

가스터빈 엔진의 장착성능 해석을 위한 흡입구 2D 모델링에 관한 연구

공창덕* · 고성희* · 기자영** · 전용민***

A Study on 2D Modelling of Gas Turbine Engine Intake for Installed Performance Analysis

Changduk Kong* · Seonghee Kho* · Jayoung Ki** · Yongmin Jun***

ABSTRACT

This study carried out the 2D modeling for estimating the intake loss that is a important installed loss for the precise installed performance analysis of a gas turbine engine, and the 0D performance map that represents intake pressure loss change depending on flight Mach number and air mass flow rate was generated using the 2D modeling results. In order to evaluate the generation procedure of the intake performance map, the intake map generation was applied to a commercial aircraft intake configuration.

초 록

본 연구에서는 항공기 추진기관의 정확한 장착 성능해석 시 고려하여 할 주요 장착 손실 중 흡입구의 압력 손실을 계산하기 위해 2D 모델링을 수행하였으며 해석 결과를 이용하여 비행마하수와 유량에 따른 흡입구 압력손실 값을 나타낸 0D 성능 맵을 생성하였다. 이러한 성능 맵 생성 절차의 타당성을 검증하기 위해 일반적인 항공기용 엔진 흡입구 형상에 적용하여 타당성을 확인하였다.

Key Words: Intake Performance Map(흡입구성능맵), Installed Loss(장착손실), Computational Fluid Dynamics(전산유체역학)

1. 서 론

다목적 민·군 겸용 한국형 헬리콥터로 개발 중인 헬리콥터는 주로 지상 2km 이내에서 운용

된다.

헬리콥터 추진시스템은 운용환경이 열악함에 따라 보다 쉽게 손상을 입을 수 있으며 이에 따른 성능저하는 헬리콥터 전체의 신뢰성과 유용성을 감소시킬 수 있다. 따라서 헬리콥터가 최적의 상태에서 운용될 수 있도록 하기 위해서는 정확한 성능 모델링을 기반으로 하는 엔진 상태 감시를 통해 엔진의 현재 운용 상태와 추후 변

* 조선대학교 항공우주공학과

** (주)이지가스터빈 R&D

*** 한국항공우주연구원

연락처, E-mail: habari@paran.com

화될 성능을 예측할 수 있어야 한다.

특히 엔진을 기체에 장착하게 되면 흡입구의 성능이 엔진 전체 성능에 많은 영향을 미치게 되므로 흡입구에 대한 정확한 성능 모델링이 필요하다[1].

이에 본 연구에서는 흡입구 압력 손실을 예측하기 위해 흡입구의 2D 모델링을 수행하고 운용 조건 변화에 따른 흡입구 성능 맵을 생성하였다. 개발 중인 헬리콥터 추진시스템의 적용에 앞서 흡입구 2D 모델링의 검증을 위해 잘 알려진 CFM56 엔진에 적용하여 신뢰성을 검증하였다.

2. 엔진 개요

CFM56 엔진은 고신뢰성, 고추력증량비, 저소음, 저공해, 저비연료소모율 및 정비가 용이한 고바이패스비 터보팬 엔진으로 Fig. 1과 같이 4단 저압압축기, 9단 고압압축기, 애놀러형 연소기, 4단 저압터빈, 1단 고압터빈 등으로 구성되어 있다[2][3].

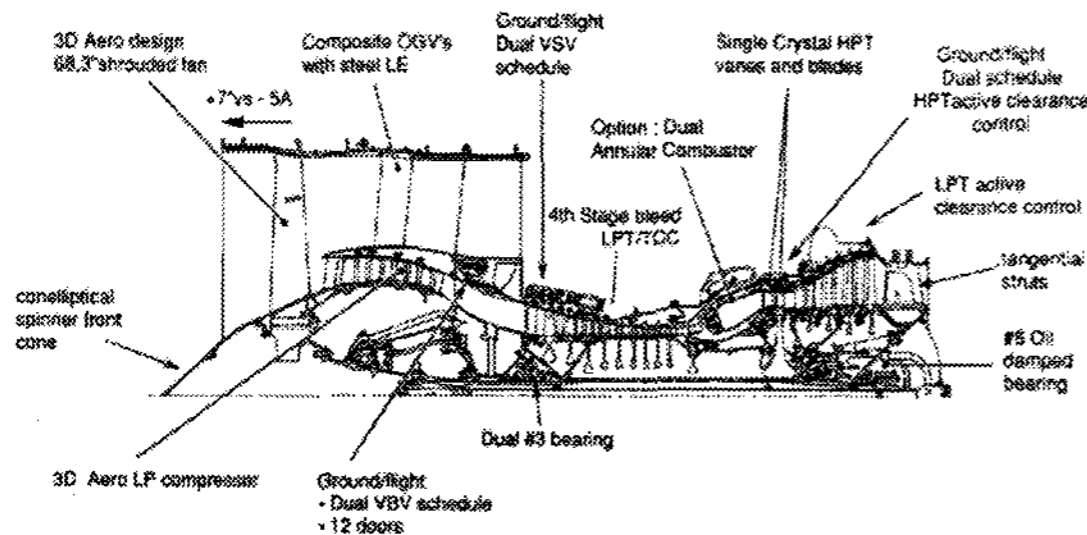


Fig. 1 CFM56-5B design features

CFM56 엔진의 주요 성능은 Table 1과 같다.

Table 1 The Characteristic of the CFM56-5B2 engine

	Take-off	Cruise (M.N.=0.8, ALT=10668m)
Mass flow (kg/s)	433.6	170.155
Thrust (kN)	137.9	25.977
SFC (kg/s)/N	$0.99 \cdot 10^{-5}$	$1.54 \cdot 10^{-5}$
BPR		5.5
OPR		32.9
Redline EGT (°C)		950
Fan diameter (m)		1.735
Weight, dry (kg)		2381

3. CFD 시뮬레이션

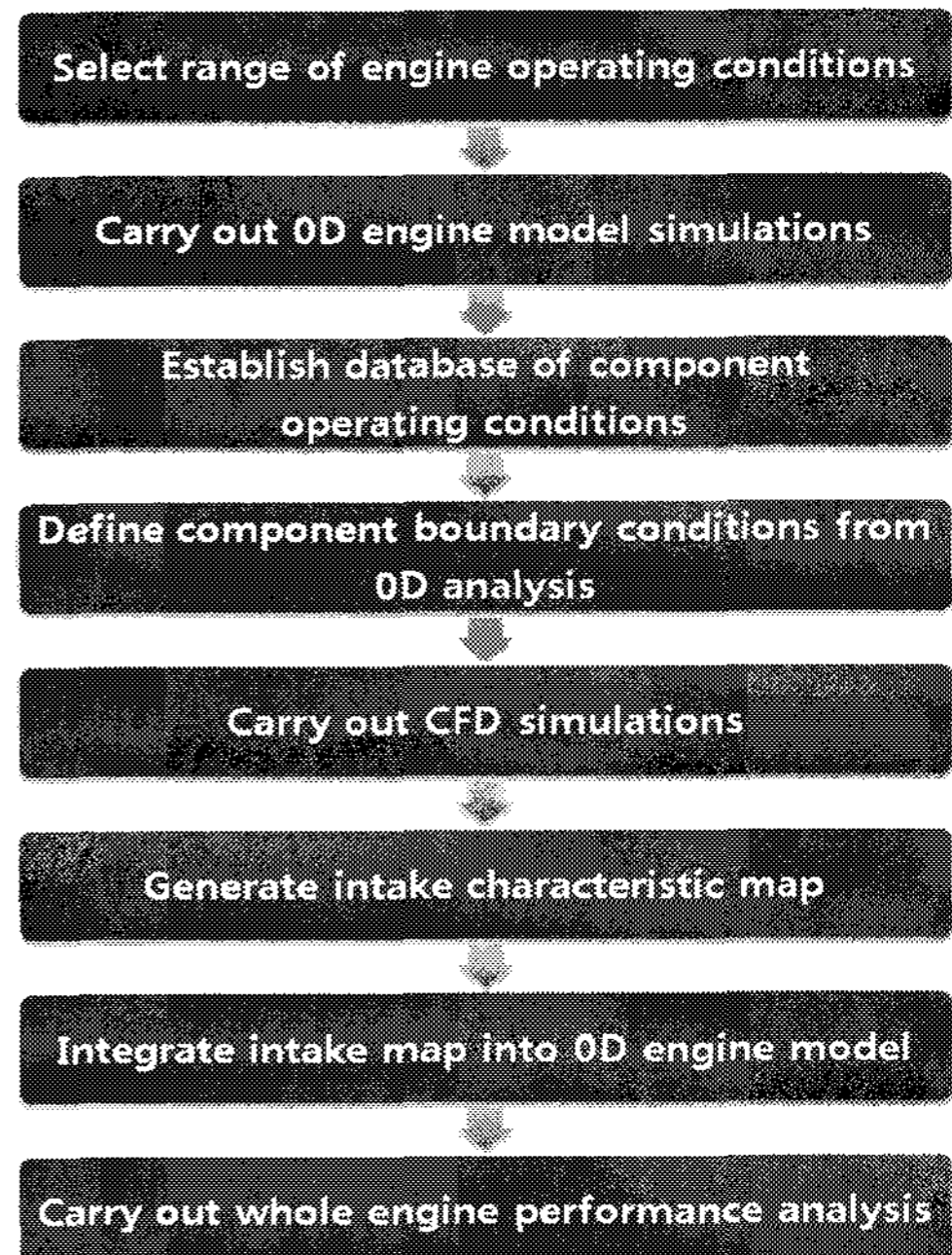


Fig. 2 Intake characteristic map generation flow chart

일반적으로 가스터빈 엔진 성능해석에는 0D 시뮬레이션이 사용되고 있으나 탈설계 영역 및 천이 조건에서 해석 시 오차가 발생하고 입구 유동 왜곡과 같은 복잡한 유동 현상을 시뮬레이션 할 수 없다. 따라서 각 구성품의 2D 및 3D 모델링을 통해 정확한 성능해석 및 내부 유동 현상을 시뮬레이션 할 수 있다. 본 연구에서는 Fig. 2와 같은 순서로 흡입구 2D 모델링을 수행하고 흡입구 성능 맵을 생성하였다[4].

3.1 엔진입구 형상

2D 모델링의 CFD 해석을 위해서는 먼저 제어 체적을 생성하고 셀을 나눠야 한다. 이론적으로 정확한 해석을 위해서는 많은 수의 셀이 필요하지만 해석 시간이 오래 걸리기 때문에 적당한 선정이 요구된다.

Figure 3과 4는 CFD 시뮬레이션에 사용된 2D 흡입구 및 domain 형상을 보여주고 있다[5].

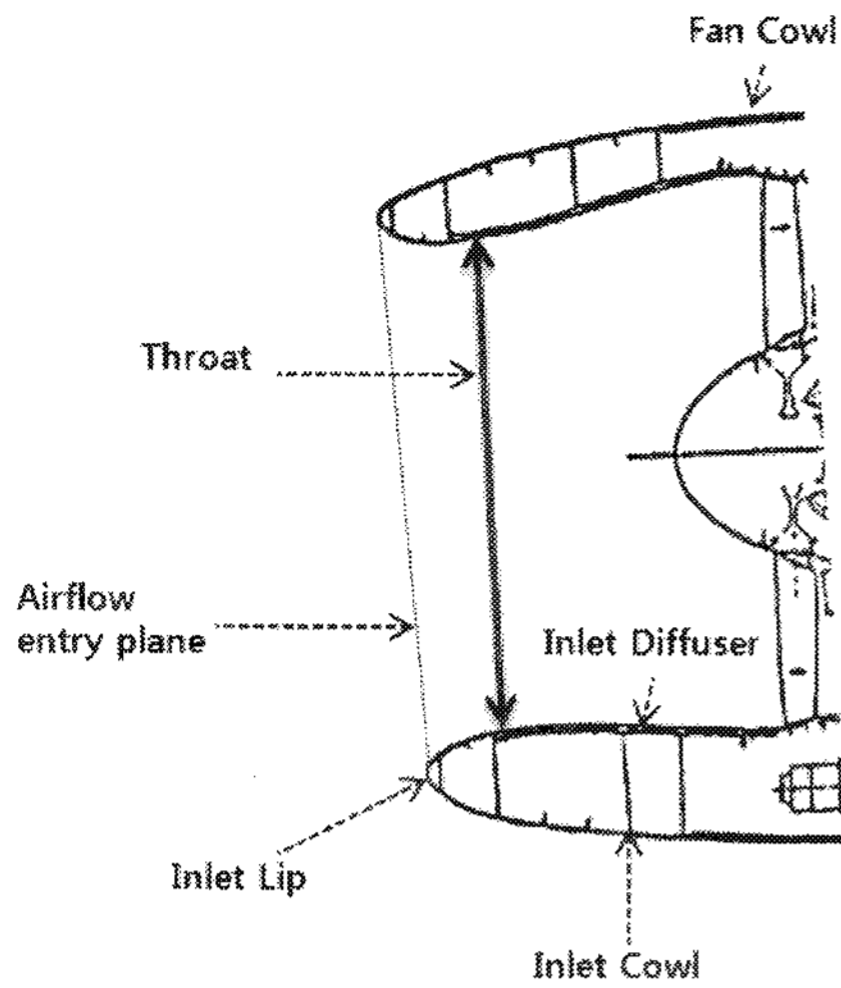


Fig. 3 Inlet geometric feature

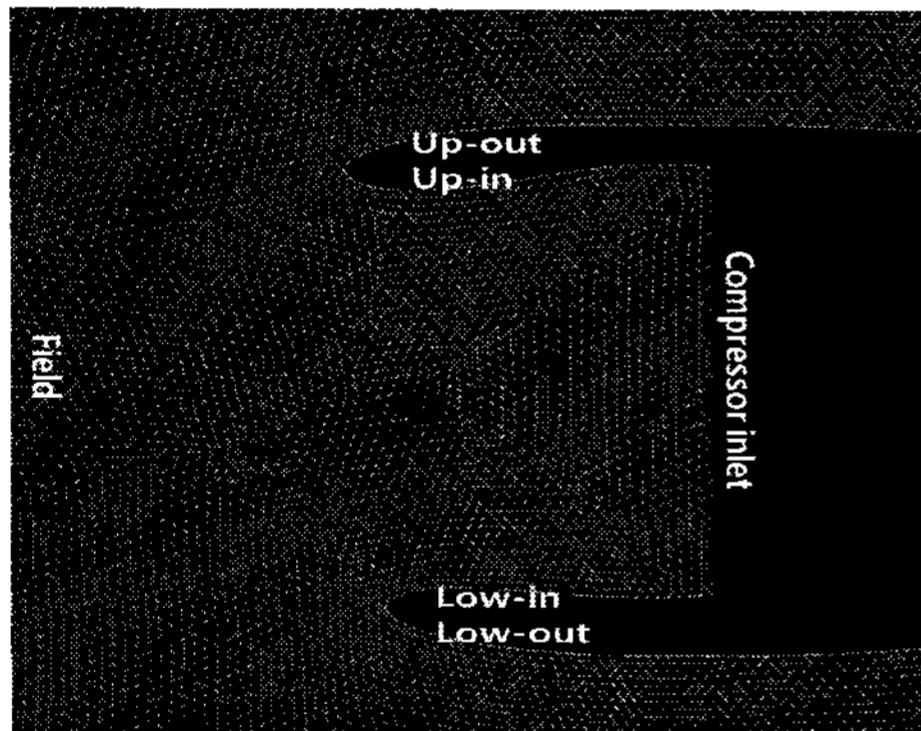


Fig. 4 Inlet and analysis domain shape

3.2 경계조건

CFD 시뮬레이션 경계조건에 사용된 흡입구 입출구의 압력 및 온도 값은 상용 성능해석 프로그램인 GASTURB의 해석결과를 이용하였다.

난류 유동해석에는 일반적으로 사용되고 있는 k-ε 모델을 적용하였고, 다음과 같은 경계조건이 사용되었다.

Field 유동은 자유흐름 대기상태의 Pressure far-field 조건으로 여기에서 비행마하수, 대기온도, 대기압력을 정의하고 Table 2에 고도 10670m, 비행마하수 0.8일때의 Field 유동 조건을 나타내었다.

Table 2. Pressure far-field (field)

Static Pressure (Pa)	23835
Mach Number	0.8
Temperature (K)	218.8

엔진 압축기 입구는 mass flow 조건으로 해석해야 하지만 경계조건을 알 수 없어 흡입구출구의 Pressure outlet 조건으로 하였고, Table 3에 압축기 입구 유동 조건을 나타내었다.

Table 3. Pressure outlet condition at intake exit

Static Pressure (Pa)	35034
Backflow Total Temperature (K)	246.86
Target mass-flow (kg/s)	170.155

3.3 해석 결과

흡입구 성능 맵은 고도 2000m~10670m, 비행마하수 0.3~0.8 영역에서 CFD 시뮬레이션을 하여 각각의 경우에 해당하는 압력회복(Pressure recovery)(= P_{01}/P_{0a}) 값을 구하여 Fig. 7과 같이 나타내었다.

Figure 5, 6에는 각각 대상엔진의 설계점(고도 10670m, 비행 마하수 0.8)에서 CFD 시뮬레이션 결과 에러가 수렴해 가는 과정과 흡입구에서의 정압 분포를 등고선으로 나타내었다.

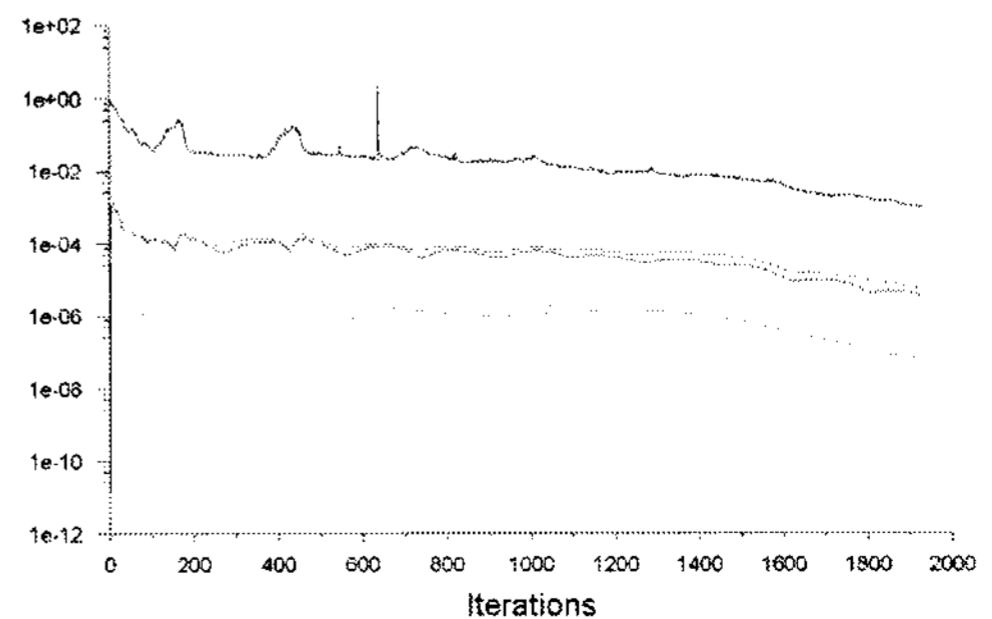


Fig. 5 Convergence of the errors between runs

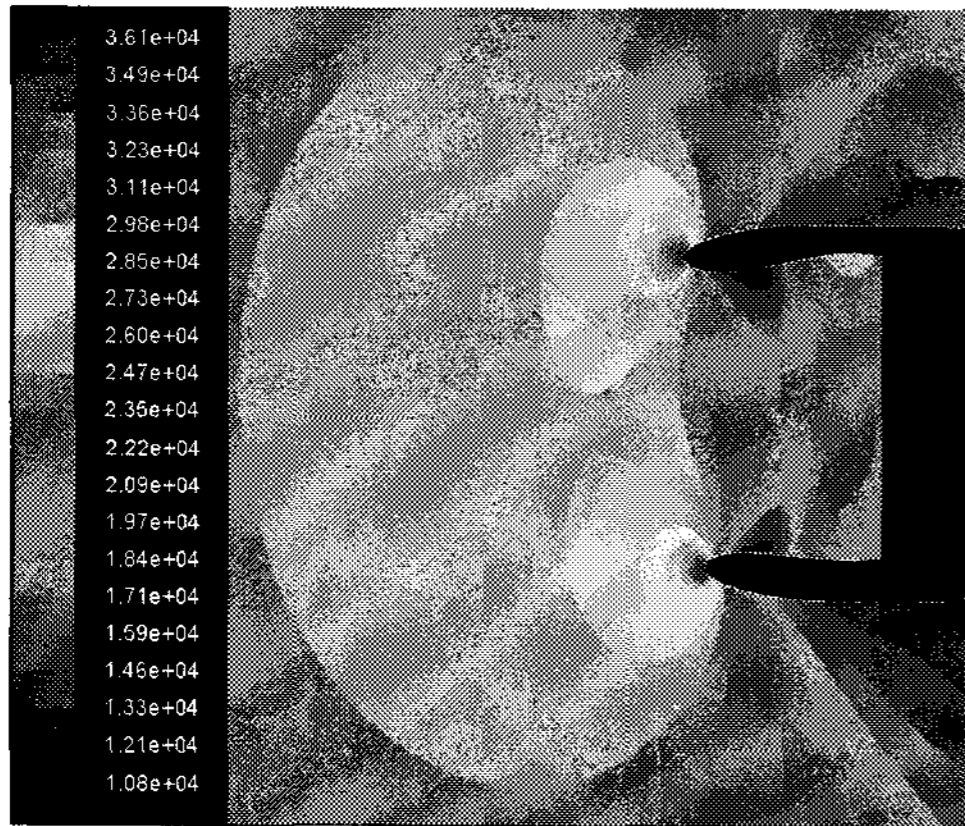


Fig. 6 Contour of static pressure

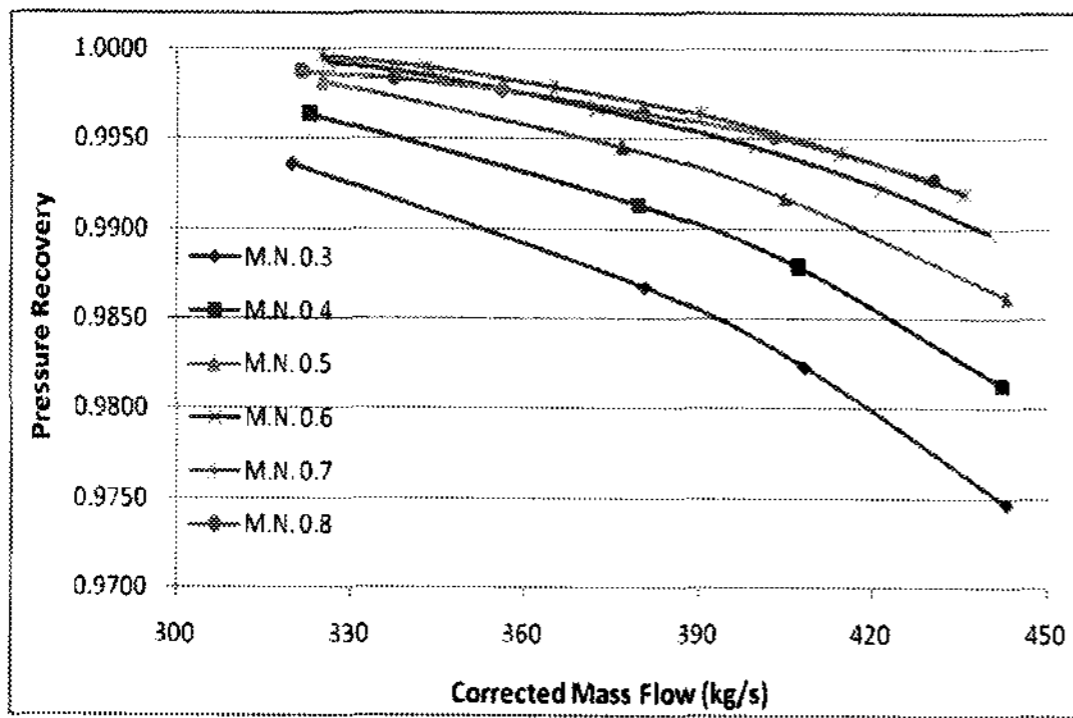


Fig. 7 Intake characteristic map

5. 결 론

엔진을 기체에 장착하게 되면 흡입구의 성능이 엔진 전체 성능에 많은 영향을 미치게 되므로 흡입구에 대한 정확한 성능 모델링이 필요하다.

따라서, 본 연구에서는 흡입구 압력 손실을 예측하기 위해 흡입구의 2D 모델링을 수행하고 운용조건 변화에 따른 흡입구 성능 맵을 생성하였

다. 개발 중인 헬리콥터 추진시스템의 적용에 앞서 흡입구 2D 모델링의 검증에 대해 잘 알려진 CFM56 엔진에 적용하여 신뢰성을 검증하였다.

추후 개발 중인 헬리콥터 추진시스템의 흡입구 및 배기구의 형상데이터가 확보 된다면 적용이 가능할 것으로 예상된다.

후 기

본 연구는 산업자원부 한국형헬기 민군겸용구성품개발사업(KARI주관) 위탁연구결과 중 일부임.

참 고 문 헌

1. S.N.B. Murthy and G.C. Paynter, 1984, "Numerical Methods for Engine-Airframe Integration", Volume 102 Progress in Astronautics and Aeronautics
2. Elodie Roux, 2007, "Turbofan and Turbojet engines : database handbook", Editions Elodie Roux
3. J.St. Peter, 1999, "The History of Aircraft Gas Turbine Engine Development in the United States... A Tradition of Excellence", ASME International Gas Turbine Institute
4. V. Nichols, 2005, "The Effects of Distortion on the Intake of a Civil Aero Engine Using a Fully Integrated Approach to Zooming", MSc Thesis, Cranfield University
5. J.I.G. Sepulveda, 2006, "Novel Engines Performance and Integration", MSc Thesis, Cranfield University