

터보프롭 엔진(PT6A-62)의 동·정적 성능모사와 압축기 서지 및 터빈 과온 제어연구

공창덕^{*} · 기자영^{**} · 강명철^{***}

Steady-state and Transient Performance Simulation and Limit Control for Compressor Surge and Turbine Over-temperature of Turboprop Engine (PT6A-62)

Chang-Duk kong^{*} · Ja-Young Ki^{**} · Myoung-Cheol Kang^{***}

ABSTRACT

The steady-state and transient performance simulation program for a turboprop engine(PT6A-62) was developed. Specially this program included some algorithms, such as flat-rated behaviors in performance and limit control algorithms to prevent the compressor surge and the compressor-turbine inlet limit temperature overshoot. In order to minimize analysis errors, on interpolation method in component characteristics using matching errors and specific heat and specific heat ratio, which are functions of temperatures were used. The developed steady state performance analysis program can handle various conditions such as altitude, bleed extraction, inlet temperature and pressure and part throttle, and the transient performance analysis program incorporated a general mode for transient simulation and a control mode for prevention of the compressor surge and the turbine inlet limit temperature overshoot.

초 록

터보프롭 엔진(PT6A-62)의 정상상태 및 동적 성능모사를 위한 프로그램을 개발하였다. 특히 이 프로그램은 Flat-rated 성능특성과 압축기서지 및 압축기터빈 입구제한온도 초과 방지를 위한 한도제어 알고리즘을 포함하였다. 해석오차를 최소화 하기 위해 조합 오차 값을 이용한 구성품 성능 데이터의 보간 방법과 온도의 함수로서 계산된 정압비열과 비열비가 사용되었다. 개발된 정상상태 성능해석 프로그램은 고도, 비행속도, 블리드유량, 흡입구온도 및 압력, 제한출력등의 여러 조건을 고려 할 수 있으며, 천이상태 성능해석 프로그램은 일반모드와 압축기 서지 방지 모드, 터빈 제한온도 초과 방지 모드로 선택하여 해석을 수행할 수 있도록 구성하였다.

● 2002년 5월 2일 접수 ~ 2002년 6월 29일 심사완료

^{*} 종신회원: 조선대학교 항공우주공학과(Chosun University, Dept. of Aerospace Eng.)

^{**} 학생회원: 조선대학교 대학원 기계공학과(Chosun University, Dept. of Mechanical Eng.)

^{***} 학생회원: 조선대학교 대학원 항공우주공학과(Chosun University, Dept. of Aerospace Eng.)

주연락처자=E-mail : k0914@stmail.chosun.ac.kr 광주 동구 서석동 375번지

1. 서 론

항공기의 가속 또는 감속시 발생하는 엔진의 천이상태에서는 압축기 서지 또는 터빈 입구의 과도로 인해 엔진에 큰 손상을 가져올 수 있다. 서지는 일종의 실속현상으로써 유체역학적인 불안정 현상을 유발시켜 공기의 역류와 함께 심한 진동을 일으켜 압축기에 손상을 가져올 수 있다. 또한 터빈블레이드의 재질이 견딜 수 있는 온도가 제한되어 있는 관계로 제한온도를 초과하는 터빈입구온도의 오버슈트는 터빈에 소손을 야기할 수 있다. 이러한 서지와 터빈 입구온도 현상의 과도 방지를 위해 선진국에서는 1980년대부터 제어기 설계에 관한 연구가 활발하게 이루어 졌으며 최근에는 다양한 제어시스템들이 개발되었다. 그 중에서 Lehtinen등은 터보팬 엔진의 다변수 제어에 관한 연구를 발표하였고[1], Athans등은 LQG/LTR 기법을 사용한 연구를 발표하였다.[2]

그러나 이러한 제어시스템의 가격은 매우 고가이며 새롭게 개발할 경우 신뢰성의 문제도 있으므로 초기 단계에서는 기계적인 방식으로 압축기 서지마진과 터빈입구온도의 한계값을 초과하지 않도록 블리드 밸브나 연료유량을 제한하는 방법을 이용하고 있다.

또한 PT6A-62 터보프롭 엔진은 열역학적으로 1150hp의 성능을 가지나 프로펠러 로터의 과응력 방지등을 목적으로 950hp로 제한하여 운용되고 있다.

이에 본 연구에서는 PT6A-62 엔진의 Flat-rated 성능을 해석할 수 있는 정상상태 모사프로그램을 개발하였다. 또한 압축기 서지와 터빈 입구의 제한온도 제어가 가능한 천이성능 해석을 위한 프로그램을 개발하고 항공기에 장착

했을 경우와 비장착의 경우의 동적거동을 모사하였다.

2. 연구대상 엔진

본 연구에 이용된 PT6A-62 엔진은 가스발생기와 동력부로 구성되어 있으며 가스발생기는 압축기, 연소기 및 압축기 터빈으로 구성되어 있다. 가스발생기는 오일 펌프, 시동발전기 및 유압펌프를 구동한다.

동력터빈은 연소기 및 압축기 터빈을 거친 연소가스에 의해 구동되며 감속기어를 통하여 프로펠러를 구동시킨다. 압축기 터빈과 동력터빈은 거의 엔진 중앙에 위치하며 서로 반대 방향으로 회전한다.

압축기는 3단의 축류 및 1단의 원심 식으로 구성되어 있으며, 연소기는 역류형(reverse flow type)이다. 압축기 터빈은 1단이며 동력터빈은 2단으로 구성되어 있다. 대부분의 에너지는 동력터빈의 구동에 소요되며 잔여량은 엔진 양쪽의 배기구를 통하여 대기로 방출된다.

엔진은 1,150 마력 급이지만 엔진 감속기어부의 과응력을 방지하기 위하여 토크 상한치를 최대출력 950 마력으로 제한되며 터빈입구의 최대온도는 1143K이다.

프로펠러는 Hartzell사의 HC-E4N-3EX1/E9512CK-1로 2.4m, 4 블레이드, 가변피치, 페더 기능을 가지며 프로펠러 정속제어기에 의해 2000RPM으로 제어된다.

최대이륙조건(지상정지 표준대기 조건) 에서의 성능은 Table 1과 같다.[3]

Table 1. Performance Data for Study Engine

변 수	성 능
공기유량 (kg/s)	4.18
압축기 압력비	9.4
압축기 효율	0.77
연소기 압력강하율	3 %
연료유량 (kg/s)	0.0818
압축기터빈 입구온도 (K)	1292.6
압축기터빈 효율	0.88
동력터빈 효율	0.88
노즐면적 (m ²)	0.058
S.H.P (HP)	1150
가스발생기 회전속도 (RPM)	100 %
동력터빈 회전속도 (RPM)	100 %

이 엔진의 구성품 및 Station No.는 다음과 같다.

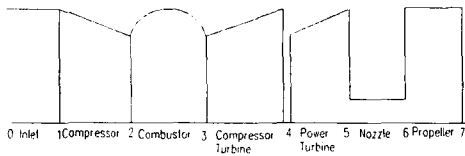


Fig. 1 Station No. and Layout of the Study Engine

3. 정상상태 성능해석

탈 설계점 성능해석을 위해서 각 구성품에 대한 성능도가 필요하게 된다. 각 구성품 성능도는 유량에 대한 압력비와 등 엔트로피 효율들이 각 회전수에 대해 표시된다. 성능도의 데이터를 프로그램상에 적재할 때 성능도의 특성에 의해서 한 점에 대해 두 개의 값이 중복되는 부분이 생긴다. 낮은 회전수 부분에서는 곡선이 거의 수평이 되기 때문에 한 점의 압력비에 대해 두 개의 유량값이 선택되고, 높은 회전수 부근에서는 하나의 유량에 대해 두 개의 압력비가 선택될 수 있다. 이러한 문제점을 해결하기 위해, 프로

그램 상에서 성능도 데이터를 읽어들이는데 beta-line 개념이 적용된다.[4]

유량, 압력비, 효율은 회전수와 beta의 함수로 표현될 수 있다. 탈설계 계산에서 beta-line 들은 모든 특정 점들에 대한 반복과정을 위한 초기 "가정치"들을, 연속적으로 계산되는 점의 수렴값들과 일치시키는데 도움을 준다. 본 연구에서는 성능도 데이터를 각 회전수당 20개로 나누고 조합 오차범위 안에 들도록 β -Line을 Interpolation하여 계산시간을 단축하였다.

열 역학적 성능해석을 수행하는 과정에서 가스의 특성인 정압 비열과 비열비는 각 과정에 대해 온도와 연공비의 함수이다. 이들의 고정된 값을 사용할 경우 성능해석 결과의 오차가 커지기 때문에, 본 연구에서는 각 과정에 대해서, 이전 구성품의 출구온도로 가스 특성과 새로운 온도를 구한 후, 이전 온도와 새로운 온도의 산술적 평균온도들에 대한 가스특성을 구하는 과정을 온도차가 오차범위 내에 들어올 때까지 반복 계산하였다.

탈 설계점에서의 성능은 전 구성품의 유량이 일정해야 하며 압축기와 같은 로터 축으로 연결된 압축기 터빈의 일은 같아야 한다. 이러한 조건을 만족하도록 다음과 같은 적합방정식 (Matching Equation)을 이용하였으며 정상상태 성능해석 프로그램의 순서도는 Fig.2와 같다.

- 가스발생기의 유량 평형방정식

$$\frac{\dot{m}\sqrt{T_{03}}}{P_{03}} = \frac{\dot{m}\sqrt{T_{01}}}{P_{01}} \times \frac{P_{01}}{P_{02}} \times \frac{P_{02}}{P_{03}} \times \sqrt{\frac{T_{03}}{T_{01}}}$$

- 가스발생기의 일 평형방정식

$$\frac{\Delta T_{034}}{T_{03}} = \frac{\Delta T_{012}}{T_{01}} \times \frac{T_{01}}{T_{03}} \times \frac{C_{pa}}{C_{pg}\eta_m}$$

$$\eta_m C_{pg} \Delta T_{034} = C_{pa} \Delta T_{012}$$

- 가스발생기와 동력터빈의 유량 평형방정식

$$\frac{\dot{m}\sqrt{T_{04}}}{P_{04}} = \frac{\dot{m}\sqrt{T_{03}}}{P_{03}} \times \frac{P_{03}}{P_{04}} \times \sqrt{\frac{T_{04}}{T_{03}}}$$

여기서 T는 전온도, \dot{m} 는 유량, P는 전압력, C_p 는 정압비열을 의미하며, 하첨자는 구성품의 입, 출구를 의미한다.

고도와 비행 마하 수가 달라지게 되면 구성품 성능도를 대기조건에 맞게 보정해 주어야 한다. 적용된 성능 보정식은 다음과 같이 정의된다.

• 로터 회전수 : $N_c = \frac{N}{\sqrt{\theta}}$

• 압축기 유량함수 : $MFP = \frac{\dot{m}\sqrt{\theta}}{\delta}$

여기서, $\theta = \frac{T_1}{288.15}$, $\delta = \frac{P_1}{1.01325}$ 이다.

정상상태 해석과정에는 위와 같은 식을 이용한 유량과 일의 조합을 만족 시키기 위한 반복 과정이 필요하게 된다. 초기 가정치는 새로운 결과치와 비교하여 오차를 구한 후, 적합한 오차 범위를 만족할 때까지 계산을 반복한다. 이 과정에서 프로그램의 효율성과 안정성을 위해 원하는 값으로의 빠르고 안정된 수렴과정이 요구된다. 본 연구에서는 유량과 일조합을 위해 각각 20개의 압축기 beta 값과 압축기 터빈 beta 값 중, 첫 번째 값을 가정치로 사용하여 초기 오차를 계산하고 이 오차의 범위에 따라 새로운 beta 가정 값을 생성하는 방법을 사용하였다.

본 프로그램의 Matching 오차는 다음과 같다.

- 압축기와 압축기 터빈 사이의 일 조합 오차 : 0.01 %
- 전체 구성품의 유량 조합 오차 : 0.5 %

또한 본 연구의 대상 엔진인 PT6A-62 엔진의 열역학적 최대 축마력은 1150 HP이나 실제 엔진은 950 HP로 출력 제한(flat-rated)되어 있으므로 이에 맞는 성능해석 알고리즘을 사용하여야 한다.

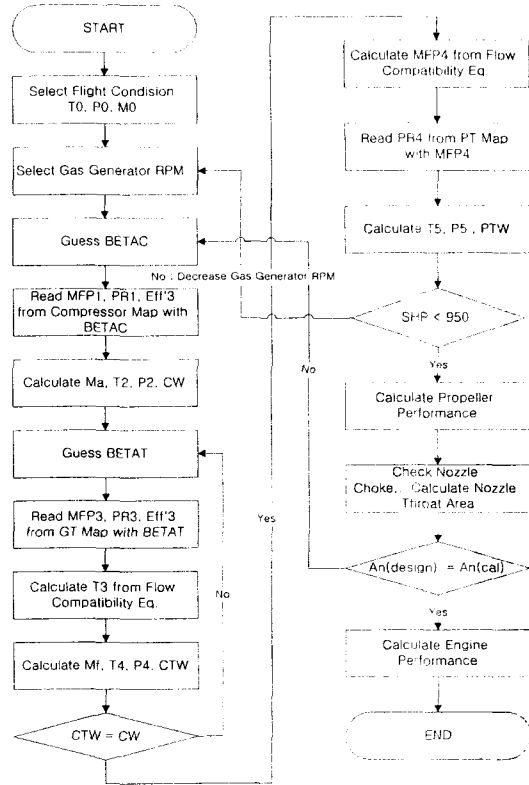


Fig. 2 Flowchart of Steadystate Analysis Program

엔진이 950 HP로 제한되면 열역학적 성능에 비해 실제 가스발생기 로터회전수와 연료유량이 감소하게 됨으로 본 프로그램에서는 해석된 축마력이 950 HP를 넘어가게 되면 가스발생기 로터회전수를 줄여(결국 연료 유량을 줄여) 950 HP로 제한하는 알고리즘을 이용하였다. 비장착, 장착 조건에서 고도를 변화시키며 950 HP로 출력이 제한된 성능을 해석하였다.

3-1. 비장착 조건의 출력 제한 성능

고도 및 비행마하수의 변화에 따른 비장착 성능해석을 수행하였다. 장착에 의한 공기 흡입구 압력 손실, Charge Heating, 블리드 및 출력 손실이 없고 가스 발생기 및 동력 터빈 회전수를 100%로 가정하였다.

해석결과는 Fig. 3과 같으며, 고도 0ft와 5000ft에서는 출력이 950 HP를 초과하기 때문에

가스발생기 회전수를 각각 97%와 98.36%로 감소시켜 출력을 950 HP로 제한하게 되는 결과를 나타내고 있다. 이 때의 연료유량은 0.06919 kg/s와 0.06721 kg/s이다.

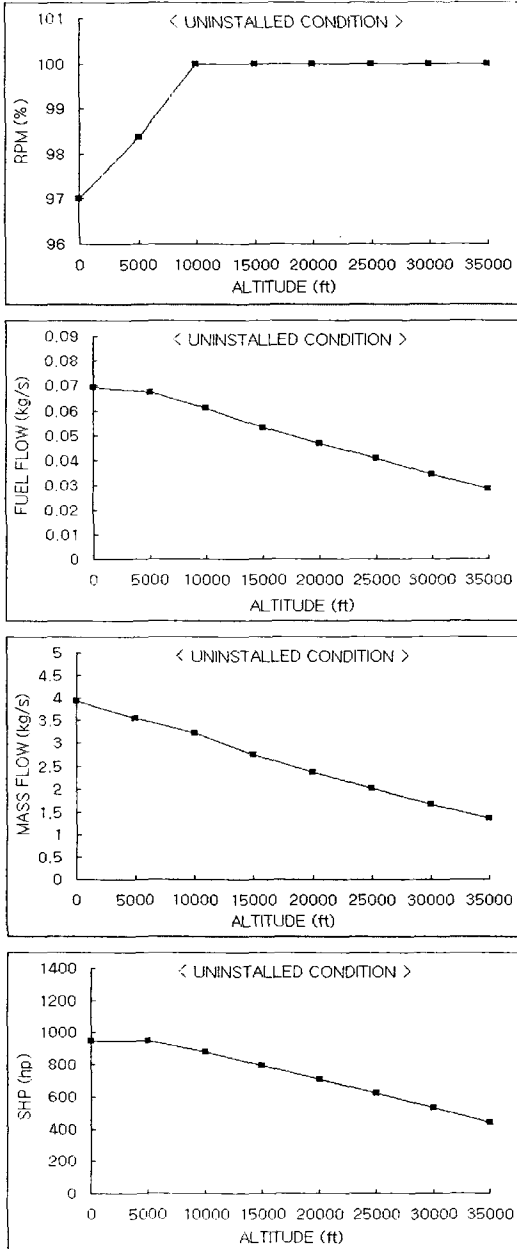


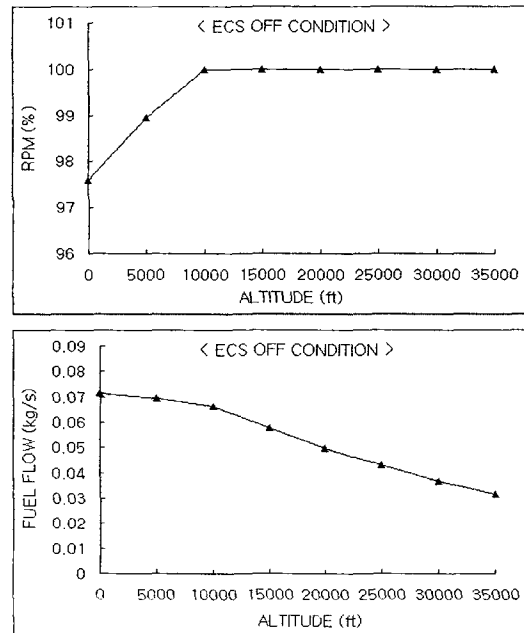
Fig. 3 비장착 최대 이륙 조건에서 고도 변화에 따른 출력 제한 성능

3-2. 장착 조건의 출력 제한 성능

항공기 장착 성능의 해석을 위해서는 추진기관의 장착 성능 및 항공기 항력의 정확한 예측이 필요하며, 엔진의 장착 성능 관련인자의 부하는 항공기 전체의 부하 해석을 통하여 이루어진다. 장착 손실인자로는 프로펠러의 회전으로 인한 흡입구 온도 상승과 공기 흡입구 압력 손실이 있으며, 주로 조종실의 냉, 난방에 쓰이는 블리드 공기 손실, 시동 발전기와 유압펌프 및 엔진 구동연료 펌프를 구동하는데 쓰이는 출력손실, 배기도관 손실이 있다. 본 연구에서는 최대 이륙조건에서 조종실 환경조절장치(ECS) OFF 상태와 ECS 최대 작동 조건의 출력 제한 성능을 해석하였다.

3-2-1 ECS OFF 조건

최대 이륙조건의 ECS off 상태에서는 블리드 공기 손실은 없으며 플랩(flap) 및 착륙장치 작동을 위한 출력 손실이 15 HP이다. 흡입구 압력손실은 매우 적음으로 없는 것으로 가정하며 배기도관 손실을 고려한 노즐의 유효 단면적은 74in^2 (0.04774 m^2)을 적용하였다.



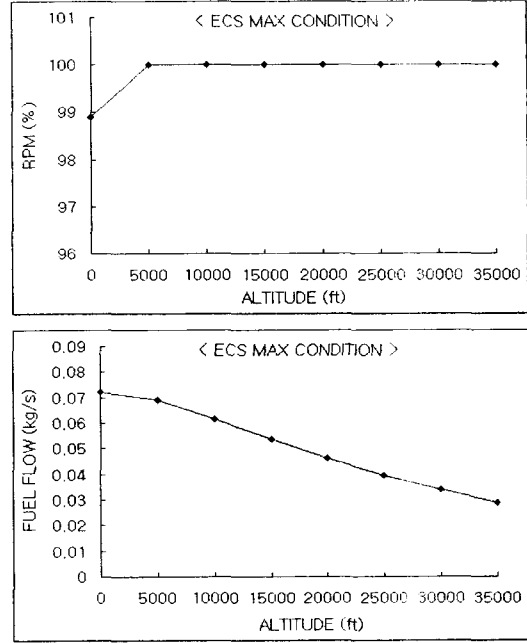
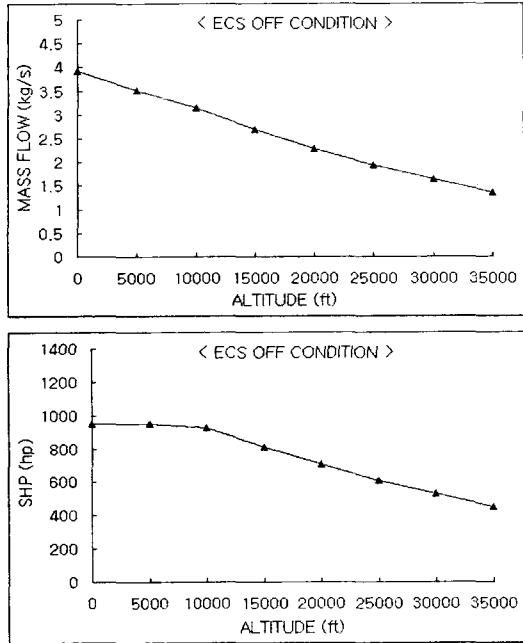


Fig. 4 ECS Off 장착 조건에서 고도 변화에 따른 출력 제한 성능

해석결과는 Fig. 4와 같으며 출력이 제한된 고도 0ft와 5000ft에서의 가스발생기 회전수는 약 97.58%와 98.95%이며 이때의 연료유량은 0.07135 kg/s와 0.0938 kg/s이다.

3-2-2 ECS 최대 작동 조건

최대 이륙조건인 ECS 최대작동 상태에서는 블리드 공기 손실이 5.25%이며 플랩(flap) 및 착륙장치 작동을 위한 출력 손실이 18 HP이다. 흡입구 압력손실은 매우 적음으로 없는 것으로 가정하며 배기도관 손실을 고려한 노즐의 유효 단면적은 74in² (0.04774 m²)을 적용하였다.

해석결과는 Fig. 5와 같으며 출력이 제한된 고도 0ft에서 가스발생기 회전수는 약 98.9%이며 이때의 연료유량은 0.07232 kg/s이다.

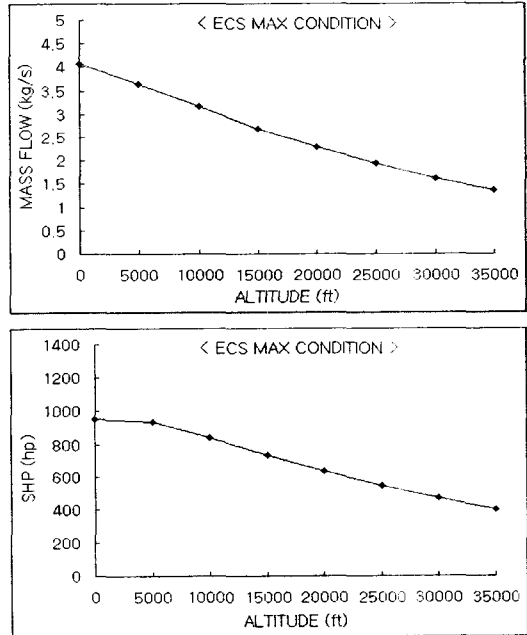


Fig. 5 ECS 최대 작동 장착 조건에서 고도 변화에 따른 출력 성능

4. 천이상태 성능 해석

가스터빈의 천이 성능모사를 위한 방법으로 다음의 서로다른 두가지 방법이 있다. CMF 방법(Constant Mass Flow Method)은 가스터빈의 천이 작동시에 전 시간영역에서 유량은 일정하다고 가정하는 방법이고, ICV 방법(Intercomponent Volume Method)은 천이 작동시에 엔진 구성품 사이에서 유량의 불일치가 일어난다고 가정하고, 이 유량의 불일치는 엔진의 각 단에서의 압력변화를 예측하는데 사용하는 것이다. 두 방법 사이의 주요 차이점은 천이영역을 완벽하게 달성하는데 필요한 계산시간이다. 만약 큰 시간 변화를 모사하는 것이 목적이라면 가스터빈의 동적거동을 더욱 실제적으로 설명하지만 계산 시간이 길어지는 ICV 방법보다, 빠르고 효율적인 반복루틴을 제공하는 CMF 방법이 유리하다. 따라서, 본 연구에서는 CMF 방법을 채택하였다.

대표적인 천이상태는 연료유량의 변화가 있을 때 나타난다. 가속 또는 감속을 위한 연료유량의 변화는 압축기터빈 입구온도의 과도(overshoot)와 압축기 서지를 유발시켜 엔진에 치명적인 손상을 유발할 수 있다. 따라서 보다 우수한 가속성과 함께 안전한 연료의 증감을 위해서 다양한 연료 스케줄링(Scheduling)에 따른 천이상태 성능해석을 수행한다.

엔진의 연소기에 유입되는 연료유량이 변화하면 압축기와 압축기터빈 사이에 일조합(Work Matching)이 이루어지지 않아 잉여 토오크가 발생하게 되며 이는 압축기와 터빈을 연결하는 로터축의 관성의 영향을 받는다.[4] 따라서 천이상태에서는 정상상태 성능해석에서 사용하였던 유량 적합방정식과 함께 다음과 같은 동력 평형 방정식을 만족하여야 한다.[5]

$$\dot{m}_{HPT} \Delta h_{HPT} = \dot{m}_{HPC} \Delta h_{HPC} + \left(\frac{2\pi}{60} \right)^2 \left(\frac{dN}{dt} \right) I N$$

여기서 Δh 는 엔탈피 변화, I 는 회전하는 로터의 극관성모멘트, N 은 회전속도를 나타내며 하첨자 HPT는 고압터빈, HPC는 고압압축기를 나타낸다. 본 연구대상엔진의 로터 극관성모멘

트는 0.9 kg m^2 로 가정하였다. 위 식의 우변 두 번째 항이 잉여 토오크를 나타내며, 본 연구에서는 Euler Method를 이용하여 적분하였다.[6]

천이상태 성능해석을 위한 프로그램의 순서도는 Fig. 6과 같다.

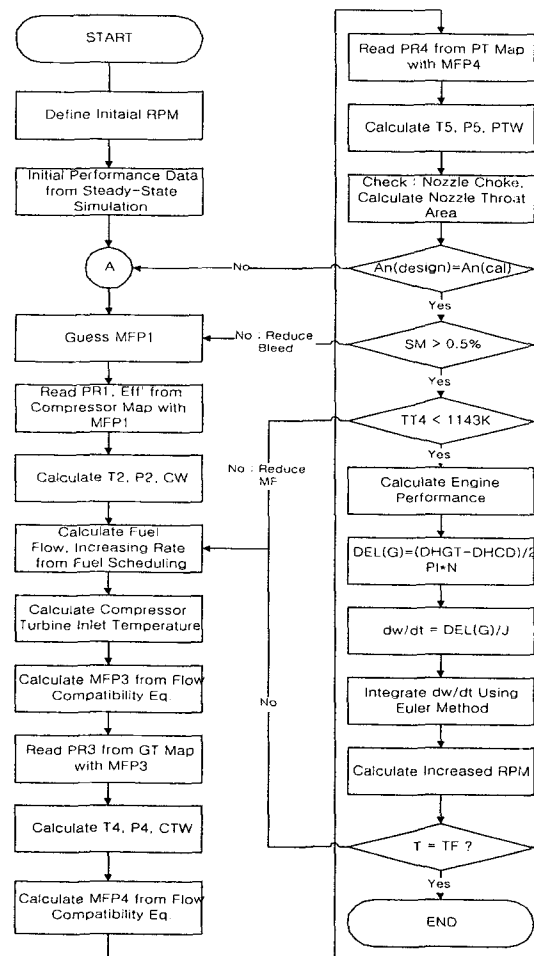


Fig. 6 Flowchart of Transient Analysis Program

본 연구에서는 비장착 최대 이륙 조건과 장착상태의 최대이륙 조건의 천이성능을 해석하였다. 연료 스케줄링은 연료가 갑자기 step으로 증가하는 경우와 엔진 압축기터빈과 동력터빈간 온도(ITT; Inter Turbine Temperature) TT4의 초과를 방지할 수 있는 ramp 증가의 경우를 가정하

여 수행하였다. 제작사에서 제시한 제한 ITT는 천이상태시 1143K이다.

4-1. 비장착 성능 해석

비장착 조건에서는 지상 정지 상태에서 아이들(Idle)회전수인 64% RPM에서 최대상승 및 순항 조건인 93.38% RPM까지 가속하는 경우, 제한온도를 초과하지 않는 연료유량을 찾기 위해 각각 0.1 초에서 4.0 초 사이의 구간에 걸쳐 다양하게 증가시키며 회전수와 출력의 응답 특성과 동력 터빈 입구온도의 과도특성을 살펴보았다.

먼저 프로그램의 검증을 위해 연료유량, 가스발생기 로터 회전수, 축마력 등의 정상상태 도달 시간을 실험 결과와 비교하고 그 때의 정상상태 값을 정상상태 성능해석으로부터 얻은 값과 비교하였으며, 결과는 Table 2 및 3과 같다. 지상 정지 조건에서의 시험 결과를 살펴보면 0.7 초에 걸쳐 연료를 증가시킬 경우 가스발생기 회전수는 약 3.0 초 후에 정상상태가 되며 출력은 2 초 후인 5 초에 정상상태가 된다. 본 프로그램의 해석 결과에서는 3.1 초 후에 94% RPM에 도달하여 정상상태가 되었으며, 출력의 경우에는 4.8 초 이후에 정상상태가 되었다. 정상상태와 천이 해석결과의 오차는 정상상태 해석과 천이 해석의 알고리즘 및 구성품 조합을 위한 반복과정의 차이, 극 관성 모멘트 값의 가정, 적분오차 등에 의한 것으로 추정된다.

제한 ITT 1143K을 초과하지 않는 연료유량 증가시간을 찾은 결과 1.8 초 이상으로 천천히 증가시킨다면 제한 온도의 초과를 방지할 수 있을 것으로 예측된다. 해석 결과는 Fig. 7과 같다.

Table 2. 정상상태 도달 시간

Variable	Transient Simulation	Rig-test
연료유량	0.7 sec	0.7 sec
RPM	3.1 sec	3.0 sec
축마력	4.8 sec	5.0 sec

Table 3. 정상상태 값 오차

Variable	정상상태 성능해석	천이 성능해석	% Error
Ng (%RPM)	93.38	94.04	0.707
연료유량 (kg/s)	0.0566	0.0566	0
공기유량 (kg/sec)	3.221	3.415	6.023
TIT (K)	1182.83	1132.46	4.258
TIP (bar)	6.809	6.955	0.472
축마력 (hp)	688.35	698.8	1.518

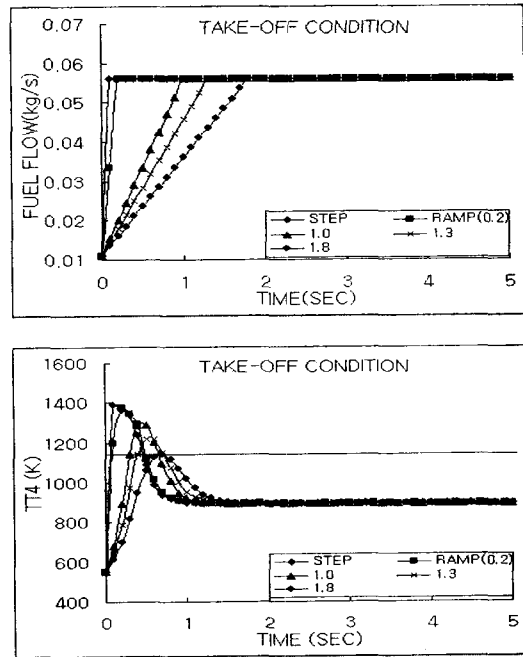


Fig. 7. 비장착 최대이륙조건의 천이성능

4-2. 장착 성능 해석

장착 조건의 천이상태 성능해석은 ECS의 Off와 최대작동상태에서 최대이륙조건의 성능을 해석하였다. 연료는 가스발생기 회전수를 최소 출력(Flight Idle, 64% Ng)으로부터 최대상승 및 순항출력(Max. Climb & Max. Cruise Power Rating, 93.38% Ng) 회전수까지 증가하는데 필요한 양을 step으로 증가하는 경우와 제

작사에서 제공한 제한 ITT 1143K을 초과하지 않는 연료 증가율을 찾기 위한 ramp 증가의 경우를 가정하여 수행하였다. 해석 결과는 Fig. 8 및 Fig. 9와 같다.

해석 결과를 살펴보면 연료의 step 증가 시 ECS off의 경우에는 약 0.9 초, ECS 최대작동 상태에서는 약 0.8 초 동안 ITT가 제한온도를 초과한다. 이를 방지하기 위해 다양한 연료 증가 시간을 적용하여 해석한 결과 ECS off의 경우에는 1.0 초, ECS 최대작동 상태에서는 0.9 초 이상으로 연료를 증가시킨다면 제한온도의 초과를 방지할 수 있음을 확인하였다.

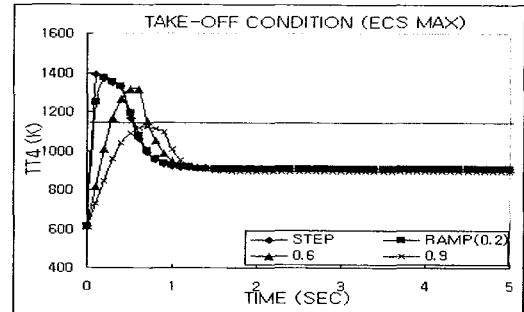


Fig. 9 ECS MAX. 최대이륙 조건의 천이상태 성능해석 결과

5. 안전 운용 영역 확보를 위한 알고리즘

5-1. 압축기 서지 제어를 위한 블리드 공기량 정의

가스터빈 엔진은 압축기의 서지 방지를 위해 설계 시 서지 마진을 정의하여 어떠한 운용영역에서도 그 값을 벗어나지 않도록 하는 것이 일반적이다. 서지의 제어에는 서지 발생 가능 시 블리드 공기를 추출하여 방지하는 방법과 가변노즐을 사용하는 방법이 있다.[5] PT6A-62 엔진은 가변노즐을 가지고 있지 않으므로 본 연구에서는 압축기가 서지 영역에 들어가게 되면 블리드 공기를 추출하여 서지 마진을 확보하는 방법을 이용하였다. 압축기의 서지 마진은 다음과 같이 정의된다.

$$SM = \frac{\text{압축기 서지 압력비} - \text{작동 압력비}}{\text{작동 압력비}} \times 100$$

본 연구에서는 SM을 0.5%로 하여 0.5% 이하가 되면 블리드 공기를 2% 추출하였다. 이 값은 시행 착오 범으로 얻어진 값이며 2% 이내의 추출에서는 제어의 효과가 없었다. 더 많은 블리드 공기의 추출도 가능하나 블리드 공기 추출은 엔진의 성능을 저하시킴으로 서지 마진을 확보할 수 있는 최소 블리드 공기유량인 2%를 선택하였다.

해석 조건은 비장착 최대이륙 조건과 장착 최대이륙 조건 시 ECS OFF 및 최대 작동 상태에서 연료가 step으로 증가하는 경우를 가정하

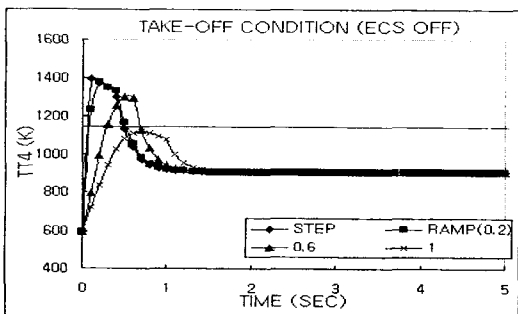
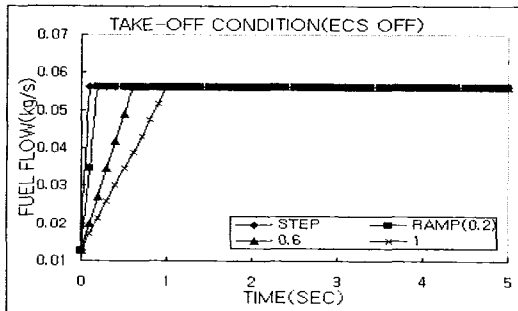
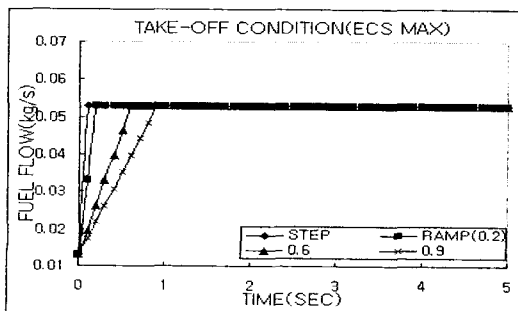


Fig. 8 ECS OFF 최대이륙 조건의 천이상태 성능해석 결과



였다.

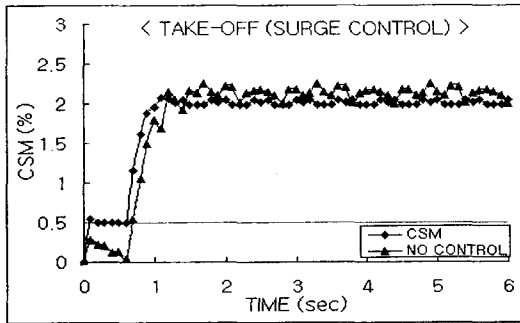


Fig. 10 비장착 최대이륙 조건의 서지마진

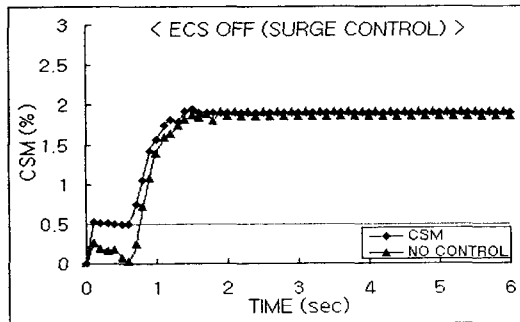


Fig. 11 ECS OFF 최대이륙 조건의 서지마진

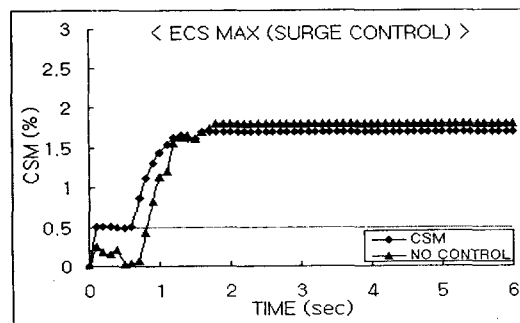


Fig. 12 ECS MAX. 최대이륙 조건의 서지마진

해석 결과는 Fig. 10, 11, 12와 같으며, 제어 이전의 경우 0.6초까지의 구간에서 서지 마진이 0.5% 이하로 서지 발생 가능성을 보이는 반면, 블리드 공기유량을 추출하였을 경우에는 0.5% 이상의 서지 마진을 확보하였다.

5-2. 터빈입구 제한온도 제어를 위한 연료유량 정의

가스터빈 엔진에서 압축기 터빈의 입구 온도는 그 재질이 견딜 수 온도에 맞추어 설계 시 제한이 되어있다. 그러나 압축기 터빈의 입구 온도는 매우 높아 계측이 어려움으로 PT6A-62 엔진은 압축기 터빈과 동력터빈 사이의 제한온도가 1143K로 제시되어 있다. 터빈 입구온도의 제어는 연료유량을 조절하는 것이 일반적이며 본 연구에서도 동력터빈의 입구온도가 제한 온도인 1143 K을 초과하게 되면 연료유량을 1%씩 감소시키도록 하였다.

해석 조건은 비장착 최대이륙 조건과 장착 최대이륙 조건 시 ECS OFF 및 최대 작동 상태에서 연료가 step으로 증가하는 경우를 가정하였다. 해석 결과는 Fig. 13, 14, 15와 같으며, 제어 이전의 경우 0.5초까지의 구간에서 터빈 입구온도가 오버슈트하는 경향을 보이는 반면, 연료유량을 감소시켰을 경우에는 제한 온도를 초과하지 않는 결과를 나타내었다.

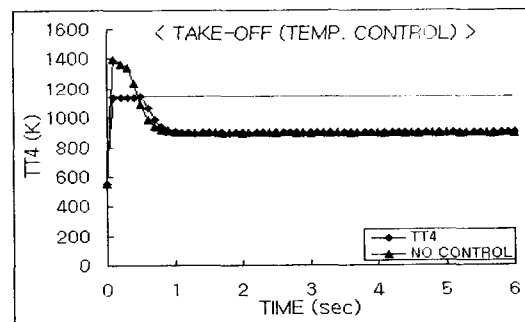


Fig. 13 비장착 최대이륙 조건에서 제한 TIT

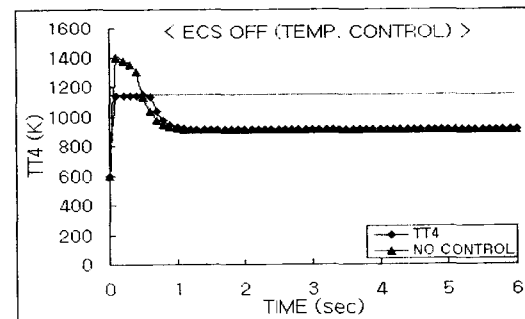


Fig. 14 ECS OFF 최대이륙 조건의 TIT

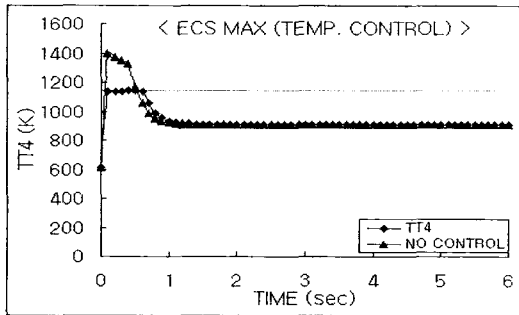


Fig. 15 ECS MAX. 최대이륙 조건의 제한 TIT

6. 결 론

PT6A-62엔진의 제한(flat-rated) 성능을 해석하기 위한 정상상태 성능해석 프로그램과 천이성능 해석 프로그램을 개발하였다.

프로그램의 계산시간 단축과 정확도의 향상을 위해 β -line 개념을 도입하고 β -line에 앞에서 계산된 조합오차를 곱함으로써 구성품 성능도에서 보다 빠르게 구성품의 조합 지점을 찾도록 하였다.

제한(flat-rated) 성능을 모사하기 위해 출력이 제한 출력인 950hp을 초과하게 되면 연료유량을 감소시키는 알고리즘을 적용하였다.

천이상태 성능해석 프로그램에서는 비장착과 장착 조건의 최대이륙 상태에서 완속(Idle) 회전수인 64%에서 최대 상승 및 순항 회전수인 93.38%까지 증가하는데 필요한 연료 스케줄링을 0.1 초에서 4.0 초로 다양하게 적용하며 TIT(Turbine Inlet Temperature)가 제작사에서 제시한 한계온도를 넘지 않는 연료증가율을 찾았다. 해석결과 비장착 조건에서는 2.6 초, 장착조건에서는 약 0.8 초 이상으로 연료를 증가시킨다면 제한온도를 초과하지 않음을 확인하였다.

엔진의 빠른 가속 시 천이상태 성능해석 결과 ITT가 제한온도를 초과하고 압축기 압력비가 서지선에 근접하였다. 이에 압축기 서지 마진 확보와 제한온도 초과 방지를 위한 제어 알고리즘을 천이상태 해석 프로그램에 추가하였다. 압축기 서지 마진은 0.5%로 하고 이 값은

벗어나는 경우 블리드 공기유량을 2% 추출하고 제한온도의 초과시에는 연료유량을 1%씩 감소시켜 운용한계 범위를 벗어나지 않도록 하였다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소의 지원으로 수행된 "PT6A-62 엔진의 동적 거동 모사 기법에 관한 연구"와 한국과학재단 지정 수송기계부품 자동화 연구센터 단독연구과제(과제번호: R12-1995-001004-0) 결과의 일부임을 밝히며 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. Lehtinen, B., DeHoff, R.L., and Hackney, R.D., "Multivariable Control Altitude Demonstration on the F100 Turbofan Engine", J. of Guidance and Control, JAN,FEB, pp.50~58, 1981,
2. Athans, M., Kapsouris, P., Kappos, E., Spang, H. A., "Linear Quadratic Gaussian with Loop-Transfer Recovery Methodology for the F-100 Engine", J. of Guidance, Vol. 9, NO. 1, pp.45~52, 1986
3. 나재정, 1996. 9, "PT6A-62 엔진 장착 성능해석 연구", 국방과학연구소
4. P. P. Walsh, P. Fletcher, 1998 "Gas Turbine Performance", Blackwell Science
5. P. Pilidis, 1983 "Digital Simulation of Gas Turbine Performance", Ph.D Thesis, Univ. of Glasgow
6. Sellers, J.F., Daniele, C. J., "DYNGEN - A Program for calculating Steady-State and Transient Performance of Turbojet and Turbofan Engines", NASA TND-7901, 1975
7. 공창덕, 강명철, 기자영, 오성환, "PT6A-62 터보프롭 엔진의 장착상태 천이성능 해석", 항공우주학회 추계 학술발표회, 2001