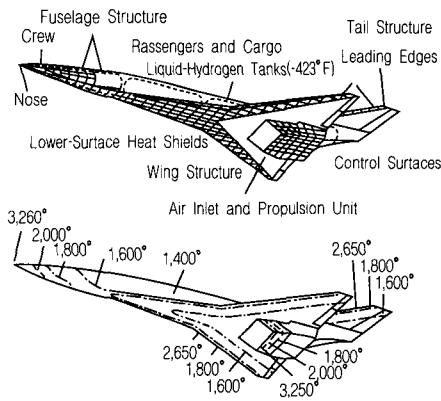
<그림 14> 진추력과 비충격이 사이클 효율에 미치는 영향

효율 5% 변화에 의해 진추력과 비충격이 단지 5% 변화의 영향을 미친다. 그러나 Mach 25에서 이 효율의 5% 손실은 진추력과 비충격의 30% 손실을 초래한다. 이와 같이 <표 2>에 열거된 모든 사이클 비효율에는 점증하는 효과를 주므로 개발 프로그램 동안 유의하여야 한다.

4) 열관리

대기와 우주에서 고속도로 나는 비행체에 장착된 복합 사이클 추진체는 설계자에게 열관리 문제를 제기한다. 대기권을 통과하는 비행체의 모양과 동체 표면 위와 추진계통에서의 유사온도 ($^{\circ}F$)를 <그림 15>에서 보여준다.

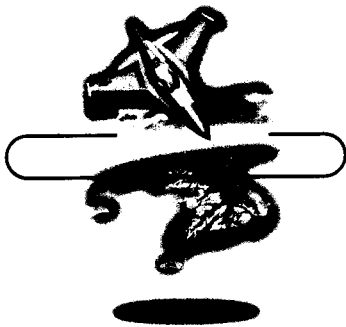
기체의 선단부, 날개의 앞전, 추진계통의 흡입구, 연소실, 노즐에 적극 냉각이 요구되어진다. 이 발사체의 표면을 재생 냉각하기 위하여 저온 수소 연료가 사용될 것이다. 그렇게 하지 않으면 표면의 강도는 급격히 떨어지고 대기권 내의 궤도 속도에서 표피는 동체에 발생하는 온도에 녹을 것이다. 수소가 냉각에 사용된 결과로 얻어지는 열 에너지는 기관의 고온도 추진에 사용함으로써 보상되어져서 성능은 증가한다.



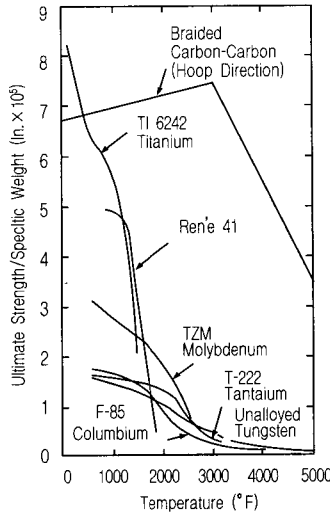
<그림 15> 전형적인 극초음속 비행체의 추정온도 분포

5) 경량, 고온도 재료

극초음속에 대해 <그림 15>에 보여준 온도에 견디기 위해 첨단 재료가 요구될 것이다. 이러한



복합사이클 기관이 지난 30년 동안 연구, 평가되어졌다. 최초의 동기는 산화제의 양을 소거하거나 축소시킴으로서 발사체 성능을 개선하기 위함이었다. 여러 복합 사이클 유도는 실험의 몇 단계를 통해 수행되었으나, 기관 개발 활동의 대부분은 앞으로의 과제이다.



〈그림 16〉 진주력과 비중격이 사이클 효율에 미치는 영향

재료는 무게가 경량이어야 할 것이다. 즉, 고강도 대 무게비, 그리고 매우 높은 온도의 극초음속 환경에서 구조적인 특성을 유지해야 할 것이다. 〈그림 16〉에서 여러 재료에 대해 강도 대 온도 특성을 보여준다. 특히 고온도에서 꼬인 탄소-탄소(the braided carbon-carbon) 재료의 고강도 특성을 주목하라. 고강도/고온도 특성을 가진 이러한 재료가 복합 사이클 극초음속 비행에 요구된다. 세라믹 매트릭스(Ceramic matrix) 복합재료, 금속 매트릭스 복합재료,

그리고 산화제가 코팅된 탄소/탄소(carbon/carbon) 재료도 사용될 수 있다. 고온도 강도 특성 이외에 충분한 연성은 열 변형을 수용하고 미래 발사체통의 재사용 요구에 필요한 사이클 수명을 준다. 또한 재료는 통합 냉각회로를 가지고 제작되어야 한다.

III. 결론

복합사이클 엔진이 지난 30년 동안 연구, 평가되어졌다. 최초의 동기는 산화제의 양을 소거하거나 축소시킴으로서 발사체 성능을 개선하기 위함이었다. 여러 복합사이클 유도는 실험의 몇 단계를 통해 수행되었으나, 기관 개발 활동의 대부분은 앞으로의 과제이다. 아래에 열거한 것들은 설계자가 복합사이클 기관에서 고려해야 할 사항들이다.

- ▶ 광범위한 작동범위에 걸친 안정된 작동
- ▶ 광범위한 작동범위에 걸친 고성능
- ▶ 적극 냉각을 포함한 열 관리
- ▶ 고반응 조종 계통
- ▶ 공기 흡입 로켓으로 결합된 계통 작동
- ▶ 진보된 복합재료
- ▶ 저밀도, 저온 수소 연료
- ▶ 설계 분석 기술의 입증

최근의 첨단 추진 기술은 인간의 우주 발사체 운송 계통에 대한 인간의 욕구에 따라 복합사이클 추진 개발이 이루어질 것이다.

(원고 접수일 1998. 10. 29)