

論文

헬리콥터용 가스터빈 엔진의 제어기 설계를 위한  
고충실도 통합 시뮬레이션 개발

최기영\*, 장세아\*, 최기영\*\*, 엄주상\*\*, 이범석\*\*, 손영창\*\*, 유혁\*\*\*

Development of an Integrated High Fidelity Helicopter and Engine  
Simulation for Control System Design

Keeyoung Choi\*, Se-Ah Jang\*, Kiyoung Choi\*\*, Joo Sang Eom\*\*,  
Beom Suk Lee\*\*, Young Chang Son\*\* and Hyeok Ryu\*\*\*

ABSTRACT

Full authority digital engine control systems for gas turbine engines are replacing conventional mechanical control units rapidly. However, setting up design processes of controllers for high performance helicopter engines are not well known because of the complexity of the total system. This paper presents a high fidelity helicopter and engine simulation for control system design and analysis. Using this environment, a feedforward schedule was set up for a utility helicopter. The total engine simulation with the new controller showed better or equal performance compared to the total engine simulation with the pre-existing controller.

초 록

가스터빈 엔진의 경우 디지털식 엔진제어장치 (FADEC)가 기존의 유압기계 및 전자식 제어기를 빠른 속도로 대체하고 있다. 하지만 헬리콥터 등 고성능 시스템을 대상으로 한 엔진 제어기의 경우 제어기를 설계하는 절차를 설정하는 과정이 잘 알려져 있지 않다. 본 논문에서는 충실도가 높은 헬리콥터 및 엔진 시뮬레이션 환경을 구성하고 이를 이용하여 시스템을 해석하고 설계자료를 추출할 수 있는 방안을 제시한다. 여기서는 이러한 방법을 기존의 헬리콥터 엔진을 대상으로 한 제어기의 선보상 스케줄을 작성하는데 사용하였으며, 그 결과 기존의 알고리즘과 동등하거나 우수한 조속 성능을 확인할 수 있었다.

**Key Words** : Helicopter(헬리콥터), Gas Turbine Engine(가스 터빈 엔진), Simulation(시뮬레이션), Control(제어), FADEC

기 호

$P_x$  : station  $x$ 에서의 압력  
 $T_x$  : station  $x$ 에서의 온도

$Q_x$  :  $x$ 의 토크  
 $J_x$  :  $x$ 의 관성모멘트  
 $K, B, \tau$  : 성능 파라미터  
 $NP$  : 동력터빈 회전속도  
 $NG$  : 가스발생기 터빈 회전속도  
 $NR$  : 주로터 회전속도  
 $W_f$  : 연료량  
 $WA_x$  : station  $x$ 에서의 질유량

†2009년 12월 7일 접수 ~ 2010년 2월 22일 심사완료

\* 정회원, 인하대학교 항공우주공학과  
교신저자, E-mail : kchoi@inha.ac.kr  
인천광역시 남구 용현동 253번지

\*\* 정회원, 삼성테크윈 파워 시스템 연구소

\*\*\* 정회원, 한국항공우주연구원 항공연구본부

$WA_{x,bl}$  : station  $x$ 에서의 bleed flow  
공기 질유량  
 $W_x$  : station  $x$ 에서의 연소 가  
스 질유량  
 $\dot{\Omega}$  : 회전속도

$PT$  : 동력터빈  
 $GT$  : 가스발생기 터빈  
 $C$  : 압축기  
 $MR$  : 주로터  
 $gr$  : 동력터빈과 주로터의 기어비

I. 서 론

헬리콥터 로터의 회전속도는 블레이드의 공진 주파수를 피하고 drag divergence와 stall 한계를 감안하여 설정되어 있다. 현재 운용되는 대부분의 유인 헬리콥터의 경우, 운용 속도 부근에 다수의 공진점들이 존재하고 최적 성능을 낼 수 있는 운용조건의 범위가 작으므로 로터의 정속성을 유지하는 것이 로터를 안정적으로 구동하고 진동 및 소음을 줄이며 운용 효율을 향상시키는데 있어 중요하다. 하지만 헬리콥터는 고정익기와 비교하여 운용 조건이 다양하고 엔진출력부하의 변화가 심하여 전영역에 걸쳐 우수한 조속기능을 낼 수 있는 제어기의 중요도가 상대적으로 더 높다. 이러한 조속기는 초기의 가스터빈 엔진의 경우 캠을 이용한 스케줄러 방식의 기계적인 제어기에서 출발하여 기계적인 장치와 전기적인 시스템을 혼용한 과도기를 거쳐 현재는 전 과정에서 전자제어 방식을 도입하는 것이 대체를 이루고 있다. 조속기의 기본 구성은 가스터빈 및 로터 회전속도의 되먹임 구조로 되어 있으며 과도응답 특성 향상을 위하여 필요동력의 함수로 앞먹임으로 보완하도록 되어 있다. 이 되먹임과 앞먹임의 이득 및 바이어스는 운용조건의 함수로 스케줄되어 있으며, 적절한 스케줄을 찾기 위해 많은 지상시험 및 비행시험을 통한 튜닝과정이 소요된다.

한편 고성능항공기에서 전자 및 제어 장치의 비중이 점차 늘어나는 것과 같이 엔진도 효율향상 및 운용성을 향상시키기 위해 전자제어장치의 중요도가 증대하고 있다. 이러한 엔진제어장치는 높은 부가 가치를 가져올 수 있고 개발과정에서 튜닝과정 등 노하우가 필요한 부분이 많으므로 구조 및 설계과정에 대한 자료가 충분히 공개되어 있지 않은 실정이다.

본 논문에서는 충실도가 높은 헬리콥터 모델과 엔진시뮬레이션을 통합하고 여기에 기존의 문헌자료에서 제시된 일부 엔진제어기의 구조를 분석한 다음 전자제어기(FADEC)의 구조로 구성하여 추가하고 이 통합 시뮬레이션을 이용하여 엔진제어기의 선보상 스케줄을 설계하는 과정을 제시한다.

II. 시뮬레이션 모델 구성

헬리콥터용 가스터빈 엔진의 선보상 제어기 설계를 위하여 높은 정밀도의 통합 시뮬레이션을 구성하였다. 헬리콥터 통합 시뮬레이션의 구성은 그림 1과 같이 엔진, 엔진 제어기, Drivetrain, 헬리콥터 로터/동체로 구성된다. 엔진과 엔진 제어기는 참고문헌[1]을 사용하였으며, 헬리콥터 로터는 인하대학교 항공우주 제어시스템 연구실에서 개발한 헬리콥터 모델링 및 시뮬레이션 프로그램을 사용하였다[2]. 본 통합 시뮬레이션은 Mathworks사의 MATLAB과 Simulink를 기반으로 개발되었다.

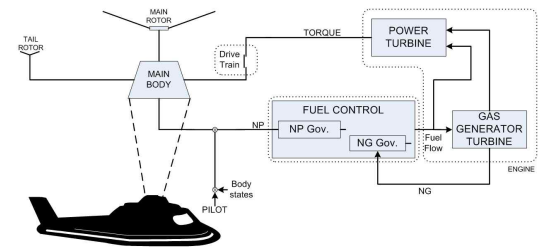


그림 1. 헬리콥터/엔진 통합 시뮬레이션의 구성[4]

2.1 Gas Turbine Engine Model

2.1.1 엔진의 구성

대상 엔진은 UH-60계열 헬리콥터에 널리 사용되는 General Electric사의 T700-GE-700 터보샤프트 엔진이다. 이 엔진은 그림 2에 주어진 것과 같이 5단의 축류 압축기(station 2)와 1단의 원심 압축기(station 3)가 사용된다. 압축된 공기는 낮은 압력의 연료와 함께 고리모양의 연소기(station 3.1)를 통과하여 2단의 축류 가스발생기 터빈(station 4.1)과 2단의 독립된 동력터빈(station 4.5)을 통과한다. 축류 압축기의 첫 2단의 경우 가변 inlet vane와 stator vane이 사용되었다. 압축기에서는 일부 공기가 가스발생기 터빈으로 바로 연결되어 가스발생기 터빈기의 냉각에 사용된다. 동력터빈은 냉각을 따로 하지 않으며, 동일축 상으로 구동축을 엔진 앞쪽으로 연장하여 출력축에 연결된다.

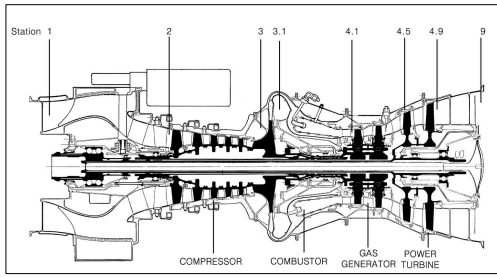


그림 2. T700-GE-700 엔진의 주요 컴포넌트[7]

엔진의 모델링에는 컴포넌트 기반의 정확도 높은 데이터가 사용되었다[1]. 엔진 제작자는 이러한 고충실도 시뮬레이션을 엔진의 정상 상태나 천이 상태에 관한 연구에 사용한다. 엔진의 각각의 컴포넌트간의 관계는 열역학 법칙에 의해 지배된다.

2.1.2 비선형 시뮬레이션 모델

엔진 모델링은 각각의 컴포넌트 간의 상태에 따른 열역학 법칙과 매개변수에 의해 결정된다. 엔진의 운동 방정식은 원심압축기 입구 압력과 가스발생기 터빈 입구, 동력터빈 입구 각각의 압력과 회전속도, Heat Sink에 의한 가스발생기 터빈에서의 입구 온도로 구성되며 식 (1)과 같다.

$$\begin{aligned} \frac{dP_3}{dt} &= K_{V3} T_3 (WA_3 - WA_{3bl} - WA_{31}) \\ \frac{dP_{41}}{dt} &= K_{V41} T_{41} (WA_{31} - W_f - W_{41}) \\ \frac{dP_{45}}{dt} &= K_{V45} T_{45} (W_{41} - W_{45} + B_3 K_{bl} WA_2) \\ \frac{dNG}{dt} &= \frac{60}{2\pi} \frac{Q_{GT} - Q_C}{J_{GT}} \\ \frac{dNP}{dt} &= \frac{60}{2\pi} \frac{Q_{PT} - Q_{req}}{J} \\ T_{41} &= \frac{\tau_{1s} + 1}{\tau_{2s} + 1} T_{41ns} \end{aligned} \quad (1)$$

이때,  $T_{41ns}$  는 Heat Sink를 고려하지 않았을 때의 온도이다. 참고문헌[1]에 제시된 데이터를 기초로 시뮬레이션을 구성하고 성능을 계산해 본 결과 참고문헌에 제시된 결과와 다소의 차이를 보였다. 문헌에서 제시한 세 가지 비행 조건에 대해 연료량은 최대 6.3%, 가스발생기 회전속도는 1.1%, 압력과 온도에서는 7.8% 차이가 있었다. 이는 참고문헌에서 제시된 데이터가 시뮬레이션 결과와 일관성이 없기 때문인 것으로 분석되었다[5]. 하지만 동적 특성은 동일한 결과를 확인하였다.

2.1.3 선형 시뮬레이션 모델

엔진의 1차적인 동특성을 파악하고 제어기를 설계하기 위해서는 엔진의 선형모델을 구하여야

한다. 선형모델의 상태변수로는 원심 압축기 입구 압력  $P_3$ 와 가스발생기 터빈 입구 압력  $P_{41}$ , 동력터빈 입구 압력  $P_{45}$ , 가스발생기 터빈 회전속도  $NG$ , 동력터빈 회전속도  $NP$ 와 Heat Sink가 고려된 가스발생기 터빈 입구 온도  $T_{41}$ 과  $T_{41}$  계산을 위한 상태변수  $x_{fill}$ 를 사용한다. 선형모델의 입력으로는 연료량과 동력터빈에 대한 필요 토크를 사용한다. 연료량은 모든 상태변수에 영향을 미치나, 동력터빈에 대한 필요 토크는 동력터빈 회전속도  $NP$ 에만 영향을 미친다.

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} P_3 [psia] \\ P_{41} [psia] \\ P_{45} [psia] \\ NG [rpm] \\ NP [rpm] \\ T_{41} [^{\circ} R] \\ x_{fill} \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} P_3 [psia] \\ P_{41} [psia] \\ P_{45} [psia] \\ NG [rpm] \\ NP [rpm] \\ T_{41} [^{\circ} R] \\ x_{fill} \end{bmatrix} + B \begin{bmatrix} W_f [lb_m/sec] \\ Q_{req} [ft \cdot lb_f] \end{bmatrix} \quad (2)$$

다음의 세 가지 비행조건을 대상으로 비선형 모델의 트림 조건을 계산한 다음 선형모델을 구하였다.

- \* 기체 무게 : 16,825.0 lbm
- \* 무게중심 위치 : station 355.0 in,  
waterline 248.2 in, butline 0.0 in
- \* 고도 : 0.0 ft
- 조건 1. 호버링
- 조건 2. 80노트 수평비행
- 조건 3. 80노트 속도, 1,000ft/min하강

이 세 조건에서 구한 선형모델의 eigenanalysis를 통해서 각각의 특성치와 대표적인 상태변수를 연결하여 표 1과 같은 결과를 얻었다.

선형화식으로 구한 eigenvalue 값을 보면 압력항인  $P_3, P_{41}, P_{45}, T_{41}$ 은 굉장히 빠른 특성을 가짐을 확인 할 수 있다. 이 중  $P_{41}, P_{45}$ 은 다른 모드와의 연성도 작고 아주 빠르게 수렴하는 것을 볼 수 있다. 이러한 빠른 상태변수의 과도 응답

표 1. 선형모델의 eigenvalue

	조건 1	조건 2	조건 3
$NP$	-0.23	-0.17	-0.14
$NG$	-2.17	-1.40	-0.62 + 0.33i
$P_{41}$	-6195.1	-5769.1	-5614.2
$P_{45}$	-3976.3	-4450.6	-4605.4
$P_3$	-58.56 - 5.83i	-56.80	-53.84
$T_{41}$	-58.56 + 5.83i	-61.45	-64.18
$x_{fill}$	-0.53	-0.55	-0.62 - 0.33i

을 시뮬레이션 하려면 적분시간간격을 작게 줄여야 한다. 현재 비선형 시뮬레이션의 경우 0.25msec 정도로 작은 적분 시간 간격을 사용하였다.

#### 2.1.4 시뮬레이션 계산 성능 향상

시뮬레이션의 적분 간격은 시스템의 동특성이 모두 표현되도록 시스템 주파수의 약 4배 이상이 되도록 설정되어야 한다. 표 1에 제시된 결과를 보면 상태 변수의 최대 특성이 약 6,200 rad/sec 이므로, 시뮬레이션 적분 시간은 최소 0.25msec가 되어야 한다. 이에 따라 시뮬레이션에 소요되는 시간은 1 step시 약 15msec (Pentium 2.0Ghz 기준) 이다. 이는 반복계산이 많이 필요한 설계 과정에서 효율성을 떨어뜨리는 요소가 될 수 있다. 따라서 필요한 정확도를 유지하면서 계산시간을 단축할 수 있는 방안을 찾아야 한다.

#### 테이블 찾기 시간 단축

엔진 모델과 제어기 모델은 테이블을 통해 계수값을 결정한다. 이 과정에서 테이블의 독립변수(x)에 대해서 종속변수(y) 값을 결정하게 되는데 실험데이터를 많이 사용하는 이 시뮬레이션의 경우 이 과정이 시뮬레이션의 전체 계산시간에 큰 영향을 미친다. 이는 문헌에 제시된 x의 간격이 일정하지 않으므로 데이터 값을 찾기 위하여 앞에서부터 찾아 가야되는 비효율적인 구조를 가지기 때문이다. 그에 대한 해결 방안으로 테이블의 형태를 x축에 대해서 동일한 간격을 가지도록 하였다. 이 경우 x축이 동일 간격이므로 해당값을 찾는 것을 단순히 검색에 의하여 결정할 수 있다.

테이블 찾기 개선 결과 시뮬레이션 시간은 1 step시 약 15msec에서 약 3msec로 단축되었다 (Pentium 2.0Ghz 기준).

#### Quasi-steady Approximation

전술한 바와 같이  $P_3$ ,  $P_{41}$ ,  $P_{45}$ 는 매우 빠른 동특성을 가지고 있다. 이에 따라 항시  $P_3$ ,  $P_{41}$ ,  $P_{45}$ 가 정상상태를 가진다는 가정을 적용할 수 있다. 이를 이용하여 주어진 동력터빈과 가스발생기 터빈 회전속도에서 정상상태를 가지는  $P_3$ ,  $P_{41}$ ,  $P_{45}$ 값을 iteration 방법을 이용하여 결정한다. iteration 방법으로는 자코비안 행렬을 이용하는 Newton method를 사용하였다.

$$\frac{d(P_3)}{dt} = K_{v3} \cdot T_3(WA_3 - WA_{3bl} - WA_{31}) = 0$$

$$\frac{d(P_{41})}{dt} = K_{v41} \cdot T_{41}(WA_{31} - W_f - W_{41}) = 0$$

$$\frac{d(P_{45})}{dt} = K_{v45} \cdot T_{45}(W_{41} - W_{45} + B_3 K_b WA_2) = 0$$

$$\Lambda(1) = WA_3 - WA_{3bl} - WA_{31}$$

$$\Lambda(2) = WA_{31} - WA_{3f} - W_{41}$$

$$\Lambda(3) = W_{41} - W_{45} + B_3 K_b WA_2$$

$$\mathbf{A} = [\Lambda(1) \Lambda(2) \Lambda(3)]^T = fn(P_3, P_{41}, P_{45}, NG, NP, W_f, Q_{req})$$

$$\mathbf{x} = [P_3 \ P_{41} \ P_{45}]^T$$

$$\Delta \mathbf{x} = \mathbf{K} \mathbf{J}_{ac}^{-1} \mathbf{A}$$

$$\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{x}_k + \Delta \mathbf{x}$$

iteration 정지 조건 :

$$1) \frac{\text{norm}(x_{k+1} - x_k)}{\text{norm}(x_k)} < 1E-5$$

$$2) \max(\mathbf{A}) < 1E-3$$

iteration 정지 조건에서는 변수의 변화 기울기만 고려하는 1)번 조건과 기울기는 만족하였으나 실제 유량관계가 만족하지 못할 경우를 고려하여 유량관계를 나타내는  $\Lambda$ 의 각각이 0.001 이하를 만족하였는지 여부를 확인 하는 2)번 조건이 있다.

$P_3$ ,  $P_{41}$ ,  $P_{45}$ 는 iteration 방법으로 결정되므로 시뮬레이션 적분시간은 다음으로 빠른 동특성을 가지는 가스발생기 터빈 2.17rad/sec을 고려하여 적분 간격이 100msec까지 늘어날 수 있다. 하지만 시뮬레이션에는 엔진뿐만 아니라 헬기, 제어기 등이 필요하므로, 적분 간격을 10msec 간격으로 시뮬레이션 하였다. 이 결과 10초 시뮬레이션에 소요되는 시간은 약 12초이다(Pentium 2.0Ghz 기준). 이것은 기존 시뮬레이션 시간에 비해 약 1/50로 단축된 것이다.

#### 2.1.5 시뮬레이션 모델 검증

선형 모델의 검증을 위하여 그림 3과 같이 연료량 계단입력을 주었다. 그림 3, 4의 결과와 같이 비선형모델과 선형모델이 천이 과정, 정상상태 모두 잘 일치 한다는 것을 확인 할 수 있다.

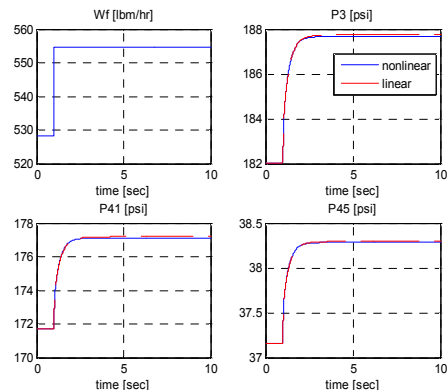


그림 3. 선형모델 검증 시뮬레이션

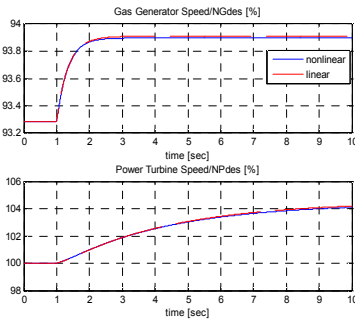


그림 4. 선형모델 검증 시뮬레이션

### 2.2 Drivetrain 모델

헬리콥터 Drivetrain은 Main Transmission, Intermediate gear box, Tail gear box, Connecting drive shafting으로 이루어진다. 이때 Main Transmission은 엔진의 개수만큼 input module(clutch 포함)을 가지어, 엔진 출력의 축을 바꾼 후 main module로 합해진다. 두 개의 엔진의 토크와 필요 토크는 아래 식의 관계를 가진다.

$$gr(Q_{PT1} - J_{PT1}\dot{\Omega}_{PT1} + Q_{PT2} - J_{PT2}\dot{\Omega}_{PT2}) = J_{MR}\dot{\Omega}_{MR} + Q_{req}$$

이때  $\dot{\Omega}_{MR} = \dot{\Omega}_{PT1}/gr = \dot{\Omega}_{PT2}/gr$  이므로, 다음과 같이 정리할 수 있다.

$$gr(Q_{PT1} + Q_{PT2} - (J_{PT1} + J_{PT2})\dot{\Omega}_{PT}) = J_{MR}\dot{\Omega}_{PT}/gr + Q_{req}$$

그러므로 식 (3)과 같이 동력터빈 회전속도가 결정된다.

$$\dot{\Omega}_{PT} = \frac{gr(Q_{PT1} + Q_{PT2}) - Q_{req}}{J_{MR}/gr + gr(J_{PT1} + J_{PT2})} = \frac{(Q_{PT1} + Q_{PT2}) - Q_{req}/gr}{J_{MR}/gr^2 + J_{PT1} + J_{PT2}} \quad (3)$$

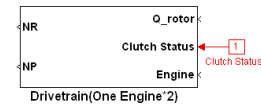


그림 5. Drivetrain 모델

엔진의 토크가 로터의 필요토크보다 작아질 때 엔진은 로터의 회전속도를 줄이는 역할을 하므로, 연결을 끊어 로터 회전속도 감소를 막아야 한다. 이러한 역할을 Clutch가 담당한다[4]. 또한 Clutch는 autorotation이나 One Engine Operation을 제외한 대부분의 경우 연결되어 있는 상태를 가진다. 그림 5의 구현된 Drivetrain 모델에는 로터의 필요토크와 엔진 두 개의 토크와 Clutch 연결상태가 입력으로 들어와 동력터빈 회전속도와 로터 회전속도가 결정되어 출력된다. 이때 연결 스위칭으로 인한 이산적인 연결을 보완하기 위하여 다시 결합되는 시점에 1차 지연식을 추가하여 구성하였다.

### III. 엔진 제어기 구성

#### 3.1 제어기 구조 분석

참고문헌[1]에 제시된 엔진 제어 시스템은 DECU(Digital Electronic Control Unit)와 HMU(HydroMechanical control Unit)으로 구성되었다. 근래의 엔진 제어 시스템은 일반적으로 FADEC(Full Authority Digital Engine Control)과 FMU(Fuel Metering Unit)로 구성된다.

그림 6은 DECU-HMU의 전체 구성도이다. HMU는 엔진으로 들어가는 최종 연료량을 결정한다. 이러한 연료량은 가스발생기 터빈 회전속도(NG), 입구 온도(T2), 압축기 출구 압력(P3), DECU부터의 전기적인 트림 신호, 조종사의

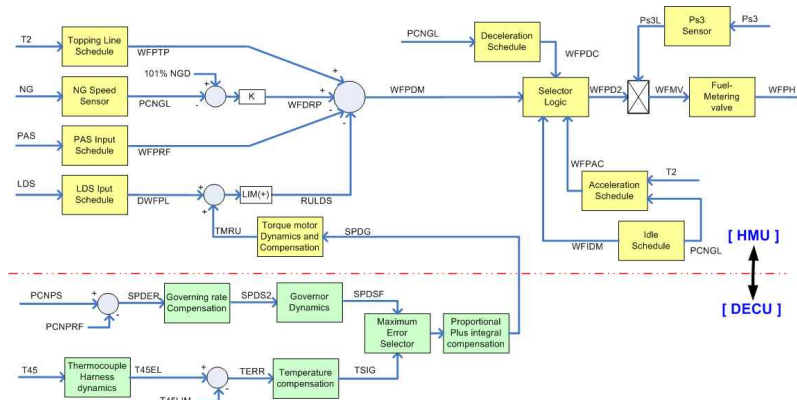


그림 6. 엔진 제어 시스템 전체 구성도

power-available spindle(PAS) 입력, load-demand spindle(LDS) 입력에 의해 결정된다. 콜렉티브의 변화, 즉 load-demand의 변화에 따른 빠른 엔진의 천이 반응은 선보상 제어기 신호에 의하여 LDS로 공급된다. 가속 제한, 썬지, 엔진정지 방지, 가스발생기 터빈 회전속도 제한, variable-geometry actuation 또한 HMU에서 제어한다.

DECU는 동일한 로터 회전속도와 여러 엔진간의 균등 출력 분배를 위한 부하 요구 조건을 만족하기 위하여 HMU에 전기적인 트립 신호를 공급한다. 또한 동력터빈 입구 온도와 전체 전달 토크를 제한하며, 과도한 회전속도 방지를 위한 신호를 제공한다.

선보상제어는 HMU에서 이루어진다. HMU에서 LDS에 의해 결정되는 가스발생기 터빈 요구 회전속도를 명령으로 하여 실제 가스발생기 터빈의 회전속도와 비교하여 연료량이 조절된다. 그에 따라 가스발생기 터빈의 회전속도가 변경됨에 따라 유량이 조절되고, 그에 따라 동력터빈의 회전속도가 유지되는 것이다[1].

### 3.2 FADEC을 이용한 엔진 제어기

선보상 제어 알고리즘 설계에 앞서 참고문헌에서 모델링한 DECU-HMU 엔진 제어기 구조를 좀더 현대 제어 구조에 맞도록 변경하였다. 이전 방식에서는 두 개의 모듈(DECU와 HMU)로 나뉘어져 제어권한(Control Authority)을 각각 가지고 있다. 이러한 구조에서는 기계적으로 구현된 요소가 존재한다. 전자 제어의 신뢰성 향상으로 기계적 제어기를 전자적 제어기로 교체한 FADEC(Full Authority Digital Engine Control) 구조가 사용되기 시작하였다.

본 논문에서는 참고문헌의 DECU-HMU를 FADEC으로 변경하기 위하여 기계적 구조 모델링을 제거하고 디지털 연산으로 연료량을 결정하도록 하였다. 센서 모델의 경우 동일 센서 모델을 사용하였으며, 제어기의 구조는 동일하게 유지하였다. 본 논문에서는 고려되지 않았으나 FADEC에는 자동 엔진 시동, 엔진 상태 모니터링, 고장 탐지 등의 기능이 추가되어 엔진의 성능을 한층 더 높이고 있다.

### 3.3 선보상 제어 알고리즘 분석

선보상 제어는 콜렉티브 입력에 대해 동력터빈 토크 증감을 고려하여 앞먹임 제어를 하는 것이다. 동력터빈 토크의 증감을 위해서는 압축기 출력단의 압력 증감이 필수이며, 아래 수식을 통

해 연료량과 가스발생기 터빈 회전속도(NG)의 증감이 필요하다는 것을 확인 할 수 있다[6].

$$\begin{aligned}\Delta P_{s3} &= \frac{\partial P_{s3}}{\partial W_f} \Delta W_f + \frac{\partial P_{s3}}{\partial NG} \Delta NG \\ &= \Delta P_{s3, W_f} + \Delta P_{s3, NG}\end{aligned}\quad (4)$$

일반적인 경우 연료량 제어 식은 다음과 같다 [1]. 식에서 보는 바와 같이 콜렉티브 입력에 의한 선보상 연료량은  $NG_{LDS, Xc}$ ,  $\left(\frac{W_f}{P_{s3}}\right)_{LDS, Xc}$  에 의해 결정된다.

$$\begin{aligned}\frac{W_f}{P_{s3}} &= Topping Line - NP_{feedback} \\ &\quad + (NG_{LDS, Xc} - NG) \times K_{N, DRP} \\ &\quad - \left[ 3.26 - \left(\frac{W_f}{P_{s3}}\right)_{LDS, Xc} \right] \\ &= Topping Line - NP_{feedback} \\ &\quad + NG_{feedback} - \Delta W_{f, Feedforward}\end{aligned}\quad (5)$$

여기서,

*Topping Line* : 최대 연료량 결정, function of  $T_2$

$NP_{feedback}$  : 동력터빈 회전속도에 대한 비례-적분 제어

$NG_{feedback} = K_{N, DRP} \times (NG_{LDS, Xc} - NG)$   
: 가스발생기 터빈 비례 제어

$$\Delta W_{f, Feedforward} = 3.26 - \left(\frac{W_f}{P_{s3}}\right)_{LDS, Xc}$$

*Topping Line*에서 최대 연료량을 결정하고,  $\Delta W_{f, Feedforward}$ 에서 콜렉티브 입력에 따라 엔진 트립을 위한 연료량을 빼주어 기준 연료량을 결정한다. 이러한 경우 되먹임 제어기의 관점에서는 엔진의 기준 연료량을 중심으로 한 교란량을 사용하는 선형 모델을 대상으로 한다고 볼 수 있다. 또한  $NP_{feedback}$ 이 고려되고,  $NG_{feedback}$ 가 고려되어 최종 연료량을 결정하게 된다.

$NG_{LDS, Xc}$ 는 콜렉티브 입력에 따라 결정되는 NG 피드백 제어의 참조값이라고 볼 수 있다. 그러므로  $K_{N, DRP} \times (NG_{LDS, Xc} - NG)$ 는 가스발생기 터빈의 선형 제어라고 볼 수 있다.  $K_{N, DRP}$ 는 엔진 선형 모델을 통해 결정할 수 있다.

동력터빈이 20,900RPM을 유지하기 위하여 필요한 마력, 가스발생기 터빈 회전속도, 연료량 등은 엔진의 특성으로 결정된다. 이러한 성능값을 이용하여 그림 7, 8과 같이 마력에 따른 NG와  $\left(\frac{W_f}{P_{s3}}\right)$  값을 나타낼 수 있다. 그러므로 선보상 제어를 위해 콜렉티브 입력에 따른 마력 스케줄을 결정하면 엔진의 특성이 결정되어 있으므로, 엔

진 특성 곡선에 따라 마력에 따른 NG 스케줄,

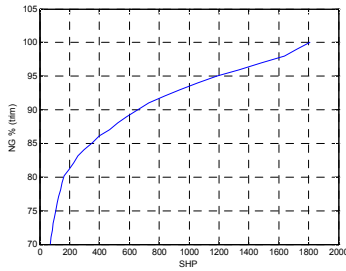


그림 7. 엔진 정적 트림 특성. 마력과 가스발생기 터빈 회전속도의 관계

을 사용하고, 엔진의 한계에 따라 최대 마력이

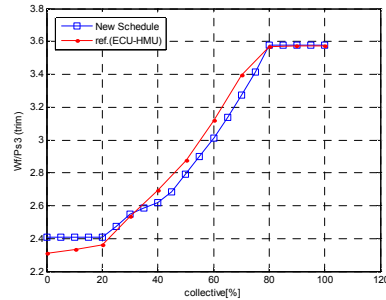


그림 10. 선보상 제어 추가 연료량 스케줄

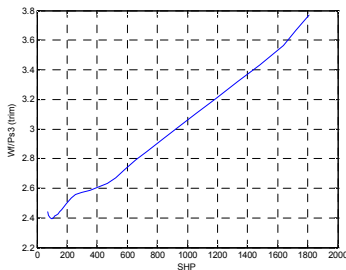


그림 8. 엔진 정적 트림 특성. 마력과 연료량 결정 관계

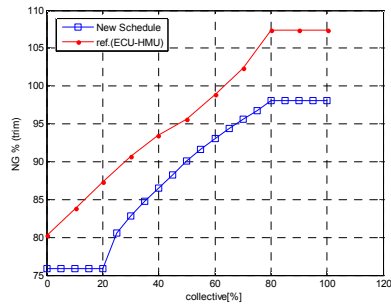


그림 11. 선보상 제어 NG 스케줄

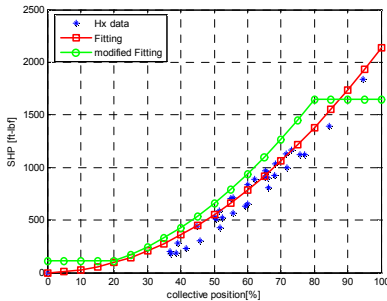


그림 9. 선보상 제어를 위한 마력과 콜렉티브의 관계

1,650SHP가 되도록 하기위해 보간곡선을 보정하였다.

연료량 스케줄을 결정할 수 있다. 콜렉티브 입력에 따른 마력 스케줄링은 헬리콥터의 비행특성에 의해 결정된다.

콜렉티브 입력과 마력의 관계식에 그림 7, 8의 엔진 특성을 적용하면, 그림 10, 11과 같이 선보상 스케줄을 결정할 수 있다.

선보상 제어에서 사용한 비행조건은 고도유지, 하강률 16ft/sec, 상승률 20ft/sec의 비행에 대해서 전진속도 0~300ft/sec인 경우를 고려하였다. 이 모든 경우를 마력과 콜렉티브 입력으로 표시하면 그림 9와 같은 결과가 나온다. 그림에서 보는 바와 같이 보간(Fitting)을 이용하면 콜렉티브 입력과 마력의 관계를 다항식으로 나타낼 수 있다.

### V. 통합 시뮬레이션 구성

또한 양끝 단의 콜렉티브 값에 따른 끝부분 발산 부분을 보상하기 위하여 20%~80% 영역만

구성된 통합 시뮬레이션 환경은 그림 12와 같다. 크게 조종입력, 엔진, 엔진 제어기, Drivetrain, 헬리콥터, 트림도구로 나뉜다. 헬리콥터 모델로 콤포넌트 기반의 UH-60 모델을 통합한 시뮬레이션을 완성하였다. 먼저 UH-60과 엔진 모델이 있으며, 이 중간에 Drivetrain 모델이 있어 헬리콥터의 필요 토크와 엔진의 토크에 따라 동력터빈의 회전속도를 결정한다. 엔진 제어기는 엔진과 헬리콥터의 입력을 받아 연료량 명령을 계산하여 FMU를 제어한다.

그림 12 상단의 Trim 수행 버튼은 트림의 세 단계에 따라 구성되었다. 각 단계 마다 성공/실패 여부를 보여주며, 트림의 단계는 다음과 같다. Step 1. 헬리콥터 트림 계산 : 비행조건 입력에 따른 필요 토크와 트림 조건 계산.

Step 2. 엔진 트림 계산 : 헬리콥터 트림에 의

해 구한 필요 토크로부터 엔진의 트림 조건 계산.

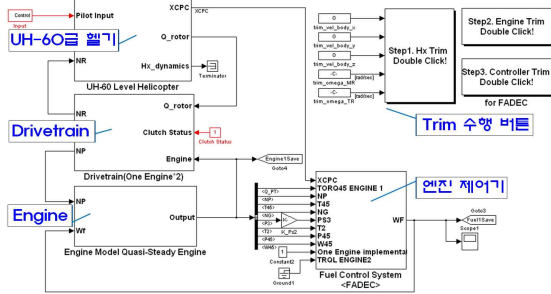


그림 12. 통합 시뮬레이션

Step 3. 제어기 트림 계산 : 제어기에 사용되는 변수들의 초기값 계산.

VI. 시뮬레이션 및 분석

설계한 선보상 제어기를 기존 제어기와 비교하기 위하여 호버링 상태에서 콜레티브 더블렛 입력시 엔진의 거동을 계산하였다. 그림 13의 항공기 자세 고정 조건 시뮬레이션 결과는 항공기 자세가 변하지 않는 상태에서 나머지 비행조건이 유지되는 조건에서 항공기와 엔진의 거동을 계산한 결과로 추력시험과 유사한 환경일 경우이다. 그림 14의 동체 자세 변동 허용 조건은 실제 비행과 같은 경우이다.

항공기 자세 고정 조건으로 시뮬레이션 한 결과 DECU-HMU에 비하여 새로 설계된 제어기가 더 좋은 성능을 보이지만 항공기 자세 변동 허용 조건이 되었을 때 오차의 크기는 1% 내외로 DECU-HMU에 비하여 성능이 떨어진다. 이는 항공기 자세 변동 조건에 의하여 실제 비행과 동일

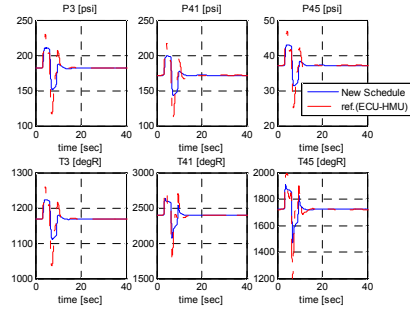


그림 13(b). 호버링시 항공기 자세 고정 조건 시뮬레이션 결과

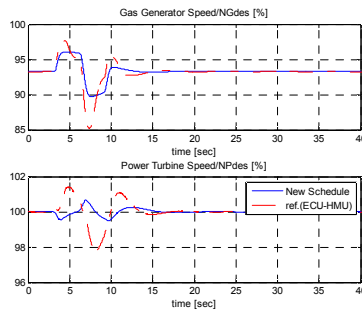


그림 13(c). 호버링시 항공기 자세 고정 조건 시뮬레이션 결과

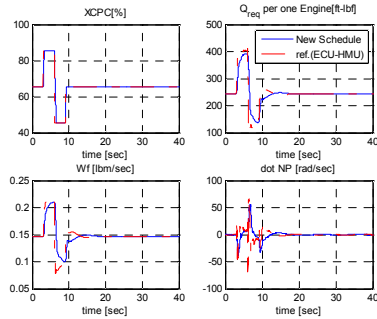


그림 14(a). 호버링시 항공기 자세 변동 허용 조건의 시뮬레이션 결과

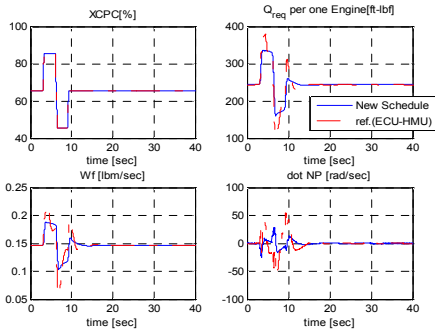


그림 13(a). 호버링시 항공기 자세 고정 조건 시뮬레이션 결과

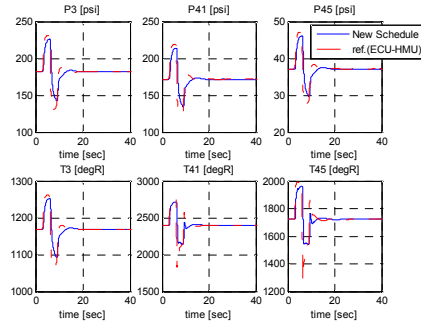


그림 14(b). 호버링시 항공기 자세 변동 허용 조건 시뮬레이션 결과



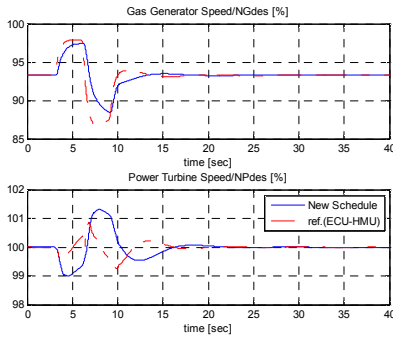


그림 14(c). 호버링시 항공기 자세 변동 허용 조건 시뮬레이션 결과

하게 운동을 하는 헬리콥터는 항공기 자세 고정 조건과는 다르게 SAS 조종입력이나 운동에 의하여 로터 필요 토크가 증가하기 때문이다.

### VII. 결 론

본 논문에서는 고충실도 헬리콥터 시뮬레이션에 고충실도 가스터빈 시뮬레이션을 추가한 헬리콥터 시뮬레이션 프로그램을 개발하였다. 제어 설계 및 시스템 해석의 목적을 위해서는 엔진 내의 압력을 quasi-steady 상태로 가정한 선형 모델이 적절함을 확인하였다. 또한 이를 통해서 시뮬레이션 계산량도 기존 보다 약 1/50로 줄일 수 있었다. 본 논문에서는 또한 기존의 HMU와 DECU를 결합한 제어기의 구조를 분석하고 이를 토대로 FADEC용 알고리즘을 개발하였다. 이 FADEC의 선보상 제어기 알고리즘 성능을 통합시뮬레이션 프로그램을 통하여 분석한 결과 여러 조건에서 기존의 제어기와 동등한 성능내지 우수한 성능을 보이는 것을 확인하였다. 또한 본 연구를 통하여 이 통합 시뮬레이션 프로그램이 가스터빈 엔진제어기의 개발 초기 단계 제어기 이득을 설정하는 도구로 사용할 수 있음을 확인하였다.

### 후 기

동 연구는 지식경제부 한국형헬기 민군겸용구성품개발사업(KARI주관) 연구결과 중 일부임.

### 참고문헌

- 1) Mark G. Ballin, "A High Fidelity Real-Time Simulation of a Small Turboshaft Engine", Ames Research Center, Moffet Field, CA NASA TM 100991, 1988.
- 2) 신재화, 최기영, "요소 기반의 헬리콥터 시뮬레이션 프로그램개발", 한국항공우주학회지, 35권 6호, 2007, pp. 548~555.
- 3) Hart C.E., Wensel L. M., "Real-Time Hybrid computer Simulation of a Small Turboshaft Engine and Control system", NASA TM83579, 1984.
- 4) Howlett J. J., "UH-60A Black Hawk Engineering Simulation Program : VolumI-Mathematical Model", NASA CR-166309, 1981.
- 5) 인하대학교, 엔진 및 헬기 로터의 과도응답 특성 개선을 위한 모델 기반의 예측 선보상 제어 알고리즘에 관한 기술개발 최종보고서, (주)삼성테크윈, 2009.
- 6) Bender Gary L., Adkins James A., Lockwood, Roy A., "Engine/Airframe Response Evaluation of the HH-60A Helicopter Equipped with the T700-GE-701 Transient Droop Improvement Electronic Control Unit", USAAEFA Project No. 86-02 Final Report, 1986.
- 7) <http://www.tpub.com/content/armyaviation/AL0993/AL09930406.htm>