

## 2스풀 분리 배기 방식 엔진의 정상상태 성능모사 및 작동 진단

추교승<sup>1</sup> · 성홍계<sup>2,†</sup><sup>1</sup>한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과<sup>2</sup>한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부Steady-state Performance Simulation and Operation Diagnosis of  
a 2-spool Separate Flow Type Turbofan EngineKyoSeung Choo<sup>1</sup> and Hong-Gye Sung<sup>2,†</sup><sup>1</sup>School of Aerospace Engineering, Korea Aerospace University<sup>2</sup>School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University

## Abstract

There is a growing interest in engine diagnostic technology for gas turbine engines. An engine simulation program, precisely simulating the engine performance, is required in order to apply it to the engine diagnosis technology for engine health monitoring. In particular, the simulation program can predict not only design point performance but also off-design point and partial load performance in accurate. So the engine simulation program for the 2-spool separate flow type turbofan engine was developed and the JT9D-7R4G engine of PW(Pratt & Whitney) was analyzed. The steady-state performance analysis is conducted at both design and off-design points in flight path and the differences between analysis results of takeoff and cruise conditions are compared. The effect of Reynold's correction method was analyzed as a scaling method of the engine component performance. The simulation results was compared with NPSS

## 초 록

가스터빈 엔진에 대한 엔진 진단기술에 대한 관심이 높아지고 있으며, 엔진 건전성 진단기술에 적용 가능한 정확한 엔진 성능모사 프로그램의 중요성은 점점 더 커지고 있다. 이를 위한 엔진 성능모사는 설계점 해석으로부터 시작하여 탈설계점 성능모사, 부분부하 성능모사를 정확하게 수행해야 할 필요가 있다. 이에 따라 본 연구에서는 2-스풀 분리 배기 방식 터보팬 엔진에 대한 엔진 시뮬레이션 프로그램을 개발하고 PW(Pratt & Whitney)사의 JT9D-7R4G 엔진을 해석하였다. 각 비행영역에서의 설계점과 탈설계점에서의 정상상태 성능모사를 수행하고, 최대이륙조건 설계점과 순항상태 설계점의 해석결과의 차이를 비교하였다. 또한 구성품 성능선도 축척법 중 하나인 Reynold's Correction의 효과를 분석하였다. 개발된 프로그램의 결과와 NPSS의 결과를 비교하여 프로그램을 검증하였다.

**Key Words :** Engine Performance Modeling(엔진 성능 모델링), Turbofan Engine(터보팬 엔진), Separate Flow Type Turbofan Engine(분리배기형 터보팬 엔진), Off-design Performance(탈설계점 성능), Gasturbine Engine(가스터빈 엔진)

## 1. 서 론

최근 가스터빈 엔진 작동의 중단 없이 효율적으로

정비하기 위해 엔진진단(Engine Health Management: EHM) 기술이 중요시 되고 있다. EHM 기술을 개발하기 위해서는 엔진 성능을 정확하게 모사할 수 있는 엔진 시뮬레이션 프로그램이 필요하다. EHM은 크게 탑재용(On-Board)과 비탑재용(Off-Board) 두가지 분류로 구분할 수 있다. 탑재용 EHM 시스템은 Kalman filter, Particle filter 등을 이용한 실시간 고장 감지/

진단을 의미하는데 이를 위한 엔진 성능 시뮬레이션이 필요하며, 비탑재용(Off-Board) EHM 시스템은 엔진 제작부터 수명이 다 할 때까지 엔진과 구성품들의 성능 추이 및 성능저하 분석을 위한 정상상태 엔진 시뮬레이션 프로그램이 필요하다. 이러한 엔진 시뮬레이션을 위해서는 설계점 해석에서 시작하여 탈설계점 성능모사, 부분부하 성능모사를 정확하게 수행해야 할 필요가 있다.

선진국에서는 미국 NASA Glen Research Center를 중심으로 개발된 Numerical Propulsion System Simulation(NPSS), The Modular Aero-Propulsion System Simulation(MAPSS), Commercial Modular Aero-Propulsion System Simulation(C-MAPSS) 프로그램과 독일의 상용 프로그램인 Gasturb 등 다양한 상용 프로그램들이 사용되고 있다. 국내에서는 Simulink 등을 이용하여 엔진 성능모사를 수행하는 등 다양한 연구 활동이 진행되고 있지만 많은 부분에서 상용 프로그램을 사용하고 있으며 자체 프로그램에 관한 개발은 아직 많이 부족한 실정이다[1-4].

이에 따라 본 논문에서는 2-스폴 분리형 배기 방식 터보팬 엔진의 각 상태량을 자세히 알 수 있는 엔진 시뮬레이션 프로그램을 개발하여 설계점과 탈설계점에서의 정상상태 시뮬레이션을 통하여 설계점을 다르게 하였을 때의 결과를 비교하고, 구성품 성능선도를 보정하는 방식인 Reynold's Correction의 효과를 분석하였다. 또한 개발된 프로그램의 결과와 NPSS의 결과를 서로 비교하여 프로그램을 검증하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 해석 대상 엔진

본 연구에서 해석에 사용한 엔진은 PW사의 JT9D 엔진이다. 이 엔진은 추력이 50,000 lbf 급인 2스폴 터보팬 엔진으로 Boeing 747 민간 항공기의 엔진으로 개발되어 운용되고 있다. 이 엔진의 다양한 모델 중 JT9D-7R4G 엔진의 공개된 자료를 바탕으로 NASA Glen Reserach Center의 Rough JT9D Turbofan Performance Model과 각 구성품 성능선도를 사용하였다[5].

엔진은 저압부와 고압부로 구성되어 있다. 저압부는

팬, 저압압축기(LPC) 및 저압터빈(LPT)로 구성되며, 고압부는 고압 압축기(HPC)와 고압터빈(HPT)로 구성되며 그 사이에 연소기가 위치한다(Fig 1 & Fig 2).

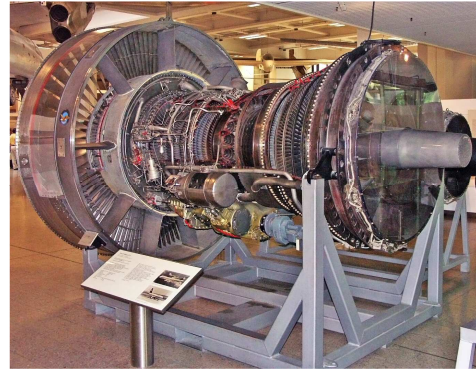


Fig. 1 JT9D Engine

### 2.2 정상상태 해석

#### 2.2.1 설계점 성능 모델링

터보팬 엔진의 경우 일반적으로 순항조건을 설계점으로 선정하게 된다. 본 연구에서는 설계점에 따른 탈설계점에서의 결과를 교차검증하기 위해 공개된 모델의 설계점인 ISA+15°C 지상저지상태의 최대이륙조건과 순항조건을 설계점으로 지정하였다. 엔진의 연료는 Jet-A를 고려하였다.

압축기 출구의 상태는 입구의 전온도( $T_t$ ), 열효율( $\eta_{isen}$ )로 필요한 압축기 에너지( $dh_{comp}$ )를 구한다.

$$\Psi(T_{t,out}) = \Psi(T_{t,in}) + \ln\left(\frac{P_{t,out}}{P_{t,in}}\right) \quad \dots (1)$$

$$dh_{comp} = \frac{h(T_{t,out, is}) - h(T_{t,in})}{\eta_{isen}} \quad \dots (2)$$

여기에서  $\Psi$ 는 Entropy function을,  $h$ 는 엔탈피를 의미한다. 하첨차 in은 입구에서의 상태량, out은 출구에서의 상태량을 의미한다. Eq. (1)을 이용하여 출구에서의 등엔트로피 온도를 구한 후, Eq. (2)를 이용하여 압축기 에너지를 구할 수 있다. 이를 이용하여 압축기 출구에서의 전온도를 구한다.

터빈도 압축기와 같은 개념으로 터빈 입구와 출구의 열역학 상태량을 구한다. 노즐에서의 계산은 등엔트로

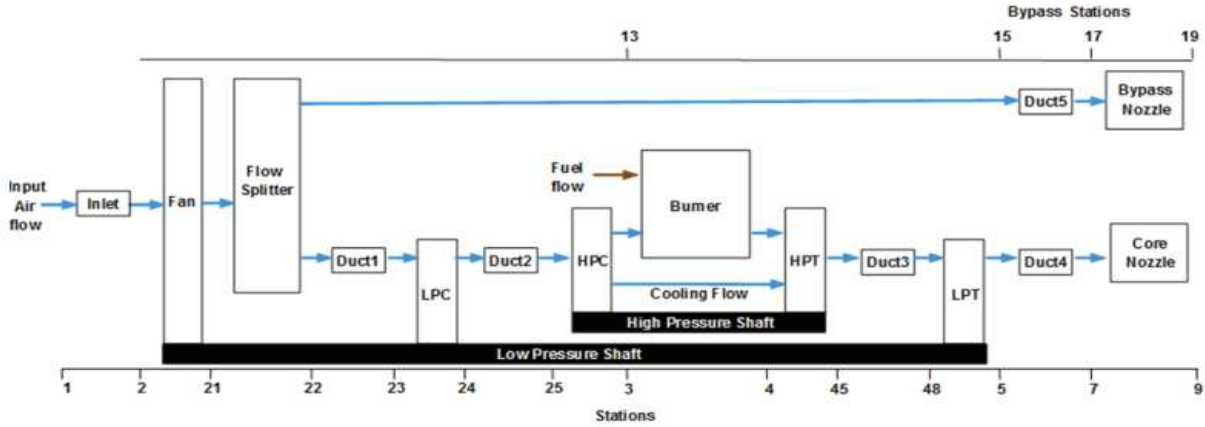


Fig. 2 Rough JT9D Engine Schematic[5]

피 노즐 계산을 기반으로 한다. 대기의 정압력과 노즐 출구의 전압력의 비율로 출구에서의 마하수를 계산하고, 노즐 입구에서의 질량 유량을 통해 출구에서의 면적을 구한다.

### 2.2.2 탈 설계점 해석

탈 설계점에서의 성능 해석을 위해서는 엔진의 주요 부품인 팬, 압축기, 연소기, 터빈, 노즐 등의 성능 특성을 알아야 하며 이를 위해서는 각 구성품들의 성능선도가 필요하다. 이들 구성품은 엔진 작동 상태에 따라 작동점이 결정되며 설계점을 벗어난 경우에는 구성품이 낮은 효율에서 작동 될 수 있으며, 임의 조건에서는 구성품들의 결합이 잘 이루어지지 않아 작동 불가능 상태를 야기할 수도 있으므로 엔진의 개발 과정에서 이러한 다양한 운용범위에서의 성능해석은 매우 중요하다.

터보기계의 성능선도는 보정된 유량에 대한 압력비와 등엔트로피 효율들이 각각의 보정 회전수에 대해 표시된다. 이 때 사용되는 보정 변수들은 다음과 같다.

$$\theta = \frac{T_t}{T_{std}} \quad \dots \quad (3)$$

$$\delta = \frac{P_t}{P_{std}} \quad \dots \quad (4)$$

$$MFP = \dot{m} \frac{\sqrt{\theta}}{\delta} \quad \dots \quad (5)$$

$$N_{corr} = \frac{N}{\sqrt{\theta}} \quad \dots \quad (6)$$

여기서  $\theta$ 는 보정온도,  $\delta$ 는 보정압력,  $MFP$ 는 보정유

량,  $N_{corr}$ 는 보정속도를 나타낸다. 하첨자  $std$ 는 해면에서 표준 대기 상태를 의미한다.

JT9D 엔진의 구성품 성능선도를 생성하기 위해 Rough JT9D Turbofan Performance Model에서 제공된 구성품 성능선도[5]를 축척법(Scaling method)를 적용하여 생성하였다 (Eq. 7~9).

$$\pi_{new,map} = \frac{\pi_{ds} - 1}{\pi_{map,ds} - 1} (\pi_{ord,map} - 1) + 1 \quad \dots \quad (7)$$

$$MFP_{new,map} = \frac{MFP_{ds}}{MFP_{map,ds}} MFP_{ord,map} \quad \dots \quad (8)$$

$$\eta_{new,map} = \frac{\eta_{ds}}{\eta_{map,ds}} \eta_{ord,map} \quad \dots \quad (9)$$

여기서  $\pi$ 는 압력비,  $\eta$ 는 효율을 나타내며 하첨자  $new,map$ 는 축척된 변수,  $ds$ 는 설계점,  $map,ds$ 는 성능선도상의 설계점,  $ord,map$ 은 성능선도에서의 각 점을 의미한다.

터트의 성능하락은 다음의 수식을 사용하여 모델링하였다.

$$\frac{1 - \pi}{(1 - \pi_{ds})} = \left( \frac{MFP}{MFP_{ds}} \right)^2 \quad \dots \quad (10)$$

연소기에서의 연소 효율 감소는 연소 부하개념을 모델링하여 다음과 같이 모델링하였다.

$$\Omega = \frac{\dot{m}_{inlet}}{P_3^{1.8} e^{T_3/300K} Vol} \quad \dots \quad (11)$$

$$a = \log(1 - \eta_{ds}) \quad \dots \quad (12)$$

$$\log(1 - \eta_b) = a + b \log(\Omega / \Omega_{ds}) \quad \dots \quad (13)$$

여기서  $\Omega$ 는 연소 부하,  $\dot{m}$ 은 연소기 입구 유량,  $Vol$ 은 연소기 부피를 의미한다.

탈 설계점 해석을 위해 각 구성품 성능선도에서의 운영점(Operation point) 위치와 Bypass-Ratio, 축속도, 연료 유량을 도출해야한다. Power Level Angle (PLA)와 직접 연관이 있는 저압 축 속도를 입력 값으로 주었으며[6], 나머지 필요한 값들을 찾는 값으로 설정하였다. 이 변수들을 Table 1로 정리하여 나타내었다. Table 1로 나타낸 추정 변수들과 탈 설계점시의 운영점을 찾기 위해 추가적인 조합방정식을 사용한다. 각 구성품들의 성능 선도에서 얻은 유량과 계산에 필요한 유량의 조합, 압축기와 터빈간의 일의 조합, 바이패스 노즐과 코어 노즐에서 노즐의 조합방정식을 사용하였다. 지배방정식은 Newton-Rapson 방법으로 해를 구하였다. 이 때 Jacobain Matrix의 편미분항들은 Centre-scheme을 사용하여 구성하였다. 프로그램 전체의 Flow Chart를 Fig. 3으로 나타내었다.

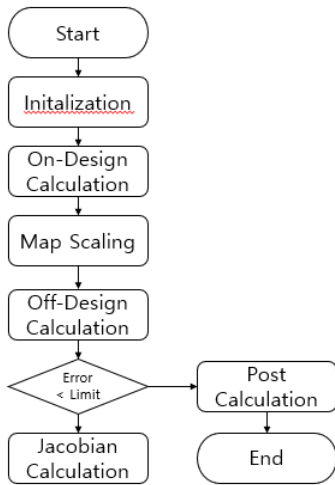


Fig. 3 Program Flow Chart

Table 1 Estimation Variables for Off-design Calculation

Variable	Description
Fan_Rline	Fan map's auxiliary coordinates
LPC_Rline	LPC map's auxiliary coordinates
HPC_Rline	HPC map's auxiliary coordinates
HPT_PR	HPT pressure ratio
LPT_PR	LPT pressure ratio
$N_H$	High pressure spool speed
Bypass-Ratio	Bypass ratio
$W_f$	Fuel mass flow rate

### 2.2.3 Reynold's Correction

엔진의 작동조건인 고도와 비행 마하수가 달라지게 되면 구성품 성능선도를 대기조건에 맞게 Reynold's Correction method를 사용하여 보정해주었다 (Eq. 14~16). Eq 15, 16은 Gasturb 12에서 제공하는 기본적인 Reynold's Correction 함수를 사용하였다[7]. 기준 조건은 ISA Sea Level 조건이며, 이때 Reynold number index(RNI)는 1이 되어 보정 상수 값이 1로 나타나게 된다.

$$RNI = \frac{P_t}{P_{t,ref}} \sqrt{\frac{R_{ref} T_{t,ref}}{R T_t} \frac{\mu_{ref}}{\mu}} \quad (14)$$

$$f_{MFP}(RNI) = \frac{1 - 0.975}{\ln(1) - \ln(0.975)} \ln(RNI) + 1 \quad (15)$$

$$f_{\eta}(RNI) = \frac{1 - 0.95}{\ln(1) - \ln(0.1)} \ln(RNI) + 1 \quad (16)$$

여기에서  $RNI$ 는 Reynold number index,  $f_{MFP}$ 는 유량 보정 상수값,  $f_{\eta}$ 는 효율 보정 상수값을 나타내며 하첨자  $ref$ 는 ISA Sea Level에서의 값을 나타낸다.

## 3. 결 과

### 3.1 정상상태 해석 조건

JT9D 엔진의 다양한 비행조건을 해석하기 위해 실제 비행 시험 중의 경로를 참고하여 해석을 진행하였다. 참고한 JT9D 엔진의 비행 시험조건은 Fig. 4과 Table. 2로 나타내었다[8,9].

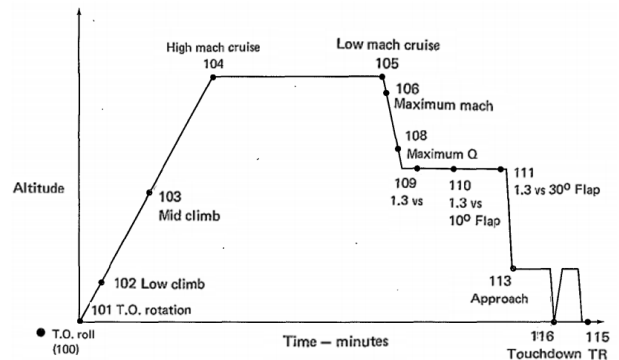


Fig. 4 Acceptance Flight Test Profile[8]

이 중 지상 정지 상태를 포함하여 상승 조건, 순항 조건을 해석하였다. 서로 다른 설계점에서의 효과와

Reynold Correction의 효과를 비교하기 위하여 각각 상태에서의 비행조건을 해석하였다. 또한 저속 순항 조건에서 엔진 로터 회전수에서의 부분 부하 성능을 해석하였다. 일반적으로 각 구성품은 설계점에서 최대의 성능을 발휘하도록 설계하기 때문에 부분부하에서의 성능을 해석하고 비교함으로써 엔진의 전체 운용 영역의 작동 상태를 확인할 수 있다. 이를 위해 순항조건하에서 스로틀을 90%까지 감소하는 환경을 모사하였다. 해석한 조건(총 35 조건)을 Table 3에 나타내었다. 각 계산 결과를 편리하게 구분하기 위하여 번호를 부여하였다. 해석 프로그램(개발 프로그램 또는 상용프로그램 구분), 설계점 조건, Reynold's Correction 여부 순으로 명명하였고, 해석한 비행 조건 및 스로틀에 따라 마지막 번호(digit)에 번호를 부여하였다. Table 3에서 d.p.는 design point의 약어이며, R.C.는 Reynold's Correction의 약어로 사용하였다.

**Table 2** Flight Operating Condition Used in Calculation

Flight Condition	Description	Altitude (m)	Airspeed (Mach Number)
0	Sea level	0	0
102	Low climb	914	0.401
103	Mid climb	5,330	0.617
104	High Mach Cruise	10,670	0.860
105	Low Mach Cruise	10,670	0.770

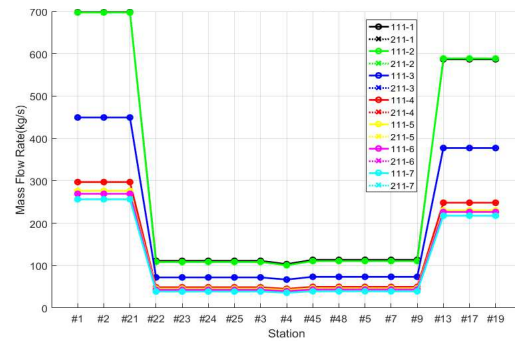
**3.2 지상 설계점 사용시 엔진 해석**

이륙상태를 설계점으로 해서 개발된 프로그램과

NPSS로 해석한 결과인 Case 111과 Case 211를 비교하였다. 해석한 결과를 Fig. 5-7로 나타내었다. 개발된 프로그램의 결과를 실선으로, NPSS 프로그램으로 해석한 결과를 점선으로 나타내었다. 해석한 결과의 Station별 유량, 전압, 전온도의 오차를 Table 4에 나타내었다. 오차는 Eq. 17을 이용하여 정의하였다.  $\sigma$ 는 임의의 값을 의미하며, 하첨자 NPSS는 NPSS 결과 값, Program은 본 연구에서 개발한 해석 프로그램의 결과값을 의미한다.

Station 별 기체 상태량의 결과에서는 최대 오차 0.087%, 평균 오차 0.06% 이내로 프로그램의 신뢰성을 검증 할 수 있었다.

$$Error = \frac{\sigma_{NPSS} - \sigma_{Program}}{\sigma_{NPSS}} * 100 \tag{17}$$



**Fig. 5** Mass flow rate at each station for Cases 111 and 211

**Table 3** Nomenclature of the Flight Operating Conditions used in the Calculation

Flight Condition	PLA	Developed Program (1)			NPSS (2)	
		Ground d.p.(1)	Cruise d.p. (2)		Ground d.p.(1)	Cruise d.p.(2)
		with. Reynold's correction (1)	w.o. R.C (2)		with. R.C. (1)	
0(#1)	100%	111-1	121-1	122-1	211-1	221-1
102(#2)	100%	111-2	121-2	122-2	211-2	221-2
103(#3)	100%	111-3	121-3	122-3	211-3	221-3
104(#4)	100%	111-4	121-4	122-4	211-4	221-4
105(#5)	100%	111-5	121-5	122-5	211-5	221-5
105(#6)	95%	111-6	121-6	122-6	211-6	221-6
105(#7)	90%	111-7	121-7	122-7	211-7	221-7

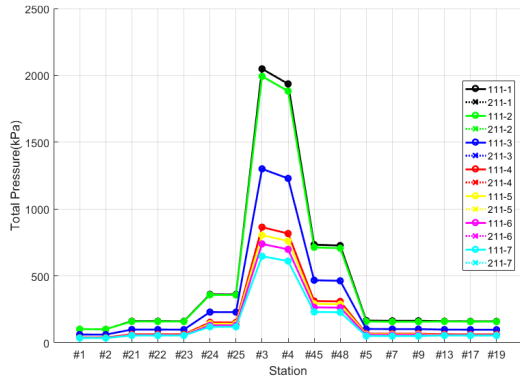


Fig. 6 Total pressure at each station for Cases 111 and 211

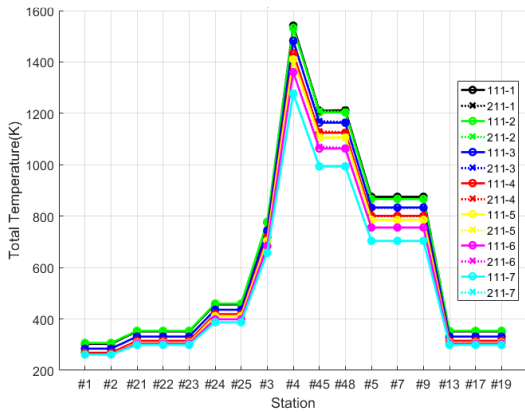


Fig. 7 Total temperature at each station for Cases 111 and 211

Table 4 Mass Flow Rate, Total Pressure, and Total Temperature using Ground Design Point

case #	$\dot{m}$ Error (%)	Pt Error (%)	Tt Error (%)	Total Error (%)
1	0.000	0.067	0.040	0.036
2	0.020	0.071	0.079	0.056
3	0.044	0.055	0.055	0.063
4	0.040	0.051	0.087	0.060
5	0.038	0.053	0.058	0.050
6	0.027	0.063	0.077	0.056
7	0.040	0.084	0.064	0.063

### 3.3 순항 설계점 사용시 엔진 해석

두 번째 검증의 경우로 비행조건 104(High Mach number cruise) 상태를 설계점으로 각 비행조건들을

해석한 결과를 Fig 9-10, Table 5 에 나타내었다.

Station별 유량, 전압, 전온도의 최대 오차 1%, 평균 오차 0.5%의 결과로 프로그램의 정확도가 확인되었다.

Table 5 Mass Flow Rate, Total Pressure, Total Temperature Error using Cruise Design Point

case #	$\dot{m}$ Error (%)	Pt Error (%)	Tt Error (%)	Total Error (%)
1	0.079	0.277	0.447	0.268
2	0.073	0.327	0.483	0.294
3	0.024	0.388	0.491	0.301
4	0.038	0.390	0.480	0.303
5	0.052	0.395	0.505	0.317
6	0.032	0.371	0.494	0.299
7	0.038	0.383	0.549	0.323

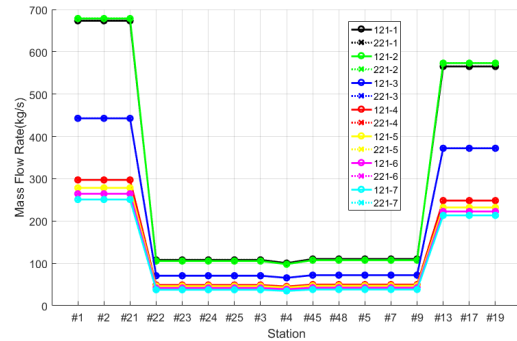


Fig. 8 Mass flow rate at each station for Cases 121 and 221

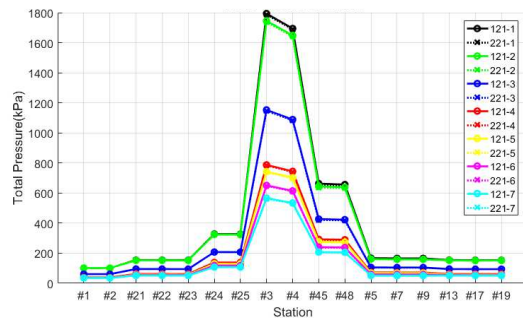


Fig. 9 Total pressure at each station for Cases 121 and 221

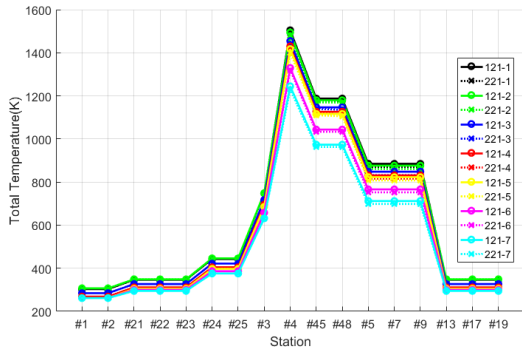


Fig. 10 Total temperature at each station for Cases 121 and 221

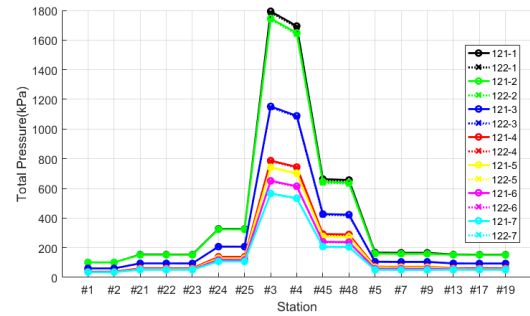


Fig. 12 Total pressure at each station for Cases 121 and 122

### 3.4 Reynold's Correction 효과 비교

Reynold's Correction에 따른 효과를 서로 비교하기 위해 Case 121과 Case 122를 서로 비교하여 Fig 11-13, Table 6 에 나타내었다.

해석한 엔진에서는 Reynold's Correction을 적용하였을 때와 적용하지 않았을 때 큰 차이가 없음을 알 수 있었다. 이는 각 구성품 입구에서의 상태가 기준상태와 크게 다르지 않기 때문이다. HPC 입구에서의 Reynold's number index(RN)는 0.905로 보정계수가 0.998, HPT 입구에서의 RNI는 1이상으로 보정이 안되며, LPT 입구에서는 RNI가 0.557로 질량유량에 대한 보정계수가 0.993, 효율에 대한 보정계수가 0.987로 보정을 되었다. 따라서 보정치가 작아 보정에 대한 효과가 크게 나타나지 않는 것으로 판단된다.

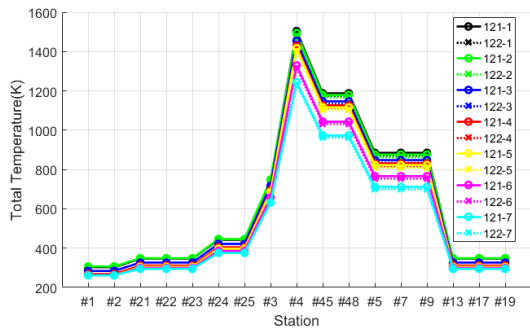


Fig. 13 Total temperature at each station for Cases 121 and 122

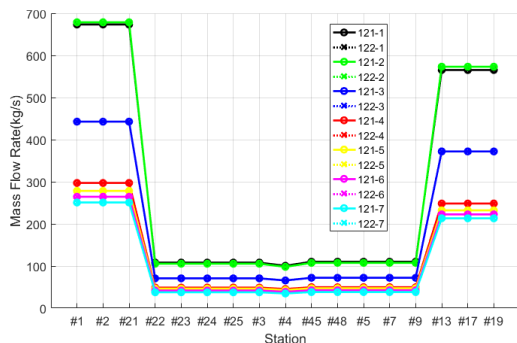


Fig. 11 Mass flow rate at each station for Cases 121 and 122

Table 6 Mass Flow Rate, Total Pressure, Total Temperature Error Using Reynold's Correction

case #	$\dot{m}$ Error (%)	Pt Error (%)	Tt Error (%)	Total Error (%)
1	0.018	0.313	0.464	0.265
2	0.032	0.349	0.482	0.288
3	0.041	0.379	0.501	0.307
4	0.036	0.378	0.507	0.307
5	0.033	0.377	0.510	0.307
6	0.041	0.381	0.507	0.310
7	0.043	0.384	0.509	0.312

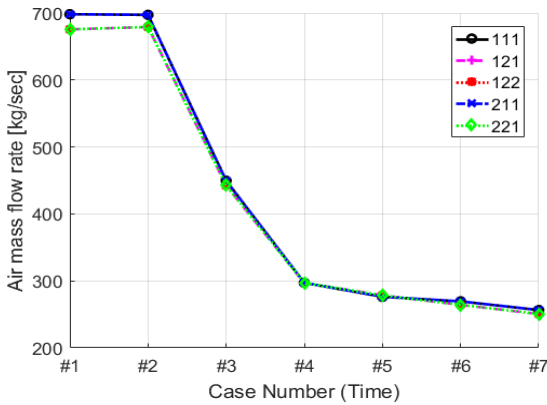
### 3.5 설계점에 따른 효과 비교

설계점에 따른 효과를 분석하기 위해 지상의 조건과 순항의 조건을 각각 최대 효율지점으로 가정하고 축척법을 사용하여 설계점에 따른 효과를 비교하였다. 우선 Table 7에 각각의 설계점에서 해석한 추력의 결과를 나타내었다. 그 결과 지상 조건을 설계점으로 해석한 경우가 순항 조건으로 해석한 경우보다 더 적은 오차를 나타내었다. 그 다음으로 두 경우에 대해, 비행

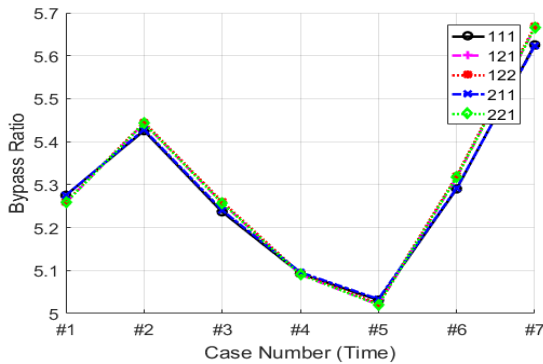
시간 중 공기유량, Bypass Ratio, 고압 축 속도, 추력을 비교하여 Fig. 14-17에 나타내었다. x축은 Fig. 3과 Table 2에 명기한 각 Case 번호를 의미한다. 이는 비행 중의 시간 축에 해당한다. 순항 상태 설계점의 해석 결과가 최대 이륙 조건 설계점 결과보다 다소 작게 예측하는 결과를 볼 수 있다. 이는 설계점에 따라서 다른 작동선(Operating line)으로 엔진이 작동하게 되어 나타나는 차이이다. 이 때 성능선도상의 설계점에서 가장 먼 #1점에서의 오차가 가장 크게 되는데 최대 3.5%의 차이를 나타낸다.

**Table 7** Comparison of thrust calculated

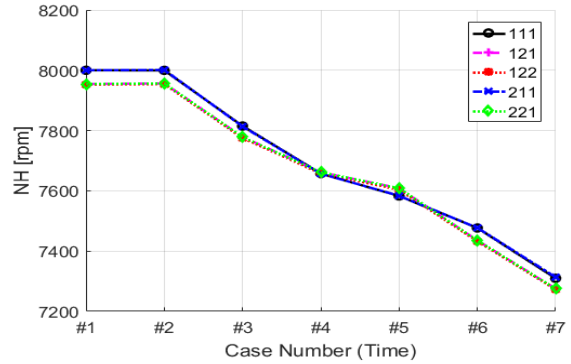
case #	NPSS (lbf)	Program (lbf)	Error (%)
*11-1	50,943	50,928	0.029
*11-4	11,305	11,321	0.143
*21-1	47,257	47,385	0.270
*21-4	11,190	11,302	1.002



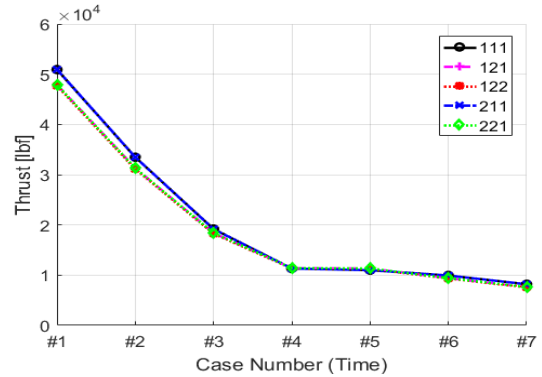
**Fig. 14** Engine inlet air mass flow rate to time



**Fig. 15** Bypass-Ratio to time



**Fig. 16** High spool speed to time



**Fig. 17** Thrust to time

### 4. 결 론

본 연구에서는 JT9D 터보팬 엔진의 정상상태 성능 해석을 위한 엔진 시뮬레이션 프로그램을 개발하여 설계점과 탈설계점 및 부분 부하 조건에서의 성능 변화를 관찰 하였다.

개발한 프로그램을 검증하기 위해 상용 프로그램인 NPSS의 해석 결과와 비교하였다. 설계점을 다르게 한 경우 모두 최대오차 0.55%, 평균 오차 0.3%로 프로그램의 정확도를 확인하였다.

본 연구에서 해석한 JT9D 엔진에서는 Reynold's Correction의 효과는 크지 않았다. 그 이유는 각 지점의 보정 계수가 1에 근접하여 보정에 의한 큰 차이가 없기 때문이다. 최대 이륙조건과 순항 조건에서의 설계점을 지정할 때 구성품 성능선도 상에서 어떤 점을 설계점으로 지정하여 축척법을 사용하는지 더 깊은 주의가 필요하며, 이는 최대 오차 3.5%의 영향을 미치는 것으로 확인되었다. 따라서 구성품 성능선도에 따라



효율이 최대가 되는 설계점을 잘 지정하여 해석을 진행해야한다.

## 후 기

본 연구는 산업통상자원부 주관 항공우주부품 기술 개발 사업(10050539)의 지원을 받아 수행한 연구 결과입니다.

## References

- [1] Kong, C. D., Kang, M. C., Park, G. L., "Study on Component Map Generation and Performance Simulation of 2-spool Separate Flow Type Turbofan Engine Using SIMULINK," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 17, No. 1, pp. 70-79, Feb, 2013.
- [2] Sangjo Kim, Changmin Son, Kuisoon Kim, Myungho Kim and Seongki Min, "A Numerical Study on Transient Performance Behavior of a Turbofan Engine with Variable Inlet Guide Vane and Bleed Air Schedules," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 19, No. 5, pp. 52-61, Oct, 2015.
- [3] Jaewon Choi and Hong-Gye Sung, "Performance Analysis of an Aircraft Gas Turbine Engine using Particle Swarm Optimization," *International Journal of Aeronautical and Space Science*, Vol. 15, No. 4, pp. 434-443, 2014.
- [4] Kong, C. D., Kang, M. C., Park, G. L., "Study on fault Diagnostics Considering Sensor Noise and Bias of Mixed Flow Type 2-spool Turbofan Engine using Non-Linear Gas Path Analysis Method and Genetic Algorithms" *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 7, No. 1, pp. 8-18, March, 2013.
- [5] Chapman, J. W., Lavelle, T.M., Litt, J.S., Guo, T.-H. "A Process for the Creation of T-MATS Propulsion System Models from NPSS data," AIAA 2014-3931, 50<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, July 2014, Cleveland, OH.
- [6] S. Garg, [http://www.grc.nasa.gov/WWW/cdtb/aboutus/Fundamentals\\_of\\_Engine\\_Control.pdf](http://www.grc.nasa.gov/WWW/cdtb/aboutus/Fundamentals_of_Engine_Control.pdf) 14. *Federal Aviation Administration, Requirements Engineering Management Handbook*, 2009.
- [7] Kurzke, J. "Manual GasTurb 12.0 for Windows-A Program to Calculate Design and Off-design Performance of Gas Turbines" Technical Report, 2012. Available online: <http://www.gasturb.de/Gtb12Manual/GasTurb12.pdf> (accessed on 20 October 2018).
- [8] Fafka, P. G., Skibo, M. A and White, J. L. "JT9D engine diagnostics. Task 2: Feasibility study of measuring in-service flight loads.[747 aircraft performance]," NASA-CR-135395, Oct 15, 1977.
- [9] Jay, A. Todd, E. S. and Sallee, G. P. "JT9D jet engine performance deterioration," NASA. Langley Res. Center CTOL Transport Technol., pp. 45-58, 1978.