

장착손실을 고려한 터보프롭엔진(PT6A-62)의 성능해석

공창덕* · 임강택** · 강명철** · 기자영** · 장현수*** · 오성환***

Performance Analysis of Turboprop Engine(PT6A-62) Considering Installation Loss

C. D. Kong* · K. T. Lim** · M. C. Kang** · J. Y. Ki** · H. S. Jang*** · S. H. Oh***

초 록

초등훈련기 KT-1의 주 추진기관인 터보프롭엔진(PT6A-62)의 정상상태성능해석 프로그램을 개발 하였다. 비행 마하수 0의 조건에서 장착손실을 고려하여 정상상태 성능해석을 수행하였다. 해석결과엔 엔진 제작사에서 제시한 성능 및 상용 정상상태 성능해석 프로그램인 GASTURB와 비교하였다. 해석 결과 공기유량, 축마력은 고도상승시 감소함을 나타내었고 비 연료 소모율은 미소한 상승을 확인할 수 있었다. 장착조건과 비 장착 조건의 비교 결과 엔진 전체 손실이 증가할수록 축 마력은 감소하고 비 연료 소모율은 증가함을 확인할 수 있었다.

1. 서 론

터보프롭 엔진은 저 아음속에서 낮은 비연료 소비율과 높은 추진효율을 가지는 잇점으로 소, 중형 상업용 항공기나 초등 훈련기등에 많이 이용되고 있다. 특히 국내에서도 최근 개발된 초등훈련기 KT-1의 추진기관으로써 터보프롭 엔진인 PT6A-62 엔진을 사용하고 있으며 이에 따라 터보프롭 엔진의 성능모사 프로그램의 필요성이 증대되었다.

선진국의 가스터빈 엔진의 성능모사에 관한 연구는 1970년대의 초반부터 엔진의 동적거동을 해석할 수 있는 프로그램의 개발이 활발히 진행되어 왔으며 최근 퍼스널 컴퓨터의 발달로 해석이 더욱 정밀해지고 있다.

국내에서도 1990년대 초 가스터빈 엔진의 개발과 함께 시작되어 90년대 중반 이후 국내의 항공기 개발사업과 함께 항공기 신뢰성에 가장 큰 영향을 미치는 엔진의 성능해석에 대한 중요

성이 증대됨에 따라 터보축과 터보팬의 정상상태와 천이상태에 대한 성능해석이 수행된바 있다.[1]

이에 본 연구에서는 항공기용 터보프롭 엔진을 위한 정상상태 성능해석 프로그램을 개발하여 PT6A-62 엔진에 적용하였고, 프로그램의 검증을 위하여 비행마하수가 0인 조건에서 장착손실을 고려한 고도변화에 따른 해석결과를 엔진 제작사에서 제시한 성능 및 상용 정상상태 성능해석 프로그램인 GASTURB와 비교하였다.[2]

2. 연구대상 엔진

연구대상 엔진으로는 기본 훈련기 KT-1의 주 추진기관인 PT6A-62 분리축 터보프롭 엔진을 선정하였다.

이 엔진은 감속 기어를 통하여 가변피치 프로펠러를 구동하며 프로펠러의 회전수는 2000 RPM으로 일정하게 유지된다. 동력터빈은 가스발생기부와 기계적으로 분리되어 있으며 연소기 및 압축기 터빈을 거친 연소 가스에 의해 구동

* 조선대학교 우주항공공학과(Chosun University, Dept. of Aerospace Eng.)

** 조선대학교 대학원 항공우주공학과(Chosun University, Graduate School, Dept. of Aerospace Eng.)

*** 국방과학연구소(Agency for Defence Development)

된다. 이 엔진의 개략도는 Fig. 1과 같다.[3]

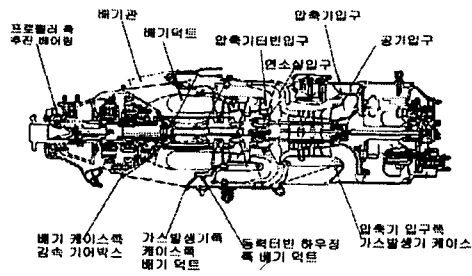


Fig. 1 Study Engine Layout

이 엔진은 지상정지 조건에서 출력 1150 HP, 공기유량 3.818 kg/sec, 압축기 압력비 8.6, 비연료소모율 0.34339 kg/kwhr의 성능을 가진다. 엔진 제작사로부터 제시된 엔진의 주요성능은 Table 1.과 같으며 상용프로그램인 GASTURB의 신뢰성 검증을 위해 해석결과를 비교하였다.

Table 1. 연구대상 엔진의 주요 성능

설계변수	PT6A-62	GASTURB	오차율(%)
공기유량 (kg/s)	3.818	3.818	0
압축기 압력비	8.6	8.6	0
연료유량 (kg/s)	0.08178	0.08178	0
노즐면적 (m ²)	0.058	0.0580	0
S.H.P (HP)	1150	1149.99	0.0008
SFC (kg/kw hr)	0.34339	0.343315	0.0218

* 실제출력은 950 HP 로 제한됨

3. 설계점 성능해석

연구대상 엔진의 요구출력 및 주요구성품의 성능을 만족하도록 설계점 성능해석을 수행하였다. 설계점 성능해석은 열역학적 관계식을 이용한 사이클 해석으로 이루어지며 본 연구에서는 지상정지, 표준대기상태의 조건을 선정하였다. 프로그램의 검증을 위해 위에서 이미 그 신뢰성이 확인된 GASTURB 프로그램과 비교한 결과 최대 오차율 약 1.2% 이내의 결과를 얻었다. 이때 각 구성품 효율은 Table 2.와 같이 가정하였으며 비교결과는 Table 3.과 같다.[5]

Table 2. 연구대상 엔진의 구성품 효율

구성품 효율	PT6A-62
압축기효율	0.86
연소기 효율	0.97
압축기터빈효율	0.90
동력터빈효율	0.91
가스발생기 축 기계효율	0.97
프로펠러 축 기계효율	0.97

Table 3. 연구대상 엔진의 설계점 성능

구 분	G. T	D. P	오차율(%)
공기유량 (kg/s)	3.818	3.818	0
압축기 압력비	8.6	8.6	0
압축기터빈 입구온도 (K)	1309.19	1309.18	0
연료유량 (kg/s)	0.08178	0.08189	0.134
압축기터빈 출구압력 (bar)	3.30477	3.26325	1.256
노즐면적 (m ²)	0.05808	0.05843	0.602
S.H.P (HP)	1149.99	1150.58	0.051
SFC (kg/kw hr)	0.343315	0.343617	0.087

* G. T : GASTURB, D. P : Developed Program

4. 장착 성능 해석

항공기 장착 성능의 해석을 위해서는 추진기관 의 장착 성능 및 항공기 항력의 정확한 예측이 필요 하며, 엔진의 장착 성능 관련인자의 부하는 항공기 각 계통의 부하 해석을 통하여 이루어진다. 장착 손 실 인자로는 프로펠러의 회전으로 인한 흡입구 온도 상승과 공기 흡입구 압력 손실이 있으며, 주로 조종 실의 냉, 난방에 쓰이는 블리드 공기 손실, 시동 발 전기와 유압펌프 및 엔진 구동연료 펌프를 구동하는 데 쓰이는 출력손실, 배기도관 손실이 있다. 이들 장착손실 계수는 엔진의 가용 출력에 영향을 미치므 로 가능한 한 최소화하여야 한다. 본 연구에서는 최 대이륙 조건에서의 장착성능해석을 수행하였으며 이 때 제작사에서 제시된 장착 손실계수는 Table 4.와 같다.[3] 프로그램의 순서도는 Fig.2와 같다.

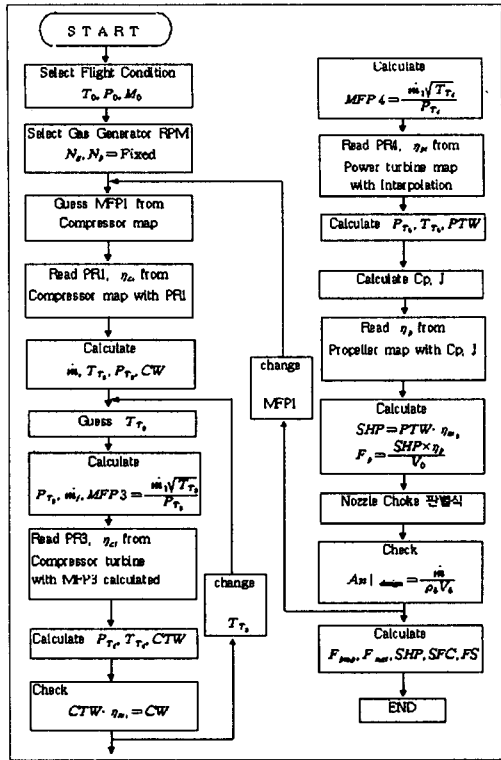


Fig. 2 Flow Chart of Steady-State Performance Analysis Program

본 연구에서는 최대 이륙조건에서 ECS MAX 상태와 ECS OFF 상태의 성능을 해석하여 GASTURB 결과와 비교하였다. 최대 이륙조건에서는 흡입구 압력손실이 극히 적으므로 무시하였다.

Table 4. 이륙 조건의 엔진 장착 손실

	흡입구 온도 상승	출력 손실		블리드 손실		배기 도관 손실
		ECS OFF	ECS MAX	ECS OFF	ECS MAX	
손실계수	3°C	11.18 kw	13.42 kw	0 %	5.25 %	74 in ²

4.1 ECS MAX에서의 장착성능해석

ECS MAX상태에서는 조종실 냉,난방을 위한 블리드 공기손실이 5.25%이며 이 때의 출력손실은 18 SHP이다. 이 때 배기 도관 손실은 압력 손실을 반영하여 유효 단면적은 90 in²에서 74 in²(0.04774m²)로 적용하였다. 해석 결과는 비

행 마하수 0에서 고도변화에 따라 해석하였으며 공기유량, 추마력, 비 연료 소모율의 GASTURB와의 비교 결과는 Fig. 6과 같다.

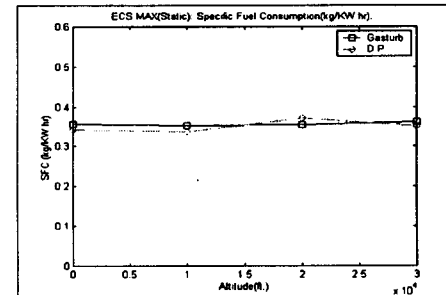
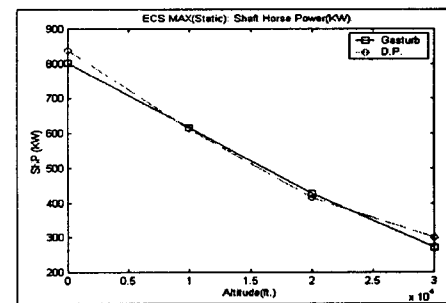
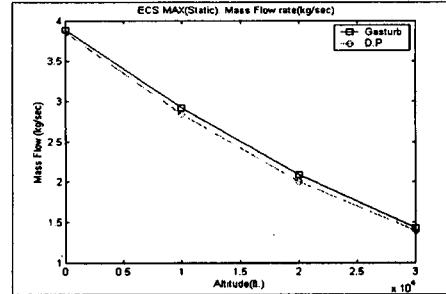


Fig. 6 Performance According to Altitude at ECS Max

해석 결과 공기유량, 추 마력은 고도가 상승함에 따라 감소함을 나타내었고 비 연료 소모율은 반대로 미소하게 상승함을 확인할 수 있었다. GASTURB와의 비교에서도 최고10.57%, 평균 3.7%의 오차를 보여 프로그램의 신뢰성을 확인할 수 있었다.

4.2 ECS OFF에서의 장착성능해석

ECS OFF상태에서는 BLEED 공기에 대한 손실이 없으며 Flap 및 L/G 작동을 위한 출력 손실이 15 SHP 이다. 이 때 배기도관 손실은

압력 손실을 반영하여 유효 단면적 90 in²에서 74 in²(0.04774m²)로 적용하였다. 비행 마하수 0에서 고도변화에 따른 공기 유량, 축 마력, 비연료 소모율의 해석 결과는 Fig. 7.과 같다.

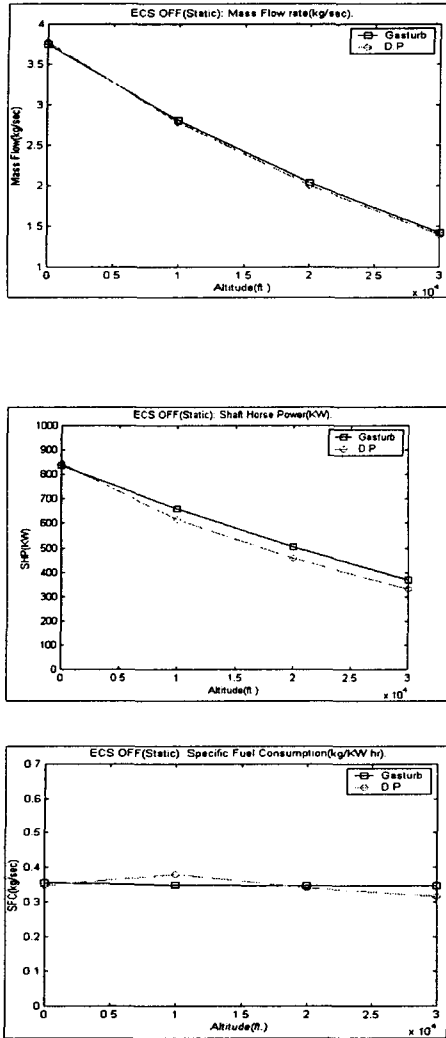


Fig. 7 Performance According to Altitude at ECS Off

해석 결과 공기유량, 축마력은 고도 상승시 감소함을 나타내었고 비 연료 소모율은 역으로 미소한 상승을 확인할 수 있었다. GASTURB와의 비교에서 최고 오차 11.1%, 평균오차 4.8%를 보여 프로그램의 신뢰성을 확인할 수 있었다.

4.3 비장착 성능과의 비교

비행 마하수 0에서 고도 0 ft와 10000 ft조건에서 장착조건과 비 장착조건을 성능을 해석하고 비교하였다.[4] 비교 결과는 Table. 5와 같으며 엔진 전체 손실이 증가할수록 축 마력은 감소하고 비 연료 소모율은 증가함을 알 수 있었다. 또한 고도 증가에 따라 축마력이 감소하며 비연료 소모율도 약간의 감소를 보임을 확인할 수 있었다.

Table 5. 장착성능과 비 장착성능의 비교

		SHP (kW)	SFC (kg/kW hr)
0 ft	비장착성능	857.55	0.3433
	장착성능 (ECS OFF)	835.16	0.3550
	장착성능 (ECS MAX)	800.74	0.3566
10000 ft	비장착성능	674.58	0.3373
	장착성능 (ECS OFF)	659.60	0.3490
	장착성능 (ECS MAX)	617.36	0.3534

5. 결 론

항공기용 터보프롭 엔진을 위한 정상상태 성능해석 프로그램을 개발하여 현재 사용중인 KT-1의 추진기관인 PT6A-62 분리축 터보프롭엔진의 장착 성능을 해석한 후 상용 프로그램인 GASTURB의 해석결과와 비교 하였다. 장착손실 계수는 흡입구 온도상승 3℃, 배기도관 유효면적 17.8%감소, BLEED공기 손실 0%, 5.25%에서 출력손실 15SHP, 18SHP를 적용하였다.

GASTURB와의 비교결과 오차율이 최고 11% 이내로 개발 프로그램의 타당성을 검증할 수 있었다. 장착조건과 비 장착 조건을 비교한 결과 엔진 전체 손실이 증가할수록 축 마력은 감소하고 비 연료 소모율은 증가함을 알 수 있었다.

추후 최대상승 및 순항 조건에서의 정상상태 성능해석과 천이 상태 성능해석이 뒤따라야 될 것으로 사료된다.

후 기

본 논문은 국방과학연구소의 지원으로 수행된 연구결과의 일부이며 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. Changduk Kong, Jayoung Ki, Kwang woong Koh, 1999, "Steady-state and Transient Performance Simulation of a Turboshaft Engine with Free Power Turbine", ASME TURBO EXPO 99 Conference
2. Kurzke. J., "GASTURB 8.0:User's Manual", 1998
3. 나재정, 1996. 9, "PT6A-62 엔진 장착 성능해석 연구", 국방과학연구소
4. 공창덕, 기자영, 최인수, 노홍석, 김경두, 임강택, 2000, 11, "PT6A-62엔진의 동적거동 모사 기법에 관한 연구", 국방과학연구소
5. Philip P. Walsh, Paul Fletcher, 1998, "Gas Turbine Performance", Rolls-Royce Industrial and Marine Gas Turbines Ltd