

초고속 비행체용 소모성 터빈엔진 사전연구

김유일* · 황기영*

Prestudy on Expendable Turbine Engine for High-Speed Vehicle

Youll Kim* · KiYoung Hwang*

ABSTRACT

A prestudy on expendable turbine engine for high-speed vehicle was conducted. The two possible mission profiles were established to decide the engine requirements and Design Point, and Design Point analysis was performed with the values of design parameter which were obtained from similar class engines and technical references. The results showed that Specific Net Thrust is 2599.4 ft/s and Specific Fuel Consumption is 1.483 lb/(lb*h) at the flight condition of Sea Level, Mach 1.2. It was also found through the performance analysis on the two possible mission profiles that major design parameters for determining Net Thrust were Turbine Inlet Temperature for low supersonic flight speed and Compressor Exit Temperature for high supersonic flight speed. In addition, simple turbojet engine with axial compressor, straight annular combustor, axial turbine and fixed throat area converge-diverge exhaust nozzle was proposed as the configuration of simple low cost light engine.

초 록

초고속 비행체에 적용 가능한 소모성 터빈엔진 개발을 위한 사전연구를 수행하였다. 엔진 요구도 및 설계점 결정을 위한 가상 운용임무형상을 선정하고, 유사급 엔진과 참고문헌 등을 통해 확보된 데이터를 활용하여 설계점 해석을 수행하였는데, 해면고도, 마하수 1.2 조건에서 터빈입구온도 3,600 R에 대한 설계점 계산결과, 비추력 2599.4 ft/s, 비연료소모율 1.483 lb/(lb*h)이 예측되었다. 설계점 계산결과를 기준으로 두 가지 임무형상에 대한 엔진 성능해석결과, 엔진 최대 순추력을 결정하는 설계변수는 천음속 및 낮은 초음속영역에서는 터빈입구온도, 높은 초음속 영역에서는 압축기 출구온도를 확인하였다. 이밖에도 단순, 저가, 경량의 엔진형상으로 축류형 다단압축기와 직류형 연소기, 1 단 축류터빈, 고정 수축팽창 노즐이 적용된 단순터보제트엔진을 제시하였다.

Key Words: Expendable Turbine Engine(소모성 터빈엔진), 초고속 비행체(High-Speed Vehicle), 임무형상(Mission Profile), 설계점(Design Point), 터빈입구온도(Turbine Inlet Temperature)

* 국방과학연구소 1-5

† 교신저자, E-mail: yikim@add.re.kr

일반적으로 마하수 2 이상의 고속 비행체 추진기관으로는 로켓이나 램제트, 스크램제트 엔진을 적용하여 운용한다. 그러나 이들 추진기관을 적용할 때에는 유도탄의 아음속 비행이 불가능하여 배회체공, 이동목표물 추적 등의 임무가 불가능하다. 또한 램제트엔진의 경우 엔진 시동을 위해 비행체 초기속도를 마하수 2.5이상으로 높이기 위해서는 대형의 부스터용 로켓모터가 필요하다.

이러한 단점을 극복하기위해 미해군이나 미국 Teledyne사, Rolls Royce North American Technologies 사 등에서는 초고속 비행체에 적용 가능한 터빈엔진에 대한 연구를 수행하였다 [1,2,3].

터빈엔진 적용에 따른 장점으로는 아음속 비행이 가능하여 배회체공이 가능하고 자체 가속능력을 있어 요구되는 부스터용 로켓모터 용량이 작거나 공중 발사 운용 때에는 필요성이 없어지게 된다. 또한 연료소모율이 낮아 사거리가 증가되고 엔진내부 회전체를 이용한 자체 발전능력이 있어 별도의 발전시스템 장착이 필요 없게 된다.

이러한 장점에도 불구하고 고속 비행체 추진기관으로 터빈엔진을 적용하는 것에도 문제점이 있는데, 고온부품의 운용온도 한계에 따른 고속 비행조건에서 상대적으로 낮은 비추력과 최대운용 가능 비행속도이다.

따라서 본 연구에서는 현 기술수준을 고려한 초고속 비행체 적용 소모성 터빈엔진 개념설계를 수행하여 설계운용영역에서의 터빈엔진 운용 특성 및 형상 등을 고찰하였다.

2. 개념설계

2.1 설계 절차

일반적인 엔진 설계절차는 Mattingly[4] 등이 제시한 바와 같이 ①제한조건 해석(Constrain analysis), ②임무해석(Mission analysis), ③설계점 결정(Parametric cycle analysis), ④성능해석(Performance cycle analysis) 으로 수행된다.

본 연구에서는 설계 대상 엔진의 적용기체가 선정되지 않아 기체 항력, 양력, 날개 크기 등 기체에 대한 기본 정보가 없어 엔진설계 첫 단계인 제한조건 해석과 둘째 단계인 임무해석을 수행하지 못하였다. 대신 선진국 유사 초고속 비행체 및 적용 터빈엔진 설계 결과로부터 터빈엔진 설계요구도와 예상되는 임무형상 등을 가정하여 세 번째 단계부터 수행하였다.

2.2 터빈엔진 적용 초고속 비행체 임무형상

터빈엔진 적용 초고속 비행체의 운용을 Fig. 1과 같이 고려하여 아래와 같이 가상 임무형상을 결정하였다.

◆ 지상발사운용 임무 :

마하수 0.8 SL 발사 → 마하수 1.2 0.25g 가속(Pinch point) → SL 마하수 2.5 cruise

◆ 공중발사운용 임무 :

EAS(Equivalent Air Speed) = 375knots, SR-71 Blackbird 운용조건

지상발사운용 임무는 부스터에 의해 마하수 0.8까지 속도를 증가시켜 시동을 한 후 해면고도 최고속도가 될 마하수 2.5까지 가속을 하는 것으로, 가속 구간 중 마하수 1.2구간을 엔진 공급추력과 기체요구추력과 차이가 가장 작은 Pinch point로 설정하고 이때 가속도를 0.25g로 정하였다. 이는 RATTLRS 비행체의 요구조건[3]에서 인용한 것이며 NASA의 SECT(Small Engine Component Technology)프로그램에서 예측한 것과도 유사한 값이다.[5]

공중발사운용 임무는 관련 정보 부족으로 마하수 3.5까지의 도달 경로를 초음속 항공기인 SR-71의 비행경로인 EAS(Equivalent Air Speed) 375knots로 가정하였다.[6]

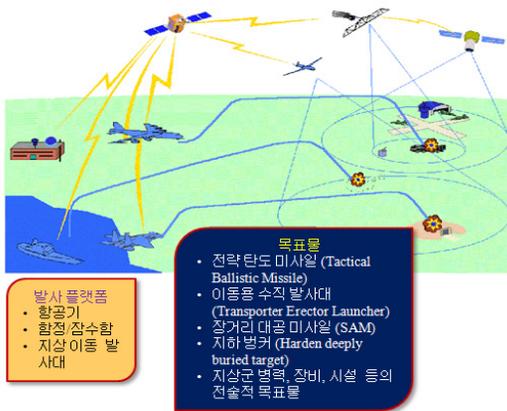


Fig. 1 Concept of High Speed Vehicle operations

Figure 2는 SR-71의 운용영역이다.

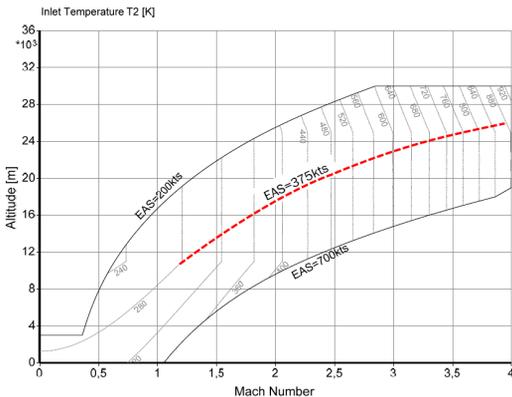


Fig. 2 Flight Envelope for SR-71[6]

2.3 사이클 설계

엔진 사이클 설계를 위해서는 엔진을 구성하는 구성품들의 성능을 결정해야하는데, 본 연구에서의 SECT 프로그램에서 제시한 구성품 성능 값과 Kurzke[6]이 제시한 구성품 성능 값, 기타 유사급 엔진의 설계 데이터를 참조하여 Table 1 과 같이 결정하였다.

이밖에도 흡입관 손실은 MIL-E-5007에 제시된 Eq. 1을 적용하였다.

$$\frac{P_2}{P_1} = 1 - 0.075 \times (M - 1)^{1.35} \quad (1)$$

Table 1. Input Data for The Calculation of D.P.

Parameter	Unit	Value
Pressure Ratio		10
Polytropic Compressor Efficiency		0.9
Burner Exit Temperature	R	3600
Burner Design Efficiency		0.99
Burner Pressure Ratio		0.97
Polytropic Turbine Efficiency		0.9
NGV Cooling Air		0.1
Turbine Cooling Air		0.05

배기노즐은 Rolls-Royce의 YJ102R 엔진과 동일하게 수축-팽창노즐을 적용하였으며 엔진 저가화를 위해 가변시스템은 적용하지 않고 출구면적을 목면적에 1.1배로 고정시켰다.

엔진 최대추력 및 최대공기흡입량을 고려하여 엔진 설계점 계산조건을 마하수 1.2 SL로 정하고 GasTurb 10 소프트웨어[7]를 활용하여 설계점 계산을 수행한 결과, 비추력은 2599.4 ft/s, 비연료소모율은 1.483 lb/(lb*h)으로 예측된다. 기타 계산결과를 Table 2와 같다.

Table 2. Results of The Calculation of D.P.

Parameter	Unit	Value
Specific Thrust	ft/s	2599.4
Sp. Fuel Consumption	lb/(lb*h)	1.483
Compressor Exit Temp	R	1352.7
Nozzle Pressure Ratio		9.14
Nozzle Exit Mach No.		1.36
Propulsive Efficiency		0.516354
Isentropic Compressor Efficiency		0.86

일반적으로 변수 선정의 타당성을 검토하기 위해 변수영향분석(Parametric Studies)를 수행하는데, 초고속 비행체 적용엔진의 경우 고속 비행에 따른 램효과로 인해 구성품 운용온도가 설계의 제한요소로 작용된다. 관련 구성품으로는 연

소기 및 터빈은 물론이고 압축기도 포함된다. 냉각을 하지 않을 경우 일반적인 압축기 적용 재질을 고려하여 압축기출구온도를 1,621 R(900 K) 이하로 제한하는데, Fig. 3에서와 같이 압축기출구온도를 제한하면 비행속도가 증가할수록 설계 인자로 사용가능한 압축비 영역이 줄어드는 것을 알 수 있다.

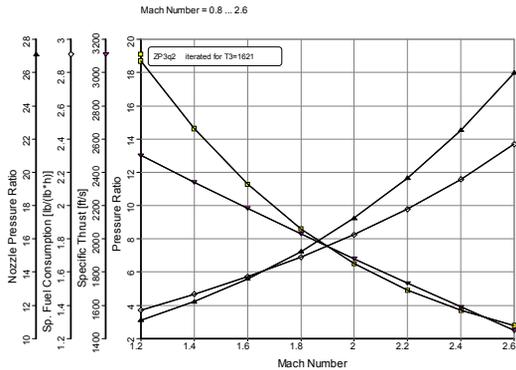


Fig. 3 Result of Parametric Studies(T3 = 1,621 R)

설계점 계산결과를 기준으로 엔진 성능해석은 수행하는데, 엔진 성능해석은 앞서 언급한 두 가지 임무형상에 대해 수행하였다. 이때 실질적인 엔진 운용가능성을 고려하여 아래와 같이 운용 제한조건을 설정하였고 구성품 맵은 GasTurb 10에서 제공하는 표준 맵을 스케일링하여 사용하였다.

◆ 제한조건

- 1 : 압축기출구온도 1,621 R(900 K)이하
- 2 : 터빈입구온도 3,600 R(2,000 K)이하
- 3 : 보정회전수 110% 이하
- 4 : 실회전수 110% 이하

‘지상발사운용 임무’에 대한 계산결과에서는 Fig. 4, 5와 같이 운용 경로를 따라 비행속도를 증가할 때 마하수 2 이하에서는 연소기 출구온도 제한조건에 의해 엔진 추력이 결정되고 이후는 압축기 출구온도 제한조건에 의해 결정되는 것을 알 수 있다. 특히 마하수 2이상에서 순추력은 급격히 감소하고 비연료소모율은 증가하는데

이는 압축기 출구온도 제한조건 때문에 엔진회전수를 급격히 감소시켰기 때문이다.

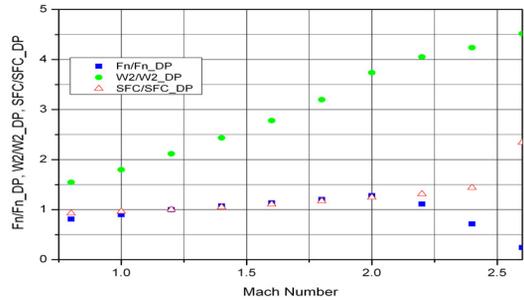


Fig. 4 Engine Performances on Sea-Level Flight Path (SL, Mach No. 0.8-2.5)

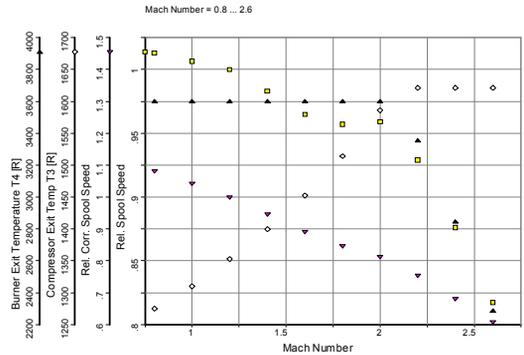


Fig. 5 Operations of Limiters (SL, Mach No. 0.8-2.5)

EAS 375 knots 조건으로 마하수 3.5까지 증가하는 ‘공중발사운용 임무’에 대한 계산결과에는 Fig. 6, 7과 같다. 동일 EAS 기준 마하수가 증가하게 되면 고도가 증가하게 되는데 고고도 운용에 따른 엔진 특성은 저속 영역을 제외하고는 해면고도조건에서의 엔진운용 특성과 동일하다. 즉, 마하수 1.4 이하에서는 일반적인 터빈엔진과 동일하게 실회전수 및 보정회전수에 의해 엔진 최대 추력이 제한되나 이후 마하수 2.6까지는 터빈입구온도, 그 이상에서는 압축기 출구온도에 의해 결정된다. 특히 마하수 3.5에서는 음의 순추력이 계산되는데 이는 현실적으로 본 설계 변수 값을 가지는 터빈엔진은 동 조건에서는 추진기관으로의 기능을 수행하지 못하는 것이 된다.

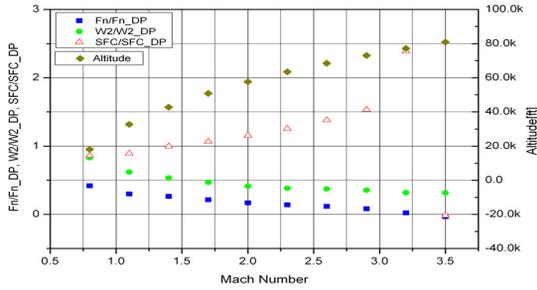


Fig. 6 Engine Performances on Constant EAS Flight Path (EAS = 375 knots)

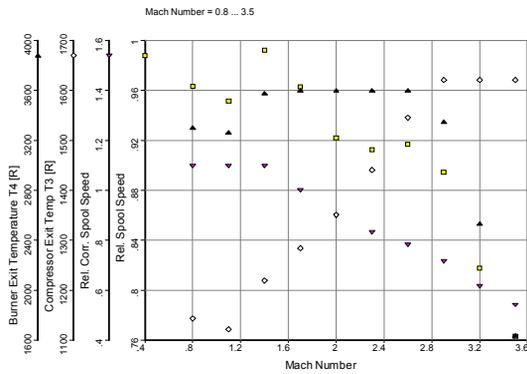


Fig. 7 Operations of Limiters (EAS = 375 knots)

따라서 마하수 3.5에서 양의 순추력을 갖기 위해서는 Fig. 8, 9에서 알 수 있듯이 압축기 출구 온도가 약 1934 R 이상에서 운용가능토록 설계하면 가능하고 추가로 순추력을 높이기 위해서는 엔진운용제한조건으로 작용하는 터빈입구온도를 더욱 높이면 가능하다.

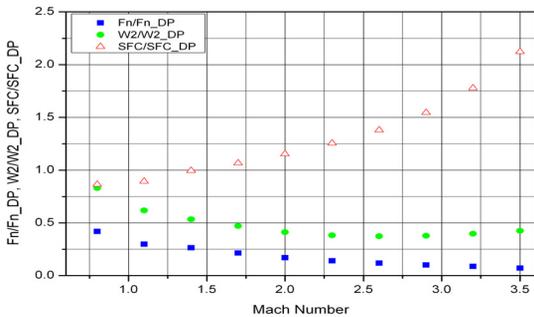


Fig. 8 Engine Performances on Constant EAS Flight Path (EAS = 375 knots, w/o T3 limiter)

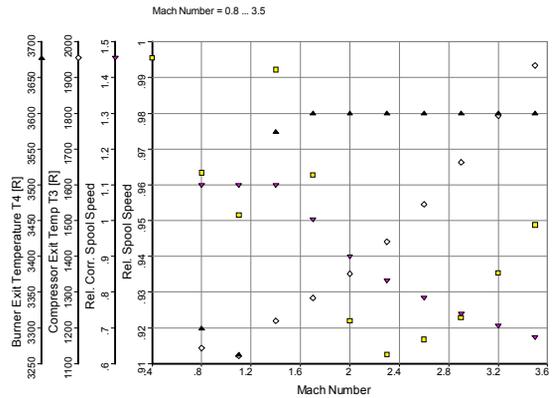


Fig. 9 Operations of Limiters (EAS = 375 knots, w/o T3 limiter)

2.4 터빈엔진 형상

터빈엔진 형상설계는 기본설계 및 상세설계 단계에서 수행하는 것으로 본 연구에서는 엔진 형상 설계 방향만을 제시한다.

소모성 터빈엔진의 경우 엔진 운용이 대부분 일회성이고 운용시간도 짧아 단순, 저가, 경량의 형상을 갖도록 설계된다. 따라서 아래와 같은 형상 특징을 갖는 엔진이 제안된다.

- 단순 터보제트엔진 형식
- 전단면적 감소를 위한 축류형 다단압축기와 직류형 연소기
- 무게, 가격 등을 고려한 1단 축류터빈
- 저가화, 경량화를 위한 고정 수축팽창 노즐

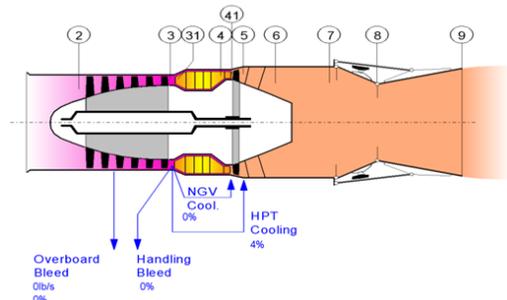


Fig. 10 Configuration of Supersonic Expandable Turbine Engine

이러한 엔진 개발을 위해서는 내열재료가 적용되는 고성능 압축기 기술, 연소기, 터빈 등의

고내열 부품 기술, 고온 베어링기술, 경량/고온은 CMC 배기노즐 기술 등의 핵심기술 확보가 필요하다.

3. 결론

현 기술수준을 고려한 초고속 비행체 적용 소모성 터빈엔진의 개념설계를 수행하였다.

설계 첫 단계로 엔진 요구도 및 설계점 결정을 위한 가상 운용임무형상으로 초음속 운용을 포함하는 지상발사운용 임무와 공중발사운용 임무 두 가지를 선정하였다.

설계점 결정을 위한 엔진 사이클 변수들을 유사급 엔진과 참고문헌 등을 통해 선정하였는데, 특히 중요 설계변수 중 하나인 터빈입구온도는 선진국 사례 및 향후 국내 기술수준을 고려하여 3,600 R로 설정하고 설계점 계산을 수행하였다. 설계점 계산결과, 비추력 2599.4 ft/s, 비연료소모율 1.483 lb/(lb*h)이 예측되었다.

설계점 계산결과를 기준으로 두 가지 임무형상에 대한 엔진 성능해석을 수행하였는데, 이때 실질적인 엔진 운용가능성을 고려하여 압축기 출구온도와 터빈입구온도, 보정회전수, 실회전수에 대한 운용제한조건을 각각 1,621 R이하, 3,600 R이하, 110% 이하, 110% 이하로 설정하였다. 해석결과, 엔진 최대 순추력을 결정하는 설계변수는 천음속 및 낮은 초음속영역에서는 터빈입구온도, 높은 초음속 영역에서는 압축기 출구온도임을 확인하였는데, EAS 372 knots, 마하수 3.5에서 엔진의 순추력 확보를 위해서는 압축기 출구온도가 약 1,934 R이상에서 운용가능토록 설계되어야하면 추가로 순추력을 높이기 위해서는 엔진운용제한조건으로 작용하는 터빈입구온도를 더욱 높여야 한다는 것을 확인하였다.

이밖에도 단순, 저가, 경량의 엔진형상으로 축류형 다단압축기와 직류형 연소기, 1단 축류터빈, 고정 수축팽창 노즐이 적용된 단순터보제트 엔진을 제시하였다.

참 고 문 헌

1. Kretzing, J R; Snyder, C D., "Evaluation of High-Mach Turbine Engines for Missile Applications," 26th JANNAF Airbreathing Propulsion Subcommittee Meeting; 01 April 2002. pp. 43-55. 2002.
2. E. Benstein, "An Assessment of Supersonic Gas Turbine Missile Propulsion Potential", AIAA 89-2471, 1989
3. Smith, C., Tomlinson, S., Gahn, S., Kretzing, J., Williams, R. and Hulett, W., "The Revolutionary Approach To Time-Critical Long Range Strike (RATTLRS) Propulsion System: Design Challenges and Lessons Learned", AIAA Missile Sciences Conference, AIAA-14-3, Monterey CA, 16 November 2006.
4. Jack D. Mattingly, William H. Heiser, Daniel H. Daley(1987), *Aircraft engine design*, AIAA.
5. Small Engine Component Technology (SECT) Study final report, 1986.9.25, NAS3-24544
6. Joachim Kurzke, "The Mission Defines the Cycle: Turbojet, Turbofan and Variable Cycle Engines for High Speed Propulsion", RTO-EN-AVT-185
7. Joachim Kurzke, *GasTurb(Software) Manual*.