研究論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2012.16.4.023>

가변 안내익 및 정익을 가지는 소형 터보팬 엔진의 성능예측을 위한 통합 해석법 연구

김상조* · 김동현* · 손창민**† · 김귀순*** · 김유일**** · 민성기*****

An Approach for the Integrated Performance Analysis of a Small Turbofan engine with Variable Inlet Guide and Variable Stator Vane

Sangjo Kim* · Donghyun Kim* · Changmin Son**† · Kuisoon Kim*** · Youll Kim**** · Seongki Min*****

ABSTRACT

The present study is aimed to develop an integrated performance analysis approach for the application of a compressor with variable inlet guide vane (VIGV) and variable stator vane (VSV) in a small turbofan engine. For the integrated analysis approach, an engine performance analysis program, NPSS and a computer program used for predicting of axial flow compressor performance based on stage stacking method, STGSTK were linked with an optimisation package, Isight. This enables off-design performance analysis for the turbofan engine with VIGV and VSV hence provides the capability to predict stable operation condition of the engine with acceptable surge margin.

초 록

본 연구에서는 가변 안내익과 가변 정익을 가진 압축기가 적용된 소형 터보팬엔진의 통합성능해석법에 대한 연구를 수행하였다. 통합해석을 위해 Isight를 이용하여 엔진성능해석프로그램(NPSS)과 압축기탈 설계점 성능프로그램(STGSTK)을 연계하여 해석할 수 있는 절차 및 연계프로그램을 구축하였다. 각각의 해석프로그램은 실험데이터와 비교하여 타당성을 검증하였다. 이러한 통합 해석법을 적용한 결과 탈설계점에서 요구되는 서지마진을 가지는 가변시스템의 작동 조건을 예측할 수 있었다.

Key Words: Variable Inlet Guide Vane(가변 입구 안내익), Variable Stator Vane(가변 정익), Compressor(압축기), Turbofan Engine(터보팬엔진), Engine Performance(엔진성능)

접수일 2012. 5. 15, 수정완료일 2012. 6. 27, 게재확정일 2012. 7. 3

* 학생회원, 부산대학교 대학원 항공우주공학과

** 정회원, 부산대학교 기계공학부

*** 종신회원, 부산대학교 항공우주공학과

**** 정회원, 국방과학연구소 1기술연구본부 5부

***** 종신회원, 국방과학연구소 1기술연구본부 5부

† 교신저자, E-mail: changmin.son@pusan.ac.kr

Nomenclature

 α_1 : Angle of Air Flow (°) C_{1a} : Axial Component of Absolute Flow Velocity at Inlet to Rotor Blade (m/s)

IGV	: Inlet Guide Vane
$\dot{m}_f$	: Fuel Mass Flow Rate (kg/s)
$\dot{m}_{corr.}$	: Corrected mass flow rate (kg/s)
SM	: Surge Margin (%)
SV	: Stator Vane
TSFC	: Thrust Specific Fuel Consumption (kg/kN/s)
W_1	: Relative Air Flow Velocity at Rotor Inlet (m/s)
π	: Total Pressure Ratio
SLS	: Sea Level Static
$RPM_{corr.}$	: Corrected RPM
T_o	: Total temperature (K)
P_o	: Total pressure (kPa)

1. 서 론

엔진의 압축비가 증가함에 따라 압축기를 효율적으로 운용하는데 어려움을 겪게 되고 최대 속도에서 안정적인 작동이 더욱 어려워진다. 높은 압축비의 영향은 압축기의 입구와 출구 단면적 비를 크게 만드는데, 입구에서 출구에 비해 상대적으로 낮은 축 방향 속도 성분으로 인해 높은 받음각을 가지게 된다. 이러한 상관관계로 인해 압축기 입구영역에서 실속현상이 발생하게 되고 엔진 성능저하를 초래하게 된다. 앞선 문제점을 극복하기 위해 압축기 가변 안내익 및 가변 정익이 사용되고 있다.

압축기 가변 안내익 적용에 따른 영향을 분석하기 위해 Bilwakesh[1], Ursek 등[2]은 안내익의 각도 변화에 따른 변화를 실험적으로 분석하였다. Jones[3, 4, 5]은 낮은 허브-팁 비를 가지는 압축기 단에서 안정된 작동 범위를 증가시킬 수 있도록 하기 위해 입구 안내익에 대한 실험적 연구를 수행 하였으며, 유동각이 25° 증가했을 경우 안정 순항 작동 범위에 가깝게 이동한다는 사실을 도출하였다. 실험적인 연구뿐만 아니라 수치적인 방법을 이용한 연구도 진행되었다. Abdollah 등[6]은 Stramline Curvature 방법을 이용하여 압축기 탈설계점을 예측하고 고정된

서지(surge)마진에서 압력비와 유량을 증가시키기 위해 입구 안내익과 정익을 최적화 하였다. 최적화결과 90% RPM에서 입구 안내익, 1단 정익, 2단 정익의 각도를 각각 21.2°, 14.5°, 11.2°로 정하여 압력비와 유량을 각각 5.4%, 3.7%증가시켰다. Cleverson 등[7]은 단 축적법(Stage Stacking Method)을 이용하여 압축기 성능을 예측하고 입구 안내익과 정익 변화를 통해 서지마진을 증가시키는 수치적 연구를 수행하였다. 결과적으로 65% RPM의 서지영역 운용지점에서 입구 안내익, 1단 정익, 2단 정익의 각도를 각각 49°, 8.12°, 3.43°로 정하여 2%서지마진을 가지도록 하였다. 이러한 연구들은 엔진 운용범위 확장을 위해 압축기의 서지마진을 높이는 방법 위주로 연구가 진행되었다. 하지만 이러한 압축기 입구 안내익의 변화는 압축기 성능뿐만 아니라 엔진 전체의 성능에도 영향을 미치기 때문에 이를 분석할 수 있는 압축기 및 엔진의 통합 성능해석 연구가 필요하다.

본 연구에서는 압축기 가변 안내익 및 정익 적용에 따른 터보팬 엔진의 성능을 분석하기 위해 단 축적법을 이용한 압축기 탈설계 프로그램인 STGSTK와 엔진 성능해석 프로그램인 NPSS를 사용하였으며 Isight를 이용하여 통합해석 프로그램을 구성하였다. 문헌으로부터 성능자료 확보가 가능한 FJ44-2C 엔진에 대해 통합프로그램을 적용하여 탈설계점 성능해석을 수행하였다.

2. 엔진 성능해석 모델링

2.1 엔진 성능해석 프로그램

엔진 성능해석 프로그램은 사용 목적과 용도에 맞추어 다양한 형태로 개발되어 왔다. GSP 코드는 NLR에서 개발한 GUI 기반 엔진 성능해석 프로그램이다[8, 9]. 기본적인 기능으로는 엔진 종류별 설계점 성능해석, 정상상태 탈설계점 성능해석, 비정상상태 탈설계점 성능해석 기능이 있다. GasTurb의 경우에는 프로그램 내부에 정해진 엔진모델이 있어서 편리하게 사용할 수 있다는 장점이 있지만 새로운 형태의 엔진을 구성

하지는 못한다는 단점이 있다[10, 11]. 이 밖에도 MATLAB과 Simulink를 이용하여 엔진 모델을 구성고 성능해석을 수행할 수 있다[12].

본 연구에서 엔진의 성능해석에 사용된 프로그램은 NASA에서 개발한 NPSS으로서 앞서 소개한 엔진 성능해석 프로그램들보다 높은 확장성과 계산 효율을 가진다. NPSS는 효율적인 비용으로 엔진의 시뮬레이션이 가능하도록 하는 Numerical Test Cell을 만들어 시스템 설계 시 높은 안전성을 유지하며, 일반적이면서 확장성이 뛰어나도록 개발되었다. 이러한 조건을 만족하기 위해서 NPSS에서는 "Zooming"개념을 도입하였다. Zooming은 특정 부위에 대한 정확도 수준이 조절된 계산을 실시하여 그에 맞는 결과를 얻을 수 있게 하는 것을 말한다. 그리고 다른 프로그램들과 연계하여 통합설계가 가능하다. NPSS는 이러한 기능을 이용하여 일반적인 터보제트 엔진부터 초음속 터보제트 엔진, 오픈로터, 구조-유체 연계해석을 고려한 엔진 성능해석이 가능하다[13-15].

Fig. 1 Schematic of FJ44-2C

2.2 NPSS를 이용한 엔진성능 모델링

대상 터보팬엔진은 Fig. 1과 같이 최 원[16]의 연구로부터 성능 자료수집이 용이한 Rolls-Royce /Williams FJ44-2C (2-spool, 혼합흐름)로 선정하였다. FJ44-2C는 팬, 저압압축기, 고압압축기, 연소기, 저압터빈, 고압터빈, 노즐로 구성되어 있으며 이러한 구성품의 연결과 Station Number를 나타낸 개념도는 Fig. 2와 같다.

FJ44-2C 엔진은 이륙추력과 최대연속추력이 10.68 kN 으로 동일하며 최대 연소기 출구온도는 이륙추력 일 때 1508℃, 최대 연속추력 일 때 1481℃의 특성을 가진다.

설계점 해석

FJ44-2C 엔진의 수집된 자료에 기초하여 설계점 해석을 위한 초기 입력 값을 Table 1과 같이 선정하였다[16]. 고압 압축기 유량의 4.5%가 Bleed Air로 사용되며, Power Offtake가 없는 SLS(Sea Level Static) 조건에서 설계점을 해석하였다. NPSS를 이용하여 입구유량과 연소기 출구온도를 고정하고 추력과 연료유량을 계산 하였으며, 최 원[16]의 GasTurb 결과와 비교하였다. Fig. 3은 NPSS를 이용한 설계점에서의 각 Station별 결과를 타나낸 것이다. Fig. 3의 Station Number는 Fig. 2에 나타낸 개념도를 기반으로 하였다. 압력의 경우 고압 압축기 이후인 Station 30에서 최대로 상승되며 연소기와 터빈을 거치면서 감소된다. 온도는 연소기 이후인 Station 40에서 최대가 되며 터빈과 노즐을 지나

Fig. 2 Mixed Flow Turbofan Model for FJ44-2C - Element and Link Names

Table 1. Engine design point input values[16]

Parameters	Values	Unit
Altitude	0	m
Delta T from SLS	0	K
Relative Humidity	0	%
Mach Number	0	-
Intake Pressure Ratio	1	-
Inner Fan pressure Ratio	2.1411	-
Outer Fan pressure Ratio	1.55	-
HP Compressor Pressure Ratio	6.10	-
Design Bypass Ratio	3.35	-
Burner Exit Temperature	1378.7	K
Burner Design Efficiency	0.9994	K
Fuel Heating Value	43.124	MJ/kg
Overboard Bleed	0	kg/s-
Power Offtake	0	kW
HP Spool Mechanical Efficiency	0.98	-
LP Spool Mechanical Efficiency	1	-
Burner Pressure Ratio	0.95	-
Inlet Corr. Flow	33.9863	kg/s
Nominal LP Spool Speed	18300	RPM
Isentr. Inner LPC Efficiency	0.83	-
Isentr. Outer LPC Efficiency	0.87	-
Nominal HP Spool Speed	40900	RPM
Isentr. HPC Efficiency	0.79	-
Isentr. HPT Efficiency	0.86	-
HP leakage to bypass	1	%
HP leak to LPT exit	0.5	%
NGV cooling	2	%
HPT cooling	1	%

Fig. 3 NPSS results at SLS

Fig. 4 NPSS results at SLS based on the GasTurb

Table 2. Performance analysis results at SLS

	GasTurb	NPSS	Diff.(%)
TSFC (kg/kN/s)	0.0139	0.0138	0.74
Net Thrust (kN)	10.68	10.76	-0.71
$\dot{m}_f$ (kg/s)	0.1483	0.1484	-0.04

면서 감소된다. Fig. 4는 GasTurb의 결과를 기준으로 한 NPSS의 결과 차이를 나타낸 것이다. 고압 압축기 이후인 Station 44에서 최대 0.35% 차이를 보였다. Table 2는 엔진 성능해석을 통해 구한 주요 성능변수들을 나타낸 것이다. 해석 결과, GasTurb의 결과를 기준으로 하였을 때 NPSS의 결과는 TSFC에서 0.74%의 차이를 보였다. NPSS와 GasTurb는 Bleed Air를 모델링하는 방법이 다른데 이러한 부분과 내부 수학적 근사의 차이점으로 인해 두 결과가 다르게 나온 것으로 판단된다.

3. 축류 압축기 탈설계 성능예측

축류 압축기의 각 단의 성능을 계산하여 축 방향으로 축적하여 전체 성능을 예측하는 방법을 단 축적법이라고 한다. 이러한 단 축적법은 사용방법이 용이하고 계산시간이 빠르며 실속영역 근처를 포함한 전 운전영역에 대하여 타당한 성능해석을 하는 방법으로 알려져 있다[17]. 단 축적법에는 압축기의 형상과 작동조건 그리고 압력계수와 효율을 유량계수의 함수로 표현한

단 성능곡선이 요구된다. STGSTK[18]는 이러한 단 축적법을 이용한 축류압축기 탈설계 성능예측 프로그램이다. 본 연구에서는 압축기 안내익에 따른 탈설계점 예측을 위해 STGSTK를 이용하였다. 그리고 STGSTK 내부의 단 성능곡선은 2단과 3단압축기에서 상대적으로 정확한 값을 예측한다고 알려진 Muir곡선을 이용하였다[19]. Fig. 5는 설계 압력비 2.5, 회전수 20,000 RPM을 가지는 3단 축류 압축기성능의 실험치를 STGSTK를 통해 구한 값과 비교한 것이다[20]. Fig. 6은 설계 압력비 1.32, 회전수 6040 RPM을 가지는 1단 축류 압축기성능의 입구 안내익에 따른 결과를 비교한 것이다[4]. 두 경우 STGSTK

로 예측한 탈설계점이 실험치와 비교적 잘 일치하는 것을 확인할 수 있다.

4. 통합프로그램을 통한 엔진 성능 모사

4.1 탈설계점 해석

탈설계점 해석에서는 구성품의 성능 선도가 필수적으로 요구된다. 하지만 이러한 성능선도는 실험이나 전산해석을 통해 얻어야 하는 것이므로 대상엔진의 구성품과 일치하는 성능선도를 구하기는 어렵다. 성능선도를 구하기 어려운 경우에는 해석 대상 구성품의 성능과 유사한 성능

Fig. 5 Total pressure ratio and Isentropic efficiency comparison between experimental data and STGSTK solver result in 17.33° IGV - 3 stage axial compressor

Fig. 6 Total pressure ratio and Isentropic efficiency comparison between experimental data and STGSTK solver result in 12.6° IGV - 1 stage axial compressor

Fig. 7 Schematic of R-line conversion[21]

선도를 추적하는 방법이 주로 사용된다. 본 연구에서 또한 유사 성능선도 추적방법을 통해 탈설계점을 해석하였다.

구성품의 성능맵은 엔진 성능해석 프로그램인 NPSS로 입력되기 전에 R-line곡선 형태로 변환된다. R-line을 이용한 변환은 Fig. 7과 같이 기존의 RPM vs. 유량 vs. 압력비, RPM vs. 유량 vs. 효율과의 관계를 각 회전수선을 등분하여 정의한 R-value를 이용하여 RPM vs. R-value vs. 압력비, RPM vs. R-value vs. 유량 그리고 RPM vs. R-value vs. 효율 형태로 변환하는 것이다. 이는 압축기와 터빈의 성능 매칭에서 수렴성을 높이기 위해 사용된다[21].

4.2 통합성능해석 과정

압축기 입구 안내익과 정익의 가변은 압축기 성능선도를 변화시킬 수 있으며, 이 같은 영향으로 엔진 전체의 성능이 변화된다. 이러한 상관관계를 분석하기 위해서는 압축기 탈설계점 성능해석과 엔진성능해석을 연계하는 통합 프로그램 기술개발이 필수적이다. 본 연구에서는 앞서 검증한 NPSS와 STGSTK를 사용하여 해석을 수행하였으며, Isight를 이용하여 프로그램을 통합하였다. Fig. 8은 프로그램 순서도를 나타낸 것이다. 먼저 엔진의 설계점을 해석하기 위해 ① (Fig. 8의 Flow Chart 상의 번호) 에서 엔진 성능해석 프로그램인 NPSS로 설계조건이 입력되고, ②에서 설계점 해석이 이루어진다. 이후 압

Fig. 8 Schematic diagram of program linking

축기 탈설계점을 예측하기 위해 압축기 형상과 조건 그리고 특성곡선이 요구되며 입구 안내익과 정익의 각도 설정 후 STGSTK에 입력된다(③, ④과정). ⑤에서는 입력받은 값을 이용하여 축류 압축기 탈설계점을 예측하며 성능맵을 생성한다. 생성된 압축기 성능맵은 엔진 성능해석 프로그램인 NPSS로 입력되기 전에 ⑥에서 R-line곡선 형태로 변환된다. ⑦에서 변환된 압축기 성능맵과 탈설계점 조건이 NPSS로 입력되고, ⑧에서 이를 이용하여 성능해석을 수행한다. ⑨에서는 ⑧에서 계산된 운용지점의 서지 여부를 판단하고 ④로 돌아가 입구 안내익과 정익의 각도를 변화시킨다. 변경된 각도에 따라 ⑤에서 새로운 성능맵을 생성하며 이를 이용하여 탈설계점을 해석하는 과정이 반복된다.

4.3 압축기 가변시스템을 적용하지 않은 엔진의 탈설계점 해석

본 연구에서 탈설계점 해석에 적용된 성능선도는 유사 구성품 성능선도를 추적하여 적용하였다. 저압 압축기, 저압 터빈 그리고 고압터빈

의 성능선도는 NPSS의 데이터베이스 구성품 맵을 사용하였다. 고압 압축기의 경우에는 본 연구에서 가변 효과를 적용한 구성품으로서 앞서 Fig. 5에서 STGSTK로 생성한 성능선도를 이용하였다. 이는 압력비 2.5, 회전수 20,000 RPM, 입구에 안내익이 장착된 3단 축류압축기이다.

Figure 9는 가변시스템이 적용되지 않은 상태에서 연료량 변화에 따른 운용지점 변화를 고압 압축기 성능선도상에 나타낸 것이다. 그래프상의 유량과 회전수는 Eq. 1, 2와 같이 수정된 값을 사용하여 나타낸 것이다. 운용조건은 SLS로 지정하였으며, 연료량은 0.036~0.145 kg/s으로 변화시켰다. RPM의 감소에 따라 운용지점이 서

지선에 근접하는 것을 볼 수 있다.

$$RPM_{corr.} = RPM / \sqrt{T_o} \quad (1)$$

$$\dot{m}_{corr.} = \dot{m} \sqrt{T_o} / P_o \quad (2)$$

4.4 압축기 가변시스템을 적용한 엔진의 탈설계점 해석

앞서 가변시스템을 적용하지 않은 고압 압축기를 이용했을 때 회전수가 줄어들어 따라 서지마진이 감소하는 것을 볼 수 있었다. 본 연구에서는 낮은 회전수 운용 영역에서 서지마진이 줄어드는 것을 방지하기 위해 가변 시스템을 적용하였으며, 서지마진이 10%이하로 되지 않도록 입구 안내익과 1단 정익의 각도를 바꾸었다.

Figure 10은 로터입구 베인의 각도에 따른 속도삼각형 변화를 나타낸 것이다[22]. 본 연구의 입구 안내익과 1단 정익의 각도는 Fig. 10상의 각도 α_1 를 의미한다.

Figure 11은 PRM에 따른 서지 마진을 나타낸 것이다. 서지마진은 Eq. 1과 같은 NASA에서 사용하는 서지마진 정의 식[23]을 사용하였다. 회전수 91% RPM이하에서 서지마진이 10%이하로 줄어드는 것을 볼 수 있다.

$$SM = \left[1 - \left(\frac{\pi_{OP} \times \dot{m}_{corr, Surge}}{\pi_{Surge} \times \dot{m}_{corr, OP}} \right) \right] \times 100(\%) \quad (3)$$

Fig. 9 The compressor characteristic

Fig. 10 Essence of control of compressor's axial stage by changing the setting angle of blade of guide vane rings at changeable air flow velocity[22]

Table 3은 구성된 통합 프로그램을 이용하여 회전수가 91% RPM이하에서 서지마진이 10%를

Fig. 11 Surge margin for the corrected RPM

Table 3. Inlet guide vane and stator vane angle setting for maximize surge margin

RPM (%)	IGV (°)	SV (°)	TSFC (kg/kN/s)
90.8	18.23	4.7	0.0139
89.8	18.53	2.7	0.0141
88.8	18.93	1.7	0.0143
87.7	19.33	2.8	0.0146
86.5	19.33	1.6	0.0150
85.1	19.83	2.8	0.0155
83.6	19.83	1.8	0.0163
82.1	20.63	4.7	0.0175
80.4	20.73	3.5	0.0193

유지하도록 입구 가변 안내익과 1단 정익의 각도를 각 회전수별로 구한 것이다. 그리고 그 때의 TSFC를 나타내었다.

Figure 12는 가변시스템을 적용한 경우와 그렇지 않은 경우의 회전수에 따른 서지마진을 나타낸 것이다. 가변시스템이 적용되지 않은 경우에는 회전수 91% RPM이하에서 서지마진이 10% 이하로 줄어들지만 가변시스템이 적용된 경우에는 10%를 유지하는 것을 볼 수 있다.

Figure 13은 회전수 80.4% RPM에서 10% 서지마진을 가지는 경우의(입구 안내익과 1단 정익의 각도 각각 20.73°, 3.5°) 서지라인 변화를 고압 압축기 성능선도상에 나타낸 것이다. 입구 안내익과 1단 정익의 각도를 변화시킨 경우, 전체적인 성능선가도 왼쪽 아래쪽으로 이동하여 서지마진이 증가된 것을 볼 수 있다.

5. 결 론

본 연구에서는 압축기 가변 입구안내익과 정익에 따른 터보팬 엔진의 성능을 분석하기 위해 압축기 탈설계 프로그램인 STGSTK와 엔진 성능 해석 프로그램인 NPSS를 통합하여 프로그램을 구성하였다. 프로그램통합에는 Isight를 이용하였다. 문헌으로부터 성능자료 확보가 가능한 FJ44-2C엔진을 NPSS를 이용하여 성능 결과를

Fig. 12 Surge margin for the corrected RPM (Base model and variable system)

Fig. 13 The compressor characteristic (Base line and variable system)

도출하였으며, GasTurb의 결과와 비교함으로써 신뢰성을 검증하였다. 압축기 탈설계 프로그램인 STGSTK는 1단 팬과 입구 안내익을 가지는 3단 축류 압축기의 실험결과와 비교하여 신뢰성을 검증하였다.

구성된 통합 프로그램을 통해 특정 운용조건에서 서지마진이 10%로 유지되도록 가변 입구 안내익과 1단정익의 각도를 조정하였다. 결과적으로 서지마진이 10%이하로 운용되는 회전수인 80~91% RPM 구간에서 가변 시스템을 적용함에 따라 서지마진을 10%유지할 수 있었다.

본 연구에서 개발된 통합 해석법은 향후 가변시스템이 적용된 엔진의 운용조건을 예측하는데 활용이 가능할 것으로 판단된다.

후 기

본 논문은 국방과학연구소의 지원으로 수행된 기초연구(ADD-11-01-05-13)와 2011학년도 부산대학교 신입교수연구 정착금 지원으로 이루어졌음.

참 고 문 헌

1. Bilwakesh, K. R., "Evaluation of Range and Distortion Tolerance for High Mach Number Transonic Fan Stages," NASA CR-72787, 1971
2. Urasek, Donald C., Steinke, Ronald J. and Cunnann, Walter S., "Stalled and Stall-Free Performance of Axial-Flow Compressor Stage with Three Inlet Guide-Vane and Stator-Blade Settings," NASA TN D-8457, 1977
3. Jones, B. A., Wright, D. L., "Single stage experimental evaluation of variable geometry guide vanes and stators. Part 1," NASA CR-54556, 1968
4. Jones, B. A., Oscarson, R. P., "Single stage experimental evaluation of variable geometry guide vanes and stators. Part 3," NASA CR-54554, 1969
5. Jones, B. A., "Single stage experimental evaluation of variable geometry inlet guide vanes and stator blading, part 6 Final report," NASA CR-54559, 1970
6. Abdollah, S., Alireza, F., Ruhollah, A., "Optimization of Variable Stator's angle for Off-design Compression system using Streamline Curvature Method," ASME Turbo Expo 2009 GT2009-59772, June, 2009
7. Cleverson, B., Jesuino, T. T., Francisco de, S. J., Joao, R. B., "Gas Turbine Performance Simulation using an Optimized Zxial Flow Compressor," ASME Turbo Expo 2009 GT2009-91225, June, 2009
8. Kurzke, J., "Advanced User-friendly Gas Turbine Performance Calculations on a Personal Computer," ASME 95-GT-147
9. GasTurb website: www.gasturb.de
10. Visser, W.P.J., and Broomhead, M.J., 2002, "GSP, A Generic Object-Oriented Gas Turbine Simulation Environment," ASME 2000-GT-2
11. GSP website: www.gspteam.com
12. Math Works, 1997, "SIMULINK: Dynamic System Simulation for MATLAB, Ver. 2," The Math Works Inc., USA
13. Follen, G. and aubuchon, M., "Numerical Zooming Between a NPSS Engine System Simulation and a One-Dimensional High Compressor Analysis Code," NASA TM-2000-209913, 2000
14. John, A. R. and Abdollah, A. A., "Development of a Prototype Simulation Executive with Zooming in the Numerical Propulsion System Simulation," NASA CR-200613, 1995
15. Edward, J. H., Joseph, R., Todd, A. S., Daniel, H., "NPSS Multidisciplinary Integration and Analysis," NASA CR-2006-213890, 2006
16. 최 원, 유채호, 정인면, 이일우, "항공기 개념 설계를 위한 가스터빈 엔진 성능 모델 연구," 한국항공우주공학회 2010년도 춘계학술대회 논문집, 2010
17. 송태원, 김재환, 김동섭, 노승탁, "단축적법의 개선에 의한 축류압축기의 효과적인 성능예측," 대한기계학회논문집 B권, Vol. 24, No. 8, 2000, pp.1077-1084
18. Steinke, R. J., "STGSTK: A computer code for predicting multistage axial flow compressor performance by a meanline stage stacking method," NASA-TP-2020, 1982
19. 박태진, 백제현, 윤성호, "단 축적법을 이용한 다단 축류 압축기 성능예측," 대한기계학회

- 2001년도 춘계학술대회논문집, 2001, pp.789-794
20. 한국항공우주연구원, "차세대 소형/고부하 압축기 다분야 통합 기술 개발," KATRA08_A00133_기4, 2010
21. NPSS training materials, 2011
22. Pawl, W., "Modelling the characteristics of axial compressor of variable flow passage geometry, working in the gas turbine engine system," Marine Engineering, Vol. 14, No. 3, 2007, pp.27-32
23. Paul, L. B. and Leon, M. W., "A Method to Account for Variation of average Compressor Inlet Pressure During Instantaneous Distortion Analysis," NASA TM X-73438, 1976