

SIMULINK를 이용한 CRW-type UAV 추진시스템의 동적 성능 모사에 관한 연구

공창덕* · 박종하**

Dynamic Performance Simulation of the Propulsion System for the CRW-Type UAV Using SIMULINK

Chang-Duk Kong* · Jong-Ha Park**

ABSTRACT

A Propulsion System of the CRW(Canard Rotor Wing) type UAV(Unmanned Aerial Vehicle) was composed of the turbojet engine to generate the propulsive exhaust gas, and the duct system including main and rotary ducts, the nozzle subsystem including main and tip jet nozzle for three flight modes such as lift/landing mode, low speed transition flight mode and high speed forward flight mode. Transient simulation performance utilized the ICV(Inter-component volume) method and simulated using the SIMULINK. Transient performance analysis was performed on 3 cases. Fuel flow schedules to accelerate from idle to maximum rotational speed were divided into the step increase of the most severe case and ramp increase cases to avoid the overshoot of turbine inlet temperature, and variations of thrust and the turbine inlet temperature were investigated in some transient analysis cases.

초 록

CRW Type UAV 추진시스템은 수직으로 이착륙이 가능하고 고정익으로 고속 전진 비행이 가능한 개념으로 설계되었다. 이를 위해 추진시스템은 이착륙 시에는 로터를 구동시켜 수직으로 비행하고 고속 비행 시에는 로터를 정지시켜 날개로 사용하고 가스발생기에서 생성된 가스를 주 노즐로 분사하여 본래의 제트엔진으로 사용한다. ICV방법과 SIMULINK를 이용하여 천이 성능 해석을 수행하였다. 연료유량은 터빈 입구온도의 스텝과 과온 현상을 피하기 위해 램프 증가를 하였고 이에 따른 추력의 변화와 터빈 입구온도의 변화를 살펴보았다.

Key Words: CRW type UAV, Turbo-Jet(터보제트), Performance Simulation(성능모사), SIMULINK

1. 서 론

† 2004년 10월 27일 접수 ~ 2004년 12월4일 심사완료

* 중신회원, 조선대학교 항공우주공학과

** 정회원, 조선대학교 항공우주공학과

연락처, E-mail: cdgong@mail.chosun.ac.kr

CRW UAV의 추진시스템은 수직으로 이착륙이 가능하며 이륙 후에는 고정익으로 고속비

행을 할 수 있는 개념이다. 이를 위해 추진시스템은 이착륙 시에는 로터를 구동시켜 수직으로 비행하고 고속 비행시에는 로터를 정지시켜 날개로 사용하고 가스발생기에서 생성된 가스를 주 노즐로 분사하여 본래의 제트엔진으로 사용한다. 이러한 신개념 비행체의 추진시스템은 크게 이륙시의 호버링(Hovering)모드와 이륙 후 전진 고속 비행모드, 호버링 모드에서 로터가 정지할 때까지의 천이 비행 모드로 나뉘어 운용된다. 새로운 형태의 추진시스템인 만큼 개발비용과 위험도를 감소시키기 위해서는 정확한 성능모사가 선행되어야 한다. 성능모사는 엔진 시험이 어려운 영역의 성능 해석을 통해 보다 광범위한 영역의 성능을 확인할 수 있으며 엔진 제어기와 비행체 통합 제어기 설계에도 중요한 기초 데이터를 제공할 수 있다.

본 연구에서는 ICV(Inter-Component Volume) 방법을 적용하여 주 엔진의 천이성능 모사를 위한 프로그램을 개발하였고 연료유량을 공회전(Idle)에서부터 최대회전수까지 증가하는 경우의 동적거동을 해석하였다. 급격한 연료유량의 변화는 터빈입구온도의 과도를 발생시켜 터빈 블레이드에 손상을 발생시킬 수 있으므로 연료유량에 다양한 램프 증가를 적용하여 동적 특성을 살펴보았다. 스마트 무인기 추진시스템을 SIMULINK를 이용하여 모델링하고 이를 GSP와 비교하였고 이륙시의 호버링 모드, 고정익 상태에서의 고속 비행모드에 대한 동적 성능해석을 수행하였다.

2. 추진시스템 모델링

추진시스템은 크게 엔진과 덕트 시스템으로 구성된다. 주 엔진으로 터보제트 엔진을 이용하며 덕트 시스템은 직선 덕트, 곡선 덕트 그리고 블레이드 덕트로 구성된다. 로터 구동에는 터빈을 통과하는 가스를 사용하는 고온가스압력 제트 사이클인 경우를 선정하였다. 이륙시에는 주 노즐을 완전히 닫고 가스발생기에서 생성된 고

온 고압의 가스를 로터의 틱 제트 노즐을 통해 분사하여 호버링 모드를 하며 항공기가 일정한 속도에 도달하면 틱 제트로 빠져나가는 유량을 제어하기 위해 덕트의 밸브를 닫고 주 노즐을 통해 가스를 분사하여 본래의 제트 엔진으로 고속 비행한다. Fig. 1은 CRW UAV 추진시스템의 개략도이다. Fig. 2는 SIMULINK 전체모델이고 Fig. 3은 ICV방법 서브시스템, Fig 4는 압축기 맵 서브시스템 그리고 Fig 5는 직선 덕트 서브시스템이다.

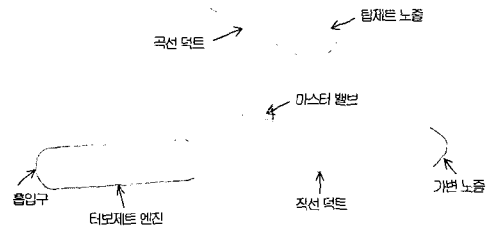


Fig. 1 Layout of propulsion system

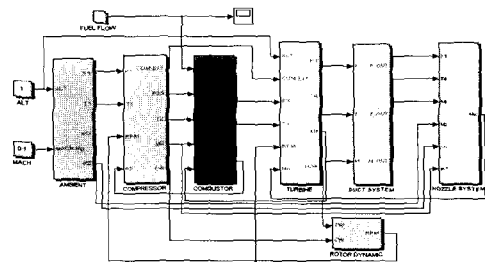


Fig. 2 The SIMULINK overall model

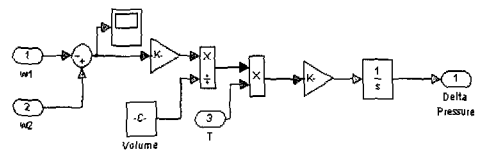


Fig. 3 ICV(Inter-Component Volume) Method

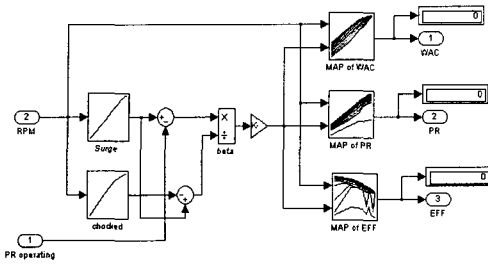


Fig. 4 Compressor map search subsystem

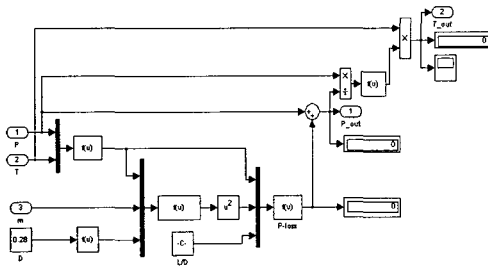


Fig. 5 Straight duct subsystem

3. 동적 성능 해석

연료가 증가하거나 감소하게 되면 엔진은 천이상태가 된다. 천이 상태에서는 로터에서 동력의 초과나 부족이 발생하게 되며 따라서 압축기와 가스발생기 터빈 사이에 일의 조합이 이루어지지 않게 된다. 이로 인해 엔진은 종종 운용범위를 이탈하여 엔진에 손상을 입히거나 엔진수명에 영향을 미치게 된다. 특히 급가속시(연료 증가를 step으로 하였을 경우)에는 터빈입구온도에 오버슈트가 발생하여 제한온도를 넘어가는 현상이 발생하게 되는데 이는 터빈 블레이드에 과다한 열응력을 발생시켜 터빈에 구조적인 손상을 일으키게 된다. 따라서 엔진의 동적특성을 정확하게 모사하고 예측하는 것은 엔진 신뢰성의 보장에 매우 중요하다.

천이 성능해석 방법으로는 ICV (Inter-component Volume) 방법을 적용하였다. ICV 방법에서는 유량의 불균형과 일의 불균형이 일어난다. 유량의 불균형은 엔진의 압력증가율을 계

산 하는데 사용한다. 일의 불균형은 반복기법으로 축의 가속율을 계산하는데 사용한다[1].

연소기에 축적되는 유량 \dot{m}_1 은

$$\dot{m}_1 = m_c + m_f - m_t \quad (1)$$

노즐에 축적되는 유량 \dot{m}_2 는

$$\dot{m}_2 = m_t - m_n \quad (2)$$

이상기체 상태방정식을 적용하여 압력증가율이 계산된다.

$$P \cdot V = \dot{m} \cdot R \cdot T \quad (3)$$

$$\dot{P}_2 = \frac{R \cdot T_2}{V_1} \cdot (\dot{m}_1) \quad (4)$$

$$\dot{P}_4 = \frac{R \cdot T_4}{V_2} \cdot (\dot{m}_2) \quad (5)$$

축의 가속율은

$$\frac{dN}{dt} = \left(\frac{30}{\pi} \right)^2 \cdot \frac{J}{NI} \cdot [TW - CW] \quad (6)$$

덕트 시스템은 크게 로터리 덕트와 메인 덕트로 구분되고 각각의 덕트는 직선 덕트와 곡선 덕트로 구성되어 있다. 덕트에서는 압력손실이 중요한 인자인데 이는 덕트의 형상과 길이에 따라 달라지게 된다. 덕트의 마찰계수는 레이놀즈수의 범위에 따라 결정되어진다. 레이놀즈수는

$$R_n = \frac{\rho VD}{\mu} = \frac{VD}{\nu} \quad (7)$$

$$f = \frac{0.0791}{R_n^{0.25}} \quad (3000 < R_n \leq 10,000)$$

$$f = \frac{0.0460}{R_n^{0.2}} \quad (10,000 < R_n \leq 200,000)$$

$$f = 0.0014 + \frac{0.0125}{R_n^{0.32}} \quad (200,000 < R_n \leq 3,000,000)$$

(8)

직선 덕트에서의 압력손실은[2]

$$P_{loss} = 4f \frac{L}{D} \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (9)$$

곡선 덕트에서의 압력손실은[3,4]

$$P_{loss} = \frac{1}{2} \rho V^2 \left[K_{S,G} + 4f \frac{L_u + L_d}{D} \right] \quad (10)$$

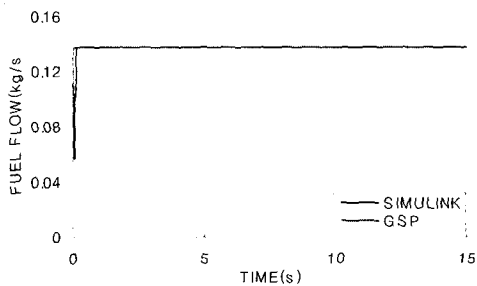
4차 Runge-Kutta 방법을 이용하여 적분하였다.

4. 천이 성능해석 결과

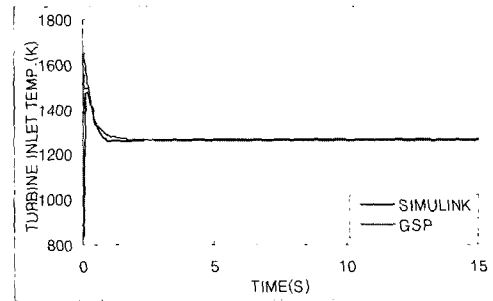
천이성능 해석은 3가지 경우에서 수행하였다. 덕트 시스템을 제외한 터보제트 엔진, 고속전진 비행을 위한 고정익 모드 그리고 수직 이착륙을 위한 회전익 모드에서 천이 성능 해석을 수행하였다. 초기 정상상태 값은 기존에 개발되어진 프로그램으로부터 얻었다.

4. 1 터보제트 엔진의 천이 성능 해석

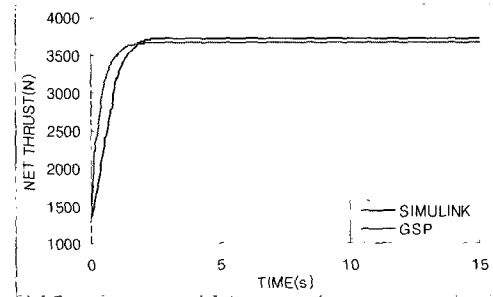
덕트 시스템을 제외한 엔진에 대한 천이 성능 해석을 수행하였다. 지상정지 대기조건에서 엔진이 공회전(75%)에서 최대 회전수(100%)까지 증가하는데 필요한 연료유량을 스텝(0.1sec) 증가로 주고 이에 따른 엔진 성능의 변화를 보았다. 프로그램의 검증을 위해서 상업용 프로그램인 GSP와 비교하였다. Fig. 6(a),(b),(c)는 연료유량을 스텝 증가 한 천이 성능 해석 결과이다.



(a) Variation of fuel flow(step)



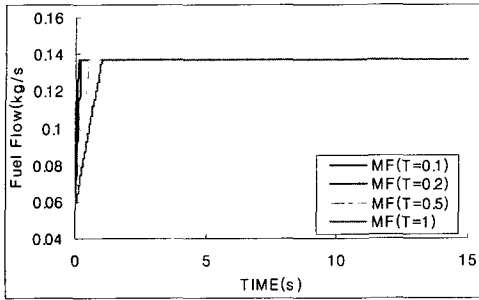
(b) Variation of turbine inlet temperature(step)



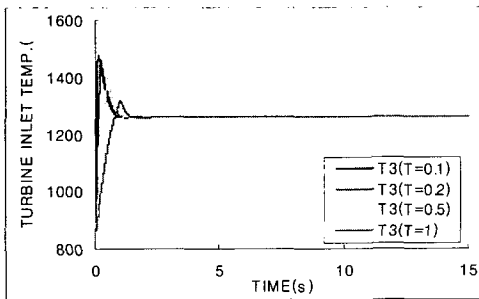
(c) Variation of net thrust(step)

Fig. 6 Transient analysis results of turbojet engine with step fuel increase case

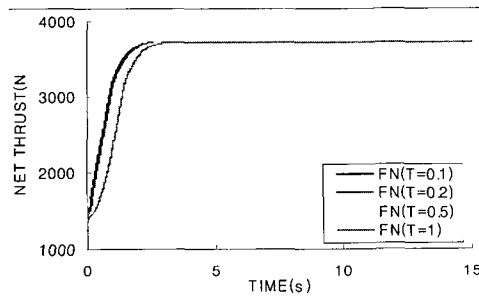
성능 해석 비교 결과 최대 회전수 까지 증가하는데 시간이 지연되었지만 거의 일치하는 경향을 보였다. 또한 급격한(step) 연료유량의 증가(a)는 터빈 입구 온도(1650 K)의 과온 현상(b)을 일으키는 것을 볼 수가 있었다. 동일한 비행조건에서 공회전(75%)에서 최대 회전수(100%)까지 증가하는데 필요한 연료유량을 지연시키면서 이에 따른 엔진의 성능 변화를 보았다. Fig. 7(a),(b),(c)는 연료유량을 램프 증가한 천이 성능 해석 결과이다.



(a) Variation of fuel flow(ramp)



(b) Variation of turbine inlet temperature(ramp)



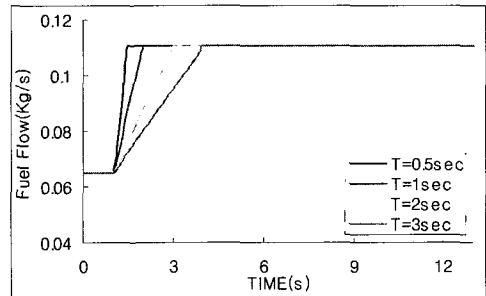
(c) Variation of thrust(ramp)

Fig. 7 Transient analysis results of turbojet engine with ramp fuel increase case

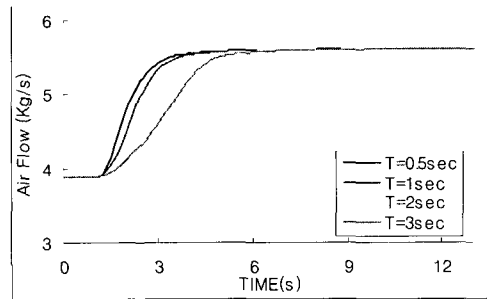
성능 해석 비교 결과 연료 증가시간을 길게 할 경우 (a) 터빈 입구 온도의 과온 현상 (b)이 줄어들음을 알 수 있었다.

4. 2 고정익 모드에서 천이 성능 해석

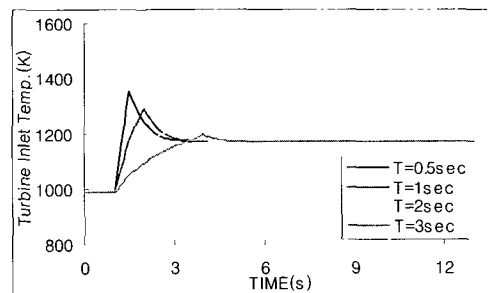
고도 1Km 비행 마하수 0.1인 조건에서 엔진의 천이 성능 해석을 수행하였다. 연료유량 스케줄은 공회전(Idle)에서 최대 회전수까지 증가시키고 엔진의 천이 성능 변화를 해석하였다. Fig 8(a),(b),(c),(d),(e)는 고정익 모드의 천이 성능 해석 결과이다.



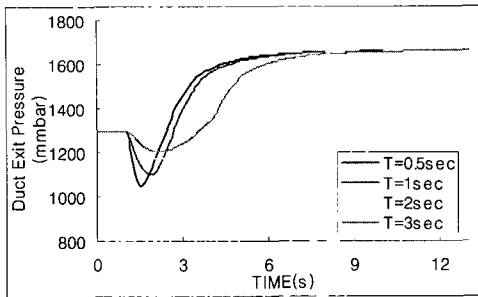
(a) Variation of fuel flow



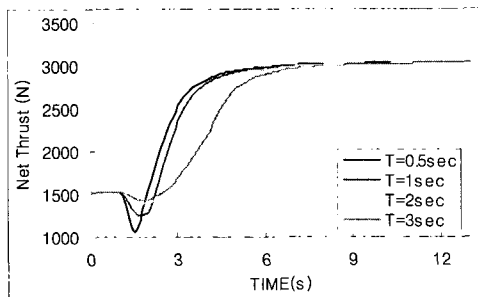
(b) Variation of air flow



(c) Variation of turbine inlet temperature



(d) Variation of duct exit pressure



(e) Variation of thrust

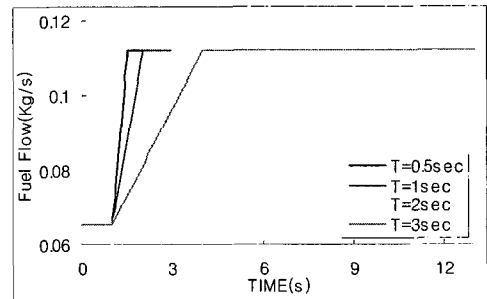
Fig. 8 Transient analysis results of propulsion system with main duct subsystem

성능해석 결과 (a)와 같이 연료유량을 공회전에서 최대회전수까지 증가시킨 경우 엔진의 회전수가 증가함에 따라서 공기유량(b)은 증가하게 된다. 엔진의 성능 해석 결과와 같이 급격한 연료유량 증가는 터빈 입구온도의 과온 현상(c)을 일으킨다. 또한 덕트 출구의 압력(d)도 급격하게 감소후 증가하는 경향을 보인다. 이는 로터축의 관성의 영향과 ICV 방법 적용에 있어서 터빈의 유량과 노즐의 유량의 불일치로 인해 생기는 것으로 판단된다. 이러한 압력 변화들은 추력(e)에 영향을 미치는 것을 알 수 있다.

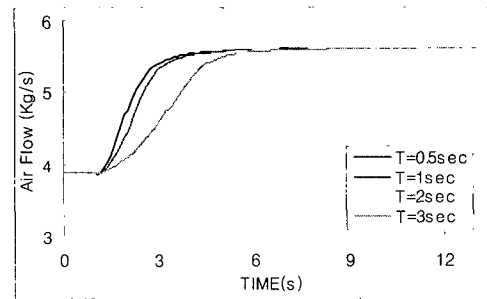
4. 3 회전의 모드에서 천이 성능 해석

고도 1Km 비행 마하수 0.1인 조건에서 엔진

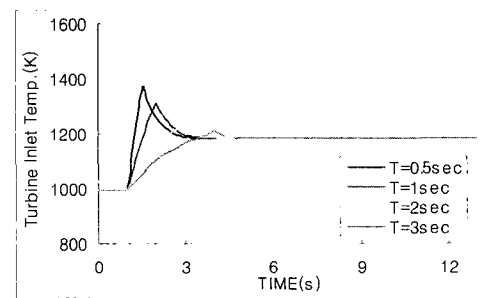
의 천이 성능 해석을 수행하였다. 연료유량 스케줄은 공회전(Idle)에서 최대 회전수까지 증가시키고 엔진의 천이 성능 변화를 해석하였다. Fig. 9(a),(b),(c),(d),(e)는 회전의 모드의 천이 성능 해석 결과이다.



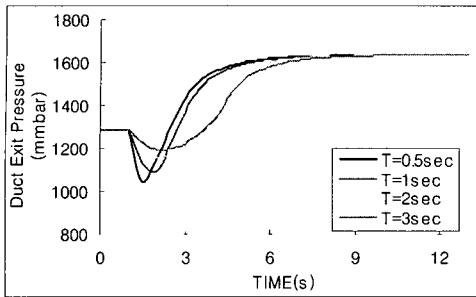
(a) Variation of fuel flow



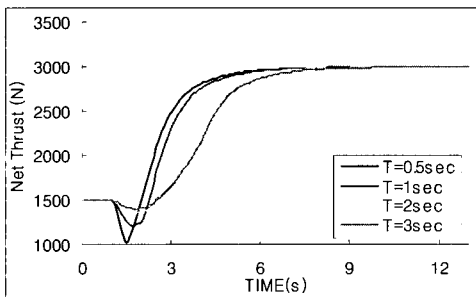
(b) Variation of air flow



(c) Variation of turbine inlet temperature



(d) Variation of duct exit pressure



(e) Variation of thrust

Fig. 9 Transient analysis results of propulsion system with main duct subsystem

성능해석 결과 (a)와 같이 연료유량을 공회전에서 최대회전수까지 증가시킨 경우 엔진의 회전수가 증가함에 따라 공기유량(b)은 증가하게 된다. 엔진의 성능 해석 결과와 같이 급격한 연료유량 증가는 터빈 입구온도의 과온 현상(c)을 일으킨다. 또한 덕트 출구의 압력(d)도 급격하게 감소후 증가하는 경향을 보인다. 이는 로터축의 관성의 영향과 ICV 방법 적용에 있어서 터빈의 유량과 노즐의 유량의 불일치로 인해 생기는 것으로 판단된다. 이러한 압력 변화들은 추력(e)에 영향을 미치는 것을 알 수 있다.

5. 결 론

CRW type UAV는 세가지 천이 비행모드를

가지고 있다. 첫째로, 수직 이착륙 비행을 위한 회전익 모드이다. 둘째로, 회전날개를 고정시킨 고정익 모드이다. 셋째로, 두 비행모드 사이의 천이모드이다.

먼저 엔진에 대한 천이 성능 해석을 수행하였다. 최적화된 연료 스케줄을 이용하여 스텝과 램프에서 엔진 모델에 대한 천이 성능 해석을 수행하였고 프로그램의 정확성을 입증하기 위하여 상업용 프로그램인 GSP와 비교를 하였다. 성능 해석 결과 스텝인 경우 공회전조건에서 최대회전수까지 연료유량의 급격한 투입은 터빈 입구 온도의 과온 현상을 일으켰다. 이에 램프로 공회전조건에서 최대회전수까지 연료유량을 주입 시간을 지연시킬 경우에 터빈 입구온도의 과온 현상이 줄어들음을 알 수 있었다.

고정익 모드와 회전익 모드에서 엔진의 작동 영역에 대한 천이 성능 변화를 살펴보기 위하여 연료유량 증가 시간의 변화에 따른 성능 해석을 수행하였다. 혼합 비행 모드 영역인 고도 1Km 비행 마하수 0.1인 경우에 엔진의 주요 성능 변수들의 변화를 살펴보았다. 고정익 모드와 회전익 모드 성능 해석 결과 유사한 경향을 보였다. 엔진에 대한 천이성능 해석을 한 경우와 마찬가지로 급격한 연료유량의 증가는 터빈 입구온도의 과온 현상을 일으켰고 로터축의 관성의 영향과 ICV 적용 방법으로 인해 덕트 출구에서의 압력이 감소하였다 증가하는 경향을 보였다.

참고 문헌

1. Fawke, A. J., "Digital Computer Simulation of Gas Turbine Dynamic Behavior," Ph.D. Thesis, University of Bristol, UK, 1970
2. ESDU, "Friction Losses for Fully-developed Flow in Straight Pipes," Engineering Sciences Data Item No.66027, 1966
3. ESDU, "Pressure Losses in Curved Ducts: Interaction Factors for Two Bends in Series," Engineering Sciences Data Item

- No.77009, 1977
4. ESDU, "Pressure Losses in Curved Ducts: Single Bends," Engineering Sciences Data Item No.83037, 1983
 5. Kong, C., Kang, M., et al., "A Study on Steady-state Performance Simulation of Smart UAV Propulsion System," Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, Vol. 7, No. 3, 2003, pp. 38-44
 6. Bettocchi, R., Spina, P.R. et al., "Dynamic Modeling of Single-Shaft Industrial Gas Turbine," ASME 96-GT-332, 1996
 7. Crosa, G., and F. Pittaluga et al., "Heavy-Duty Gas Turbine Plant Aero-thermodynamic Simulation Using SIMULINK," Transaction of the ASME, 1998
 8. Kim S., "Gas Turbine-Dynamic Simulation Using SIMULINK," MSc Thesis, SME, Cranfield University, 1999
 9. Math Works, "SIMULINK: Dynamic System Simulation for MATLAB, Ver. 2." The Math Works, Inc., USA, 1997