

스마트 무인기용 터보제트 엔진의 천이성능 모사

공창덕* · 강명철* · 기자영* · 양수석**

A Transient Performance Simulation of a Smart UAV Turbojet Engine

Chang-duk Kong* · Myoung-cheol Kang* · Ja-young Ki* · Soo-suk Yang**

ABSTRACT

Dynamic simulation program for a smart UAV turbojet engine was developed. The transient simulation program utilized the CMF(Constant Mass Flow) method and Euler integration method for integration of excess torque. The transient performance analysis was carried out by increasing from the idle to the maximum rotational speed of the gas generator. To observe engine dynamic behavior, fuel flow was monitored through a step and a ramp increase. When the fuel was increased as a step function the overshoot of the turbine inlet temperature exceeded the limit temperature.

초 록

스마트 무인기용 터보제트 엔진의 동적 성능모사 프로그램을 개발하였다. 천이 성능 프로그램에는 일정공기유량(Constant Mass Flow) 방법을 적용되었으며 잉여토크의 적분에는 오일러 적분법을 이용하였다. 천이성능해석은 가스발생기의 아이들로부터 최대 회전수까지 증가하는 것을 수행하였다. 엔진의 동적거동을 살펴보기 연료유량을 step과 ramp 증가로 주었다. 연료가 step으로 증가되었을 때 터빈 입구온도에서 오버슈트가 발생하였으며 연료유량을 0.6sec 이상으로 증가시켰을 때 오버슈트가 제거됨을 확인할 수 있었다.

1. 서 론

국내에서 개발 중인 스마트 무인기는 수직으로 이,착륙이 가능하며 이륙 후에는 고정익으로 고속비행을 할 수 있도록 설계가 진행중이다. 이를 위해 추진시스템은 이,착륙시에는 로타를 구동시켜 수직으로 비행하고 고속 비행시에는 로타를 정지시켜 날개로 사용하고 가스발생기에서 생성된 가스를 주 노즐로 분사하여 본래의

제트엔진으로 사용한다¹⁾.

본 연구에서는 연속공기유량(Continuity Mass Flow) 방법을 적용하여 주 엔진의 천이성능모사를 위한 프로그램을 개발하고 연료유량을 공회전(Idle)에서부터 최대회전수까지 증가하는 경우의 동적거동을 해석하였다. 연료유량 변화시 발생하는 압축기와 터빈 사이의 잉여토크의 적분에는 오일러 적분법을 이용하였다. 급격한 연료유량의 변화는 터빈 입구온도의 과도를 발생시

* 조선대학교 항공우주공학과(Chosun University Aerospace Engineering)

** 한국항공우주연구원(Korea Aerospace Research Institute)

켜 터빈 블레이드에 손상을 발생시킬 수 있음으로 연료유량에 다양한 ramp 증가를 적용하여 동적 특성을 살펴보았다^[2].

2. 연구 대상 엔진

개발 중인 스마트 무인기 추진시스템은 이륙시에는 주 노즐을 완전히 닫고 가스발생기에서 생성된 고온 고압의 가스를 로터의 팁 제트를 통해 분사하여 헬리콥터 비행을 하며 항공기가 일정한 속도에 도달하면 팁 제트로 가는 덕트의 밸브를 닫고 주 노즐을 통해 가스를 분사하여 본래의 제트 엔진으로 고속 비행하는 개념으로 개략도는 Figure. 1과 같다^[1].

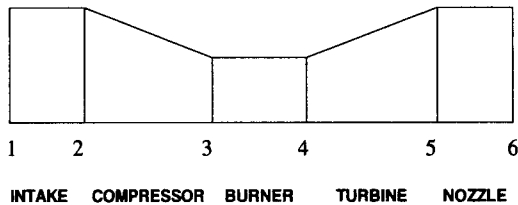


Figure 1. Station Number of Turbojet Engine

Table 1. Performance Data for Study Engine

변 수	성 능
공기유량 (kg/s)	6.22
압축기 압력비	3.83
압축기 효율	0.76
연료유량 (kg/hr)	494.4
터빈 압력비	1.854
터빈 입구 온도 (K)	1269.9
터빈 출구 온도 (K)	1127.2
주 노즐 목면적 (cm ²)	297.4
추력 (N)	3790.1
비연료소모율 (kg/N/hr)	0.1304

이 추진시스템의 주 엔진에는 터보제트 엔진이 이용되며 본 연구에서는 주 엔진의 천이상태 해석을 수행하였다. Table 1은 지상 표준대기 조건에서의 터보제트 엔진의 설계점 성능이다^[3].

3. 천이상태 성능해석

연료가 증가하거나 감소하게 되면 엔진은 천이상태가 된다. 천이상태에서는 로터에서 동력의 초과나 부족이 발생하게 되며 따라서 압축기와 가스발생기 터빈 사이에 일의 조합이 이루어지지 않게 된다. 이로 인해 엔진은 종종 운용 범위를 이탈하여 엔진에 손상을 입히거나 엔진 수명에 영향을 미치게 된다. 특히 급가속시에는 터빈입구온도에 오버슈트가 발생하여 제한온도를 넘어가는 현상이 발생하게 되는데 이는 터빈 블레이드에 과도한 열응력을 발생시켜 터빈에 구조적인 손상을 일으키게 된다. 따라서 엔진의 동특성을 정확하게 모사하고 예측하는 것은 엔진 신뢰성의 보장에 매우 중요하다^[2].

천이상태 성능해석은 식(1)의 우항에서 보는 바와 같은 연료증분에 따른 잉여토크의 증가를 계산하거나 로터속도의 변화를 적분하여 수행한다^[4].

$$\dot{m}_t \Delta H_t = \dot{m}_c \Delta H_c + \left(\frac{2\pi}{60}\right)^2 I_N \frac{dN}{dt} \quad (1)$$

천이상태 성능해석 방법에는 크게 CMF (Constant Mass Flow) 방법과 ICV (Intercomponent Volume) 방법이 있다^[5].

본 연구에서는 엔진 구성품 사이사이에 저장된 질량을 무시하고 유량 적합방정식을 만족한다는 가정아래 연료증가에 의한 압축기와 터빈 사이의 일의 차이로 로터회전속도의 변화량을 계산하는 CMF(Constant Mass Flow) 방법을 이용하였다. 이러한 CMF 방법은 구성품 사이에 정체된 질량을 고려하는 ICV(Intercomponent Volume) 방법에 비해 계산시간을 절약할 수 있으며 큰 회전속도의 변화를 계산할 수 있다^[5].

CMF 방법에서 각 구성품 사이의 유량 조합에는 탈 설계점 성능해석에 사용되었던 유량조합방정식이 사용되며 천이상태 성능해석을 위한 프로그램의 순서도는 Fig. 2와 같다¹⁶⁾. 또한 시간의 함수인 잉여토크의 적분에는 Euler Method를 이용하였다¹⁷⁾.

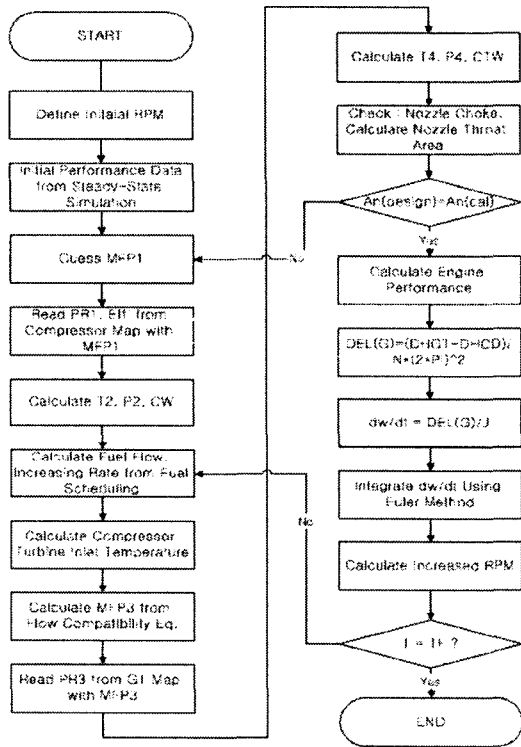
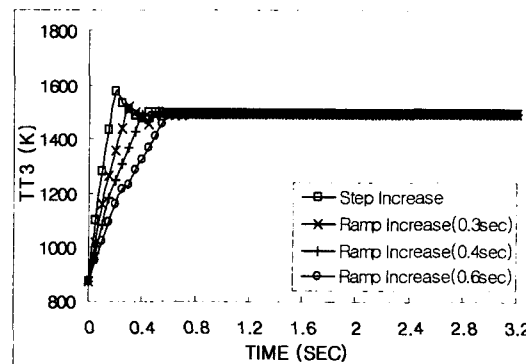
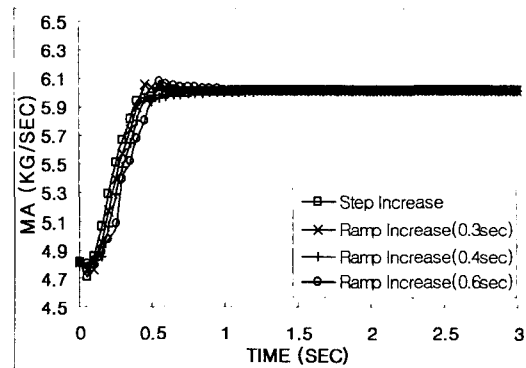
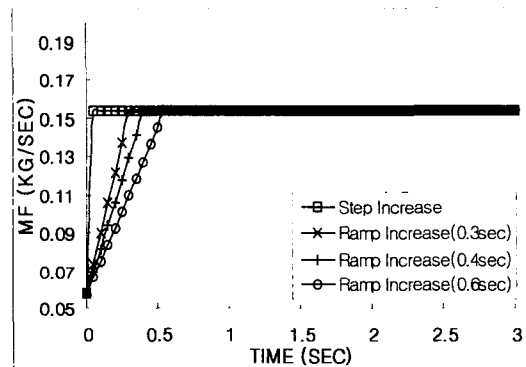


Fig. 2 Flow Chart of Transient Analysis Program

4. 성능 해석 및 결과 분석

엔진이 공회전 상태에서 최대 회전수까지 증가하는데 필요한 연료유량을 step에서부터 다양한 ramp 증가로 주고 연료유량, 공기유량, 터빈 입구온도와 추력의 시간에 따른 변화를 살펴보았다. 연료유량은 정상상태 성능해석 결과에서 얻어진 공회전에서부터 최대회전수까지 상승하는데 필요한 0.0954kg/sec를 step으로 증가시킨 결과 터빈 입구온도에서 과도현상이 발생하였

다. 또한 추력과 공기유량에서도 약간의 과도를 나타내었다. 이에 터빈 입구온도에서 과도가 발생하지 않는 시간을 찾기 위해 여러 가지 증가 시간을 적용함에 따라 0.6sec 이상으로 천천히 증가시킬 경우 과도를 방지할 수 있음을 확인할 수 있었다. 공기유량과 추력은 연료유량의 증가에 따라 정상상태에 도달하는 시간이 지연됨을 알 수 있었으며 110% 정도의 값에서 정상상태에 도달하였다.



후 기

본 연구는 과학기술부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인기 기술개발)의 일환으로 수행되었습니다.

참고문헌

1. 공창덕, 기자영, 강명철, 양수석, 이창호, "터보제트 엔진을 이용한 신개념 비행체 추진시스템의 정상상태 성능 특성에 관한 연구", 한국항공우주학회 춘계학술대회, 2003
2. Walsh, P. P. and Fletcher, P., "Gas Turbine Performance", Blackwell Science, 1998
3. Kong, C. D. and Kim, S. K., "Real Time Linear Simulation and Control for The Small Aircraft Turbojet Engine", ASME- 97-AA-114, 1997
4. Seller, J. F. and Daniele, C. D., "DYNGEN-A Program for Calculating Steady State and Transient Performance of Turbojet and Turbofan Engines", NASA TN D-7991, 1975
5. Short Course Lecture Note, Cranfield University, UK, 1996
6. 공창덕, 기자영, "A Dynamic Simulation for Small Turboshaft Engine with Free Power Turbine Using the CMF Method", 한국추진공학회지, Vol.2, No.1, 1998
7. Press, W. H., Teukolsky, S. A., Vetterling, W. T. and Flannery, B. P., Numerical Recipes in Fortran, Cambridge University Press, 2nd Edition, 1992

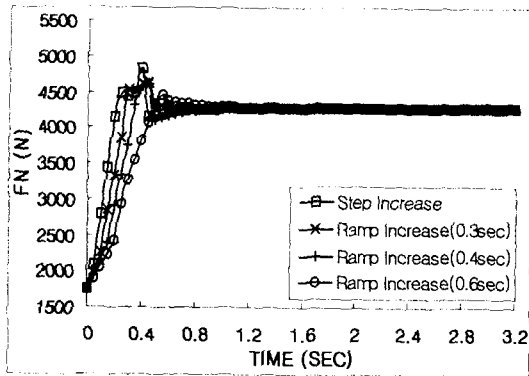


Figure 3. Results of Transient Performance Analysis

5. 결 론

수직으로 이, 착륙이 가능하며 이륙 후에는 고정익으로 고속비행을 할 수 있도록 설계가 진행 중인 스마트 무인기 추진시스템을 위한 터보제트 엔진의 천이성능모사 프로그램을 개발하였다. 해석에는 CMF(Continuity Mass Flow) 방법을 적용하였으며 오일러 적분법을 이용하여 천이 작동 시 발생하는 압축기와 터빈 사이의 잉여토크를 적분하였다. 공회전에서부터 최대 회전수 까지 필요한 연료유량을 step으로 증가시킨 결과 터빈 입구온도를 비롯해 추력, 공기유량에서 과도현상이 발생하였다. 이에 터빈입구온도의 과도를 방지하기 위한 연료유량 증가시간을 찾기 위해 다양한 증가율을 적용시킨 결과 0.6sec 이상의 증가시간이 필요함을 확인할 수 있었다. 추후 전체 추진시스템의 천이성능 모사에 대한 연구가 필요할 것으로 판단된다.