

## 터빈 냉각설계를 위한 터보팬 엔진의 성능해석

김춘택\*† · 이동호\* · 차봉준\*

### Performance Analysis of Turbofan Engine for Turbine Cooling Design

Chun-Taek Kim\*†, Dong-Ho Rhee\*, Bong-Jun Cha\*

Key Words : Turbo-fan engine(터보팬 엔진), Performance Analysis(성능해석), Turbine Cooling(터빈 냉각), Parametric Study(변수분석)

#### ABSTRACT

Turbine inlet temperature is steadily increasing to achieve high specific thrust and efficiency of gas turbine engines. Turbine cooling technology is essential to increase turbine inlet temperature. For this study, a small or medium sized aircraft engine of 10,000 lbf class with the turbine inlet temperature of 1,400 °C, the engine overall pressure ratio of 32.2, and the bypass ratio of 5 was set as the baseline model and its performance analysis was performed at the design point. The engine has the performance of 10,013 lbf thrust and the specific fuel consumption of 0.362 lbm/hr/lbf. The thrust and the specific fuel consumption of the baseline model were compared with those of similar class engines. Based on these results, the turbine design requirements were assigned. In addition, the parametric analysis of the engine, related to aerodynamic and cooling design of the high pressure turbine, was performed. Based on the baseline model engine, the influence of turbine inlet temperature, cooling flow ratio, and high pressure turbine efficiency variations on the engine performance was analyzed.

#### 1. 서 론

가스터빈 엔진의 효율과 비추력을 증가시켜 경쟁력 있는 제품을 개발하기 위해서는 터빈입구 온도상승은 필수적이며, 터빈입구 온도상승에 따른 소재개발 및 내열코팅의 개발 등과 더불어 효율적인 터빈냉각이 가스터빈의 성능향상에 미치는 영향은 매우 크다.

그간 국내에서 몇 차례 가스터빈 엔진이 개발되었으나 개발된 가스터빈 엔진은 냉각 터빈이 적용되어 있지 않았거나, 최근 개발된 수리온 엔진 등과 같이 냉각 터빈은 적용되었으나 국내에서 관련 업무를 수행하지 못하였다. 이는 해외 선진국에서는 냉각터빈 기술의 중요성을 인지하고 이 기술에 대한 수출을 철저히 규제하고 있기 때문이다.

최근 국내에서 새로운 가스터빈 개발이 구체화 되고 있으며, 개발되는 가스터빈의 경쟁력을 확보하기 위하여 냉각터빈의 적용이 계획되고 있다. 이에 앞서 터빈냉각의 원천기술을 확보하고 이와 관련된 데이터베이스를 구축하기 위하여 한국항공우주연구원<sup>(1)</sup>, 서울대학교, 연세대학교, 한양대학

교, 부산대학교 등에서는 한국항공우주기술연구조합의 지원을 받아 “중소형 항공기용 터보팬 엔진의 고압터빈 냉각 설계기술 개발 및 시험평가 기술 구축” 과제를 수행중이다.

국내에는 냉각터빈이 적용된 고유모델이 없고 미래 동북아시아 경제발전에 따라 지리적, 경제적 여건상 중소형 항공기용 터보팬 엔진의 수요가 많을 것으로 예측이 되므로, 본 과제에서는 6,000~12,000 lbf급 가스터빈 엔진을 연구의 목표로 삼았다. 이 연구의 일환으로 10,000 lbf급 터보팬 엔진의 성능해석을 수행하였으며, 이 결과를 바탕으로 냉각터빈 개발 요구도를 할당하였다.

본 논문에서는 최신 가스터빈 엔진의 개발 경향을 반영하여 기본모델에 대한 가스터빈의 사이클의 선정에 대하여 기술하였다. 선정된 기본모델에 대하여 설계점에서 성능해석을 수행하였으며, 터빈입구온도, 노즐 및 로터 블레이드의 냉각공기의 양, 고압터빈의 효율 등 엔진의 주요변수가 추력 및 비연료소모율 등 엔진성능에 미치는 영향 등에 대한 분석을 수행하였다.

\* 한국항공우주연구원 항공추진기관팀

† 교신저자, E-mail : ctkim@kari.re.kr

## 2. 터보팬 엔진 기본모델 선정 및 성능해석

### 2.1 사이클 선정

가스터빈 엔진의 사이클 선정에 영향을 미치는 요소는 많이 있으나 Fig. 1과 같이 터빈입구온도(TIT, Turbine Inlet Temperature) 및 압축기 압력비(Pressure Ratio)가 가장 중요한 변수이며, 이에 따라 엔진의 비추력 및 비연료소모율(SFC, Specific Fuel Consumption) 등 엔진의 성능이 변하게 된다<sup>(1)</sup>.

본 연구에서는 성능해석 기본모델의 터빈입구온도를 결정하기 위하여 전 세계적으로 개발되어 운용중인 엔진의 추력별 터빈입구온도를 분석하였다<sup>(3)</sup>. Fig. 2로 부터 각 추력별 최대 터빈입구온도는 추력이 증가할수록 증가하는 경향을 알 수 있다. 실제 대형 장거리용 항공기 엔진의 경우 터빈입구온도는 1,700°C에 육박하므로 본 연구의 목적에 맞도록 6,000~12,000 lbf급 엔진에 대하여 터빈 입구온도 경향을 다시 분석하였다.

터빈입구온도는 추력이외에 엔진의 개발 시기에 따라 달라진다. 최근 터빈의 고온소재, 열 차폐 코팅, 냉각 기술의 발달 등과 더불어 터빈 입구온도가 상승하는 추세이므로 이를 고려하여 개발 시기에 따른 터빈 입구온도를 Fig. 3과 같이 분석하였다. Fig. 3에는 Fig. 2의 엔진을 대상으로 개발 시기에 따른 6,000~12,000 lbf급 엔진에 대하여 터빈 입구온도 경향을 나타내었다. 적색 표시는 6,000~12,000 lbf 엔진을 나타내고 회색 표시는 이외의 추력 급 엔진을 나타낸다. 이 추력범위 내의 최대 터빈 입구온도는 약 1,500°C 이었으나, 국내의 기술수준 등을 고려하여 본 연구에서 기본모델의 터빈입구온도를 1,400°C로 결정을 하였다.

터빈입구온도와 함께 엔진의 성능에 영향을 미치는 변수는 엔진의 전체압력비(OPR, Overall Pressure Ratio)이다. 일반적으로 터빈입구온도의 증가에 따라 엔진의 전체압력비가 증가하는 경향을 보인다. 현재 전 세계에서 운용중인 5,000~20,000 lbf급 항공기용 엔진의 전체압력비의 경향을 Fig. 4에는 나타내었으며<sup>(4)</sup>, 고 효율화 및 경량화를 위하여 엔진의 전체 압력비를 증가시키는 추세이다. 본 연구에서는 이 추세를 반영하여 기본모델의 엔진의 전체 압력비를 32.2로 결정하였다. 이 그림에서 적색원은 기본모델의 추력 및 엔진의 전체 압력비를 나타내고 있으며, 회색은 유사 추력급 엔진의 추력 및 엔진의 전체 압력비를 보여준다.

또한, 터보팬 엔진의 경우 바이패스 비(BPR, By-Pass Ratio)의 선정이 중요하다. 본 연구에서는 롤스로이스의 BR715C1-30 등과 같이 소형 민항기용 엔진의 바이패스 비를 참고하여<sup>(3)</sup> 기본모델의 바이패스 비를 5.0으로 결정하였다.

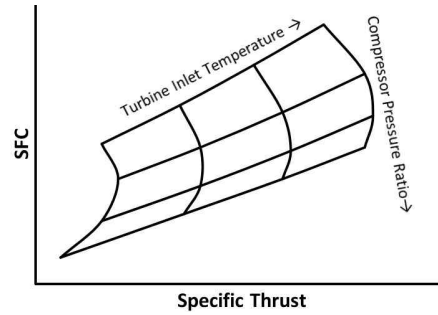


Fig. 1 Typical gas turbine engine cycle performance<sup>(2)</sup>

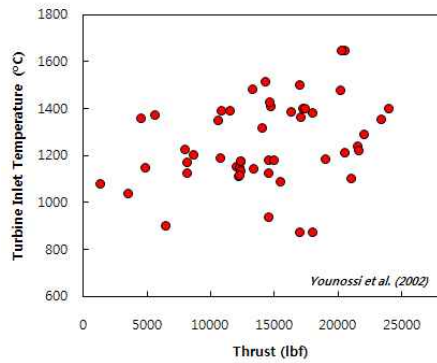


Fig. 2 TIT trend according to the thrust of engine

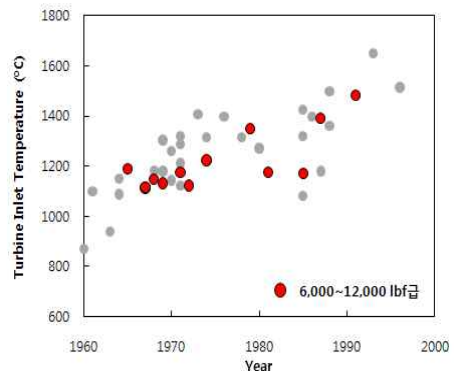


Fig. 3 TIT trend according to the developing time

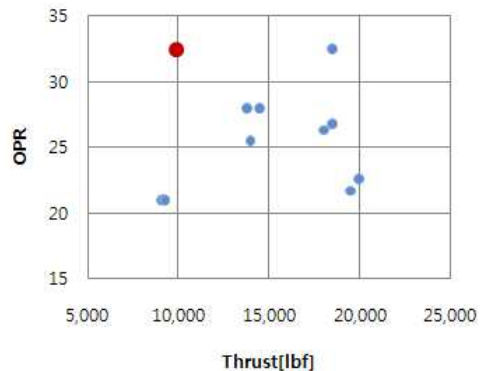


Fig. 4 Engine overall pressure ratio trend

2.2 기본모델 성능해석

터보팬 엔진의 기본모델의 성능해석에는 GasTurb 10<sup>(5)</sup> 프로그램을 사용하였다. 해석에 사용된 엔진 형상은 Fig. 5 와 같으며, 설계점에 대하여 성능해석을 수행하였다. 실제 항공기 장착을 위한 엔진은 최대이륙조건, 순항조건 등 몇몇 설계점을 가지나, 본 연구는 장착대상이 확정되어 있지 않고 냉각터빈의 개발을 위한 연구이므로 지상 정지상태에서 최대 추력조건을 설계점으로 선정하였다. Fig. 5의 원내부의 숫자는 엔진내부의 위치를 표시한다.

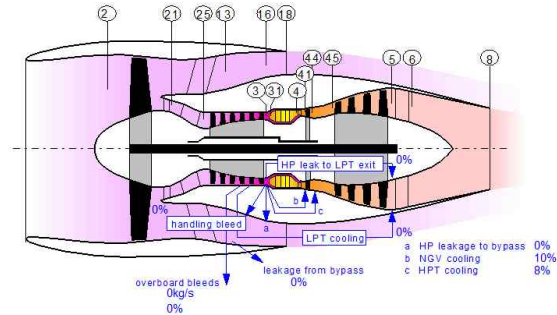


Fig. 5 Turbofan engine configuration

기본모델에서는 터빈의 노즐 냉각에는 엔진코어 유량(도압 압축기 유량)의 10%를 사용하고, 터빈의 로터 블레이드 냉각에는 엔진코어 유량의 8%를 사용하는 것으로 해석하였다. 이 값은 대형 엔진에 비해 약간 높은 비율이나 국내의 터빈 냉각 관련 기술수준을 고려하여 설정하였으며 냉각터빈의 설계과정에서 최소화하는 노력을 기울이게 될 것이다.

Table 1 Efficiency and pressure ratio of engine components

Component	Efficiency		Pressure Ratio
	Isentropic	Polytropic	
Outer Fan	0.8918	0.9000	1.750
Inner Fan	0.8931	0.9000	1.610
High Pressure Compressor	0.8549	0.9000	20.00
Combustor	0.9950	-	0.950
High Pressure Turbine	0.8800	0.8570	5.387
Low Pressure Turbine	0.8810	0.8621	3.799

엔진의 최대 출력조건에서는 엔진 냉각을 제외한 블리이드 공기를 사용하지 않으므로 엔진에서 항공기로 공급하는 블리이드 공기는 없는 것으로 해석하였으며, 엔진내부의 공기누설은 없는 것으로 가정하였다.

Table 2 Engine parameters at sea level standard day condition

Station	Flow rate[kg/s]	Temp.[K]	Pressure [kPa]
Ambient	-	288.15	101.325
2	131.500	288.15	101.325
13	109.583	344.03	177.319
18	109.583	344.03	177.319
21	21.917	335.07	163.133
25	21.917	335.07	161.502
3	21.917	837.39	3230.038
31	17.972	837.39	3230.038
4	18.428	1673.00	3068.536
41	20.620	1591.21	3068.536
44	22.373	1117.26	569.665
45	22.373	1117.26	569.665
5	22.373	842.67	149.935
8	22.373	842.67	149.935

본 해석에 사용된 압축기, 연소기, 터빈 등 엔진의 주요 요소부품의 효율 및 압력비는 Table 1과 같이 현재 기술수준으로 달성 가능한 값으로 설정을 하였다. 터빈에서의 압력비는 압축기의 요구동력과 터빈에 의해 발생하는 동력의 관계식에서 얻을 수 있으며, 본 소프트웨어에서 설계를 위한 입력 변수는 아니다.

본 해석에 사용된 연료의 발열량은 43.124 MJ/kg 이며, 성능해석 결과 엔진내부의 각 위치에서 온도, 압력, 유량은 Table 2와 같이 해석이 되었다. 해석된 결과를 엔진의 온도-엔트로피 선도로 나타내면 Fig. 6과 같다.

해석결과, 엔진의 추력은 10,013 lbf (44.54 kN)로 계산이 되었으며 비연료소모율은 0.362 lbf/hr/lbf (10.2503 g/s/kN)이었다. 해석결과를 검증하기 위하여 Fig. 4의 엔진을 대상으로 추력과 비연료소모율의 관계를 Fig. 7에 나타내었다. 여기서 적색원은 기본모델의 추력 및 비연료소모율을 나타내고 있으며, 회색은 유사 추력 급 엔진의 추력 및 비연료소모율을 보여준다. 본 해석결과 기본모델의 비연료소모율이 유사 추력 급 엔진의 비연료소모율과 비슷한 결과를 얻을 수 있었으며 이로서 기본모델 선정의 타당성을 입증하였다.

본 해석결과를 바탕으로 고압터빈의 공력설계 및 냉각설계 요구도를 할당하였으며, 이를 바탕으로 터빈의 공력설계가 진행 중이다.

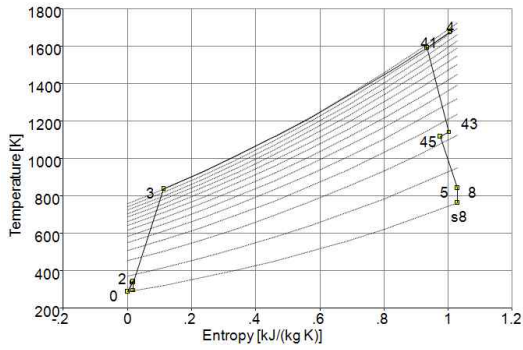


Fig. 6 Temperature-entropy diagram

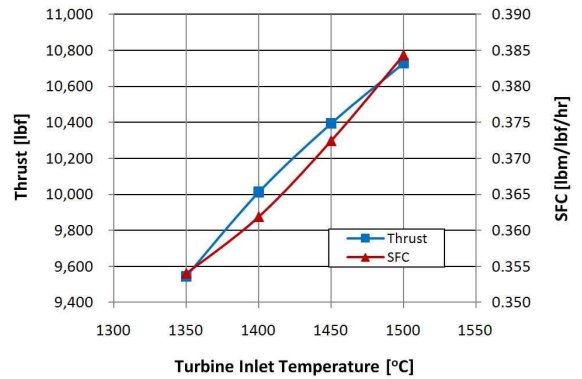


Fig. 8 TIT influence on the engine performance

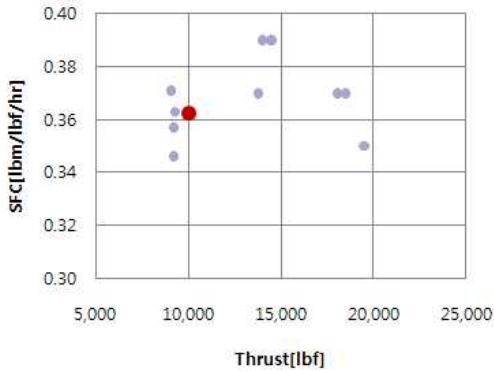


Fig. 7 Thrust and SFC result

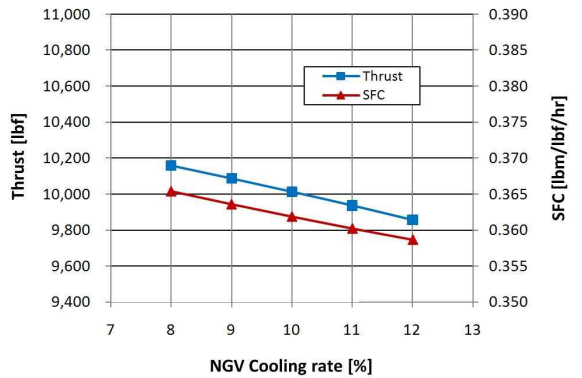


Fig. 9 Nozzle cooling flow rate influence on the engine performance

### 3. 터빈설계 관련 주요변수 분석

터빈의 공력설계 및 냉각설계에 필요한 관련된 엔진의 주요 변수를 찾기 위한 해석이 수행되었다. 전술한 기본모델을 바탕으로 엔진의 터빈입구온도, 노즐의 냉각 유량비, 로터 블레이드 냉각 유량비, 고압터빈(HPT, High Pressure Turbine)의 효율 등의 변화가 설계점 해석에서 추력 및 비연료소모율에 미치는 영향을 해석하였다.

Fig. 8은 기본모델에서 터빈입구온도 변화에 따른 엔진의 추력 및 비연료소모율의 변화를 나타낸다. 터빈입구온도 증가에 따라 엔진의 추력 및 비연료소모율이 증가하는 경향을 보여주고 있다. 터빈입구온도 10°C 증가에 따라 추력은 기본 모델 대비 약 0.76% 증가하였으며, 비연료소모율은 약 0.55% 증가하였다.

Fig. 9는 기본모델에서 터빈 노즐의 냉각 유량비 변화에 따른 엔진의 추력 및 비연료소모율의 변화를 나타낸다. 노즐의 냉각 유량비 증가에 따라 엔진의 추력 및 비연료소모율이 감소하는 경향을 보여주고 있다. 노즐의 냉각 유량비 1% 증가에 따라 추력은 기본모델 대비 약 0.76% 감소하였으며, 비연료소모율은 약 0.46% 감소하였다.

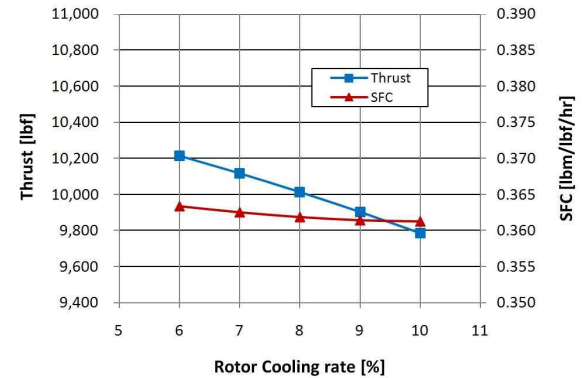


Fig. 10 Rotor blade cooling flow rate influence on the engine performance

Fig. 10은 기본모델에서 터빈 로터 블레이드의 냉각 유량비 변화에 따른 엔진의 추력 및 비연료소모율의 변화를 나타낸다. 로터 블레이드의 냉각 유량비 증가에 따라 엔진의 추력 및 비연료소모율이 감소하는 경향을 보여주고 있다. 로터 블레이드의 냉각 유량비 1% 증가에 따라 추력은 기본모델 대비 약 1.07% 감소하였으며, 비연료소모율은 약 0.15% 감소하였다. 터빈 노즐 냉각 유량비에 대하여 터빈 로터블레이드

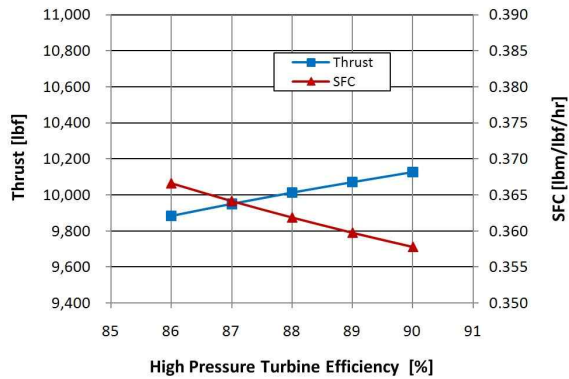


Fig. 11 HPT pressure influence on the engine performance

의 유량비가 추력에 미치는 민감도는 상대적으로 컸으나, 비연료소모율에 미치는 민감도는 상대적으로 적음을 알 수 있었다. 이는 노즐 냉각 유량의 증가에 따른 연료량의 증가량에 비하여 터빈 로터블레이드 냉각유량 증가에 따른 연료량 증가량이 작기 때문이다.

Fig. 11은 기본모델에서 로터 블레이드의 고압터빈 열역학적인 효율 변화에 따른 엔진의 추력 및 비연료소모율의 변화를 나타낸다. 고압터빈의 효율 증가에 따라 엔진의 추력은 증가하고, 비연료소모율은 감소하는 경향을 보여주고 있다. 고압터빈의 효율 1% 증가에 따라 추력은 기본모델 대비 약 0.61% 증가하였으며, 비연료소모율은 약 0.61% 감소하였다.

이상의 결과를 분석하면 Table 3과 같이 각 변수의 변화에 따른 엔진 추력과 비연료소모율의 관계를 얻을 수 있었다. 본 관계는 Fig. 8~Fig. 11의 주요변수 범위 내에서 엔진 성능을 선형 근사하여 얻은 값이다.

#### 4. 결 론

가스터빈 엔진의 최근 개발은 고성능화 및 고효율화를 위하여 터빈입구온도를 증가시키는 방향으로 발전을 하고 있다. 이를 위하여 터빈 냉각 기술은 필수적이며 이에 대하여 국내에서 관련기술 독자개발이 진행 중에 있다.

본 연구를 위하여 터빈입구온도 1400℃, 엔진 전체 압력비 32.2, 바이패스 비 5를 갖는 10,000 lbf급 중소형 항공기용 엔진을 기본모델로 설정하고 이에 대한 설계점 성능해석을 수행하였다.

Table 3 Engine performance deviation

Parameter	Parameter Deviation	Thrust Deviation [lbf]	SFC Deviation [lbm/lbf/hr]
TIT	+1℃	+7.9	+0.000203
NGV Cooling	+1%	-75.8	-0.001678
Rotor Cooling	+1%	-106.8	-0.000538
HPT Efficiency	+1%	+61.1	-0.002211

성능해석결과 엔진의 추력은 10,013 lbf로 계산이 되었으며, 비연료소모율은 0.362 lbm/hr/lbf 이었다. 이의 검증을 위하여 유사 급 엔진을 대상으로 추력과 비연료소모율을 비교분석하였으며 이결과 기본모델의 설계타당성을 검증할 수 있었다.

또한, 터빈의 공력설계 및 냉각설계와 관련된 엔진의 주요 변수에 대하여 분석을 수행하였다. 기본모델을 바탕으로 엔진의 터빈입구온도, 냉각 유량비, 고압터빈의 효율 등의 변화가 설계점 해석에서 추력 및 비연료소모율에 미치는 영향을 분석하였다.

본 연구를 통하여 얻어진 결과를 바탕으로 향후 고압터빈의 공력설계 및 냉각 설계과정에서 이와 관련된 주요변수가 엔진의 성능에 미치는 영향을 고려하여 냉각 터빈의 최적 설계를 진행 할 수 있을 것이다.

#### 후 기

본 연구는 지식경제부 및 한국항공우주기술연구조합이 주관하는 항공우주부품기술개발사업 중 “중소형 항공기용 터보팬 엔진의 고압터빈 냉각 설계기술 개발 및 시험평가 기술 구축(과제 번호: katra11\_A00157\_기1)” 과제의 지원을 받아서 수행되었다.

#### 참고문헌

- (1) 이동호, Je-Chin Han, 2012, “다양한 냉각유체 분사비에 따른 터빈 후연 슬롯 냉각효율 분포에 관한 연구,” 2012 군사과학기술학회 종합학술대회 논문 초록집, p. 262.
- (2) H Cohen, GFC Rogers, and HIH Saravanamuttoo, 1996, “Gas Turbine Theory,” 4th Edition.
- (3) O Younossi, M Arena, R Moore, M Lorell, J Mason, and J Graser, 2002, “Military Jet Engine Acquisition,” RAND.
- (4) Elodie Roux, 2007, “Turbopan and Turbojet Engines Database Handbook,” Editions Elodie Roux.
- (5) Joachim Kurzke, “GasTurb 10,” www.gasturb.de.