

스마트 무인기용 터보샤프트 엔진 정상상태 성능해석

Analysis of Steady State Performance of Turbo shaft Engine for SUAV

이대원*, 박준철, 최동환, 노태성(인하대학교 항공공학과)

1. 서 론

현재 개발되고 있는 스마트 무인항공기에 장착될 예정인 640마력급 터보축 엔진은 임무설정에 따른 제반성능과 함께 추후 장착될 FADEC의 Logic 설정을 위한 사전성능해석을 파악하는 것이 매우 중요하다. 따라서, 개발비용과 위험도를 감소시키기 위해서는 정확한 성능모사가 선행되어야 한다. 성능해석은 엔진시험이 어려운 영역의 성능 해석을 통해 광범위한 영역의 성능을 확인할 수 있으며 엔진 제어기와 비행체 통합제어기 설계에도 중요한 기초데이터를 제공할 수 있다. 실용화되고 있는 시뮬레이션 코드들을 보면, 1970년대에 개발, 활용되고 있는 Dyngen[1] code는 3개축까지 가능한 다축 터보팬 및 터보제트엔진에만 적합하도록 구성되어 있으며, 제어시스템 설계에 필요한 다양한 제어방식과 이들의 조합까지도 가능케 하는 제어시스템 설계에 주안점을 두고 있는 것이 특징이다. 1990년대에 들어 와서는 GUI 기법을 이용한 상용프로그램인 GASTURB[2]라는 프로그램이 개발되어 제작자나 전문가가 아닌 일반 사용자들도 쉽게 사용할 수 있도록 하였다. 터보축 엔진을 포함한 상용코드로는 2000년대에 네덜란드 NLR에서 개발, 실용화가 시도되고 있는 GSP가 있으며, 현재 국내에서도 관련분야에 제한적으로 보급이 되어 활용도 측면, 즉 그 적용범위와 실용가능성 측면에서 검토되고 있다.

본 연구에서는 포트란을 이용하여 항공기용 터보 축 엔진의 정상상태 성능해석 프로그램을 개발하였고, 이를 이용하여 연구대상엔진의 탈설계점 성능을 해석하였다. 또한, 스마트 무인항공기의 임무설정에 따른 비행조건들과 엔진출력을 만족하는 복합적 변화들에 대한 정적 특성

추출을 시도하여 추후 시행되어야 할 엔진의 실시간 동적거동 특성 해석에 필요한 기본 데이터로 활용토록 하였다.

2. 본 론

2-1. 연구대상 엔진

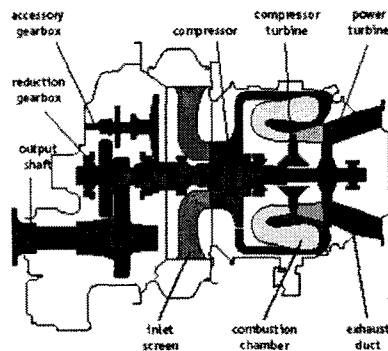


그림 280 PWC206C 엔진의 구성

표 1 대상 엔진의 성능 자료

변수	성능
공기 질유량(kg/s)	2.0
연료 질유량(kg/s)	0.004~0.054
압축기 압력비	8.0
압축기 효율	0.8546
연소기 효율	0.97
동력 터빈 효율	0.8457
최대이륙동력(kW)	477
최대연속동력(kW)	423

연구대상 엔진으로 1단 원심 압축기, 1단의

가스 발생기 터빈과 기계적으로 분리되어 있는 동력터빈을 가지고 있는 640마력급 터보축 엔진인 PWC206C 를 선정하였다. 항공우주연구원(이하 항우연)에서 제공한 대상엔진의 단면 및 설계점 성능은 그림 1과 표 1에 나타내었다.

2-2. 정상상태 성능 해석 프로그램

각 구성 요소간 열역학적 관계를 이용하여 틸트 로터(Tilt-Rotor)용 터보 축(Turbo - Shaft) 엔진에 대해 무인기의 전 운용 범위에서의 엔진 정적성능을 계산하여 출력값으로엔 엔진의 동력 및 비 연료 소모율 등 여러 가지를 얻을 수 있는 정상상태 성능해석 코드(Code)를 개발하였다. 본 프로그램에 있어서 주목할 점은 가스 발생기 터빈과 분리된 동력 터빈은 항상 최대출력을 발생시킬 수 있도록 터빈 확장비를 조절할 수 있게 하였다는 것이다.

터보 축 엔진의 경우 스로틀(throttle) 변화에 따라 최대출력이 변화하게 되는데, 따라서 항상 최대출력이 보장될 수 있도록 가스 발생기 터빈 및 동력 터빈의 팽창비에 대한 최적화가 필요하다. 스로틀 변화에 직접적인 영향을 받는 터빈 전후의 온도비(τ_{tt})에 대한 출력에 직접적인 관계를 가지는 동력계수(C_R)의 변화율이 0 이 되는 지점에서 최대출력을 얻을 수 있고, 이를 수식으로 표현한 것은 다음과 같다.

$$C_R = (\gamma_c - 1)M_0 \left[(1+f)M_0 \frac{u_0}{u_0} - M_0 \right]$$

$$\frac{\partial C_R}{\partial \tau_{tt}} = \frac{\partial}{\partial \tau_{tt}} \left\{ \eta_R \eta_g \left[\eta_m (1+f) \tau_{\lambda} (1-\tau_{tt}) - \tau_{\lambda} (\tau_c - 1) \right] \right\}$$

$$+ \frac{\partial}{\partial \tau_{tt}} \left\{ (\gamma_c - 1)M_0 \left[(1+f) \sqrt{\left(M_0 \frac{u_0}{u_0} \right)^2} - M_0 \right] \right\} = 0$$

$$\tau_{tt}^* = \frac{1}{\Pi} (\tau_{tt}^*)^{\frac{-(1-\gamma_c)}{\gamma_c}} + \frac{\gamma_c - 1}{2} \frac{M_0^2 \left[1 + \left(\frac{1-e_t}{e_t} \right) \frac{1}{\Pi} (\tau_{tt}^*)^{\frac{-1}{\gamma_c}} \right]^2}{\tau_{\lambda} (\eta_R \eta_g \eta_m)^2}$$

여기서, τ_{tt}^* 는 초기치를 가지고 반복 계산하여 값을 구하였다. 초기값 τ_{tt0}^* 은 다음과 같다.

$$\tau_{tt0}^* = \frac{1}{\Pi} + \frac{M_0^2}{5\tau_{\lambda} (\eta_R \eta_g \eta_m)^2}$$

엔진의 탈설계점 해석은 ①비행속도변화 ②고도변화 ③스로틀 변화의 3가지 경우에 대하여 계산하였으며, 해수면 표준대기온도를 기준으로 10℃, 20℃, 30℃ 높은 온도에 대해서도 각각의 변화에 따른 탈설계점 해석이 가능토록 하였다. 이와 같은 계산과정은 기본적으로 포트란으로 작성하였으며, 코드 사용자들이 보다 쉽게 사용할 수 있도록 하기 위해 Visual C++로 GUI 환경을 제공토록 하였다.

그림 2는 개발 프로그램에서 스로틀(Throttle) 변화에 대한 탈설계점 결과창을 나타낸 것이다.

TAUL	TT4	PMC	F	WF	SHPT
4.708	1177.33	7.892	0.01978	0.0402	432.3
4.809	1177.08	7.889	0.01977	0.0402	432.0
4.908	1176.87	7.887	0.01977	0.0401	431.7
4.997	1176.57	7.884	0.01976	0.0401	431.4
4.996	1176.32	7.882	0.01975	0.0401	431.1
4.695	1176.87	7.879	0.01975	0.0401	430.8
4.694	1176.82	7.876	0.01974	0.0401	430.5
4.693	1176.57	7.874	0.01974	0.0400	430.1
4.692	1176.32	7.871	0.01973	0.0400	429.8
4.691	1176.07	7.869	0.01973	0.0400	429.5
4.690	1174.82	7.866	0.01972	0.0400	429.2
4.689	1174.57	7.863	0.01971	0.0399	428.9
4.688	1174.32	7.861	0.01971	0.0399	428.6
4.687	1174.07	7.858	0.01970	0.0399	428.3
4.686	1173.82	7.855	0.01970	0.0399	427.9
4.685	1173.57	7.853	0.01969	0.0399	427.6
4.684	1173.32	7.850	0.01968	0.0399	427.3
4.683	1173.07	7.848	0.01968	0.0399	427.0
4.682	1172.82	7.845	0.01967	0.0398	426.7
4.681	1172.57	7.842	0.01967	0.0398	426.4

그림 2 개발 프로그램의 결과 창

엔진 설계점 계산에 필요한 입력값 및 탈설계점 계산에 대한 입력조건들은 국제통일단위계(SI Unit)를 사용하였으며, 출력값에 대하여는 SI 뿐만 아니라, 영국계 단위계(British Unit)로도 얻을 수 있도록 하였다. 또한, 출력값은 그래프 프로그램으로 그릴 수 있도록 Techplot이라는 프로그램의 입력 파일 형식으로 파일을 생성토록 하였다.

2-3. 대상 엔진의 설계점 및 탈 설계점 성능

개발 프로그램의 신뢰도를 확보하기 위해 항우연에서 제공한 대상엔진의 고도, 온도에 따른 엔진의 성능과 비교하였다. 그림 3는 최대 연속 동력을 낼 수 있는 상태에서 연료 질유량에 대한 개발 프로그램과의 오차율을 나타낸 것이다. 고도 5000m 이내에서는 2% 이내의 오차율을 확인하였고, 전체적으로 4%이내의 오차율을 확

인하였다.

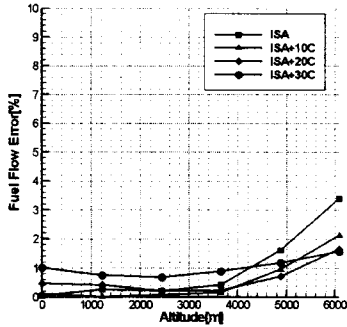


그림 3 연료 질유량에 대한 오차율

탈설계점 성능해석에 대한 성능 인자들은 압축비, 공기 질유량, 연료 질유량, 축마력, 비 연료 소모율의 순서로 표기하였고 Reference Data에 대한 비로 나타내었다. 한편, 설계점에서 최대 연속 축마력을 설정하였으므로 각 탈설계점에 대한 터빈 입구 온도는 해당 터빈이 연속적으로 견딜 수 있는 최대온도로 고정되어 있다.

그림 4, 그림 5에서는 각각 주어진 고도에서 비행속도변화에 따른 탈설계점 성능을 나타낸 것이다. 비행속도가 증가함에 따라 공기 질유량이 증가하게 되어 전체적으로 축마력이 증가하게 되는 것을 확인할 수 있다.

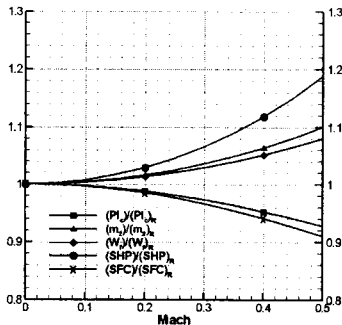


그림 4 비행속도에 따른 성능
(비행고도 : Sea Level, ISA)

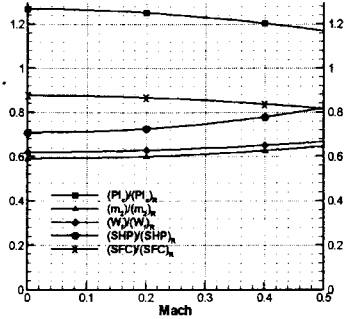


그림 5 비행속도에 따른 성능
(비행고도 : 6km, ISA)

그림 6, 그림 7은 각각 주어진 비행속도에서 고도변화에 따른 탈설계점 성능을 나타낸 것이다. 고도 변화에 따라 대기온도와 압력이 저하되고, 터빈 입구 온도비가 상승함에 따라 축마력과 연료소모율이 증가하게 되지만, 한편으로는 공기 밀도 저하에 따른 흡입공기유량이 큰 폭으로 감소함에 따라 최종적으로는 축마력과 연료소모율은 감소하는 경향을 나타낸다. 정지상태를 기준으로 비행속도가 있는 경우 정상적인 성능인자의 값은 변화하지만, 성능인자별 변화경향은 정지상태의 경우와 유사함을 볼 수 있다.

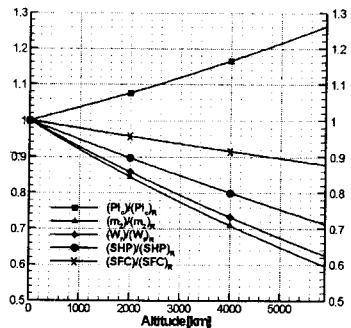


그림 6 비행고도에 따른 성능
(비행속도 : Mach No. : 0.0, ISA)

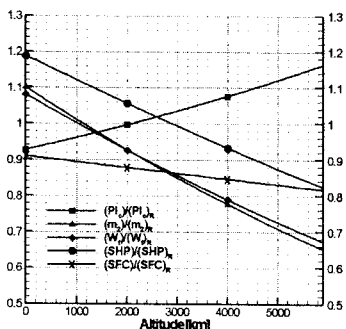


그림 7 비행고도에 따른 성능
(비행속도 : Mach No. : 0.5, ISA)

그림 8 ~ 그림 11은 고도가 각각 0 km와 6 km, 비행속도 Mach 0과 Mach 0.5일 때 Throttle Setting에 따른 엔진의 성능을 나타낸 것이다.

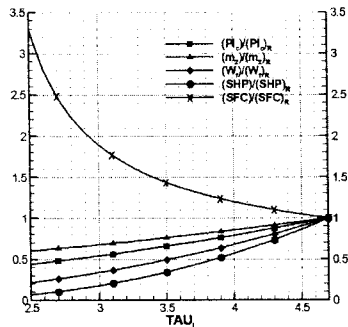


그림 8 Throttle 변화에 따른 성능
(고도 : 0.0 km, Mach No. : 0.0)

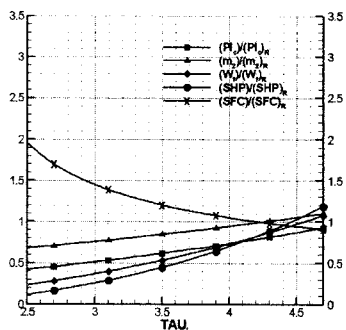


그림 9 Throttle 변화에 따른 성능
(고도 : 0.0 km, Macho No. : 0.5)

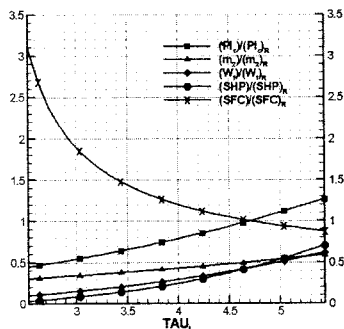


그림 10 Throttle 변화에 따른 성능
(고도 : 6km, Mach No. : 0.0)

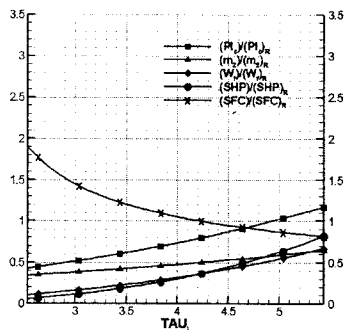


그림 11 Throttle 변화에 따른 성능
(고도 6km, Mach No. : 0.5)

비행속도 변화는 비연료 소모율에 민감한 영향을 끼치지만, 다른 성능인자들에는 상대적으로 적은 영향을 주는 것을 알 수 있다. 또한, 비행고도변화는 모든 성능인자들에 상대적으로 적은 영향을 주고 있는 것을 볼 수 있다.

이상에서 보여준 연구내용과 결과는 실제 엔진을 운용할 시 비행고도와 비행속도 영역에서 터빈 입구 온도, 압축비 등의 변화 범위는 운용상의 제약에 대한 Guideline을 제시해 줄 수 있으며, 비연료소모율, 추마력 등은 비행체의 추진기관과의 연계설계에 직접 활용될 수 있을 뿐만 아니라, 비행체의 운용범위를 설정해 줄 수 있는 Guideline을 제시한다.

2-4. 임무설정에 따른 대상 엔진의 정적성능

앞에서 해석한 엔진의 정상상태 성능해석을 바탕으로 스마트 무인항공기의 임무설정, 즉 이륙-상승-순항-선회-순항-하강-착륙까지 요구되고 있는 비행조건들과 엔진출력을 만족하는 복합적 변화들에 대한 특성추출을 시도하였다. 이러한 해석 결과는 추후 엔진의 동적 성능을 해석하는 데 있어서 필요한 기본적인 자료를 제공한다. 임무조건은 항우연에서 제공하였으며, 이는 비확정된 초기 임무설정이다

표 2 대상 엔진의 임무 조건

비행 조건	고도 / 속도	시간	비장착요구 출력 [kW]
이륙 (착륙)	0km / 0 km/h	3 min	0 ↔ 431
상승 (하강)	3km / 250km/h	10 min	431 ↔ 355
순항	3km / 400km/h	1 hr	355 ↔ 296
선회	3km / 250km/h	3~4 hr	296 ↔ 161 296 ↔ 204

임무조건은 항공기의 Throttle을 각 조건의 처음에 Setting한 상태를 유지한 채 고도 및 비행속도 변화에 따른 탈설계점을 해석하는 것으로 본 연구에서는 Throttle Setting의 의미를 ①연

료 질유량을 일정하게 유지하거나 ②압축기 터빈 입구의 온도를 일정하게 유지하는 의미로 사용하였다. 표2는 기계적 손실 1%를 고려한 비장착 요구출력 등 임무 조건을 나타낸 것이다.

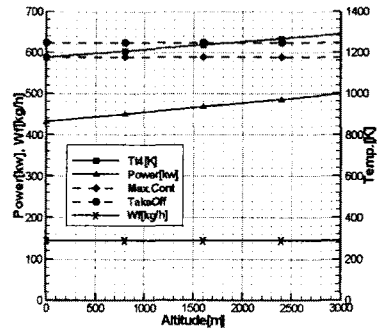


그림 12 상승비행에 따른 엔진성능 (연료 질유량 고정)

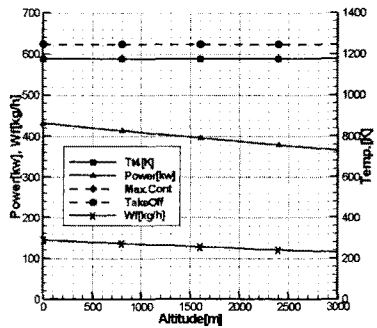


그림 13 상승비행에 따른 엔진성능 (터빈입구온도 고정)

그림12, 그림13은 상승비행에 따른 대상엔진의 정적성능을 나타낸 것이다. 연료 질유량을 이륙시의 값으로 고정시킨 상태에서 상승비행을 하는 경우, 고도가 상승함에 따라 가스발생기 터빈 입구 온도 Tt4가 지속적으로 상승하여 고도 2,000m 이상에서는 대상엔진의 허용 온도보다 높게 되는 것을 확인 할 수 있다. 즉, 이러한 조건으로 상승비행을 하는 것은 대상엔진에 큰 무리가 따르므로, 연료 질유량을 감소시키며 상승할 필요가 있다. 터빈입구온도를 고정시킨 상태로 상승비행을 하는 경우, 추마력이 감소하는

것을 볼 수 있으나, 임무 조건을 충분히 만족시키는 범위의 출력을 내므로, 크게 문제가 되지 않을 것으로 보인다.

그밖의 다른 비행조건에서는 Throttle Setting에 따른 특별한 제약이 발견되지 않아 어느 조건으로 비행을 하여도 임무조건을 만족하게 됨을 알 수 있었다.

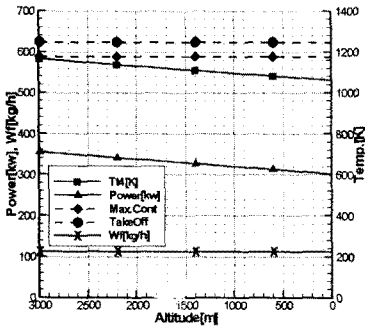


그림 14 하강비행에 따른 엔진성능 (연료 질유량 고정)

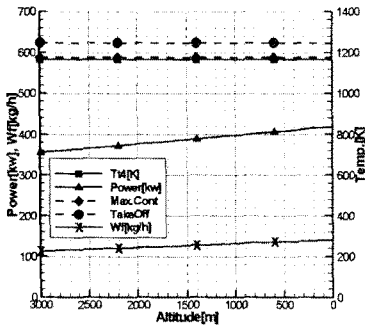


그림 15 하강비행에 따른 엔진성능 (터빈 입구 온도를 고정)

그림14, 그림15는 하강비행에 따른 대상엔진의 정적성능을 나타낸 것이다. 하강비행을 하는 경우 두가지 조건 모두 터빈입구 온도가 제한된 온도를 넘지 않는 것을 확인할 수 있었다. 그러나, 하강비행이 끝났을 때, 요구되는 출력보다 낮은 출력이 발생하고 다만, 터빈 입구 온도를 고정시킨채 하강한 경우가 다른 경우보다 더 임무조건에 가까운 출력값을 가지고 있으므로 상승과 마찬가지로 터빈입구 온도를 고정시킨 채 하강하는 것이 보다 더 바람직할 것으로 예상된다.

3. 결 론

틸트 로터용 터보축 엔진에 대한 엔진의 정적성능을 계산, 제공할 수 있는 프로그램을 개발하였다. 가스 발생기 터빈 및 동력 터빈의 팽창비에 대한 최적화를 통하여 항상 최대출력이 보장될 수 있도록 하였다. 열역학적 관계를 이용한 계산과정은 기본적으로 포트란으로 작성하였으며, Visual C++로 GUI 환경을 제공토록 하였다. 개발 프로그램을 640마력급 터보축 엔진인 PWC206C에 적용하여 대상엔진의 정상상태 성능을 해석하여 운용상의 제약에 대한 Guideline을 제시하도록 하였다. 또한, 임무 설정에 따른 대상 엔진의 정상상태 성능을 해석하였다. 해석결과, 상승 및 하강비행을 하는 경우 연료 질유량을 고정시키기보다는 터빈 입구 온도를 고정시킨 채 비행하는 것이 보다 나은 방법임을 확인하였다.

참 고 문 헌

1. James F. Sellers and Carl J. Daniele, "DYNGEN - A Program for Calculating Steady-State and Transient Performance of Turbojet and Turbofan Engines," NASA TN D-7901, 1975
2. Kruzke. J. "GASTURB 8.0: User's Manual", 1998
3. 박준철, 이대원, 노태성, 최동환, "스마트 무인항공기용 터보축 엔진의 동적성능과 응답성에 관한 연구", 추계학술대회논문집, 2004