

중형항공기용 터보팬엔진의 정상상태 성능해석 및 동적모사에 관한 연구 (I)

공창덕*, 고광웅**, 기자영***

A Study on Steady-State Performance Analysis and Dynamic Simulation for Medium Scale Civil Aircraft Turbofan Engine (I)

C. D. Kong,* K. W. Koh** and J. Y. Ki***

ABSTRACT

Steady-state and transient performance for the medium scale civil aircraft turbofan engine was analyzed. Steady-state performance was analyzed on maximum take-off condition, maximum climb condition, and cruise condition. At 90%RPM of the low pressure compressor, the partload performance was economized. The transient performance was analyzed with cases of the step increase, the ramp increase, the ramp decrease, and the step increase and ramp decrease for the input fuel flow. For the transient performance analysis, work matching between compressor and turbine was needed. Modified Euler method was used the integration of residual torque in work matching equation. At all flight condition, the overshoot of the high pressure turbine inlet temperature was appeared in the step and ramp increase case, and the surge of high pressure compressor was appeared in the step increase case and the ramp increase case within 5.5 seconds of maximum climb condition.

초 록

중형항공기용 터보팬엔진의 설계점, 탈설계점에 대한 정상상태 및 천이상태 성능해석을 수행하였다. 정상상태 성능해석은 설계점으로 선정한 지상최대추력조건과 탈설계점으로 선정한 최대상승조건과 순항조건에서 수행하였으며 부분부하 성능해석 결과 저압압축기 회전속도 90%RPM에서 가장 연료소모율이 적어 경제적임을 확인하였다. 천이상태 성능해석은 각각의 비행조건에서 연료의 Step 증가, Ramp 증가, Ramp 감소, Step 증가 후 Ramp 감소의 경우에 대하여 수행하였다. 천이상태의 성능해석을 위해서는 압축기와 터빈의 일에 대한 조합이 필요한데, 일의 조합방정식에 포함된 잉여 토오크의 적분에는 Modified Euler

* 조선대학교 우주항공공학과 (Chosun Univ. Dept. of Aerospace Eng.)

** 조선대학교 대학원 항공우주공학과 (Chosun Univ. Dept. of Aerospace Eng. Graduate)

*** 조선대학교 대학원 기계공학과 (Chosun Univ. Dept. of Mechanical Eng. Graduate)

Method를 적용하였다. 천이이상태 성능해석 결과, 모든 비행조건에서 Step 및 Ramp 증가의 경우 고압 압축기의 터빈입구온도가 제한온도를 초과하며, 최대상승조건에서 연료를 Step 또는 5.5초 이내의 Ramp 증가시킬 경우 고압압축기에서 실속이 발생함을 확인하였다.

기 호 설 명

PR : Pressure Ratio
 WA : Mass Flow Rate
 ETA : Efficiency
 SM : Surge Margin
 h : Enthalpy
 I : Moment of Inertia
 N : Rotational Speed
 C_p : Specific Heat of Constant Pressure

Subscript

1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8 : Station Number
 M.D. : Map Design Point
 M : Map Point
 D : Design Point

1. 서 론

가스터빈엔진의 성능모사와 제어에 대한 기술은 가스터빈엔진의 개발기술 중에서도 첨단기술로 분류되어 선진국으로부터 기술이전이 기피되는 기술로 국내에서 이에 대한 기술을 보유할 경우 경제적 부가가치가 높은 기술이다. 현재 국내에서는 100인승급의 중형항공기 개발사업이 진행중에 있으며 기본엔진으로 BR715-56엔진이 선정되어^[1], 이에 대한 성능해석 및 제어기술의 연구가 필요한 실정이다.

터보팬엔진은 흡입된 공기를 팬을 통하여 압축시켜 대기로 배출하므로써 얻어지는 추력과 가스발생기를 통과한 고온고속의 공기를 대기로 내보내 발생되는 추력을 이용하므로써 상대적으로 비연료소모율이 낮아 경제적이고 소음이 적으면서도 효율이 높아 민간항공기용으로 광범위하게 사용되고 있다. 터보팬엔진의 성능을 해석하기 위해서는 엔진에 대한 정상상태 성능해석이 기본적으로 수행되어야 하며, 천

이상태 성능해석 및 실시간 선형모사 역시 엔진의 성능해석에 필수적인 요소이다. 선진국에서는 가스터빈엔진에 대한 성능해석 및 동적모사에 관한 연구가 이미 1970년대 초기부터 시작되어 Seller와 Daniele (1975)는 다양한 형태의 터보팬 및 터보제트엔진의 정상상태 및 천이이상태에 대한 성능해석이 가능한 DYNGEN 프로그램을 개발하였으며^[2], Geysler (1978)는 정상상태 부근의 상태행렬을 구할 수 있는 DYGABCD 프로그램을 개발하였다^[3]. 또한 Mihaloew(1984) 등은 V/STOL기의 엔진인 Pegasus 엔진의 실시간 모사를 위한 엔진의 선형모델을 구하였으며^[4], Sugiyama(1994)는 터보제트엔진의 비선형 동적모사로부터 시스템 행렬들을 구하는 방법을 제시하였고^[5], 국내에서는 공창덕(1996)등에 의해 터보제트엔진에 대한 성능해석 및 제어에 관한 연구 등을 통하여 터보제트엔진과 터보축엔진에 대한 연구가 수행된 바는 있으나^[6,7,8], 터보팬엔진에 대한 연구는 현재까지 미흡한 실정이다.

본 연구는 엔진의 제어시스템의 설계에 앞서 수행되어진 정상상태 성능해석, 천이이상태 성능해석 및 실시간 선형모사의 결과이다.

2. 정상상태 성능해석

일반적으로 엔진은 엔진의 성능요구조건에 따라 설계점을 결정하고 엔진을 개발하게 되는데 엔진에 대한 성능해석은 일반적으로 설계점 성능해석 및 부분부하를 포함한 설계점 이외의 운용조건에 대한 탈설계점 성능해석 등의 정상상태 성능해석과 시간에 따른 엔진의 작동상태의 변화를 고려한 천이이상태 성능해석으로 나뉘어진다. 본 연구에서는 설계점으로 지상최대이륙조건을 고려하였고, 탈설계점 성능해석으로는 최대상승조건과 순항조건에서 정상상태 성능해석을 수행하였다.

성능해석시 BR715-56 엔진의 경우에는 압축기

부분이 저압압축기, 부스터, 그리고 고압압축기로 구성되어 있으나, 연구대상엔진의 경우에는 부스터를 포함한 저압압축기, 고압압축기로 구성된 모델을 사용하여 연구를 수행하였다.

정상상태 해석을 수행할 경우 엔진의 각 구성품간의 조합(Matching)을 위해 다음과 같은 조건들을 만족해야 한다^[2].

- 1) 각 구성품을 통과하는 공기유량은 일정하다.
- 2) 같은 축으로 연결된 압축기와 터빈의 회전속도는 같다.
- 3) 압축기의 일, 부하, 기계적 손실과 터빈의 출력과의 연관성을 만족해야 한다.
- 4) 엔진의 각 구성품의 성능은 각각의 성능곡선을 따라야 한다.

중형항공기용 터보팬엔진으로 결정되어진 BR715-56엔진의 각 구성품 성능곡선은 엔진 제작사의 고유자산으로 자료의 공개를 기피하는 실정이므로, 본 연구에 고려되었던 연구대상엔진은 이미 알려진 BR715-56엔진의 성능자료로부터 구성품의 성능을 예측하여 DYNGEN 프로그램에 포함된 CF6엔진의 성능곡선을 추적하여 사용하였는데, 성능곡선의 추적에 사용된 축척법칙(Scaling Law)은 다음과 같다.

$$PR = \frac{PR_D - 1}{PR_{M.D.} - 1} (PR_M - 1)$$

$$WA = \frac{WA_D}{WA_{M.D.}} WA_M \tag{1}$$

$$ETA = \frac{ETA_D}{ETA_{M.D.}} ETA_M$$

2.1. 설계점 성능해석

설계점 성능해석은 BR715-56엔진의 지상최대이륙조건에서의 구성품 효율, 공기유량, 고압터빈 입

구온도 등을 포함한 각종 성능자료를 기초로 하여 정상상태 성능해석 프로그램을 통해 수행하였다. 그 결과, 추력 0.12%, 비연료소모율 3.2%, 바이패스비 0.02%, 비추력 0.38%의 오차를 보였다. 비교대상엔진과 설계점 성능해석 결과의 비교는 Table 1.에서 보여졌다. 연구대상엔진의 구성도는 Fig. 1.과 같다.

Table 1. Comparison of BR715-56 Engine Data and Design Point Analysis

	BR715-56 성능자료	설계점 성능해석	단 위
Mach No.	0.0	0.0	
Altitude	0	0	ft
Temp'amb.	545.4	545.4	°R
Air Flow	598.2	598.2	lb/sec
Press'amb.	14.644	14.644	Psi
LPC P.R.	1.673	1.673	
Booster P.R.	1.19	19.0	19.25
HPC P.R.	15.97		
T ₄	2943	2943	°R
Bypass Ratio	4.67	4.669	
Thrust	19,696	19,671.05	lb _f
S.F.C.	0.375	0.363	lb _m /hr/lb _f
Specific Thrust	32.9	32.8837	lb _f -sec/lb _m

2.2. 탈설계점 성능해석

탈설계점이란 설계점 이외의 엔진의 모든 작동영역을 의미하며, 엔진의 성능을 예측할 경우 엔진의 거동이 가능한 모든 영역에서의 성능을 예측해야 하므로 반드시 탈설계점 성능해석이 필요하다. 탈설계점 해석을 위해서는 구성품간의 조합이 필수적이며

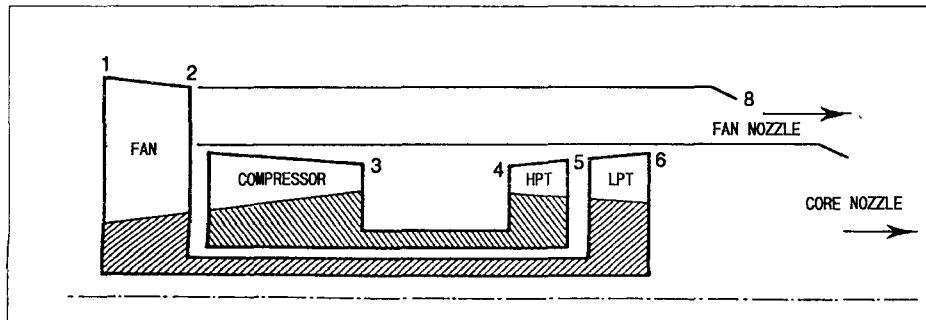


Fig. 1. The Station No. of 2-Spool Separate Type Turbofan Engine

구성품간의 조합방정식으로는 회전속도, 유량 및 일에 대한 조합방정식이 있다.

회전속도의 조합방정식

$$\frac{N}{\sqrt{T_5}} = \frac{N}{\sqrt{T_1}} \times \sqrt{\frac{T_1}{T_5}} \quad (2)$$

$$\frac{N}{\sqrt{T_4}} = \frac{N}{\sqrt{T_2}} \times \sqrt{\frac{T_2}{T_4}}$$

유량의 조합방정식

$$\frac{\dot{m}_{23}\sqrt{T_2}}{P_2} = \frac{\dot{m}_1\sqrt{T_2}}{P_2} - \frac{\dot{m}_{28}\sqrt{T_2}}{P_2}$$

$$\frac{\dot{m}_4\sqrt{T_4}}{P_4} = \frac{\dot{m}_2\sqrt{T_2}}{P_2} \cdot \frac{P_2}{P_4} \cdot \sqrt{\frac{T_4}{T_2}} \quad (3)$$

$$\frac{\dot{m}_5\sqrt{T_5}}{P_5} = \frac{\dot{m}_4\sqrt{T_4}}{P_4} \cdot \frac{P_4}{P_5} \cdot \sqrt{\frac{T_5}{T_4}}$$

$$\frac{\dot{m}_6\sqrt{T_6}}{P_6} = \frac{\dot{m}_5\sqrt{T_5}}{P_5} \cdot \frac{P_5}{P_6} \cdot \sqrt{\frac{T_6}{T_5}}$$

일의 조합방정식

$$\eta_{m1} C_{P5} \Delta T_{56} = C_{P1} \Delta T_{12} \quad (4)$$

$$\eta_{m2} C_{P4} \Delta T_{45} = C_{P2} \Delta T_{23}$$

Table 2. Comparison of BR715-56 Engine Data and Off-Design Point Performance Analysis

	최대상승		순항		단위
	BR715-56	성능해석	BR715-56	성능해석	
Mach No.	0.78	0.78	0.78	0.78	
Altitude	35,000	35,000	39,000	39,000	ft
Temp'amb.	452.07	452.07	437.60	437.60	°R
Air Flow	239.99	239.99	191.05	191.05	lb/sec
Press'amb.	3.467	3.467	2.869	2.869	Psi
LPC P.R.	1.8	1.743	1.645	1.645	
HPC P.R.	20.38	19.5539	18.47	18.8364	
T ₄	2763	2763	2464.2	2464.2	°R
Bypass Ratio	4.4	4.7159	4.74	4.7762	
Thrust	4,435	4,325.48	2,950	3,058.98	lb _f
S.F.C.	0.674	0.6314	0.649	0.59644	lb _m /hr/lb _f
Specific Thrust	18.1	18.023	15.0	16.01	lb _f -sec/lb _m

위의 조합방정식들을 사용하여 탈설계점의 성능을 해석한 결과, 고압압축기 터빈입구온도의 경우 최대상승조건에서는 2763°R, 순항조건에선 역시 2464.2°R로 비교대상엔진과 같은 결과를 얻었다. 바이패스비는 각각 7.18%와 0.76%, 추력은 2.47%와 3.69%, 비연료소모율은 6.32%와 8.16%의 오차를 보임을 확인하였는데, 이는 정확한 구성품의 성능곡선을 얻을 수 없어 설계점을 기준으로 축척된 성능곡선을 사용하므로써 발생한 오차라고 추측된다. 탈설계점 성능해석의 결과는 Table 2.에서 보여졌다.

2.3. 부분부하 성능해석

설계점 및 탈설계점으로 선정된 3가지 비행조건에서 저압압축기의 회전속도 70%RPM에서 100%RPM까지 5%RPM 간격으로 부분부하 성능해석을 수행하였는데, 그 결과는 Fig. 2.~Fig. 4.와 같다. 모든 비행조건에서 연료유량, 추력 및 고압압축기 터빈입구온도는 RPM이 증가함에 따라 거의 선형적으로 증가하는 경향을 보였고, 비연료소모율은 낮아진다 높아지는 경향을 보여 모든 비행조건에서 저압압축기의 회전속도가 90%RPM일 경우에 가장 연료소모율이 적어 경제적임을 알 수 있었다.

3. 천이상태 성능해석

천이상태란 시간에 따라 연료유량의 변화가 발생하는 엔진의 작동상태를 의미하며, 천이상태 성능해석은 제한 터빈입구온도의 초과와 압축기의 실속 등 엔진에 치명적인 소손을 초래할 수 있는 상황에 대한 성능해석을 통하여 정확한 성능파악 및 제어변수 결정에 필수적인 역할을 한다. 순간적으로 엔진의 연소기에 유입되는 연료유량이 변화할 경우 압축기와 터빈간의 일의 조합(Work Matching)이 이루어지지 않아 잉여 토크가 발생하게 되는데, 천이상태에서 작동할 경우에 적용되는 일에 대한 조합 방정식은 다음과 같다.

$$\dot{m}_5 \Delta h_5 = \dot{m}_1 \Delta h_1 + \left(\frac{2\pi}{60}\right)^2 \left(\frac{dN}{dt}\right) I_N \quad (2)$$

$$\dot{m}_4 \Delta h_4 = \dot{m}_2 \Delta h_2 + \left(\frac{2\pi}{60}\right)^2 \left(\frac{dN}{dt}\right) I_N$$

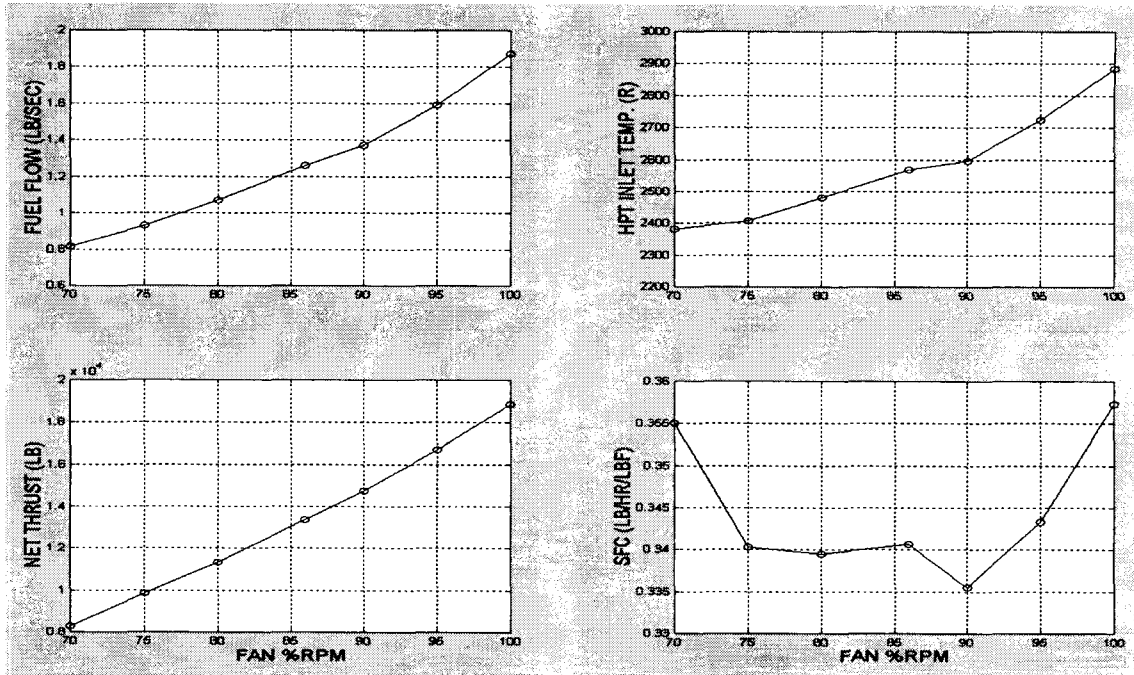


Fig. 2. Partload Performance Analysis on Max. Take-off Condition

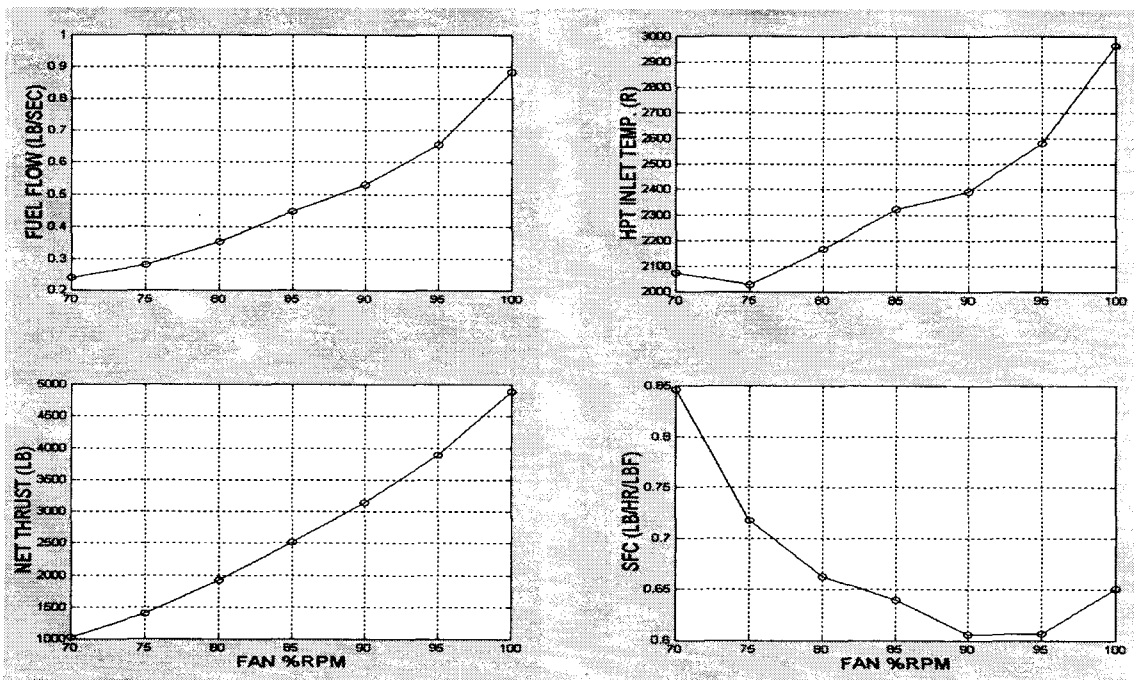


Fig. 3. Partload Performance Analysis on Max. Climb Condition

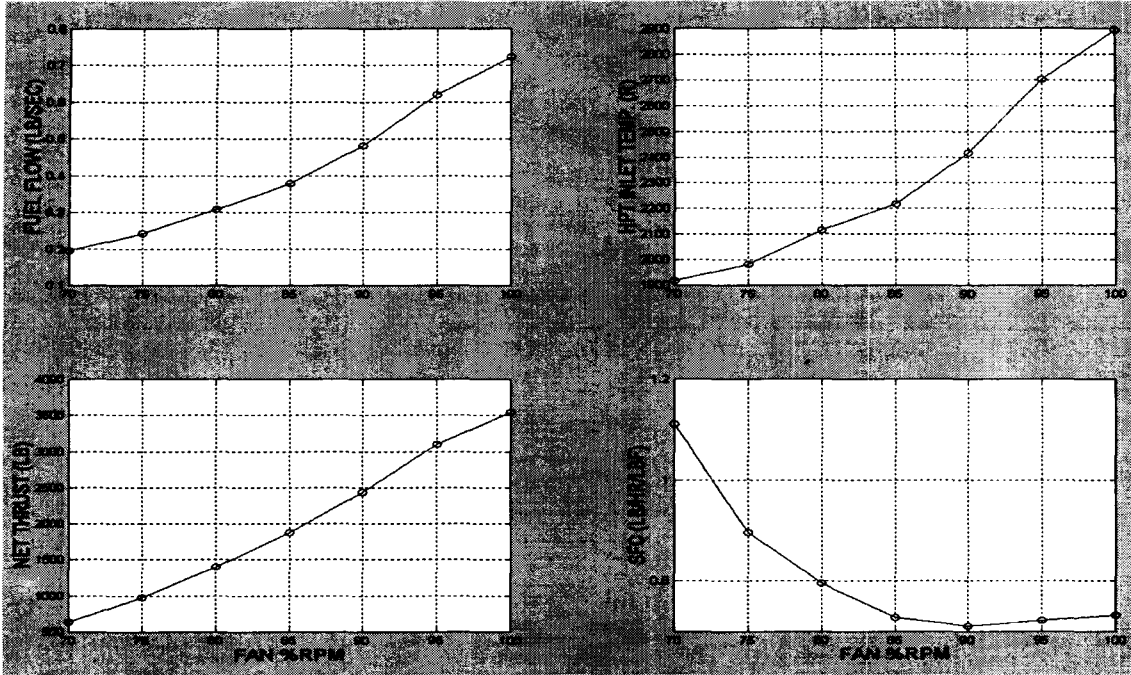


Fig. 4. Partload Performance Analysis on Cruise Condition

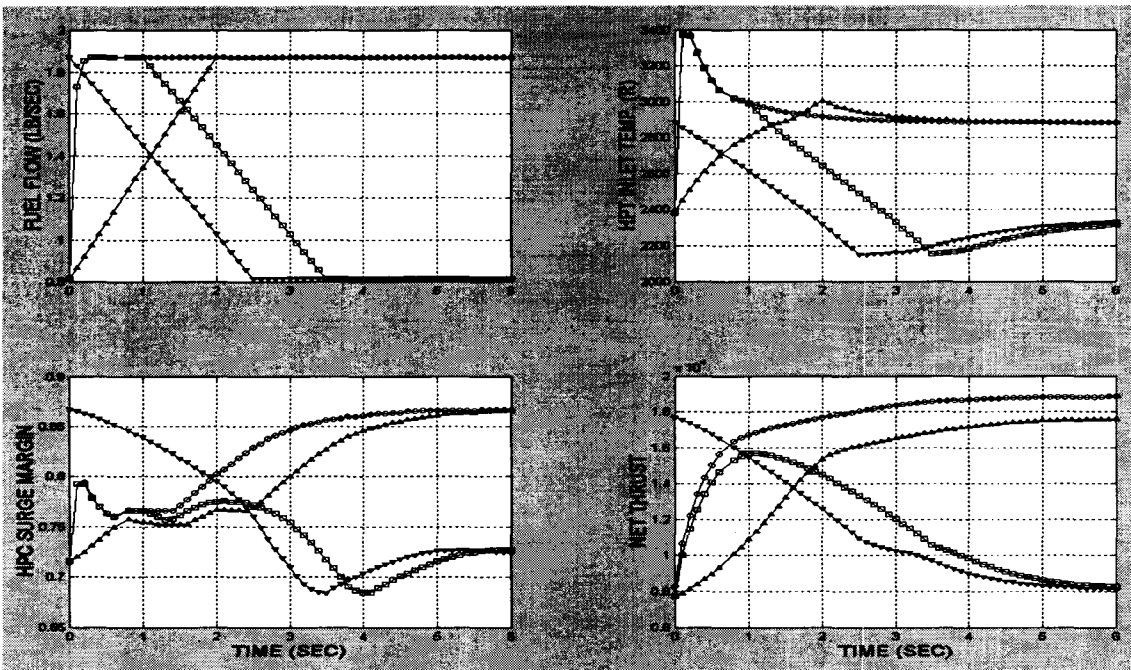


Fig. 5. Transient Performance Analysis on Max. Take-off Condition
 (○: Step Inc., △: Ramp Inc., ▽: Ramp Dec., □: Step Inc. & Ramp Dec.)

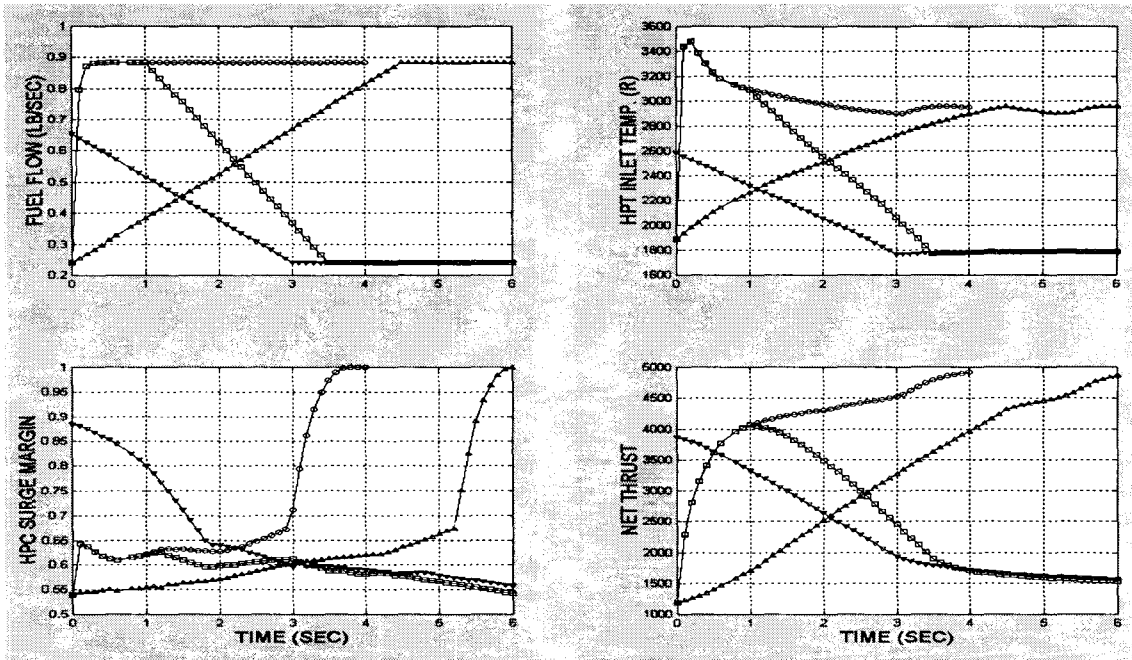


Fig. 6. Transient Performance Analysis on Max. Climb Condition
 (○ : Step Inc., △ : Ramp Inc., ▽ : Ramp Dec., ◻ : Step Inc. & Ramp Dec.)

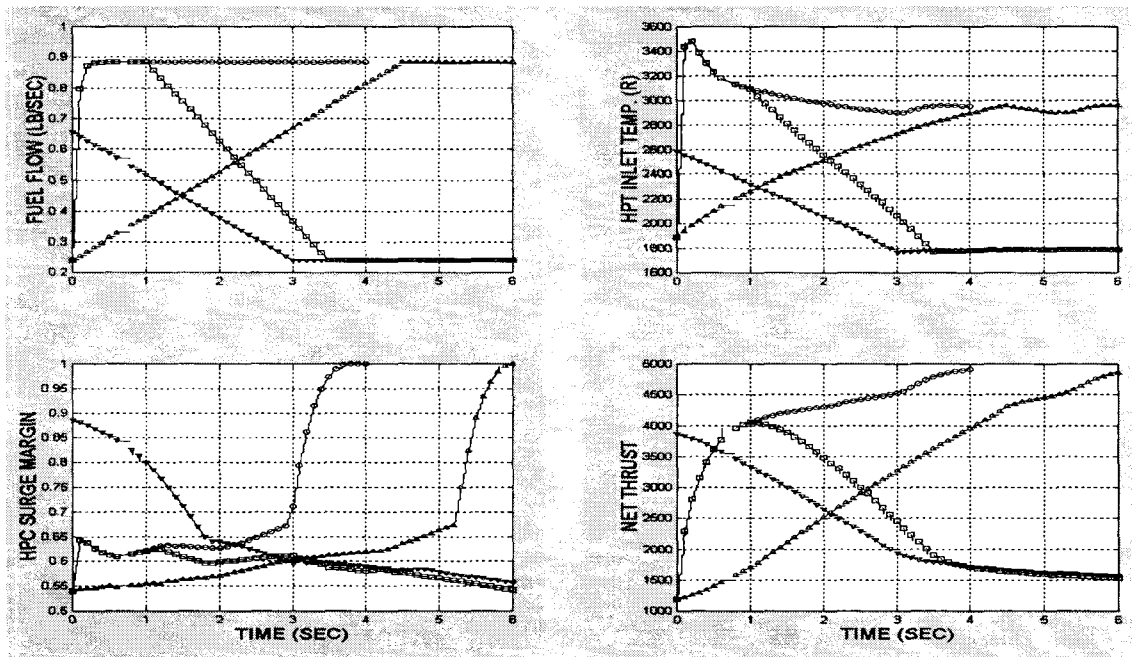


Fig. 7. Transient Performance Analysis on Cruise Condition
 (○ : Step Inc., △ : Ramp Inc., ▽ : Ramp Dec., ◻ : Step Inc. & Ramp Dec.)

윗 식의 우변 두번째 항인 잉여 토오크의 적분에는 Modified Euler Method가 고려되었는데^[2,3,9], Euler Method는 간단한 방법으로 해를 구할 수는 있으나 시간간격을 최대한 작게 해야 정확한 해를 구할 수 있으므로, 본 연구에서는 계산시간을 줄이기 위해 Modified Euler Method를 적용하였다. 엔진의 모든 작동영역에서의 거동을 예측하기 위해 저압 압축기를 공회전상태인 70% RPM에서 최대회전속도인 100%RPM까지 변화하는데 필요한 연료유량을 Step 증가, Ramp 증가 및 감소, Step 증가 후 Ramp 감소의 4가지 형태로 변화시키면서 주요변수의 동적 거동을 살펴보았다. 정상상태 성능해석에서와 같은 비행조건에서 천이상태 성능해석을 수행하였는데 Fig. 5.~Fig. 7.에서 보여지는 것과 같이 연료유량의 변화에 따라 고압압축기 터빈입구온도에서 오버슈트가 발생함을 확인할 수 있었다. 또한 최대상승조건에서는 연료유량을 6초 이내에 Step 증가시키거나 4.5초 이하의 시간간격으로 Ramp 증가시킬 경우 고압압축기에 압축기 실속이 발생함을 확인할 수 있어 이를 방지하기 위해서는 5.5초 이상의 시간간격으로 Ramp 증가를 시켜야 함을 확인할 수 있었고, 고압압축기 터빈입구온도는 모든 비행조건에서 Step 및 Ramp 증가에서 제한온도(BR715-56엔진의 경우에 3105 °R)를 초과한다는 사실을 확인할 수 있었다.

4. 결 론

정상상태 성능해석을 통하여 BR715-56엔진과 동급인 연구대상엔진의 성능을 해석하여 비교적 정확한 해석결과를 얻을 수 있었다. 부분부하 성능해석결과 저압압축기 회전속도가 90%RPM일 경우에 비연료소모율이 가장 낮아 경제적임을 확인할 수 있었다. 또한 천이상태 성능해석을 수행한 결과 고려된 모든 비행조건에서 연료의 Step 및 Ramp 증가시 고압압축기의 터빈입구온도가 제한온도를 초과하고, 또한 최대상승조건에서 연료를 Step 증가 또는 5.5초 이내의 Ramp 증가시킬 경우 고압압축기에 실속이 발생함을 확인하였다. 따라서, 고압압축기의 터빈입구온도의 초과 및 고압압축기의 실속을 방지하면서 빠

른 가속 및 최적의 성능을 획득하기 위한 제어기법에 대한 연구가 필요하다고 사료된다.

후 기

본 연구의 결과는 서울대학교 정밀기계설계공동연구소의 위탁연구과제 결과의 일부임을 밝히는 바이며, 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. 중형항공기 사업조합(KCDC) 항공기 설계센터(ECKC), "중형 항공기 설계개발 요약 보고서", EM-PC-RP-97-014, 1997.
2. Sellers, J. F., and Daniele, C. J., "DYNGEN - A Program for Calculating Steady-State and Transient Performance of Turbojet and Turbofan Engines", NASA TN D-7901, 1975.
3. Geysler, L. C., "DYGABCD - A Program for Calculating Linear A, B, C, D Matrices from a Nonlinear Dynamic Engine Simulation", NASA TP 1295, 1978.
4. Mihaloew, J. R., Roth, S. P., and Creekmore, R., "Real Time Pegasus Propulsion System Model V/STOL-Piloted Simulation Evaluation", J. of Guidance, Vol. 7, No. 1, pp.77~84, 1984.
5. Sugiyama, N., "Derivation of System Matrices from Nonlinear Dynamic Simulation of Jet Engines", J. of Guidance, Vol. 17, No. 6, pp.1320~1326, 1994.
6. 공창덕, 김석균, 기자영, "항공기용 가스터빈엔진의 실시간 선형모사와 제어에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 25권 5호, pp.36~45, 1997.
7. C. D. Kong, S. K. Kim, "Real Time Linear Simulation and Control for the Small Aircraft Turbojet Engine", ASME ASIA '97 Congress & Exhibition, Paper # 97-AA-114, 1997.

8. 공창덕, 기자영, "CMF 기법을 이용한 소형 분리축 방식 터보축엔진의 동적모사", 한국추진공학회지, 2권 1호, pp. 13~20, 1998.

9. Gerald, C. F., and Wheatley, P. O., Applied Numerical Analysis, Addison-Wesley, 5th Edition, 1994.