

## 技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(11), 1008-1015(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.11.1008

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 열진공 챔버용 극저온 블로워 설계 및 성능평가

서희준\*, 조혁진\*, 박성욱\*, 문귀원\*, 허환일\*\*

Design and Performance Tests of a Cryogenic Blower for  
a Thermal Vacuum Chamber

Heejun Seo\*, Hyokjin Cho\*, Sungwook Park\*, Gueewon Moon\* and Hwanil Huh\*\*

Korea Aerospace Research Institute (KARI)\*

Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University\*\*

## ABSTRACT

Thermal vacuum test should be performed prior to launch to verify satellites' functionality in extremely cold/hot temperatures and vacuum conditions. A thermal vacuum chamber used to perform the thermal vacuum tests of a satellite system and its components. A cryogenic blower is a core component of the gaseous nitrogen (GN<sub>2</sub>) closed loop thermal control system for thermal vacuum chambers. A final goal of this research is development of cryogenic blower. Design requirements of a blower are 150 CFM flow rate, 0.5 bara pressure difference, hot and cold temperatures. This paper describes the performance analysis of impeller by 1D, CFD commercial software, the design of the thermal protection interface between the driving part and the fluid part. The performance of the cryogenic blower is confirmed by test at the standard air condition and is verified by on the thermal vacuum chamber at the real operating condition.

## 초 록

위성체의 지상 검증 시험에는 열진공 챔버가 사용되며, 열제어 시스템은 열진공 챔버의 핵심이라고 할 수 있다. 특히, 기체 질소를 이용한 폐회로 열제어 시스템의 성능은 극저온 블로워의 성능에 의해 결정된다. 본 연구의 최종 목표는 설계 요구조건 -150 °C ~ 150 °C의 온도 조건, 유량 150 CFM, 0.5 bara 이상의 차압을 갖는 극저온 블로워를 개발하는 것으로, 1차원 해석툴 및 CFD를 이용한 성능해석을 통해 임펠러를 설계 하였으며, 구동부와 유체부의 열전달 방지를 위한 열장벽, 모터의 과열 방지를 위한 냉각 시스템 등이 설계되었다. 표준대기상태에서 실험을 통해 성능을 검증하였으며, 최종적으로 열진공 챔버내에 설치하여 운영 조건에서 극저온 블로워의 성능을 확인하였다.

**Key Words** : Cryogenic Blower (극저온 블로워), Closed loop thermal Control System (폐회로 열제어 시스템), Thermal Vacuum Chamber (열진공 챔버)

† Received : July 27, 2015      Revised : October 12, 2015      Accepted : October 26, 2015

\*\* Corresponding author, E-mail : hwanil@cnu.ac.kr

## I. 서 론

우주환경은 고진공 환경이며 태양 복사열에 의한 고온 환경 및 극저온이 반복되는 가혹한 환경으로 특징지어진다. 위성체는 지상에서 우주환경 시험을 거쳐 기능 및 작동상태를 점검해야 하며, 이를 위해서는 우주환경을 모사 할 수 있는 우주환경 모사장비가 필요하다[1].

위성체 부품 및 시스템에 대한 열진공 시험은 열진공 챔버를 이용하게 되며, 열진공 챔버에서 사용되고 있는 열제어 시스템은 질소를 이용한 개/폐회로 열제어 시스템과 냉매를 이용한 방법들이 사용되고 있다. 특히 질소를 이용한 열제어 시스템은 냉매를 이용한 시스템에 비해 모사할 수 있는 온도 범위가 넓은 장점이 있다[2].

기체 질소 폐회로 열제어 시스템은 이탈리아의 ACS社, 미국의 DynaVac社, XL Technology社와 같은 회사에서 사용자에게 요구에 맞도록 제작하고 있으며, 핵심 부품인 극저온 블로워는 미국의 BNI社에서 독점적으로 생산하고 있고, 수출 제한(EL, Export Licence) 품목으로 분류되어 기술이전이 불가능하며, 국내에서는 극저온 기체를 사용하는 블로워에 대한 연구가 전무한 실정이다.

극저온 블로워는 일반적인 블로워 또는 압축기와 비슷한 형상 및 구조로 설계가 되는데, 극저온 블로워는 -150℃에서 120℃범위의 극저온/고온이 반복되는 극한 환경에서 사용되기 때문에 모터와 임펠러의 누설방지, 모터 과열방지를 위한 냉각 시스템, 베어링 냉각 기술, 임펠러 설계 기술등의 극한 기술에 대한 설계, 제작, 신뢰성 검증기술 확보가 필수적이다.

본 논문에는 열진공챔버의 핵심 부품인 극저온 블로워의 설계 요구 조건을 도출하고, 1차원 성능해석, 상세설계, 제작, 표준대기에서의 성능 시험, 열진공 챔버내에 설치하여 운용 조건에서의 성능 시험결과를 포함하고 있다. 또한 상용 CFD 코드를 이용하여 성능해석을 수행하여 시험결과와 1차원 성능해석결과를 비교하여 설계 및 시험 결과를 검증하였다.

## II. 본 론

### 2.1 열진공 챔버용 열제어 시스템

위성체 시스템 및 부품에 대한 고온/저온 열 환경에 대한 성능 검증은 열진공 챔버에서 수행되며, 이와 같이 고온 및 저온은 열진공 챔버내에 설치된 열제어 시스템을 통해 모사할 수 있

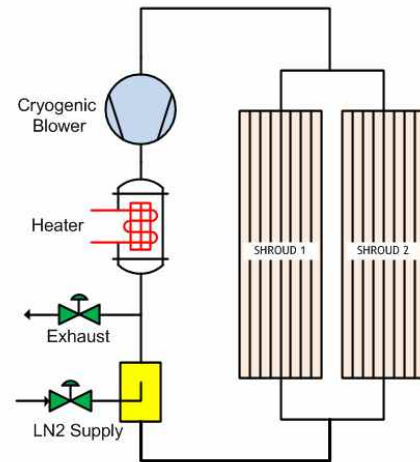


Fig. 1. Schematic diagram of GN2 closed loop thermal control system

다. 특히 -150℃ ~ 120℃의 열환경은 기체 질소를 이용한 열제어 시스템이 사용되며, 질소의 소모가 적은 폐회로 열제어 시스템 적용이 효율적이다. Fig. 1은 기체질소를 이용한 폐회로 열제어 시스템을 보여주고 있다. 기체질소를 이용한 폐회로 열제어 시스템은 슈라우드(shroud), 극저온 블로워, 히터, 극저온 밸브로 구성된다. 슈라우드는 위성체와 같은 시편에 복사 열전달을 통해 시편의 온도를 조절하며, 극저온 블로워는 시스템내에 일정한 밀도가 유지 되도록 질소를 순환시키는 역할을 한다. 폐회로 특성상 액체질소 소모량이 개회로 시스템에 비해 작다는 장점이 있으나, 극저온 블로워의 성능에 따라 시스템 전체의 성능이 결정되기 때문에 고효율의 극저온 블로워가 필요하다[3].

### 2.2 극저온 블로워의 설계

#### 2.2.1 형상설계 방법 및 절차

극저온 블로워의 설계 요구조건은 Table 1과 같다. 특히, 성능중 가장 중요한 설계 요소는 입구와 출구의 차압으로 상용 블로워의 경우 최대 차압은 0.5 bara로, 본 연구에서는 최소 0.5 bara 이상의 차압을 갖도록 극저온 블로워를 설계 하였다. 기존의 열제어 시스템과의 접촉을 고려하여 극저온 블로워 전체 외경은 약 350 mm 이내로 제한하였으며, 또한 동력효율 및 전력 소모를 최소화하기 위한 목적으로 작동 회전수를 10,000 RPM 이내로 제한하였다.

극저온 블로워의 압축단은 임펠러, 디퓨저, 스크롤로 구성되어 있다. 임펠러는 원심형으로 선정되었고 디퓨저는 외경 제한을 고려하여 대폭 축소되었으며, 스크롤 형상은 외경 제한과 제작

Table 1. Operating condition and design requirement

구 분	Specification
Working fluid	Nitrogen
Working fluid temp	-150 °C ~ 150 °C
Operating pressure	2 ~ 7 bara
Pressure difference	More than 0.5 bara
Flow rate	More than 100 CFM
Rated speed	Less than 10,000 rpm

성을 고려하여 설계되었다. 압축단 설계 과정에서는 임펠러의 형상은 1차원 해석을 통해 2가지 임펠러 형상이 검토되었다.

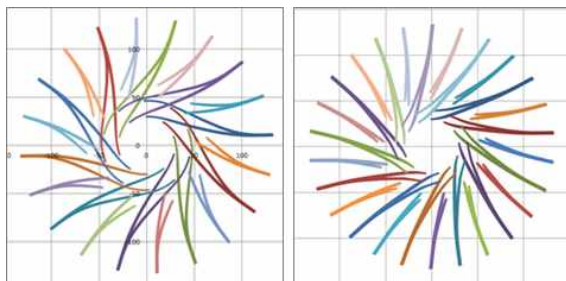
- 1차 설계 - 10개의 주 블레이드 및 스플리터로 구성된 임펠러 설계
- 2차 설계 - 1차 설계에서 임펠러 입구의 스톨(stall) 특성을 개선하기 위해 13개의 블레이드로 구성된 임펠러 설계

형상 설계 후 성능 검증을 위해 압축기, 펌프 등의 성능해석 프로그램인 CompAero[4]를 사용하였다. CompAero중 Cencom을 사용하여 압축단의 1차원 성능을 예측하였으며, 또한 전산유체역학(CFD) 기법을 이용하여 수치해석을 수행하여 성능을 예측하였다.

2.2.2 1차원 성능 해석

1차 임펠러 형상은 10개의 주 블레이드와 10개의 스플리터로 구성되었으며, 2차 설계안의 임펠러 형상은 13개의 주 블레이드, 13개의 스플리터로 구성되었다. 1차 설계와 2차 설계의 차이는 블레이드 개수 및 임펠러 높이 등이 다르게 설계되었다. Fig. 2와 Table 2는 임펠러 설계안의 상세한 형상 정보를 보여주고 있다.

성능해석은 회전수 10,000, 9,000, 8,000 RPM으



(a) 1<sup>st</sup> Design (b) 2<sup>nd</sup> Design

Fig. 2. Impeller geometry design

Table 2. Impeller geometry

구 분	1 <sup>st</sup> Design	2 <sup>nd</sup> Design
Full blade	10 EA	13 EA
Splitter	10 EA	13 EA
허브 직경 [mm]	30.000	30.000
슈라우드 직경 [mm]	46.431	39.177
임펠러 직경 [mm]	132.870	132.870
임펠러 높이 [mm]	2.557	4.226

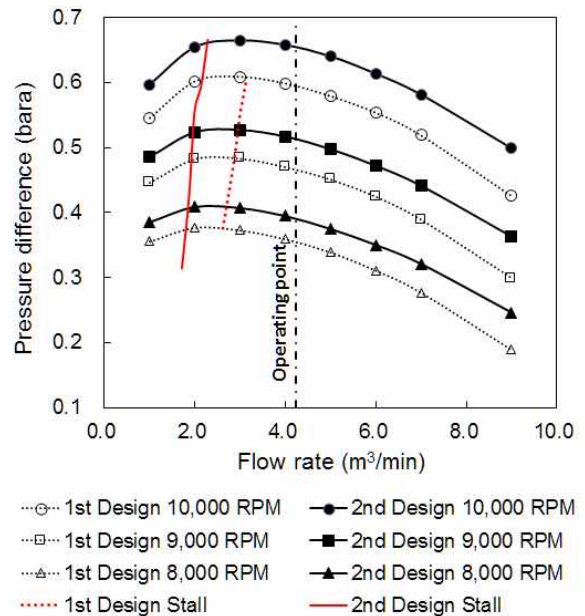


Fig. 3. Estimated performance result (cold condition, T : -150, Pin : 1.8 bara)

로 구분하여 수행 하였으며, 입구 압력, 입구 온도를 변경하여 성능해석을 수행하였다. 입구 전압력은 절대압력 값으로 나타내었고, 극저온 블로워의 성능인 차압은 스크롤의 입구 전압력과 출구 전압력 차이를 나타내었다. Fig. 3은 1차원 성능 해석 프로그램인 CompAero를 이용하여 저온의 경우 1, 2차 설계에 대한 성능 예측 결과를 보여주고 있다. 2차 설계안이 1차 설계안에 비해 높은 차압을 보여주고 있으며, 임펠러에서의 유동 실속의 경우 1차 설계에 비해 낮은 유량에서 발생하는 결과를 보여주고 있다. 고온의 결과 역시 저온과 동일한 결과를 보였다. 따라서 본 연구에서는 차압 향상 및 실속 유량 감소등을 고려하여 두 번째 설계안을 최종적으로 선정 하였다.

극저온 블로워의 효율은 이론 압축동력과 실제 소요 동력과의 비로 표시되며, 성능해석에 사용된 CompAero에서는 단열효율(adiabatic efficiency)

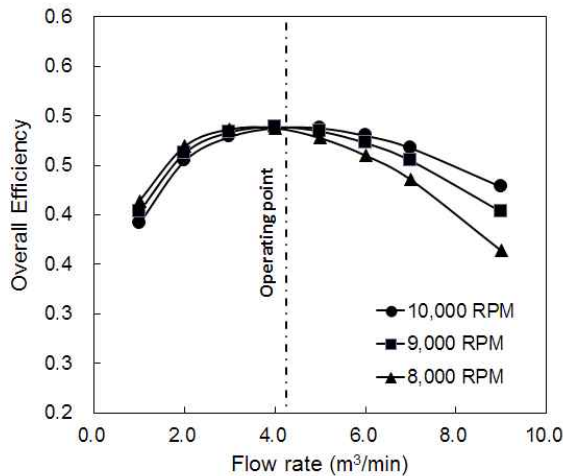


Fig. 4. Estimated overall efficiency (T : 150 °C, Pin 7.5 bara)

Table 3. Summary of 1D estimated performance results

	Cold Condition	Warm Condition
dP [bara]	0.65 / 1.8	0.72 / 7.5
/inlet pressure [bara]	0.80 / 2.2	0.80 / 8.4
Pressure ratio	1.36	1.09
Flow rate (CFM)	150	150
Stall point (CFM)	80.5	79.8

을 예측할 수 있으며, 작동점인 150 CFM에서의 단일 효율은 60%로 예상된다. Fig. 4는 극저온 블로워의 전효율(overall efficiency)을 보여주고 있으며, 전효율은 1차원 해석에서 예상된 단일 효율에 모터, 인버터 및 기계손실 값을 곱하여 계산되며, 작동점인 150 CFM에서 약 50%로 예상된다.

Table 3은 임펠러 포함한 극저온 블로워의 압축단에 대한 1차원 성능해석 결과 요약을 보여주고 있다. Table 1의 요구조건을 만족하는 결과임을 보여주고 있다.

2.2.3 3차원 성능 해석

본 연구에서는 블로워, 압축기등의 유체기계의 유동 해석에 최적화된 상용 CFD 코드인 ANSYS CFX-14를 사용하였다[5]. 입구조건은 전압력으로 설정하였고, 출구조건은 질량유량으로 설정하였다. 난류 모델은 SST(Shear Stress Transport)모델을 사용하였다. Fig. 5는 CFD 계산에 사용된 격자 파일을 보여주고 있다. 극저온 블로워는 13개의 블레이드로 구성이 되어 있으나, 효율적인 계산을 위해 주기조건은 사용하여

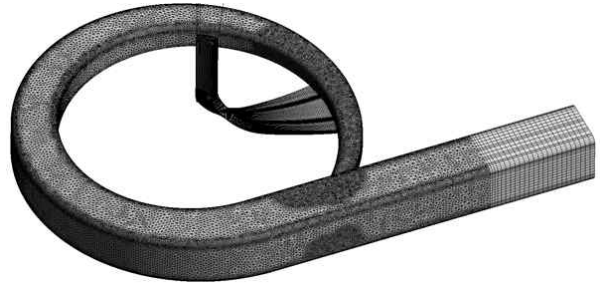


Fig. 5. Computational grid of blower

1개의 블레이드 영역에 대해서만 계산을 수행 하였다.

2.2.4 극저온 블로워 제작

극저온 블로워의 단면은 1차원 설계, 공력 성능 해석등을 통해 요구된 성능을 확보하였으며, 내부 냉각 및 구조적 안전성, 제작성등이 고려되었으며 Fig. 6은 극저온 블로워의 단면을 보여주고 있다. 극저온 블로워는 기체질소와 같은 작동 유체가 이동하는 유동부와 임펠러를 구동시킬 수 있는 베어링, 모터로 구성된 구동부로 구분된다. 블로워 설계시 유동부와 구동부의 누설 방지, 열 전달 최소화, 고속 베어링의 윤활, 모터 과열방지가 고려되어야 한다[3].

Figure 7은 극저온 블로워의 임펠러 3D 형상과 제작된 모습을 보여주고 있다. 재질은 알루미늄(AL 7075-T-6)를 적용하였고 표면은 부식방지를 위해 아노다이징 처리하였다. 스크롤의 재질

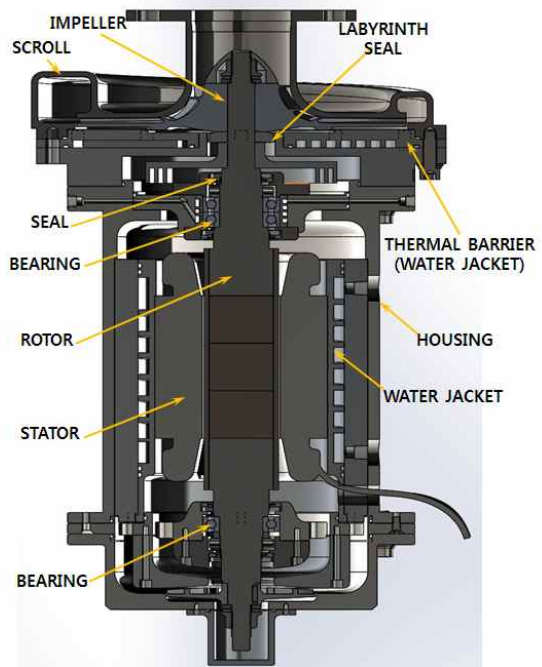


Fig. 6. Cryogenic blower lay-out



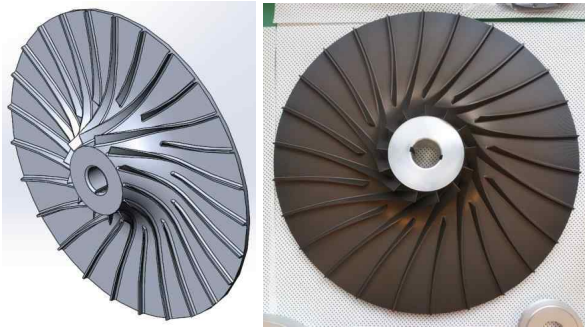


Fig. 7. 3D drawing and figure of Impeller



Fig. 8. Labyrinth seal and varilip Seal

은 고온 및 극저온의 작동유체와 직접 맞닿는 부분임을 감안, 부식에 강한 스테인리스(STS304)를 적용하였다.

극저온 블로워는  $-150\text{ }^{\circ}\text{C}$ 에서  $150\text{ }^{\circ}\text{C}$ 의 온도 범위에서 운용이 된다. 이에 따라 극저온 블로워 내에는 고온 및 극저온 유체가 구동부인 베어링, 모터에 심각한 영향을 줄 수 있다. 따라서 임펠러를 포함한 압축단의 유체가 구동부로 유체의 전달이 없도록 하여야 한다. 이와 같은 기체 누설을 방지하기 위해 라비린스 씸(Labyrinth seal)과 발립 씸(Varilip seal)이 적용되었다.

일반적인 터보 블로워는 에어베어링을 적용하여 20,000 RPM이상의 고회전을 갖는 특성을 갖고 있으나, 극저온 블로워의 경우 고회전 회전속도를 갖는 터보 블로워와는 달리 저속 영역에서 운용되므로 10,000 ~ 20,000 RPM영역에서 적용할 수 있는 볼베어링을 적용하였다. 극저온 블로워에 적용되는 베어링은  $-150\text{ }^{\circ}\text{C}$  ~  $150\text{ }^{\circ}\text{C}$ 의 환경에 노출되게 되는데, 위와 같은 조건에서 사용시 유효 사용 시간에 대한 자료는 존재하지 않는다. 이에 따라 베어링의 이상 유무를 모니터링 하는 것이 중요하며, 베어링의 온도 및 진동레벨을 모니터링하는 방법으로 베어링의 문제 여부를 판단할 수 있을 것이다. 본 연구에서는 전방 및 후방의 베어링의 외륜에 저항 온도계를 설치하여 운용시 베어링의 온도를 측정할 수 있도록 하였다.

극저온 블로워 내부는 고온 및 극저온의 환경에서 구동이 된다. 이에 따라 압축단과 구동부 사이의 열전달 차단을 위해 열장벽(thermal barrier)이 적용되었으며, 베어링, 열장벽등은 고온 및 저온에 노출이 됨에 따라 냉각이 필요하게 되어, 수냉 방식을 적용하였다.

## 2.3 성능시험

### 2.3.1 성능시험조건

극저온 블로워는  $-150\text{ }^{\circ}\text{C}$ 의 극저온 및  $150\text{ }^{\circ}\text{C}$ 의 고온에서 기체질소를 작동유체로 운용되도록 설계 되었으나, 일반적인 시험실 환경에서는 이와 같은 극저온 및 고온의 실제의 운용조건을 모사하여 시험을 수행할 수 없다. 따라서 상온, 상압의 공기를 작동매체로 상사식을 이용하여 실제의 운용조건을 예상하여 압력등을 포함한 성능을 확인하는 시험을 수행 하였다.

기하학적 상사인 크기가 다른 2개의 블로워에 있어서 각 부분의 크기 비는 일정하며 이러한 블로워의 흐름 상태가 상사(Similarity)라면, 다음의 관계식 (1)이 성립한다[6]. 이때, 크기가 동일하다면 유량, 압력, 동력은 모두 밀도와 회전속도에만 관계되며, Table 3과 같이 표준대기에서의 시험 조건을 결정할 수 있다.

$$\begin{aligned}
 \text{유량} : Q_2 &= Q_1 \left( \frac{d_2}{d_1} \right)^3 \left( \frac{N_2}{N_1} \right) = Q_1 \sqrt{\frac{T_2}{T_1}} \\
 \text{압력} : P_{d,2} &= P_{d,1} \frac{P_{2,N}}{P_{1,N}} \\
 \text{동력} : W_2 &= W_1 \left( \frac{\rho_2}{\rho_1} \right) \left( \frac{d_2}{d_1} \right)^5 \left( \frac{N_2}{N_1} \right)^3 \\
 &= W_1 \left( \frac{\rho_2}{\rho_1} \right) \left( \frac{T_2}{T_1} \right) \sqrt{\frac{T_2}{T_1}} \\
 \text{회전수} : N_2 &= N_1 \sqrt{\frac{T_2}{T_1}}
 \end{aligned} \tag{1}$$

### 2.3.2 시험형상

극저온 블로워는 압축기에 비해 압력비가 높지 않으므로 토출 단에서 유량을 측정할 경우 유량계 및 배관 시스템의 부하로 인해 적절한 작동점을 확인하는데 문제가 될 수 있다. 반면에 Pitot 나 Kiel 등을 이용하면 비교적 부하가 적은 유량계 시스템을 적용하는 것이 가능하지만, 정확도가 낮고 충분한 배관 길이가 요구된다[3]. 따라서 극저온 블로워의 유량 측정은 정밀 유량 측정이 가능한 흡입 유량계가 적용되었다. Table 4에 따라 표준대기조건에서의 요구 유량이 230 CFM 이므로 요구 유량의 30 ~ 130% 정도까지 정밀하게 측정할 수 있도록 목 직경 54.8 mm의 중형흡

Table 4. Blower design point and test point

	Cold Condition		Hot Condition	
	Operating condition	Test condition	Operating condition	Test condition
Fluid	GN2	Air	GN2	Air
inlet pt [bara]	1.8	1.01	7.5	1.01
inlet Tt [°C]	-150	20	150	20
Q [ft <sup>3</sup> /min]	150	230	150	125
dP [bara]	0.65	0.37	0.72	0.097
RPM	10,000	15,429	10,000	8,323

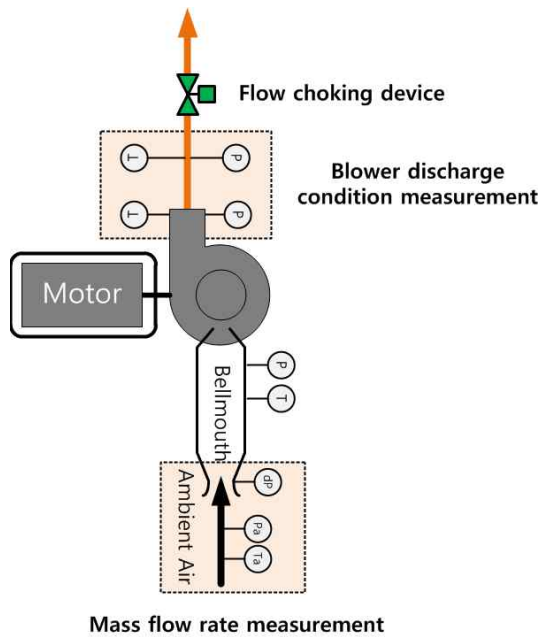


Fig. 9. Schematic of ambient performance test apparatus

입구(Bell mouth) 형상의 유량계가 적용되었다. 중형흡입구 (Bell mouth) 유량계를 적용한 시험 형상은 Fig. 9와 같다. 입/출구 압력 및 온도 측정을 위해서 적절한 길이의 직관이 요구되며, 유량/압력 조절을 위한 밸브가 장착되어야 한다.

2.3.3 상온 상압에서의 성능 시험결과

극저온 블로워의 성능시험은 극저온 및 고온의 환경이 아닌 상온, 대기압에서 공기를 작동 매체로 하여 성능 시험을 수행하였으며, 차압 요구조건은 표준대기조건을 기준으로 고온의 경우 0.097 bara 이며, 저온의 경우 차압은 0.37 bara 이다. 표준대기조건에서 극저온 블로워 시험은 각 유량에 따라 회전수를 12,000 RPM에서 6,600

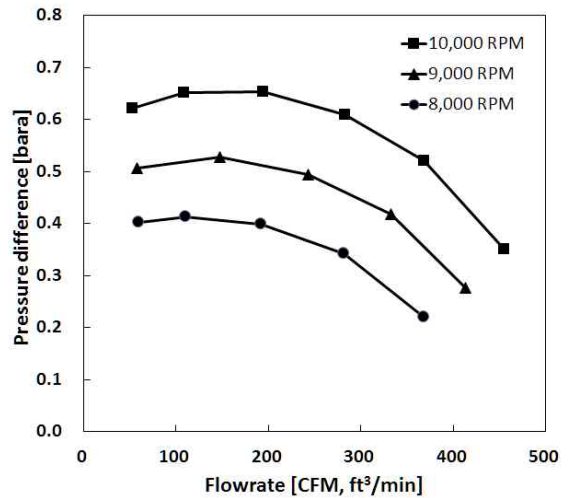


Fig. 10. Test results with similarity equation (T : 150 °C, Pin 7.5 bara)

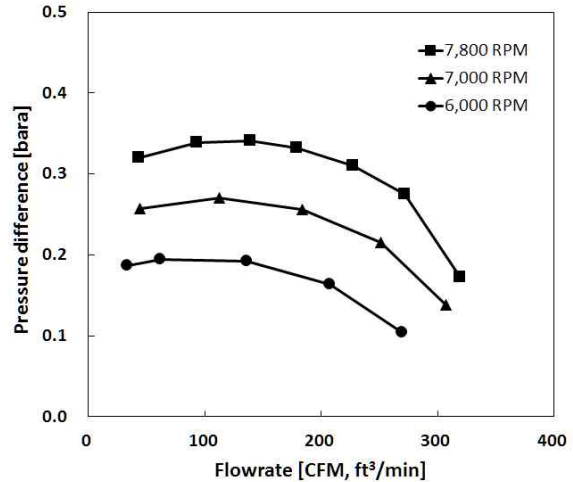


Fig. 11. Test results with similarity equation (T : -150 °C, Pin 1.8 bara)

RPM까지 1,000 RPM 간격으로 차압을 측정하였다. 고온의 경우 극저온 블로워의 회전수가 8,330 RPM인 경우에 요구 유량인 162 CFM, 요구된 차압을 만족 하였으며, 저온의 경우 15,000 RPM에서 요구유량 및 차압을 만족할 것으로 예상되나, 베어링의 온도 제한으로 인해 대기압 조건에서는 확인 불가능 하다. 이는 1D 성능 해석, CFD 성능 해석결과를 통해 확인할 수 있을 것이다.

Figure 10은 대기압에 측정된 시험결과를 상사식을 이용하여 폐회로 열제어 시스템의 운용조건 중 고온, 고압의 조건을 계산한 결과를 보여주고 있다. 대기압에서 8,300 RPM의 회전수의 결과를 고온인 150 °C로 상사를 하면 운용 회전수인

10,000 RPM에서의 결과를 예측할 수 있게 된다. 유량이 약 194 CFM 일때 최대 차압을 예상할 수 있으며, 9,000 RPM의 경우 147 CFM, 8,000 RPM은 110 CFM에서 최대 차압을 예상할 수 있다.

Figure 11은 대기압의 시험결과를 저온의 운용 조건을 고려하여 상사하여 예측한 결과를 보여주고 있다. 저온의 경우 7,800 RPM 회전수, 유량 140 CFM에서 최대 차압이 발생되었으나, 요구된 차압과는 차이를 보여주고 있다. 운용조건에서의 요구된 유량 및 차압을 만족한 결과를 확인하기 위해서는 15,000 RPM으로 운전하여야 하나, 베어링 온도의 한계로 인해 확인 불가능 하나, 1차원, CFD 성능 해석결과를 통해 -150 °C 의 저온 조건에서는 약 10,000 RPM에서 운전시 요구 유량을 만족할 것으로 예상된다.

**2.3.4 성능시험 결과 비교**

고온 조건에서의 극저온 블로워의 성능은 표준 대기에서의 시험결과를 운용조건으로의 상사를 통해 확인 할 수 있다. 그러나 저온의 경우 베어링 회전수의 제한으로 시험을 통한 검증이 불가능하나, 1차원 성능 해석을 통해 요구조건을 충분히 만족할 것으로 예측 되었다. 그러나 1차원 성능 해석 프로그램인 CompAero의 예측 결과를 검증 할 필요가 있다. 따라서 본 연구에서는 상용 CFD 코드인 CFX를 이용하여 성능해석을 수행 하여, 1차원 성능해석 결과, 시험 결과를 비교 하여 극저온 블로워 성능을 검증 하였다.

Figure 12는 고온 조건에서 시험결과 및 성능 해석 결과를 비교한 결과로, 작동점인 150 CFM에서 차압은 CFD 결과와 시험결과는 약 6%,

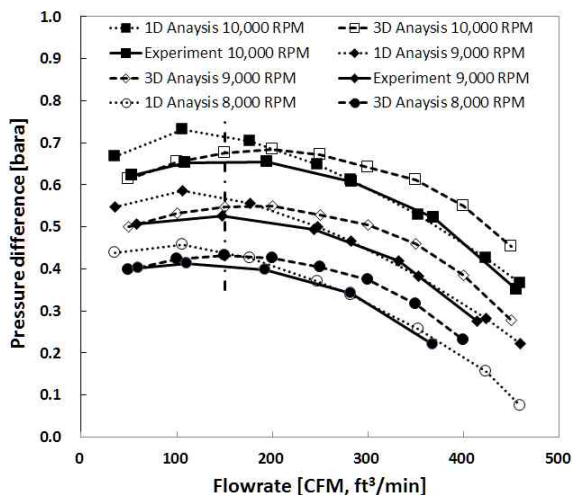


Fig. 12. Comparison results (T : 150 °C, Pin 7.5 bara)

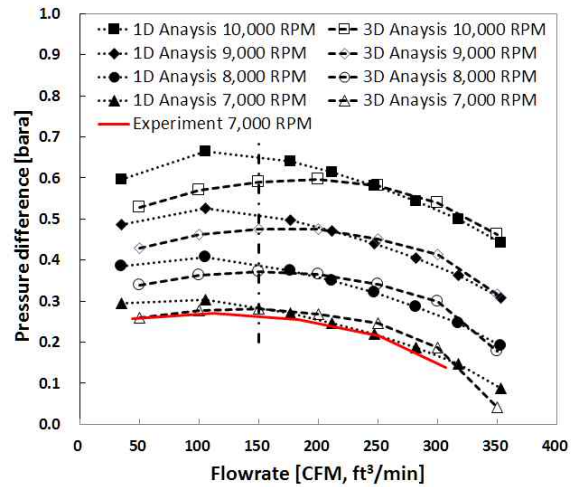


Fig. 13. Comparison results (T : -150 °C, Pin 1.8 bara)

0.04 bara의 차이를 보여주고 있다

Figure 13은 저온 조건의 비교 결과를 보여주고 있다. 150 CFM, 7,000 RPM에서 시험 결과는 1차원, CFD 성능해석 결과와 유사한 결과를 보여주고 있다. 작동 RPM인 10,000 RPM에서 CFD 결과는 0.59 bara로 예상되며, 6% 차이를 고려하면 0.55 bara의 차압이 예상되어 요구된 차압을 만족할 것으로 예상된다.

**2.3.5 열진공 챔버내에서의 성능 시험결과**

극저온 블로워의 기본 성능은 상온, 상압에서 수행한 시험을 통해 확인 하였으며, 실제 운용 조건에서의 성능을 확인하기 위해 열진공 챔버내 설치하여 성능 시험을 수행 하였다. Fig. 14는 열진공챔버의 열제어 시스템에 극저온 블로워가 설치된 형상을 보여주고 있다.

극저온 블로워의 열진공 챔버내에서의 성능 평가를 위해 Fig. 15, 16과 같이 시험을 수행 하였다. Fig. 15는 -150 °C와 100 °C의 온도를 모사하는 동안 블로워 입출구의 압력을 측정하여 요구된 차



Fig. 14. Blower test configuration on thermal vacuum chamber



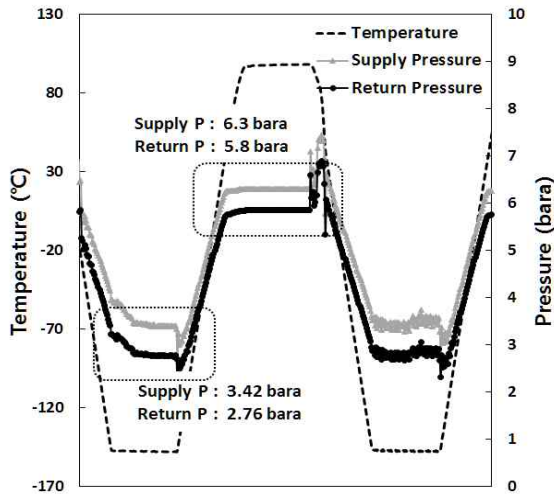


Fig. 15. Blower test result on thermal vacuum chamber

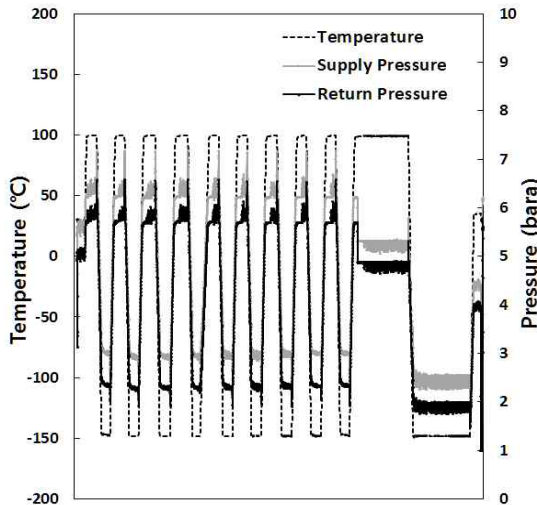


Fig. 16. Blower test result on thermal vacuum chamber

압이 형성되는지를 확인하였다. 고온 및 저온 구간에서 요구된 0.5 bara의 차압을 확인하였다.

Figure 16은 극저온 블로워를 5일 이상 가동하여 구동성을 확인 하였다. 시험조건은 저온의 경우 -150 °C, 고온은 100 °C를 유지하도록 하였으며, 10주기 동안 고온과 저온을 반복하여 성능평가를 수행하였다. 마지막 주기에는 고온 및 저온을 12시간 유지하여 장시간 고온 및 저온에서 유지 성능을 확인 하였다.

극저온 블로워의 베어링은 구동에 있어서 가장 민감한 부품으로 시험시 온도를 모니터링 하여 제한된 온도에 도달하지 않도록 하여야 한다. 베어링의 온도를 측정결과 폐회로 열제어 시스템내에 설치되어 운용시 고온 및 저온 가스가 유입된

경우에도 50 °C ~ 60 °C의 일정한 온도가 유지되어 안정적임을 확인하였다.

### III. 결 론

열진공 챔버의 핵심 부품인 극저온 블로워의 1차원 성능해석, 3차원 성능해석, 표준대기조건 시험, 열진공챔버 내에서의 시험을 통해 결론을 도출할 수 있다.

고온 및 극저온에서 사용되는 극저온 블로워의 성능 요구조건을 만족하기 위해 임펠러의 1차원 해석을 통해 13개의 블레이드를 갖는 임펠러가 적용되었으며, 1차원 성능 해석을 통해 운용조건에서의 결과를 얻을 수 있었으며, 이는 실험 및 CFD를 통해 확인 할 수 있었다. 표준대기조건에서 성능검증 시험을 통해 극저온 블로워는 고온의 경우 10,000 RPM으로 가동시 요구된 150 CFM에서 0.5 bara의 차압을 만족하였으며, 저온의 경우 표준대기조건에서의 시험을 통한 확인이 불가하였으나, 해석을 통한 예측을 할 수 있었다. 최종적으로 극저온 블로워는 열진공 챔버에 설치하여 100 °C, -150 °C 조건에서 운용한 결과 요구조건에 부합한 결과를 확인할 수 있었다.

향후, 본 연구에서 개발된 극저온 블로워는 열진공 챔버에 설치되어 장기간 고온 및 극저온의 환경하에서 성능을 검증하여 신뢰성을 검증할 예정이다.

### References

- 1) David G. Gilmore, *Satellite Thermal Control Handbook*, thermal testing, 9-17, 1994.
- 2) H.J Seo, H.J Cho, S.H Lee, G.W Moon, "Analysis of Close loop thermal control system and review of test result", KSSS Conference, 2011.
- 3) H.J Seo, S.M Ahn, H. Huh, "Design and Performance Test of a Cryogenic Blower for Space Thermal Environment Simulation", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences* Vol. 41, No. 10, 20133
- 4) CompAero, *Turbomachinery Design & analysis*, 2014
- 5) ANSYS CFX-Solver 14.0, *Solver Theory*, Ansys Inc.,
- 6) B.J Lim, C.W Hong, J.H Kim, "Air Similarity Performance Test of Turbopump Turbine", *The Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol 10, 2006, pp. 39-45.