

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(9), 714-719(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.9.714>

터보프롭 항공기용 흡입구 덕트 및 가변형 관성분리기 조립체 설계 및 시험

김원철*, 오성환**, 이상효***, 박중하****

Design and Test of an Assembly of Air Intake and Variable Geometry Inertial Separator for a Turboprop Aircraft

Woncheol Kim*, Seonghwan Oh**, Sanghyo Lee*** and Jonghwa Park****

Agency for Defense Development*., Korean Air***, FIRSTEC****

ABSTRACT

A turboprop aircraft for this study is required to operate at icing condition in order that it performs its given mission. So an air intake system of the turboprop aircraft should be designed and verified not only to provide the maximum possible total pressure at engine inlet at normal flight condition, but also to include an inertial separator which protects Foreign Object Debris (FOD) like ice or snow at icing condition from entering into the engine inlet screen which can cause or lead an catastrophic engine failure like engine flame-out or severe damage. So an air intake assembly incorporating a variable geometry inertial separator has been designed and then CFD/structural analysis for the assembly was performed to see its design results. Then 35% scaled model of the air intake assembly was manufactured and wind tunnel test was done. This paper describes the detailed design results for the aerodynamic design, analysis and wind tunnel testing during the development process of the air intake assembly.

초 록

본 연구 대상 터보 프롭 항공기는 주어진 항공기 임무 수행을 위해 결빙 조건하에서도 운용이 가능하여야 한다. 동 연구에 적용된 터보 항공기의 공기 흡입구 계통은 정상 비행 조건하에서 엔진 입구에 최대 전압력을 공급할 수 있도록 설계 및 검증이 되어야 할 뿐만 아니라 결빙조건하에서 생길 수 있는 얼음과 같은 입자가 엔진 흡입구 망으로 들어가서 엔진 화염꺼짐이나 엔진에 심각한 손상을 주지 않도록 하기 위한 관성분리기를 포함하도록 개발이 되어야 한다. 따라서 결빙 조건하에서 형상이 변하는 가변형상의 공기흡입구 조립체를 설계하고 설계 결과 확인을 위해 조립체에 대한 전산 유동 및 구조해석을 수행하였다. 이후 35% 축소형 모델을 제작하여 풍동시험을 수행하였다. 동 논문에서는 흡입구 조립체 개발과정에서 요구되는 공기역학적 설계, 전산 유동/구조 해석 및 풍동 시험평가 결과를 기술하였다.

Key Words : Turboprop aircraft (터보프롭 항공기), FOD(외부 유입물), Air intake(공기 흡입구), Icing(결빙), Inertial Separator(관성분리기), CFD Analysis(전산 유동해석), Wind Tunnel Test (풍동 시험)

† Received: February 16, 2013 Accepted: August 22, 2013

<http://journal.ksas.or.kr/>* Corresponding author, E-mail : kwc@add.re.kr

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

1. 서론

항공기에 장착된 엔진의 작동을 위해서는 엔진으로의 공기 공급이 가능하여야 하므로 공기흡입구 계통이 요구된다. 설계/제작된 공기흡입구 계통은 주어진 비행조건하에서 엔진이 원하는 공기요구량을 만족하고 최소의 압력손실을 보장하여야 한다. 연구 대상 항공기는 결빙조건하에서 주어진 임무 수행이 가능하여야 하므로 항공기에 장착된 엔진이 결빙조건하에서도 적절한 작동과 성능을 보장하기 위해서는 외부공기에 노출된 공기흡입구 전방에서 얼음이나 눈 등과 같은 일정한 크기 이상의 FOD (Foreign Object Debris)가 유입되더라도 이들이 엔진으로 유입되지 않도록 하기 위한 별도의 흡입구 관성분리기 개발이 필수적으로 요구된다[1, 2]. 특히 항공기 임무 시간이 긴 항공기의 경우 결빙 조건이 아닌 경우에는 통상적인 형태의 공기흡입구 덕트 형상을 취하고, 결빙조건에서는 외부로부터 유입되는 눈이나 얼음과 같은 외부유입물을 항공기 바깥으로 배출하기 위한 가변형 형상의 관성분리기가 요구된다. 이러한 가변형 구조의 관성분리기는 항상 결빙조건에 대비하는 형상인 고정형 형상의 관성분리기에 비해 항공기 연료 소모율을 획기적으로 감소시켜 항공기 임무시간 증대와 같은 큰 장점이 있다. 따라서 본 연구에서는 이러한 목적에 부합되도록 항공기가 결빙조건에서 운용하더라도 공기흡입구 덕트로 유입되는 얼음이나 눈 등과 같은 일정한 크기 이상의 외부 유입물은 엔진 압축기 전방의 플리넘 챔버에 도달하기전에 항공기 외부로 배출이 가능하도록 가변형(Variable geometry)의 흡입구/관성분리기 조립체 설계가 요구되었다. 본 논문에서는 이러한 흡입구/관성분리기 조립체의 설계, 해석 및 풍동시험 결과를 제시하였다[3].

II. 공기흡입구/관성분리기 조립체 설계

2.1 항공기 공기흡입구 계통 배치 설계 및 시스템 구성

본 연구에 적용된 항공기는 터보프롭 항공기로서 프로펠러가 항공기 후방에 장착되어 있는 푸셔형(Pusher type) 항공기이다. 항공기 후방상단에 공기흡입구가 배치되어 있으며, 공기흡입구 덕트 끝단인 확산부(Diffuser)를 통하여 유입된 공기는 엔진내부로 유입되기전에 플리넘 챔버(Plenum chamber)를 통해 엔진으로 유입된다.

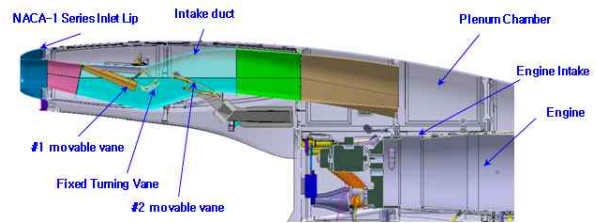


Fig. 1. Layout and configuration design result of an air intake system

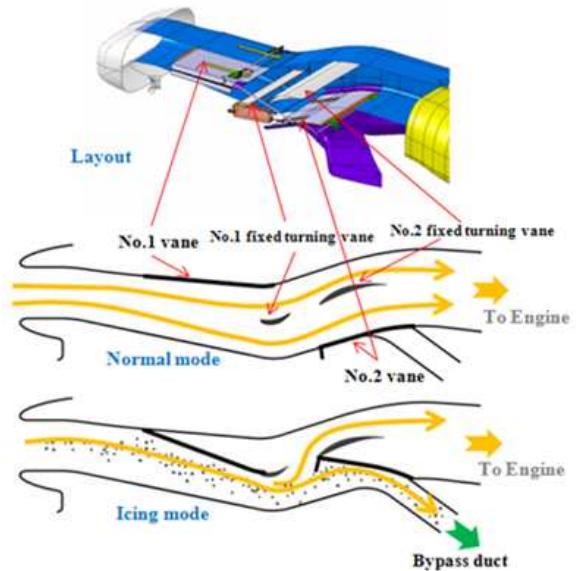


Fig. 2. Flowpaths of an inertial separator at normal and icing mode

Fig. 1은 동 연구에 적용된 항공기의 공기흡입구 계통 배치 설계 결과 및 주요 부품의 구성을 나타낸다. 플리넘 챔버는 엔진 입구에 설치되어 있는 엔진면(Inlet screen)을 감싸고 있는 챔버로서 엔진 입구에서의 공기 압력과 속도 왜곡(Distortion)을 최소화시키는 효과를 가져온다. Fig. 2는 가변형 구조의 관성분리기의 작동모드별 공기 유로를 나타낸다. 항공기가 결빙 조건하에서 운용시에는 공기흡입구 확산부(Diffuser)를 통하여 유입된 공기는 플리넘 챔버(Plenum chamber)를 통해 엔진 내부로 유입되기전에 엔진으로 보내지 않고 바이패스덕트(Bypass duct)로 분리시켜 항공기 외부로 방출시키도록 가변형 관성분리기를 설치하여 엔진의 안정적 운용을 보장하도록 하였다.

2.2 공기흡입구 덕트 및 관성분리기 조립체 설계

본 연구에 적용된 항공기의 공기흡입구 계통은 항공기의 전 비행영역하에서 엔진이 요구하는 최대 공기량을 공급할 수 있어야 하고, 결빙 조

건하에서는 공기흡입구 덕트로 유입되는 얼음이나 눈 등과 같은 일정한 크기 이상의 외부 유입물은 엔진 플리넘 챔버에 도달하기전에 항공기 외부 즉 흡입구 바이패스 덕트로 배출되도록 설계되어야 한다[4]. 이러한 목적을 달성하기 위해 동 연구에서는 다음과 같은 내용의 설계를 공기흡입구 및 관성분리기 조립체에 반영하였다. 즉 공기흡입구의 Lip은 연구 대상 항공기가 아음속임을 고려하여 NACA 계열형상을 설정하였으며, 흡입구 덕트 디퓨저에서의 급격한 확산이 일어나지 않도록 디퓨저 입출구에서의 면적비는 약 1.7로 설정하였다. Fig. 3은 흡입구 목(Throat) 면적 대비 흡입구 덕트내에서의 단면적분포 변화를 나타낸다. 그리고 결빙조건하에서는 #1 베인과 #2 베인이 각각 아래와 위쪽으로 움직이도록 하여 유입되는 공기 유로가 약 90도 정도 휘도록 설계하여 눈이나 얼음과 같은 외부 유입물은 관성에 의해 바이패스 덕트로 배출되고 공기만 플리넘 챔버로 유입되어 엔진으로 들어가도록 설계하였다. 그리고 항공기가 일정 임무 수행후 결빙 조건이 해제될 경우에는 관성분리기 구동기(Actuator)가 작동하여 #1 베인과 #2 베인이 원래의 위치로 회복함으로써 공기흡입구 덕트내의 공기 유동의 휨 현상이 없어지게 되어 흡입구 덕트내에서의 압력손실을 줄일 수 있는 가변형 형

상을 가지도록 설계하였다. Fig. 4는 이러한 설계 개념의 관성 분리기 구동 메카니즘을 나타낸다.

III. 공기흡입구 덕트 유동 및 구조 해석

3.1 공기흡입구 덕트 유동해석

설계된 공기 흡입구 및 플리넘 챔버의 설계 적합성을 확인하기 위해 Fig. 5와 같은 모델을 이용하여 전산유동해석을 수행하였다. ANSYS Fluent Solver를 이용하여 전산 유동해석을 수행하였으며, 본 유동해석에 적용된 난류모델은 k-ε 모델이다. 흡입구 Lip을 통해 유입된 공기는 공기 흡입구 덕트를 지나 엔진 플리넘 챔버를 통해 엔진 Intake screen을 통해 엔진으로 유입되며, 공기흡입구 덕트 및 플리넘 챔버 내에서의 유선 및 유동패턴과 생성된 격자계 모습은 Fig. 5와 6에 제시된다. 그리고 Fig. 7은 주어진 경계조건

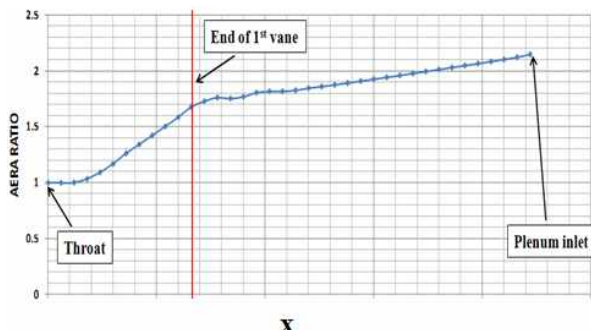


Fig. 3. Cross sectional area distribution of an air intake divided by throat area

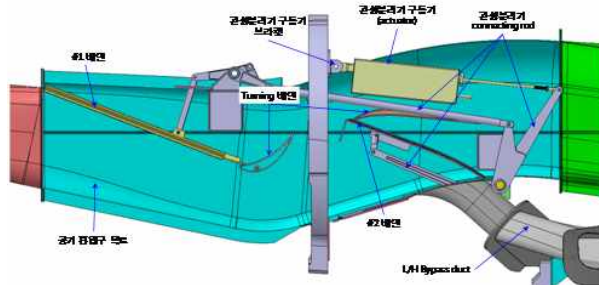


Fig. 4. Actuation mechanism of an inertial separator assembly

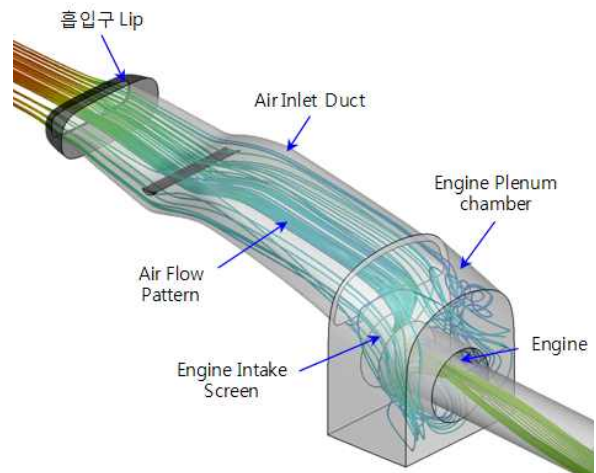


Fig. 5. Flow pattern inside an air intake and plenum chamber

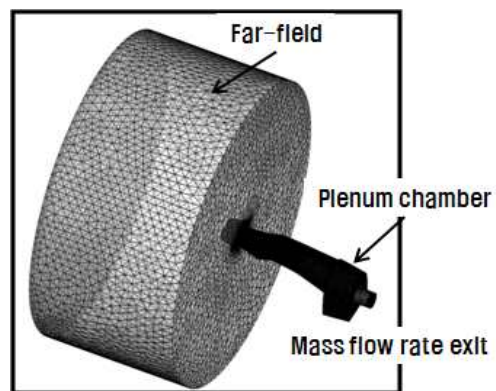


Fig. 6. Generated mesh for CFD

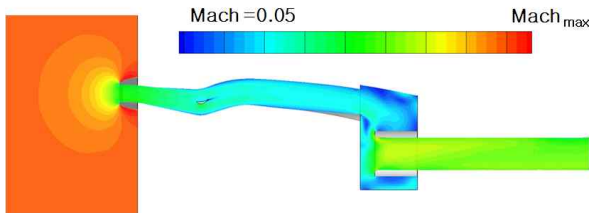


Fig. 7. Mach number distribution

및 유동해석 조건을 이용하여 수행된 흡입구 덕트 및 프리넘 챔버내의 및 마하수 분포를 나타내는 바, 아음속으로 유입된 공기는 프리넘 챔버에서 마하수가 약 0.05 내외를 나타낸다. 그리고 흡입구 성능은 아래 식(1)과 같이 주어진 항공기 운영 및 엔진 작동 조건하에서 흡입구 덕트 외부로부터 유입되는 자유흐름(Free stream)의 전압력(Total pressure)에 대한 엔진입구 공기의 전압력의 비로 표현된다. 그런데 항공기 운영 및 엔진 작동 조건을 표시하는 인자는 대개 질량 유량의 비 (MFR ; Mass Flow Ratio)로 정의되는데, 이는 Fig. 8에 제시된 바와 같이 주어진 작동 조건하에서 Capture area(A_c)로 유입될 수 있는 최대 공기 유량에 대한 공기흡입구로 유입되는 실제 공기 유량의 비로 정의되며 식 (2)와 같이 수식으로 표현된다. 식 (2)에서 A, PR, W, T, P는 각각 면적, 전압력비, 공기 유량, 온도, 압력을 의미하며, 하첨자 0는 자유 흐름의 위치를 의미하며, 하첨자 2는 엔진 압축기 입구에서의 위치를 의미한다.

$$PR = \frac{P_{t_2}}{P_{t_0}} \quad (1)$$

$$MFR = \frac{A_0}{A_c} = \frac{PR}{A_c} \frac{(W \frac{\sqrt{T_t}}{P_t})_2}{(W \frac{\sqrt{T_t}}{P_t})_0} \quad (2)$$

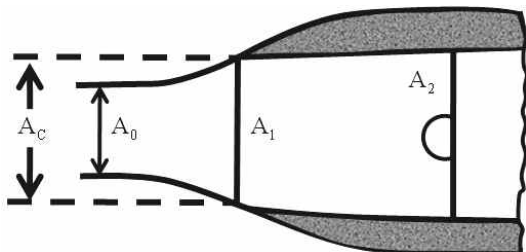


Fig. 8. Airflow stream tube in the intake and definition of the area

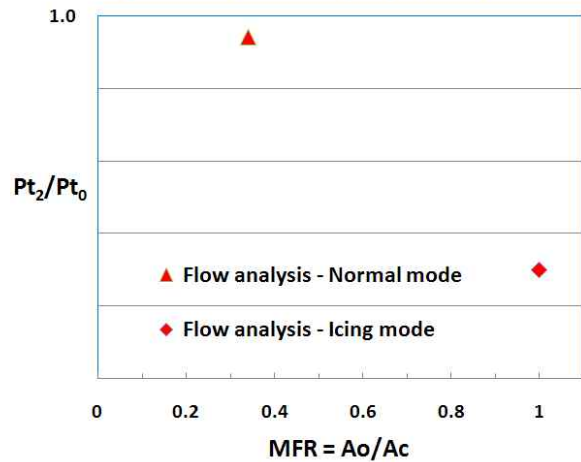


Fig. 9. Total pressure ratio at normal and icing mode

Figure 9는 Normal 및 Icing mode에서의 유동해석 결과를 제시하는 바, 각각의 유동해석 조건에서의 MFR는 식 (2)를 이용하여 주어진 항공기 및 엔진 작동 조건으로부터 산정되었다. 결빙이 생성되지 않는 Normal mode에서의 흡입구 성능인자인 전압력비 즉 외기의 자유 흐름에서의 전압력에 대한 엔진 입구에서의 전압력비(Total pressure ratio)는 거의 1.0으로 예측되었고, 결빙이 생성되는 Icing mode에서는 공기흡입구 덕트 내에서의 유동의 휨으로 인하여 Normal mode 성능보다 약 6% 정도 낮은 수준으로 예측되었다.

3.2 공기흡입구 덕트 조립체 구조해석

항공기가 일정 고도 및 속도에서 비행시 항공기 기체는 공력하중을 받기 때문에 공력 하중에 따른 구조물의 건전성을 해석적으로 확인하여야 한다. 특히 연구 대상 항공기의 공기흡입구 덕트는 복합재 자재로 제작되었으며, 상, 하 분리가 가능한 총 8개 파트의 조립체로 구성되어 있고, 관성분리기 장치 구성품인 커넥팅 로드, 베인 등을 장착, 구동하기 위한 홀 및 슬롯이 공기흡입구 덕트에 만들어졌기 때문에 공력하중에 의한 영향성 파악이 매우 필요하다. 구조해석을 위해 적용한 해석 조건으로는 흡입구 덕트내에 예상되는 최대 작동 압력 조건인 2psi를 적용하였으며, 공기흡입구 전면에 작용하는 항력 하중인 3.2psi를 적용하였다. Fig. 9는 상기의 해석 조건을 고려하여 수행한 흡입구 덕트에 대한 구조해석 결과로서 복합재 구조재의 파손기준인 TSAI-HILL criteria [5, 6]값의 분포를 보여준다. 동 그림에서 살펴보면 복합재 덕트가 파손되었음을 의미하는 조건인 TSAI-HILL criteria 값이 1

보다 큰 값("criteria >1")은 파악되지 않았다. 따라서 설계된 항공기 공기흡입구 덕트는 항공기 정상 운영조건하에서 2 psi의 하중이 복합재 덕트 내부에 적용되더라도 파손되지 않을 것이라는 것을 해석적으로 확인하였다.

IV. 공기흡입구 덕트 및 관성분리기 조립체 풍동시험 평가

4.1 공기흡입구 덕트 및 플리넘 챔버 조립체 풍동시험 결과

설계된 공기흡입구 덕트, 관성분리기 및 플리넘 챔버를 포함하는 전체 조립체에 대한 설계 적합성을 확인하기 위해 약 35% Scale의 풍동 모형을 설계/제작하였다. 풍동시험의 주요 목적으로는 결빙조건이 아닌 Normal mode 및 Icing mode에서의 흡입구/관성분리기/플리넘 챔버의 통합성능을 확인하고자 함이었다. Fig. 10은 설계, 제작된 공기 흡입구 풍동 모형이 국방과학연구소 아음속 풍동시험시설의 Test section에 장착

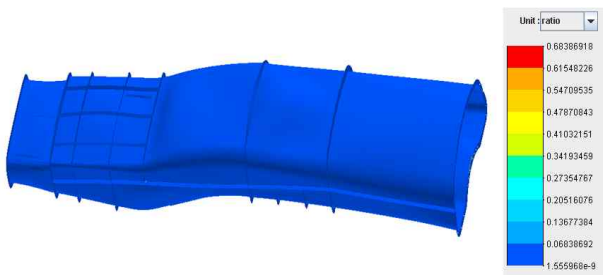


Fig. 10. Distribution of TSAI-HILL Criteria for the air intake duct (2 psi applied)



Fig. 11. View of a wind tunnel model of an air intake

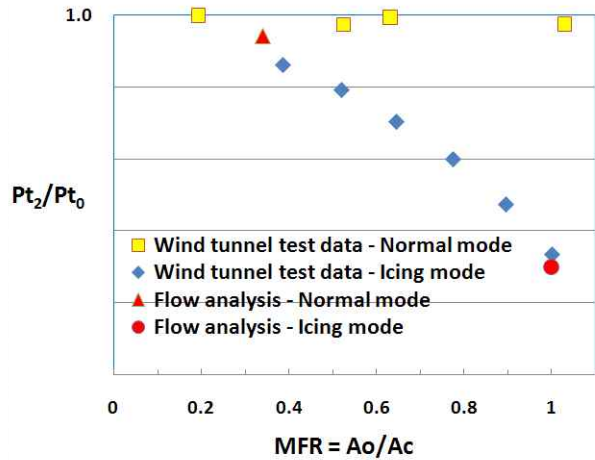


Fig. 12. Comparison result of wind tunnel test and CFD analysis

된 형상을 나타낸다. Fig. 11은 공기 흡입구/관성분리기 조립체 모형에 대한 풍동시험 결과를 나타내는 바, 결빙조건이 아닌 Normal mode에서는 자유흐름의 전압력에 대한 엔진 입구에서의 전압력비(Pt₂/Pt₀)는 공기유량비(MFR : Mass Flow Ratio) 변화에 따라 거의 차이가 없이 1.0 수준으로 측정되었다. 결빙 조건인 Icing mode에서는 Normal mode 성능보다 최대 약 6% 정도 낮은 수준으로 측정되었으며, 이는 유동해석 결과와 매우 유사함을 확인할 수 있었다.

V. 결 론

본 연구에서는 터보 프롭 항공기가 주어진 항공기 임무 수행을 위해 결빙 조건하에서도 운용이 가능하기 위해 요구되는 흡입구/관성분리기 조립체중에서에 대한 설계, 해석 및 시험평가 기법을 연구하였다. 이를 위해 임무시간이 긴 항공기에 특히 장점이 있는 가변형 관성분리기를 장착하는 공기 흡입구 조립체 개발과정에서 필수적으로 요구되는 조립체 설계, 유동해석 및 구조해석, 풍동 시험평가를 수행하고 설계의 타당성을 확인하였다. 본 연구를 통하여 수행된 연구 결과를 요약하면 다음과 같다.

- 1) 결빙 조건이 아닌 Normal mode에서는 통상적인 흡입구 덕트 형태를 취하고, 결빙조건(Icing mode)시에는 2개의 베인을 이용하여 외부로부터 유입되는 FOD를 항공기 바깥으로 배출하는 가변구조의 흡입구/관성분리기 조립체를 설계하였다.

- 2) 설계된 공기흡입구/관성분리기 조립체에 대한 유동해석을 통해 Normal mode 및 Icing mode에서의 흡입구 덕트 및 플리넘 챔버의 성능 및 설계 적합성을 확인하였다.
- 3) 공기흡입구 덕트가 받는 공력하중으로 인한 영향성을 파악하기 위해 구조해석을 수행하였다. 구조해석에는 Samcef를 이용하여 흡입구 덕트내에 2psi와 공기흡입구 전면에 3.2 psi의 항력 하중을 주어 TSAI-HILL criteria를 살펴본 결과, 공기흡입구 덕트의 구조적 안정성을 확인하였다.
- 4) Normal mode 및 Icing mode에서의 흡입구 덕트, 관성분리기 및 플리넘 챔버의 설계 성능을 확인하기 위해 35% Scale model을 제작하고 풍동시험을 수행한 결과, 동 조립체의 설계 적합성을 확인하였다.

References

- 1) FAR(Federal Aviation Regulations) 23 - AIRWORTHINESS STANDARDS: NORMAL, UTILITY, ACROBATIC, AND COMMUTER CATEGORY AIRPLANES
- 2) Airworthiness requirements of STANG4671, NATO
- 3) Kim, W.C., Design and Test of an Engine installation system, Agency for Defense Development, ADDR-401-130302, 2013
- 4) Installation Handbook Volume 1, pp.89, Pratt & Whitney Canada, 2008
- 5) Tsai, S. W., "Strength Characteristics of Composite Materials", NASA CR-224, 1965
- 6) Camanho, P. P., "Failure Criteria for Fibre-reinforced Polymer Composite", Universida de Port0, 2002