

차세대 항공기용 Open Rotor 엔진 성능 모델 연구

최 원* · 김지홍*

The Study on Performance Model of Open Rotor Engine for Next Generation Aircraft

Won Choi* · Ji Hong Kim*

ABSTRACT

Open Rotor Engine is one of the several new technologies offering potential solution for the next generation aircraft. The coupling of ultra high bypass ratio and aerodynamically advanced fan blade design allow the open rotor engine to achieve and advantage in fuel consumption. The open rotor engine does have more thrust lapse than the general high bypass turbofan. The open rotor engine performance model was analyzed using a reference data based on the GE36 which was designed and tested data at which time a F404 turbojet was used as the core. The performance model of open rotor engine was verified by referred test data and was evaluated to be properly constructed, through the comparison of recent Next generation turboprop engine performance.

초 록

Open Rotor 엔진은 차세대 항공기를 위한 잠재적 기술향상을 제공할 수 있는 여러 신기술중의 하나이다. Open Rotor 엔진은 일반적 고바이패스 터보팬 엔진보다 향상된 추진 저하율을 가지며 고바이패스비와 공기역학적 진보한 형상의 팬 블레이드 설계의 결합으로 우수한 연료소모율을 구현한다. Open Rotor 엔진 성능 모델은 F404 터보제트 엔진을 코어로 사용한 GE36 엔진의 설계 및 시험데이터를 기반으로 해석하였다. 시험데이터를 이용하여 Open Rotor 엔진 성능 모델을 검증하였으며 최신 차세대 터보프롭 엔진 성능과의 비교를 통하여 적절하게 구성되었음을 확인하였다.

Key Words: Open Rotor(Open Rotor), Engine Performance(엔진 성능), Next Generation Aircraft(차세대 항공기)

1. 서 론

항공기가 노후화되면서 미국, 유럽과 신흥시장인 중국, 인도, 라틴아메리카, 아프리카의 항공시장에서는 효율이 좋고 비용이 저렴한 항공기의 수요가 2030년에는 26,921 대 정도 발생할 것으

* 한국항공우주산업(주) 고정익비행성능팀

† 연락처자, E-mail: choiwon1@koreaero.com

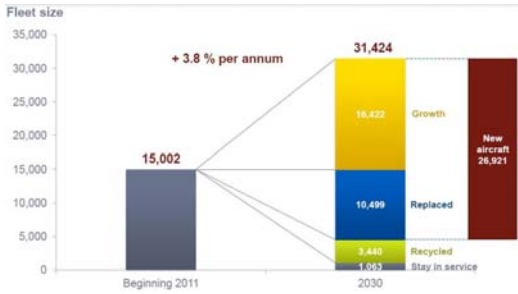


Fig. 1 20-year passenger aircraft demand for 26,900 aircraft, Single aisle aircraft market 2011 and 2030

로 예상된다. 이것은 시장 잠재력이 3.3조 달러 (US)에 이르는 것을 의미하므로 항공분야에서 경제적인 측면뿐 아니라 새로운 엔진과 항공기 디자인의 급진적인 진보를 가지고 올 기회를 의미한다[1].

차세대 엔진인 Open rotor 엔진은 중형급 항공기의 친환경적 효과를 가져올 기술이다. 프로펠러 직경의 증가와 나셀의 무게 감소, 항력감소는 동급의 고바이패스비의 터보팬 엔진에 비해 연료 소모율이나 이산화탄소의 발생이 작다는 것을 의미한다.

엔진 제작업체인 Rolls-Royce는 Open rotor 엔진이 현재의 터보팬 엔진에 비해 25~30%의 SFC의 감소를 가져올 것이라고 예상하고 있다. 기본적인 터보제트 엔진의 코어와 기어박스 및 하나의 프로펠러를 운용하는 터보프롭엔진은 1939년대부터 낮은 출력의 저속항공기에 광범위하게 사용되어 왔다. 1980년대 전세계적 유가 상승으로 인해 한 쌍의 contra-rotating 프로펠러를 가지는 터보프롭엔진이 개발되었다. 이 엔진은 Prop Fan 또는 UnDucted Fan(UDF)으로 불려

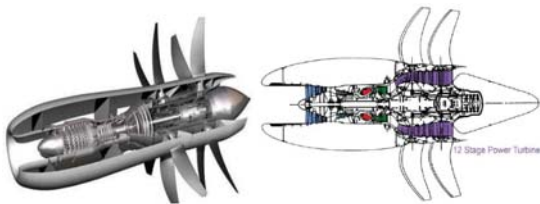


Fig. 2 Open Rotor Engine Type



Fig. 3 OMEGA Project

졌으며 국제 유가의 하락, 기계적 복잡성과 소음 문제로 인해 상용화 되지 못했다.

그러나, 최근 유가 상승 및 친환경문제로 인해 고속비행이 가능한 터보프롭항공기가 재 관심을 받고 있으며 80년대 말 중단되었던 Contra Rotating Open Rotor 엔진에 대하여 재 연구, 개발이 진행되고 있다. 항공업체인 easyjet은 ecojet 항공기의 개념을 제시하였으며 대학연구 기관에서는 OMEGA(Integrated study of advanced open rotor powered aircraft)와 같은 연구를 진행하고 있다.

Open Rotor 엔진의 상세한 연구와 개발은 엔진제작업체들이 착수하고 있으며 2008년부터 연구와 기술검증 프로그램인 DREAM(valiDation of Radical Engine Architecture systeMs)과 16억 유로 규모의 민관 협력 사업으로 항공분야의 기술개선 및 환경보호를 위한 공동기술 이니셔티브 CLEAN SKY 사업이 진행 중이다.

그와 더불어 미국에서는 NASA, GE의 고바이패스 추진체에 대한 공동 연구가 진행되고 있으

Technology Evaluator						
ITD	Smart Fixed Wing Aircraft	Green Regional	Green Rotorcraft	Sustainable & Green Engines	Systems for Green Operations	Eco Design
Activities	Active Wing New Aircraft Configurations	Advanced Aerodynamics (Low Drag & Noise) Low Weight Structures	New Powerplants Innovative Blades & Rotors New Aircraft Configurations	Advanced LP & HP System Technology New Engine Concepts (i.e. Open Rotor)	Mission & Trajectory Management Aircraft Energy Management	Whole Life Cycle Environmental Impact Analysis
Targets	CO ₂ -12 to 20% Noise -10dB	CO ₂ -18 to 20% Noise -10dB	CO ₂ -26 to 40% NOx -53 to 65% Noise -10dB	CO ₂ -15 to 20% NOx -15 to 40% Noise -15dB	CO ₂ -10 to 15% Noise -17dB	CO ₂ -10% Noise -15dB

Note: Targets shown represent the incremental impact of ITI

Widebody 2020	Narrowbody 2015	Regional 2020	Corporate 2020	Rotorcraft 2020
CO ₂ -30% NOx -30% Noise -20dB	CO ₂ -20% NOx -20% Noise -15dB	CO ₂ -40% NOx -40% Noise -20dB	CO ₂ -30% NOx -30% Noise -10dB	CO ₂ -30% NOx -60% Noise -10dB

Fig. 4 CLEAN SKY Joint Technology Initiative

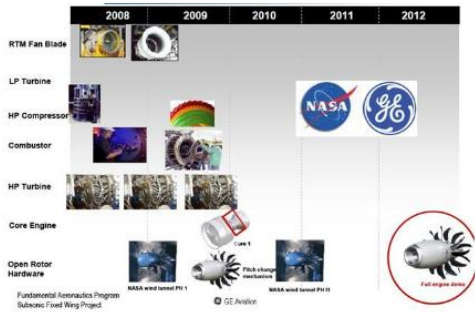


Fig. 5 NASA-GE UHB Partnership Research

며 2012년 Open rotor 엔진 제작을 목표로 하고 있다[2-4].

본 연구에서는 공개되어 있는 Open rotor 엔진 성능 데이터를 이용하여 항공기 개념설계 시 사용할 수 있는 엔진 성능 모델 구축 하였으며 엔진 제작사가 공개한 엔진 성능 정보와의 비교를 통해 타당성을 검토하였다.

2. Open Rotor 엔진의 특징

2.1 주요 기술 항목

새로운 중형급 항공기에 적용하기 위한 Open Rotor 엔진의 설계에는 현재 진행 중인 연구와 검증 프로그램들에서 개발 중인 새로운 기술들이 접목될 것이다. 주요 기술 항목들은 아래와 같다.

- Advanced 터빈, 압축기 시스템 : 새로운 재료와 코팅기술, 향상된 공기역학적 특성, 감소된 냉각용 공기의 사용은 향상된 구성품 효율과 연료소모율을 가져오게 된다.
- 오염물질 저감 연소기 : 새로운 연료 저감 연소기 설계는 NOx의 감소를 가져오게 된다.
- 향상된 제어 시스템 : advanced 전기 시스템, 센서, 액추에이터 그리고 소프트웨어는 엔진의 전 운영범위에서 오염물질과 엔진의 성능을 최적화 한다.
- 경량화 구조 : 새로운 재료, 혁신적인 설계와 제작기술들은 경량화 구조를 생산할 수 있게 할 수 있으며 그에 따라 연료소모율을 낮출 수 있

다.

- Advanced 프로펠러 블레이드 : 향상된 공기역학적 특성과 피치제어 시스템은 전 비행 조건에서 프로펠러 성능을 최적화 할 수 있다[1].

3. Open Rotor 엔진 설계점 해석

3.1 Open Rotor 엔진 성능해석 프로그램

본 연구에서는 엔진 모델링을 위해 Gasturb 상용 소프트웨어를 사용하였다. Gasturb는 가스터빈 엔진의 설계점, 탈설계점 해석 및 구성품들에 대한 설계를 할 수 있으며, 반복계산 및 매개변수 해석을 통하여 최적의 사이클 해석이 가능하다[5].

3.2 GE36 엔진

Open Rotor 엔진인 GE36 엔진은 1980년대 설계, 제작되었으며 F404 터보젯 엔진 코어를 사용하였다. 이 코어는 부분적으로 노후되었으나 압력, 열역학적 효율, 터빈입구 온도등을 향상하여 보완 운용하였다. Fig. 6, 7은 GE36 엔진의 형상과 단면도를 나타낸다.



Fig. 6 GE36 Open Rotor Engine

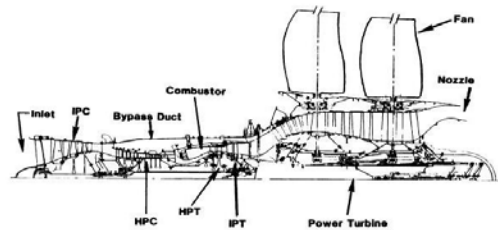


Fig. 7 GE36 Open Rotor Engine Cross Section

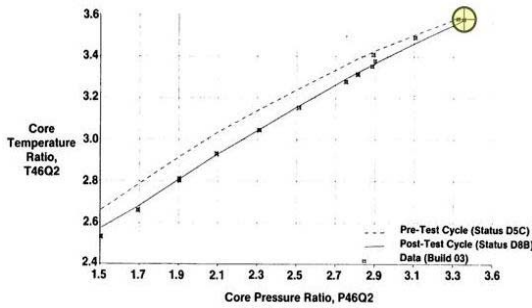


Fig. 8 Core Temperature Ratio versus Core Pressure Ratio.

3.3 GE36 엔진 설계점

GE36 엔진 설계점은 참조문헌[8]의 시험데이터를 분석하여 최대이륙출력 조건을 적용하였다.

Figure 8은 코어 온도비 대비 압력비를 나타낸다. 최대이륙출력 조건에서 코어 압력비는 3.35이며 온도비는 3.5임을 알 수 있다.

Figure 9는 파워 터빈의 secondary 유량 흐름도를 보여준다. A, B, C의 총합은 T(1.37)이며, D부터 J까지의 총합은 S(2.72)이다.

파워터빈 secondary 유량을 엔진 모델링에 적용하기 위해 B, C, F, G(1.446%)는 작동하고 A, E, I, H(2.18%)는 작동하지 않은 것으로 단순화 하였다. 엔진 모델은 아래의 값을 사용한다.

- $W_{CI_IPT}/W_{25} = 0.13$ (=Bypass Ratio)
- $W_{CI_PT}/W_{25} = 0.0218$

Figure 10은 IPC stall Margin(%) 대비 IPC corrected flow를 나타낸다. 최대이륙출력조건에

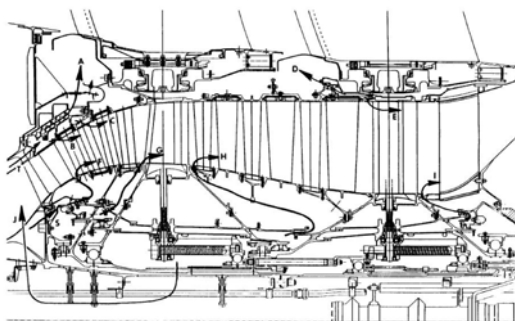


Fig. 9 power turbine secondary flow circuit.

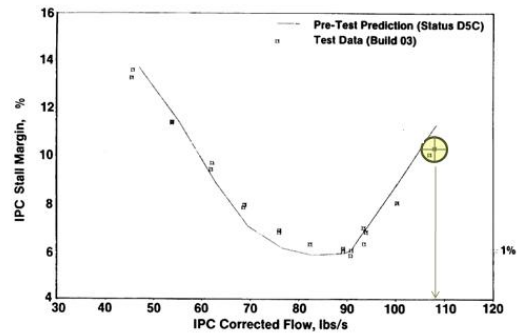


Fig. 10 IPC Corrected Flow

서 107.7lb/s(48.85kg/s) 임을 알 수 있다.

Figure 11은 노즐 면적을 나타낸다. GE36 엔진 코어 노즐 설계에는 많은 제약이 있다. 팬 블레이드 관점에서 외부카울 형상은 매우 부드러운 곡률과 낮은 boattail 각도로 제한된다.

GE36 엔진 노즐 trailing edge 구조에서 진동 피로로 인해 STA 311.4로 제거되었다. 최종 코어 노즐 면적은 0.494m²이다.

위와 같은 분석을 통하여 참조문헌[8]의 시험데이터 중 시험번호 190번이 설계점임을 알 수 있다.

Figure 12는 GE36 엔진의 추력계수 대비 동력계수 값을 나타낸다. 최대이륙출력 조건에서 추력계수 1.452, 동력계수 1.937임을 알 수 있다.

Figure 13은 Gasturb를 이용하여 분석한 프로펠러 지름과 동력계수, 회전수, 전진 속도에 따른 프로펠러 총추력 등고선도를 나타낸다.

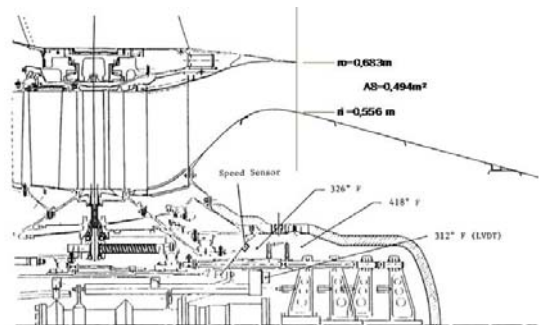


Fig. 11 nozzle area.

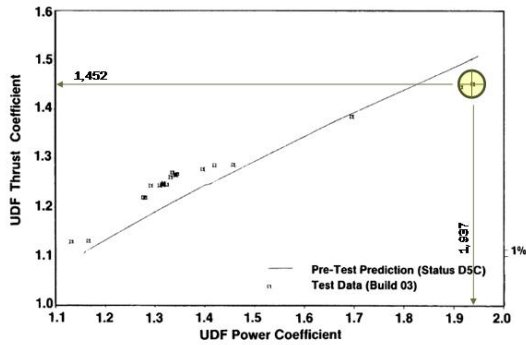


Fig. 12 GE36 Engine Thrust Coef. vs. Power Coef.

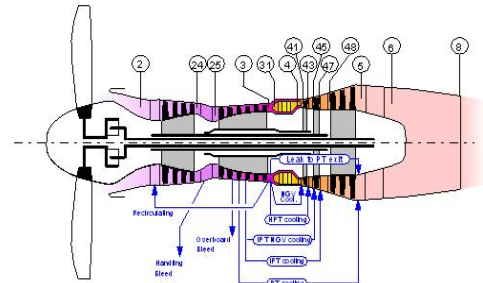


Fig. 14 GasTurb Engine Configuration Three Spool Turboprop

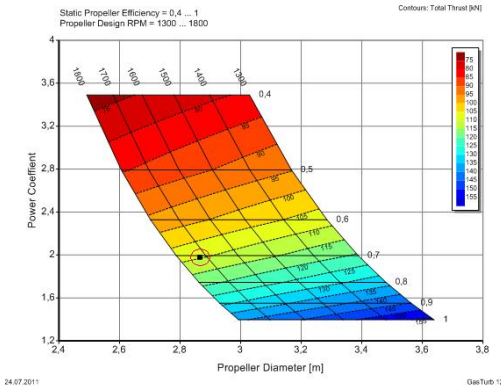


Fig. 13 Power Coef. vs. Propeller Diameter(Total Thrust Contour)

요구되는 추력계수와 동력계수를 만족하는 프로펠러의 지름은 2.83m 이며 계산된 깃끝단 속도는 262.1m/s로 참고문헌[8]의 시험데이터(259.4m/s)와 유사한 결과임을 알 수 있다. 따라서 설계점에서의 프로펠러 회전 속도는 1739 RPM임을 알 수 있다[6,7,8].

3.4 Open Rotor 엔진 설계점 해석 결과

GE36 엔진 모델을 구축하기 위하여 Gasturb 내의 Three Spool Turboprop 모델을 기본 모델로 적용하였다. Fig. 14는 GasTurb 내 Three Spool Turboprop 모델 형상을 나타낸다.

Table 1은 설계점 해석결과를 보여 준다. 설계점 해석결과 시험 데이터와 유사한 결과를 나타내는 것을 알 수 있다.

Table 1. 설계점 해석 결과

	Test Data	GasTurb	delta (%)
% IPC Corrected Speed(%)	90,7	90,7	0,0
% HPC Corrected Speed(%)	96,1	96,1	0,0
Fan Stage 1 speed(rpm)	1398,1	1398,1	0,0
Fan Stage 2 speed(rpm)	1399,3	1399,3	0,0
Bypass duct inlet flow(kg/s)	6,6	6,4	-3,3
Corrected fuel flow(kg/s)	0,848	0,842	-0,8
Corrected installed net thrust(kN)	109,08	109,09	0,0
Corrected fuel flow/Corrected installed net thrust	7,77	7,66	-1,5
Engine pressure ratio	3,35	3,35	0,0
IPC exit pressure(kPa)	339,9	339,9	0,0
Corrected Calculated T46(K)	1035,9	1036	0,0
IPC Corrected Flow(kg/s)	48,85	49,39	1,1
IPC Pressure Ratio	3,45	3,45	0,0
PT Energy Function(J/kg/K)	235,55	235,56	0,0
PT Efficiency	0,861	0,86	-0,1
UDF Power Coefficient	1,93	1,94	0,4
UDF Thrust Coefficient	1,45	1,45	0,0

4. Open Rotor 엔진 탈설계점 해석

4.1 구성품 성능 선도

설계점 해석에서 설계점의 값이 정확하더라도 탈설계점 해석에서 적용되는 구성품의 특성치가 실제 엔진의 특성의 반영하지 못하면 정확한 엔진 성능 해석이 불가능하다. 참고문헌[8]의 엔진 시험데이터를 이용하여 프로펠러, 압축기 및 터빈 성능선도를 생성하였으며 탈설계점 해석에 적용하였다.

파워터빈과 연결되어 있는 프로펠러의 속도는 참고문헌[8]의 탈설계점 시험데이터를 기반으로 운용스케줄을 적용하였다. Fig. 15는 프로펠러 속도 스케줄을 나타낸다. Fig. 16, 17은 엔진모델에 적용된 압축기 성능선도와 작동선을 나타내며 구성된 압축기 성능선도의 작동선과 참고문헌[8]의 시험데이터 작동선과 비교하여 유사한 것을 알 수 있다.

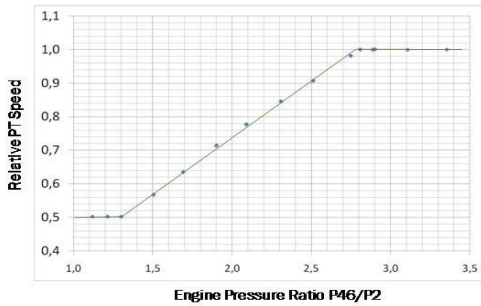


Fig. 15 Propeller Speed Schedule

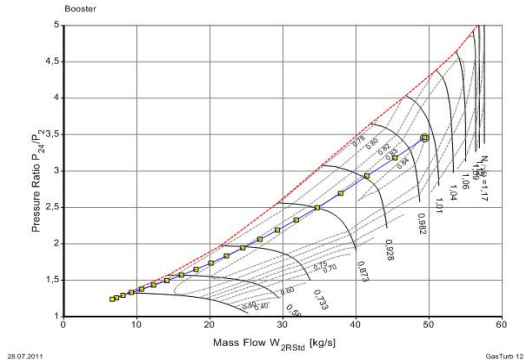


Fig. 16 Intermediate Pressure Compressor Map

HPT, IPT터빈 성능 선도의 경우 터빈의 운용 범위가 매우 좁기 때문에 Gasturb에서 제공하는 일반적인 성능선도를 스케일링하여 해석에 적용하였다. Fig. 18, 19, 20은 엔진모델에 적용된 터빈 성능선도와 작동선을 나타낸다. Fig. 21은 적용된 프로펠러 선도를 나타낸다. Fig. 20, 21은 참고문헌[8]의 시험데이터를 기반으로 하여 성능 선도를 구성하였다.

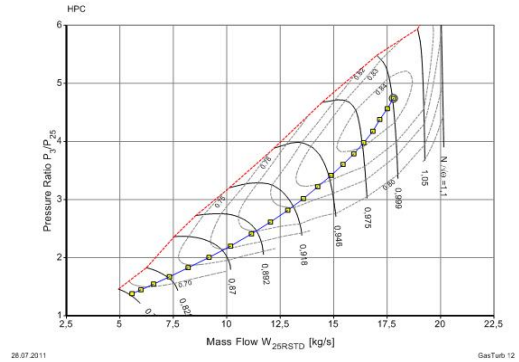


Fig. 17 High Pressure Compressor Map

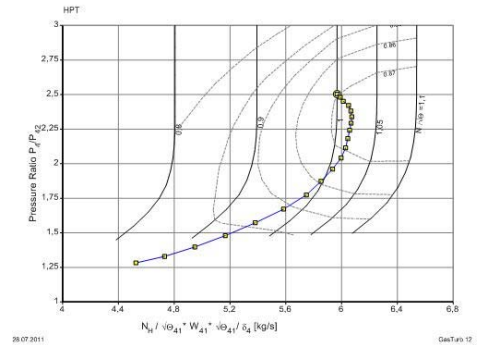


Fig. 18 High Pressure Turbine Map

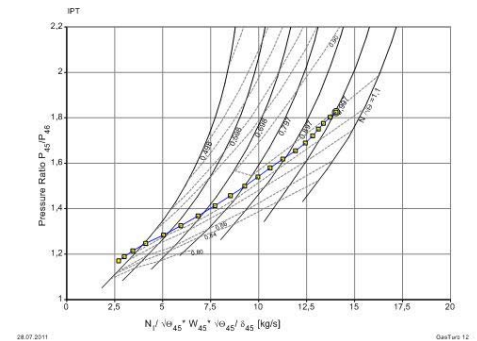


Fig. 19 Intermediate Pressure Turbine Map

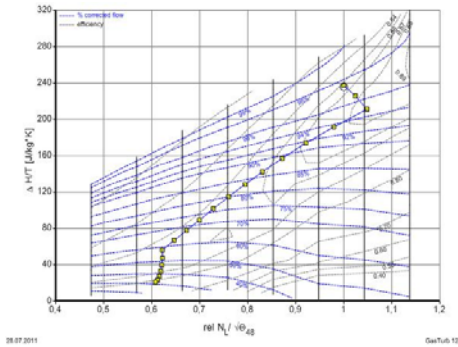


Fig. 20 Power Turbine Map

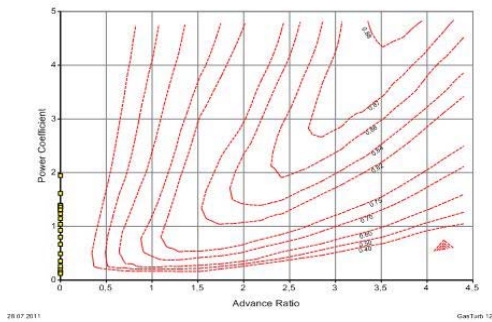


Fig. 21 Propeller Map

4.2 GE36 Engine Flight Envelope

Figure 22는 Thrust Specific Fuel Consumption 대비 Thrust Lapse를 나타낸다. 참고문헌[9]의 GE36 엔진 데이터와 유사한 결과를 보여주는 것을 알 수 있다[9].

최근 개발 중인 터보프롭 엔진 성능과 비교했을 때 GE36 엔진이 2배 정도의 추력 대비 우수한 비연료소모율을 보여 주고 있다.

5. 결 론

본 연구에서는 공개되어 있는 Open rotor 엔진 성능 데이터를 이용하여 항공기 개념설계 시 사용할 수 있는 엔진 성능 모델 구축 하였다. GE36 엔진급의 Open Rotor 엔진이 가졌던 기계적 복잡성, 소음문제등을 해결하기 위한 신기술이 적용되는 근미래 Open Rotor 상용화가 가능

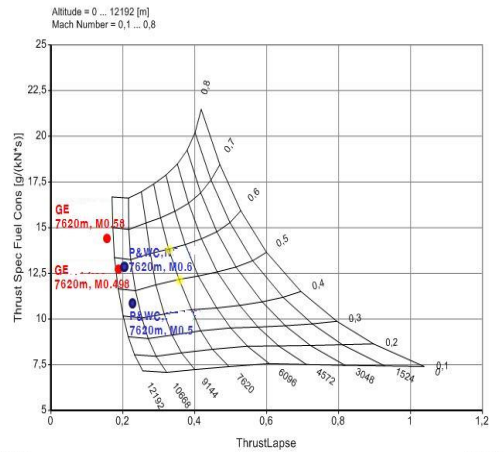


Fig. 22 TSFC versus Thrust Lapse

함을 예측할 수 있었다. 엔진 제작사가 공개한 엔진 성능 정보와의 비교를 통해 GE36 엔진 데이터와 유사한 결과를 보여 주는 것을 확인하였으며 Gasturb를 이용하여 구축된 엔진 성능 모델이 적합함을 확인하였다. 또한, 최신 터보프롭엔진과의 성능 비교를 통하여 GE36 엔진이 약 2배 정도의 우수한 성능을 보여주는 것을 확인하였다.

참 고 문 헌

1. Airbus, Global Market Forecast: the future of flying 2010-2029, 2010.
2. "open rotor engine", SBAC Aviation and Environment Briefing Papers
3. N. J. Peacock, "ENGINE DESIGN AND SYSTEMS INTEGRATION FOR PROPFAN AND HIGH BYPASS TURBOFAN ENGINES", AIAA/SAE/ASME/ASEE 23rd Joint Propulsion Conference, 1987
4. Jack Lawrence, Mike Kingan, Rod Self, "Integrated Study of Advanced Open Rotor Powered Aircraft", Institute of Sound and Vibration Research University of Southampton, 2009

5. Joachim Kurzke, "Gasturb 11 user manual", 2008.
6. "FULL SCALE TECHNOLOGY DEMONSTRATION OF A MODERN COUNTERROTATING UNDUCTED FAN ENGINE CONCEPT - DESIGN REPORT", NASA CR-180867, GE Aircraft Engines, 1987
7. "FULL SCALE TECHNOLOGY DEMONSTRATION OF A MODERN COUNTERROTATING UNDUCTED FAN ENGINE CONCEPT - COMPONENT TEST", NASA CR-180868, GE Aircraft Engines, 1987
8. "FULL SCALE TECHNOLOGY DEMONSTRATION OF A MODERN COUNTERROTATING UNDUCTED FAN ENGINE CONCEPT - ENGINE TEST", NASA CR-180869, GE Aircraft Engines, 1987
9. Natalie R. Smith, Bryan Blessing, James Dixon, Allen Mackey, Gregory McKenzie, Robert McDonald, Bruce Wright, "Conceptual Design of an Environmentally Responsible 150-Passenger Commercial Aircraft", 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2010