

## 가변 입구 안내익과 블리드 공기 스케줄에 따른 터보팬 엔진에서의 천이 성능특성에 관한 수치연구

김상조<sup>a</sup> · 손창민<sup>b</sup> · 김귀순<sup>a,\*</sup> · 김명호<sup>c</sup> · 민성기<sup>c</sup>

### A Numerical Study on Transient Performance Behavior of a Turbofan Engine with Variable Inlet Guide Vane and Bleed Air Schedules

Sangjo Kim<sup>a</sup> · Changmin Son<sup>b</sup> · Kuisoon Kim<sup>a,\*</sup> · Myungho Kim<sup>c</sup> · Seongki Min<sup>c</sup>

<sup>a</sup>Department of Aerospace Engineering, Pusan National University, Korea

<sup>b</sup>School of Mechanical Engineering, Pusan National University, Korea

<sup>c</sup>The 4<sup>th</sup> R&D Institute, Agency for Defense Development, Korea

\*Corresponding author. E-mail: kuskim@pusan.ac.kr

#### ABSTRACT

This paper performed a numerical study to analyse the transient performance behavior of a turbofan engine with variable inlet guide vane (IGV) and bleed air schedules. The low bypass ratio mixed flow turbofan engine was considered in this study. For modeling the compressor performance with IGV, the performance maps were generated by using a one-dimensional meanline analysis and feed to the engine simulation program. The IGV and bleed air according to the rotating speed were scheduled to satisfy 10% of surge margin at steady-state condition. The transient engine performance analysis was conducted with the schedules. The engine with IGV schedule showed a higher surge margin and lower turbine inlet temperature than the engine with bleed air schedule during the transient period.

#### 초 록

본 연구에서는 가변 입구 안내익과 블리드 공기 스케줄에 따른 터보팬 엔진에서의 천이 성능특성을 수치적으로 분석하였다. 대상 엔진으로 저 바이패스비 혼합 흐름 터보팬 엔진을 선정하였다. 압축기 가변 입구 안내익에 따른 성능 변화를 고려하기 위해 평균 반경 해석법을 이용하여 압축기 성능성도를 도출하고 엔진 해석 프로그램에 입력하였다. 정상상태 조건에서 축류 압축기 서지마진 10%를 만족하도록 회전속도에 따른 가변 입구 안내익과 블리드 공기 스케줄을 각각 도출하였다. 도출된 스케줄을 이용하여 엔진 천이 성능해석을 수행하였다. 엔진 천이 성능해석 수행 결과 가변 입구 안내익을 사용하는 경우가 블리드 공기를 사용하는 경우보다 천이과정에서 높은 서지마진과 낮은 터빈 입구 온도를 보였다.

**Key Words:** Variable Inlet Guide Vane(가변 입구 안내익), Bleed Air(블리드 공기), Turbofan Engine(터보팬 엔진), Transient Analysis(동적 해석)

Received 13 August 2015 / Revised 7 September 2015 / Accepted 11 September 2015

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

## Nomenclature

Ca1	: Inlet axial velocity
h	: Enthalpy
$HP_{exp}$	: Shaft power extraction
HPC	: High pressure compressor
HPT	: High pressure turbine
$I$	: Moment of inertia
IGV	: Inlet guide vane
LPT	: Low pressure turbine
$m$	: Engine weight
$\dot{m}$	: Mass flow rate
N	: Rotating speed
NRA	: Nozzle rotation angle
PR	: Pressure ratio
$r$	: Engine diameter
$SF_{flow}$	: Flow scale factor
$SF_{PR}$	: Pressure ratio scale factor
$SF_{eff}$	: Efficiency scale factor
SFC	: Specific fuel consumption
SM	: Surge margin
t	: Time
U1	: Inlet tangential velocity

## 1. 서 론

터보팬 엔진이 설계점 보다 낮은 회전속도에서 작동 될 때 다단 축류 압축기 앞쪽 단에서 스톨과 서지와 같은 불안정한 운용 영역이 발생할 수 있다[1]. 이는 설계 회전 수 보다 작아지는 경우, 축류 압축기 앞쪽 단의 축방향 유동 속도가 회전 방향 속도에 비하여 줄어드는 정도가 커져 블레이드에서의 상대 유동각도가 증가하기 때문이다[2]. 일반적으로 탈설계점에서 압축기의 스톨과 서지를 방지하기 위해 가변 입구 안내익과 블리드 공기를 사용한다. 가변 입구 안내익은 압축기 입구 유동 각도를 변화시켜 블레이드의 상대 유동각도를 조절하는 방식이다[3]. 블리드 공기는 압축기 후단에서 공기를 다른 쪽으로 흘

려보냄으로서 압축기 유량과 축방향 속도를 증가시켜 상대 유동 각도를 조절하는 방식이다[3].

Evans[4]는 2축 저 바이패스비 혼합흐름 방식의 터보팬 엔진에 대하여 고압 축류 압축기 10단중 7단에서의 블리드 공기 유량에 따른 정상 상태 엔진 성능을 분석하였다. Evans[4]의 연구에서는 블리드 공기량 증가에 따라 엔진 연료소모율과 저압 터빈 입구온도가 증가함을 보였다. Barbosa 등[5]은 가변 입구 안내익 각도 변화에 따른 가스터빈 엔진에서의 천이 성능해석을 수행하였다. 이를 통해 가변 입구 안내익을 이용하여 탈설계점에서의 운용 안전성을 확보할 수 있음을 확인하였다. Bringhenti 등[6]은 1.22 MW급 단축 가스터빈의 운용 범위를 넓히기 위해 가변 입구 안내익과 가변 정익 및 블리드 공기 스케줄링을 도출하고 이를 이용하여 성능해석을 수행하였다. Gallar 등[3]은 압축기에서의 효율 향상과 운용 안전성 확보를 위해 최적화 기법을 이용하여 가변 입구 안내익 및 가변 정익에 대한 스케줄을 도출하였다. Shadaram 등[7]은 10단 압축기의 탈설계점에서 압력비를 최대로 하기 위해 최적화 기법을 이용하여 가변 입구 안내익과 정익의 각도를 도출하였다. 일반적으로 가변 입구 안내익 및 블리드 공기 스케줄은 정상 상태에서 서지마진을 만족하도록 도출되며, 서지마진에는 천이영역에서의 불안정성을 포함한다. 하지만 가변 안내익과 블리드 공기 두 경우 압축기의 유동을 조절하는 방식이 다르기 때문에 천이영역에서의 엔진 성능특성 비교에 대한 연구가 필요하다.

본 연구에서는 저 바이패스비 혼합 흐름 터보팬 엔진에 대한 성능 모델링을 수행하였다. 가변 입구 안내익에 따른 성능변화를 고려하기 위해 일차원 평균 반경 해석법을 이용하여 안내익 각도에 따른 성능선도를 도출하고 엔진 성능해석 프로그램에 입력하였다. 엔진의 정상상태 작동조건에서 축류 압축기 서지마진 10%를 만족하는 회전속도에 따른 가변 입구 안내익과 블리드 공기 스케줄을 각각 도출하였다. 도출된 스케줄들을 이용하여 엔진 천이 성능해석을 수행하고 두 결과를 비교하였다.

2. 엔진 성능해석 모델링

본 연구에서 대상으로 선정된 엔진은 3단 팬, 3단 축류 압축기, 1단 원심 압축기, 1단 고압 터빈, 그리고 1단 저압 터빈으로 이루어져있다. 그리고 주 흐름과 바이패스 흐름이 합쳐지는 혼합 흐름 방식을 가지고 있다. 팬의 경우 주 흐름이 지나가는 블레이드 하단과 바이패스 흐름이 지나가는 블레이드 상단의 구성품을 나누어 모델링하였다. 이는 팬 블레이드의 높이에 따른 성능 변화를 고려하기 위해서이다[8]. 고압 터빈과 저압 터빈의 냉각을 위해서 축류 압축기와 원심 압축기 후단의 공기를 사용하도록 모델링하였다. Fig. 1은 엔진 구성품들의 배치를 나타낸 개념도이다. 엔진의 구성품 배치, 엔진의 비추력, 바이패스비, 그리고 비연료소모율은 Honeywell/ITEC F124 엔진[9]을 참고하였다. Table 1은 엔진의 설계점에서의 성능변수를 나타낸 것이다.

엔진 성능해석을 위해 상용 엔진 성능해석 프로그램인 NPSS™를 사용하였다. 엔진의 탈설계점 성능해석을 위해서는 구성품들의 성능선도를 필요하다. 팬 하단의 경우 Suzuki와 Kuno[10]의 연구에 나타나 있는 압축기 성능선도를 사용하였다. 팬 상단의 경우 하단의 성능선도를 축척하여 사용하였다. 3단 축류 압축기의 경우 입구 안 내익에 따른 성능변화를 고려하기 위해 일차원 평균 반경해석법을 이용하여 성능선도를 도출하여 사용하였다. 원심 압축기의 경우 Garrett turbine engine company의 원심 압축기 성능선

도[11]를 사용하였다. 고압 터빈과 저압 터빈의 경우 NPSS™ 프로그램[12] 내부에 있는 성능선도를 사용하였다. 구성품의 성능선도를 축척하기 위해 Jones[13]의 연구와 같이 축척비를 적용하였으며 Eq. 1-3과 같다.

$$SF_{flow} = \frac{W_{c,desired}}{W_{c,unscaled}} \tag{1}$$

$$SF_{PR} = \frac{PR_{c,desired} - 1}{PR_{c,unscaled} - 1} \tag{2}$$

$$SF_{eff} = \frac{\eta_{c,desired}}{\eta_{c,unscaled}} \tag{3}$$

Table 1. Design parameters of the engine.

Performance : Sea level static, standard day, nominal engine, max power	
Parameter	Value
Maximum thrust (kN)	20.68
SFC (g/kN·s)	22.10
Bypass ratio	0.49
Airflow (kg/s)	31.10
Turbine inlet temperature (K)	1600
Fan pressure ratio	2.50
Overall pressure ratio	19.00
Weight (kg)	476.27
Diameter (m)	0.96
$I$ , high speed rotor (kg·m <sup>2</sup> )	1.14
$I$ , low speed rotor (kg·m <sup>2</sup> )	1.60

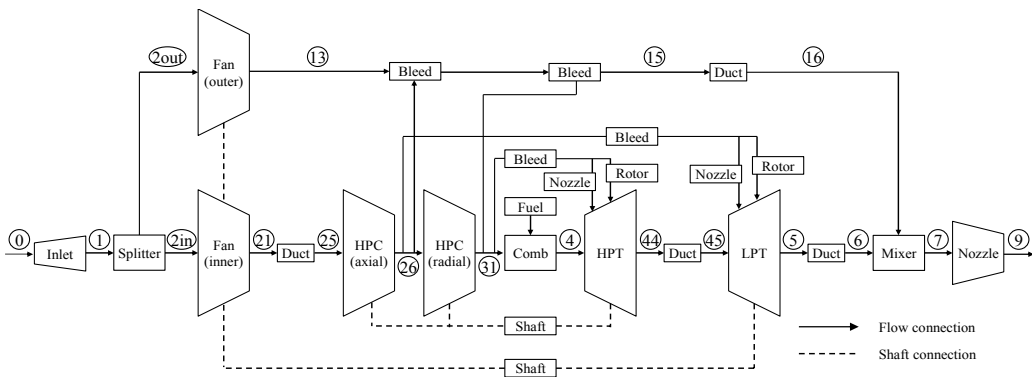


Fig. 1 Block diagram of the turbofan engine.

Table 2. Scale factors.

Component	$SF_{flow}$	$SF_{PR}$	$SF_{eff}$
Fan	0.279	0.939	1.014
HPC, axial	1.000	1.000	1.000
HPC, radial	0.210	0.866	0.942
HPT	0.273	0.534	0.954
LPT	0.144	0.206	0.970

Table 2는 본 연구에서 사용한 구성품 성능선도의 축척비를 나타낸 것이다.

정상상태에서는 Eq. 4와 같이 터빈에서 만들어진 일이 압축기에서 소모하는 일과 축으로 빠져 나가는 동력을 합한 것과 같아야 한다[14]. 하지만 천이영역에서는 Eq. 5와 같이 회전 요소에 의한 관성 효과로 터빈에서 추가적인 동력이 소모된다[14].

$$\dot{m}_T \Delta h_T = \dot{m}_c \Delta h_c + HP_{ext} \quad (4)$$

$$\dot{m}_T \Delta h_T = \dot{m}_c \Delta h_c + \left( \frac{2\pi}{60} \right)^2 I \frac{dN}{dt} + HP_{ext} \quad (5)$$

이러한 상관관계로 천이영역 성능해석을 위해서는 엔진의 회전 요소에 대한 관성 모멘트가 필요하다. 본 연구의 대상 엔진에 대한 관성 모멘트는 JTF17A-21 엔진의 정보(Table 3)와 Eq. 6을 이용하여 추정하였다.

$$I_{target\ engine} = \frac{[mr^2]_{target\ engine}}{[mr^2]_{reference\ engine}} I_{reference\ engine} \quad (6)$$

### 3. 압축기 성능해석 모델링

입구 안내익이 적용 되는 3단 축류 압축기의 성능 변화를 고려하기 위해 평균 반경 해석법을 이용하였다. 평균 반경 해석법에서 압축기 유로 내의 전압력 손실을 예측하기 위해 Kim 등[15]의 연구를 참고하여 손실 모델을 선정하였다. 단의 성능은 중간 단면에서의 속도 삼각형에 의해 결정된다. 블레이드 출구에서 발생하는 이탈각

Table 3. Design parameters of JTF17A-21 engine.

Parameter	Value
Maximum thrust (kN)	170.37
SFC (g/kN·s)	21.24
Bypass ratio	1.30
Weight (kg)	4535.92
Diameter (m)	1.56
I, high speed rotor (kg·m <sup>2</sup> )	29.15
I, low speed rotor (kg·m <sup>2</sup> )	40.67

(Deviation angle)을 예측하기 위해 경험식을 사용하였다. 또한 유로에서 발생하는 손실을 예측하기 위해 형상손실(Profile loss), 충격파에 의한 손실(Shock loss), 끝 벽에서의 손실(Endwall loss), 이차 손실(Secondary loss), 그리고 로터 팁 간극에 의한 손실(Tip clearance loss)을 고려하였다. Table 4는 본 연구에서 적용한 손실모델들을 나타낸 것이다. Table 5는 대상 압축기의 설계점 성능변수를 나타낸 것이다.

Table 4. Correlations for performance prediction of an axial compressor.

Correlation		Reference
Incidence angle	Minimum loss	Aungier [16]
	Stall	Aungier [16]
	Choking	Kim et al. [15]
Deviation angle	Reference	Lieblein [17]
	Axial velocity ratio	Hu et al. [18]
	Incidence angle	Lieblein [17]
Losses	Minimum profile loss	Wright and Miller [19]
	Off-design profile loss (stall region)	Aungier [16]
	Off-design profile loss (choking region)	Kim et al. [15]
	Shock loss	Jansen and Moffatt [20]
	The other losses (Endwall loss, secondary loss, tip clearance loss)	Wright and Miller [19]
Flow blockage		Wright and Miller [19]

Table 5. Design parameters of the 3-stage axial compressor.

Parameter	Value
Number of stages	3
Total pressure ratio	2.50
Isentropic efficiency	0.84
Inlet mass flow (kg/s)	9.90
Rotating speed (RPM)	20,000

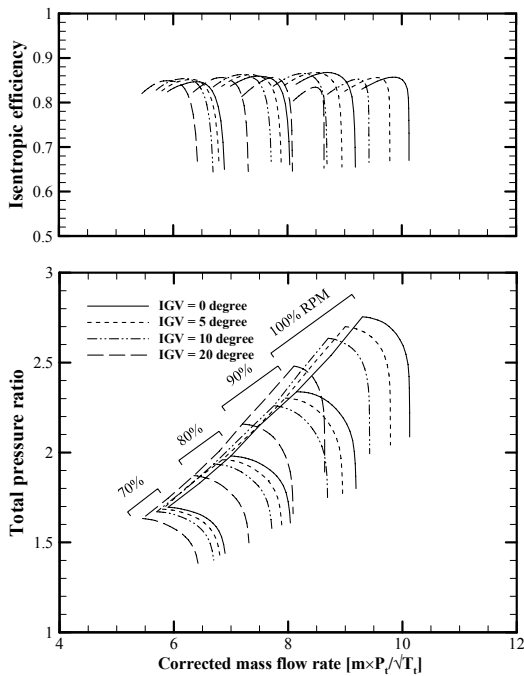


Fig. 2 Compressor performance map with IGV.

Fig. 2는 가변 입구 안내익에 따른 압축기 성능선도를 나타낸 것이다. 입구 안내익 각도가 증가할수록 유량, 압력비가 감소하는 것을 볼 수 있다. 또한 동일 회전수에서 입구 안내익 각도 증가에 따라 압축기 효율이 감소하는 것을 확인할 수 있다.

4. 천이영역 엔진 성능해석

천이영역에서의 엔진 운용 특성을 분석하기 위해 성능해석을 수행하였다. 성능해석은 지상

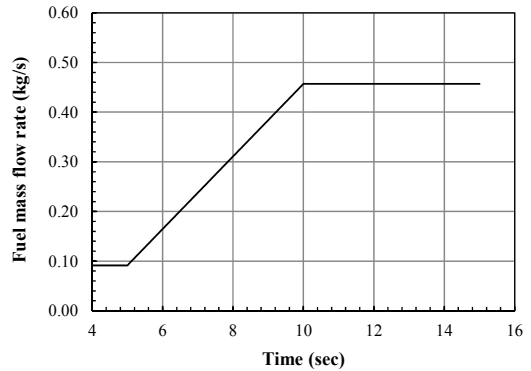


Fig. 3 Fuel schedule.

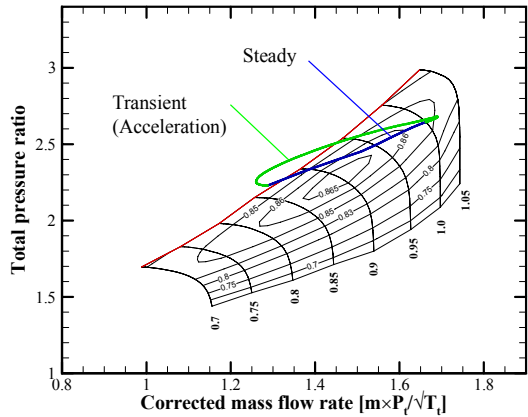


Fig. 4 Working line for the engine without schedule.

정지상태 조건에서 수행하였다. 일반적으로 압축기 성능선도 상에서의 엔진 운용선도는 압축기와 터빈의 일 평형관계에 의해 정해지는 것이므로 고도가 높은 조건에서도 같은 특성을 가질 것으로 예상할 수 있다. 연소기에서의 연료량이 증가하는 가속 조건에 대한 성능해석을 수행하였으며, Fig. 3은 성능해석에 적용한 시간에 따른 연료 변화량을 나타낸 것이다. 연료 증가 시간은 5 초로, 연료량은 4.44~20.68 kN을 가지도록 정하였다.

Fig. 4는 천이영역 및 정상상태 성능해석을 통해 계산된 엔진의 운용선도를 고압 축류 압축기 성능선도 상에 나타낸 것이다. 초기 가속 상태에서는 관성 효과에 의해 압축기 유량이 줄어들다가 증가하고 가속이 끝난 상태에서는 압축기 유량

이 증가하다 감소하는 것을 볼 수 있다. 이는 Walsh와 Fletcher[21], Liu 등[22]의 연구에서 나타난 일반적인 가속 상태에서의 엔진 운용특성과 같다. Fig. 4에서와 같이 천이영역 조건에서의 엔진 운용의 경우 고압 축류 압축기의 서지선을 벗어나는 것을 확인할 수 있다. 정상상태에서의 엔진 운용의 경우 압력비가 가장 낮은 조건에서는 서지선을 벗어나지만 압력비가 증가하는 경우 서지선에서 멀어지는 것을 볼 수 있다.

Fig. 5는 고압 축류 압축기에서의 시간에 따른 서지마진 변화를 나타낸 것이다. 본 연구에서 서지마진은 Eq. 7로 정의하였다[7].

$$SM = \left[ 1.0 - \left( \frac{PR_{op} \times \dot{m}_{corr.,surge}}{PR_{surge} \times \dot{m}_{corr.,op}} \right) \right] \quad (7)$$

Fig. 5에서와 같이 연료공급이 시작 되는 5초에서는 약 -0.5%의 서지마진을 가지지만 6초 부근에서의 약 -8%의 서지마진을 보였다. 6~10.5초 구간에서는 서지마진이 증가하며 10.5초 이후에는 서지마진이 감소하다가 시간이 지날수록 일정한 값으로 수렴하는 경향을 보인다.

천이영역에서의 가변 입구 안내익 및 블리드 공기에 따른 엔진 성능특성을 분석하기 위해 성능해석을 수행하였다. 입구 안내익 및 블리드 공기 스케줄은 정상상태에서 서지마진이 10%을 만

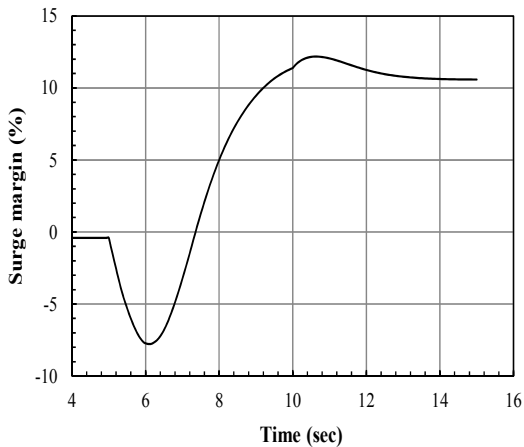


Fig. 5 Surge margin for the engine without schedule.

족하도록 Fig. 6과 같이 반복계산을 통해 도출하고 천이영역 성능해석에 적용하였다. Fig. 7과 8은 고속 축(High speed shaft)에서의 상대회전 속도에 따른 입구 안내익 각도 및 블리드 공기량에 대한 스케줄 결과를 나타낸 것이다.

Fig. 9와 10은 가변 입구 안내익 및 블리드 공기 스케줄을 적용한 천이영역 및 정상상태에서의 엔진 운용선도를 고압 축류 압축기 성능선도에 나타낸 것이다. 두 경우 모두 천이영역 및 정상상태에서의 엔진 운용선도가 압축기 서지선

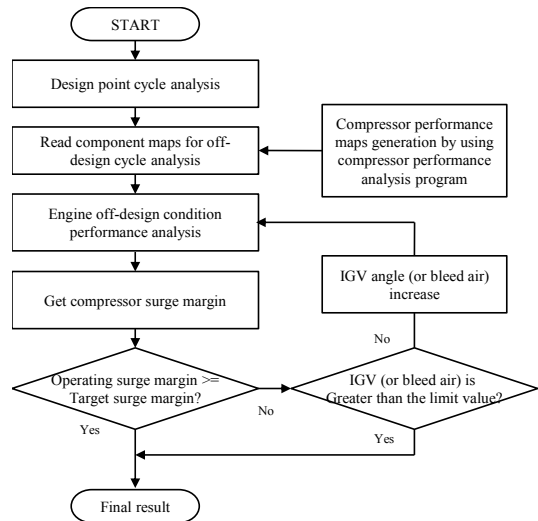


Fig. 6 Scheduling algorithm.

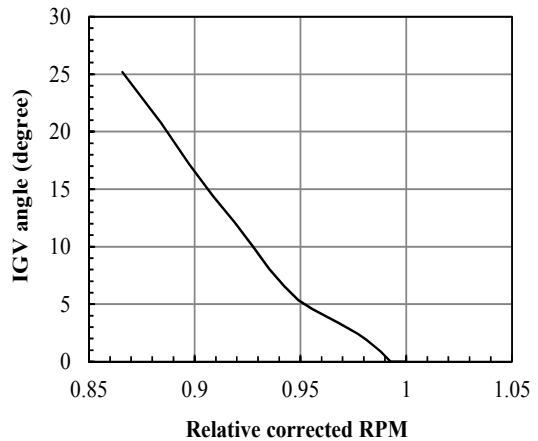


Fig. 7 IGV angle schedule.

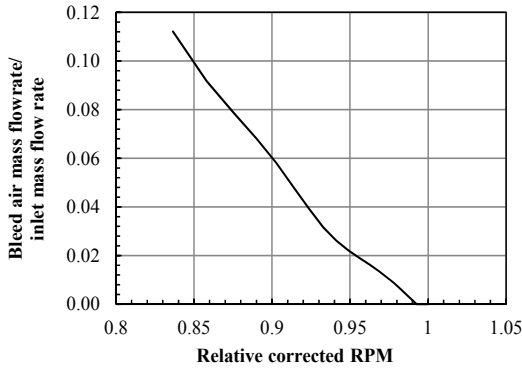


Fig. 8 Bleed air schedule.

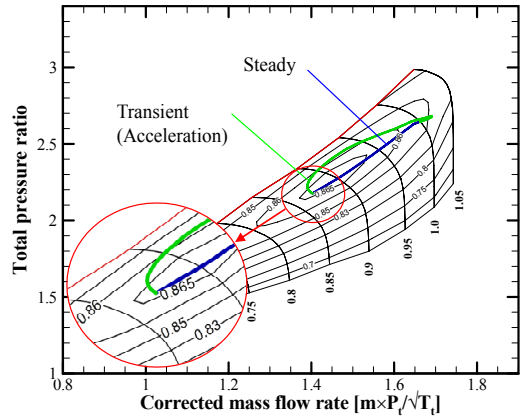


Fig. 10 Working line for the engine with bleed air schedule.

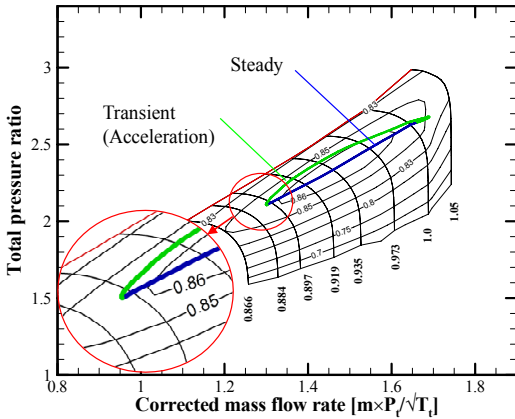


Fig. 9 Working line for the engine with IGV angle schedule.

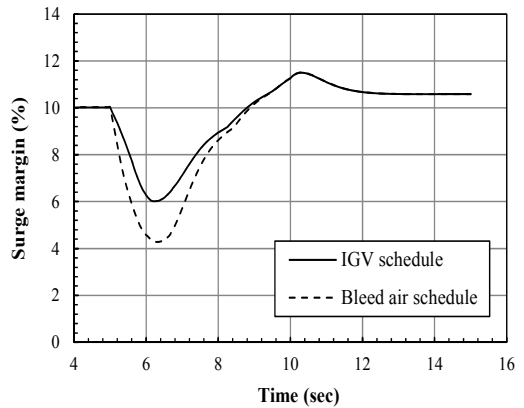


Fig. 11 Surge margin for the engine with schedules.

안쪽에 위치하는 것을 볼 수 있다. Fig. 9에서 가변 입구 안내익 스케줄을 적용한 경우의 천이 영역 엔진 운용선도는 초기 가속 영역에서 유량 및 전압력비가 모두 증가하는 경향을 보인다. 하지만 Fig. 10에서와 같이 블리드 공기 스케줄을 적용한 경우의 천이영역 엔진 운용선도에서는 전압력비는 증가하지만 유량은 연료공급이 시작 되는 순간에 감소하다가 증가하는 것을 확인할 수 있다. 이러한 영향으로 블리드 공기 스케줄을 적용한 경우가 가변 입구 안내익 스케줄을 적용한 경우에 비하여 가속이 시작되는 부근에서 엔진 운용선도가 서지선과 더 근접한 것을 확인할 수 있다.

Fig. 11은 가변 입구 안내익 및 블리드 공기 스케줄 적용에 따른 고압 축류 압축기 에서의 서지마진을 시간에 따라 나타낸 것이다. 연료공급이 시작 되는 5초에서는 두 경우 서지마진 10%를 만족하지만 6초 부근에서 서지마진이 최소값을 가지는 것을 볼 수 있다. 또한 가변 입구 안내익 스케줄을 적용하는 경우가 블리드 공기 스케줄을 적용하는 경우에 비해 5~10초 구간에서 높은 서지마진을 가지는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 12와 13은 고압 축류 압축기의 1단 로터에서의 무차원화된 중간단면 회전속도와 축방향 속도를 각각 시간에 따라 나타낸 것이다. 중간단

면에서의 회전속도 및 축방향 속도는 천이영역 성능해석을 통해 계산된 고압 축류 압축기에서의 회전속도 및 입구 유동조건을 압축기 성능해석 프로그램에 입력하여 계산한 것이다. Fig. 12에서와 같이 연료 공급이 시작되는 5초 부근에서 세 경우 유사한 회전속도 증가를 보이고 있다. 또한 연료량은 일정하게 증가하는 반면 회전속도는 연료공급이 시작되는 5초 부근에서 시간 지연에 발생하는 것을 볼 수 있다. 축방향 속도의 경우 Fig. 13에서와 같이 스케줄을 적용하지 않은 경우와 블리드 공기 스케줄을 적용한 경우

5~6초 구간에서 감소하다 증가하는 것을 볼 수 있다. 가변 안내익 스케줄을 적용한 경우에는 축방향 속도가 5초 이후에 감소하지 않고 증가하는 것을 확인할 수 있다. 압축기 유량이 감소하거나 변화가 적은 상태에서 전압력비가 증가하는 경우 엔진의 운용선도가 서지선과 근접하여 서지마진이 감소하게 된다. 가변 입구 안내익 스케줄을 적용하는 경우 다른 두 경우와 비교했을 때 상대적으로 서지마진이 높은 이유는 연료가 공급되는 초기순간부터 축방향 속도가 감소하지 않고 증가하기 때문으로 판단된다.

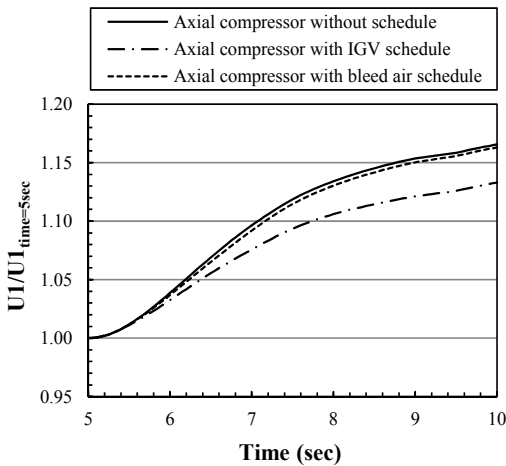


Fig. 12 Normalized tangential velocity at first rotor.

Fig. 14는 시간에 따른 천이영역에서의 터빈 입구 온도를 나타낸 것이다. 연료공급이 중단되는 10초에서 가장 높은 터빈 입구 온도를 보인다. 또한 블리드 공기 스케줄을 적용하는 경우가 가변 입구 안내익 스케줄을 적용하는 경우와 비교하여 터빈 입구 온도가 높은 것을 확인할 수 있다.

Fig. 15는 천이영역에서의 터빈 입구 유량을 시간에 따라 나타낸 것이다. 블리드 공기 스케줄을 적용한 경우가 다른 경우와 비교하여 터빈 입구 유량이 작은 것을 확인할 수 있다. 이는 블리드 공기 사용으로 인하여 터빈 입구에서의 작동 유체 유량이 감소한 것으로 판단된다. 또한 블리드 공기 스케줄을 적용한 경우 터빈 입구 온도가 높아지는 것은 터빈 입구의 작동 유체의 유량이 감소했기 때문으로 판단된다.

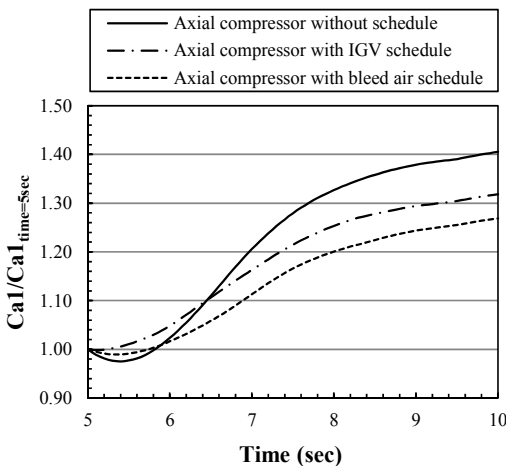


Fig. 13 Normalized axial velocity at first rotor.

### 5. 결 론

본 연구에서는 가변 입구 안내익과 블리드 공기 스케줄에 따른 엔진의 천이영역에서의 운용 특성을 분석하기 위해 성능해석을 수행하였다. 압축기 가변 입구 안내익 각도 변화에 따른 엔진 성능변화를 모사하기 위해 평균 반경 해석법을 이용하여 각도 변화에 따른 압축기 성능선도를 도출하고 엔진 성능해석 프로그램에 입력하였다. 가변 입구 안내익과 블리드 공기 스케줄은 정상상태에서 고압 축류 압축기 서지마진이 10% 이상을 만족하도록 반복계산으로 통해 도출하였



다. 스케줄 적용에 따른 천이영역 엔진 성능해석 결과, 6초 부근에서 두 경우 모두 최소의 서지마진을 보였으며 가변 입구 안내익 스케줄을 적용한 경우가 블리드 공기 스케줄에 비하여 고압축류 압축기에서 높은 서지마진을 보였다. 이는 가변 입구 안내익을 적용함에 따라 연료 증가가 시작되는 지점에서 압축기의 유량이 감소되는 부분이 개선되었기 때문으로 판단된다. 블리드 공기 스케줄을 적용한 경우 터빈 입구 온도가 가변 입구 안내익을 적용한 경우와 비교 했을 때 높은 값을 보였다. 이는 블리드 공기 사용으로 인한 터빈 입구에서의 작동 유체 유량이 감소했기 때문으로 판단된다.

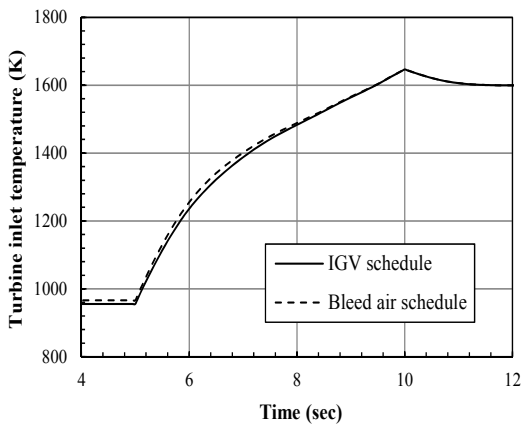


Fig. 14 Turbine inlet temperature.

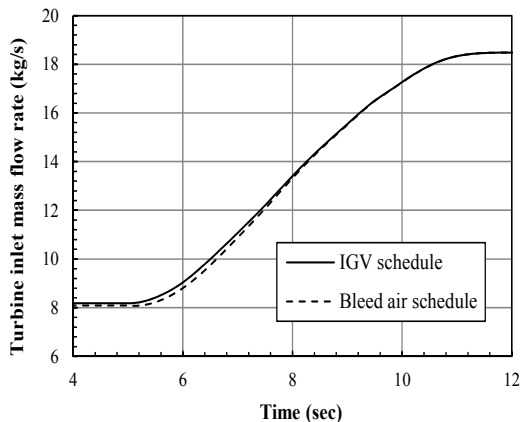


Fig. 15 Turbine inlet mass flow rate.

## 후 기

본 논문은 국방과학연구소의 지원으로 수행된 연구결과에 일부임(ADD-11-01-05-13). 또한 본 연구는 2015년도 산업통상자원부의 재원으로 한국에너지기술평가원(KETEP)의 에너지인력양성사업으로 지원받아 수행한 인력양성 성과입니다. (No. 20144030200570)

## References

1. Rolls-Royce, *The jet engine*, 5th ed., Rolls-Royce plc, London, England, 2005.
2. Peng, W.W., *Fundamentals of turbomachinery*, 1st ed., John Wiley & Sons, Hoboken, N.J., USA, 2008.
3. Gallar, L., Arias, M., Pachidis, V. and Singh, R., "Stochastic Axial Compressor Variable Geometry Schedule Optimisation," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 15, No. 5, pp. 366-374, 2011.
4. Evans, A.B., "The Effects of Compressor Seventh-stage Bleed Air Extraction on Performance of the F100-PW-220 Afterburning Turbofan Engine," NASA CR-179447, 1991.
5. Barbosa, J.R., Silva F.J., Tomita, J.T. and Bringhenti, C., "Influence of Variable Geometry Transients on Gas Turbine Performance," *ASME Turbo Expo 2011*, Vancouver, Canada, GT2011-46565, June 2011.
6. Bringhenti, C., Tomita, J.T., de Sousa Junior, F. and Barbosa, J.R., "Gas Turbine Performance Simulation Using an Optimized Axial Flow Compressor," *ASME Turbo Expo 2006*, Barcelona, Spain, GT2006-91225, May 2006.
7. Shadaram, A., Fathi, A. and Azizi, R., "Optimization of Variable Stator's Angle

- for Off Design Compression Systems Using Streamline Curvature Method," *ASME Turbo Expo 2009*, Orlando, F.L., USA, GT2009-59772, June 2009.
8. Curnock, B., Yin, J., Hales, R. and Pilidis, P., "High-bypass Turbofan Model using a Fan Radial-profile Performance Map," *Aircraft Design*, Vol. 4, No. 2, pp. 115-126, 2001.
  9. Honeywell F124 Turbofan Engine Brochure, [http://www51.honeywell.com/aero/portal/Common/Documents/myaerospacecatalog-documents/Defense\\_Brochures-documents/F124\\_Engine.pdf](http://www51.honeywell.com/aero/portal/Common/Documents/myaerospacecatalog-documents/Defense_Brochures-documents/F124_Engine.pdf), June 2015.
  10. Suzuki, M. and Kuno, N., "Research and Development of Two-stage Fan Component in HYPR Project," *31st Propulsion Conference and Exhibit*, San diego, C.A., USA, AIAA 95-2344, 2001.
  11. Garrett Turbine Engine Company, "Air Force Mixed-flow Compressor Garrett Turbine Engine Company," Report No. 21-4460-2.3, 1982.
  12. NPSS Team, "NPSS User Guide Software Release: NPSS 2.4.1," Ohio Aerospace Institute, Cleveland, Ohio, USA, 2012.
  13. Jones S.M., "An Introduction to Thermodynamic Performance Analysis of Aircraft Gas Turbine Engine Cycles Using the Numerical Propulsion System Simulation Code," NASA TM-2007-214690, 2007.
  14. 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.
  15. Kim, S., Kim, D., Son, C., Kim, K., Kim, M. and Min, S., "New Profile Loss Model for Improved Prediction of Transonic Axial Flow Compressor Performance in Choking Region," *ASME Turbo Expo 2015*, Montreal, Canada, GT2015-42797, June 2015.
  16. Aungier, R.H., *Axial-flow Compressors: A Strategy for Aerodynamic Design and Analysis*, 1st ed., The American Society of Mechanical Engineers, New York, N.Y., USA, 2003.
  17. Lieblein, S., "Experimental Flow in Two-Dimensional Cascades," NASA SP-36, pp.183-226, 1965.
  18. Hu, J.F., Zhu, X.C., OuYang, H., Qiang, X.Q. and Du, Z.H., "Performance Prediction of Transonic Axial Compressor Based on Streamline Curvature Method," *Journal of mechanical science and technology*, Vol. 25, No. 12, pp. 3037-3045, 2011.
  19. Wright, P.I. and Miller, D.C., "An Improved Compressor Performance Prediction Model," RR-PNR-90873, 1991.
  20. Jansen, W. and Moffatt, W.C., "The Off-design Analysis of Axial-flow Compressors," *Journal of Engineering for Power*, Vol. 89, No. 4, pp. 453-462, 1967.
  21. Walsh, P.P. and Fletcher, P., *Gas Turbine Performance*, 2nd ed., Blackwell Science Ltd, Oxford, UK, 2005.
  22. Liu, Y., Dhingra, M. and Prasad, J.V.R., "Active Compressor Stability Management Via a Stall Margin Control Mode," *Journal of Engineering for Power*, Vol. 132, No. 5, pp. 051602-1-10, 2010.