

보안과제(), 일반과제(✓) CMP-13-5-KARI

항공기용 엔진 고공시험 기술개발

(Altitude Engine Test Technology Development)

한국항공우주연구원

국가과학기술연구회

제 출 문

국가과학기술연구회 이사장 귀하

"항공기용 엔진 고공시험 기술개발"과제 보고서를 제출합니다.

2017. 01.

주관연구기관명 : 한국항공우주연구원

주관연구책임자 : 김 춘 택

연 구 원 : 김 재 환

" : 이 대 성

" : 양 수 석

" : 전 용 민

" : 양 인 영

" : 이 경 재

" : 이 양 지

" : 이 보 화

" : 오 중 환

협동연구기관명 : 한국표준과학연구원

협동연구책임자 : 김 용 규

보고서 요약서

과제고유번호	CMP-13-5 -KARI	해당 단계 연구기간	2013.12.20. ~ 2016.12.19	단계 구분	(1)/(1)			
연구사업명	민군 융합기술 연구사업							
연구과제명	항공기용 엔진 고공시험 기술개발							
연구책임자	김 춘 택	해당단계 참여 연구원수	총 : 19명* 내부 : 19명 외부 : 0명 *중복인원 제외	해당단계 연구비	연구회 : 3,100,000 천원 연구기관 : 300,000 천원 계 : 3,400,000 천원			
		총연구기간 참여 연구원수	총 : 19명* 내부 : 19명 외부 : 0명 *중복인원 제외	총연구 비	연구회 : 3,100,000 천원 연구기관 : 300,000 천원 계 : 3,400,000 천원			
연구기관명 및 소속부서명	한국항공우주연구원 엔진시스템연구팀	참여기업명	해당사항 없음					
국제공동연구	상대국명: 해당사항 없음	상대국연구기관명: 해당사항 없음						
위탁연구	연구기관명: 해당사항 없음	연구책임자: 해당사항 없음						
엔진 고공시험의 신뢰성 향상을 위하여 측정체계 고도화 및 제어정밀도 향상업무를 수행함. 측정체계 고도화를 위하여 기존 측정불확도 추정절차를 검토하고 개선방안을 도출하였으며, 기존에 1.0% 이상이었던 비연료 소모율 기준 측정불확도를 연구목표인 0.8% 이내로 개선함. 제어정밀도 향상을 위하여 기존 제어시스템의 점검 및 개선방안을 도출하하였으며, 정상상태 압력 기준 $\pm 1\%$ 이상이었던 제어시스템 정밀도를 ASME PTC 55-2013에서 권고하는 $\pm 0.5\%$ 이내로 개선함.								
색인어 (각 5개 이상)	한글	고공환경시험설비, 측정불확도, 제어정밀도, 한국인정기구, 가스터빈엔진						
	영어	Altitude Engine Test Facility, Measurement Uncertainty, Control Accuracy, KOLAS(Korea Laboratory Accreditation Scheme), Gas-Turbine Engine						

요약문

I. 제목

항공기용 엔진 고공시험 기술개발

II. 연구의 목적 및 필요성

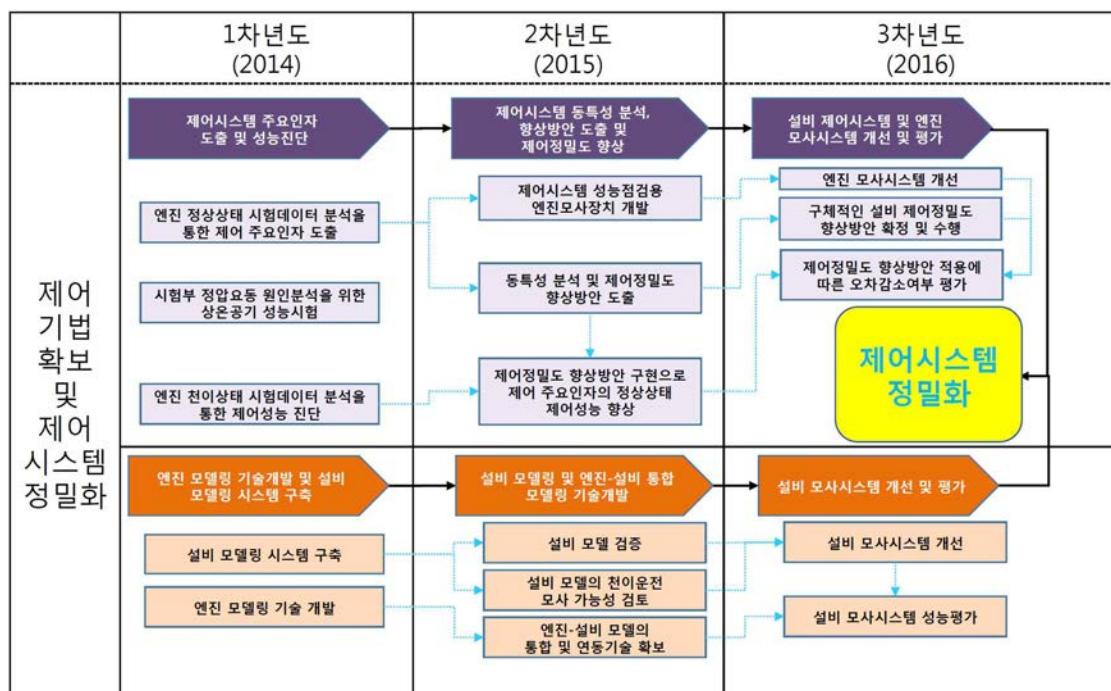
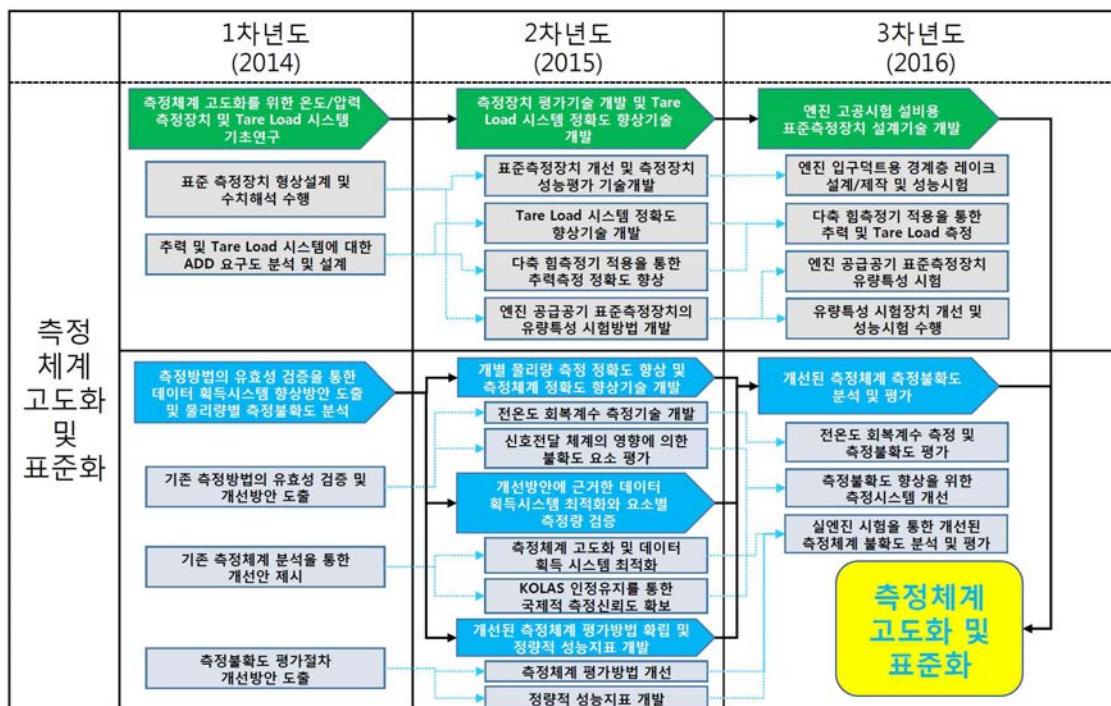
국내에서 독자적으로 개발되는 엔진에 대한 성능시험을 위해 국외 시험설비를 활용한다면, 국내 기술이 해외로 유출이 될 수 있어 국가적인 손해가 될 수 있다. 한국항공우주연구원(이하 항우연)에서 운용 중인 엔진고공환경시험설비(이하 AETF)는 가스터빈엔진에 대한 시험설비로, 앞서 언급된 문제점을 해결할 수 있는 대안이 될 수 있다. 항우연은 1999년 AETF를 완공하여 현재까지 국내개발 가스터빈엔진의 성능시험에 활용되고 있다. 그러나, 다변화 되어 가고 있는 엔진개발 추세에 따라 설비의 활용처인 국방과학연구소(이하 국과연)로부터 측정정확도 및 제어정밀도의 개선을 요구받았다. 이러한 문제점을 해결하기 위하여 측정체계 고도화 및 설비 제어정밀도 개선을 목표로 연구를 진행하였다.

III. 연구의 내용 및 범위

본 연구의 목표는 크게 “측정체계 고도화 및 표준화”와 “제어기법 확보 및 제어시스템 정밀화”로 나누어진다. 첫 번째 연구목표인 “측정체계 고도화 및 표준화”를 위하여 1차년도에는 측정체계 고도화를 위한 온도, 압력 측정장치 및 추력을 측정하는데 있어 중요한 요소인 tare load 시스템에 대한 기초연구와 측정방법의 유효성 검증을 통한 데이터 획득시스템 향상방안 도출 및 물리량별 측정불확도 분석을 수행하였다. 2차년도에는 측정장치 평가기술 개발 및 tare load 시스템 정확도 향상기술, 개별 물리량 측정 정확도 향상 및 측정체계 정확도 향상기술에 대한 개발, 개선방안에 근거한 데이터 획득시스템 최적화와 요소별 측정량 검증 및 개선된 측정체계 평가방법 확립을 수행하였다. 이러한 결과를 바탕을 3차년도에는 표준측정장치 설계기술개발을 마무리 하고 실엔진 시험을 통하여 개선된 측정체계 측정불확도를 분석하고 평가하였다.

“제어기법 확보 및 제어시스템 정밀화”를 위해서 1차년도에는 제어시스템의

주요인자를 도출하고 성능을 진단하였다. 또한 설비 모델링 시스템을 구축하였다. 2차년도에는 도출된 제어시스템 주요인자에 대하여 동특성 분석, 향상방안 도출을 하였고 도출된 향상방안의 일부분을 수행하였다. 설비 모델링 시스템은 엔진 모델링 시스템과의 통합을 수행하였다. 3차년도에는 실엔진 시험을 통하여 개선된 설비 제어시스템 및 설비 모사시스템을 평가하였다.



IV. 연구결과

본 연구는 총 3차년에 걸쳐 진행되었다. 1차년도에는 기존의 측정체계 및 제어시스템을 분석하고 표준측정장치 및 tare load 시스템에 대한 기초연구를 수행하였다. 기존 측정체계 및 측정불확도 추정식을 분석하여 이에 대한 향상방안을 도출하였으며, 국내 최고의 교정기관인 한국표준과학연구원(이하 표준연)을 통하여 센서를 교정하였다. 제어시스템에 대해 주요인자를 도출하고 이에 대한 제어 성능을 진단하였다. 또한 제어시스템에 대한 개선에 활용하고자 설비 모델링 시스템을 구축하였다. 표준측정장치에 대한 기초연구를 수행하여 향상된 설계방안을 도출하였으며, 제작에 앞서 설계방안에 대한 수치해석을 수행하여 성능을 확인하였다. Tare load 시스템에 대한 요구도를 국과연과 함께 도출하였으며, 개선방안을 적용한 설계를 수행하였다.

2차년도에는 1차년도 연구를 통하여 설계된 표준측정장치 중 전압력, 전온도 측정장치와 tare load 시스템을 실제 제작하고 성능시험을 수행하였다. 이와 더불어 표준측정장치에 대한 회복률을 측정할 수 있는 방안으로, Aeroprobe 사에서 교정된 전압력, 전온도 측정 프로브를 확보하였다. 측정체계 고도화를 위하여 1차년도 연구를 통해 도출된 향상방안을 일부 적용하였으며, 표준연 및 국과연과 공동으로 측정불확도 추정식을 개선하였다. 제어시스템 개선을 위해선 1차년도에 수행한 성능진단을 바탕으로 제어시스템 향상방안을 도출하고 이중 일부를 수행하여 제어시스템의 일부 개선을 완료하였다. 2차년도 연구를 통하여 제어시스템의 개선 목표였던 시험부 전/후방의 압력 기준 $\pm 0.5\%$ 이내의 제어성능(ASME PTC 55-2013 기준)을 확보할 수 있었다.

3차년도에는 2차년도에 도출되었던 측정체계 고도화 및 제어정밀도 개선을 위한 방안들을 완료하였다. 터보팬/제트 시험부의 연료측정도 이중화 하였으며, 국과연의 요청으로 slip joint에서의 압력측정의 불균일에 대한 연구도 진행하였다. 표준측정장치의 공기유량 측정 가능 모사속도를 마하수(이하 Mn) 0.15에서 0.2로 확장하였으며, 전온도 레이크의 회복계수 측정에 대해서는 모사속도 0.2를 확보하였다. 제어정밀도 관련하여 2차년도에 도출한 개선방안을 모두 적용 완료하여 2차년도에 비하여 개선된 제어성능을 확인하였으며, 설비 모델에 대한 개선도 수행완료 하였다.

V. 연구결과의 활용계획

본 연구를 통하여 수행하였던 측정체계 고도화를 통해 현재 개발을 계획 중인 항공용 가스터빈 엔진 및 현재 수행 중인 항공용 왕복동 엔진의 고공시험 평가 결과의 정확성과 신뢰성을 높여 개발 중에 발생하는 문제점 해결을 용이하게 하고, 보다 정확한 엔진의 성능평가가 가능할 것이다. 또한 제어 시스템 개선 및 능동 조율 능력 확보를 통해 초기 개발시험 횟수 감소, 시험시간 단축, 반복시험 횟수 감소 등을 통해 엔진 고공시험 비용을 절감하여 전체 개발비용을 절감시킬 수 있을 것이다.

고도화된 측정체계와 제어시스템은 국내 독자엔진이 점점 더 높은 기술을 사용함으로써 요구되는 보다 정확한 성능평가 시험을 수행할 수 있는 능력을 제공하여 독자엔진의 설계, 제작 및 시험평가 수준이 동시에 높아질 수 있도록 지원할 예정이다. 아울러 무기체계의 개발 시 비행체 추진기관에 대한 시험평가를 국내에서 독자적으로 수행 가능하므로 해외기술 의존도를 낮출 수 있으며, 핵심 기술정보의 해외 유출을 방지할 수 있을 것이다. 또한 해당 연구결과를 단기적으로 국내에서 개발을 계획 중인 새로운 형상의 엔진 고공시험에 적용하고, 중기적으로는 최근 구성품 개발을 시작한 무인기용 터보팬엔진과 연계하여 엔진 고공시험을 지원하고자 한다.

이 외에도 고도화된 측정체계와 향상된 제어정밀도를 바탕으로 타 사업분야에도 활용할 예정이다. 현재 국내 밸브 개발업체와 국내에서 개발된 대형, 대용량 밸브의 성능시험을 협의 중에 있다. 국내 업체에서 개발하였으나, 대용량의 공기유량을 공급할 수 있는 설비가 없어 성능시험을 하지 못하였던 부분을 해결할 수 있으리라 판단된다. 또한 항우연에서 운용 중인 AETF는 입구온도의 제어도 가능하기 때문에, 기존의 밸브 시험에서 수행하지 못하였던 온도에 따른 밸브 성능에 대한 확인도 가능할 것이다.

SUMMARY

I. Subject

Altitude Engine Test Technology Development

II. Objectives and Necessities of the Research

If the performance test of an aero-engine under indigenous development is carried out at the test facility abroad, it might result in serious loss due to the unintended disclosure of the important information and technologies to foreign countries. The Altitude Engine Test Facility (AETF) at Korea Aerospace Research Institute (KARI) is an alternative solution which can prevent such a undesirable situation. Since its completion on 1999, the KARI's AETF has been continuously utilized for the development of local gas turbine engines. However, there has been an increasing demand from customers, specially from the Agency for Defense Development (ADD) for the improvement of the accuracy of the data measurements and the precision control. In order to accommodate afore-mentioned demand, this study has been conducted for the purpose of improving the measurement system and facility control.

III. Contents and Scope of the Research

The goal of this study consists mainly of two issues; “improvement and standardization of the measurement system” and “establishment of the control technology and improvement of the precision control.” In order to achieve the first goal, during the first year, the fundamental research was performed in the area of the measurement devices of temperature and pressure and a tare load measuring system which is critical for the accurate measurement of thrust. Also, a proper methodology was sought to improve the data acquisition system based on the validity verification of measurement methods, and the uncertainty analysis of the measurement of individual physical properties has been conducted.

The work scope for the second year included the development of

technologies improving the evaluation of the measurement device and the accuracy of the tare load system, measurement accuracy of the individual physical properties and the accuracy of the measurement system. The data acquisition system was optimized based on the improvement methods. The measurement of the individual properties was verified and the evaluation method of the enhanced measuring system was established. Based on these results, the design technology for the standard measurement device was completed and the uncertainty of the enhanced measurement system was analyzed and evaluated through the test of the real engine during the final third year.

For the latter goal of “establishment of the control technology and improvement of the precision control”, the primary parameters of the control system were derived and the performance was diagnosed and the modeling system of the facility was developed during the first year. The second year's work scope included the analysis of the dynamic characteristics of the derived primary parameters of the control system as well as the derivation of the method for improvement. Some of the derived improvement method was applied and the modeling system of the facility was integrated with a modeling system of the engine. During the third year, the improved facility control system and the simulation system for the facility were evaluated.

IV. Results of the Research

This research has been conducted in three years. At the first year, the existing measurement system and the control system were analyzed, and the fundamental research on the standard measuring devices and the tare load system was conducted. The improving method was derived by analyzing the estimating equations regarding the measurement uncertainties and the existing system. The sensors were calibrated at the KRISS. The primary parameters of the control system were derived and their performance was diagnosed, and the modeling system of the facility was developed for the purpose of improving the control system. The improved design method was derived from the basic

research on the standard measuring devices and its performance was verified with a numerical analysis prior to the fabrication. The requirement of the tare load system was derived together with the ADD and the design was done by applying the improvement method.

During the second year of this research, standard measuring devices for the total pressure and total temperature as well the tare load system were manufactured and the performance test was carried out. In order to measure the recovery rate of the standard measuring devices, probes for the total pressure and the total temperature calibrated at the Aeroprobe were purchased. For the advancement of the measurement system, some of the improvement methodologies developed during the first year were applied, and the equations estimating the measurement uncertainties were improved in collaboration with the KRISS and the ADD. The improvement methods for the control system were derived based on the performance analysis of the first year's study, and some of them was applied resulting in the enhancement of the control system to a certain degree. As a consequence, the improvement target of the control system was achieved by securing the control performance within $\pm 0.5\%$ based on the pressure at the front and rear side of the test article (ASME PTC 55-2013).

In the third year, the incomplete scope of the improvement methods developed during the second year was carried out. The measurement of the fuel for test articles of the turbo-fan and turbo-jet engines was enhanced with redundancy, and the research was performed on the non-uniformity of the pressure measurement at the slip joint according to the request of ADD. The upper limit of the measurement of the simulated velocity for an air flow rate of the standard measuring devices was enhanced from Mach 0.15 to 0.2, and the simulated velocity concerning the measurement of the recovery rate of the total temperature rake was increased to Mach 0.2. By applying all the developed improvement methods, the improvement of the control performance was verified, and consequently the improvement of the facility model was accomplished.

V. Application of the Results

Due to the progress of advancement of the measurement system achieved out of this research, it is expected that the problems incurred during the development of the engine can be resolved more easily and thus the more accurate evaluation of engine performance can be enabled by increasing the accuracy and the reliability of the performance evaluation of the altitude test of aero-engines. In addition to that, the overall development cost can be reduced since reduction of the number of initial development test, the test duration and the repeated test due to the establishment of the improved facility control system as well as the active control capacity could lead to the cost of the engine altitude test.

The more accurate performance evaluation is required in engines developed indigenously these days since more advance technologies are getting embedded. The enhanced measurement system and the control system enable such a capability, and which thus can lead to the simultaneous improvement of technologies in the area of design, manufacturing and the test evaluation.

Since it becomes possible to conduct a test and evaluation for the propulsion system domestically in the course of the development of aircraft systems, the dependency on the foreign technology can be reduced and disclosure of the critical technology and information can be prevented. The result of this study will be implemented on the small engine altitude test facility which is under a plan in a near term, and in later it will be utilized in the altitude test of turbo-fan engine, of which the components development has just begun.

Besides, the advanced measurement system and the enhanced control accuracy is expected to be utilized in other areas such as the development of large and big volume valves. The problem experienced by the local industries of valves because of the lack of large volume air supply is expected be diminished significantly, it will be possible to check the effect of temperature on the performance of the valve.

CONTENTS

Chapter 1. Introduction	1
Section 1. Objectives and Necessity of Research	1
1. Necessity of Research	1
2. Strategy of Research	3
Section 2. Scope of Research	6
1. Objectives and Scope of technology development	6
Chapter 2. The status of technology development	13
Section 1. Trend in relevant technology and patent home and abroad	13
Section 2. Analysis of domestic and global market and the industry status	14
1. Domestic technology status	14
2. International technology status	15
3. Technology road map	16
Chapter 3. The contents and results of the development	17
Section 1. Advancement of the measurement system	17
1. Diagnosis of the measurement system and the fundamental study	17
2. Technology development of the advanced measurement system	44
3. Completion and evaluation of the advancement of the measurement system	96
Section 2. Improvement of the facility control system	141
1. Diagnosis of performance of the facility control system	141
2. Derivation of improvement methods for the facility control system	163
3. Completion and evaluation of improvement of the facility control system	189
Chapter 4. Accomplishment of research and its contribution	228
Section 1. Accomplishment of the research results	228
1. Accomplishment of the 1 st year	228
2. Accomplishment of the 2 nd year	229
3. Accomplishment of the 3 rd year	231
4. Technology development contribution	232

Chapter 5. Plans for applications of the results	234
Section 1. Application plan for the defense technology and practical use	234
Section 2. Expected outcome of the results	234
1. Aspect of technology	234
2. Aspect of economy and industry	234
3. Application to other researches	234
Chapter 6. Reference	235
[Appendix] Summary of Research Results	237

목 차

제 1 장 연구과제의 개요	1
제 1 절 연구의 목적 및 필요성	1
1. 연구개발의 필요성	1
2. 연구개발 전략	3
제 2 절 연구개발의 범위	6
1. 기술개발의 목표 및 범위	6
제 2 장 국내외 기술개발 현황	13
제 1 절 국내외 관련 기술 특허 동향	13
제 2 절 국내외 시장분석 및 산업동향	14
1. 국내 연구개발 수준	14
2. 국외 연구개발 수준	15
3. 기술경로도	16
제 3 장 연구수행 내용 및 결과	17
제 1 절 측정체계 고도화	17
1. 측정체계 진단 및 고도화 기초연구	17
2. 측정체계 고도화 기술개발	44
3. 측정체계 고도화 완료 및 평가	96
제 2 절 설비 제어시스템 개선	141
1. 설비 제어시스템 성능진단	141
2. 설비 제어시스템 개선방안 도출 및 개선	163
3. 설비 제어시스템 개선완료 및 평가	189
제 4 장 목표달성도 및 관련분야에의 기여도	228
제 1 절 연구개발 결과의 목표 달성도	228
1. 1차년도 연구목표 달성도	228
2. 2차년도 연구목표 달성도	229
3. 3차년도 연구목표 달성도	231
4. 관련분야 기술발전 기여도	232

제 5 장 연구결과의 활용계획	234
제 1 절 연구결과의 국방기술 및 실용화 등 연계방안	234
제 2 절 연구결과 기대성과	234
1. 기술적 측면	234
2. 경제적 산업적 측면	234
3. 타 연구에의 응용	234
제 6 장 참고문헌	235
[부 록] 연구성과 집계	237
[첨 부] 평가의견 반영내역	243

<표 차례>

Table 2.1.1.1 항우연 보유 특허	13
Table 2.1.1.2 관련 해외특허 현황	13
Table 2.2.2.1 고도설비 운용기관	15
Table 3.1.1.1 각 프로브에서의 전압력	28
Table 3.1.1.2. 엔진 추력에 따른 전압력 오차 평가결과	28
Table 3.1.1.3. 감도계수 계산결과	37
Table 3.1.1.4. 감도계수 계산결과에 따른 측정 불확도	38
Table 3.1.1.5. 측정불확도 개선효과 예상치	39
Table 3.1.1.6 Cell#1 측정기 교정 및 시험 현황	40
Table 3.1.1.7 Cell#2 측정기 교정 및 시험 현황	40
Table 3.1.1.8 3축 힘 측정기 제원	41
Table 3.1.2.1 덕트 반경방향 위치에 따른 프로브 압력값	47
Table 3.1.2.2 덕트 반경방향 위치에 따른 전압력 오차	48
Table 3.1.2.3 원주방향 및 반경방향 유동 불균일도 평가	49
Table 3.1.2.4 다축 힘측정기-1의 z 방향 교정결과	56
Table 3.1.2.5 다축 힘측정기-2의 z 방향 교정결과	56
Table 3.1.2.6 다축 힘측정기-1의 +x 방향 교정결과	57
Table 3.1.2.7 다축 힘측정기-1의 -x 방향 교정결과	57
Table 3.1.2.8 다축 힘측정기-2의 +x 방향 교정결과	57
Table 3.1.2.9 다축 힘측정기-2의 -x 방향 교정결과	58
Table 3.1.2.10 다축 힘측정기-1의 +y 방향 교정결과	58
Table 3.1.2.11 다축 힘측정기-1의 -y 방향 교정결과	58
Table 3.1.2.12 다축 힘측정기-2의 +y 방향 교정결과	59
Table 3.1.2.13 다축 힘측정기-2의 -y 방향 교정결과	59
Table 3.1.2.14 시험 데이터 및 공기 유량 측정값 비교	74
Table 3.1.2.15 불확도 요인 및 불확도값	74
Table 3.1.2.16 계산된 측정 불확도	75
Table 3.1.2.17 각 인자의 불확도 기여도	75
Table 3.1.2.18 경계층을 측정하지 않은 데이터를 사용한 공기 유량 계산값 비교	76
Table 3.1.2.19 국외 기관 측정불확도[3.1.2.3]	79
Table 3.1.2.20 Cell#1 측정기 교정 및 시험 현황	80
Table 3.1.2.21 Cell#2 측정기 교정 및 시험 현황	81
Table 3.1.2.22 전온도 센서 회복계수 측정장치 회전부 제원	84
Table 3.1.2.23. 대기 정온도 측정용 온도계 및 이차유동 유속 측정용 유속계 제원	85
Table 3.1.2.24. 전온도 센서 회복계수 측정장치의 회복계수 측정 불확도	87
Table 3.1.2.25 측정량 별 신호종류 및 신호원별 교정 불확도	88
Table 3.1.2.26 신호 종류 별 신호전달체계 영향에 의한 불확도 평가 결과	89

Table 3.1.2.27 측정요소	92
Table 3.1.3.1 마하 0.05조건에서 전압력 레이크 포트별 전압력 오차 결과	101
Table 3.1.3.2 마하 0.15조건에서 전압력 레이크 포트별 전압력 오차 결과	101
Table 3.1.3.3 마하 0.25조건에서 전압력 레이크 포트별 전압력 오차 결과	101
Table 3.1.3.4 마하 0.35조건에서 전압력 레이크 포트별 전압력 오차 결과	101
Table 3.1.3.5 마하 0.45조건에서 전압력 레이크 포트별 전압력 오차 결과	102
Table 3.1.3.6 마하 0.25조건에서 전온도 레이크 포트별 전온도 회복률 결과	104
Table 3.1.3.7 마하 0.35조건에서 전온도 레이크 포트별 전온도 회복률 결과	105
Table 3.1.3.8 마하 0.45조건에서 전온도 레이크 포트별 전온도 회복률 결과	105
Table 3.1.3.9 기존경계층 레이크와 신규경계층 레이크의 프로브 위치 및 면적비	108
Table 3.1.3.10 다축 힘센서 성능	116
Table 3.1.3.11 디지털 센서 적용	121
Table 3.1.3.12 기존 데이터 측정 시스템 운용 현황	123
Table 3.1.3.13 인자 별 처리 과정	124
Table 3.1.3.14 측정 인자별 표준 불확도	130
Table 3.1.3.15 개선 후 시험에서의 각 측정 인자별, 각 불확도 요인별 측정불확도	132
Table 3.1.3.16 검증 시험에서 순추력 및 비연료소모율의 확장불확도 분석 결과	133
Table 3.1.3.17 개선된 회전형 비행모사장치 제원	134
Table 3.1.3.18 전온도 센서 회복계수 측정을 위한 개별 측정기 교정범위 및 교정불확도	135
Table 3.1.3.19. 전온도 센서 회복계수 측정 불확도 ($Mn = 0.2$)	138
Table 3.2.1.1 제어시스템의 변동이 측정시스템에 미치는 영향	141
Table 3.2.1.2 제어시스템 연관인자	141
Table 3.2.1.3 제어시스템 예비 주요인자 (공기유량/순추력)	142
Table 3.2.1.4 제어시스템 예비 주요인자(압력)	143
Table 3.2.1.5 주요인자 측정불확도 비교	143
Table 3.2.1.6 주요인자 도출	144
Table 3.2.1.7 제어시스템의 제어성능 분석결과	150
Table 3.2.1.8 제어시스템 제어정밀도 향상목표	151
Table 3.2.1.9 엔진모델 지배방정식	155
Table 3.2.1.10 실제 시험조건	157
Table 3.2.1.11 AMESim 주 사용처	157
Table 3.2.1.12 주요 라이브러리 활용	158
Table 3.2.1.13 시뮬레이션 모델 요약표	158
Table 3.2.1.14 압축기 계산 순서 및 수식	159
Table 3.2.1.15 설비 모델과 시뮬레이션 모델 비교	160
Table 3.2.1.16 혼합기체 모델링	160
Table 3.2.1.17 엔진 모델링	161
Table 3.2.1.18 압축기/터빈 모델링	161

<u>Table 3.2.1.19</u> 밸브류 모델링	162
<u>Table 3.2.1.20</u> 시험 값 vs. 시뮬레이션 값 비교	163
<u>Table 3.2.2.1</u> 이젝터 형상 및 성능	164
<u>Table 3.2.2.2</u> 이젝터 구동 압력 변화에 따른 흡입 성능	165
<u>Table 3.2.2.3</u> 형상 변화에 따른 이젝터 성능 비교	166
<u>Table 3.2.2.4</u> 엔진모사장치 사전시험결과(최대 유량을 기준으로 무차원화한 공기유량)	167
<u>Table 3.2.2.5</u> 측정량 및 측정위치	169
<u>Table 3.2.2.6</u> 시험부 냉각공기 공급여부에 따른 시험부 압력 맥동의 영향성 분석	174
<u>Table 3.2.2.7</u> 제어정밀도 향상을 위한 제어절차	179
<u>Table 3.2.2.8</u> 제어정밀도 향상방안 적용 결과	181
<u>Table 3.2.2.9</u> 제어 주요인자들에 대한 제어정밀도 향상결과	181
<u>Table 3.2.2.10</u> 모사데이터 오차표	184
<u>Table 3.2.2.11</u> PROOSIS 인터페이스 환경 요약표	185
<u>Table 3.2.2.12</u> AMESim 인터페이스 환경 요약표	185
<u>Table 3.2.2.13</u> 설비-엔진 모델 통합을 위한 인터페이스 환경	186
<u>Table 3.3.3.1</u> 초음속 이젝터 형상설계 인자	189
<u>Table 3.3.3.2</u> 엔진모사장치 부위별 수정설계 사항	195
<u>Table 3.3.3.3</u> AMESim sampler 모델	207
<u>Table 3.3.3.4</u> AMESim quantizer 모델	208
<u>Table 3.3.3.5</u> 압축기 배압 제어를 위한 PID 제어계수	214
<u>Table 3.3.3.6</u> PCV-21 밸브 제어를 위한 PID 제어계수	215
<u>Table 3.3.3.7</u> PCV-22 밸브 제어를 위한 PID 제어계수	216
<u>Table 3.3.3.8</u> 시험부 내부압력 제어를 위한 PID 제어계수	217
<u>Table 3.3.3.9</u> 이젝터 상세형식	218
<u>Table 3.3.3.10</u> 정상상태 경계조건	222
<u>Table 3.3.3.11</u> 오차 비교표	226

<그림 차례>

그림 1.1.1.1 국내개발 유도무기 엔진	1
그림 1.1.1.2 개발엔진 데이터 측정 예시	1
그림 1.1.1.3 항우연 엔진 고공시험설비의 Cell#1과 Cell#2	2
그림 1.1.1.4 항우연에서 고공시험을 수행한 KHP 구성품(엔진, APU)	2
그림 1.1.2.1 항우연 엔진 고공시험설비 조망도	3
그림 1.1.2.2 고도시험설비 개략도	3
그림 1.1.2.3 저온에서 압축기 입구에 발생하는 Icing	4
그림 1.1.2.4 항우연 tare load 시스템 소개	5
그림 2.2.1.1 항우연 AETF 엔진 장착	15
그림 2.2.2.1 국외 고도설비 엔진시험	15
그림 3.1.1.1 엔진 입구덕트에 장착되는 온도/압력 측정장치	17
그림 3.1.1.2 Flattened tube(블랙라인)와 beveled tube(블루라인)의 전압력 오차[3.1.1.1]	18
그림 3.1.1.3 피토관 내경/외경비 변화에 따른 유동각 변화[3.1.1.1]	18
그림 3.1.1.4 피토관 입구경사각에 따른 유동각 변화[3.1.1.1]	19
그림 3.1.1.5 레이놀즈 수 변화에 따른 유동각 변화[3.1.1.1]	19
그림 3.1.1.6 피토관 텁 연장비에 따른 유동각 변화[3.1.1.1]	20
그림 3.1.1.7 속도오차에 의한 영향성[3.1.1.2]	20
그림 3.1.1.8 전도 오차에 의한 영향성[3.1.1.2]	21
그림 3.1.1.9 기준 온도 레이크(좌) 및 압력 레이크(우)	22
그림 3.1.1.10 엔진 입구덕트에서의 덕트내 마하수	23
그림 3.1.1.11 Flow coefficient Cf	24
그림 3.1.1.12 경계층 압력데이터 포함 유무에 따른 공기유량 변동	24
그림 3.1.1.13 Corrected Airflow	25
그림 3.1.1.14 해석 대상 도메인 설정	25
그림 3.1.1.15 덕트에 장착되는 온도 및 압력레이크 형상	26
그림 3.1.1.16 엔진입구덕트 및 레이크 격자생성 작업	26
그림 3.1.1.17 전압력 분포	27
그림 3.1.1.18 정압력 분포	27
그림 3.1.1.19 정온도 분포	27
그림 3.1.1.20 항우연 추력측정 시스템	29
그림 3.1.1.21 항우연 추력측정시스템 및 universal flexure	29
그림 3.1.1.22 항우연 Tare load 시스템	30
그림 3.1.1.23 정확한 Tare load 측정결과 예시	30
그림 3.1.1.24 현재 Tare load 측정결과	31
그림 3.1.1.25 Tare load 보정 시스템 개선안 구성도	31
그림 3.1.1.26 해외에서 활용 중인 engine stand	32
그림 3.1.1.27 Jacobs Engineering의 Test Slate	32

그림 3.1.1.28 엔진 입구 배관의 구성 및 각 section의 위치	34
그림 3.1.1.29 공기 유량 비교(venturi vs. rake)	35
그림 3.1.1.30 엔진 성능시험용 압력계 현장교정을 위한 장비	39
그림 3.1.1.31 3축 힘 측정기 도면	41
그림 3.1.1.32 3선식 PRT와 4선식 PRT의 담금깊이에 따른 온도차 변화 경향	42
그림 3.1.1.33 전온도 측정기 회복계수 측정 장치 측면도	43
그림 3.1.1.34 전온도 측정기 회복계수 측정 장치 정면도	43
그림 3.1.2.1 표준측정장치와 프로브 이송장치 장착위치	44
그림 3.1.2.2 프로브 이송장치 설치개념도	45
그림 3.1.2.3 프로브 이송장치	45
그림 3.1.2.4 5공 프로브 치수 정보	46
그림 3.1.2.5 엔진 입구덕트에 장착되는 기존 압력 레이크(좌)와 신규 압력 레이크(우)	48
그림 3.1.2.6 엔진 입구덕트에 장착되는 온도레이크(좌), 압력레이크(중 및 우)	49
그림 3.1.2.7 덕트 반경방향 덕트 마하수 분포(좌) 및 무차원 분포도(우)	49
그림 3.1.2.8 CFD 해석을 통한 표준측정장치 전후단에서의 속도, 압력, 온도	50
그림 3.1.2.9 Tare load용 힘 제어기 상세 도면	51
그림 3.1.2.10 Tare load 힘 제어기에 대한 성능 평가 결과(1차)	51
그림 3.1.2.11 Tare load 힘 제어기에 대한 성능 평가 결과(1차, 부분)	52
그림 3.1.2.12 Tare load 힘 제어기에 대한 성능 평가 결과(2차)	52
그림 3.1.2.13 Tare load 힘 제어기에 대한 성능 평가 결과(2차, 부분)	53
그림 3.1.2.14 Tare load 힘 제어기에 대한 성능 평가 결과(2차, 부분)	53
그림 3.1.2.15 Tare load 측정 결과	54
그림 3.1.2.16 제작된 다축 힘측정기	55
그림 3.1.2.17 5 kN 실하중 힘표준기	55
그림 3.1.2.18 다축 힘측정기 교정을 위한 어댑터	55
그림 3.1.2.19 다축 힘측정기를 이용한 추력 측정	59
그림 3.1.2.20 벤투리 유량계 설치 도면	60
그림 3.1.2.21 엔진입구덕트	61
그림 3.1.2.22 표준연 고압 기체 유량 표준시스템	61
그림 3.1.2.23 표준연 소닉 노즐(Critical Flow Venturi)	62
그림 3.1.2.24 소닉노즐 교정을 위한 고압 저장조와 자이로스코픽 저울	62
그림 3.1.2.25 기존 엔진 공급공기 표준측정장치	63
그림 3.1.2.26 공급공기 표준 측정장치 덕트 제작 도면	64
그림 3.1.2.27 제작된 덕트 및 표준측정장치	64
그림 3.1.2.28 다채널 전/정압력, 전온도 데이터 획득 시스템	65
그림 3.1.2.29 표준 측정장치 덕트 내부 유속분포 측정시험	65
그림 3.1.2.30 기준 유량에 따른 덕트 중심 유속 변화	66
그림 3.1.2.31 기준 유량에 따른 덕트 중심 유속 변화	66

그림 3.1.2.32 표준 측정장치 덕트 설치 위치	67
그림 3.1.2.33 유동 정류기(19-tube bundle flow conditioner)	67
그림 3.1.2.34 PLC 전류신호 교정표	68
그림 3.1.2.35 엔진 시험 시 설비 구성 및 Control volume	69
그림 3.1.2.36 05 section에서 측정 및 계산한 속도 profile	70
그림 3.1.2.37 05 section 전온도의 측정값 및 예측값	71
그림 3.1.2.38 다점 피토관의 배치 형상	72
그림 3.1.2.39 각 test case에서의 반경 방향 유속 분포	76
그림 3.1.2.40 Cell#2용 공기 유량계 위치 및 온도 측정 위치	78
그림 3.1.2.41 새로 설치된 터빈 유량계 전송기	78
그림 3.1.2.42 전온도 센서 회복계수 측정장치	82
그림 3.1.2.43 전온도 센서 회복계수 측정장치 회전부	84
그림 3.1.2.44 전온도 센서 장착 인터페이스	84
그림 3.1.2.45 전온도 센서 회복계수 측정장치 및 대기 정온도 측정용 센서	85
그림 3.1.2.46 전온도 센서 회복계수 측정장치 회전속도 평가 결과	86
그림 3.1.2.47 신호전달체계 영향에 의한 불확도 평가 프로그램	89
그림 3.1.2.48 기존의 불확도 평가 방법	90
그림 3.1.2.49 변경 후의 불확도 평가 방법	91
그림 3.1.2.50 일반적인 측정 단계	94
그림 3.1.2.51 정량적 성능 인자 분석 프로그램	96
그림 3.1.3.1 신규 경계층 압력측정용 레이크 형상 설계	97
그림 3.1.3.2 기존 피토관 탑입 경계층 레이크(좌)와 신규 키엘 탑입 경계층 레이크(우)	97
그림 3.1.3.3 공기유량 변동에 따른 덕트마하수 분포	98
그림 3.1.3.4 공기유량 변동에 따른 덕트마하수 비 분포	98
그림 3.1.3.5 Aeroprobe사 프로브(좌), 프로브 이송장치(중), 표준측정장치 및 이송장치(우)	99
그림 3.1.3.6 Aeroprobe사 프로브의 압력 교정데이터 일부	99
그림 3.1.3.7 Aeroprobe사 프로브의 전압력 오차 결과	100
그림 3.1.3.8 Aeroprobe사 프로브의 온도 교정데이터 일부	102
그림 3.1.3.9 Aeroprobe사 프로브의 전온도 회복률 결과	103
그림 3.1.3.10 유동각 0일 때 Aeroprobe사 프로브의 전온도 회복률	103
그림 3.1.3.11 표준연 고압 기체유량 표준시스템에서의 표준측정장치 유량특성 실험	105
그림 3.1.3.12 엔진공급공기 표준측정장치 덕트 제작도면	106
그림 3.1.3.13 제작된 전압력, 전온도, 경계층 레이크	107
그림 3.1.3.14 설비 피교정위치에 설치된 입구공기 표준측정장치와 데이터 획득시스템	107
그림 3.1.3.15 덕트 마하수 분포($M_n = 0.05 \sim 0.15$, 기존 경계층 레이크)	109
그림 3.1.3.16 덕트 마하수 분포($M_n = 0.05 \sim 0.15$, 신규 경계층 레이크)	109
그림 3.1.3.17 덕트 내부로 유입된 유동의 유속 분포변화[3.1.3.4]	110
그림 3.1.3.18 무차원화된 덕트 마하수 분포와 완전발달유속분포 이론식	110

그림 3.1.3.19 무차원화된 덕트 마하수 분포와 완전발달유속분포 이론식	111
그림 3.1.3.20 유량범위 확장을 위한 압력 조절밸브 및 압력계 장치 개선	112
그림 3.1.3.21 덕트 마하수 분포($Mn = 0.05\sim 0.20$, 기준 경계층 레이크)	113
그림 3.1.3.22 덕트 마하수 분포($Mn = 0.05\sim 0.20$, 신규 경계층 레이크)	113
그림 3.1.3.23 무차원화된 덕트 마하수 분포와 완전발달유속분포 이론식	114
그림 3.1.3.24 무차원화된 덕트 마하수 분포와 완전발달유속분포 이론식	114
그림 3.1.3.25 표준측정장치의 공기유량과 기준 공기유량과의 비교	115
그림 3.1.3.26 다축힘 센서 제작 도면	116
그림 3.1.3.27 다축힘 센서~데이터 측정시스템 연결 작업 개념도	116
그림 3.1.3.28 다축힘 센서~앰프~데이터 측정 시스템 연결 구성도	117
그림 3.1.3.29 AETF 추력 측정대에 장착된 다축 힘센서	117
그림 3.1.3.30 x 방향 무차원 추력	118
그림 3.1.3.31 y 방향 무차원 추력	118
그림 3.1.3.32 코리올리 유량계 성능 비교	119
그림 3.1.3.33 연료 유량계 설치 위치	119
그림 3.1.3.34 연료 유량계 및 트랜스미터 설치 완료	120
그림 3.1.3.35 연료 유량계~AETF 데이터 측정시스템 연결	120
그림 3.1.3.36 연료 유량 변화 비교	120
그림 3.1.3.37 디지털 센서 적용 위치	121
그림 3.1.3.38 디지털센서(PACE1000) 측정 개념도	122
그림 3.1.3.39 디지털센서(MKS) 형상	122
그림 3.1.3.40 DAS에 반영된 교정성적서	125
그림 3.1.3.41 Slip joint 형상	125
그림 3.1.3.42 01 section (청색 타원) 및 02 section (녹색 타원) 압력 측정점	126
그림 3.1.3.43 재제작 대상 덕트	126
그림 3.1.3.44 01 section 압력 측정점 위치	126
그림 3.1.3.45 01 section에서의 압력 분포 (시뮬레이션 덕트 시험)	127
그림 3.1.3.46 개선된 측정체계 측정불확도 분석 및 평가 방법	128
그림 3.1.3.47 01 section에서의 압력 분포	129
그림 3.1.3.48 02 section에서의 압력 분포	129
그림 3.1.3.49 05 section에서의 압력 분포	129
그림 3.1.3.50 셀 압력 ps9의 측정 횟수별 산포	131
그림 3.1.3.51 FM과 FN의 변화 폭 (개선 전)	131
그림 3.1.3.52 FM과 FN의 변화 폭 (개선 후)	132
그림 3.1.3.53 개선된 회전형 비행모사장치	133
그림 3.1.3.54 신규 전온도 레이크 및 회전형 비행모사장치 장착 모습	134
그림 3.1.3.55 회전속도에 따른 혼입속도 측정결과	135
그림 3.1.3.56 항우연 전온도 레이크의 회복계수 측정 결과 (full scale)	136

그림 3.1.3.57 항우연 전온도 레이크의 회복계수 측정 결과 (회복계수 1 근방 확대)	136
그림 3.1.3.58 숙련도 시험 결과공문	139
그림 3.1.3.59 신규 국제공인시험기관(KOLAS) 인정서	140
그림 3.2.1.1 시험데이터를 통한 주요인자 선정의 적절성 검토	144
그림 3.2.1.2 시험부 정압과 관련된 센서류 점검결과	145
그림 3.2.1.3 시험부 정압 측정용 템	145
그림 3.2.1.4 Case별 시험부 정압 측정 위치	146
그림 3.2.1.5 Case별 시험부 정압 측정 결과 그래프	146
그림 3.2.1.6 배기가스 온도에 따른 시험부 정압 교란 정도	147
그림 3.2.1.7 가속인 경우의 정상상태 시험결과	147
그림 3.2.1.8 감속인 경우의 정상상태 시험결과	148
그림 3.2.1.9 천이상태 제어성능 분석을 위한 엔진 가감속 시험결과	148
그림 3.2.1.10 설비제어시스템의 천이상태 특성(도달시간 분석)	149
그림 3.2.1.11 설비제어시스템의 천이상태 특성(도달시간 분석)	150
그림 3.2.1.12 ASME PTC 55-2013이 제시하는 제어정밀도	151
그림 3.2.1.13 주요 제어밸브 점검창	152
그림 3.2.1.14 주요 제어센서 교정식 입력창 사례	152
그림 3.2.1.15 시험부 원격제어	152
그림 3.2.1.16 상용 툴을 이용한 엔진 모델링	153
그림 3.2.1.17 상용 툴 엔진모델의 Simulink 모델	154
그림 3.2.1.18 엔진 운전 시뮬레이션 또는 천이 운전 모사의 실행	155
그림 3.2.1.19 설비 레이아웃	156
그림 3.2.1.20 정상상태 조건에서의 측정그래프	157
그림 3.2.1.21 압축기 성능곡선(C1)	158
그림 3.2.1.22 AMESim으로 구성한 설비 레이아웃	159
그림 3.2.1.23 정상상태 시험과 시뮬레이션 비교 그래프	162
그림 3.2.2.1 항우연 설비의 실험조건 통계자료	163
그림 3.2.2.2 이젝터 성능 그래프	164
그림 3.2.2.3 이젝터 수치해석 도메인 형상 및 조건	165
그림 3.2.2.4 축 대칭면 마하수 분포($P_t = 1.5 \text{ MPa}$)	165
그림 3.2.2.5 3차원 이젝터 수치해석 도메인 및 계산 조건	166
그림 3.2.2.6 이젝터 덕트부 설계 결과	166
그림 3.2.2.7 엔진모사장치 작동초기 결과	167
그림 3.2.2.8 엔진모사장치 실험결과	168
그림 3.2.2.9 열선식 유량계 개념도	169
그림 3.2.2.10 기존 배기배관 형상	170
그림 3.2.2.11 유량계 설치를 위하여 개선된 배기배관 형상	170
그림 3.2.2.12 차압식 유량계 설치	171

그림 3.2.2.13 냉각공기 공급유량 측정용 벤투리 이전설치	171
그림 3.2.2.14 전형적인 벤투리 튜브에 대하여 요구되는 직선길이[3.2.2.1]	172
그림 3.2.2.15 바이패스 밸브 센서 추가 전/후	172
그림 3.2.2.16 수정된 PLC 도면	173
그림 3.2.2.17 후기 냉각장치 작동에 따른 시험부 압력 변화	173
그림 3.2.2.18 엔진모사장치 가동에 따른 설비의 변화	175
그림 3.2.2.19 배기밸브 제어명령에 대한 시험부 압력의 민감도	176
그림 3.2.2.20 공급밸브의 제어 변경에 따른 공급압력 및 시험부 압력 변화	177
그림 3.2.2.21 배기밸브의 제어 변경에 따른 공급압력 및 시험부 압력 변화	177
그림 3.2.2.22 시험부 배기부 AMESim 모델	179
그림 3.2.2.23 맥동을 고려한 시험부 배기가스 모델링	180
그림 3.2.2.24 배기밸브 우회 라인을 추가한 시험부 배기부 AMESim 모델	180
그림 3.2.2.25 고공시험설비 AMESim 모델	182
그림 3.2.2.26 고공시험 1번 형상	183
그림 3.2.2.27 고공환경시험설비 천이운전 모사 결과	184
그림 3.2.2.28 신규 설비제어시스템 H/W 및 데이터 서버	187
그림 3.2.2.29 데이터 서버를 통해 저장한 설비 공기 유량	187
그림 3.2.2.30 데이터 서버 구동 프로그램	188
그림 3.2.2.31 데이터 변환 프로그램	188
그림 3.3.3.1 초음속 노즐 재 설계형상에 대한 전산해석(단순 직관형상)	190
그림 3.3.3.2 초음속 노즐 재 설계형상에 대한 전산해석(다양한 직관형상)	190
그림 3.3.3.3 엔진모사장치와 시험부 내부 디퓨저 간의 간섭현상 전산해석 (간격이 있는 경우)	191
그림 3.3.3.4 시험부 내부의 커다란 재순환 영역 발생을 확인한 전산해석 결과(간격이 있는 경우)	191
그림 3.3.3.5 시험부 내부의 커다란 재순환 영역 발생을 확인한 전산해석 결과(간격이 없는 경우)	191
그림 3.3.3.6 엔진모사장치 레이아웃 검토안(3가지)	192
그림 3.3.3.7 엔진모사장치 레이아웃 검토안(1, 2)의 전산해석 영역과 해석결과	192
그림 3.3.3.8 엔진모사장치 레이아웃 검토안(3)의 전산해석 영역과 해석결과	193
그림 3.3.3.9 밸브를 장착한 경우에 대한 엔진모사장치 시뮬레이션	193
그림 3.3.3.10 이젝터를 장착한 경우에 대한 엔진모사장치 시뮬레이션	194
그림 3.3.3.11 엔진모사장치 수정설계 결과	194
그림 3.3.3.12 설비 제어시스템의 제어 이득 변경 FCS 화면	195
그림 3.3.3.13 제어이득 변경 실험결과	196
그림 3.3.3.14 설비 제어 알고리즘 흐름도	196
그림 3.3.3.15 밸브 우회라인 모델링 개념	197
그림 3.3.3.16 우회밸브가 없는 경우의 시뮬레이션 모델	197
그림 3.3.3.17 기존 배기밸브 모델링 결과	198
그림 3.3.3.18 우회라인을 추가한 배기밸브 모델	198
그림 3.3.3.19 우회라인 추가 배기모델을 이용한 대구경 밸브 작동정지 결과	199

그림 3.3.3.20 우회용 소구경 밸브 설치용 최종 3차원모델	200
그림 3.3.3.21 우회용 소구경 밸브 설치 완료 사진	200
그림 3.3.3.22 제어이득 설정 실험 결과	201
그림 3.3.3.23 설비 제어정밀도 향상 평가실험 결과	201
그림 3.3.3.24 바이패스 배관 및 밸브 레이아웃	202
그림 3.3.3.25 추가된 바이패스 배관 및 밸브 스케치	202
그림 3.3.3.26 바이패스 배관 및 밸브 추가 전 스케치	203
그림 3.3.3.27 바이패스 배관 및 밸브 추가 후 스케치	203
그림 3.3.3.28 PCV-19 밸브의 시뮬레이션 vs. 시험결과 비교	204
그림 3.3.3.29 PCV-21 밸브의 시뮬레이션 vs. 시험결과 비교	204
그림 3.3.3.30 PCV-22 밸브의 시뮬레이션 vs. 시험결과 비교	205
그림 3.3.3.31 PCV-23 밸브의 시뮬레이션 vs. 시험결과 비교	205
그림 3.3.3.32 PCV-24 밸브의 시뮬레이션 vs. 시험결과 비교	206
그림 3.3.3.33 TCV-20 밸브의 시뮬레이션 vs. 시험결과 비교	206
그림 3.3.3.34 AMESim sampler 모델 입력창	207
그림 3.3.3.35 AMESim quantizer 모델 입력창	208
그림 3.3.3.36 PCV-19, 21, 22, 24 밸브 제어기 단품 모델	208
그림 3.3.3.37 PCV-23 밸브 제어기 단품 모델	208
그림 3.3.3.38 PCV-19 밸브 개도 비교, 시뮬레이션 vs. 시험결과	209
그림 3.3.3.39 PCV-21 밸브 개도 비교, 시뮬레이션 vs. 시험결과	209
그림 3.3.3.40 PCV-22 밸브 개도 비교, 시뮬레이션 vs. 시험결과	210
그림 3.3.3.41 PCV-23 밸브 개도 비교, 시뮬레이션 vs. 시험결과 I	210
그림 3.3.3.42 PCV-23 밸브 개도 비교, 시뮬레이션 vs. 시험결과 II	211
그림 3.3.3.43 PCV-24 밸브 개도 비교, 시뮬레이션 vs. 시험결과 I	211
그림 3.3.3.44 PCV-24 밸브 개도 비교, 시뮬레이션 vs. 시험결과 II	212
그림 3.3.3.45 PCV-24 밸브 개도 비교, 시뮬레이션 vs. 시험결과 III	212
그림 3.3.3.46 밸브 PID 제어 비트	213
그림 3.3.3.47 압축기 배압 제어로직 스케치	213
그림 3.3.3.48 PCV-21 밸브 제어로직 스케치	214
그림 3.3.3.49 PCV-22 밸브 제어로직 스케치	216
그림 3.3.3.50 시험부 내부압력 제어로직 스케치	217
그림 3.3.3.51 이젝터 입력창	217
그림 3.3.3.52 AMESim 이젝터 모델 입력출력 설정	218
그림 3.3.3.53 압력비 P: 흡입 압력/출구 압력	219
그림 3.3.3.54 압력비 w: 구동 압력/출구 압력	219
그림 3.3.3.55 유량비 mu: 흡입 유량/구동 유량	219
그림 3.3.3.56 P-w-mu 선도	220
그림 3.3.3.57 이젝터 단품 검증 모델	220

그림 3.3.3.58 시험부 내부압력 비교 @ PLA=0V	221
그림 3.3.3.59 시험부 내부압력 비교 @ PLA=2V	221
그림 3.3.3.60 시험부 내부압력 비교 @ PLA=4V	221
그림 3.3.3.61 시험부 내부압력 비교 @ PLA=6V	222
그림 3.3.3.62 시험부 내부압력 비교 @ PLA=8V	222
그림 3.3.3.63 압축기 시험 데이터	223
그림 3.3.3.64 주요밸브 개도율	223
그림 3.3.3.65 주요 위치에서의 압력 측정값	223
그림 3.3.3.66 주요 위치에서의 온도 측정값	224
그림 3.3.3.67 주요 위치에서의 유량 측정값	224
그림 3.3.3.68 주요 위치에서의 압력 측정값 @ 정상상태	225
그림 3.3.3.69 주요 위치에서의 유량 측정값 @ 정상상태	225
그림 3.3.3.70 주요 위치에서의 압력 측정값 @ 천이상태	226
그림 3.3.3.71 주요 위치에서의 유량 측정값 @ 천이상태	227

제 1 장 연구과제의 개요

제 1절 연구의 목적 및 필요성

1. 연구개발의 필요성

항공기 사고가 물질적/인적 자원의 큰 손실을 초래하고 있는 현실을 감안할 때, 고공 성능시험은 비행체 추진기관(엔진)의 최우선 요구조건인 안전성과 신뢰성을 실제 비행 이전에 검증할 수 있는 유일한 방법이다. 또한 고공 성능시험 및 평가기술의 활용을 통해 국내 독자엔진 개발을 국내에서 수행할 수 있으므로 엔진개발 및 무기체계에 대한 관련기술의 국외유출을 원천적으로 방지할 수 있다. 최근 개발에 성공하여 공개된 독자 무기체계인 해성의 경우도 개발시험을 국내에서 완료함으로써 국방기밀유지와 기술유출을 방지할 수 있었다.



그림 1.1.1.1 국내개발 유도무기 엔진

아울러 미사일과 같은 유도무기나 무인기용 추진기관의 성능시험기술은 일반 항공기와는 다른 시험기술이 요구되나, 이에 대한 선진국으로부터의 기술이전이 불가능하므로, 국외 시험의뢰에 따른 군사기밀 유출을 방지하기 위해서도 고공 시험기술의 개발은 필수적이다. 이는 요즘 사회적으로 이슈가 되고 있는 KFX에 대한 미국의 주요기술에 대한 기술이전 거절을 보면 더욱 자명하다.

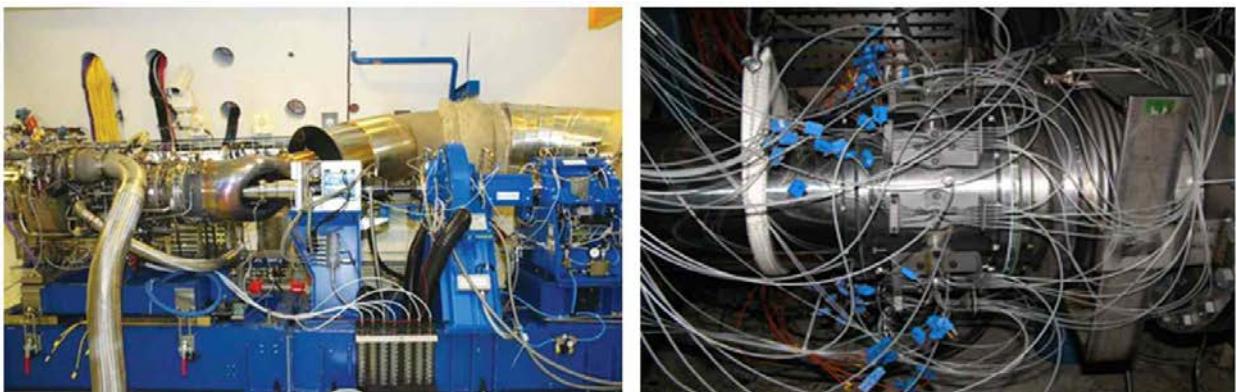


그림 1.1.1.2 개발엔진 데이터 측정 예시

현재 항우연에서 운용하고 있는 AETF는 2개의 대형 진공 시험부에 각각 설치된 364개와 574개의 센서를 이용하여 원격으로 데이터를 획득하고 후처리하기 때문에 개별 센서 교정만

으로는 전체 시스템의 신뢰도 및 정밀도 유지가 어렵다. 이 때문에 전체적인 데이터 획득 시스템의 측정불확도 평가를 통한 데이터 획득시스템 진단 및 개선이 필요하다.



그림 1.1.1.3 항우연 엔진 고공시험설비의 Cell#1과 Cell#2

항공기 엔진은 사용 목적에 따라 관련 군(Military Standard) 또는 민수(FAR 또는 EASA) 인증규정을 충족시켜야 하며 한국형 헬기 사업에서 수리온 엔진의 군 감항인증을 받기 위해 항우연이 AETF를 이용하여 엔진의 개발 및 인증시험을 수행한 적이 있다.



그림 1.1.1.4 항우연에서 고공시험을 수행한 KHP 구성품(엔진, APU)

아울러 방위사업청은 국내 개발 항공기(KT-1, T-50 등)에 대한 해외 수출을 추진하기 위한 중요 전제조건인 형식승인을 위해 국토교통부와 감항성 심사와 관련된 업무협조를 추진하고 있으며, 국토교통부 역시 미국 FAA와 BASA(상호항공안전협정) 체결을 위한 다양한 사업을 추진했거나(KC-100 사업) 계획 중에 있다. 이러한 상황을 종합하여 볼 때 향후 국내 독자개발엔진의 상용화를 위해 엔진에 대한 형식인증이 필수적이며 이를 위한 국가차원의 엔진 성능시험평가 능력을 확보할 필요가 있다.

점차 증가하고 있는 소형 항공기 분야의 국제 수요 등을 감안할 때, 국내 고공성능 시험평가 기술의 필요성은 날로 증가하고 있으며, 이미 300억원 이상이 투입된 국내 시험설비의 활용성을 높여 엔진 고공시험을 국내에서 수행할 수 있게 되면 해외 시험에 소요되는 막대한 외화 비용을 절감할 수 있을 것이다. 한국형 헬기 사업에서도 엔진 및 APU의 고공시험을 본 설비에서 수행함으로써 사업비 절감이 가능했다.

2. 연구개발 전략

국내 독자엔진은 최초 터보제트엔진에서 시작하여 현재 다양한 형상과 추력급으로 발전하고 있어서 이들을 모두 시험할 수 있도록 AETF의 개조 및 시험기술의 다양화가 필요하다. 하지만, 항우연 고공시험기술은 최초 국과연의 요구에 따라 특화된 영역을 기준으로 개발되었기에 점차 다양해지는 국과연의 요구도에 따라 이를 뒷받침할 수 있는 추가 기술개발이 필요하다. 국내 독자엔진 개발을 주도하고 있으며 항우연 엔진 고공시험의 주 소요처인 국과연은 이런 이유로 항우연에 측정체계 고도화 및 제어시스템 개선을 요청하고 있는 상황이다.



그림 1.1.2.1 항우연 엔진 고공시험설비 조망도

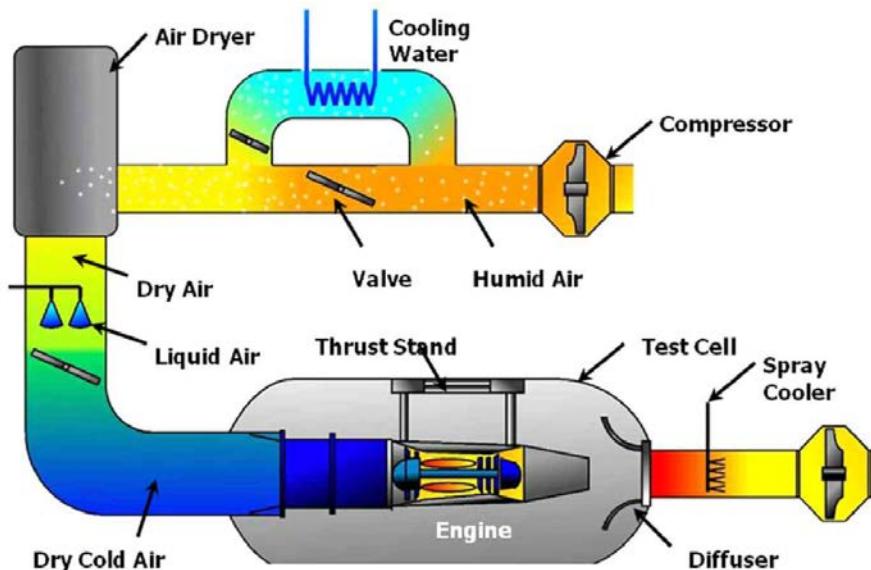


그림 1.1.2.2 고도시험설비 개략도

이를 위해 본 항우연에서는 고공환경을 정확히 모사하고 안정적으로 유지할 수 있는 제어 시스템을 확보하기 위해 제어시스템 정밀도를 향상시키고, 시험조건별 유연한 제어로직을 적용하여 다양한 엔진의 성능시험을 정확한 제어정밀도 하에서 수행이 가능하도록 하고자 하였다. 또한 시험유효성 향상을 위한 시험모사 시스템 구축 등의 기술을 개발하고자 하였다. 엔진 고공시험 시 시험부 내부의 압력을 고공 조건으로 모사하고, 엔진에 유입되는 공기 유

동의 압력 및 유속을 제어하여 비행마하수를 모사하는 제어 시스템의 정밀도는 설비의 신뢰도에 영향을 미치는 중요한 변수이며, 정확한 측정의 선결조건이다. 이 때문에 측정불확도를 진단하고 데이터 획득 시스템의 개선 전에 제어 정밀도를 진단하고 개선하는 업무가 필요하다. 또한, 개선된 제어정밀도를 다양한 시험목적(정적, 동적) 및 시험시편(엔진)에 따라 각기 다르게 적용할 수 있는 제어기법을 개발할 수 있다면, 보다 정확한 엔진의 성능평가가 가능하리라 판단된다.

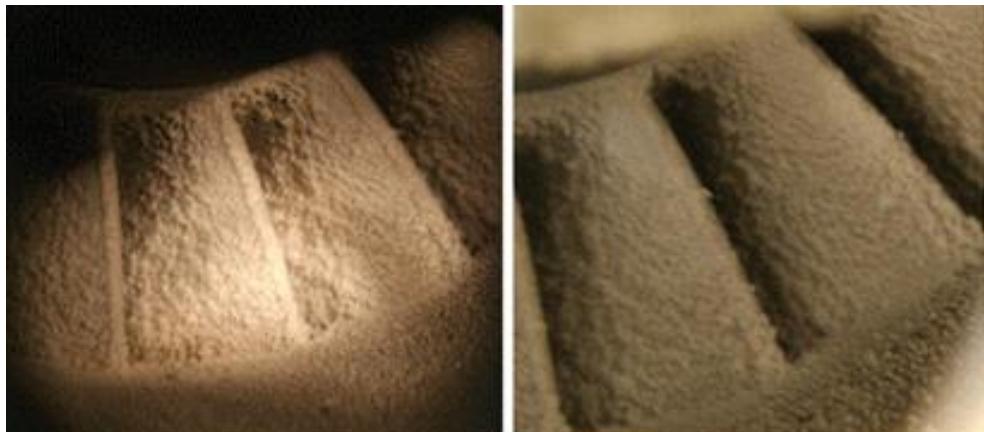


그림 1.1.2.3 저온에서 압축기 입구에 발생하는 Icing

엔진 고공시험을 수행하기 위해서는 다수의 대형압축기와 관련 지원설비를 운용해야 하기 때문에 시간당 수백~수천만원의 시험비용이 소요되나, 반대로 엔진성능을 정확히 측정하기 위해서는 측정 조건을 일정 시간이상 유지해야 하는 기술적인 요구도가 있다. 이러한 기술적 요구도를 보상할 수 있는 시험기술을 개발함으로써 엔진 고공시험의 시험비용을 절감할 필요가 있다.

하지만, 통상의 개발시험은 선 시험 후 처리/평가를 수행하므로 시험조건이나 시험시편의 문제가 발견될 경우, 전체 시험을 다시 수행해야 하는 문제가 있다. 엔진 고공시험과 같은 고가의 시험평가의 경우 시험회수를 줄이는 것이 중요하므로 시험모델(엔진모델+측정데이터)을 이용하여 시험 전 문제를 조기에 발견할 수 있어야 한다. 이를 위하여 본 연구에서는 시험설비 모델링 시스템을 구축하였으며, 이를 엔진 모델과 결합할 수 있는 기반을 마련하였다. 이러한 기술을 앞으로 더욱더 발전시켜, 실제 설비와 비슷한 수준으로 모델링 가능하도록 개선할 필요가 있다.

항우연에서 운용 중인 AETF는 수많은 밸브와 센서 등으로 구성된 하나의 시스템이다. 이러한 거대한 시스템을 제어하는 제어시스템의 정밀도를 진단하고 구성하는 업무는 하나하나의 밸브 및 센서들을 파악하는 것으로는 불가능하다. 이 때문에, 시험설비의 모델링을 통하여 전체 시스템의 진단을 하는 것이 필요하다. 시험설비 모델링 시스템은 이러한 시스템 진단에도 활용이 가능할 것이다.

엔진 고공시험 시 엔진으로 공급되는 공기의 압력 및 온도를 정확히 측정하는 것은 엔진의 성능을 정확히 평가하는데 있어서 필수조건이다. 그러나 공급되는 공기의 압력 및 온도는 다양한 시험조건(마하 0~1, 유량 0~40kg/s, 온도 -75°C ~110°C)에 따라 매우 달라지기 때문에 넓은 영역의 압력 및 온도 조건에서도 정확한 측정이 가능한 기술이 필요하다. NASA(미국)는 정확한 엔진시험을 위해 전압력, 전온도 및 정압력 측정 기술개발을 1950년대부터 지속적으로 수행하였으며, 시험목적(정적, 동적) 및 시험영역에 따라 각 설비별 측정장치의 특성화가 필요함을 확인하였다. 따라서 항우연도 시험목적 및 시험영역이 고려된 표준 측정장치 개발이 필요하다.

엔진 고공시험에서 엔진의 추력은 엔진의 성능을 평가하는 중요한 성능지수이다. 하지만,

AETF의 특성 상 실제 엔진의 추력과 측정되는 추력에는 차이(tare load)가 존재하며, 이러한 tare load를 정확히 측정하여 추력을 보정해 주어야 엔진의 정확한 성능 평가가 가능하다. 현재 항우연에서는 공압 시스템을 활용한 tare load 보정시스템을 운영 중이나, 개선이 필요한 실정이다. 이 때문에, 항우연도 tare Load 측정시스템의 진단 및 개선을 통하여 보다 정확한 추력의 보정이 가능하도록 하고자 하였다.

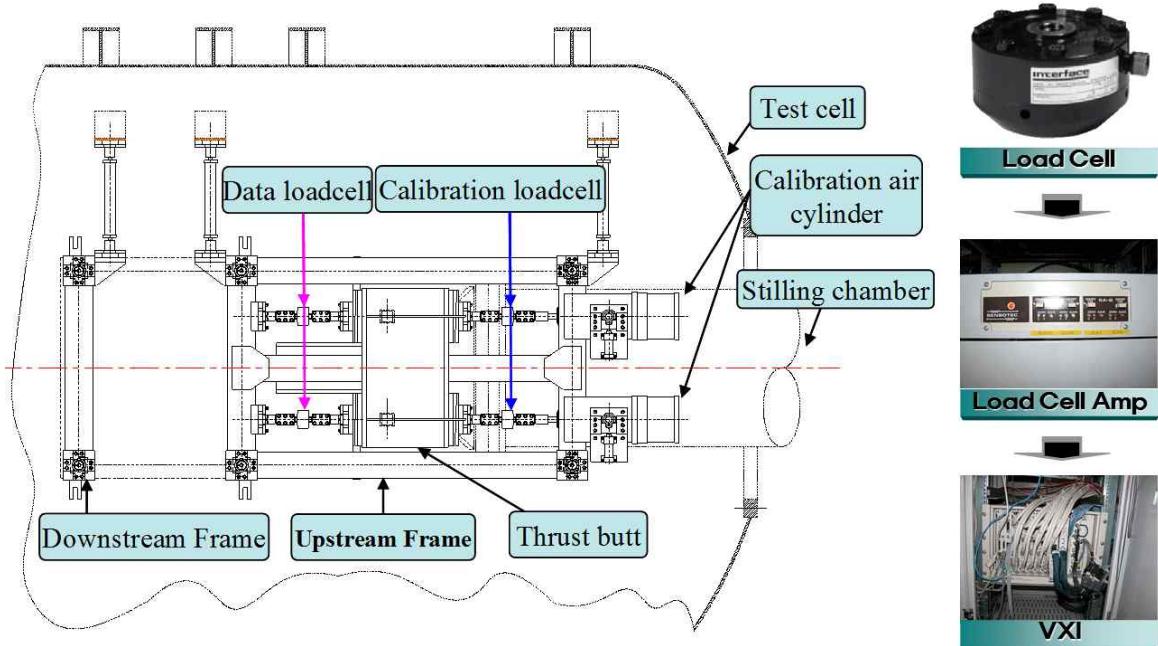


그림 1.1.2.4 항우연 tare load 시스템 소개

제 2 절 연구개발의 범위

1. 기술개발의 목표 및 범위

본 연구의 최종목표는 아래와 같다.

- 엔진 고공시험의 신뢰성 향상을 위한 측정체계 고도화와 시험엔진의 특성을 고려한 설비 제어기법을 확보하고 제어시스템의 정밀도를 향상시켜 군/민수 요구도를 만족하는 국가 엔진 고공시험기술 확보

- 측정체계 고도화를 위한 측정불확도 개선 : 비연료 소모율 기준 0.8% 이내*
- 제어시스템 정밀도 향상 : 정상상태 압력기준 $\pm 0.5\%$ 이내*

* Sea level @ Standard day 조건

위와 같은 최종목표를 달성하기 위한 연구내용은 아래와 같다.

- 항우연 엔진 고공시험설비의 표준측정장치 설계 및 시험평가
- 측정 체계 및 측정불확도 개선
- 개선된 측정체계 및 측정불확도 분석/평가
- 설비 제어시스템 개선 및 시험모사 시스템 구축 완료
- 개선된 설비 제어시스템 및 시험모사 시스템 평가

연구내용 및 연구목표를 위한 각 연차별 연구개발목표는 아래와 같다.

년도	세부연구목표	평가의 착안점 및 척도
1차년도 (2014)	○ 측정체계 고도화를 위한 온도 / 압력 측정장치 및 tare load 시스템 기초 연구	• 온도/ 압력 측정장치 및 tare load 시스템 기초 연구 수행여부
	○ 측정방법의 유효성 검증을 통한 데이터 획득시스템 향상 방안 도출 및 물리량별 측정 불확도 분석	• 데이터 획득시스템 향상 방안 도출 여부 • 물리량별 측정불확도 분석 여부
	○ 제어시스템 주요인자 도출 및 성능 진단	• 설비 제어시스템의 주요 인자도출 및 성능진단 여부
	○ 엔진 모델링 기술개발 및 설비 모델링 시스템 구축	• 엔진 모델 개발 및 설비 모델링 시스템 구축 여부

년도	세부연구목표	평가의 착안점 및 척도
2차년도 (2015)	○ 측정장치 평가 기술 개발 및 tare load 시스템 정확도 향상 기술개발	<ul style="list-style-type: none"> • 측정장치 평가 기술개발 • Tare load 시스템 정확도 향상 기술개발 <ul style="list-style-type: none"> - 오차범위 : $\pm 3\%$ 이내 • 로드 셀 주축 외 분력 측정 및 불확도 평가 • 엔진공급공기 측정장치 유량특성 시험방법 개발

	<ul style="list-style-type: none"> ○ 개선방안에 근거한 데이터 획득시스템 최적화와 요소별 측정량검증 	<ul style="list-style-type: none"> • 개선계획에 따른 데이터 획득시스템 개선 여부
	<ul style="list-style-type: none"> ○ 개별 물리량 측정 정확도 향상 및 측정체계 정확도 향상 기술 개발 	<ul style="list-style-type: none"> • 전온도 회복계수 측정장치 구현 및 측정 <ul style="list-style-type: none"> - 비행속도 : $Mn \approx 0.2$ - 보정 정확도 : $\pm 0.5^\circ C$ • 물리량별 신호전달 체계에 의한 불확도 평가
	<ul style="list-style-type: none"> ○ 개선된 측정체계 평가 방법 확립 및 정량적 성능지표 개발 	<ul style="list-style-type: none"> • 측정체계 평가와 정량적 성능 계산을 위한 소프트웨어(1건 이상) 작성
	<ul style="list-style-type: none"> ○ 제어시스템 동특성 분석, 향상방안 도출 및 제어정밀도 향상 	<ul style="list-style-type: none"> • 제어시스템 성능점검용 엔진모사장치 개발 • 동특성 분석 및 제어정밀도 향상방안 도출 • 제어정밀도 향상방안 구현으로 제어 주요인자의 정상상태 제어성능을 ASME 권고수준으로 향상
	<ul style="list-style-type: none"> ○ 설비 모델링 및 엔진-설비 통합 모델링 기술 개발 	<ul style="list-style-type: none"> • 엔진과 설비 모델의 통합 방안 도출 여부

년도	세부연구목표	평가의 착안점 및 척도
3차년도 (2016)	<ul style="list-style-type: none"> ○ 엔진 고공시험설비용 표준측정장치 설계기술 개발 	<ul style="list-style-type: none"> • 엔진입구덕트용 경계층 레이크 설계 및 제작 • 엔진입구덕트 내부 경계층 압력분포평가 성능시험 수행 • $Mn=0.15$에서의 엔진 공급공기 표준측정장치 유량특성 시험 수행 • 유량범위 확장($Mn=0.2$)을 위한 대용량 유량특성 시험 장치 개선 • $Mn=0.2$에서의 엔진 공급공기 표준측정장치 유량특성 시험 수행
	<ul style="list-style-type: none"> ○ 개선된 측정체계 측정불확도 분석 및 평가 	<ul style="list-style-type: none"> • 측정불확도 향상을 위한 측정 시스템 개선(측추력 반영, 회복 계수 반영, 연료 유량계 추가) 및 추가 시험 평가 (Slip joint에서의 압력 평가) • 실제 엔진 시험 평가에 의한 개선된 측정 체계 측정 불확도 분석 및 평가 • 항공우주연구원 제작 전온도 레이크의 회복계수 측정 및 측정 불확도 평가 <ul style="list-style-type: none"> - 비행모사속도: $Mn = 0.2$ - 전온도 회복계수 측정불확도 = $\pm 10\%$ 이내

	<ul style="list-style-type: none"> ○ 설비 제어시스템 및 엔진 모사시스템 개선 및 평가 	<ul style="list-style-type: none"> • 구체적인 설비 제어정밀도 향상방안 확정, 적용 완료 및 오차감소여부 평가 (제어 주요인자의 정상상태 제어성능을 ASME 권고 수준 이상으로 향상)
	<ul style="list-style-type: none"> ○ 설비 모사시스템 개선 및 평가 	<ul style="list-style-type: none"> • 설비 정상상태 모사 결과와 시험 데이터 비교를 통한 예측 신뢰성 개선 (목표 예측오차 3%이내) <ul style="list-style-type: none"> - 현재 예측오차 : 4%이상 • 설비 천이운전 모사 특성과 시험 데이터 비교를 통한 예측 신뢰성 평가

위 연구목표들을 달성하기 위한 연구범위 및 구체적인 연구수행 방법은 아래와 같다.

가. 1차년도 연구범위 및 연구수행 방법

연구범위	연구수행방법	구체적인 내용
측정체계 고도화를 위한 온도/압력 증인 측정 장치와 비교	<ul style="list-style-type: none"> - 온도/압력 측정장치에 대한 설계변수 연구 수행 - 설계변수에 따른 형상설계를 진행하고 이에 대한 성능을 현재 활용 중인 측정 장치와 비교 	<ul style="list-style-type: none"> - 현 설비에 적용이 가능한 온도/압력 측정 장치 설계변수 선별 및 이에 따른 형상설계 - 현재 활용 중인 측정 장치 성능 지표 선정 및 성능 평가
측정장치 및 tare load 시스템 기초연구	<ul style="list-style-type: none"> - 기존 tare Load 시스템에 대한 성능분석 - Tare Load 시스템에 대한 요구성능 분석 	<ul style="list-style-type: none"> - 기존 엔진 추력 측정 시스템 및 tare Load 시스템 데이터 분석 - Tare load 시스템에 대한 국과연 요구도 분석 - Tare load 시스템의 작동기 개선 요구사항 도출 및 작동기 설계/제작
측정방법의 유효성 검증을 통한 데이터 획득 시스템 개선 방안 도출 및 물리량별 측정 불확도 분석	<ul style="list-style-type: none"> - 주요 물리량 측정기법의 해외동향 분석 - 기술적 분석을 통한 기존 측정 방법의 유효성 검증 및 개선방안 도출 - 기존 측정 불확도 평가절차에 대한 단계적 검증 수행 - 측정 불확도 평가절차 개선방안 도출 - 기술적 분석/시험을 통한 물리량 별 향상된 측정정확도 제공 	<ul style="list-style-type: none"> - AIAA, ASME 논문 및 NASA, DTIC technical report 검색 - Major 급 엔진 시험설비 제작 회사의 데이터 측정 시스템 사양 조사 - 각종 물리량 측정방법에 대한 유효성 내부 검증/개선 사항 도출 및 향후 반영 계획 수립 - 공기유량 및 추력측정 등에 대한 측정 불확도 평가절차 검증 및 수정 필요항목 도출 - 측정 불확도 개선 방법 도출, 내부 검증 및 향후 반영 계획 수립 - 물리량 별 측정기 교정을 통한 향상된 측정 정확도 제공

	<ul style="list-style-type: none"> - 기존 성능시험 측정체계 분석을 통한 개선된 성능시험 측정체계 제시 	<ul style="list-style-type: none"> - 추력측정 정확도 향상을 위한 연구 수행 - 정온도 보정 정확도 향상을 위한 연구 수행
제어 시스템 주요인자 도출 및 성능 진단	<ul style="list-style-type: none"> - 엔진 정상상태 시험데이터 분석을 통한 제어 주요인자 도출 - 시험부 정압분포 측정실험 및 시험부 정압요동 원인분석을 위한 상온 공기 실험 - 엔진 가감속 시험데이터 분석을 통한 제어성능 진단 	<ul style="list-style-type: none"> - 정상상태 시험데이터의 측정불확도 기여도 분석을 통한 제어시스템 주요인자 도출 - 시험부 정압의 측정위치 대표성을 확인하기 위해 정압 측정시스템 검증과 정압분포 측정실험 수행 - 시험부 정압의 주기적 요동 원인을 분석하기 위해 고온의 배기가스와 상온 공기를 각각 사용하여 비교실험 수행 - 엔진 정상상태 성능실험 데이터와 급 가속실험 데이터 분석을 통해 제어시스템의 제어성능을 진단하고 제어성능 향상을 위한 제어로직 업그레이드 수행
엔진 모델링 기술개발 및 설비 모델링 시스템 구축	<ul style="list-style-type: none"> - 엔진 모델링 기술개발 : 직접적 엔진 수학모델 도출을 통한 In-house 프로그램 구현 - 설비 모델링 시스템 구축 : 상용 시뮬레이션 소프트웨어를 기반으로한 설비 모사 시스템 구현 	<ul style="list-style-type: none"> - 엔진 구성품 및 시스템의 수학적 모델 (비선형 지배방정식) 도출. - 엔진 모델 구성 - 상용 시뮬레이션 프로그램 선정 - 상용 프로그램 기반 고공 시험설비 모사 시스템 구현

나. 2차년도 연구범위 및 연구수행 방법

연구범위	연구수행방법	구체적인 내용
측정장치 평가기술 개발 및 Tare Load 시스템 정확도 향상기술 개발	<ul style="list-style-type: none"> - 측정장치 성능평가 기술개발 - 표준 측정장치 개선 - Tare Load 시스템 정확도 향상 기술개발 - 다축 힘측정기 적용을 통한 추력측정 정확도 향상 	<ul style="list-style-type: none"> - Total pressure recovery factor 평가기술 개발 - 고공환경시험용 표준 측정장치 개발 및 제작 - 공기유량변화에 따른 표준 측정장치 성능시험 - Tare Load 측정을 위한 힘 제어기의 성능을 개선하고 개선된 시스템을 사용하여 tare Load 측정 시험을 수행함으로써 검증을 수행 - 추력 측정용 다축 힘측정기 불확도 분석

	<ul style="list-style-type: none"> - 엔진 공급공기 표준 측정장치의 유량특성 시험방법 개발 	<ul style="list-style-type: none"> - 기준 유량계를 이용한 Mn = 0.15에서의 기체 유량 표준 측정 소급성 확보 - 특성 시험 대상 표준 측정 장치 제작 - 다채널 전/정압력, 전온도 데이터 획득 시스템 구축 및 유량특성 시험 수행
개선방안에 근거한 데이터 획득시스템 최적화와 요소별 측정량 검증	<ul style="list-style-type: none"> - 측정체계 고도화 - 데이터 획득시스템 최적화 - KOLAS 인정 유지를 통한 국제적인 측정 신뢰도 확보 	<ul style="list-style-type: none"> - 각 측정 요소별로 측정 불확도를 향상 시킬 수 있는 방법을 분석적으로 도출하고 도출된 방법을 실제 시험 설비에 적용함 - Cell#2에 대하여 엔진 입·출구 압력 측정 방법 변경, 공기 유량 계산용 온도 측정 방법 변경, 연료 유량 측정 개선 수행 - 국외 유사시험장치에 대한 측정불확도 조사 - 측정센서 교정을 위한 계획수립 및 수행 중 (과제종료 전 완료예정)
개별 물리량 측정 정확도 향상 및 측정체계 정확도 향상기술 개발	<ul style="list-style-type: none"> - 전온도 회복계수 측정기술 개발을 통한 정온도 보정 정확도 향상 - 신호전달 체계의 영향에 의한 불확도 요소 평가 	<ul style="list-style-type: none"> - 비행속도 Mn = 0.2의 모사가 가능한 회전형 비행환경 모사장치 구현 - 전온도 센서 회복계수 측정 및 불확도 평가 - 측정신호 전달체계 영향에 의한 불확도 평가 방법 고안 - 물리량 (측정신호) 별 신호전달 체계의 영향에 의한 불확도 평가
개선된 측정체계 평가방법 화립 및 정량적 성능지표 개발	<ul style="list-style-type: none"> - 측정체계 평가방법 개선 - 정량적 성능지표 개발 	<ul style="list-style-type: none"> - A형 평가 방법 변경을 통해 측정 불확도 평가 방법 개선 수행 - 측정 요소별로 측정 체계의 단계별 세분화 - 측정 단계별 정량적 성능 지표 정의 - 정량적 성능지표 분석을 위한 프로그램 작성
제어시스템 동특성 분석, 향상방안 도출 및 제어정밀도 향상	<ul style="list-style-type: none"> - 제어시스템 성능점검용 엔진 모사장치 개발 - 동특성 분석 및 제어정밀도 향상방안 도출 	<ul style="list-style-type: none"> - 시험부에 급격한 공기유량 변화를 발생시킬 수 있는 엔진모사장치 개발 - 동특성 데이터 확보를 위한 설비 상태 감시 기능 강화 - 엔진모사장치를 이용한 설비 동특성 분석 - 설비제어로직 변경에 따른 동특성 분석

	<ul style="list-style-type: none"> - 제어정밀도 향상방안 구현으로 제어 주요인자의 정상상태 제어성능 향상 	<ul style="list-style-type: none"> - 제어정밀도 향상방안 적용에 따른 정밀도 향상결과 평가
설비 모델링 및 엔진-설비 통합 모델링 기술개발	<ul style="list-style-type: none"> - 설비 모델링 기술 개발 - 엔진-설비 통합 모델링 기술개발 - 설비 데이터 획득시스템 구성 	<ul style="list-style-type: none"> - 기 구축된 AMESim 기반 설비 모델의 모사 신뢰성 제고를 위한 추가 검증 및 모델 수정 - 일부 천이 운전 모사 수행을 통한 제어 최적화 가능성 검토 - 엔진모델과 설비모델의 연동기술 확보 - 설비 데이터 획득/저장을 위한 데이터 서버(Historian server) 확보

다. 3차년도 연구범위 및 연구수행 방법

연구범위	연구수행방법	구체적인 내용
엔진 고공시험설비용 표준측정장치 설계기술 개발	<ul style="list-style-type: none"> - 항우연 표준측정장치 개발 - Mn=0.15에서의 엔진 공급공기 표준 측정장치 유량특성 시험 - 유량범위 확장(Mn=0.2)을 위한 대용량 유량특성시험 장치 개선 - Mn=0.2에서의 엔진 공급공기 표준 측정장치 유량특성 시험 수행 	<ul style="list-style-type: none"> - 엔진입구덕트용 경계층 레이크 설계/제작 및 압력분포 확인시험 수행 - 국가 기체유량 측정 소급성이 확보된 한국표준과학연구원의 고압 기체유량 표준시스템에서 Mn=0.05에서 0.15까지의 유량 특성시험 수행. - 항우연 표준측정장치와 표준연의 기준 유량계인 소닉노즐로 측정한 공기유량 간 비교시험 수행 및 표준측정장치의 유량 측정 특성 분석 - 표준연의 유량 측정 시스템의 용량 확장을 위해 압축공기가 저장된 저장탱크에서 유입되는 유량을 조절하는 압력 조절 밸브를 Cv가 큰 글로벌 밸브를 추가하고, 변경된 유량 범위에서도 사용이 가능한 기준유량계(소닉노즐)의 추가 교정 수행 - 유량특성시험 장치의 개선을 통해 확장된 유량범위 Mn=0.2에서 항우연의 표준측정장치의 공기유량과 한국표준과학연구원의 소급성을 갖는 기준유량 계인 소닉노즐로 측정한 공기유량 비교시험 수행 및 표준측정장치의 유량 측정 특성 분석

개선된 측정체계 측정불확도 분석 및 평가	<ul style="list-style-type: none"> - 측정불확도 향상을 위한 측정시스템 개선 - 실제 엔진 시험평가에 의한 개선된 측정체계 측정불확도 분석 및 평가 - 전온도 회복계수 측정 - KOLAS 인증 유지를 통한 국제적인 측정신뢰도 확보 	<ul style="list-style-type: none"> - 3축 로드셀을 사용한 측추력 측정 시스템과 추가 연료 유량계의 DAS* 반영 - 사용 전압력, 전온도 레이크의 회복 계수를 고려한 전압력, 전온도 계산 방법 정립 - Slip joint에서의 압력 불균형 평가를 위한 덕트 수정(압력 측정점 증가) 및 평가 수행 - 모든 측정 시스템 개선 및 측정 불확도 평가 시스템 개선을 반영한 후 실제 엔진 시험평가 및 데이터 분석을 통해 개선된 시스템 검증 - 회전형 비행모사 장치 이용 온도 소급성 유지 환경 하, Mn = 0.2에서의 전온도 레이크 측정불확도 평가 - KOLAS 인정 유지를 위하여 인증 간신평가 및 숙련도 평가 수행
설비 제어시스템 및 엔진 모사시스템 개선 및 평가	<ul style="list-style-type: none"> - 구체적인 설비 제어정밀도 향상방안 확정 및 적용 - 설비 제어정밀도 향상방안 적용에 따른 오차감소여부 평가 	<ul style="list-style-type: none"> - 설비 제어시스템의 엔진적용 사전평가를 위한 엔진모사장치 개발 - 설비 제어시스템의 제어기 PI 이득 설정 기능을 적용한 제어정밀도 향상 기법 확보 - 시험부 대구경 배기밸브에 우회용 소구경 밸브 추가 설치 - 대구경 밸브와 소구경 밸브의 조합 제어 알고리즘 개발 - 오차평가를 위한 지상 및 고도조건에서 엔진적용시험 시험수행
설비 모사시스템 개선 및 평가	<ul style="list-style-type: none"> - 설비 모사시스템 개선 - 설비 모사시스템 성능평가 	<ul style="list-style-type: none"> - 기존에 구축한 설비 모사시스템에 적용된 유압밸브의 제어모사 방식 변경 및 추가된 바이패스 밸브 및 배관 추가 - 개선된 설비 모사시스템을 활용한 설비 시뮬레이션 결과와 실제 실험 결과 비교 평가

* DAS : Data Acquisition System

제 2 장 국내외 기술개발 현황

제 1 절 국내외 관련 기술 특허 동향

국내에서 등록되어 있는 고고도 성능시험관련 장비에 대한 특허는 대부분 본과제의 주관기관인 항우연에서 보유하고 있다.

Table 2.1.1.1 항우연 보유 특허

국적	보유자	제목
한국	항우연	로드셀 장착용 균일하중부가장치
한국	항우연	엔진시험용 노즐 개방장치
한국	항우연	가스터빈의 천이성능시험에 의한 정상상태성능 예측방법
한국	항우연	가스터빈 엔진의 연료 제어기
한국	항우연	가스터빈엔진의 흡기유동시험장치
한국	항우연	가스터빈엔진의 결빙시험 모사장치
한국	국과연	가변노즐의 편심추력 최소화 장치

국외에서는 본 과제를 통해 개발 예정인 각종 시험 기술 보다는 시험 대상 내용(예를 들어 엔진 재점화 시험)과 관련하여 엔진의 성능을 증진시킬 수 있는 장치들에 대한 특허가 대부분이며, 시험기술 자체에 대한 특허는 없는 상황이다.

Table 2.1.1.2 관련 해외특허 현황

국적	보유자	제목
미국	Control Data Canada, Ltd.	Determination of Gross Thrust-related Parameters
미국	United Technologies Corporation	Automatic Turbine Engine Bleed Valve Control for Enhanced Fuel Management
미국	Ellis Sean P Challener Mark G	Engine Performance Model
미국	Pratt&Whitney Canada Corp.	Method of Engine Starting in a Gas turbine engine
미국	Rolls-Royce	Gas Turbine engine Fuel control System with Enhanced Relight Capability
미국	Delphi Technologies, Inc.	Altitude Simulator for Dynamometer Testing
유럽	Rolls-Royce	Gas Turbine Engine Fuel Control system with enhanced relight capability
미국	Environmental Testing Corporation	Variable Altitude Simulator System for Testing Engines and Vehicles

제 2 절 국내외 시장분석 및 산업동향

이미 국내에서 개발 경험이 있는 소형 항공용 터보 팬/제트 엔진과 현재 국내 독자개발을 준비하고 있는 소형 터보샤프트 엔진 등의 고공시험 수요 및 점차 증가하고 있는 소형 항공기 분야의 국제 수요 등을 감안할 때, 국내외 고공성능 시험평가 기술의 필요성은 날로 증가하고 있다. 하지만, 국방기술과 밀접한 관계가 있는 유도무기 추진기관의 성능시험기술은 일반 항공기와는 다른 특수한 시험기술이 요구되나, KF-X의 경우에서도 알 수 있듯이 이에 대한 선진국으로부터의 기술 이전은 불가능하므로 독자 개발이 필수적이다.

군/민수 항공산업에 대한 국가 인증체계 구축을 위해 방위사업청은 최근 감항관련 부서를 창설하고 국토교통부와 업무협조를 시작했으며, 국토교통부는 별도의 국가 인증체계 구축을 위한 사업을 수행했고 추가 계획 중이다. 따라서 향후 항공용 엔진에 대한 인증요구가 증가할 것이 자명하며, 최근 방산물자 수출을 위한 국가적 노력의 결과로 KT-1과 T-50 등의 해외수출이 성사된 바 있다. 그 일환으로 유도무기체계에 대한 해외수출을 추진할 경우 일정 수준이상의 엔진 신뢰성을 입증해야 하며 이를 위해서는 국제적인 신뢰도를 갖고 있는 인증시험 수행이 필수이다.

세계적으로 대표적인 고공환경 시험설비 운용 기관인 AEDC(Arnold Engineering Development Complex)에서 소요되는 각종 시험비용의 경향을 확인해보면, 시험평가에 대한 국제적인 수요는 2009년을 기점으로 약간 감소하는 추세였으나, 2011년을 기점으로 시험소요가 계속적으로 유지되고 있는 상황이다. (AEDC's economic impact : 2009년/\$760, 2010년/\$690, 2011년/\$630, 2012년/\$642, 2013년/\$612, 2014년/\$621, 2015년/\$609, 단위 백만)^[2.2.1.1]

국내 산업의 기술수준이 높아지면서 과거 해외 업체의 전유물로 여겨졌었던 고압, 대유량, 초저온 제품에 대한 국내 상품개발도 활발하게 이루어지면서 유량과 고압/저온 환경조건을 동시에 모사할 수 있는 엔진 고공시험설비의 수요도 발생하고 있다. 이러한 수요의 일환으로 국내에서 개발한 대유량 밸브의 성능시험에 대한 논의가 이루어지고 있다.

해외 시장 진출 가능성 또한 높아지고 있는 상황이다. 해당 과제를 통하여 AETF의 제어 및 측정 정밀도를 해외 시험설비에 근접하게 향상시키는 발판을 마련하고, 앞으로 계속적으로 국제공인시험기관 인정을 유지하며, 인정의 범위를 확대해 나간다면 해외 연구기관 또는 기업체의 수주를 받아 소형 가스터빈엔진의 시험평가를 수행할 수 있을 것이라 전망된다. 실제로 국외업체로부터의 개발엔진의 고도시험에 대한 논의가 진행 중이다.

국과연 또한 독자개발엔진 프로그램이 다양해지고 이에 따라 다양한 사양의 엔진이 개발되고 있어 다양한 조건에 대한 엔진 고공시험에 대한 요구를 해오고 있다. 아울러 독자개발엔진의 기술이 향상됨에 따라 요구되는 성능측정 정확도도 높아지고 있으며, 이러한 요구에 부응하기 위해선 측정 및 제어 기술의 계속적인 개선이 필요한 상황이다.

전온도 센서의 경우 항공기의 실제 비행속도 평가를 위해 정확한 회복계수 평가가 필수적이다. 이를 위해 NASA 등의 해외 기관에서 전온도 센서의 교정을 수행해주고 있으나, 그 방법에 있어 소급성을 유지하지 못하는 한계를 가지는 것이 현실이었다. 이에 국제적인 측정 데이터 신뢰성 확립을 위해 소급성을 유지가 가능한 전온도 센서 회복계수 측정기술의 개발이 필요한 실정이다.

1. 국내 연구개발 수준

항우연은 항공용의 소형 엔진 개발과 관련하여 시험설비의 중요성을 인식하여 1999년 10월 국내 최초로 3,000 lbf 급의 터보팬/제트 엔진의 고고도(40,000 ft) 성능시험이 가능한 AETF를 완공하여 국내개발 항공기용 가스터빈 엔진의 성능시험에 활용하였다. 또한 2008년에는 2,500 SHP 급의 터보샤프트 엔진용 시험설비(20,000 ft)를 증설하여 KHP 엔진 및 APU의 고고도 시험에 활용하였다.

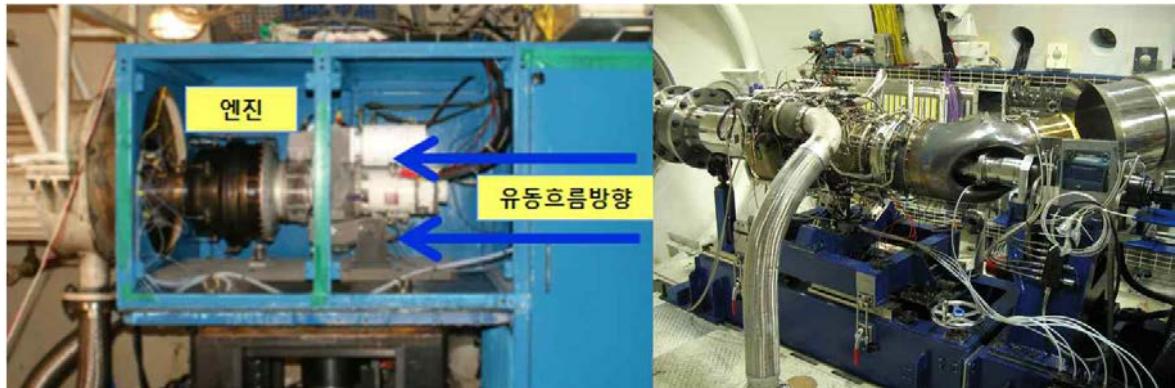


그림 2.2.1.1 항우연 AETF 엔진 장착

2. 국외 연구개발 수준

각국의 연구수행 기관은 연구소 및 기업체에서 개발 중인 각종 가스터빈엔진의 고고도 성능시험을 수행하고 있으며, 이를 통하여 가스터빈엔진의 개발업무 및 인증업무를 수행하고 있다. 주요 연구수행 기관은 아래의 표와 같다.

Table 2.2.2.1 고도설비 운용기관

번호	명칭	국가
1	AEDC	미국
2	DERA	영국
3	CEPr	프랑스
4	NRC	캐나다
5	HPT	독일
6	CIAM	러시아
7	JAXA	일본
8	AIDC	대만

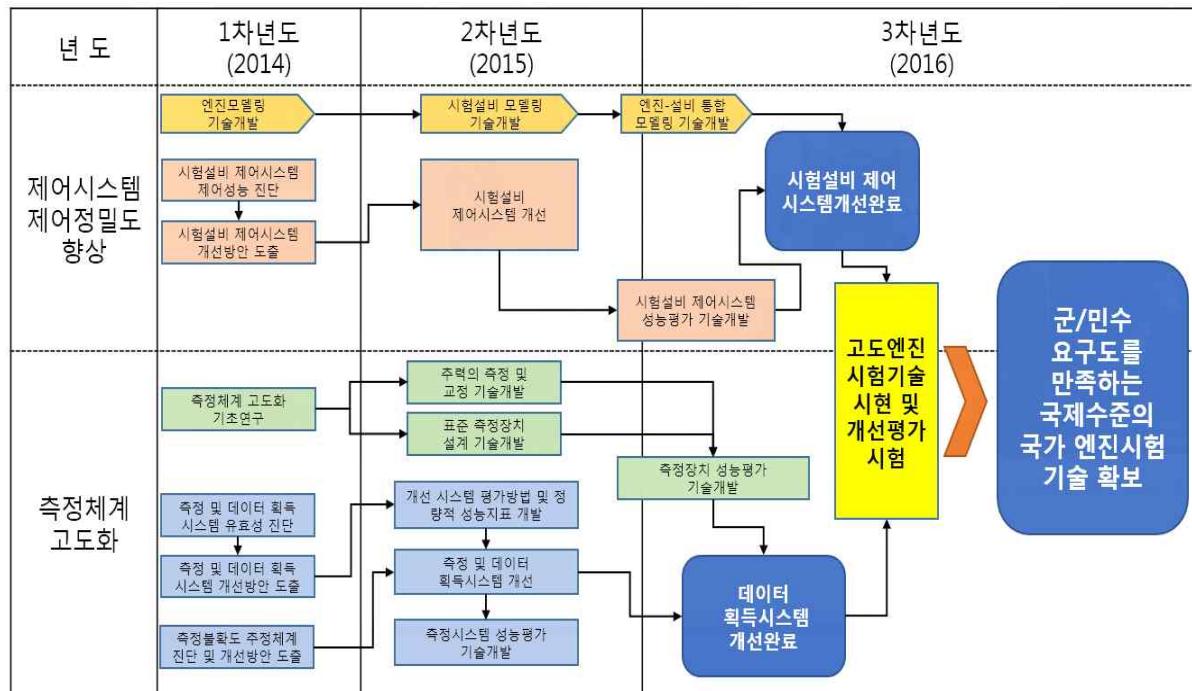
여러 나라에서 운용 중인 고도시험설비는 각국의 엔진개발 및 엔진인증 업무에 활용되고 있다. 국외설비는 고도 30km, 속도 마하 3.8 및 공기유량 최대 1.25ton까지 시험이 가능한 대형설비가 구축되어 있으며, 특히 최대 연구수행 기관인 AEDC에서는 램/스크램과 같은 차세대 추진시스템과 최신 항공기인 F-35와 F-22의 엔진의 성능시험을 성공적으로 수행하였다.



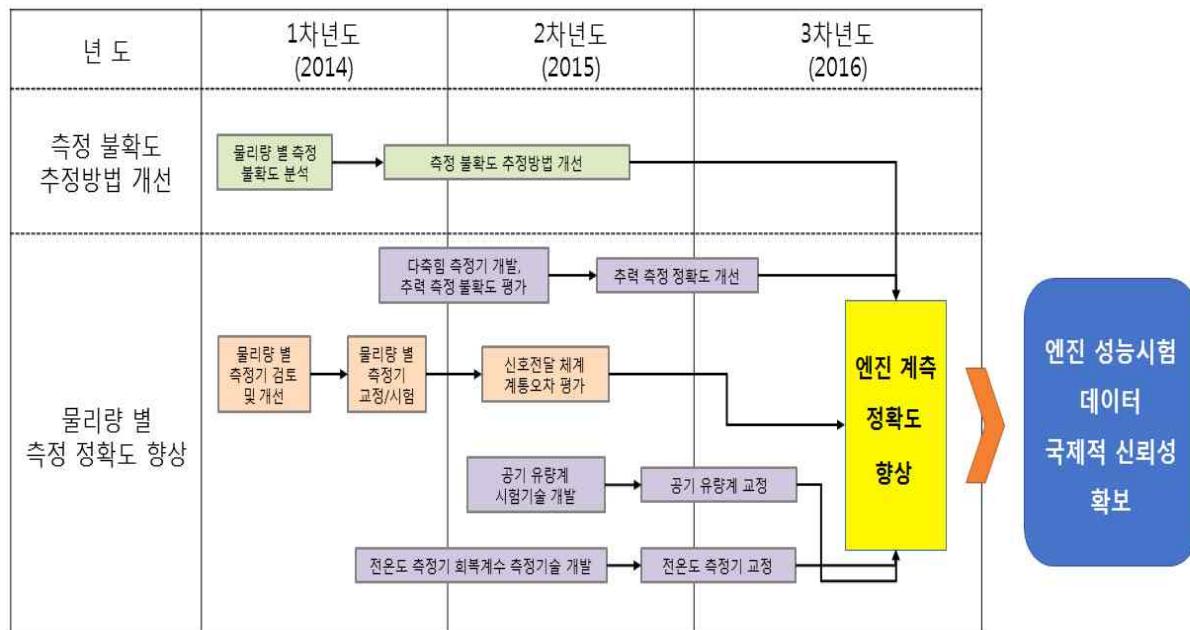
그림 2.2.2.1 국외 고도설비 엔진시험

3. 기술경로도

가. 항우연 : 항공기용 엔진 고공시험 기술개발



나. 표준연 : 엔진 고공시험 측정데이터 국제적 신뢰성 확립 기술 개발



제 3 장 연구수행 내용 및 결과

제 1 절 측정체계 고도화

1. 측정체계 진단 및 고도화 기초연구

가. 측정체계 고도화를 위한 온도/압력 측정장치 및 Tare Load 시스템 기초연구

(1) 측정체계 고도화를 위한 온도/압력 측정장치 기초연구

(가) 문헌 조사를 통한 온도/압력 측정장치 개선을 위한 설계변수 선별

엔진 성능을 결정하는 주요인자인 공기유량은 그림 3.1.1.1과 같이 엔진입구덕트 내부에 장착된 온도/압력 측정장치인 레이크를 사용하여 측정하고 있다. 레이크란 온도 또는 압력을 측정하는 다수의 피토관과 이를 지지하는 몸체를 통칭하여 의미한다. 레이크는 그림 3.1.1.1과 같이 시계방향으로 압력, 온도, 경계층 압력레이크 순으로 원주방향으로 각각 3개씩 장착되게 된다.

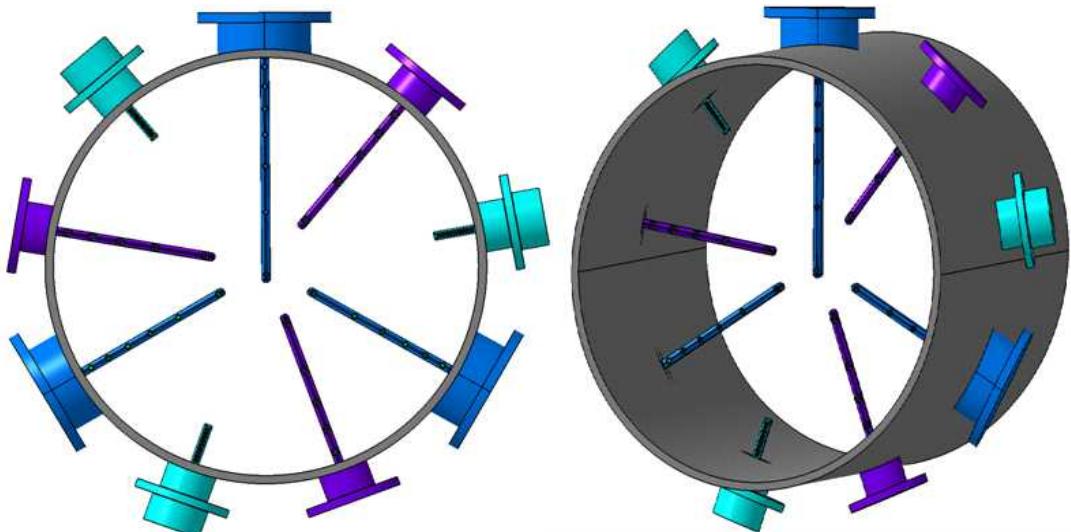


그림 3.1.1.1 엔진 입구덕트에 장착되는 온도/압력 측정장치

① 전압력 레이크 설계변수

먼저 공기유동의 전압력을 측정을 위한 압력 레이크에 대하여, 레이크 설계 시 고려해야 할 주요 설계변수를 선별하고자 문헌 NASA-TN-D6406을 참고하였다^[3.1.1.1]. 해당 문헌에서는 레이크 설계 시 고려해야 할 주요 인자인 피토관의 외경 사이즈, 마하수, 레이놀즈 수, 피토관의 형상 변화에 따른 다양한 성능시험 결과를 제시하였다. 압력 레이크를 설계하기 위해 해당 문헌에서 제시한 주요 결과를 요약하면 다음과 같다.

ⓐ 전압력 오차 및 유동각 정의

전압력 레이크 설계 시 엔진입구로 유입되는 공기유동의 유동각에 의한 영향을 알아보기자 식 3.1.1.1과 같이 전압력 오차(total pressure error, C_P)를 정의하였다^[3.1.1.1]. 식 3.1.1.1에서 $P_{t,ind}$ 는 시험대상 피토관에서 측정한 전압력이며, P_t 와 P_s 는 각각 NASA 시험설비에서 측정한 전압력과 정압력이다.

$$C_P = \frac{P_{t,ind} - P_t}{P_t - P_s} \quad (3.1.1.1)$$

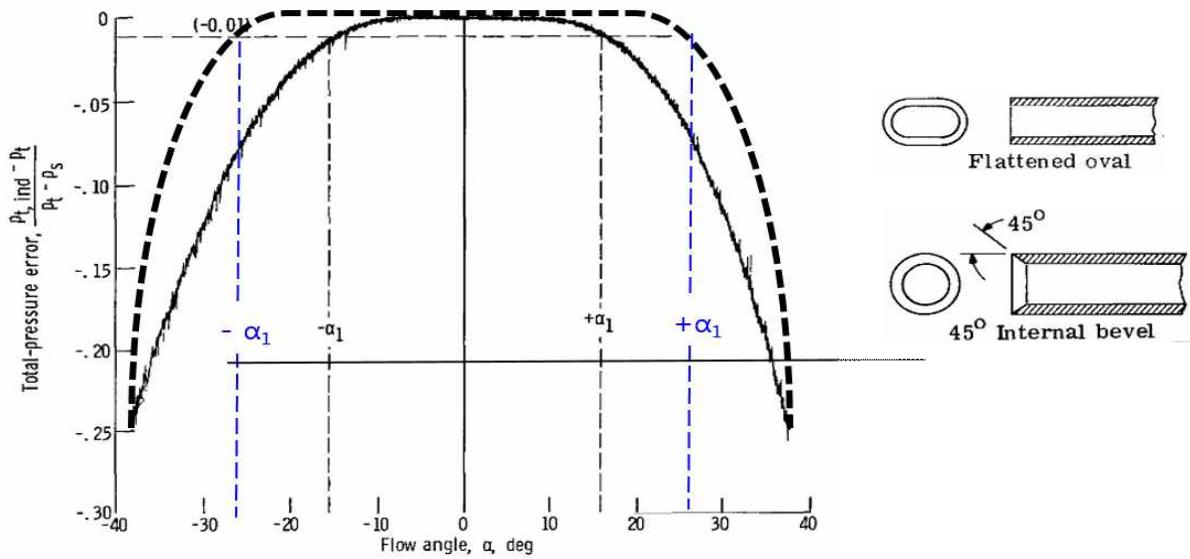


그림 3.1.1.2 Flattened tube(solid 라인)와 beveled tube(dash 라인)의 전압력 오차^[3.1.1.1]

전압력 오차가 1% 이내인 유동각을 $\alpha_1[^\circ]$ 이라 할 경우, 그림 3.1.1.2를 통해 flattened oval 피토관의 경우 α_1 은 $\pm 16^\circ$ 이며, 45° internal bevel 피토관의 경우 α_1 은 $\pm 27^\circ$ 가 된다.

AETF에서 기 활용하였던 전압력 레이크는 internal beveled 피토관이며 참고문헌을 통해 AETF에서 엔진입구덕트로 유입되는 공기유량의 전압력 오차는 유동각 $\pm 27^\circ$ 이내에서 1% 이하임을 예측할 수 있다.

④ 피토관 내경/외경비에 따른 유동각 변화

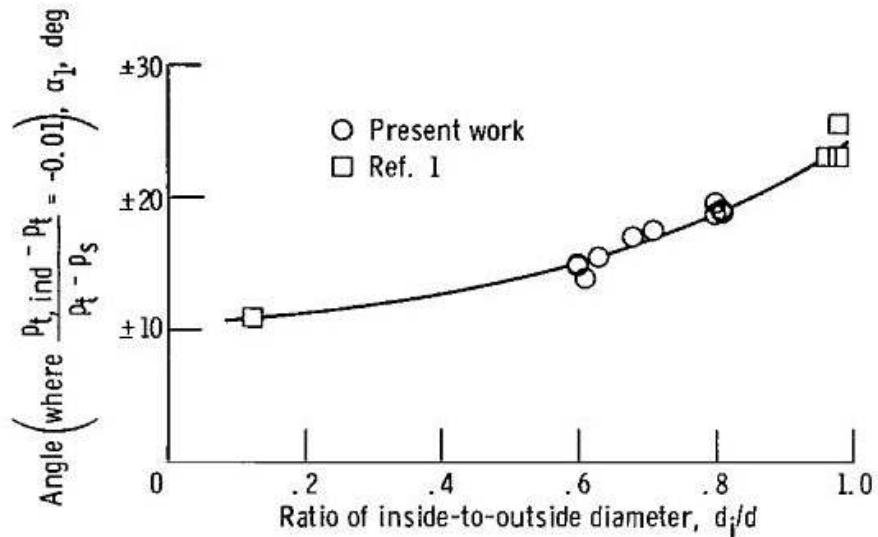


그림 3.1.1.3 피토관 내경/외경비 변화에 따른 유동각 변화^[3.1.1.1]

그림 3.1.1.3으로부터 피토관의 내경/외경비(d_i/d)가 0.6일 경우 α_1 은 $\pm 15^\circ$ 이며, 내경/외경비가 0.8일 경우 α_1 은 $\pm 20^\circ$ 임을 알 수 있다. 따라서 피토관의 내경/외경비가 0.6에서 0.8로 커질수록 $\pm 5^\circ$ 커진 유동각 범위 이내에서 전압력 오차가 1% 이하임을 알 수 있다.

AETF에서 기 활용하였던 전압력 레이크의 내/외경비는 0.8이다.

④ 피토관 입구 경사각에 따른 유동각 변화

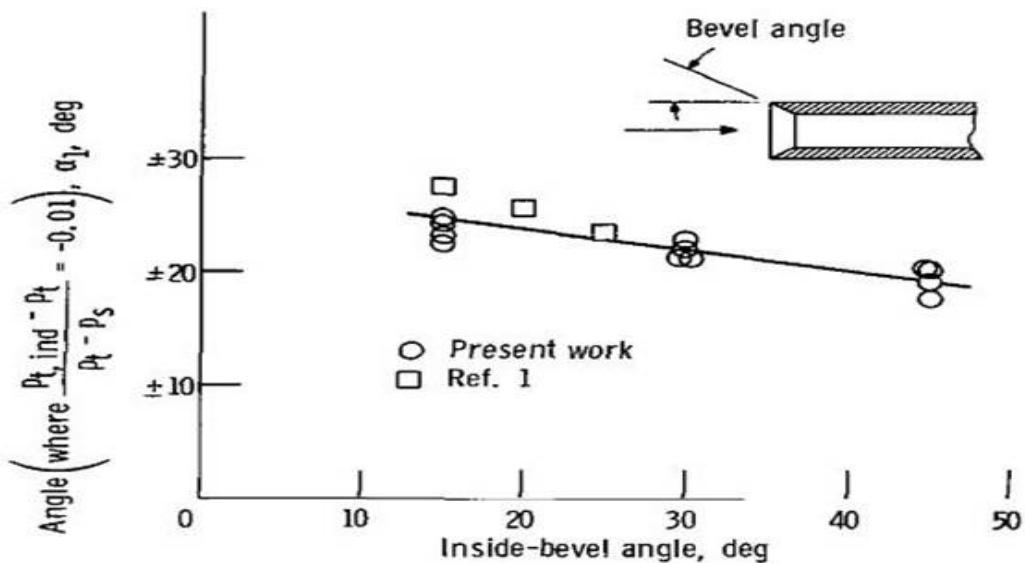


그림 3.1.1.4 피토관 입구경사각에 따른 유동각 변화^[3.1.1.1]

그림 3.1.1.4를 통해 피토관의 입구 경사각(inside-bevel angle)이 45° 일 경우 α_1 은 $\pm 19^\circ$ 이며, 입구 경사각이 15° 일 경우 α_1 은 $\pm 24^\circ$ 임을 알 수 있다. 따라서 피토관의 입구 경사각은 45° 에서 15° 로 작아질수록 $\pm 5^\circ$ 커진 유동각 범위 이내에서 전압력 오차가 1% 이하임을 알 수 있다. AETF에서 기 활용하였던 전압력 레이크의 입구 경사각은 30° 이다.

⑤ 레이놀즈수에 따른 유동각 변화

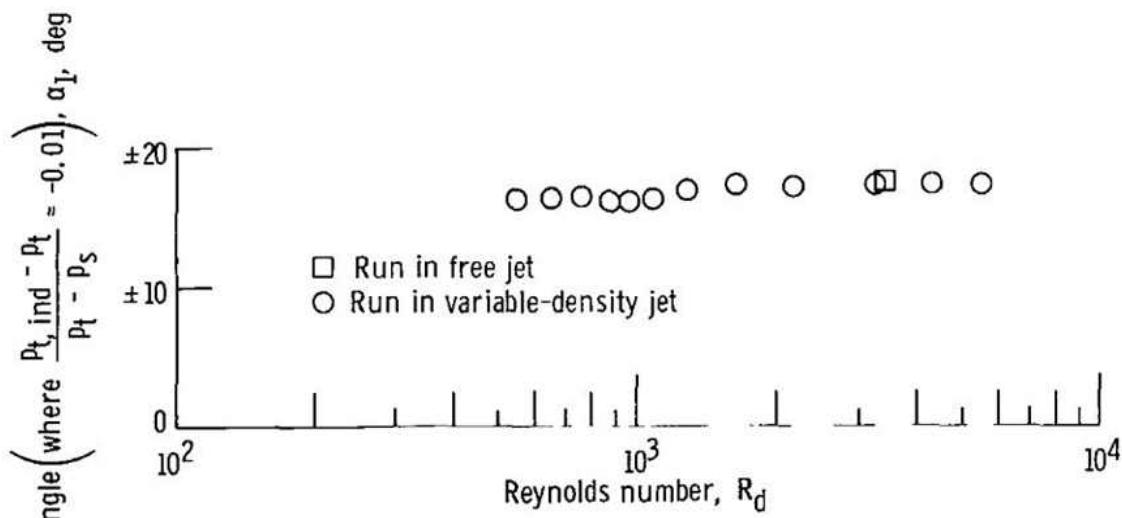


그림 3.1.1.5 레이놀즈 수 변화에 따른 유동각 변화^[3.1.1.1]

그림 3.1.1.5를 통해 유입되는 공기유동의 레이놀즈수가 500에서 6,000까지 변동할 경우 α_1 의 변화를 확인할 수 있다. 해당 레이놀즈수 범위에서 α_1 은 최저 $\pm 16^\circ$ 에서 최대 $\pm 18^\circ$ 까지 변동하며, α_1 의 변동폭은 $\pm 2^\circ$ 이내로 피토관의 형상과 관련된 인자에 비해 작은 값임을 알 수 있다.

ⓐ 피토관의 텁 연장비에 따른 유동각 변화

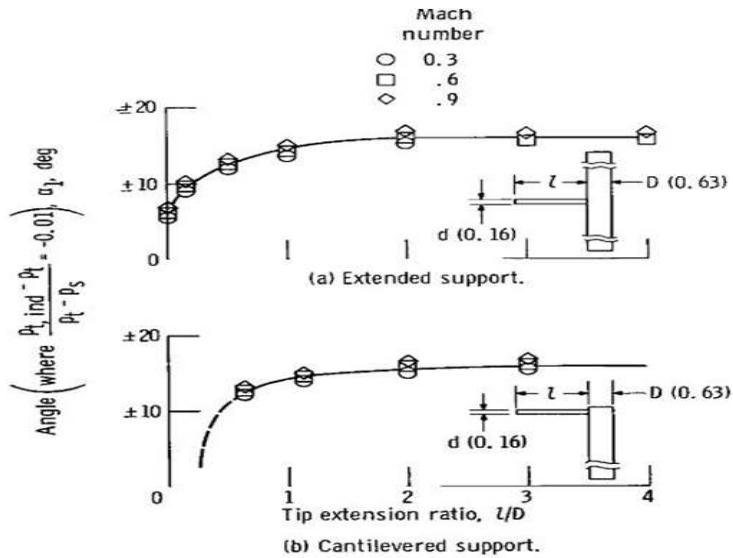


그림 3.1.1.6 피토관 텁 연장비에 따른 유동각 변화^[3.1.1.1]

그림 3.1.1.6을 통해 연장지지(extended support) 형상과 외팔보지지(cantilevered support) 형상에 대하여 피토관의 텁 연장비(l/D)에 대한 유동각 변동을 알 수 있다. $Mn 0.6$ 조건에서 피토관의 텁 연장비가 0.7일 경우 α_1 은 $\pm 12^\circ$ 이며, 텁 연장비가 2일 경우 α_1 은 $\pm 15^\circ$ 임을 알 수 있다. 피토관의 텁 연장비가 2 이상일 경우 유동각 변동은 일정하며, 동일한 텁 연장비에서 마하수가 0.3에서 0.9로 증가할수록 α_1 은 약 2° 커짐을 알 수 있다.

② 전온도 표준측정장치 설계 변수

공기유동의 전온도 측정을 위한 온도 레이크에 대하여, 레이크 설계 시 고려해야 할 주요 설계변수를 선별하고자 문헌 AGARD-AR-245을 참고하였다^[3.1.1.2]. 해당 문헌에서는 레이크 설계 시 최소화해야 할 공기역학적, 열역학적 인자로 속도 오차, 전도 및 복사 오차, 촉매작용에 의한 오차를 제시하였다. 이 중에서 복사 오차는 상온 및 상압에서는 상대적으로 낮은 오차이며, 500 K 이하에서는 무시할 수 있기 때문에 온도 레이크 설계 시 고려하지 않았다. 온도 레이크를 설계하기 위해 해당 문헌에서 제시한 주요 결과를 요약하면 다음과 같다.

ⓐ 속도 오차 최소화

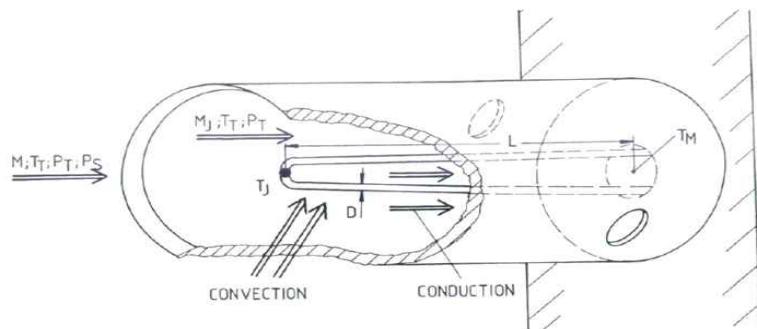


그림 3.1.1.7 속도오차에 의한 영향성^[3.1.1.2]

그림 3.1.1.7에서 유입되는 공기유동의 마하수, 전온도, 전압력, 정압력을 각각 M_F , T_T , P_T , P_S 라 하고 피토관으로 유입된 공기유량의 마하수를 M_J 라 할 경우, 유입된 공기 유동은 피토관 내에서 단열적으로 정체되어 회복되지 못하므로 측정되는 온도 T_J 는 T_T 보다 낮은 값이 된다. 따라서 식 3.1.1.2과 식 3.1.1.3을 통해 이 값의 차이를 최소화하는 것이 속도 오차 Y_V 를 최소화할 수 있는 방법이며, 이를 위해 피토관은 그림 3.1.1.7과 같이 키엘 형상을 사용해 블리드 홀의 면적이 되도록 작게 설계해야 한다.

$$Y_V = T_T - T_J = (1-r) \frac{\frac{\gamma-1}{2} M_J^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_J^2} T_T \quad (3.1.1.2)$$

$$M_J = \frac{M_F}{A_E/A_B} \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_F^2 \right]^{1/(\gamma-1)} \quad (3.1.1.3)$$

여기서 r 은 열전대의 회복률이며, γ 는 공기의 비열비를 의미한다. A_E 와 A_B 는 각각 입구면적 및 블리드 홀의 면적이다.

④ 전도 오차 최소화

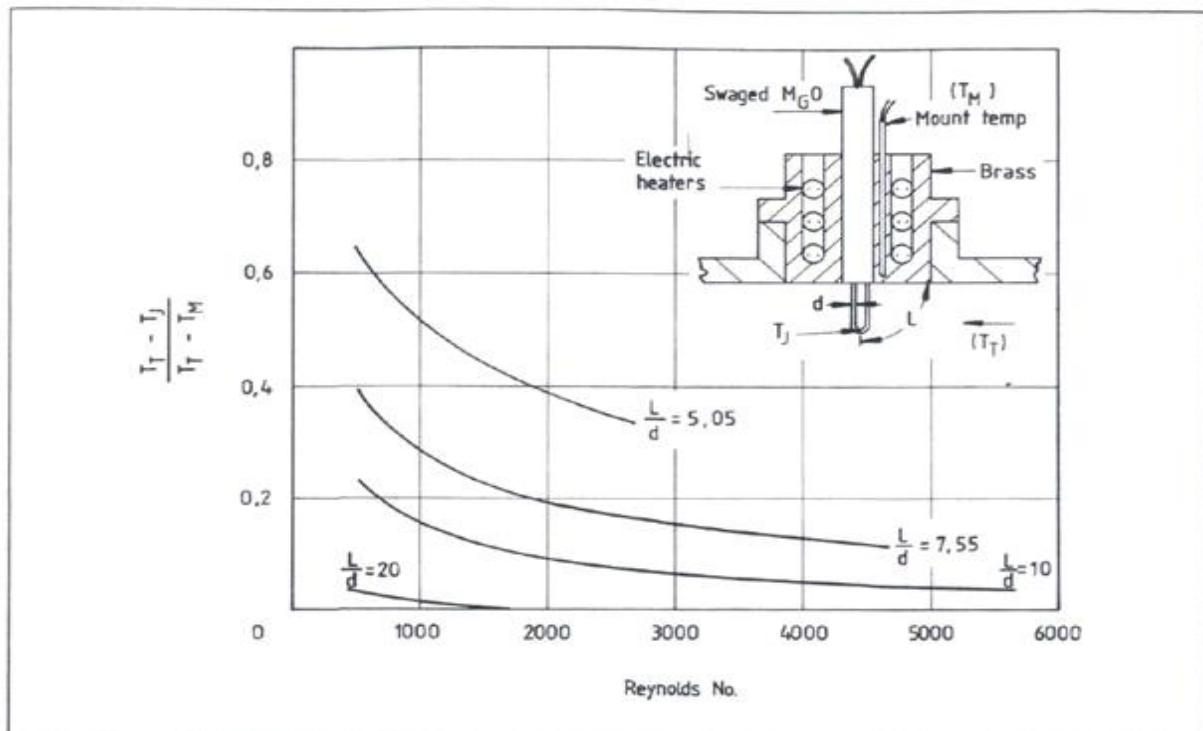


그림 3.1.1.8 전도 오차에 의한 영향성 [3.1.1.2]

그림 3.1.1.8은 레이놀즈수와 열전대의 길이 대 직경비(L/d)에 따른 전도 오차를 나타낸다. 전도 오차를 최소화하기 위해서는 열전대의 길이 대 직경비를 증가시켜야 한다. 주유동으로부터 강제대류에 의해 전달된 열에너지가 열전대를 따라 전도되는 열에너지와 같다는 가정

하에 전도 오차 Y_K 는 식 3.1.1.3을 통해 T_T 와 T_M 의 차이를 최소화하거나 h_c 를 높이거나 k_s 를 줄임으로써 감소시킬 수 있다.

$$Y_K = T_T - T_M = \frac{T_T - T_M}{\cosh \left[\frac{4h_c}{D \cdot k_s} \right]^{0.5}} \quad (3.1.1.3)$$

여기서 h_c 와 k_s 는 각각 대류 열전달 계수와 열전도 계수를 의미한다.

④ 촉매작용에 의한 오차

고온환경에서 사용되는 백금, 로듐, 이리듐 재질의 열전대는 미연 연료 또는 산소에 의해 촉매작용이 발생할 수 있으므로 촉매작용에 의한 오차를 최소화하기 위해서는 Al_2O_3 코팅을 하여야 한다.

③ 문현조사를 통한 온도/압력 측정장치 개선을 위한 형상

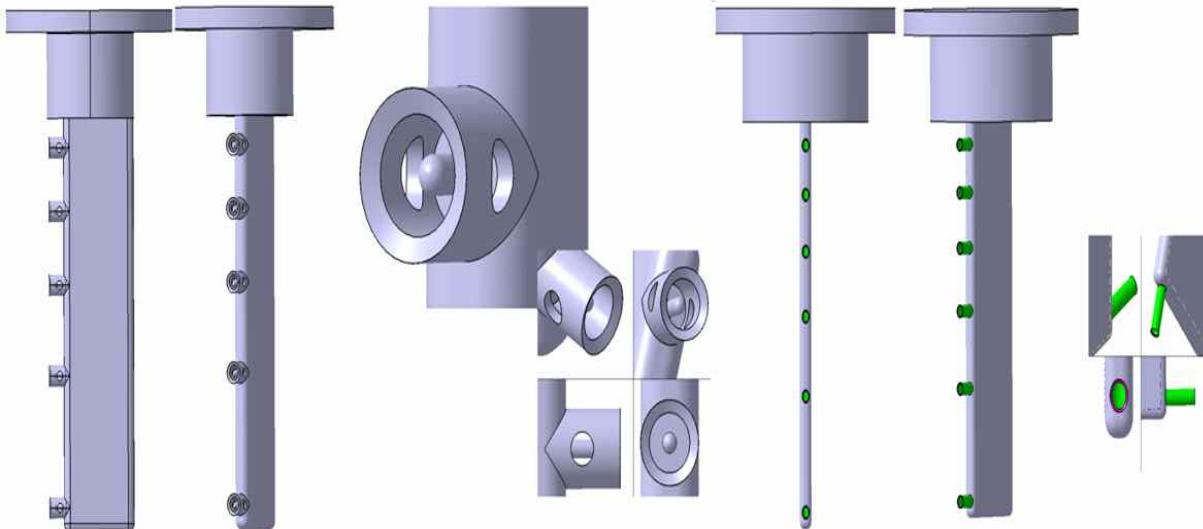


그림 3.1.1.9 기존 온도 레이크(좌) 및 압력 레이크(우)

기 제작된 압력 레이크는 피토관 직경을 3.2에서 1.6으로 줄이게 되면 항렬계수를 0.017로 줄일 수 있으나, 이 경우 엔진입구덕트에 장착될 레이크 자체의 내구성이 문제될 수 있다. 따라서 기 제작된 압력 레이크를 개선하기 위해서 신규 압력 레이크는 기존의 피토관 타입 형상에서 키엘타입 형상으로 변경하고자 한다. 이를 통해 신규 압력 레이크는 기존 보다 큰 유동각 범위에서 1% 이하의 전압력 오차를 달성할 수 있게 된다.

기 제작된 온도 레이크는 키엘타입으로 입구면적 대 블리드 홀 면적비(A_E/A_B)는 5.67이며 길이 대 직경비(L/d)는 3.5로 설계되어 속도 및 전도 오차를 최소화하는 방향으로 제작되었다. 그러나 5개의 피토관으로 구성된 3개의 온도 레이크는 엔진입구덕트 내에서 15 포인트의 온도를 측정하게 되는데, 이 중 3 포인트의 피토관에서 온도 측정이 불가한 상태이므로 신규로 제작하고자 한다. 또한 신규 제작 시 레이크 몸체의 의한 전도열전달이 열전대에 미치는 영향을 최소화하고자, 레이크 몸체와 열전대가 결합되는 부위에 별도의 단열재를 사용하여 보완하고자 한다.

(나) 기존 온도/압력 측정장치 시험데이터 분석

AETF 내 엔진입구덕트에서 사용하는 온도/압력 레이크는 엔진으로 유입되는 공기유량을 측정하기 위해 공기유량의 전온도와 전압력을 각각 측정한다.

엔진입구덕트에서 공기유량 변화에 따른 반경방향 덕트 마하수의 변화는 그림 3.1.1.10과 같다. 덕트 내의 압력분포는 벽면효과 및 대류열전달의 영향으로 인해 반경방향의 분포를 나타낼 수 있다.

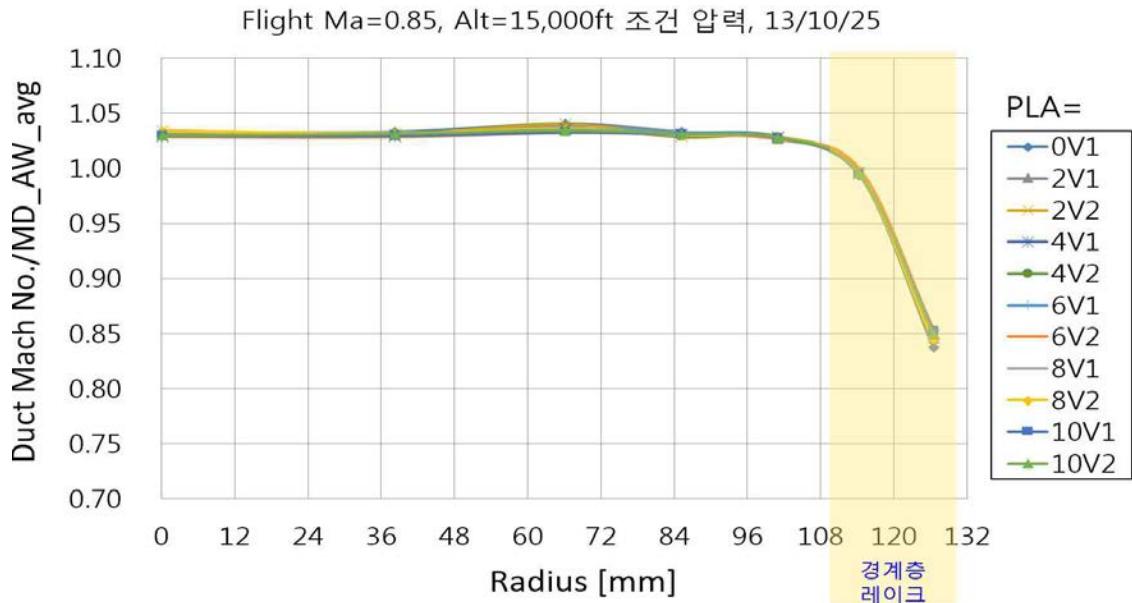


그림 3.1.1.10 엔진 입구덕트에서의 덕트내 마하수

기준에 활용하였던 전압력 측정용 레이크는 7 hole 레이크(1 ea)와 6 hole 레이크(2 ea)가 활용 되었으며, 7 hole 레이크는 덕트 중심부의 압력을 측정하게 된다. 위 그림에서 저 유량에서 덕트 중심의 덕트마하수가 낮아지는 현상을 볼 수 있으므로 신규 전압력 레이크도 2 종류의 전압력 레이크를 제작하여 덕트 중심부의 압력까지 측정하고자 하였다.

벽면근처에서의 압력 프로파일의 영향을 고려하여 공기유량을 측정하기 위해 경계층 레이크를 사용하는데 AETF에서는 벽면근처에서의 압력분포를 자세히 보기위해 경계층 레이크를 장착하여 사용하고 있다. 이러한 경계층 레이크는 벽면근처에서의 압력 프로파일을 보여주는 좋은 수단이기는 하지만, 작은 직경으로 인해 이물질이 끼여 막히는 등의 문제가 발생할 경우 정확한 공기유량을 측정하는 데는 한계가 있다.

따라서 경계층 레이크를 장착했을 경우와 장착하지 않았을 경우의 덕트 마하수를 이용하면 덕트 마하수의 함수인 C_f 를 구할 수 있고, 이 값과 실험 보정값을 사용하면 경계층 레이크 없이도 공기유량을 계산할 수 있다. 즉, C_f 는 아래 식과 같이 구할 수 있다.

$$C_f = \frac{MD_{P05_avg}}{MD_{P05AW_avg}} \quad (3.1.1.4)$$

MD_{P05_avg} 는 경계층 레이크를 제외한 전압력 레이크의 각 프로브에서 측정한 압력으로부터 구한 덕트 마하수를 산술평균한 것이고, 경계층 레이크와 전압력 레이크를 통해 측정한 압력으로부터 면적가중평균해서 MD_{P05AW_avg} 를 얻는다. 덕트 마하수의 변화에 따른 C_f 값은 그림 3.1.1.11로부터 평균 0.965임을 알 수 있었다.

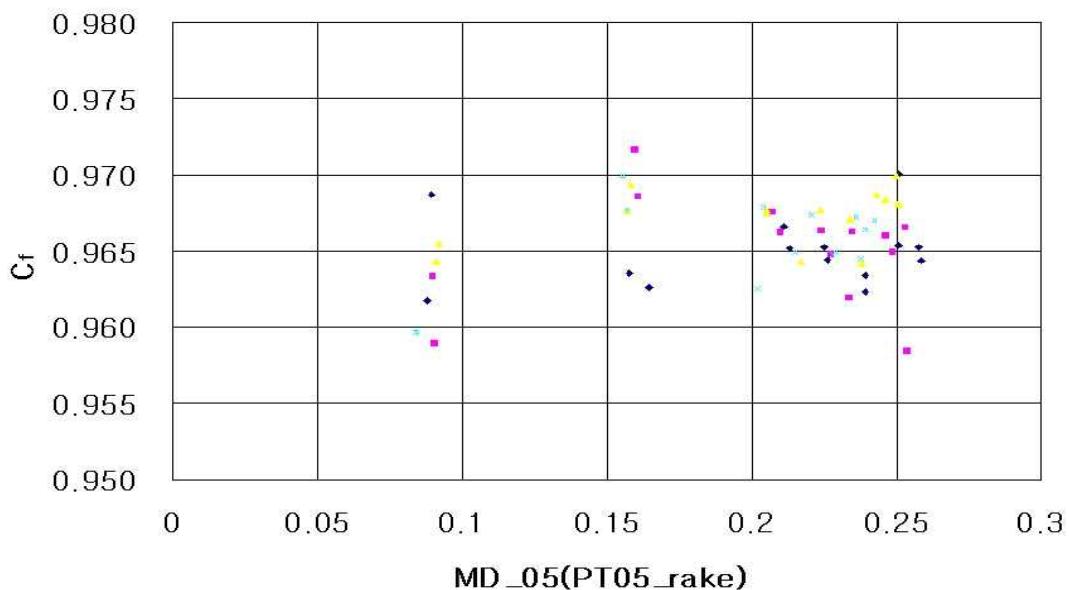


그림 3.1.1.11 Flow coefficient C_f

경계층 레이크를 장착했을 경우와 경계층 레이크 없이 구한 C_f 값을 이용하여 측정한 공기 유량의 값은 그림 3.1.1.12와 같이 최대공기유량 9.73kg/s에서 0.45kg/s의 차이를 보임을 알 수 있고, 전 영역에서 평균 0.29kg/s의 차이를 보인다. 이를 통해 경계층 레이크 없이 계산한 공기유량은 보정이 필요함을 알 수 있으며 이를 보정하여 얻은 실험 보정값은 그림 3.1.1.13과 같다. 따라서 C_f 값과 실험 보정값을 통해 경계층 레이크 없이도 비교적 정확한 공기유량을 구할 수 있음을 알 수 있다.

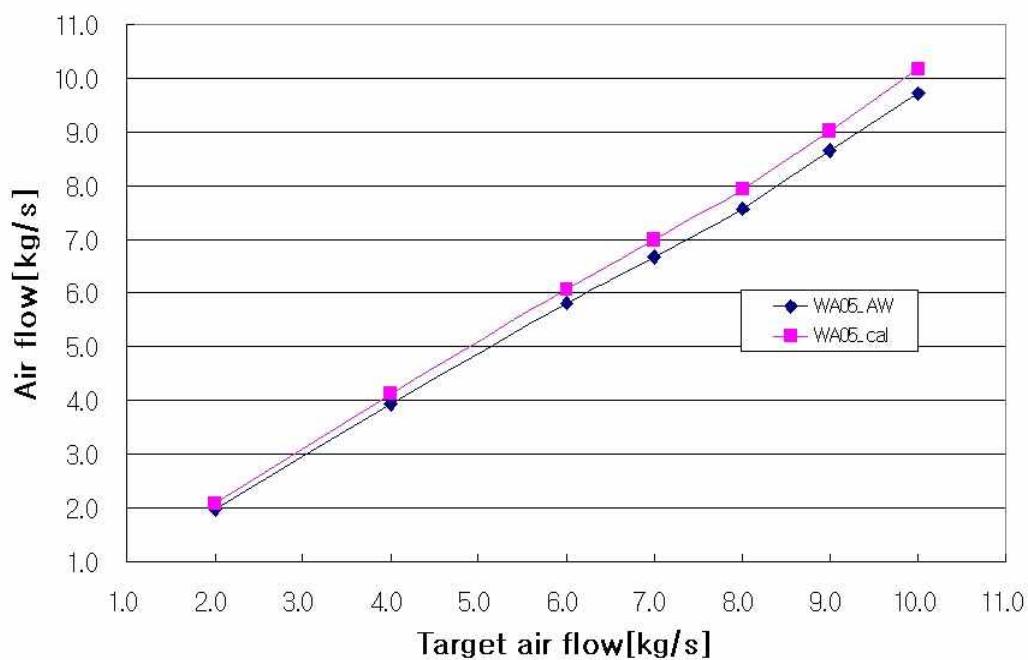


그림 3.1.1.12 경계층 압력데이터 포함 유무에 따른 공기유량 변동

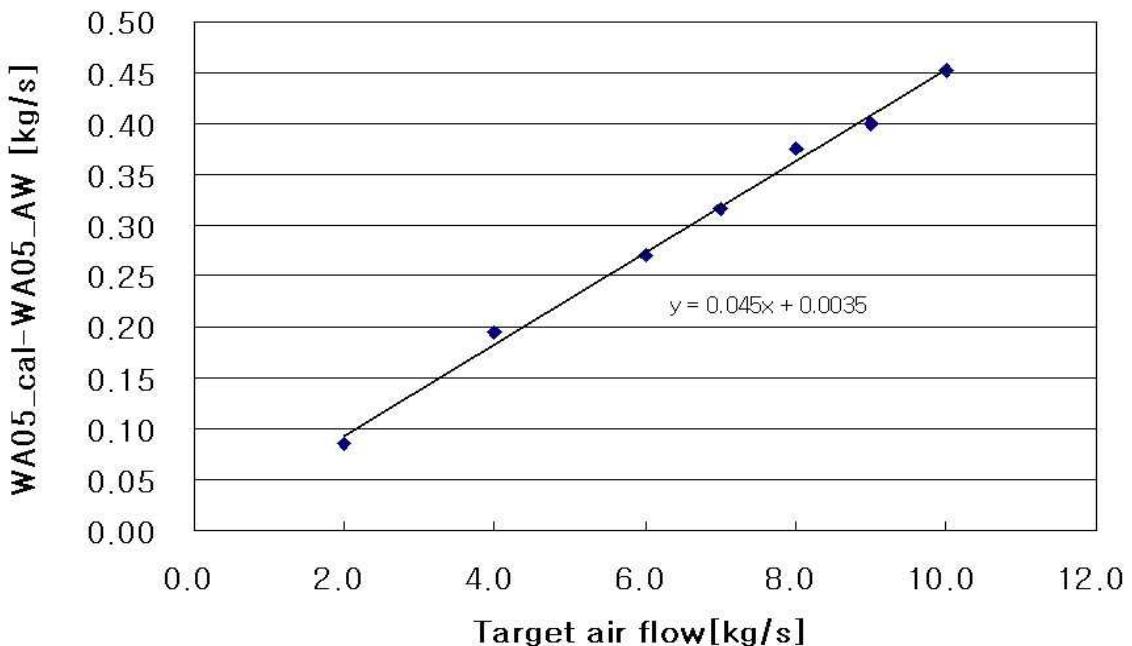


그림 3.1.1.13 Corrected Airflow

(다) 성능지표 선정 및 해석적 방법을 통한 기준 측정장치 성능평가

전압력 오차는 엔진 출력에 직접적인 영향을 주는 변수이므로 이를 성능지표로 선정하였다. 기준 압력 레이크의 전압력 오차를 평가하고, 레이크가 장착됨에 따른 후류 영향성을 보고자 수치해석을 수행하였다.

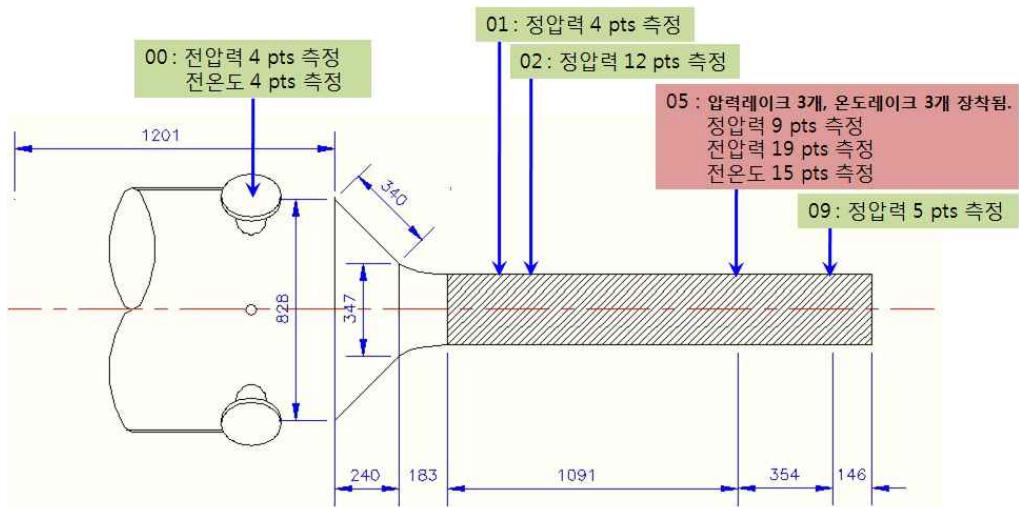
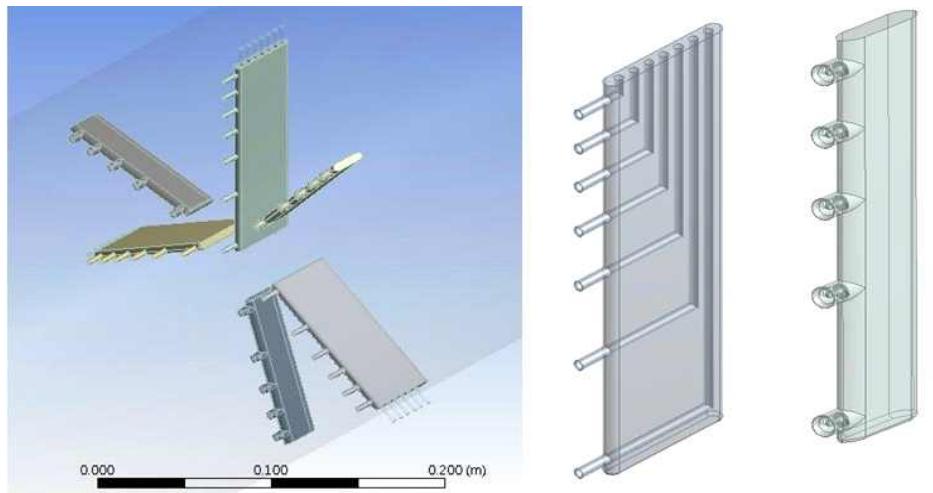


그림 3.1.1.14 해석 대상 도메인 선정

AETF에서 공기유량은 안정실로 들어와서 유질이 균일해진 후 벨 마우스(bell mouth)를 통해 엔진으로 공급된다. 안정실에서부터 엔진입구까지 이어지는 엔진 입구덕트는 그 직경과 엔진과의 위치에 따라 각각 00, 01, 02, 05, 09 section으로 구분하였다. 각 위치에서 측정되는 변수와 측정 포인트 수는 그림 3.1.1.14와 같다.

온도/압력 레이크는 05 섹션에 위치하며 모델링 한 형상은 아래의 그림과 같다.



덕트에 장착된 온도 및 압력레이크
압력레이크 및 온도레이크 상세

그림 3.1.1.15 덕트에 장착되는 온도 및 압력레이크 형상

실제 엔진은 온도/압력 레이크로부터 후방 500mm 위치에 장착된다. 해석대상 도메인은 안정실 일부와 엔진입구덕트, 온도/압력 측정장치로 선정하였다. 안정실에서의 덕트 마하수는 0.04로 매우 낮으므로 해석 도메인이 지나치게 커지는 것을 방지하되, 공기유동이 벨마우스를 통해 덕트로 유입되는 과정에서 발생할 수 있는 유동와류 및 유동박리 현상을 보고자 실직경의 1/4의 영역만 고려하였다. 해석대상 도메인에 대한 격자생성은 그림 3.1.1.6과 같다.

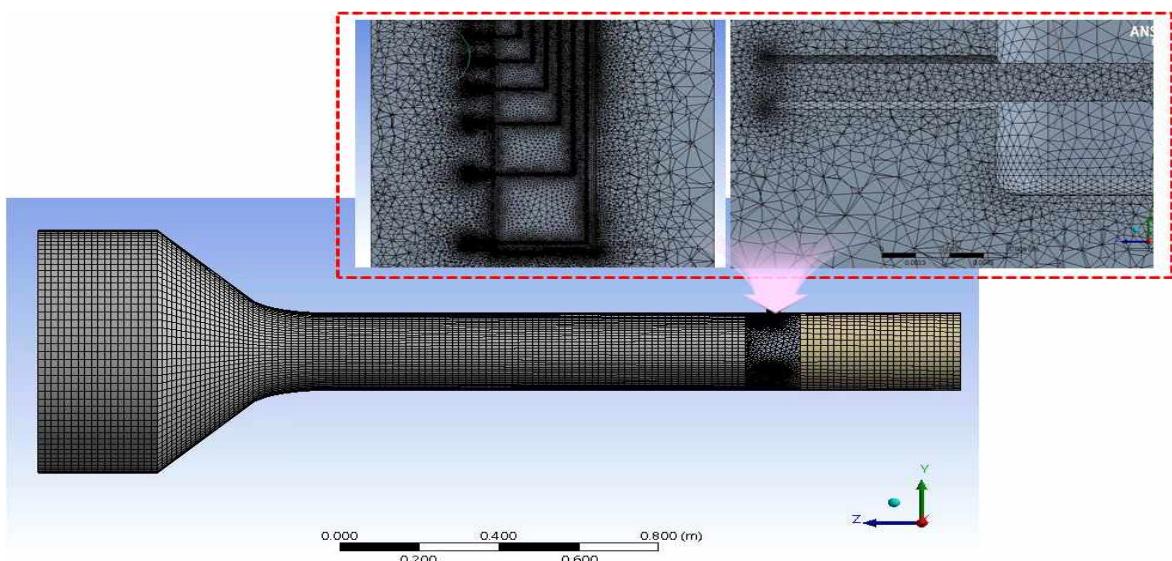


그림 3.1.1.16 엔진입구덕트 및 레이크 격자생성 작업

격자생성은 Tetra(사면체)와 Hexa(육면체)를 사용하였다. 온도/압력 레이크 형상에는 조밀한 격자를 생성하고자 사면체 격자를 적용하였고, 이 외의 부분에는 빠른 수렴성과 계산의 정확도를 향상하고자 육면체 격자를 적용하였다.

해석방법으로는 점성과 압축성 효과를 고려하고자 3차원 Navier-Stokes equation 사용하였으며, Density-based solver를 이용하여 계산을 수행하였다. 난류 모델은 Transient SST 모

델을 적용함으로써 경계층 부근에서는 $k-\omega$ 로, 주 유동에서는 $k-\varepsilon$ 을 기본으로 계산의 정확도를 높였다. 유동분포 계산 시 공간향에 대해서는 Roe-FDS 기법을 사용하고, 공간차분법은 2차 upwind 차분법이 사용되었다.

$Mn = 0.7$, 지상고도 및 PLA 2V 조건에서의 해석결과는 그림 3.1.1.17에서부터 그림 3.1.1.19와 같다. 레이크가 장착됨에 따라 후류는 전압력, 정압력, 전온도의 변화가 발생하며, 그 영향성은 엔진입구까지 이어짐을 알 수 있다.

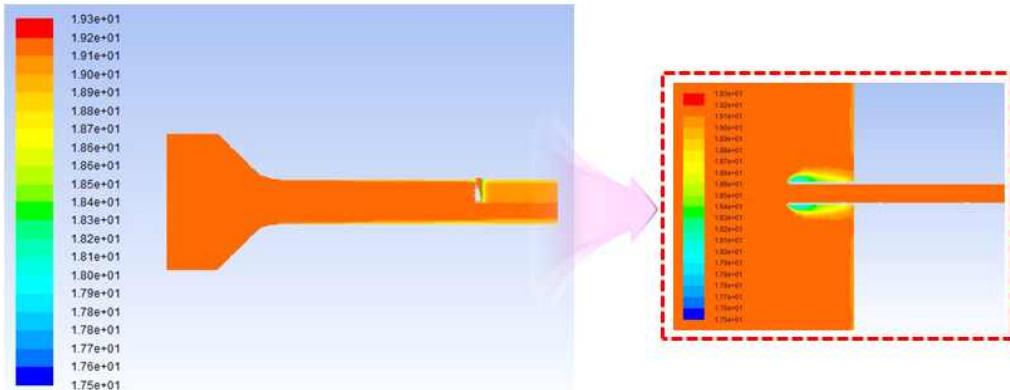


그림 3.1.1.17 전압력 분포

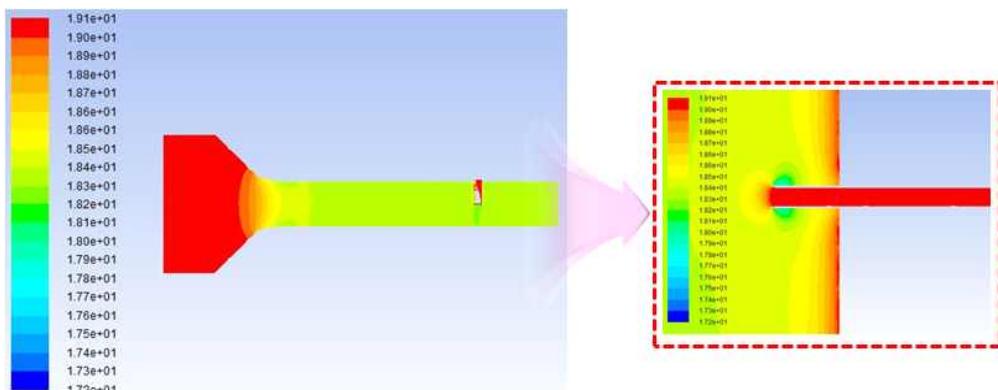


그림 3.1.1.18 정압력 분포

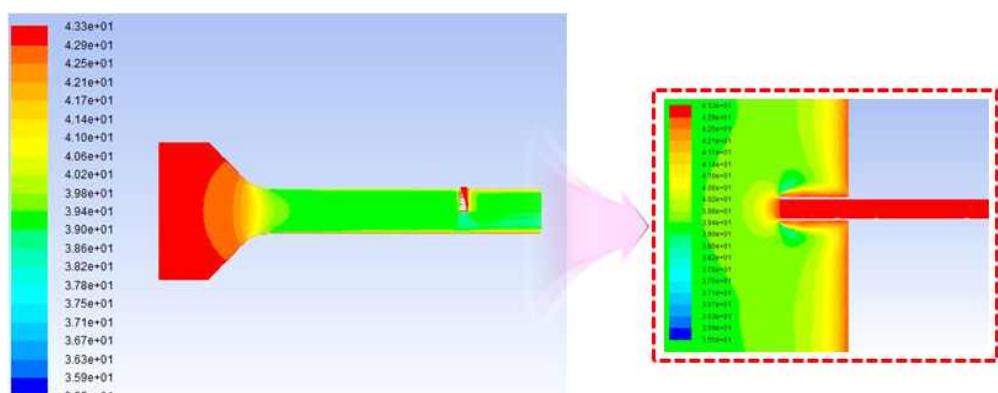


그림 3.1.1.19 정온도 분포

압력 레이크의 각 프로브를 위치별로 P1(벽면근처 프로브)에서 P7(덕트 중심부 측정용 프로브)으로 구분하면, PLA 변화에 따라 프로브에서의 전압력값은 표 3.1.1.1과 같다.

Table 3.1.1.1 각 프로브에서의 전압력

PLA	9.8V	8V	6V	4V	2V	0V
P1 [psi]	18.429	18.499	18.760	18.865	18.917	19.041
P2 [psi]	18.845	18.899	19.033	19.084	19.185	19.186
P3 [psi]	19.052	19.010	19.170	19.193	19.185	19.258
P4 [psi]	19.052	19.010	19.170	19.193	19.185	19.258
P5 [psi]	19.052	19.010	19.170	19.193	19.185	19.258
P6 [psi]	19.052	19.010	19.170	19.193	19.185	19.186
P7 [psi]	19.052	19.010	19.170	19.193	19.185	19.186

벽면과 가까운 P1과 P2는 경계층의 영향으로 전압력은 중심부에 비해 약 3%정도 낮음을 알 수 있다. PLA 0V에서는 다른 PLA 조건과는 달리 중심부의 전압력이 낮아짐을 알 수 있다. 이는 입구덕트 내 유동이 균일하지 않음을 의미하며 전 PLA에서 입구덕트 내 전압력은 벽면부터 중심부까지 모두 측정되어야 한다.

Mn 0.7, 고도 18,000ft 및 표준대기조건에서 전압력 오차에 대한 평가를 수행하였다. 그 결과 기존 전압력 레이크의 공기유량 변화에 따른 전압력 오차는 표 3.1.1.2와 같이 평균 0.031로 평가되었다.

Table 3.1.1.2. 엔진 추력에 따른 전압력 오차 평가결과

PLA setting	9.8V	8V	6V	4V	2V	0V
레이크 전압력 $P_{t,ind}$ [psi]	9.373	9.410	9.436	9.469	9.498	9.531
덕트 전압력 P_t [psi]	9.402	9.434	9.455	9.484	9.511	9.541
덕트 정압력 P_s [psi]	8.447	8.652	8.827	8.981	9.103	9.21
전압력 오차	0.031	0.031	0.031	0.031	0.033	0.03

(2) 측정체계 고도화를 위한 Tare Load 시스템 기초연구

(가) 기존 추력측정시스템 및 Tare Load 시스템 점검

항우연에서 운용 중인 추력측정시스템은 밀폐된 엔진 시험부(test cell)와, 시험부 상부에 장착되어 엔진과 체결되는 직결형 추력대(thrust bed), 엔진입구로 공기를 공급하는 덕트로 구성되어 있다. 이 중 엔진입구로 공기를 공급하는 덕트는 엔진에 부착된 연료라인 및 다양한 측정기기 라인에 대한 영향을 최소화하기 위하여 엔진의 전후 방향으로 자유롭게 움직일 수 있도록 teflon inlet seal과 슬라이딩 덕트로 구성되어 있다. 추력을 측정하는 센서는 로드셀을 이용하고 있으며, 로드셀로 가해지는 분력을 최소화하기 위하여 universal flexure가 장착되어 있다.

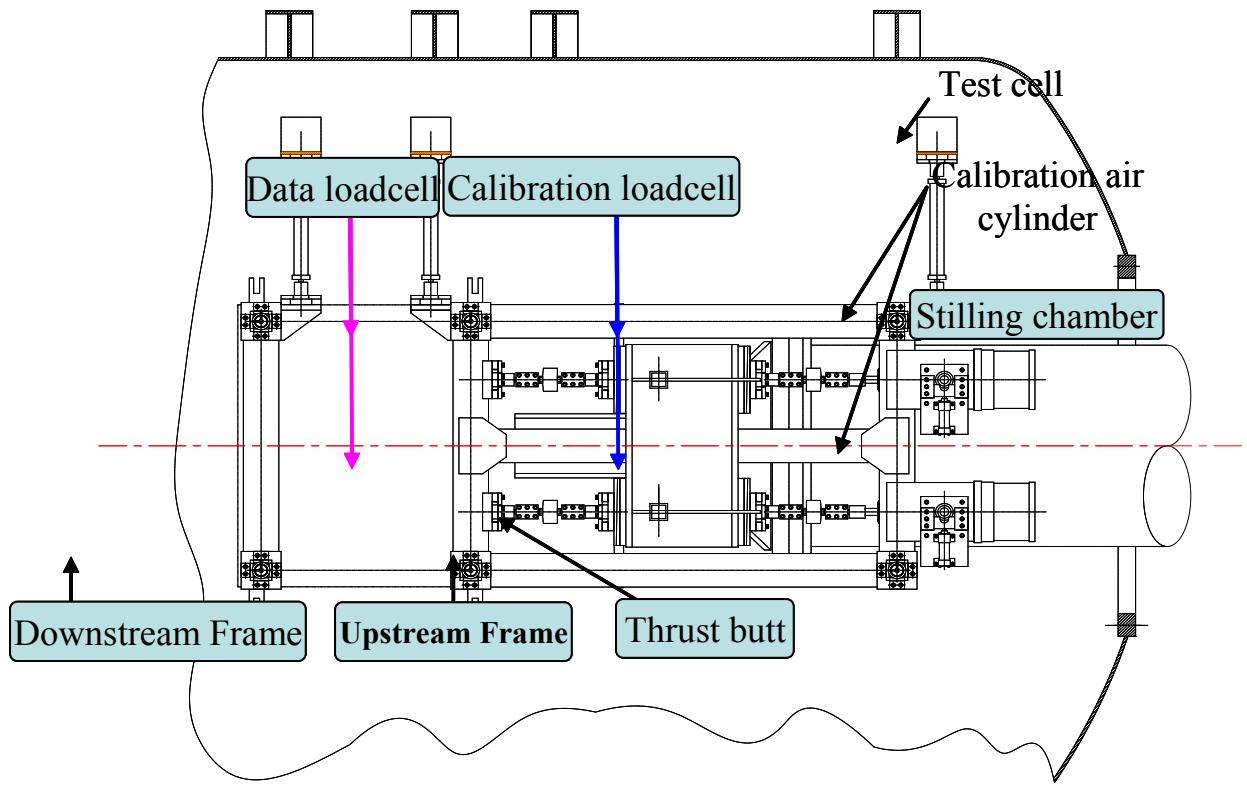


그림 3.1.1.20 항우연 추력측정 시스템

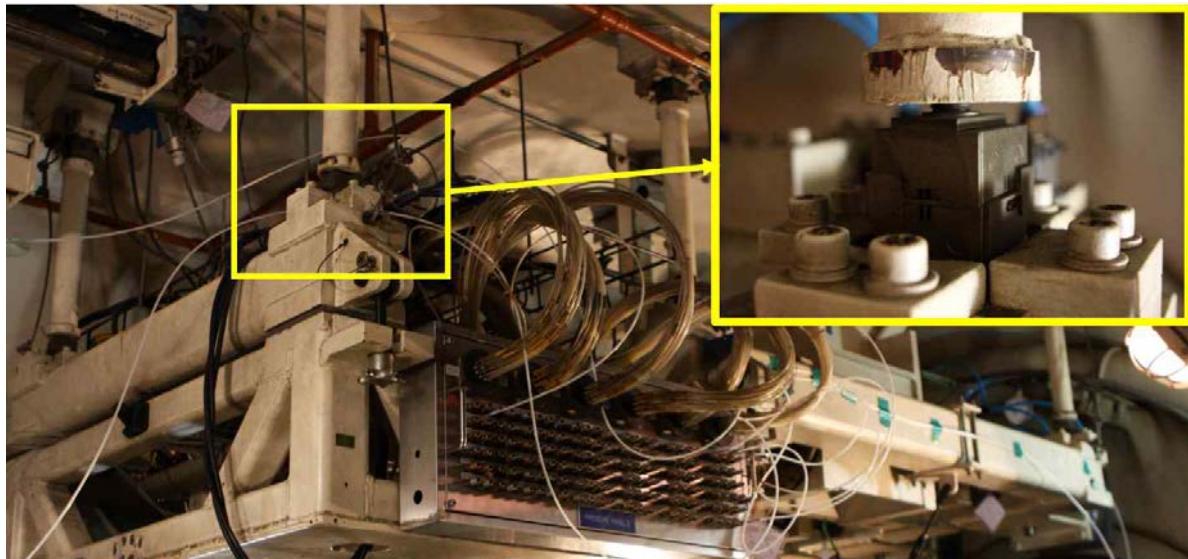


그림 3.1.1.21 항우연 추력측정시스템 및 universal flexure

Tare load 시스템은 4개의 로드셀과 공압 피스톤으로 구성되어 있다. 로드셀은 각각 2개씩 보정용과 측정용 로드셀로 구분된다. 보정용 로드셀은 공압 피스톤과 연결되어 공압 피스톤에서 가해주는 힘값을 측정하며, 측정용 로드셀은 공압 피스톤에서 가해주는 힘과 더불어, 엔진 및 엔진 고정용 프레임의 자중에 의한 모든 힘을 함께 측정한다. 이때, 보정용 로드셀과 측정용 로드셀 값의 차이값을 활용하여 tare load 보정을 수행한다.

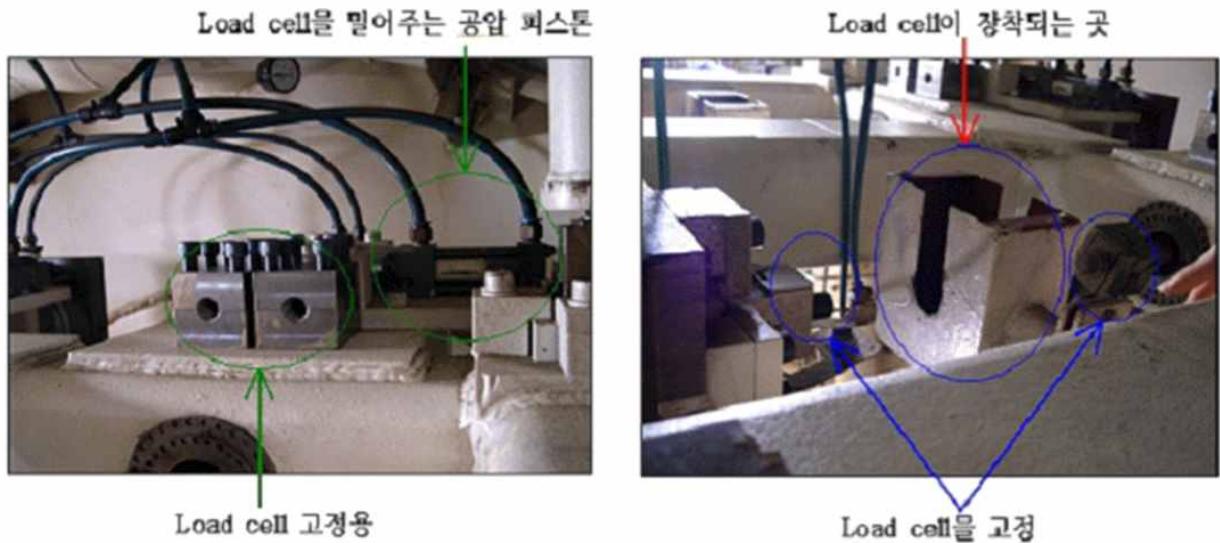


그림 3.1.1.22 항우연 Tare load 시스템

하지만, 기존 추력측정시스템에 적용되어 있는 universal flexure와 tare load 보정시스템에 적용되어 있는 공압 피스톤의 노후화로 인하여 시험자가 보정용 로드셀에 특정값의 힘을 정확하게 전달하기가 어려운 실정이었다. 특히 시험자가 원하는 정확한 힘을 가하는 것이 불가능 하였으며, 로드셀에 인장 및 압축 중 압축방향 힘만이 가해질 수 있었다. 이 외에도 tare load 시스템에 이력현상(hysteresis)이 발생하여 측정 정확도의 신뢰도가 낮은 상황이었다. 이에 따라 tare load 측정 불확도를 분석하여 문제점을 진단하고 노후된 universal flexure와 공압 피스톤을 개선하며 로드셀에 가해지는 추력 외의 부가적인 힘들을 최대한 상쇄시켜 추력측정에 대한 보정을 보다 정확하게 수행하고자 하였다.

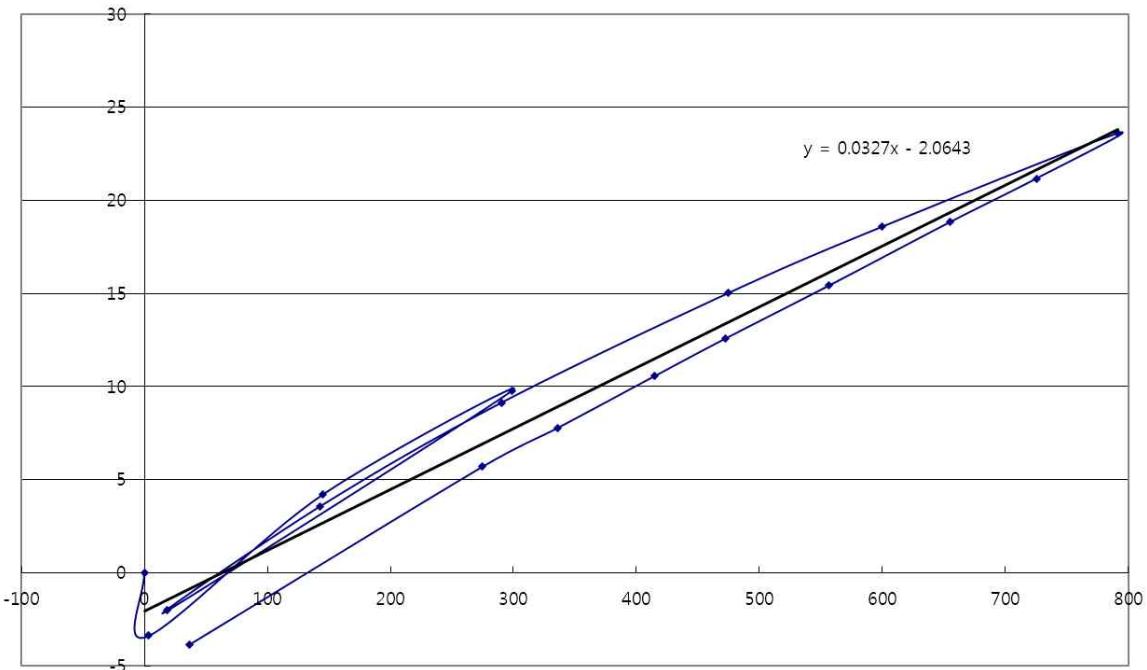


그림 3.1.1.23 정확한 Tare load 측정결과 예시

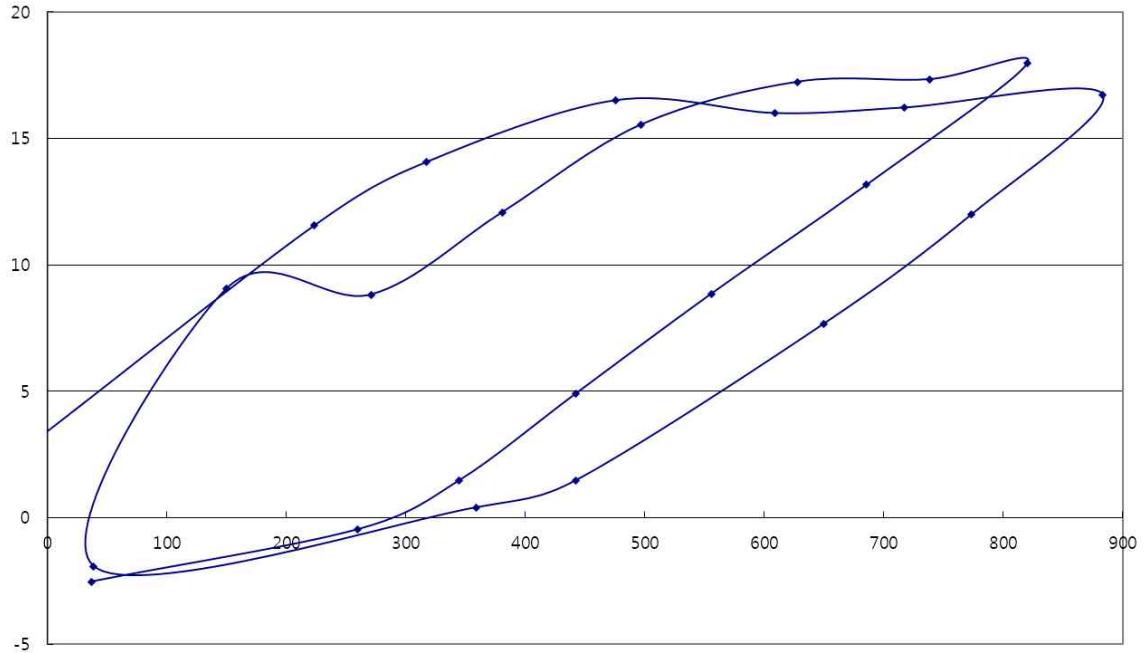


그림 3.1.1.24 현재 Tare load 측정결과

(나) Tare Load 시스템 요구도 도출

본 시험설비의 주된 고객인 국과연에서는 tare load 시스템을 위하여 아래와 같은 요구도를 제시하였다.

- 압축 및 인장에 대한 tare load 가능
- $\pm 5,000 \text{ N}$ 이상의 힘을 로드셀로 전달 가능
- 안정화 시 10 N 이하에서 안정화 가능
- $0 \sim 5,000 \text{ N}$ 사이에서 최소 10 point 이상 측정 가능

위와 같은 요구도를 바탕으로 새로운 tare Load 시스템의 설계를 수행하였다.

(다) Tare Load 시스템 설계

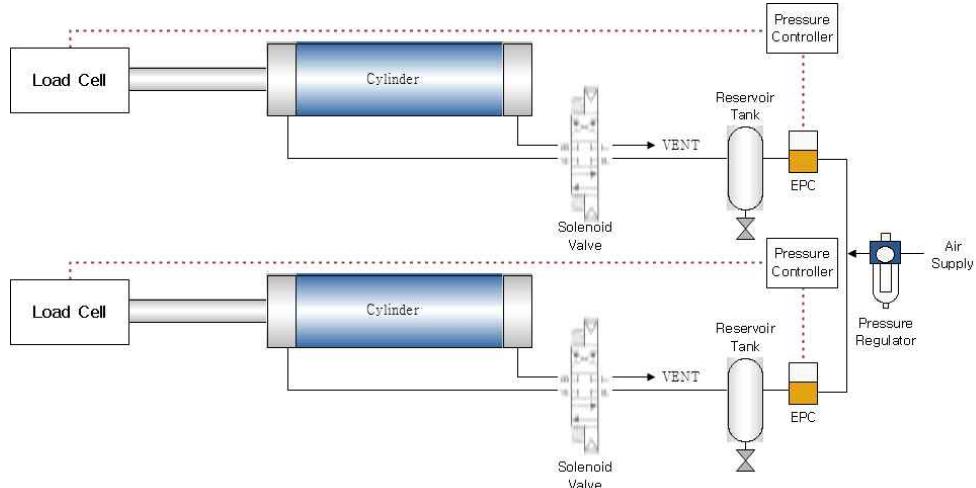


그림 3.1.1.25 Tare load 보정 시스템 개선안 구성도

기준에 항우연에서 운용 하였던 tare load 시스템은 인가되는 힘을 별도로 제어하지 않는 방식으로 되어 있다는 점이 문제인 것으로 앞서 진단하였다. 이에 따라 시스템은 인가되는 힘을 제어하는 것이 가능한 방식으로 개선하기로 하고 개념 설계를 수행하여 위 그림과 같은 구성도를 도출하였다. 이 시스템에서는 인가되는 힘을 load cell로 측정하고 이 힘을 힘 목표 값과 동일하게 만들 수 있도록 실린더에 가해지는 공기압을 pressure controller와 EPC로 제어하는 개념을 사용하고 있다. 또한 이 시스템의 성능은 힘 목표 값과의 오차가 $\pm 1\%$ 이며, 시간에 대한 변동률이 1분 동안 5 N 이내, 주기적인 변동 폭은 1 N 이내이다. 이와 같은 설계를 도출한 이후 제어는 힘을 목표 값으로 하지 않고 압력을 목표 값으로 하는 것으로 설계 변경하였으며, 압력을 목표 값으로 하는 제어로도 위와 같은 성능 목표를 달성할 수 있을 것으로 판단하였다.

나. 측정방법의 유효성 검증을 통한 데이터 획득시스템 향상 방안 도출 및 물리량별 측정불확도 분석

(1) 데이터 획득시스템 개선방안 도출

(가) 주요 물리량 측정기법의 해외동향 분석

주요 물리량 측정기법의 해외동향 분석 결과, 엔진 지상시험설비(sea level engine test facility)의 경우 레이저 등의 광학 장비를 이용하여 다양한 물리량(배기가스 성분, 난류도, 금속성 파티클 사이즈, 화염 온도)을 측정하고 있었다^[3.1.1.3]. 레이저 가시화 장비를 적용하기 위해서는 장비가 차지하는 공간 및 고고도 저압 조건에서의 작동성을 확인하고 적용할 필요가 있다.

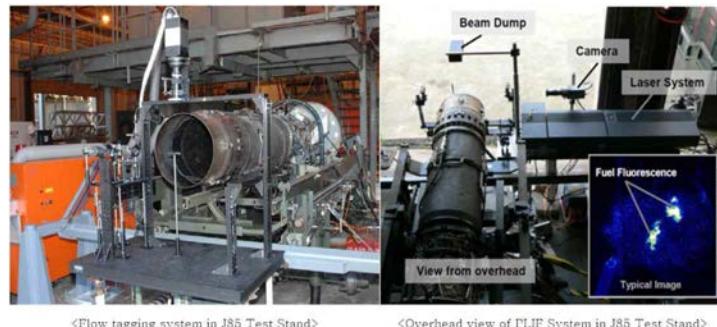


그림 3.1.1.26 해외에서 활용 중인 engine stand

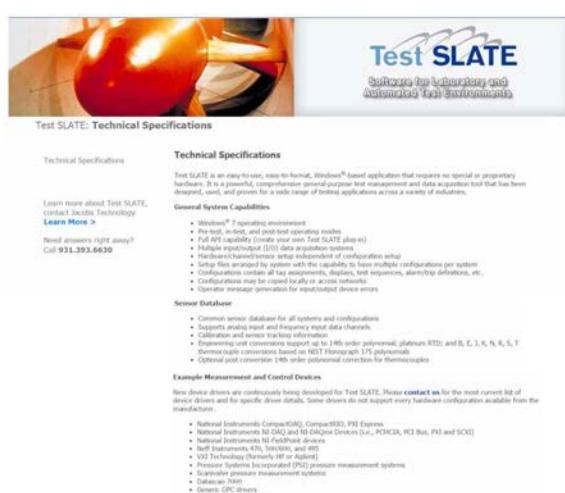


그림 3.1.1.27 Jacobs Engineering의 Test Slate

세계적인 엔진 고고도 시험설비 제작회사인 Jacobs Engineering의 데이터 측정시스템(Test Slate)에서 지원하는 센서와 측정 디바이스를 조사한 결과, 항우연 AETF의 데이터 측정시스템에서 사용 및 지원하는 설비는 세계적인 기준에 부합함을 알 수 있었다.

(나) 데이터 획득시스템 개선방안 도출

AETF와 같은 엔진고공환경시험설비에서 주요한 성능 인자는 엔진이 발생시키는 추력 및 연료 소모량이며, 이 중 연료 소모량은 유량계를 사용해 직접적으로 측정하며 추력은 여러 개의 측정 인자들로부터 모델식을 통해 계산하게 된다. 따라서 측정 방법의 유효성 검증 과정에서는 각 측정 인자들에 대한 측정이 유효한지와 사용하는 모델식이 유효한지 검증이 필요하다. 본 과제에서는 이러한 유효성 검증을 수행하여 수정 및 개선 필요 사항을 도출하였으며, 그 결과는 다음과 같다.

① 측정인자 공동사항

측정은 크게 VXI 형태의 DAS(Data Acquisition System)와 PLC(Programmable Logic Controller) 형태의 FCS(Facility Control System)를 통해 이루어지는데, FCS에 사용되는 PLC는 정기 교정을 수행하지 않고 있어 PLC를 통해 수집되는 데이터의 신뢰성을 확보하기가 어려운 상황이었다. 따라서 주요 성능 인자인 추력과 연료 소모량 측정에 사용되는 인자는 PLC를 통하지 않고 VXI를 통해 수집되도록 관련 센서 및 데이터 수집 체계를 변경하는 것이 필요하였다.

② 연료유량

연료 유량은 전적으로 연료 유량계 측정에 의존하고 있으므로 시험 중 오류가 발생하여도 검증이 어려웠다. 따라서 연료 유량계는 2개를 직렬로 연결하여 데이터를 상호 검증하도록 함으로써 이러한 문제점을 해결하는 것이 필요하였다.

③ 공기유량 계산용 공기 온도

ISO 5167에는 온도 측정에 있어서 측정 지점의 단면 상의 공간적 불균일성에 대한 언급이 없으나, AETF와 같은 엔진고공환경시험설비에서는 측정 배관의 크기가 큰 관계로 이러한 공간적 불균일성을 고려하는 것이 필요하였다. 이를 위하여 현재 측정 지점 단면 상에서 4개의 센서 (반경 방향의 위치는 동일함)로 측정하는 것 이외에 반경 방향으로 서로 다른 지점에서 측정하는 7-point 레이크를 사용하는 것이 필요하였다.

④ 로드 셀

로드 셀은 신호 증폭기의 zero 및 gain을 설정하는 방식이 나사식으로 되어 있어 zero 및 gain의 유효성을 보장하기가 어려운 형태로 되어 있었다. 따라서 디지털화된 zero 및 gain 설정 방식을 사용하는 신호 증폭기로 교체가 필요하였다. 또한, 설비에서 추력을 측정할 때 2개의 로드 셀을 병렬로 연결하여 그 출력값을 합산하는데, 로드 셀 간의 추력에 불균형이 존재한다. 이것은 엔진의 추력 중 측방향으로 작용하는 성분이 있을 수 있음을 의미하므로 이에 대한 검증이 필요하였다. 이를 위하여 측방향 추력도 동시에 측정할 수 있는 다축 힘 측정기를 제작, 설치한 후 엔진 시험을 수행하여 검증하는 것이 필요하였다. 더불어 로드 셀에 엔진 추력이 작용되지 않는 때에도 자중에 의하여 어느 정도의 힘이 작용되며 이 역시 2개 로드 셀 간에 불균형을 나타내므로 이에 대한 평가를 수행하고 이를 개선할 수 있도록 로드 셀 장착 체계의 개선이 필요하였다.

⑤ 엔진 유입 공기 온도 (05 Section)

기준에 엔진 유입 공기 온도는 05 section에서 rake를 이용하여 측정하고 있었다. 05 section의 위치는 다음 그림에 나타낸 것과 같다.

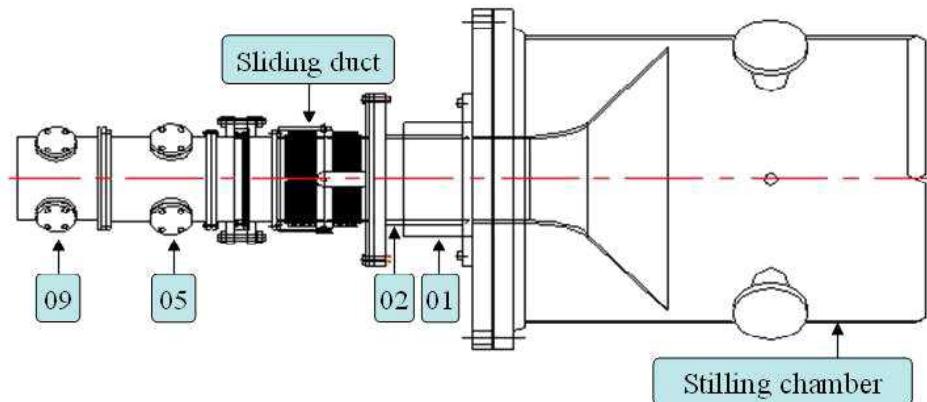


그림 3.1.1.28 엔진 입구 배관의 구성 및 각 section의 위치

이러한 방법은 여러 공기역학 실험에서 사용하는 표준적인 방법이다. 그러나 기존에 사용하던 rake에서 두 가지 개선 필요 사항이 있음을 도출하였다. 첫째, 기존 rake에서는 05 section duct의 벽면에서 중앙까지 5개의 지점에서 온도를 측정한다. 따라서 기존 rake에서 thermal boundary layer의 존재를 고려하지 않았다. 이것은, 위 그림에서 볼 수 있는 것처럼 엔진 입구 유동은 지름이 큰 stilling chamber에서 bell mouth를 지나면서 수축되는 유동이며, 따라서 boundary layer가 발달하기 전의 유동이라는 것을 가정한 결과이다. 그러나 이러한 가정에 대해서는 검증이 필요하다 할 수 있다. 이러한 thermal boundary layer는 duct 내의 유동과 duct 바깥의 유동 사이의 온도 차이가 큰 영향을 미치는데, 이 설비에서 duct 바깥에 해당하는 test cell의 온도는 30~40 °C로 대체로 일정한 반면 duct 내의 온도는 모사하고자 하는 비행 조건에 따라 -40°C~60°C까지 크게 변화하므로 그 영향을 평가하는 것이 필요하며, 특히 모사 온도가 저온일 때 영향이 커질 것으로 판단되었다.

둘째, 현재의 온도 측정 방법에서는 전온도 측정 rake를 사용하면서 rake의 온도 recovery factor를 1.0으로 가정하고 있으나, 이에 대한 평가도 필요하였다. 이러한 아음속에서의 전온도 recovery factor 평가에 대해서는 국내에서 연구된 바가 없었으므로 특히 그 의미가 크며 항공기용 프로브 개발 등 다른 분야에도 필요한 것으로 판단되었다. 다만 국내에는 이를 평가할 수 있는 실험 장치가 없으므로 이를 개발하는 것이 필요하였다.

⑥ 엔진 유입 공기 압력 (05 Section)

엔진 유입 공기의 압력 역시 온도와 유사한 개념으로 rake를 이용하여 측정하고 있었으며, 역시 pressure boundary layer를 고려하는 것이 필요한지를 평가하여야 하였다. 또한 압력 recovery factor에 대한 평가도 필요하였다. Boundary layer와 recovery factor의 구체적인 내용은 앞서 온도의 경우와 유사하므로 여기서는 다시 상술하지 않는다.

⑦ 배관 지름의 측정

현재 설비에서 배관 지름은 총 4 군데에서 측정하는 것이 필요하다. 즉, 벤투리 공기 유량계의 배관 지름과 목 지름, 엔진 입구 덕트에서 slip seal의 상류와 하류에서의 배관 지름이 추력 계산에 사용된다. 이 중 slip seal 상·하류에서의 배관 지름은 버니어 캘리퍼스를 사용하여 측정할 수 있으나, 보다 정밀한 측정을 위해서는 별도의 방법이 필요하다. 아래에 측정 불확도에 관한 논의에서 다루겠으나, slip seal 상·하류에서의 배관 지름은 0.5 mm까지 정확히 측정하는 것이 필요하다.

벤투리 공기 유량계의 배관 지름과 목 지름은 현재 설비의 여건상 매년 측정하는 것이 불가능한 상황이다. 이것은 벤투리 공기 유량계가 아주 대형인 관계로 탈·부착이 현실적으로 불가능하기 때문이다. 이 문제를 해결하는 방법 중 하나는 공기 유량 측정을 벤투리가 아닌

다른 방법으로 측정하는 것이다. 공기 유량 측정에 벤투리가 아닌 다른 방법을 사용하는 것은 이 외에도 여러 가지 장점을 갖지만, 단점도 많이 있어 보다 면밀한 평가를 통해 결정하는 것이 필요하였으며, 이에 대해서는 아래에 다시 상술하였다.

⑧ 엔진 흡입 공기 유량의 측정

앞서 논의한 것처럼 현재 설비에서는 엔진 흡입 공기 유량 측정을 위해 벤추리 공기 유량 계를 사용하고 있다. 일반적으로 벤추리 공기 유량계는 측정 불확도가 0.5% 내외로 좋고 유량계에 의한 압력 손실이 적어 대형 설비에 유리한 형식이다. 그러나 현재 사용 중인 벤추리 공기 유량계는 규모가 큰 관계로 국내에서 교정이 불가능하다는 것과 배관 및 목 지름을 정확히 측정하는 것이 어렵다는 단점이 있다. 이러한 상황을 고려하여 엔진 흡입 공기 유량을 측정하는 다른 방법에 대한 평가를 수행하였다.

첫째, 초음파 유량계를 사용하는 방법이다. 초음파 유량계 사용에 대한 검토 결과 표준연에서 측정불확도 1% 수준으로 교정 가능하다는 결론이 도출되었다. 이것은 현재 사용 중인 유량계보다 측정불확도가 약간 큰 수준이기는 하나, 측정불확도를 정확히 평가할 수 있다는 점에서 의미가 있다고 할 수 있다. 그러나 이에 대해서는 초음파 유량계 설치 위치 등 난제가 있어 실제 실행하지는 않았다.

둘째, 엔진 입구 덕트 (05 section) rake를 사용하는 방법이다. 이것은 05 section에서 전압력, 정압력 및 전온도를 모두 측정하므로 이 측정값들을 이용하여 $W_a = \rho v A$ 의 식을 통해 유량을 계산하는 방법이다. 여기에서 W_a 는 공기 유량, ρ 는 덕트 내에서의 공기 밀도, v 는 덕

트 내에서의 공기 속도, A 는 덕트의 단면적이며, $\rho = \frac{P_S}{RT_S}$, $v = M \times a$ 이고, P_S , T_S 는 덕트

내 공기의 정압력과 정온도, M 은 마하 수, a 는 덕트 내 공기의 음속으로서, P_S 는 직접 측정하는 값이고, 나머지는 다시 아래와 같은 식으로 계산된다.

$$M = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left[\left(\frac{P_S}{P_T} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]}, \quad T_S = \frac{T_T}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2}, \quad a = \sqrt{\gamma RT_S} \quad (3.1.1.5)$$

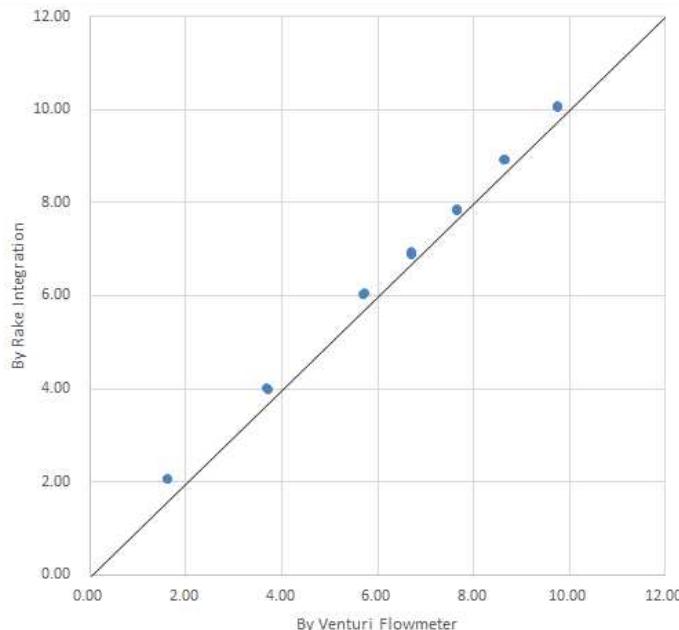


그림 3.1.1.29 공기 유량 비교(venturi vs. rake)

다만 이러한 방법을 사용하는 경우 불확도 요인 식별이 정확히 이루어져 있지 않았으므로 이에 대한 추가 연구도 병행하기로 하였다. 앞서 언급한 온도 및 압력에 대한 recovery factor도 공기 유량 불확도의 한 요인이 된다. 벤투리 공기 유량계로 측정한 공기 유량과의 비교에 대한 사전 연구 결과 고유량에서의 차이가 2.3~3.6%이며 저유량에서는 그 차이가 더욱 커지는 것으로 나타나 추가적인 분석 및 검토가 필요한 것으로 나타났다.

(2) 물리량별 측정불확도 분석 및 측정정확도 향상

(가) 물리량별 측정불확도 분석

다음으로, 엔진 시험에 있어서 성능 인자를 도출하는 데 사용되는 각종 물리량들의 측정 불확도 분석을 수행하였다. 이를 통해 우선 기준에 사용하고 있었던 측정 불확도 평가 방법에 대한 검증을 수행함으로써 측정 불확도 평가 자체에 대한 신뢰도를 높이고자 하였다. 이와 더불어 현재보다 측정 정확도를 향상시킬 수 있는 측정 및 유도 물리량의 계산 방법을 도출하고자 하였다.

① 벤투리 공기 유량계의 배출 계수 (Discharge Coefficient)

이 인자는 교정 주기에 맞는 교정 및 그에 따른 불확도 재평가가 필요한 것으로 나타났다. 앞서 논의한 것과 같이 공기 유량 측정 방법에 대한 재검토와 연동하여 해법을 찾는 것이 필요하다고 판단하였다.

또한, 배출 계수의 표준 불확도를 산정함에 있어 현재 보유한 데이터의 확장 불확도를 $\sqrt{3}$ 이 아닌 2로 나누어 산정하는 것으로 수정하도록 하였다.

② 벤투리 공기 유량계의 팽창 계수 (Expansibility Coefficient)

기준에 AETF에서 사용하고 있는 공기 유량 계산 방법은 팽창 계수(expansibility coefficient) 도출에 있어 ISO 5167에 기술된 것과 차이점이 있었으며 이에 따라 그 불확도 평가 방법에도 차이가 있으므로 팽창 계수의 불확도를 재산정하는 것이 필요한 것으로 검토되었다.

③ 벤투리 공기 유량계의 배관 직경 및 목 직경

이 인자에 대해서는 A형 불확도가 반영되지 않았으므로 이를 반영하는 것이 필요한 것으로 나타났다. 다만 앞서 논의한 것처럼 현실적으로 반영이 어려우므로 역시 공기 유량 측정 방법에 대한 재검토와 연동하는 것이 필요하다고 판단하였다.

다만, 이 인자들의 A형 불확도 값에 따른 공기 유량의 불확도 변화를 봄으로써 A형 불확도의 목표값을 설정할 수 있을 것으로 판단하였다. 예를 들어 어떤 시험 데이터에 대하여 이 인자들의 A형 불확도를 0이라고 가정할 경우 공기 유량의 측정 불확도는 0.74%로 평가되는데, A형 불확도를 0.2 mm로 할 경우 공기 유량 측정 불확도는 0.80%, 0.5 mm로 할 경우 불확도는 1.04%, 1.0 mm로 할 경우 불확도는 1.63%로 증가한다. 이로써 이 인자들의 A형 불확도가 공기 유량 불확도에 미치는 영향이 매우 큼을 알 수 있으며 측정의 A형 불확도를 0.2-0.5 mm 수준으로 유지하여야 함을 알 수 있었다.

④ 공간적 불균일성 고려를 위한 다중 센서 이용 측정의 불확도

예를 들어 01 section이나 02 section, 05 section 등에서 압력이나 온도를 측정할 때에는 그 section 상의 공간적 불균일성을 고려하기 위하여 section 상에서 여러 개의 센서를 이용하여 측정한 후 그 평균값을 사용하게 된다. 이러한 경우 측정 불확도는 아래와 같은 식으로 평가해 왔다.

$$\frac{\delta}{\sqrt{n_{time} \times n_{space}}} \quad (3.1.1.6)$$

여기에서 n_{time} 은 시간적인 측정 횟수, n_{space} 는 공간적인 측정 개수이고, δ 는 그 시간 및 공간에서 측정한 데이터의 표준 편차이다. 그러나 이에 대하여

$$\frac{1}{n_{space}} \sum_{i=1}^{i=n_{space}} \frac{\delta_i}{\sqrt{n_{time}}} \quad (3.1.1.7)$$

과 같이 평가하는 것이 타당한 것으로 분석되었다. 여기에서 δ_i 는 공간 상 각 위치에서 시간적으로 측정한 데이터의 표준 편차이다.

⑤ 감도계수 (Sensitivity Coefficient)의 근사적 계산

측정 불확도 평가를 하는 데에는 감도 계수 계산이 필요하며, 수학적으로는 계산하고자 하는 물리량의 수학적 모델을 편미분함으로써 구한다. 그러나 수학적 모델이 복잡한 고도시험 설비와 같은 경우 감도 계산을 하는 데에는 테일러 급수의 1차 항만을 사용하는 근사적인 방법을 택한다. 즉,

$$S_i = \frac{\partial Y}{\partial X_i} \approx \frac{\Delta Y}{\Delta X_i} \quad (3.1.1.8)$$

여기에서 X_i 의 변화량 ΔX_i 는 X 값의 1%로 하는 것이 통상적이나, 처음 측정 불확도 평가 방법을 수립하는 데 있어서는 1% 변화량이 적절한지를 점검하는 것이 필요하다. 이에 여기에서는 ΔX_i 를 0.1%로 하는 것과 비교함으로써 이를 점검하였다. 그 결과, 감도 계수의 차이는 아래 표와 같다.

Table 3.1.1.3. 감도계수 계산결과

	C_1%	C_0.1%	상대 차이
am_p	3.12E-05	3.11E-05	-0.2%
am_dp	0.000668	0.000666	-0.3%
am_t	0.011909	0.01183	-0.7%
d_throat	52.99237	53.25926	0.5%
d_pipe	0.407305	0.397944	-2.3%
Cd	7.253346	7.284216	0.4%
WA0	59.52846	59.52846	0.0%
ps01_avg	0.01053	0.01053	0.0%
ps02_avg	0.05464	0.05464	0.0%
p05_avg	0.048041	0.046236	-3.8%
ps05_avg	0.048148	0.049401	2.6%
t05_avg	1.351584	1.34853	-0.2%
ps_cell	0.030771	0.030452	-1.0%
fm	1	1	0.0%
Ai	3019.707	3019.707	0.0%
Ao	15269.24	15269.24	0.0%
sc_pt	0.028646	0.029168	1.8%
sc_tt_avg	2.062865	2.05821	-0.2%
Wf	0.000442	0.000442	0.0%
FN	4.2E-05	4.16E-05	-0.9%

이에 따라 결과적으로 평가된 측정 불확도는 아래와 같았다.

Table 3.1.1.4. 감도계수 계산결과에 따른 측정 불확도

	U_1%		U_0.1%	
WA0	0.739	%	0.739	%
FN	0.532	%	0.531	%
SFC	0.615	%	0.610	%

즉, 1%로 한 것과 0.1%로 한 것 사이에는 의미 있는 차이가 없었으며, 결과적으로 1%로 하여 측정 불확도를 평가하는 것이 타당하다는 결론을 얻을 수 있었다.

⑥ 온도 및 압력 측정불확도 개선

기준의 불확도 추정 지침서에서는 다수의 측정기를 이용하여 한 지점의 대표 물리량을 측정하는 경우, 반복도에 의한 불확도 평가를 위해 개별 측정기의 측정 회수에 측정기 개수를 곱한 값을 측정 회수로 사용하고 있었다. 하지만, 이 경우 반복도에 의한 불확도를 불필요하게 작게 평가하게 된다. 이에 대해, 측정 지점에서의 대표값으로 대수평균값을 이용하므로, 이를 수학적 모델로 한 반복도에 의한 불확도 평가식을 제안하였다. 이와 같은 불확도 평가 방법을 온도 측정기에 대해 적용하면 다음과 같다.

$$T_t = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m T_{t,i} \quad (3.1.1.9)$$

$$u_c^2(T_t) = \left(\frac{1}{m} \right)^2 \sum_{i=1}^m u_c^2(T_{t,i}) \quad (3.1.1.10)$$

$$u_c^2(T_{t,i}) = u_{repeat}^2(T_{t,i}) + u_{cal}^2(T_{t,i}) + u_{sys}^2(T_{t,i}) = \left(\frac{\sigma_{T_{t,i}}}{\sqrt{n}} \right)^2 + u_{cal}^2(T_{t,i}) + u_{sys}^2(T_{t,i}) \quad (3.1.1.11)$$

위 식에서, m은 측정기의 개수, n은 개별 측정기의 반복측정 회수, 개별 온도 측정기의 $u_{repeat}^2(T_{t,i})$ 는 반복도에 불확도, $u_{cal}^2(T_{t,i})$ 는 온도 측정기의 교정 불확도, $u_{sys}^2(T_{t,i})$ 는 사용자의 측정환경에 의한 계통오차, $\sigma_{T_{t,i}}$ 는 개별 온도 측정기의 반복 측정에 의한 측정값의 표준편차이다.

⑦ 최종 측정불확도 추정을 위한 합성 불확도 추정방법 개선

기준의 불확도 추정 지침서에서는 최종 측정 물리량을 개별 측정 물리량의 합수로 표현한 수학적 모델이 제시되어 있지 않았다. 이에 따라, 개별 측정 물리량의 불확도를 개별적으로 평가하고, 중간 단계의 물리량마다 반복적으로 계산해야 하는 번거로움이 있었으며, 불확도 평가 체계가 명확하지 않을뿐더러 불확도의 중복 산정 등의 가능성이 있었다. 이에 대해, 최종 측정 물리량을 개별 측정 물리량으로 표현하는 수학적 모델을 수립하고, 불확도 전파 법칙에 의해 불확도를 합성할 수 있도록 변경하였다.

⑧ 측정불확도 개선방안 도출

위와 같은 연구를 통하여 측정 불확도를 개선할 수 있는 방안을 도출하였으며, 도출 당시의 해석결과, 개선 후 최대 167%까지 측정 불확도가 개선될 것으로 예상되었다. 이는 이후 실제 엔진 시험을 통하여 검증하였다.

Table 3.1.1.5. 측정불확도 개선효과 예상치

시험부	불확도 인자	개선 전(현재)	개선 후(예상)	비고
Cell #1	공기유량	0.74	0.66	12% 개선
	추력	0.8	0.6	33% 개선
	비연료소모율	0.8	0.7	14% 개선
Cell #2	공기유량	1.5	0.8	88% 개선
	연료유량	0.8	0.3	167% 개선
	비연료소모율	1.0	0.7	43% 개선

(나) 측정정확도 향상을 위한 연구

① 물리량 별 측정기 교정 및 시험

표준연에서는 항우연의 엔진 성능시험에 사용되는 각종 측정기의 교정 및 시험을 수행함으로써, 엔진 성능시험의 정확도를 향상시키고자 하였다. 특히, 압력계 교정의 경우 주관기관의 현장교정 수행 요청에 의해, 현장 교정을 위한 교정 장치를 제작하였으며, 일부 압력계의 현장교정을 통해 신호 전달체계의 불확도까지 평가할 수 있도록 하였다.



그림 3.1.1.30 엔진 성능시험용 압력계 현장교정을 위한 장비

표준연에서의 교정 및 시험 대상 측정기는 온도계, 압력계, 유량계, 로드셀이며, 각 측정기 별 교정 및 시험 범위는 다음의 표와 같다.

Table 3.1.1.6 Cell#1 측정기 교정 및 시험 현황

번호	분류	장비명	형식	수량	신호범위	교정방법
1	압력	벤추리 압력계	Pressure transducer	1	0~665 kPaA	반출교정
2	압력	벤추리 차압계	Pressure transducer	1	0~133 kPaD	반출교정
3	압력	정체실 압력계	Pressure transducer	1	0~450 kPaA	현장교정
4	압력	테스트셀 압력계	Pressure transducer	1	21~138 kPaA	현장교정
5	압력	압력 교정기	Pressure calibrator	1	N/A	반출교정
6	압력	대기압계	Pressure transducer	1	80~110 kPaA	반출교정
7	압력	벤투리용 절대압	Pressure transducer	1	0~200 kPaA	반출교정
8	압력	벤투리용 차압	Pressure transducer	1	0~30 kPaD	반출교정
9	압력	연료 공급압력	Pressure transducer	1	0~450 kPaA	현장교정
10	압력	냉각공기 압력계	Pressure transducer	1	0~450 kPaA	현장교정
11	온도	벤추리 온도계	RTD	1	-70~175 °C	반출교정
12	온도	정체실 온도계	RTD	4	-70~175 °C	반출교정
13	온도	테스트셀 온도계	RTD	1	-70~175 °C	반출교정
14	온도	자기 온습도계	Hydro-thermograph for temperature and humidity	1	N/A	반출교정
15	온도	섹션 온도 레이크	Type T 열전대	3	-50~200 °C	반출시험
16	온도	벤투리용 온도	RTD	1	-40~100 °C	반출교정
17	온도	냉각공기 온도계	RTD	1	-10~40 °C	반출교정
18	유량	코리올리 유량계	Coriolis Flowmeter	1	0~3400 kg/h	반출교정
19	유량	코리올리 유량계	Coriolis Flowmeter	1	0~1000 kg/h	반출교정
20	힘	보정용 로드셀	Load cell	2	-2500~2500 N	반출교정
21	힘	측정용 로드셀	Load cell	2	-2500~2500 N	반출교정
22	힘	측정용 로드셀	Load cell	1	-2200~2200 N	반출교정

Table 3.1.1.7 Cell#2 측정기 교정 및 시험 현황

번호	분류	장비명	형식	수량	신호범위	교정방법
1	압력	안정실 정압력	Pressure transducer	1	0~400 kPaA	현장교정
2	압력	안정실 전압력	Pressure transducer	6	0~400 kPaA	현장교정
3	압력	시험부 압력	Pressure transducer	1	0~200 kPaA	현장교정
4	압력	공기 유량계 압력	Pressure transducer	1	0~130 kPaA	현장교정
5	압력	공기 유량계 차압	Pressure transducer	1	0~4 kPaD	반출교정
6	압력	공기 유량계 압력	Pressure transducer	1	0~400 kPaA	현장교정
7	압력	공기 유량계 차압	Pressure transducer	1	0~30inH2OD	반출교정
8	압력	압축기 전단 압력계	Pressure transducer	3	0~50 psiA	현장교정
9	압력	압축기 후단 압력계	Pressure transducer	3	0~700 kPaA	현장교정
10	압력	바이패스 밸브 압력	Pressure transducer	1	0~450 kPaA	현장교정
11	온도	안정실 전온도	Type T 열전대	6	-60~70 °C	반출시험
12	온도	공기 유량계 온도	RTD	1	-60~70 °C	반출교정
13	온도	공기 유량계 온도	RTD	1	-60~70 °C	반출교정
14	온도	압축기 열교환기 후단 온도계	RTD	2	0~200 °C	반출교정
15	유량	터빈 유량계	Turbine flowmeter	2	0~5 gallon/m (~19 lpm)	반출교정
16	유량	코리올리 유량계	Coriolis flowmeter	1	0~18 kg/m	반출교정

위 교정 및 시험 항목 외, 공기 유량계와 토크 미터의 교정 역시 의뢰되었으나, 공기 유량계의 경우 교정의뢰 범위가 표준연의 교정 유속 범위를 초과하였고, 토크 미터의 경우 표준연 내 교정 설비와 규격이 맞지 않았기에 교정이 불가능하였다.

② 추력 측정 정확도 향상을 위한 다축 힘 측정기 제작

Table 3.1.1.8 3축 힘 측정기 제원

구분	제원		
모델	MCL-3D01-2500		
측정 용량	F_x, F_y, F_z (N)	± 250	± 250
형식	Strain gage		
비선형도 (% F.S.)	± 0.3		
히스테리시스 (% F.S.)	± 0.3		
반복도 (% F.S.)	± 0.2		
허용 초과 하중 (% F.S.)	± 150		
변형률 ($\mu\epsilon$)	approx. ± 1500		
간섭도 (% F.S.)	3.0 이내		
영점에서의 온도 계수 (% 하중/ $^{\circ}\text{C}$)	± 0.002		
측정 하중의 온도 계수 (% 하중/ $^{\circ}\text{C}$)	± 0.0015		
치수 (직경 mm \times 높이 mm)	105 \times 70		
케이블	Twisted pair type 5 m		

기존의 추력 측정 장치는 1축 힘만을 측정할 수 있는 로드 셀을 사용하고 있어 힘 전달 시 스텝의 영향에 의한 불확도 반영이 불가능하였다. 이에 주축 외 수직 방향 평면 상 2축 힘을 더 측정 할 수 있는 3축 힘 측정기를 설계 및 제작하여 추력 측정의 정확도를 향상시키고자 하였다. 본 과제에서 제작한 3축 힘 측정기는 주축 방향으로 ± 2500 N의 추력을 측정할 수 있고, 수직면 상의 2축은 각각 ± 250 N의 분력을 측정할 수 있도록 설계되었다. 본 과제에서 설계한 3축 힘 측정기의 제원 및 도면은 위의 표와 아래의 그림과 같다.

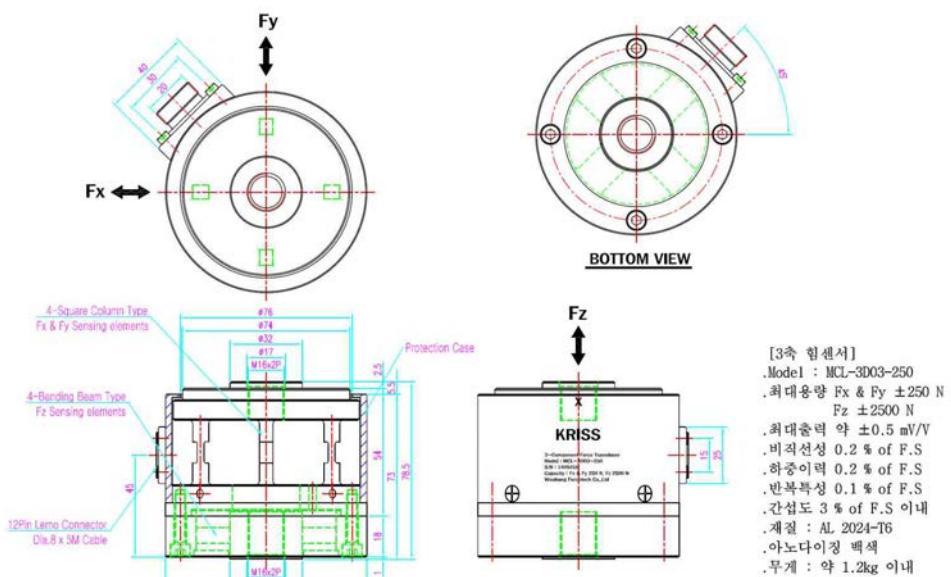


그림 3.1.1.31 3축 힘 측정기 도면

③ 온도 및 습도 측정 정확도 향상을 위한 측정기 분석 및 개선안 도출

현재 엔진 성능시험을 위해 사용되는 RTD 형 온도계로 3선식 PRT가 사용되고 있다. 그러나 3선식 PRT는 리드선 저항변화에 의한 영향으로 인해 정밀한 측정에서는 사용되지 않는 기기이며, 정밀한 온도측정에는 4선식 PRT가 사용된다^[3.1.1.4]. 아래의 그림은 이러한 3선식 PRT와 4선식 PRT의 담금깊이에 따른 온도차 변화 경향을 보여준다. 아래 그림에서 보이듯이, 3선식 PRT는 담금깊이 변화에 따라 측정되는 온도가 바뀌며, 4선식 PRT는 담금깊이 변화에 영향을 받지 않는 것을 확인할 수 있다.

실제 항우연으로부터 표준연으로 교정 의뢰된 3선식 RTD의 경우 교정용 항온조 내 20 cm의 담금깊이 차이에 의해 약 0.6 °C의 온도차가 측정됨을 확인하였으며, 이는 정밀한 측정에서는 용납되지 않는 수준의 오차이다. 이에 따라 온도 측정을 위한 RTD의 경우 4선식 PRT를 사용할 것을 권고하였으며, 현재 교정의뢰된 온도계의 경우 실제 측정환경에서의 담금깊이와 동일한 담금깊이에서 교정을 수행함으로써 3선식 PRT의 단점을 최대한 회피하고자 하였다.

이와 더불어 엔진 성능시험에 사용되는 습도계 중 모발식 습도계가 사용되고 있는데, 모발식 습도계 역시 재현성 등에 제한이 있어 정밀한 측정에는 사용되지 않는다. 이에 따라 가급적 박막식 습도계를 사용할 것을 고려하기로 하였다.

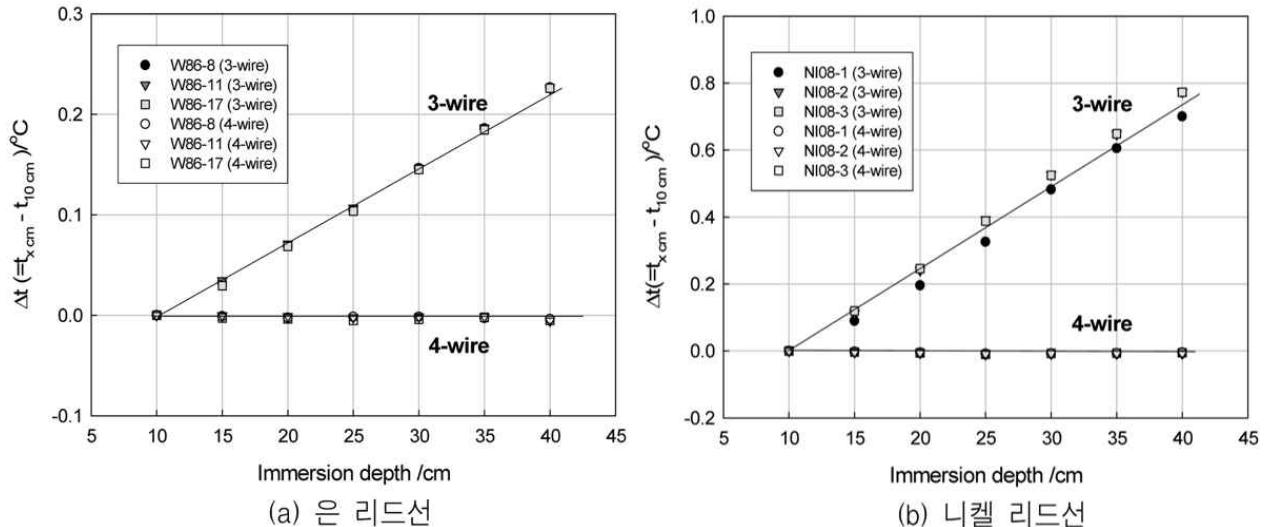


그림 3.1.1.32 3선식 PRT와 4선식 PRT의 담금깊이에 따른 온도차 변화 경향

④ 전온도 측정기 회복계수 측정기술 개발

고속 비행체에 장착된 온도계는 주변 대기의 단열 압축에 의해 상승된 온도(전온도)를 측정하게 되며, 이상적인 등 엔트로피 과정의 경우 다음의 식을 이용하여 단열 온도상승을 계산할 수 있다.

$$\Delta T_{ad} = T_t - T_s = \frac{\omega_\infty^2}{2c_p} = T_s \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \quad (3.1.1.12)$$

위 식에서, T_t 는 전온도, T_s 는 대기의 정온도, ω_∞ 는 비행체(온도계)의 속도, c_p 는 대기의 정압비열, γ 는 비열비, Ma 는 비행체의 마하수이다. 실제의 경우, 유체의 점성소산에 의해 단열 압축보다 작은 온도 상승이 일어나므로, 이를 고려한 회복계수, r 를 반영하여 온도 상승분을 계산해야 한다.

$$\Delta T_{ad} = T_t - T_s = \frac{\omega_\infty^2}{2c_p} r = T_s \frac{\gamma-1}{2} r Ma^2 \quad (3.1.1.13)$$

실제 엔진 성능시험 시 시험설비 내에 흐르는 유체의 정온도를 측정해야 하나, 실제 온도계로 측정되는 값은 전온도이므로 위의 식을 이용하여 온도 상승분을 계산하고 정온도로의 환산이 필요하다. 그러므로 정확한 정온도 측정을 위해서는 사용되는 전온도 측정기의 회복계수를 측정하고 그에 대한 불확도를 평가해야만 한다. 그러나 흐르는 유체의 경우 소급성을 유지하며 온도를 측정할 수 없으므로^[3.1.1.4], 기존의 방법으로는 전온도 측정기의 회복계수를 정확히 측정할 수 없다. 이에, 항우연의 요청에 의해 표준연에서 소급성을 유지하며 전온도 측정기의 회복계수를 측정할 수 있는 기술을 시험적으로 개발하고자 하였다. 본 과제에서 고안한 방법은 온도계를 원형 궤적을 그리며 고속으로 이동하는 장치를 고안하여 온도계를 실제 비행체 또는 유체의 속도로 이동시켜 전온도를 측정하는 것을 특징으로 한다. 이 경우 정온도는 정지된 주변 대기의 온도이므로 소급성을 유지하며 측정할 수 있으며, 온도계의 실제 이동속도를 정확히 측정할 경우 전온도 측정기의 회복계수 측정 및 불확도 추정이 가능해진다. 이러한 전온도 측정기 회복계수 측정 장치의 개략도는 다음과 같다.

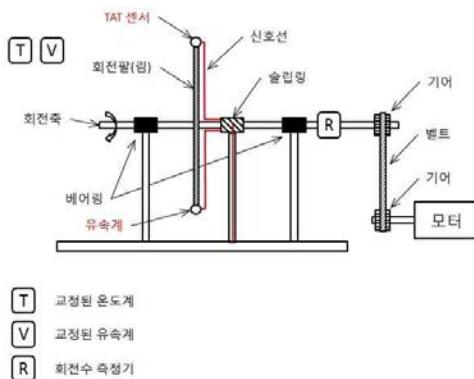


그림 3.1.1.33 전온도 측정기 회복계수 측정 장치 측면도

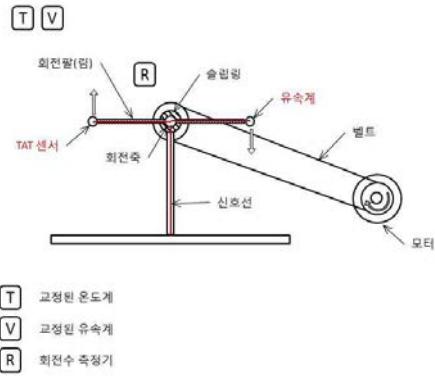


그림 3.1.1.34 전온도 측정기 회복계수 측정 장치 정면도

위 장치의 구동에 있어, 전온도 측정기의 회전에 따른 후류 영향을 평가하기 위해 교정된 유속계를 전온도 측정기와 같은 반경방향 위치에 설치함으로써 전온도 측정기가 경험하는 실제 속도를 측정할 수 있도록 하였다. 이와 같은 장치를 이용할 경우, 전온도 측정기의 회복계수 및 그 불확도는 다음과 같이 계산된다.

$$r = \frac{T_m - T_s}{T_t - T_s} = \frac{T_m - T_s}{\omega_\infty^2 / 2c_p} = \frac{T_m - T_s}{T_s \frac{\gamma-1}{2} Ma^2} \quad (3.1.1.14)$$

$$u^2(r) = \frac{4c_p}{\omega_\infty^2} \left\{ u^2(T_m) + u^2(T_s) + \frac{4(T_m - T_s)^2}{\omega_\infty^2} u^2(\omega_\infty^2) \right\} \quad (3.1.1.15)$$

위 식에서, T_m 은 측정된 전온도, T_t 는 이상적인 전온도, T_s 는 측정된 주변 대기의 정온도, $u(T_m)$ 은 전온도 측정기의 측정 불확도, $u(T_s)$ 는 정온도 측정기의 측정 불확도, $u(\omega_\infty^2)$ 는 온도계 속도의 불확도이다. 이와 같이 전온도 측정기의 회복계수 측정 및 불확도 추정이 이루어지면, 실제 환경에서 온도계 주변 대기의 정온도 계산 및 불확도 추정은 다음의 식을 이용

하여 수행할 수 있다.

$$T_s = T_m - r \frac{\omega_\infty^2}{2c_p} = T_m \left(1 + r \frac{\gamma-1}{2} Ma^2\right)^{-1} \quad (3.1.1.16)$$

$$u_c^2(T_s) = \left\{ \frac{1}{1 + r \frac{\gamma-1}{2} Ma^2} \right\}^2 u^2(T_m) + \left\{ \frac{T_m \left(\frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \right)}{\left(1 + r \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \right)} \right\}^2 u^2(r) + \left\{ \frac{T_m r (\gamma-1) Ma}{\left(1 + r \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \right)} \right\} u^2(Ma) \quad (3.1.1.17)$$

2. 측정체계 고도화 기술개발

가. 측정장치 평가기술 개발 및 Tare Load 시스템 정확도 향상기술 개발

(1) 측정장치 성능평가 기술개발

(가) 전압력 오차 평가기술 개발

① 엔진 입구덕트 내 프로브 이송장치 개발

AETF에는 엔진입구덕트 내부 공기유동의 압력분포를 측정하고자 측정용 프로브를 구동할 프로브 이송장치(즉, 트래버스 시스템)를 제작하였다. 트래버스 시스템은 그림 3.1.2.1과 같이 온도/압력 레이크가 장착되는 05 섹션에 장착되게 된다.

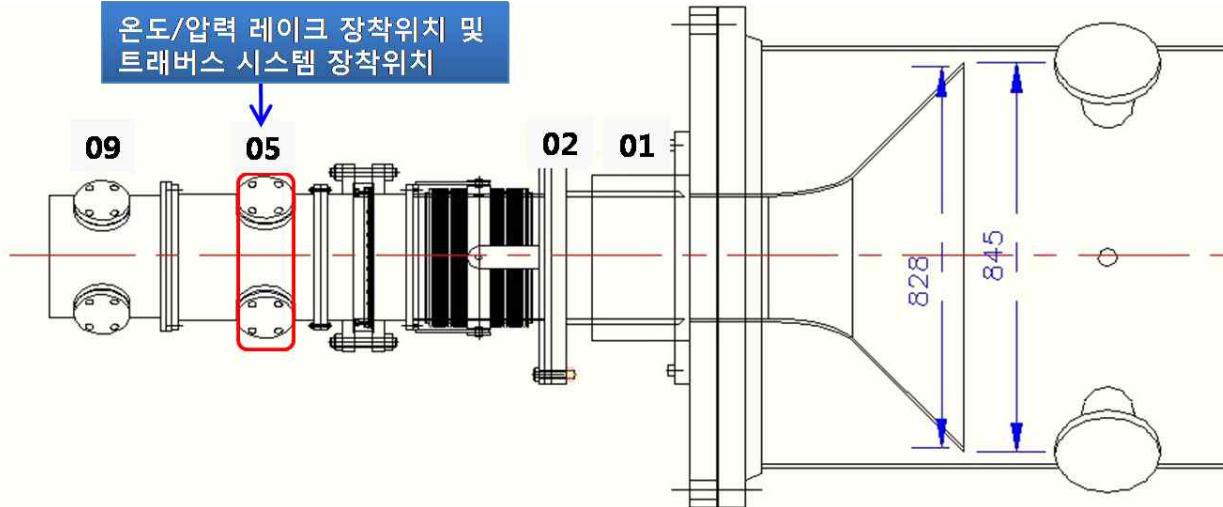


그림 3.1.2.1 표준측정장치와 프로브 이송장치 장착위치

05섹션 덕트에는 전압력 레이크, 전온도 레이크, 경계층 레이크가 각각 3개씩 장착되어 있는데 프로브 이송장치는 05섹션 덕트에서 경계층 레이크를 탈착한 위치에 장착되도록 플랜지 부분을 설계하였다. 또한, 프로브의 측정부가 표준측정장치의 측정부와 동일평면상에 위치하도록 설계 및 제작하였다.

프로브 이송장치는 그림 3.1.2.2와 같이 덕트에 장착되게 되며, 프로브를 덕트 벽면에서 중심부까지 이송할 수 있으며 RS-232통신과 별도의 제어용 노트북을 통해 프로브의 위치이동 및 이송거리등을 확인할 있다.

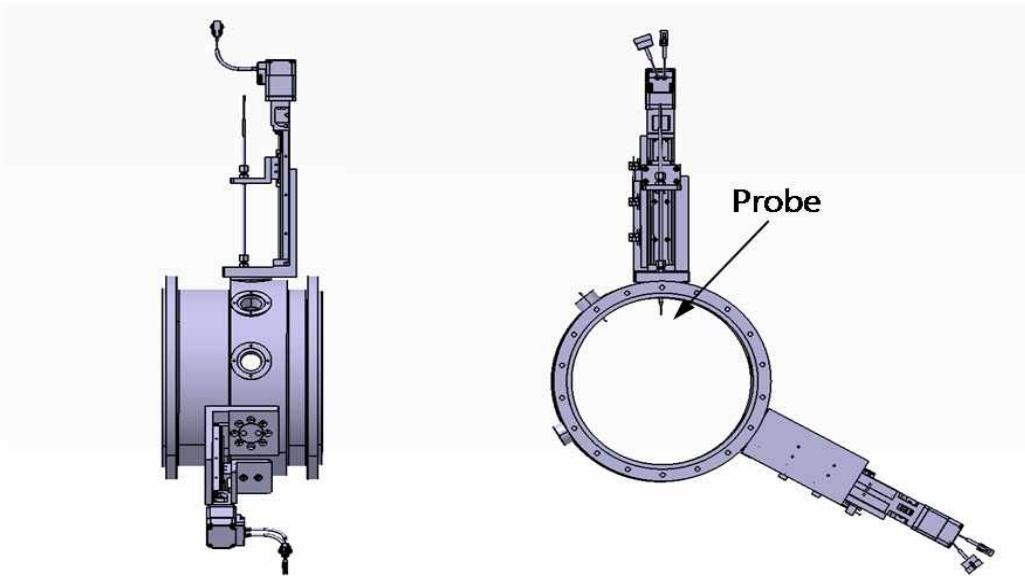


그림 3.1.2.2 프로브 이송장치 설치개념도

그림 3.1.2.3은 제작된 프로브 이송장치 및 컨트롤러이다. 프로브 이송장치는 Aeroprobe사를 통해 제작 및 교정한 프로브와의 장착성을 고려하여 제작하였다.

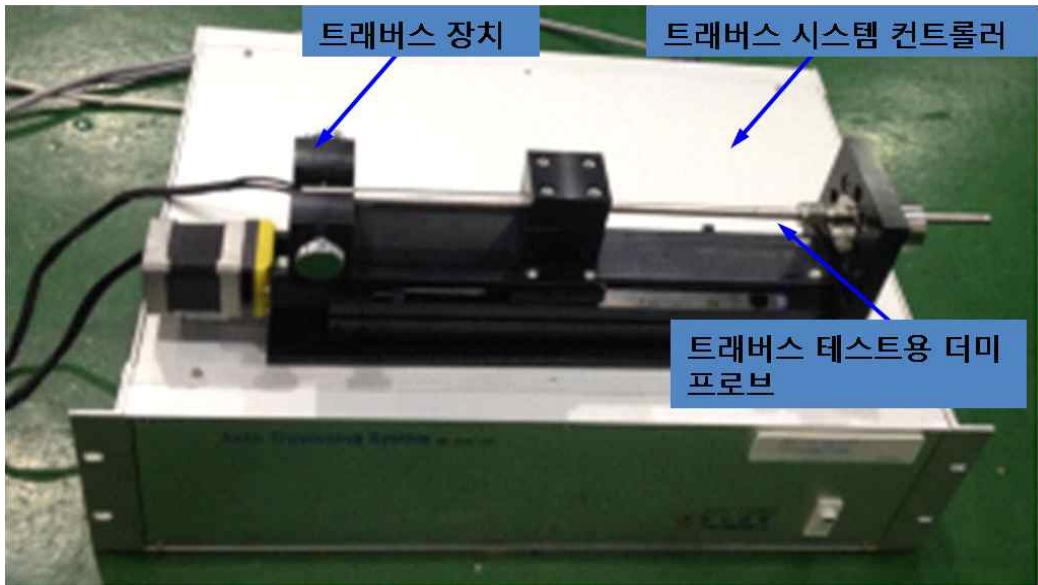


그림 3.1.2.3 프로브 이송장치

② 전압력 오차 평가

AETF에서는 레이크의 전압력 오차를 평가하기 위해 Aeroprobe사에서 제작한 5공 프로브를 사용하였다.

5공 프로브의 모델명은 P-C05D03E-SX-N-762이며, 프로브 head (tip) 부분에 있는 5개의 홀을 통해 유체의 3차원 속도를 측정한다. 5개의 홀의 직경은 각각 0.3 mm이며, 프로브는 Inconel 718 재질을 사용하여 제작되었다. 상세 치수 정보는 그림 3.1.2.4와 같으며 단위는 mm [in] 이다.

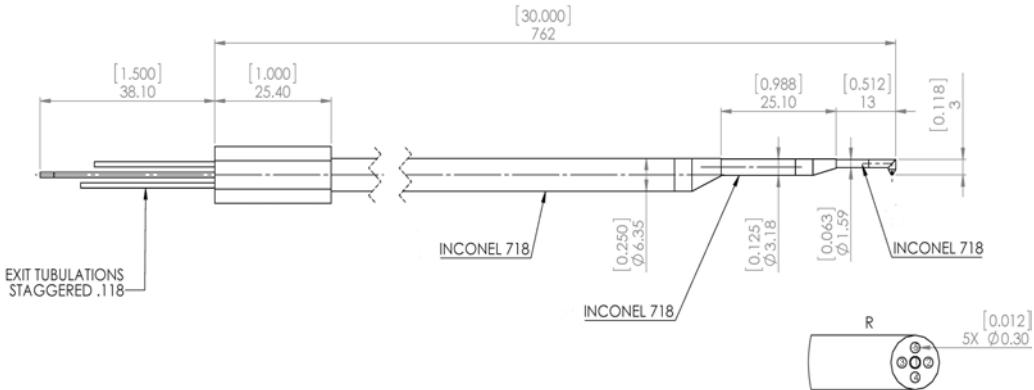


그림 3.1.2.4 5공 프로브 치수 정보

엔진입구덕트 내부에서 유동특성의 측정을 위한 5공 프로브는 제작과정에서 발생하는 여러 공차로 인해 유동장 측정 사용 전에 반드시 별도의 교정과정을 거쳐야 한다. 따라서 제작된 5공 프로브는 Aeroprobe사에서 보유중인 풍동시험설비를 통해 마하 0.3 조건에서 교정되었다.

사용된 교정방법은 대표적인 5공 프로브의 교정방법 중 하나인 다항식 회귀분석법 (polynomial regression)을 사용하였다. 유동조건에서 피치각(pitch angle, α)과 요각(yaw angle, β)의 각도 변화에 따른 압력계수는 각각 C_α 와 C_β 이며, 식 3.1.2.1을 통해 계산할 수 있다[3.1.1.6, 3.1.1.7]. 식 3.1.2.1에서 분자는 서로 다른 방향 압력공간의 압력 차이에 따른 피치각과 요각의 변화량을 나타내며, 분모는 프로브 근사 동압을 사용하여 이러한 압력차이를 무차원화 시키는 역할을 한다. 여기서 p_i ($i=1 \sim 5$)는 5공 프로브의 각 홀에서 측정한 압력이다.

$$C_\alpha = \frac{p_5 - p_4}{p_1 - \frac{1}{4} \sum_{i=2}^5 p_i}, \quad C_\beta = \frac{p_3 - p_2}{p_1 - \frac{1}{4} \sum_{i=2}^5 p_i} \quad (3.1.2.1)$$

낮은 흐름각 영역에서 프로브가 측정한 전압력과 실제 전압력간의 차이를 보정하는 계수인 C_o (total pressure coefficient)와 프로브 근사동압과 실제 동압력간의 차이를 보정하는 변수 C_q (approximate dynamic pressure coefficient), 그리고 압축성 유동의 영향을 보정할 수 있는 계수 C_m (coefficient of compressibility)는 식 3.1.2.2를 통해 계산할 수 있다.

$$C_o(\alpha, \beta) = \frac{p_1 - p_{t_i}}{p_1 - \frac{1}{4} \sum_{i=2}^5 p_i}, \quad C_q(\alpha, \beta) = \frac{p_1 - \frac{1}{4} \sum_{i=2}^5 p_i}{p_t - p_s}, \quad C_m(\alpha, \beta) = \frac{p_1 - \frac{1}{4} \sum_{i=2}^5 p_i}{p_1} \quad (3.1.2.2)$$

해당 계수들은 식 3.1.2.3과 같이 3차 다항방적식을 사용하여 근사시킬 수 있다.

$$A_i = [K_1^A + K_2^A C_o + K_3^A C_q + K_4^A C_m + K_5^A C_o^2 + K_6^A C_q^2 + K_7^A C_m^2 + K_8^A C_o C_q + K_9^A C_o C_m + K_{10}^A C_q C_m + K_{11}^A C_o^3 + K_{12}^A C_q^3 + K_{13}^A C_m^3 + K_{14}^A C_o^2 C_q + K_{15}^A C_o^2 C_m + K_{16}^A C_o C_q^2 + K_{17}^A C_o C_m^2 + K_{18}^A C_q^2 C_m + K_{19}^A C_q C_m^2 + K_{20}^A C_o C_q C_m]_i \quad (3.1.2.3)$$

여기서, A는 흐름특성량 중의 하나로서 낮은 흐름각 영역에서는 a , β , C_o , C_q 에 해당하며 아래첨자 i 는 i 번째 특성량 임을 나타낸다. 이들 수식을 총 N개의 시험자료에 대한 행렬형태로 표현하게 되면 식 3.1.2.4와 같다. 식 3.1.2.4에서 $[K]$ 는 20×1 로 구성된 특정영역에 대한 교정계수 벡터이며, $[C]$ 는 흐름각 변화에 따른 압력계수군을 포함하는 $N \times 20$ 요소로 구성된 행렬이다. 또한 $[A]$ 는 흐름특성에 대한 벡터이다.

교정계수 행렬 $[K]$ 는 식 3.1.2.4에 대해 최소자승 회귀분석을 통해 식 3.1.2.5로부터 알고 있는 $[A]$, $[C]$ 를 사용하여 구할 수 있다.

$$[A] = [C][K] \quad (3.1.2.4)$$

$$[K] = [C^T C]^{-1} [C]^T [A] \quad (3.1.2.5)$$

레이크의 전압력 오차를 평가하기 위하여 5공 프로브와 프로브 이송장치는 기존 경계층 레이크가 장착되던 위치에 장착되며 05섹션 덕트 내부 마하수가 0.3인 조건에서 10회 이상 왕복하며 이송함으로써 덕트 내 원주방향의 유동 불균일에 의한 영향성을 최소화하였다.

Table 3.1.2.1 덕트 반경방향 위치에 따른 프로브 압력값

Measured pressure						
Point #	Distance [mm]	P1[psi]	P2[psi]	P3[psi]	P4[psi]	P5[psi]
1	126.4	20.072	19.094	19.687	19.426	19.354
2	114.3	20.137	19.080	19.734	19.445	19.378
3	100.8	20.180	19.063	19.763	19.454	19.386
4	85.2	20.211	19.057	19.779	19.460	19.391
5	66.0	20.231	19.055	19.786	19.461	19.397
6	38.1	20.240	19.058	19.780	19.455	19.397
7	6.0	20.246	19.068	19.775	19.451	19.400

먼저 덕트 중심에서 벽면까지 7 포인트에서 측정한 5공 프로브의 각 포트 ($p_1 \sim p_5$)에서 압력값은 위의 Table 3.1.2.1과 같다.

프로브의 각 홀에서 측정한 압력은 식 3.1.2.2를 통해 C_o , C_q , C_m 을 계산할 수 있으며 이 값을 이용하여 식 3.1.2.3으로부터 $[C]$ 행렬을 구할 수 있다. 교정계수 행렬 $[K]$ 는 5공 프로브 교정시험을 통해 확보되었으므로, 표준측정장치의 각 홀에서의 흐름특성에 대한 벡터 $[A]$ (= a , β , C_o , C_q)를 구할 수 있다.

레이크의 전압력 오차는 레이크에서 측정한 전압력($P_{T,rake}$)와 5공 프로브에서 측정한 전압력($P_{T,duct}$)과 동압력($q_{D,duct}$)를 사용하여 식 3.1.1.1을 통해 계산할 수 있다.

Table 3.1.2.1에서 Distance는 덕트 중심부를 기준으로 한 거리이며 Point 1번은 중심부에서 126.4 mm이므로, 덕트 벽면에서는 5.6 mm를 의미한다. 각 반경방향 위치에서 계산한 전압력 오차는 Table 3.1.2.2와 같다. 덕트 벽면과 가장 가까운 Point 1번을 제외하면 평균 0.016 임을 알 수 있다.

Table 3.1.2.2 덕트 반경방향 위치에 따른 전압력 오차

Calculation						
Point #	alpha(deg)	beta(deg)	$P_{T,duct}$ [psi]	$q_{D,duct}$ [psi]	$P_{T,rake}$ [psi]	PR
1	-2.6	-0.4	20.11	1.24	19.859	0.200
2	-2.5	-1.0	20.18	1.30	20.205	0.021
3	-2.4	-1.4	20.22	1.34	20.278	0.039
4	-2.3	-1.5	20.26	1.37	20.282	0.018
5	-2.4	-1.5	20.28	1.39	20.293	0.010
6	-2.4	-1.3	20.29	1.40	20.282	0.003
7	-2.4	-1.1	20.29	1.41	20.283	0.006

(2) 표준측정장치 개선

(가) 고공환경시험용 표준측정장치 개발 및 제작

① 표준측정장치 개발

엔진입구 05섹션에서 덕트 내 반경방향 압력분포를 측정하고자 압력측정용 표준측정장치인 레이크를 신규로 제작하였다. 기존 레이크는 그림 3.1.2.5(좌)와 같이 프로브 끝단이 피토관 형식이나 신규로 제작한 레이크는 그림 3.1.2.5(우)와 같이 키엘타입 피토관 형식으로 제작하였다. 이를 통해 천이상태에서 압력변동을 빠르게 확인할 수 있다.

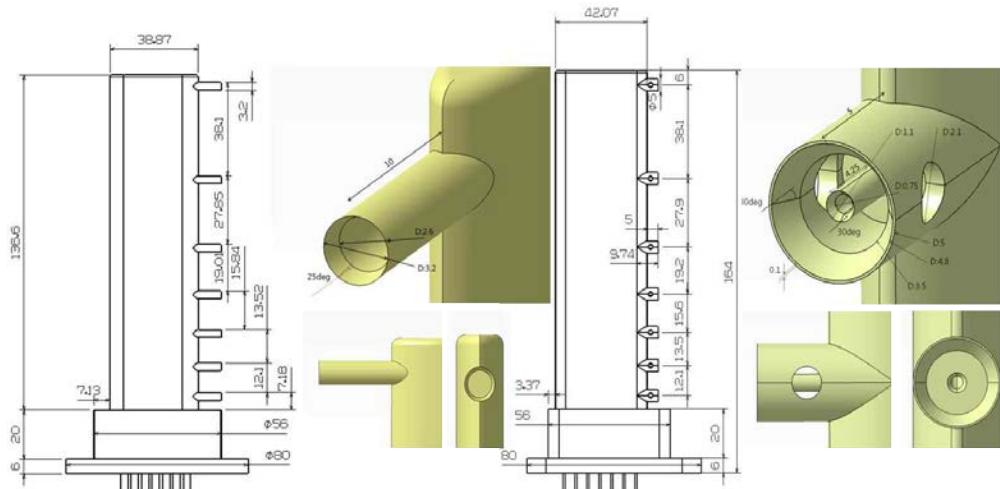


그림 3.1.2.5 엔진 입구덕트에 장착되는 기존 압력 레이크(좌)와 신규 압력 레이크(우)

또한 덕트 내 반경방향 온도분포를 측정하고자 전온도 측정용 레이크를 신규로 제작하였다. 제작된 압력 및 온도레이크는 그림 3.1.2.6과 같다.

온도레이크는 기존 레이크와 동일한 형상이나 사용된 열전대 직경을 1.5 mm에서 1.0 mm으로 변경함에 따라 압력변동 측정과 마찬가지로 천이상태에서 빠른 온도변동을 확인할 수 있다.

또한 열전대와 레이크 몸체 사이에 단열재를 추가함에 따라 몸체로부터의 전도 열전달에 의한 영향성을 최소화하였다. 압력 및 온도레이크는 원주방향 압력분포를 확인하기 위해 덕트 내부에 3개씩 장착되게 된다. 압력레이크 중 7포인트 측정용 압력레이크는 덕트 내부 12 시 방향에 장착됨에 따라 덕트 중심부의 압력을 측정하게 된다.



그림 3.1.2.6 엔진 입구덕트에 장착되는 온도레이크(좌), 압력레이크(중 및 우)

(나) 공기유량변화에 따른 표준측정장치 성능시험

레이크에 대한 성능시험은 해면고도, 표준대기조건에서 수행하였다. 표준측정장치를 장착한 상태에서 공기유량 변동에 따른 덕트 마하수는 그림 3.1.2.7(좌)와 같으며 0.1에서 0.35사이에 분포함을 알 수 있다. 덕트 마하수를 무차원화하여 비교하기 위해 면적가중 평균한 덕트 마하수로 나눠 그 결과를 비교해보면 그림 3.1.2.7(우)와 같다. 무차원화된 덕트 마하수는 유량 변동에 대하여 하나의 곡선으로 일치됨에 따라 제작상태에 이상이 없음을 확인할 수 있었다.

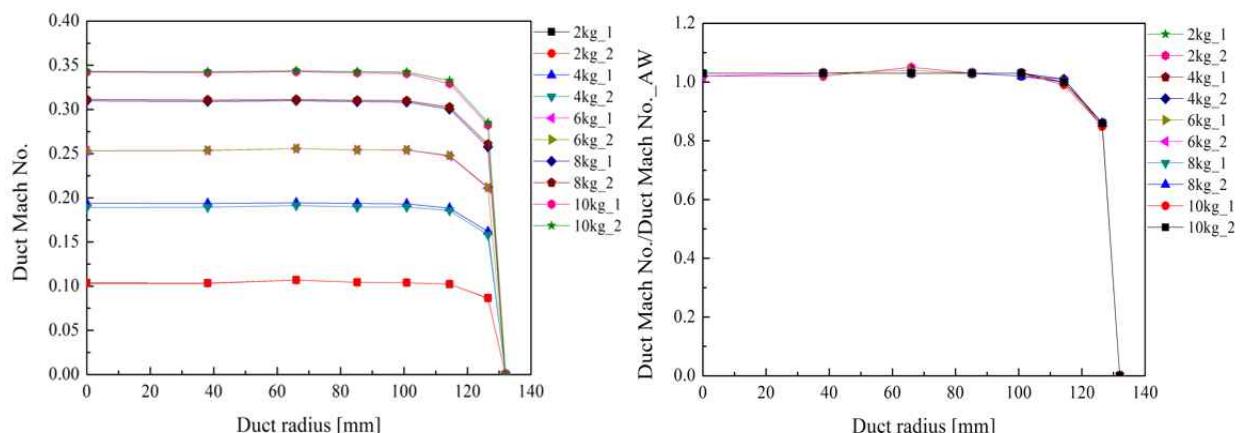


그림 3.1.2.7 덕트 반경방향 덕트 마하수 분포(좌) 및 무차원 분포도(우)

Table 3.1.2.3 원주방향 및 반경방향 유동 불균일도 평가

Point #	Distance[mm]	12시 방향 레이크 압력 [psi]	4시 방향 레이크 압력 [psi]	8시 방향 레이크 압력 [psi]	표준편차
1	126.4	19.759	19.879	19.937	0.080
2	114.3	20.176	20.176	20.261	0.050
3	100.8	20.270	20.277	20.285	0.029
4	85.2	20.276	20.292	20.277	0.028
5	66.0	20.319	20.279	20.280	0.030
6	38.1	20.281	20.280	20.286	0.023
7	0.0	20.282	-	-	0.020

압력측정용 레이크는 그림 3.1.1.1과 같이 12시, 4시, 8시 방향에 장착되게 된다. 유동불균일도를 원주 방향의 측정값의 표준편차로 정의할 경우 반경방향 위치에 따른 평균값 및 표준편차는 마하 0.3 유속조건에서 표 3.1.2.3과 같다. 표준편차의 변동은 0.02~0.08 psi로 매우 낮은 값임을 알 수 있다.

레이크가 장착됨에 따른 유동분포는 상용 프로그램을 사용하여 예측하였다. 해면고도, 표준대기상태에서 비행마하수가 0.7일 때를 기준으로 해석한 결과는 그림 3.1.2.8과 같다. 해당결과를 통해 레이크 전단(레이크 장착위치로부터 300 mm 앞)과 후단(레이크 장착위치로부터 300 mm 뒤)에서의 속도, 압력, 온도분포는 동일한 분포를 보이며, 이를 통해 레이크가 장착됨에 따른 후류영향성은 미비함을 알 수 있다.

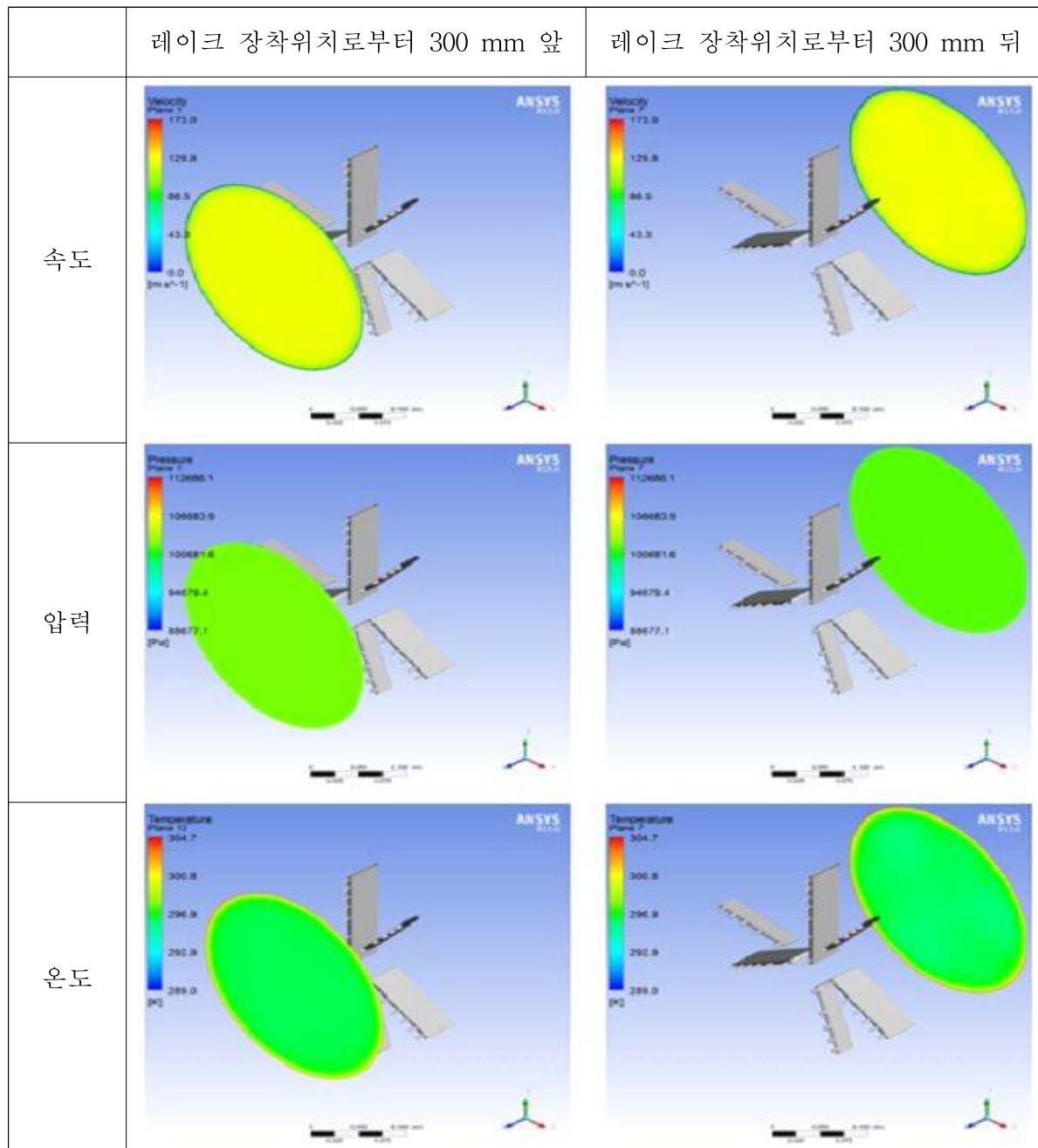


그림 3.1.2.8 CFD 해석을 통한 표준측정장치 전후단에서의 속도, 압력, 온도

(3) Tare Load 시스템 정확도 향상기술 개발

(가) Tare Load 시스템 정확도 개선

기존 추력측정시스템 및 tare load 시스템의 구성과 문제점에 대해서는 3장 1절의 1의 보고서 내용을 참조할 수 있으며, 여기에 간단히 언급하였다. 기존 추력측정시스템과 tare load 시스템을 점검한 결과 보완점으로서 노후화된 tare load 보정용 공압 피스톤을 유지·보수하고 로드 셀 장착 계통을 도면화하여 보정용 힘을 제어하는 제어기를 고도화할 필요성이 식별되었다. 이 중 연구의 시작으로서 tare load 시스템에 대한 요구도를 도출하고 힘 제어기에 대한 개념 설계를 수행하였다.

이에 이어 설계된 힘 제어기를 제작하고 실제 tare load 측정에 적용함으로써 제작품에 대한 성능 평가를 수행하였다. 제작품의 상세 도면은 아래 그림과 같다.

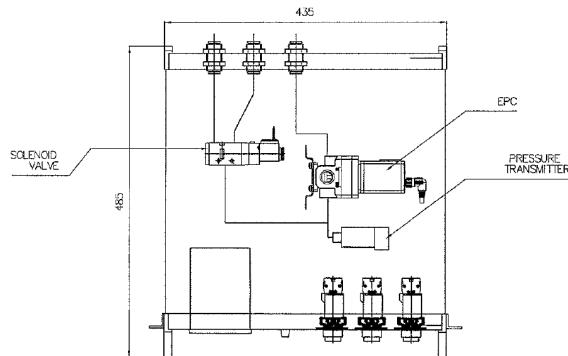


그림 3.1.2.9 Tare load용 힘 제어기 상세 도면

제작품에 대한 성능 평가 결과, 1차 시험에서는 그 결과가 아래 그림과 같이 나타났다. 이전의 힘 제어기에 비해서는 힘의 증가/감소가 원활히 수행되는 등 많은 개선이 있었다.

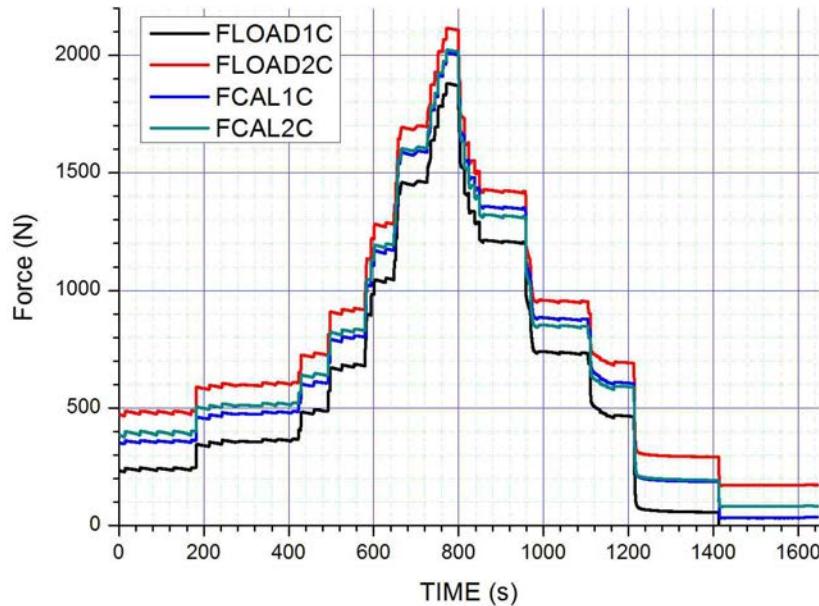


그림 3.1.2.10 Tare load 힘 제어기에 대한 성능 평가 결과(1차)

그러나 그림 3.1.2.10 및 3.1.2.11에서 볼 수 있는 것과 같이 제어 과정에서 힘의 변동폭이 15~20 N 정도로 다소 높다는 문제점이 나타났다.

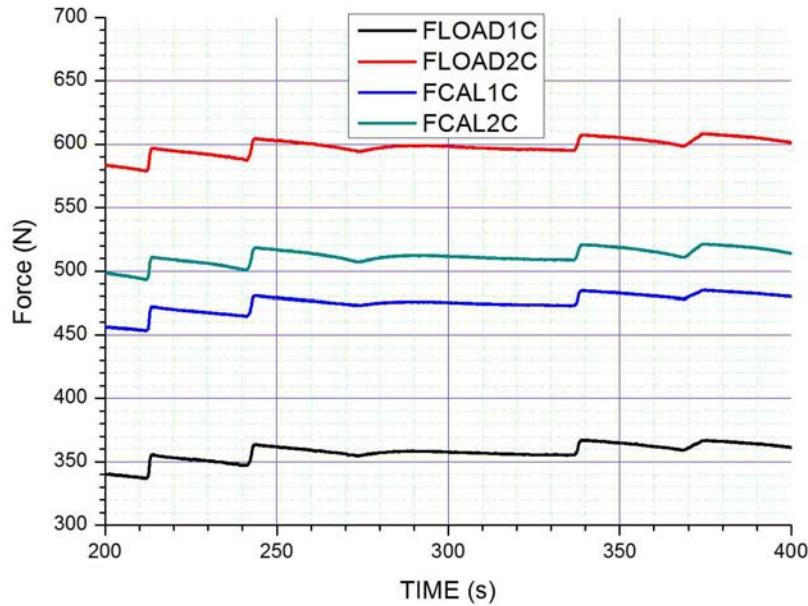


그림 3.1.2.11 Tare load 힘 제어기에 대한 성능 평가 결과(1차, 부분)

이에 따라 힘 제어기에 대한 설계 개선을 통하여 이러한 문제를 해결하고자 하였다. 설계 개선은 힘 제어기를 구동하는 공압을 측정하는 센서의 full scale을 줄여 정밀하게 하고 압력 제어기도 보다 정밀한 사양의 부품을 사용하는 등 전반적인 고도화를 진행하였다. 그 결과 아래 세 그림에서 볼 수 있는 것과 같이 보정용 힘의 제어 결과가 크게 안정되었다. 힘 제어 과정에서의 시간에 대한 변동폭은 5 N 이하로 감소하였고 주기적인 변동폭은 1 N 이내(약 0.4 N)로 억제되었다. 이는 최초의 설계 시에 설정한 시스템 성능 목표 값은 모두 만족하는 수치이며, tare load 측정의 최소 단위인 500 N을 기준으로 $\pm 1\%$ 로서 목표치인 $\pm 3\%$ 이내를 만족하였다.

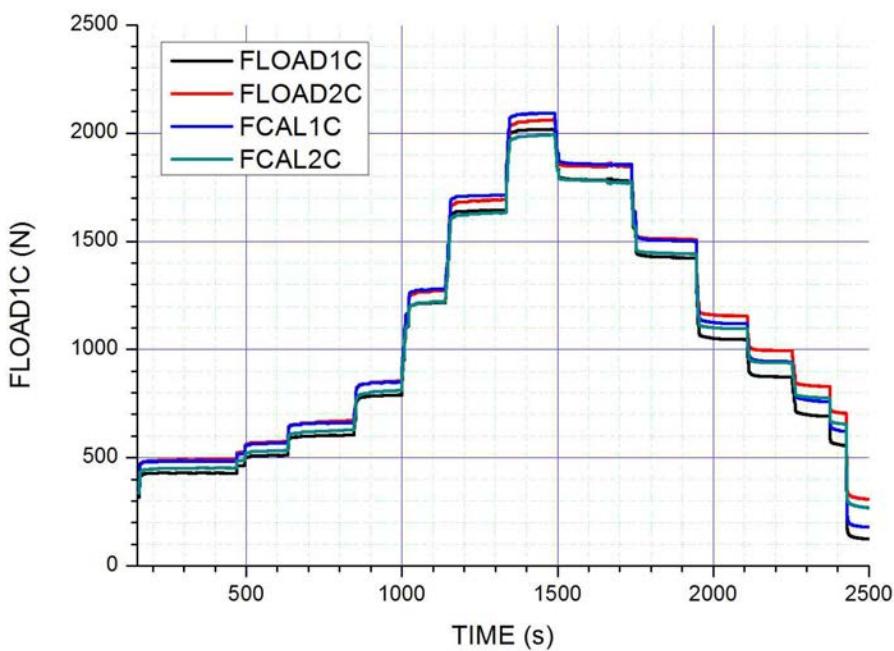


그림 3.1.2.12 Tare load 힘 제어기에 대한 성능 평가 결과(2차)

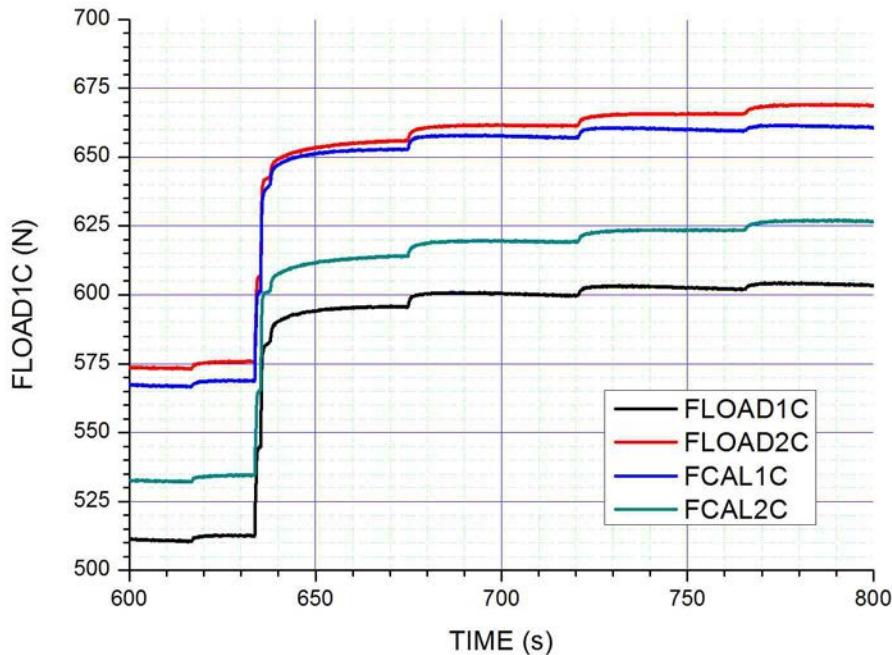


그림 3.1.2.13 Tare load 힘 제어기에 대한 성능 평가 결과(2차, 부분)

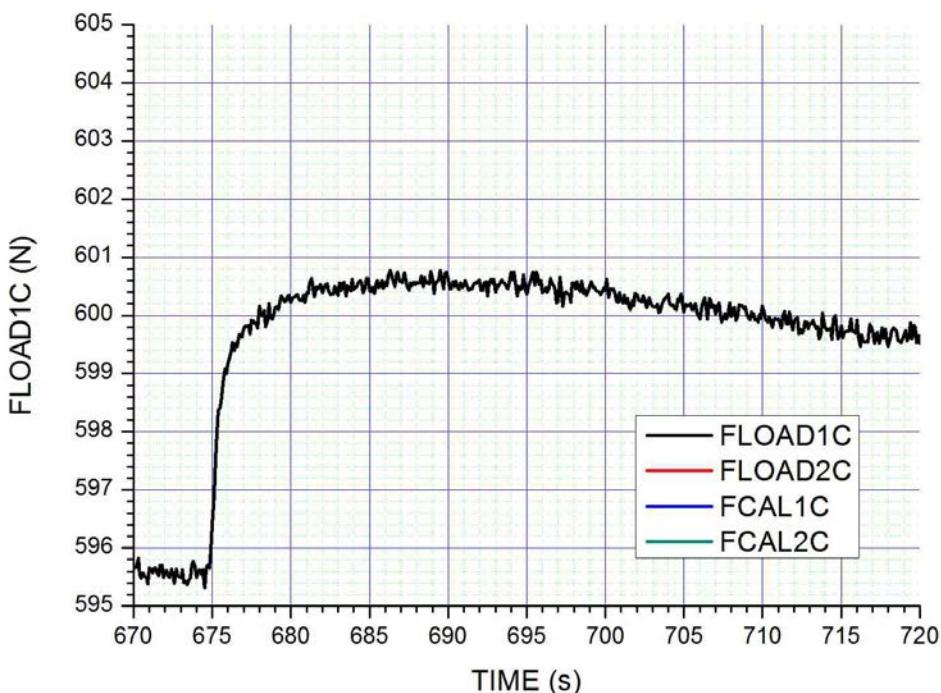


그림 3.1.2.14 Tare load 힘 제어기에 대한 성능 평가 결과(2차, 부분)

이렇게 구축된 힘 제어기를 사용하여 특정 엔진 장착 상태에서 tare load를 측정한 결과를 아래 그림과 같이 나타내었다. 보정용 힘(FCAL) 범위 400~4100 N 범위에서 tare load(FTARE)는 최대 18 N, 최소 6 N이었으며 보정용 힘이 증가할수록 감소하는 경향을 보였다. 보정용 힘을 증가시킬 때와 감소시킬 때의 tare load의 차이인 이력현상(hysteresis)은 최대 3 N이며, 보정용 힘이 적을 때 이력현상이 큰 것으로 나타났다.

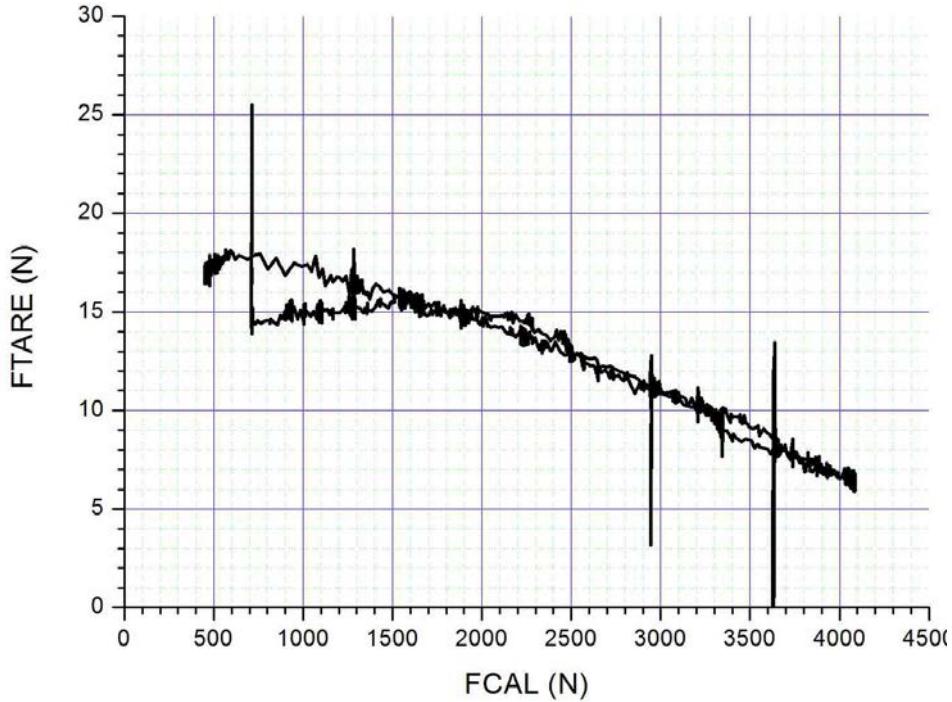


그림 3.1.2.15 Tare load 측정 결과

한편 그림 3.1.2.15에서 볼 수 있듯이 tare load가 갑자기 증가하거나 감소하는 지점이 있었다(예: $FCAL = 700, 3000, 3600$ N에서). 이는 위 그림이 약 2500초 동안 10 Hz로 수집한 데이터 전체를 포함하고 있어 공압 실린더의 마찰이 순간적으로 일정하지 않을 때의 데이터에 해당하는 것으로 판단된다. 이러한 순간적인 변화는 tare load 계산에서 배제되어야 하므로 tare load 측정 시에는 이에 대한 주의가 필요하다 할 수 있다.

(4) 다축 힘측정기 적용을 통한 추력측정 정확도 향상

(가) 다축 힘측정기 개요

항우연에서 운용 중인 AETF에서는 엔진 추력의 측정을 위해서 힘측정기를 사용한다. 이 때, 엔진의 동작에 의해서 발생하는 힘 및 이에 따른 이송의 방향을 단일 축 상에 위치시키기 위하여 1차원 자유도를 가지는 스테이지 및 커플링을 이용한 추력 시험 시스템을 구축하여 사용한다. 이와 같은 시스템의 활용에도 불구하고, 축방향으로의 추력 외에 수직방향의 추력 성분이 발생한다면 추력 측정의 손실로 귀결되기 때문에 정확한 추력의 측정을 방해하는 요소가 된다. 따라서 축방향 추력과 동시에 수직방향의 추력, 즉 추력의 기생성분을 측정하여 추력 측정 시 발생하는 손실을 정량적으로 평가할 필요가 있다.

본 연구에서는 추력의 정량적 평가를 위하여 다축 힘측정기를 개발하였다. 개발된 다축 힘측정기는 축방향의 추력과 축에 수직방향의 손실 성분을 동시에 측정하기 위하여 3축 방향의 힘을 측정할 수 있도록 설계 및 제작되었다. 다축 힘측정기의 힘측정 원리는 스트레인계 이지를 이용한 변형측정 원리를 사용하였으며, 개발된 센서의 교정은 표준연에서 보유 중인 국가 힘표준기를 이용하여 수행하였다.

(나) 다축 힘측정기

본 연구에서 제작한 3축 힘측정기는 주축 방향(z 방향)으로 ± 2500 N의 추력을 측정할 수 있고, 수직면 상의 2축(x, y 방향)은 각각 ± 250 N의 분력을 측정할 수 있도록 설계 및 제작되었다. 본 연구에서 설계 및 제작한 3축 힘 측정기의 제원은 표 3.1.1.8과 같다.



그림 3.1.2.16 제작된 다축 힘측정기

(다) 다축 힘측정기 불확도 평가

① 평가방법

다축 힘측정기를 실제 사용하기 위해 힘과 출력 사이의 정확한 감도 파악을 위해 실하중 힘표준기를 이용한 교정을 수행하였다. 교정에 사용된 실하중 힘표준기는 5 kN의 용량과 0.002%의 상대확장 불확도를 갖는다. 5 kN 실하중 힘표준기를 그림 3.1.2.17에 나타내었다.

실하중 힘표준기는 중력방향으로의 힘 발생만이 가능하기 때문에, 다축 힘측정기의 3방향에 정확한 힘을 인가하기 위해서는 별도로 제작된 구조물을 사용하여 측정기의 특정 방향으로 힘이 인가될 수 있도록 하였다. 그림 3.1.2.18은 x, y 방향의 교정을 위해 사용된 어댑터 및 이를 힘측정기에 장착한 사진을 나타낸다.

교정 시 힘측정기의 축방향(z 방향)에 대해서는 10 단계의 힘을 가하는 교정을 압축에 대해 수행하였는데, 자세한 절차는 힘측정기의 축방향 교정에 관한 국제 규격인 ISO376에 준하였다. 축에 수직인 방향(x, y 방향)에 대해서는 5단계의 힘을 가하면서 교정을 수행하였다. x, y 방향의 교정은 센서의 위치를 바꿔가며 + 및 - 양방향에 대하여 수행하였다.



그림 3.1.2.18 다축 힘측정기 교정을 위한 어댑터

그림 3.1.2.17 5 kN 실하중 힘표준기

② 불확도 평가결과

본 연구에서 개발된 2개의 다축 힘측정기의 z 방향 교정 결과는 다음과 같다. 교정 결과의 활용 시 교정성적서에서 주어진 출력의 3차 곡선식을 이용하여 출력과 실제 힘과의 관계를 파악하였다.

Table 3.1.2.4 다축 힘측정기-1의 z 방향 교정결과

실하중 (N)	기 기 지 시 값						평균값	상대화장 불확도 (%)		
	1차(0°)	2차(0°)	3차(120°)		4차(240°)					
			증가	감소	증가	감소				
0	0.00000	0.00000	0.00000	-0.00099	0.00000	-0.00059	0.00000	-		
245.166	0.06962	0.06965	0.06955	0.06796	0.06961	0.06839	0.06959	1.172		
490.333	0.13919	0.13922	0.13905	0.13720	0.13920	0.13762	0.13915	0.721		
735.499	0.20864	0.20870	0.20849	0.20657	0.20872	0.20703	0.20862	0.513		
980.665	0.27797	0.27797	0.27779	0.27602	0.27810	0.27652	0.27795	0.367		
1225.831	0.34725	0.34726	0.34701	0.34548	0.34738	0.34604	0.34721	0.264		
1470.998	0.41646	0.41650	0.41617	0.41493	0.41662	0.41555	0.41642	0.196		
1716.164	0.48562	0.48566	0.48516	0.48434	0.48577	0.48504	0.48552	0.153		
1961.330	0.55471	0.55478	0.55419	0.55359	0.55479	0.55435	0.55456	0.126		
2206.496	0.62373	0.62379	0.62318	0.62272	0.62381	0.62355	0.62357	0.115		
2451.663	0.69269	0.69278	0.69209		0.69262		0.69247	0.104		
0	-0.00045	-0.00039								

Table 3.1.2.5 다축 힘측정기-2의 z 방향 교정결과

실하중 (N)	기 기 지 시 값						평균값	상대화장 불확도 (%)		
	1차(0°)	2차(0°)	3차(120°)		4차(240°)					
			증가	감소	증가	감소				
0	0.00000	0.00000	0.00000	-0.00093	0.00000	-0.00083	0.00000	-		
245.166	0.06927	0.06928	0.06932	0.06831	0.06941	0.06850	0.06933	0.817		
490.333	0.13837	0.13812	0.13852	0.13744	0.13863	0.13764	0.13851	0.470		
735.499	0.20720	0.20742	0.20738	0.20634	0.20757	0.20650	0.20738	0.335		
980.665	0.27576	0.27581	0.27596	0.27494	0.27620	0.27511	0.27597	0.261		
1225.831	0.34407	0.34420	0.34435	0.34336	0.34458	0.34353	0.34433	0.217		
1470.998	0.41225	0.41243	0.41257	0.41167	0.41283	0.41184	0.41255	0.185		
1716.164	0.48048	0.48056	0.48070	0.47994	0.48090	0.48011	0.48069	0.137		
1961.330	0.54853	0.54858	0.54875	0.54817	0.54893	0.54833	0.54874	0.113		
2206.496	0.61651	0.61653	0.61659	0.61644	0.61686	0.61657	0.61665	0.091		
2451.663	0.68442	0.68446	0.68468		0.68482		0.68464	0.089		
0	-0.00085	-0.00080								

2개의 다축 힘측정기의 +x 와 -x 방향 교정 결과는 다음과 같다. +x 방향과 -x 방향의 교정 시 센서를 180도 회전시켜 서로 반대 방향을 가지고도록 설치한 후 교정을 수행하였다.

Table 3.1.2.6 다축 힘측정기-1의 +x 방향 교정결과

실하중 (N)	기 기 지 시 값						평균값	상대확장 불확도 (%)		
	1차(0°)	2차(0°)	3차(재설치)		4차(재설치)					
			증가	감소	증가	감소				
0	0.00000	0.00000	0.00000	-0.00009	0.00000	-0.00011	0.00000	-		
49.033	0.09530	0.09571	0.09533	0.09711	0.09562	0.09664	0.09542	0.914		
98.067	0.19161	0.19114	0.19153	0.19318	0.19154	0.19297	0.19156	0.486		
147.100	0.28742	0.28727	0.28745	0.28886	0.28729	0.28874	0.28739	0.292		
196.133	0.38355	0.38308	0.38351	0.38336	0.38322	0.38307	0.38343	0.097		
245.166	0.47933	0.47926	0.47887		0.47930		0.47917	0.070		
0	-0.00005	-0.00010								

Table 3.1.2.7 다축 힘측정기-1의 -x 방향 교정결과

실하중 (N)	기 기 지 시 값						평균값	상대확장 불확도 (%)		
	1차(0°)	2차(0°)	3차(재설치)		4차(재설치)					
			증가	감소	증가	감소				
0	0.00000	0.00000	0.00000	0.00007	0.00000	0.00007	0.00000	-		
49.033	-0.09617	-0.09619	-0.09637	-0.09630	-0.09639	-0.09634	-0.09631	0.166		
98.067	-0.19249	-0.19250	-0.19267	-0.19274	-0.19269	-0.19274	-0.19262	0.076		
147.100	-0.28884	-0.28885	-0.28905	-0.28919	-0.28905	-0.28919	-0.28898	0.059		
196.133	-0.38523	-0.38526	-0.38545	-0.38561	-0.38548	-0.38564	-0.38539	0.053		
245.166	-0.48183	-0.48183	-0.48198		-0.48201		-0.48194	0.028		
0	0.00005	0.00027								

Table 3.1.2.8 다축 힘측정기-2의 +x 방향 교정결과

실하중 (N)	기 기 지 시 값						평균값	상대확장 불확도 (%)		
	1차(0°)	2차(0°)	3차(재설치)		4차(재설치)					
			증가	감소	증가	감소				
0	0.00000	0.00000	0.00000	-0.00016	0.00000	-0.00024	0.00000	-		
49.033	0.09857	0.09868	0.09858	0.09834	0.09868	0.09846	0.09861	0.171		
98.067	0.19735	0.19747	0.19735	0.19706	0.19744	0.19716	0.19738	0.100		
147.100	0.29621	0.29629	0.29618	0.29603	0.29628	0.29613	0.29622	0.050		
196.133	0.39506	0.39518	0.39507	0.39509	0.39515	0.39518	0.39509	0.037		
245.166	0.49402	0.49417	0.49403		0.49414		0.49406	0.037		
0	-0.00017	0.00000								

Table 3.1.2.9 다축 힘측정기-2의 -x 방향 교정결과

실하중 (N)	기 기 지 시 값						평균값	상대확장 불확도 (%)		
	1차(0°)	2차(0°)	3차(재설치)		4차(재설치)					
			증가	감소	증가	감소				
0	0.00000	0.00000	0.00000	0.00002	0.00000	0.00001	0.00000	-		
49.033	-0.09839	-0.09843	-0.09853	-0.09906	-0.09837	-0.09925	-0.09843	0.430		
98.067	-0.19678	-0.19680	-0.19675	-0.19806	-0.19642	-0.19823	-0.19665	0.476		
147.100	-0.29461	-0.29462	-0.29489	-0.29648	-0.29495	-0.29654	-0.29482	0.322		
196.133	-0.39318	-0.39378	-0.39352	-0.39376	-0.39342	-0.39342	-0.39337	0.109		
245.166	-0.49210	-0.49223	-0.49213		-0.49177		-0.49200	0.054		
0	0.00002	0.00002								

2개의 다축 힘측정기의 +y 와 -y 방향 교정 결과는 다음과 같다. x 방향의 교정과 마찬가지로 +y 방향과 -y 방향의 교정 시 센서를 180도 회전시켜 서로 반대 방향을 가지도록 설치한 후 교정을 수행하였다.

Table 3.1.2.10 다축 힘측정기-1의 +y 방향 교정결과

실하중 (N)	기 기 지 시 값						평균값	상대확장 불확도 (%)		
	1차(0°)	2차(0°)	3차(재설치)		4차(재설치)					
			증가	감소	증가	감소				
0	0.00000	0.00000	0.00000	-0.00019	0.00000	-0.00014	0.00000	-		
49.033	0.09595	0.09574	0.09612	0.09660	0.09596	0.09669	0.09601	0.406		
98.067	0.19194	0.19183	0.19188	0.19314	0.19199	0.19320	0.19194	0.376		
147.100	0.28811	0.28779	0.28788	0.28905	0.28794	0.28927	0.28798	0.266		
196.133	0.38443	0.38434	0.38421	0.38436	0.38436	0.38430	0.38433	0.051		
245.166	0.48095	0.48061	0.48016		0.48029		0.48047	0.125		
0	0.00005	-0.00023								

Table 3.1.2.11 다축 힘측정기-1의 -y 방향 교정결과

실하중 (N)	기 기 지 시 값						평균값	상대확장 불확도 (%)		
	1차(0°)	2차(0°)	3차(재설치)		4차(재설치)					
			증가	감소	증가	감소				
0	0.00000	0.00000	0.00000	-0.00009	0.00000	0.00010	0.00000	-		
49.033	-0.09645	-0.09644	-0.09642	-0.09621	-0.09639	-0.09615	-0.09642	0.143		
98.067	-0.19275	-0.19274	-0.19272	-0.19248	-0.19265	-0.19246	-0.19271	0.075		
147.100	-0.28907	-0.28907	-0.28908	-0.28892	-0.28896	-0.28904	-0.28904	0.040		
196.133	-0.38543	-0.38542	-0.38542	-0.38549	-0.38525	-0.38511	-0.38537	0.039		
245.166	-0.48176	-0.48195	-0.48195		-0.48148		-0.48173	0.074		
0	0.00011	0.00009								

Table 3.1.2.12 다축 힘측정기-2의 +y 방향 교정 결과

실하중 (N)	기 기 지 시 값						평균값	상대확장 불확도 (%)		
	1차(0°)	2차(0°)	3차(재설치)		4차(재설치)					
			증가	감소	증가	감소				
0	0.00000	0.00000	0.00000	-0.00003	0.00000	-0.00001	0.00000	-		
49.033	0.09961	0.09975	0.09979	0.09939	0.09982	0.09943	0.09974	0.286		
98.067	0.19924	0.19944	0.19939	0.19909	0.19942	0.19910	0.19935	0.127		
147.100	0.29892	0.29911	0.29907	0.29895	0.29908	0.29895	0.29902	0.064		
196.133	0.39865	0.39885	0.39881	0.39884	0.39881	0.39883	0.39876	0.049		
245.166	0.49841	0.49862	0.49859		0.49860		0.49853	0.045		
0	-0.00023	-0.00003								

Table 3.1.2.13 다축 힘측정기-2의 -y 방향 교정 결과

실하중 (N)	기 기 지 시 값						평균값	상대확장 불확도 (%)		
	1차(0°)	2차(0°)	3차(재설치)		4차(재설치)					
			증가	감소	증가	감소				
0	0.00000	0.00000	0.00000	0.00008	0.00000	-0.00014	0.00000	-		
49.033	-0.09953	-0.09968	-0.09997	-0.09937	-0.10001	-0.09946	-0.09984	0.483		
98.067	-0.19918	-0.19928	-0.19964	-0.19926	-0.19969	-0.19930	-0.19950	0.215		
147.100	-0.29883	-0.29892	-0.29935	-0.29922	-0.29938	-0.29926	-0.29919	0.135		
196.133	-0.39855	-0.39862	-0.39914	-0.39918	-0.39924	-0.39923	-0.39898	0.124		
245.166	-0.49827	-0.49835	-0.49896		-0.49907		-0.49877	0.115		
0	0.00015	0.00021								

각 방향의 교정 시, 타 방향의 신호 역시 측정하여 축 사이의 간섭량 역시 측정하였다. z 방향과 다른 방향의 간섭은 1 % 이내였으며, x와 y 방향 사이의 간섭량은 5 % 이내로 측정되었다.

(라) 다축 힘측정기를 이용한 추력 측정

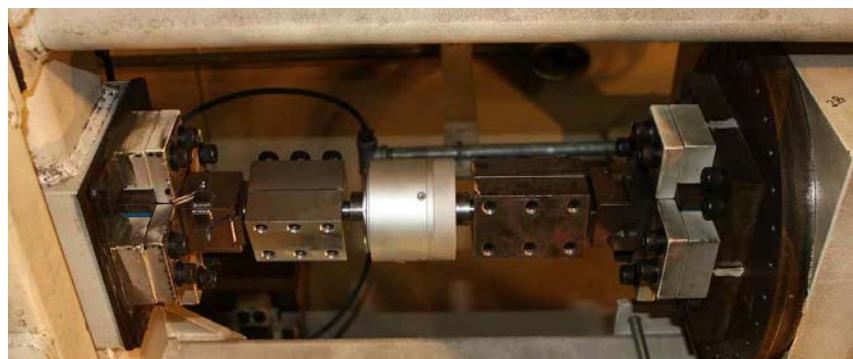


그림 3.1.2.19 다축 힘측정기를 이용한 추력 측정

개발된 2대의 다축 힘측정기를 이용하여 엔진 추력 측정 시스템의 분력을 측정하고자 하였다. 그럼 3.1.2.19는 추력 시험기에 다축 힘측정기가 장착된 사진을 나타낸다.

(5) 엔진 공급공기 표준 측정장치의 유량특성 시험방법 개발

(가) 기준 유량계를 이용한 $Mn=0.15$ 에서의 기체유량 표준측정 소급성 확보

AETF에 특화하여 개발한 표준측정장치(온도/압력 rake)를 이용하여 획득한 엔진 공급 공기유량 데이터의 신뢰성을 향상시키기 위해서는 표준 측정 장치만의 정밀 유량 특성 시험이 필요하다. 이를 위해서 먼저 엔진 고공 시험 영역의 유량을 발생시킬 수 있고, 국가 기체유량 측정 소급성이 확보된 유량 시험 설비 및 측정 방법을 확보하고자 한다.

① AETF에서의 엔진유입공기 공급 시스템

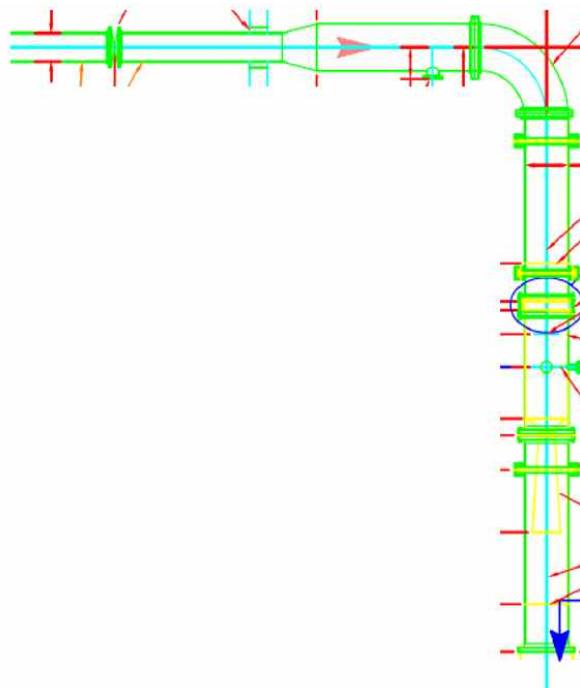


그림 3.1.2.20 벤투리 유량계 설치 도면

AETF에서 비행마하수를 모사하기 위해 엔진에 유입되는 공기를 공급하는 시스템은 입구 공기 여과기, 압축기, 공기건조기, 기준 유량계, 안정실 등으로 구성되어 있다. 안정실 후단에는 시험 대상 엔진을 설치하기 위해 벨 마우스와 엔진입구덕트가 연결되어 있다. 엔진으로 공급되는 유량의 정량적인 측정은 엔진입구덕트 전단에 설치된 직경 30인치의 벤투리 유량계(VM)를 기준 유량계로 이용하고 있다.

벤투리 유량계는 미국 국립 표준 기술 연구소(National Institute of Standards and Technology)로부터 소급성을 유지하고 있는 미국의 CEESI사로부터 교정 받은 유출 계수 (C_d , Discharge Coefficient)를 적용하여 국제표준에 근거한 측정체계를 유지하고 있다. 유출 계수는 레이놀즈수($340,000 < Re < 6,980,000$)에 따라 커브 피팅식으로 주어지며, 최소 0.42 %에서 0.70 %의 불확도를 갖게 된다. 그러나 이러한 기준 유량계를 이용하는 방법은 엔진이 설치되는 입구 덕트까지는 안정실, 벨마우스, 슬라이딩 연결부 등에 의한 마찰, 유동 분포 왜곡, 공기 누설을 고려할 수 없기 때문에, 엔진으로 공급되는 실제 유량을 측정하기 위해서 엔진입구덕트(05, 09)에 전압력 레이크, 온도 레이크, 경계층 레이크를 설치하여 엔진 성능 시험을 위한 덕트 마하수를 계산하고 있다.

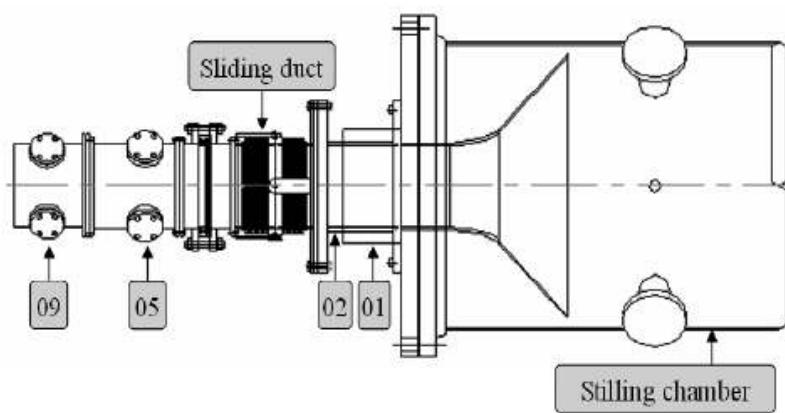


그림 3.1.2.21 엔진입구덕트

국제 표준과 소급성을 유지하기 위해서는 교정된 기준 유량계와 엔진덕트입구에서의 압력 및 온도 레이크를 이용하여 측정한 유량값을 비교하여 사용하여야 한다. 그러나 현재 사용 중인 벤투리 유량계는 직경과 작동 유량범위가 국내 표준기관에서의 교정 범위를 초과하고 교정 비용 및 소요 기간의 문제로 주기적인 교정이 어려운 실정이다. 따라서 본 연구에서는 AETF의 엔진입구덕트에서 공기 유량을 측정하기 위해 사용 중인 공급공기 표준 측정장치(전압력 레이크, 전온도 레이크, 경계층 레이크)를 표준연에서 보유하고 있는 고압 기체 유량 표준시스템에서의 유량 특성 시험을 통해 국제표준에 근거한 소급성을 확보하고자 하였다.

② 기준 유량계를 이용한 기체 유량 표준 측정의 소급성 확보

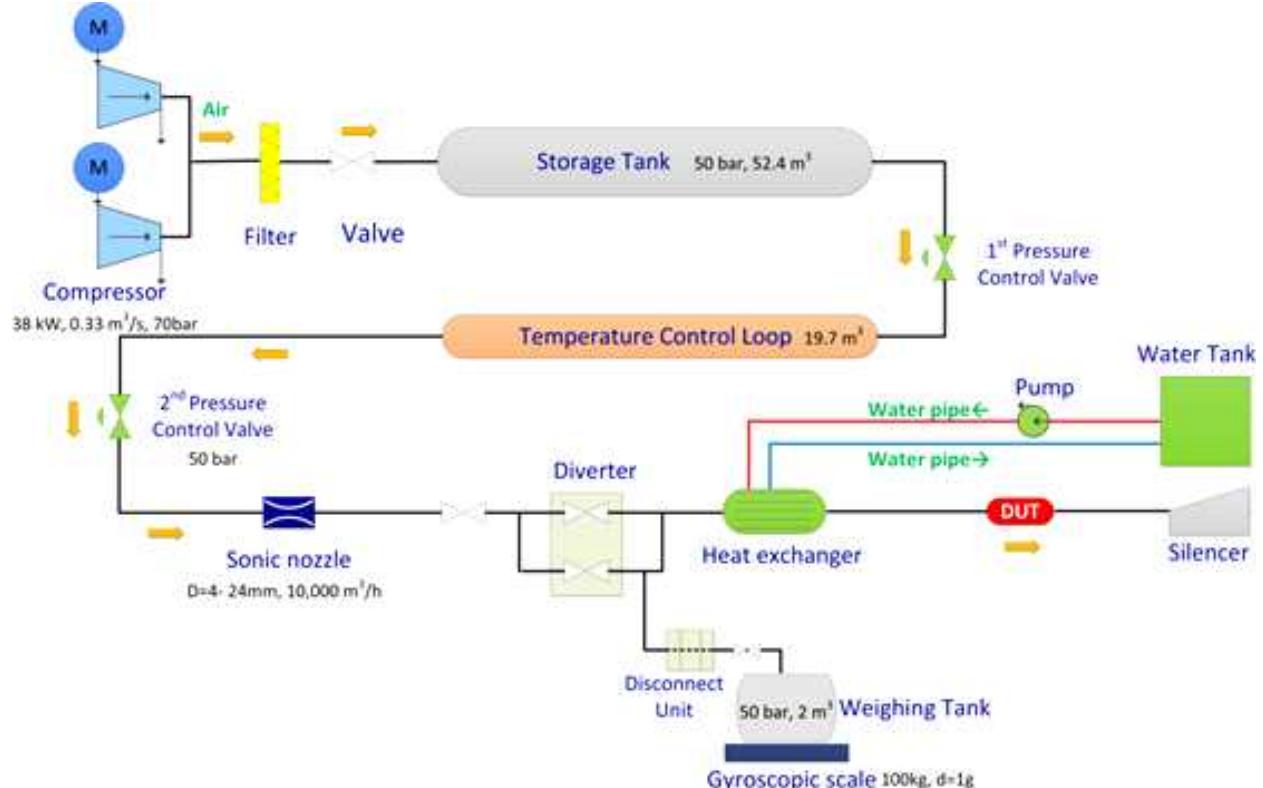


그림 3.1.2.22 표준연 고압 기체 유량 표준시스템

표준연의 고압 기체유량 표준시스템은 압력 범위 5 MPa, 유량 범위 10,000 m³/h, Mn=0.15 까지 불확도 0.18 %(k=2)의 유량 시험이 가능한 국가표준설비로서 국제표준과의 동등성을 확보하여 소급성 체계를 유지하고 있다. 38 kW의 왕복동 압축기로 7 MPa까지 공기를 압축하여, 총 70 m³의 저장조와 온도 조절 루프를 통해 온도와 압력을 안정시킨다. 2단계의 압력 조절 밸브를 이용하여 5 MPa의 압축 공기를 기준 유량계인 소닉 노즐(Sonic nozzle, Critical flow venturi)로 유입시키게 된다.

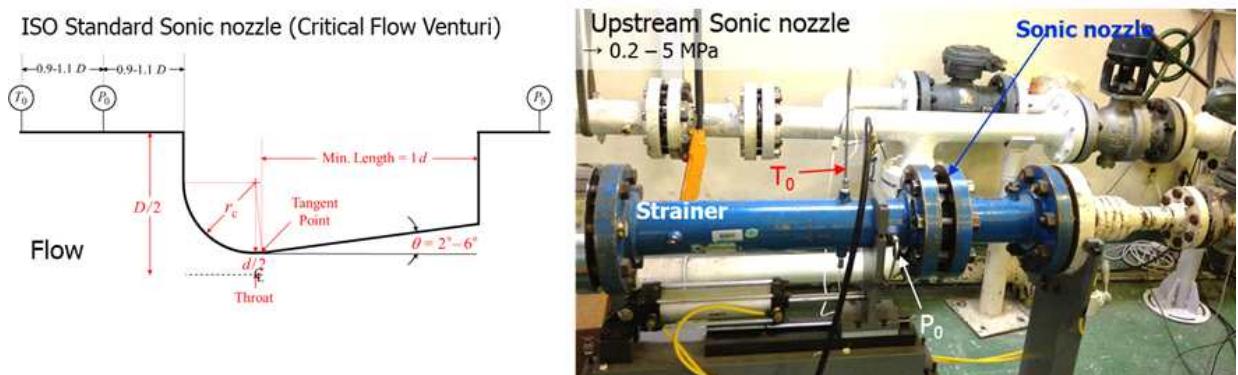


그림 3.1.2.23 표준연 소닉 노즐(Critical Flow Venturi)

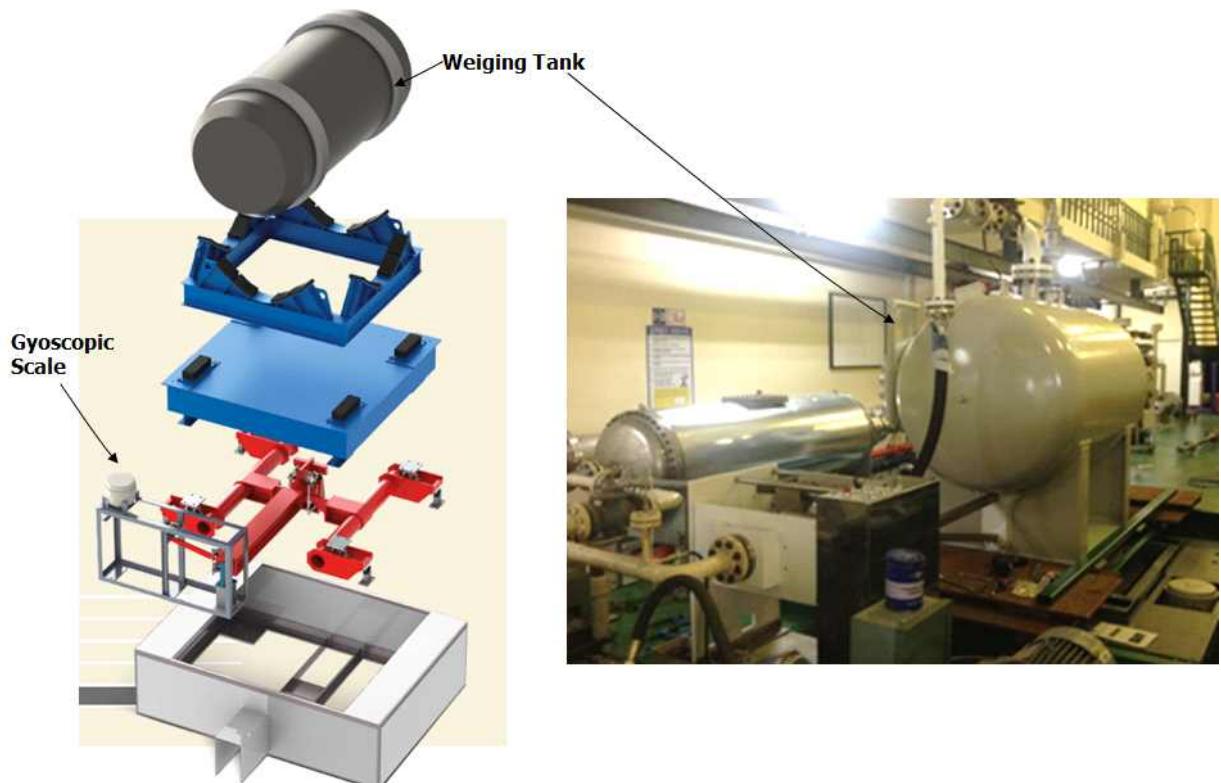


그림 3.1.2.24 소닉노즐 교정을 위한 고압 저장조와 자이로스코픽 저울

소닉 노즐은 노즐 형태의 유로에서 유체가 가속되고, 가장 좁은 단면적을 갖는 목에서 Mn=1에까지 이르게 되고, 후단의 압력이 전단으로 전달되지 않아 유속이 일정하게 유지되어 유량값이 고정되는 원리를 이용하는 기준 유량계이다. 소닉 노즐의 전단의 압력과 온도를 측정하면 이론적인 유량 값을 계산할 수 있으나, 정확한 유량값을 얻기 위해서는 교정을 통

해 소닉 노즐 유출 계수를 얻어야 한다. 표준연 표준시스템에서 소닉 노즐은 공기를 저장하는 고압 저장조(Weighing tank, 2 m³)와 높은 정밀도를 갖는 자이로스코픽 저울(Gyroscopic scale, Accuracy 1g)로 교정을 수행하였다. 항우연 공급공기 표준측정장치의 유량 특성 시험을 위해서는 표준측정장치를 피교정 유량계의 위치에 설치하고, 상류측의 소닉 노즐의 유량과 비교하게 된다. 설치되는 피교정 유량계 위치가 다소 하류에 위치하기 때문에 시험시 유량 모니터링을 위해 초음파 유량계(Siemens, FUG1010)를 설치하였다. 최종적으로 국제표준으로부터 동등성을 유지하고 있는 표준연 고압 기체유량 표준시스템에서 고압 저장조와 자이로스코픽 저울을 이용하여 교정한 소닉 노즐을 기준유량계로 이용하여, 유량 범위 Mn=0.15, 불확도 0.18 %의 유량시험방법의 소급성이 확보된 유량시험설비를 구축하였다.

(나) 특성시험 대상 표준측정장치 제작

① AETF의 공급공기 표준측정장치

AETF의 엔진입구덕트에서는 정압력 프로브, 전압력 레이크, 경계층레이크, 온도 레이크가 설치되어 있다. 덕트의 위치(section)에 따라 설치된 레이크가 차이가 있지만, 전압력, 경계층, 온도레이크는 3개씩 설치되어 있고 정압력은 9군데에서 측정하고 있다. 항우연에서 사용 중인 공급 공기 표준측정장치가 설치된 엔진 입구덕트를 AETF에서 분리할 수 없기 때문에 동일한 사양의 입구 덕트를 제작하고, 정압력 프로브, 압력 레이크, 온도 레이크의 공급 공기 측정장치를 설치하여 시험을 수행하고자 하였다.

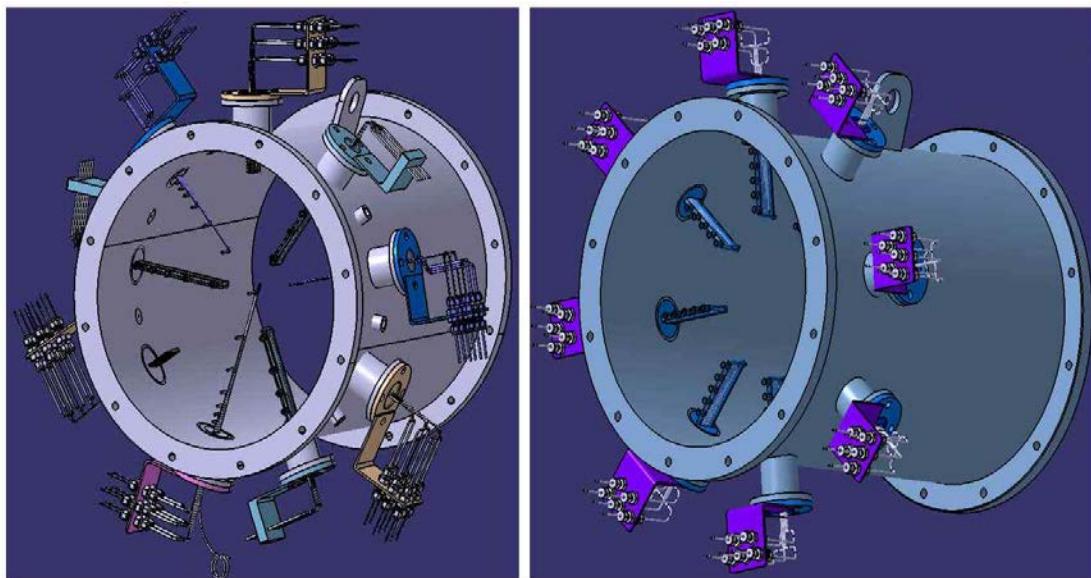


그림 3.1.2.25 기준 엔진 공급공기 표준측정장치

② 공급공기 표준측정장치 덕트 제작

공급공기 표준측정장치가 설치되는 05섹션의 덕트는 직경이 264 mm이고, 길이가 324 mm이며, 각각 1개씩 제작하여 원주방향으로 120도 간격으로 각각 1개씩 설치하고자 하였다. 경계층 레이크는 기준에 AETF에서 사용 중인 센서와 동일한 규격으로 제작하였고, 전압력 레이크와 경계층 레이크는 본 과제에서 재설계한 규격으로 제작하였다. 정압력도 120도 간격으로 3군데 포트를 제작하여 측정하고자 하였다. 7개 지점의 경계층 레이크와 6개 지점의 전압력레이크에서 측정한 전압력과 3지점의 측정한 정압력을 산술평균한 정압력을 이용하여 면적 가중 평균(Area-weighted average)한 덕트 마하수를 구하게 된다. 5개 지점에서 측정한 전온도와 덕트 마하수로부터 정온도를 구할 수 있게 되고, 최종적으로 공기유속과 유량을 구할 수 있게 된다.

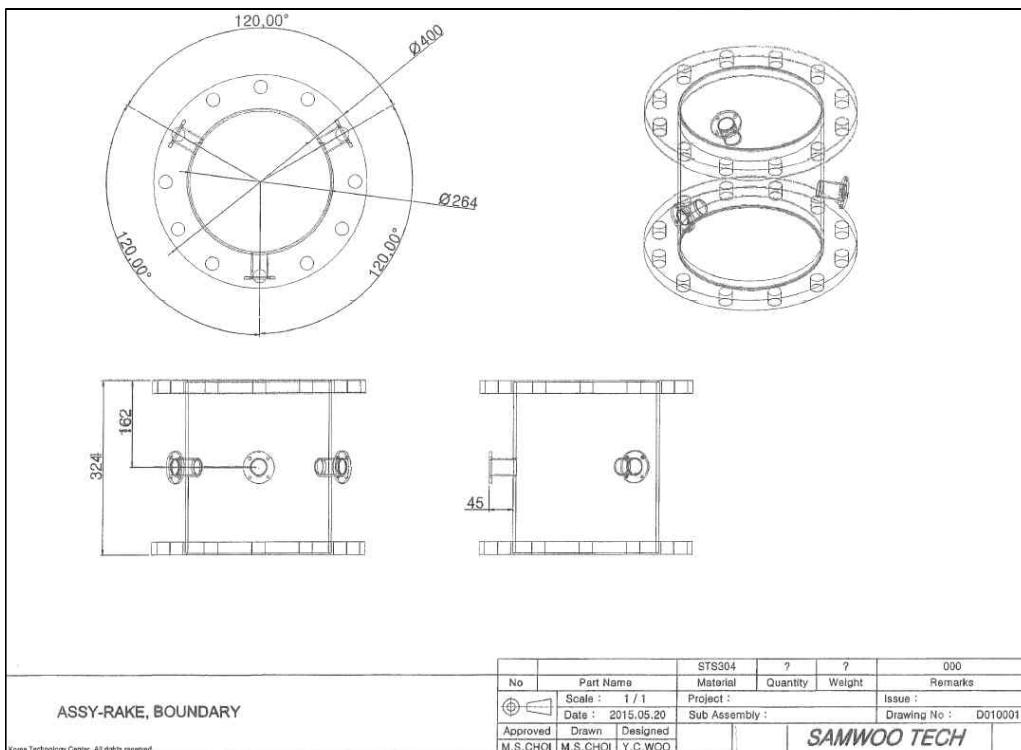


그림 3.1.2.26 공급공기 표준 측정장치 덕트 제작 도면



그림 3.1.2.27 제작된 덕트 및 표준측정장치

(다) 다채널 전/정압력, 전온도 데이터 획득 시스템 구축

① 압력 레이크, 전온도 레이크 데이터 획득 시스템

공급공기 표준측정 장치에서 공기유량을 측정하기 위해서는 정압력, 전압력, 전온도의 다채널 데이터가 동시에 측정되어야 한다. 정압력은 3개의 포트를 연결하여 압력계(RUSKA 7220)로 측정하고, 전온도 Rake는 T타입 열전대를 다채널로 측정할 수 있는 DAQ보드와 터미널 블록(NI9215, NI TB-9214)으로 5개 지점의 전온도를 측정한다. 압력 레이크는 다채널의 압력을 고속(채널별 1/500초)으로 스캔할 수 있는 압력스캐너(Scanivalve, DSA3217, 0-750 psi)로 15개 지점의 전압력을 거의 동시에 측정하고자 한다. 면적 가중 평균한 덕트 마하수와 정온도를 이용하여 공기유량을 측정하기 위해 구축한 데이터 획득 시스템의概要도는 그림 3.1.2.28과 같다.



그림 3.1.2.28 다채널 전/정압력, 전온도 데이터 획득 시스템

(라) 예비 유량특성 시험 수행

① 표준 측정장치 덕트 내부 유속분포 측정

공급 공기 측정장치의 유량 특성 시험을 하기에 앞서 표준연의 고압기체 유량표준 시스템에 설치된 엔진입구덕트의 내부 유속 분포를 측정하였다.

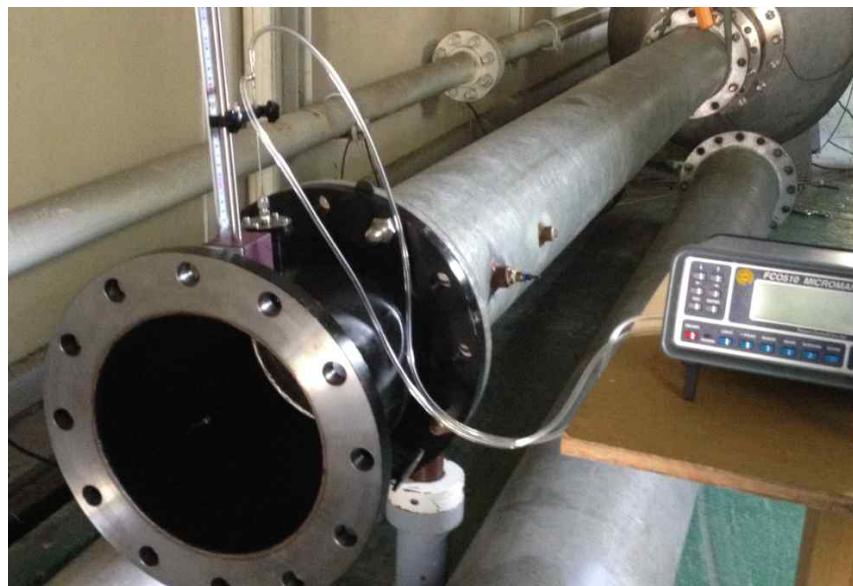


그림 3.1.2.29 표준 측정장치 덕트 내부 유속분포 측정시험

레이크가 측정될 위치에 피토관(NPL 타입)을 설치하여 소닉 노즐의 유량 변화에 따른 입구 덕트 중심속도를 측정하였다. 덕트는 압력 레이크와 전온도 레이크가 설치되지 않은 조건에서 시험을 수행하였고, 피토관의 유속은 차압계(FCO510, Micro monometer)로 측정한 차압과 피토관 교정계수를 이용하여 계산하였다.

소닉 노즐을 이용하여 기준 유량을 $1,000 \text{ m}^3/\text{h}$ 에서 $10,000 \text{ m}^3/\text{h}$ 까지 변화시키면서, 덕트 중심에서의 유속을 피토관으로 측정하였다. 중심 유속이 선형적으로 증가하였고, 최대 $M=0.15$ 까지 측정 가능한 것을 확인하였다.

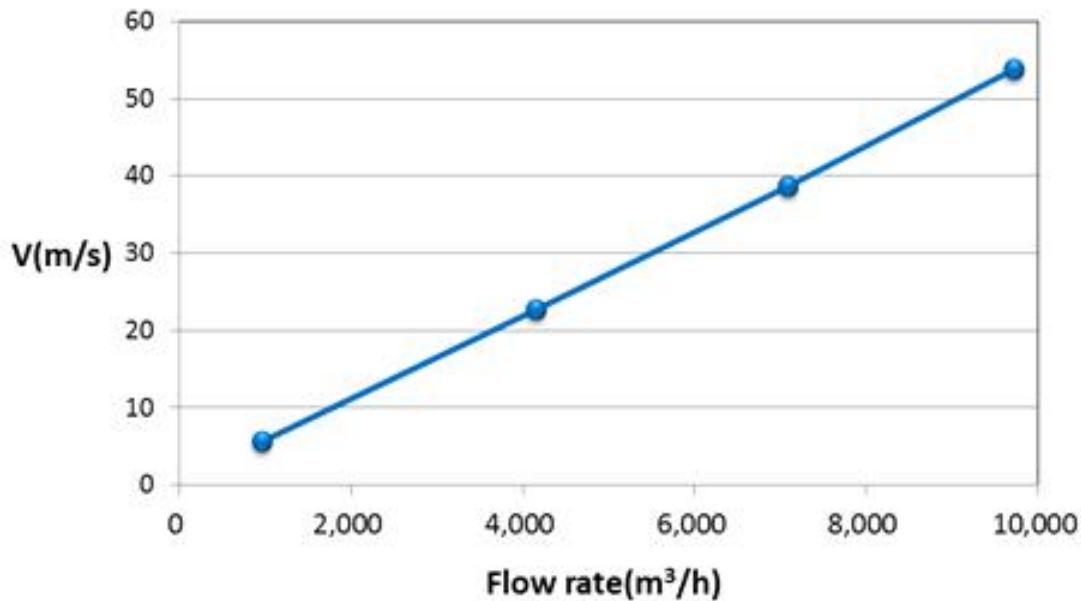


그림 3.1.2.30 기준 유량에 따른 덕트 중심 유속 변화

덕트 내 유속분포를 $Mn=0.07$ 조건에서 덕트 벽면에서 중심부까지 피토관을 이송하며 측정하였다. 측정된 덕트 유속 값이 경계층을 제외하고 반경방향으로 균일한 분포를 보이는 것을 확인하였다.

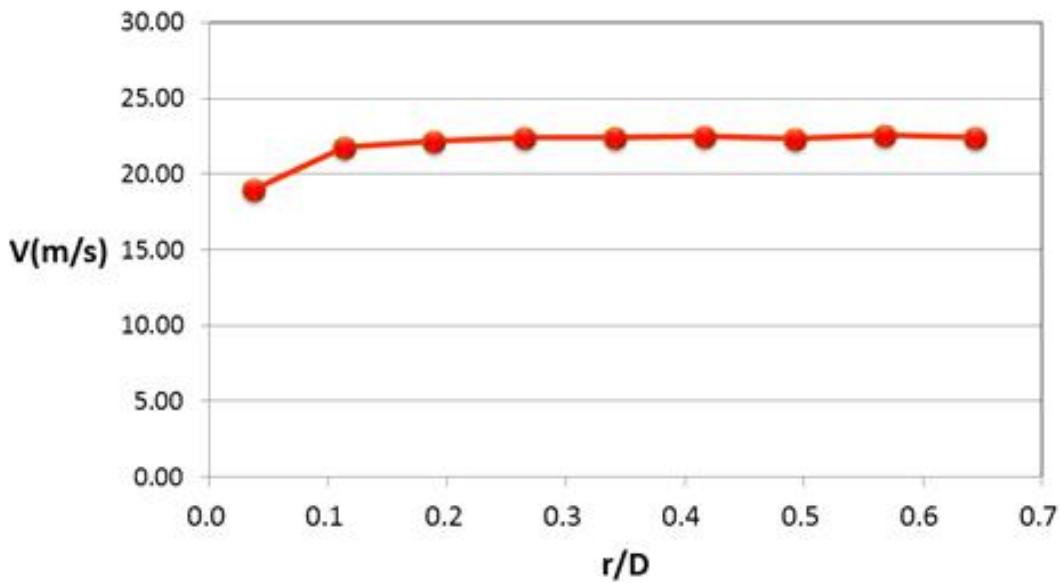


그림 3.1.2.31 기준 유량에 따른 덕트 중심 유속 변화

② 유동 정류기 (Flow conditioner) 설치

공급공기 표준측정장치 덕트는 표준연 고압기체유량표준시스템의 피교정기의 위치에 설치되게 되는데, 10인치의 덕트에 연결되기 때문에 배관 연결 상 상류가 12D, 하류가 8D 가 확보되게 된다. $Mn=0.07$ 에서의 덕트내 유속분포가 균일한 것을 확인하였으나, 높은 유속에서의 시험을 위해 유동 정류기를 설치하고자 하였다.

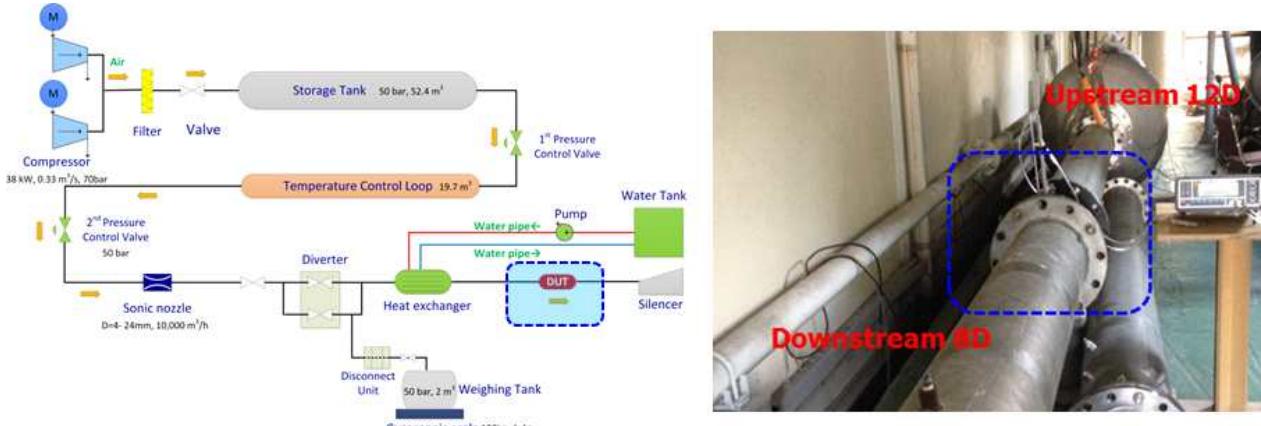


그림 3.1.2.32 표준 측정장치 덕트 설치 위치

유동 정류기는 다양한 종류가 있으나, ISO 5167에서 권고하는 가장 작은 압력 손실 계수 ($K=0.75$)를 갖는 19-tube bundle flow conditioner를 제작하였다. 튜브 번들의 크기는 $0.2D(50 \text{ mm})$ 이며, 번들의 길이는 $2D(500 \text{ mm})$ 이며, 덕트 상류 12D 위치에 설치하여 공급공기 표준측정장치의 유량 특성 시험을 수행할 것이다.

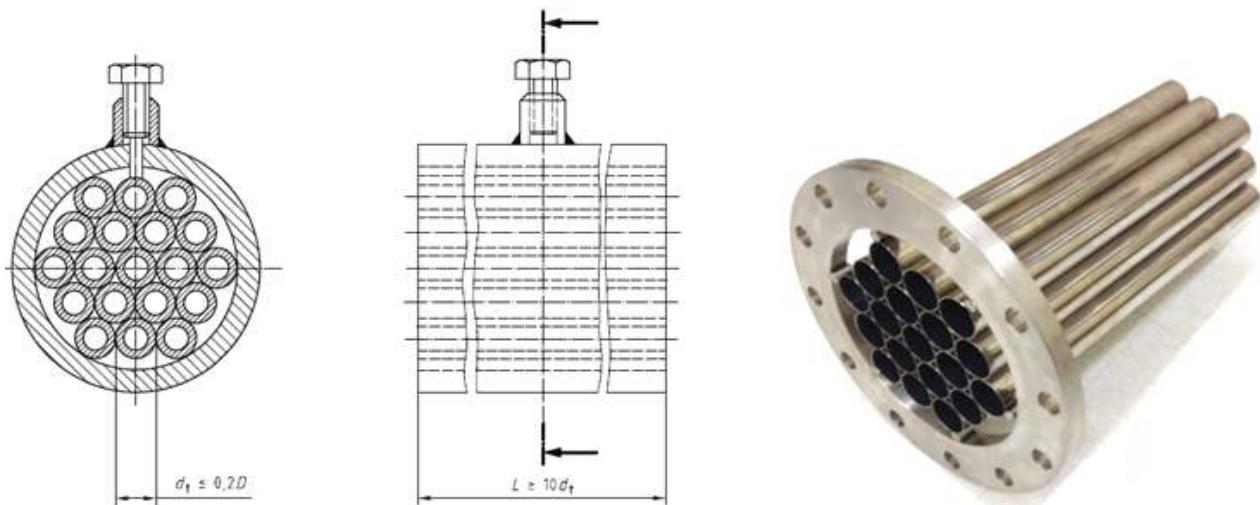


그림 3.1.2.33 유동 정류기(19-tube bundle flow conditioner)

나. 개선방안에 근거한 데이터 획득시스템 최적화와 요소별 측정량 검증

(1) 측정체계 고도화

(가) 측정장치 및 데이터 획득시스템 진단 및 개선방안 수행

본 연구의 1차년도에는 AETF에서 주요한 성능 인자인 엔진 추력 및 연료 소모량에 대하여 측정 방법의 유효성을 검증하고 측정 불확도를 평가한 바 있다. 또한 이에 따라 측정 방법의 유효성을 확보하고 측정 불확도를 향상시키는 데 필요한 데이터 획득 시스템의 수정 및 개선 필요 사항을 도출하였다.

이에 따라 2차년도에는 실제로 이러한 유효성 확보 및 측정 불확도 향상을 위한 데이터 획득 시스템 개선을 수행하였다. 다만 1차년도에 도출된 방안을 실제 적용하는 과정에서 연구 여건에 따라 계획과는 달리 적용한 부분도 있으며, 여기에는 이를 포함하여 전반적으로 기술하였다.

① PLC 교정

주요 성능 인자인 추력 및 연료 소모율 측정 과정에서 일부 측정 인자는 PLC를 통하여 데이터가 수집되는데, 기존에는 PLC가 교정되지 않는 문제가 있었으며 이러한 인자들을 교정이 되는 DAS로 측정함으로써 문제를 해결하고자 하는 것이 계획이었다. 실제 적용 과정에서는 PLC에 대한 교정 체계를 갖추고 교정을 수행함으로써 문제를 해결하게 되었다.

전류 신호 불확도 평가

* Instruction:		Input data	Calculated
신호 단위			
1. 최소 신호 / mA	4.000		
2. 최대 신호 / mA	20.000		
샘플 수	10		
증분 / mA	1.600		
소스 신호 / mA			
5.600	5.601	0.001	0.17
7.200	7.200	0.000	0.13
8.800	8.800	0.000	0.11
10.400	10.401	0.001	0.09
12.000	12.001	0.001	0.08
13.600	13.604	0.004	0.07
15.200	15.204	0.004	0.06
16.800	16.805	0.005	0.06
18.400	18.409	0.009	0.05
20.000	20.009	0.009	0.05
절대 표준 불확도 / mA		0.005	상대 표준 불확도 / %
절대 확장 불확도 ($K = 2$) / mA		0.009	5. 상대 확장 불확도 ($K = 2$) / %
4. 최대 상대 확장 불확도 ($K = 2$) / %		0.17	0.05
6. 최종 신호선 불확도 ($k = 2$):		0.17	% of readings

그림 3.1.2.34 PLC 전류신호 교정표

② Cell#1 연료유량계 다중화

Cell#1의 연료 유량계 다중화를 위한 센서 선정 및 구축을 본 연구 과제 기간 동안 수행하였으며 이와 관련한 상세 사항은 본 보고서의 해당 부분에서 별도로 다루었다.

③ 다축 힘 측정

기준에 엔진 추력 측정 시스템은 추력이 엔진이 설치된 방향과 평행한 방향으로만 발생한다고 가정하고 있으므로 엔진 시험에 있어서 측추력(side force)이 존재할 경우에는 추력 측정 시스템에서는 실제 추력보다 적게 측정하게 되며 이는 추력 측정의 불확도 증가로 이어진다. 측추력이 발생하는 경우는 주로 정렬과 관련된 문제가 있을 경우, 즉 추력 측정 시스템의 정렬이 잘못되었거나 엔진과 설비의 정렬이 잘못되었을 경우가 있다. 혹은 엔진 추력 노즐의 제작 형상에 따라서도 측추력이 발생할 수 있다.

이 중 엔진 정렬에 문제가 있을 경우를 상정해 보면, 부정확한 정렬(misalign)이 엔진 추력 측정 불확도에 미치는 영향은 크지 않다. 예를 들어 길이 1 m인 엔진이 1° 만큼 misalign되었다고 가정하면, 엔진의 위치는 9~17 mm나 차이 나게 되므로 그만큼의 misalign이 존재할 가능성은 희박한 데 비해, 그 경우에도 추력은 $\cos(89^\circ) = 0.9998$ 으로, 0.02% 밖에 감소되지 않는다. 따라서 엔진 misalign의 영향은 무시하고 추력 전달 시스템의 불완전성만 고려해도 무방하다.

엔진 측추력을 정량화하기 위하여 기준에 엔진 시험에서 사용하였던 단축 로드 셀 대신 3축 로드 셀을 설계/제작하였다. 이와 관련한 상세 사항은 본 보고서의 해당 부분에서 별도로 다루었다.

(2) 데이터 획득시스템 최적화

(가) 물리량별 측정불확도 분석 및 개선방안 수행

① 엔진 입구 압력/온도 측정의 회복 계수

기존 모델식에서는 엔진 입구 압력/온도 측정의 회복 계수를 1.0으로 가정하고 측정을 수행하였다. 그러나 실제로는 회복 계수가 1.0 미만일 가능성이 존재한다고 판단하였다. 이 경우 회복 계수를 정확히 알지 못하면 그에 의한 측정 불확도가 있는 것으로 가정하고 정량적으로 평가하여야 한다.

엔진 입구 압력/온도는 엔진 시험에서 매우 중요한 인자이므로 이 연구에서는 위와 같은 접근 방법보다는 실제로 회복 계수를 측정하고 이를 모델식에 반영함으로써 측정 불확도를 개선하고자 하였다. 회복 계수를 측정하는 방법으로는 회복 계수가 알려진 표준 센서와 실제 엔진 시험 시 사용하는 센서의 측정값을 동시에 비교하는 방법을 사용하였다. 이와 관련한 상세 사항은 본 보고서의 해당 부분에서 별도로 다루었다.

② 엔진 입구 압력/온도 측정시 반경방향 불균일성 고려

엔진 시험은 아래 그림과 같이 엔진과 상류 덕트를 연결한 상태에서 수행하며, 엔진 성능을 도출하는 데에는 이와 같은 상류 덕트에서의 유동 인자(압력, 온도 등)를 정확하게 측정하는 것이 필요하다. 그런데 덕트 내 유동은 공간적으로 불균일할 가능성이 있다. 따라서 유동의 압력이나 온도의 “정확한” 값을 구하기 위해서는 이러한 불균일성을 포착해낼 수 있어야 한다.

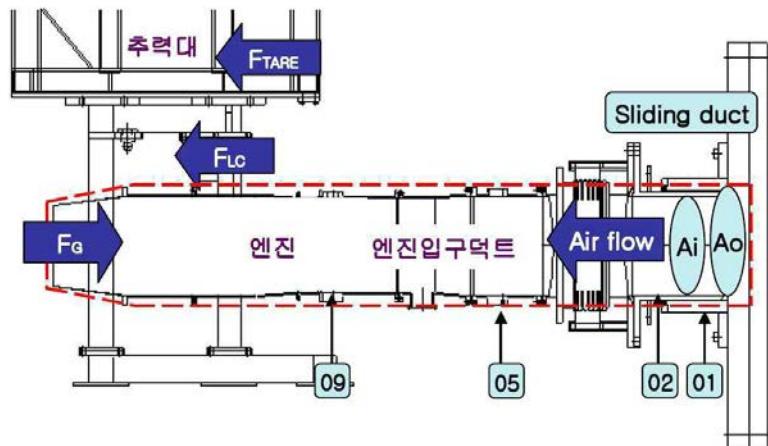


그림 3.1.2.35 엔진 시험 시 설비 구성 및 Control volume

덕트 내 유동의 원주 방향의 불균일성은 기존에 측정 센서를 원주 방향으로 여러 개 사용함으로써 해결하고 있었다. 예를 들어 각 단면에서의 정압력(static pressure)은 해당 단면에서 원주 방향으로 4~12개 위치에서 측정을 수행하고 있었다. 이 경우 원주 방향 불균일성은 임의적(random)이라는 가정 하에 그 불확도는 원주 방향 측정값의 표준 편차를 계산함으로써 평가하게 된다.

마찬가지로 반경 방향 불균일성이 있는 물리량(전압력(total pressure), 전온도(total temperature))은 측정 센서를 반경 방향으로 여러 개 사용함으로써 해결한다. 그러나 그 불확도는 반경 방향 측정값의 표준 편차를 계산하는 방법으로 평가하여서는 안 된다. 왜냐하면 유동의 반경 방향 불균일성은 원주 방향과는 달리 임의적으로 발생하는 것이 아니라 경계층(boundary layer)의 존재에 의해 발생하기 때문이다. 따라서 반경 방향 측정에 있어서는 경계층을 측정하여야 하고, 만일 경계층을 측정하지 못할 경우 이를 고려한 측정 불확도를 평가하여야 한다.

05 section(위 그림에서 “05”라는 숫자로 표기한 위치)의 전압력($P_{T,05}$)의 경우, AETF에서는 통상적으로 반경 방향으로 6~7개의 probe를 가진 rake 3개로 측정하며 면적 가중 평균하는데, 덱트 벽면에 가장 가까운 probe는 벽면에서 5.6 mm 떨어져 있으므로 벽면에서 5.6 mm까지의 경계층은 측정하지 않고 있다고 할 수 있다. “경계층을 측정하지 않음으로 인한 불확도”를 정량적으로 평가하기 위해서는 경계층을 측정한 경우와의 차이를 알아야 하므로 경계층을 측정하는 것이 필요하다. 이에 대해서는 기존에 경계층을 측정한 데이터를 확보하여 사용하였다. 여기에는 벽면에서 2~22 mm 사이에 9개의 probe가 있는 경계층 rake를 사용하였다. 아래 그림에는 기존 전압력 rake와 경계층 rake로 측정한 데이터로 계산한 속도 분포를 나타내었다.

또한 벽면에서 2 mm 이내에는 경계층 rake에 의한 측정값도 없으므로, 이 영역에서의 속도 분포를 얻기 위해 $u/U = (y/\delta)^{1/7}$ 으로 가정하였다. 여기에서 u 는 특정 지점에서의 유속, U 는 경계층의 영향을 받지 않는 자유류(freestream)에서의 유속, y 는 벽면으로부터의 거리, δ 는 경계층 두께이다. 아래 그림에 그 분포를 나타내었는데, 측정 데이터와 잘 일치함을 알 수 있었다.

아래와 같은 속도 분포 가정을 함께 사용하여 면적 평균한 결과 $P_{T,05}$ 가 최대 0.09% 낮게 계산되었다. 따라서 경계층 rake를 사용하지 않는 경우에는 $P_{T,05}$ 의 불확도를 0.09% 추가한다. 이 때 추력 불확도는 0.11% 포인트(약 13%) 증가한다.

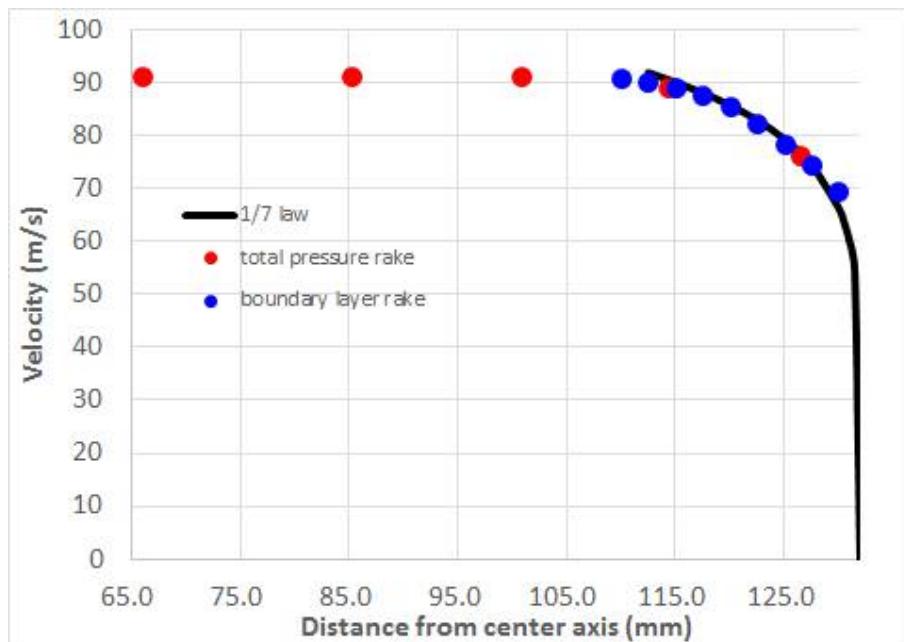


그림 3.1.2.36 05 section에서 측정 및 계산한 속도 profile

05 section 전온도($T_{T,05}$)의 경우도 단면 상 여러 포인트에서 측정을 수행하는데, 아래 그림에서 확인할 수 있듯이 배관 중심에서의 온도와 벽면에서의 온도에 차이가 있다. $T_{T,05}$ 의 경우에도 경계층은 측정하지 않으며, 위 $P_{T,05}$ 의 경우와 달리 기존에 경계층을 측정해 둔 데이터도 존재하지 않는다. 따라서 $T_{T,05}$ 의 불균일성에 의한 측정 불확도는 온도 분포를 수학적으로 모델링하여 가정하고 측정값과 모델링에 의한 값을 비교함으로써 평가하기로 하였다. 이를 위해서는 측정값과 잘 일치하는 모델을 수립하는 것이 중요한데, 여기에는 이러한 온도 분포가 무엇에 기인하는지를 파악하는 것이 필요하다.

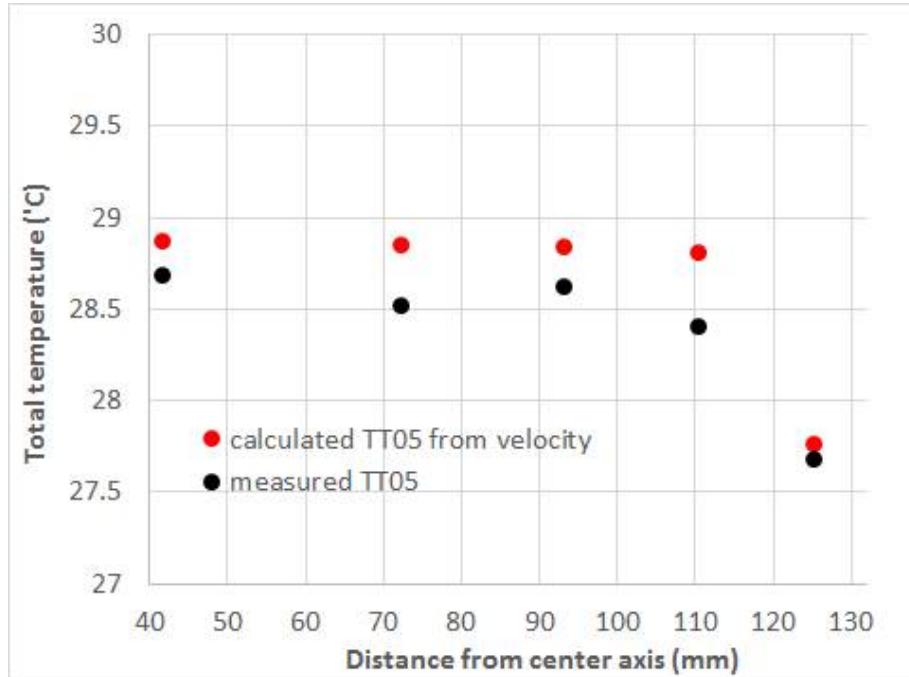


그림 3.1.2.37 05 section 전온도의 측정값 및 예측값

우선, 배관 내·외부 사이의 열전달을 온도 불균일의 원인으로 가정할 수 있다. 이를 전제로 내부 유동의 대류 열전달, 배관의 열전도, 배관 외부의 자연 대류를 모델링하여 열전달 계산을 수행하였다. 이러한 계산에는 Incropera 등^[3.1.2.1]의식을 따랐다. 그 결과 유동 중심부의 온도(T_0)가 30 °C, 배관 외부 환경(T_∞)의 온도가 20 °C인 경우 배관 내표면(internal surface) 온도($T_{s,i}$)는 T_0 보다 단 0.15 °C 낮은 29.85 °C로 계산되었다. 그러나 동일 조건에서의 실측 데이터는 1 °C 이상의 분포를 보이므로 해당 시험 조건에서는 열전달이 온도 불균일의 원인이 아님을 알 수 있었다.

다음으로 온도 불균일의 원인을 dynamic temperature의 불균일에 기인한 것으로 보고, 유동 전체의 정온도는 일정하다는 가정 하에 식 아래 식으로 $T_{T,05}$ 를 예측해 보았다.

$$T_{T,05,i} = T_{S,05,avg} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{05,i}^2 \right) \quad (3.1.2.7)$$

여기에서 M 은 유동의 마하 수이며, 하첨자 T 는 전온도, S 는 정온도, 05는 05 section에서의 값, avg는 평균값, i 는 rake 상 각 probe 위치에서의 국소적인 값임을 의미한다. $M_{05,i}$ 는 위 압력 측정 데이터를 사용해 계산하였다. 그 결과 위 그림에서와 같이 측정값과 유사한 온도 분포를 얻었다. 따라서 온도의 불균일성은 dynamic temperature의 불균일성에 기인한 것으로 판단하였고 이는 $P_{T,05}$ 로부터 계산하므로 $P_{T,05}$ 의 분포에 기인한 불확도를 바탕으로 $T_{T,05}$ 의 분포에 기인한 불확도를 계산해내었다.

다만 앞서의 열전달 모델링에서 $T_0 = -50$ °C, $T_\infty = 30$ °C와 같은 가장 극단적인 경우에는 열전달에 의해 $T_{s,i}$ 와 T_0 가 1.2 °C까지 차이날 수 있는 것으로 예측되었다. 따라서 이때에는 열전달에 의한 불균일성도 함께 고려하여야 한다.

③ 엔진 입구 배관 지름 측정

엔진 입구 배관의 지름 D 는 기준에 도면 상 수치를 그대로 사용하였으나, 불확도 평가 과정에서 필요에 의해 측정에 의한 값을 사용하기로 하였다.

엔진 입구 배관은 기계가공으로 제작하였으므로 진원(眞圓)임을 가정하였다. 따라서 몇 개의 다른 지점에서 지름을 측정하여 그 평균값을 취하는 것으로 하였다. 이 경우 표준 측정 불확도는 $\sigma(D)/\sqrt{n}$ 이다(n 은 지름 측정 횟수).

④ Cell#1 공기 유량 측정 다중화

이 연구의 1차년도에 Cell#1 공기 유량 측정 다중화에 대한 연구를 수행한 바가 있으며, 초음파 유량계 사용 등이 검토되기도 하였다. 그러나 추가적인 연구 결과 본 설비에 초음파 유량계 등 추가적인 측정 장비를 설치하여 공기 유량을 측정하는 것은 불가능한 것으로 나타났다. 다만 엔진 입구 배관에 장착된 전압력, 정압력 및 전온도 측정 센서를 다점 피토관(multi-point Pitot tube)으로 사용하여 공기 유량을 측정하는 것은 가능하므로, 이 방법에 의한 측정과 기존 방법(벤투리를 이용한 방법)에 의한 측정을 비교하는 연구는 지속해 나가기로 하였다. 여기에서는 이에 대해서 기술한다. (다점 피토관이 설치된 이 배관을 표준과학연구원의 표준 설비에 장착하여 작은 유량 범위(0~3 kg/s)에서나마 교정하는 것 역시 가능하며, 관련 연구를 수행하였다. 이에 대해서는 본 보고서의 해당 부분에서 기술한다.)

앞서 기술한 것처럼 본 설비에서는 벤투리 유량계를 사용하여 엔진 흡입 공기 유량을 측정해 왔다. 여기에서는 다점 피토관을 이용한 유량 측정 방법을 추가하고자 하는 것이다. 이것은, 엔진 입구에서의 시험 조건(압력, 온도)을 정확하게 정의하기 위해 기왕에 전압력, 정압력 및 전온도를 측정해 오고 있었기 때문에 이 데이터를 그대로 활용하고자 하는 것이다.

AETF에서 다점 피토관을 사용한 공기 유량 측정은 선행 연구(이보화 등)에서 이미 수행한 바가 있다. 이 연구에서는 이 방법을 적용하는 데 있어서 측정 불확도를 평가함으로써 이 방법이 실효성을 가질 수 있는 범위를 파악하고 이 방법의 측정 불확도를 향상시킬 수 있는 방법을 모색하고자 하였다.

그림 3.1.2.21은 엔진 입구 배관의 형상이며 유동 방향은 그림의 오른쪽에서 왼쪽이다. 공기 유량 범위는 2~10 kg/s이며 이 때 관내 유속은 최대 90 m/s이다. 그림 3.1.2.21에서 “Stilling chamber”로 표시된 부분의 상류에 벤투리 파이프가 설치되어 있으며 “09”로 표시된 section의 하류에 엔진이 설치되어 있다. 다점 피토관은 “05”로 표시된 section에 장착된다. 아래 그림은 05 section에 설치된 다점 피토관의 배관 내 반경 방향 위치를 나타낸다.

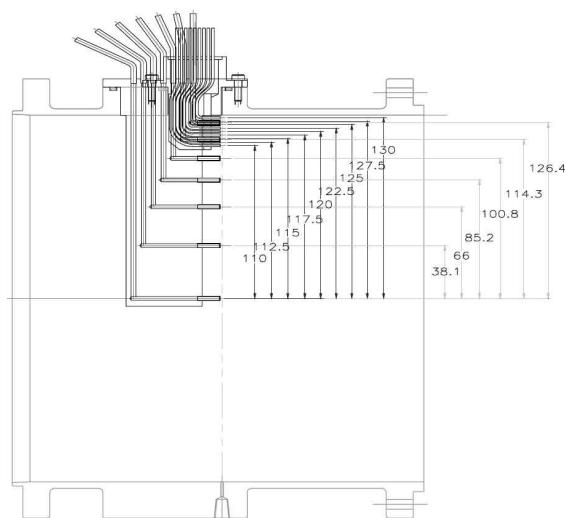


그림 3.1.2.38 다점 피토관의 배관 형상

피토관은 레이크의 형태로 설치되어 있는데, 위 그림에서와 같이 반경 방향으로 16개의 피토관이 배치된 레이크가 배관 안에 원주 방향으로 120° 간격으로 3세트 설치되어 있다. 단, 배관 중심에 위치한 피토관은 그 중 1세트에만 있으며 나머지 2세트에는 없으므로 나머지 2 세트에는 15개씩의 피토관이 있다(총 46개 피토관). 이와 별도로 공기 유동의 전온도를 측정하는 kiel type 프로브 레이크가 있는데, 역시 3세트이며, 원주 방향으로 120° 간격으로 설치되어 있고, 각각 반경 방향으로 5개의 프로브에서 전온도를 측정한다(총 15개 프로브). 또한 05 section의 벽면에 40° 간격으로 9개의 측정용 hole을 설치하여 각각의 벽면 정압력을 측정한다. 공기 유량 W_{05} 는 아래 식으로 계산한다.

$$W_{05} = \rho_{05} \frac{\pi}{4} D_{05}^2 V_{05} \quad (3.1.2.8)$$

여기에서 $V_{05} = M_{D,05} \times a_{05}$, $a_{05} = \sqrt{\gamma R T_{s,05}}$ 이며, $T_{s,05}$ 는

$$T_{s,05} = \frac{T_{t,05}}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{D,05}^2\right)} \quad (3.1.2.9)$$

로 계산한다. 또 ρ_{05} 는

$$\frac{p_{s,05}}{R T_{s,05}} \quad (3.1.2.10)$$

로 계산한다. 이상에서 ρ 는 공기 밀도, D 는 배관의 지름, V 는 유속, M 은 유동 마하 수, a 는 유동의 음속, γ 는 유체의 비열비, R 은 유체의 기체 상수, T 는 온도, p 는 압력이며, 하첨자 05는 05 section에서의 값, s 는 static 값, t 는 total 값임을 의미한다.

즉, 공기 유량은 배관 내 정압력, 마하 수, 전온도 및 기타 몇 가지 상수의 함수이다. 여기에서 정압력은 반경 방향으로는 일정하다고 가정하며, 원주 방향으로 여러 위치에서 측정한 정압력의 산술평균값이다. 그러나 마하수와 전온도는 반경 방향으로도 일정하지 않기 때문에 반경 방향으로 여러 지점에서 측정한 압력과 온도를 사용한 면적 평균값을 적용하여야 한다. 또한, 각 지점에서 전온도는 직접적인 측정값이지만 마하수는 아래와 같이 전압력과 정압력의 함수로 구한다.

$$M_{D,05,i} = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left(\frac{p_{t,05,i} - p_{s,05}}{p_{s,05}} \right)} \quad (3.1.2.11)$$

결과적으로 공기 유량은 각 프로브에서 측정한 전온도, 전압력, 정압력과 나머지 인자(덕트 직경, 기체 상수, 비열비, 프로브의 위치)의 함수이다. 이 나머지 인자는 상수로 가정하였다.

이제 실제 시험 데이터를 적용하여 이러한 공기 유량 측정 방법의 실효성을 알아보고 측정 불확도를 평가하였다. 시험 데이터는 선행 연구에서 획득한 데이터를 사용하였으며, 공기 유량 약 2~10 kg/s의 범위에서 5개의 공기 유량값에 대한 데이터이다. 시험 데이터 및 위 방법을 이용한 공기 유량 측정값과 기존의 벤투리 파이프를 이용한 공기 유량 측정값은 아래 표와 같다.

Table 3.1.2.14 시험 데이터 및 공기 유량 측정값 비교

case number	1	2	3	4	5
Test data					
$p_{t,05,1}$ (kPaA)	104.7	115.1	132.3	154.6	185.3
$T_{t,05,1}$ (K)	296.3	299.5	299.4	300.2	301.0
$p_{s,05,1}$ (kPaA)	104.2	112.8	128.0	148.2	176.6
V_{05} (m/s)	30.4	54.5	71.4	80.5	86.0
Re_D	4.5E5	8.7E5	1.3E6	1.7E6	2.2E6
Air flow					
W_{05} (kg/s)	2.015	3.911	5.829	7.642	9.724
W_{ven} (kg/s)	1.998	3.872	5.855	7.776	9.866
$W_{05} - W_{ven}$ (%)	0.85	1.01	-0.44	-1.73	-1.44

위 표에서 전압력, 전온도, 정압력의 데이터는 편의상 1개 대표 센서의 값만 나타내었다. W_{05} 는 시험 데이터를 사용하여 다짐 피토관 방식을 사용하여 계산한 공기 유량이고 W_{ven} 은 벤트리 유량계를 사용한 공기 유량이다. W_{05} 는 W_{ven} 에 비하면 저유량에서는 더 많은 것으로 측정되고 고유량에서는 더 적은 것으로 측정되며 최대 1.73%까지 차이가 난다. 아래에 기술한 것처럼 W_{05} 는 저유량에서의 불확도가 크기 때문에 고유량에서의 경향을 받아들이는 것이 옳다고 판단된다. W_{05} 가 W_{ven} 보다 적게 측정되는 이유에 대해서는 추가적인 분석이 필요하나, 본 연구에서는 다루지 않았다.

이러한 공기 유량 측정 방법에 대하여 측정 불확도 분석을 수행하였다. 우선 불확도 요인을 다음과 같이 도출하였다. 위에서 상수로 가정한 인자의 불확도 요인은 무시하였고, 측정값인 전압력, 전온도, 정압력의 불확도 요인은 아래 표와 같다. 표에서 각 인자의 A형 불확도는 실제 시험 데이터로부터 도출된 값이다.

Table 3.1.2.15 불확도 요인 및 불확도값

Measured Parameter		Uncertainty Component	Uncertainty	Remarks
$p_{t,05,i}$		A-type	0.04–0.39%Rd	
	$p_{t,05,i,g}$	Sensor	0.05%FS	FS = 103 kPa
		Sensor	0.02%FS	FS = 80–110 kPa
	p_{atm}	ADC Board	0.02%FS	FS = 32 VDC 0.07 kPa equiv.
$T_{t,05,j}$		A-type	0.1–0.2%Rd	
	Sensor	1.5 °C	–	
	ADC Board	0.02%FS	FS = 32 VDC 1.2 °C equiv.	
$p_{s,05,k}$		A-type	0.03–0.09%Rd	
	$p_{s,05,k,g}$	Sensor	0.05%FS	FS = 103 kPa
		Sensor	0.02%FS	FS = 80–110 kPa
	p_{atm}	ADC Board	0.02%FS	FS = 32 VDC 0.07 kPa equiv.

위 표로부터 계산된 측정 불확도는 다음 표와 같다.

Table 3.1.2.16 계산된 측정 불확도

case number	1	2	3	4	5
$2 \times u(W_{05})$ (kg/s)	0.123	0.077	0.059	0.061	0.074
$2 \times u(W_{05})$ (%)	6.1	2.0	1.0	0.8	0.8
$2 \times u(W_{ven})$ (kg/s)	0.038	0.034	0.045	0.057	0.072
$2 \times u(W_{ven})$ (%)	1.9	0.9	0.8	0.7	0.7

위 표를 보면 다점 피토관으로 측정한 유량의 불확도의 절대값($2 \times u(W_{05})$)은 대체로 저유량에서 값이 크고 고유량에서 값이 작음을 알 수 있다. 따라서 상대 측정 불확도도 저유량에서 크다. Case 1(유량 2.015 kg/s)에서는 상대 확장 불확도가 6.1%에 이르러 다점 피토관을 이용한 유량 측정을 적용하는 것이 적절하지 못한 영역이라 할 수 있다. 반면 case 2(유량 3.911 kg/s) 이상에서는 불확도가 2% 이하이므로 다른 측정 방법과 비교해 나쁘지 않다고 할 수 있다.

불확도의 절대값이 저유량에서 큰 이유는 다음과 같다. 다점 피토관을 이용한 유량 측정 방법에서는 유동의 전압력과 정압력의 차($p_{t,05,i} - p_{s,05}$)를 이용하여 유량을 계산하는데 저유량에서는 이 값이 거의 0에 가까워지기 때문에 $p_{t,05,i}$ 나 $p_{s,05,k}$ 의 감도 계수가 커져 측정 불확도가 커진다. 이번 연구에서의 데이터를 보면 case 1에서는 $p_{t,05,i} - p_{s,05} = 0.556$ kPa이고 case 2에서는 $p_{t,05,i} - p_{s,05} = 7.70$ kPa이다. 일부 문현에 따르면 이번 시험에서 $p_{t,05,i} - p_{s,05} = 3$ Pa 이상이면 피토관을 이용한 유량 측정 방법을 적용할 수 있다고 하였으나 실제로는 불확도 측면에서 만족할 만한 측정을 하기 위해서는 그보다 훨씬 높은 차압 조건이 필요하였다.

또한 아래 표에는 각 측정 인자가 공기 유량의 측정 불확도에 얼마나 기여하는지를 나타내는 불확도 퍼센트 기여도(uncertainty percentage contribution; UPC)를 나타내었는데, 편의상 46개 전압력 측정 인자의 UPC의 합, 15개 전온도 측정 인자의 UPC의 합, 9개 정압력 측정 인자의 UPC의 합으로 나타내었다.

Table 3.1.2.17 각 인자의 불확도 기여도

case number	1	2	3	4	5
$\sum_i UPC(p_{t,05,i})\%$	19.6	15.9	29.5	16.3	18.0
$\sum_j UPC(T_{t,05,j})\%$	0.1	0.7	2.7	4.3	4.7
$\sum_k UPC(p_{s,05,k})\%$	80.3	83.4	67.9	79.4	77.3

이 연구에서 사용한 데이터의 경우 정압력의 UPC가 나머지 인자에 비해 크게 높았으며, 다음으로 전압력, 전온도의 순이었다. 즉, 이 측정 방법의 불확도를 개선하기 위해서는 정압력의 측정 불확도를 개선하는 것이 가장 필요하다고 할 수 있다. 전온도의 UPC는 고유량에

서 늘어나며, 전압력과 정압력의 UPC는 유량에 따라 뚜렷한 경향이 나타나지 않았다. 또한, 이 측정 방법을 적용하는 데 있어서 경계층을 측정할 수 있는 여건이 되지 않는 경우가 있을 수 있다. 이번 시험의 경우 반경 방향의 속도 분포는 아래 그림과 같은데, case 1의 경우에는 경계층 두께가 약 12 mm 정도이고 나머지 case의 경우는 20 mm 내외이다.

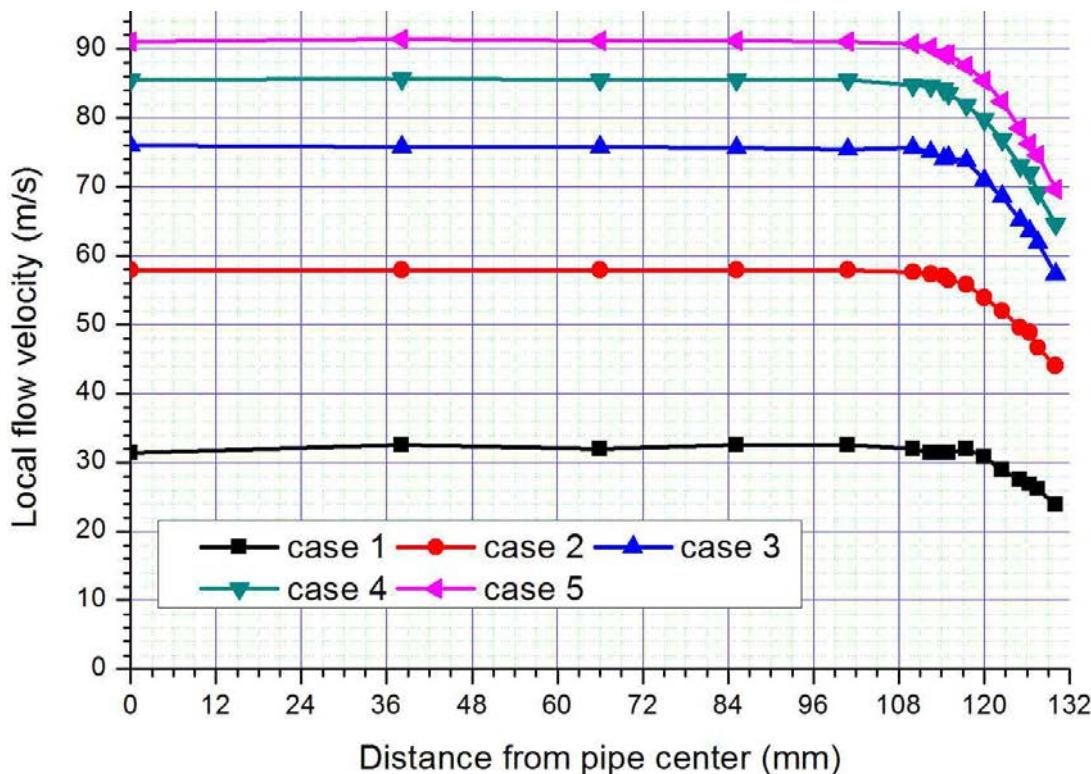


그림 3.1.2.39 각 test case에서의 반경 방향 유속 분포

따라서 경계층 측정 없이 배관 중심에 가까운 5개씩의 피토관 데이터만을 사용하여 유량을 계산할 경우 그 결과가 어떻게 달라지는지를 아래 표에 비교하였다.

Table 3.1.2.18 경계층을 측정하지 않은 데이터를 사용한 공기 유량 계산값 비교

case number	1	2	3	4	5
Air flow from table 2					
W_{05} (kg/s)	2.015	3.911	5.829	7.642	9.724
Air flow neglecting boundary layer					
$W_{05,nobl}$ (kg/s)	2.135	4.156	6.191	8.129	10.329
$W_{05,nobl} - W_{05}$ (%)	5.3	6.3	6.2	6.4	6.2

W_{05} : 공기유량 계산 값, $W_{05,nobl}$: 경계층 측정 없이 계산한 공기유량

위 표를 보면 경계층을 고려한 결과에 비해 공기 유량이 5.3~6.4% 높게 계산되었음을 알 수 있다. 따라서 다점 피토관을 사용한 유량 측정의 경우 경계층을 잘 측정하는 것이 반드시 필요함을 알 수 있다.

⑤ Cell#2 엔진 입/출구 압력측정 정밀화

Cell#2에서 엔진 시험 시 중요한 시험조건 정의 인자인 비행 마하 수(flight Mach number)의 측정 불확도 향상을 위하여 엔진 출구 압력의 측정 불확도를 향상시키고 엔진 입구 압력은 그 자체로 측정하는 것이 아닌 엔진 출구 압력과의 차압으로 측정하는 방안이 도출되었다. 이에 따라 엔진 출구 압력은 기존 센서의 full scale을 변경(400 kPa에서 110 kPa로)하여 적용하였으며 이에 의해 센서의 명목상 측정 불확도를 220 Pa에서 61 Pa로 향상시켰다.

- 기존 : F.S.(span) = 400 kPa => 변경 : F.S.(span) = 110 kPa (URL = 10.3 bar)
- accuracy = 0.055% of span (기존 : 220 Pa => 변경 : 61 Pa)
 - 변경된 span도 URL의 10:1보다는 크므로 해당 식 적용

절대 압력 (3051S_TA, 3051SAM_E ⁽¹⁾) 개이지 압력 (3051S_TG, 3051SAM_T ⁽¹⁾)		Ultra	표준
Range 1 - 4	스팬의 ±0.025% 10:1 미만 스팬의 경우 스팬의 ±[0.004(URL / 스팬)]%	스팬의 ±0.055% 10:1 미만 스팬의 경우 스팬의 ±[0.0065(URL / 스팬)]%	
Range 5	스팬의 ±0.04%	스팬의 ±0.065%	
Pressure Range			Absolute
Standard	Differential	Gage	
1A	-62.2 to 62.2 mbar (-25 to 25 inH ₂ O)	-62.2 to 62.2 mbar (-25 to 25 inH ₂ O)	0 to 2.06 bar (0 to 30 psia)
2A	-62.3 to 62.3 mbar (-250 to 250 inH ₂ O)	-62.3 to 62.3 mbar (-250 to 250 inH ₂ O)	0 to 10.34 bar (0 to 150 psia)
3A	-2.5 to 2.5 bar (-1000 to 1000 inH ₂ O)	-0.98 to 2.5 bar (-393 to 1000 inH ₂ O)	0 to 55.2 bar (0 to 800 psia)
4A	-20.7 to 20.7 bar (-300 to 300 psig)	-0.98 to 21 bar (-14.2 to 300 psig)	0 to 275.8 bar (0 to 4000 psia)
5A	-137.9 to 137.9 bar (-2000 to 2000 psig)	-0.98 to 137.9 bar (-14.2 to 2000 psig)	N/A

엔진 입·출구의 차압 센서 역시 기존에 62.5 kPaD인 full scale을 10 kPaD로 변경하여 적용하였다. 이로써 센서의 명목상 측정 불확도를 34 PaD에서 5.5 PaD로 향상시켰다.

- DelP 센서 URL 선정
 - 최대 simulation 마하 수 = 0.517 가정하면, Ps9 = 101.3 kPa 일 때 Ptin = 20.3 kPaD => 3051S 중 범위 2A(62.2 kPaD) 선정하여야 함
 - 10:1 span까지 accuracy 식 유지되므로 위 범위 선정
- DelP 센서 full scale (span) 선정
 - 마하 0.30이면 DelP = 6.53 kPaD므로, 10 kPaD로 선정 (마하 0.36 가능)
 - accuracy = 10000 * 0.055/100 = 5.5 PaD (transmitter only)

결과적으로 비행 마하수에 대한 측정 불확도는 기존에 마하 0.1에서 0.064이던 것이 0.014로 향상되었다.

Mach number 계산 방법 변경(안) - ptin = ps9 + Delp로 측정

- 기존 : $M_{in} = \sqrt{\left[\left(\frac{p_{t,in}}{p_{s9}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1\right]^{\frac{2}{\gamma-1}}}$, 변경 : $M_{in} = \sqrt{\left[\left(\frac{p_{s9} + \Delta p}{p_{s9}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1\right]^{\frac{2}{\gamma-1}}}$
- 불확도 평가
 - $u(Delp) = 100 \text{ Pa}$ 가정 ((cf.) $u(ptin) = u(ps9) = 400 \text{ Pa}$)
 - 결과 - 기존
 - $U(M) = 0.015 @ Mf=0.517$
 - $U(M) = 0.064 @ Mf=0.1$
 - 결과 - 변경
 - $U(M) = 0.003 @ Mf=0.517$
 - $U(M) = 0.014 @ Mf=0.1$
- 분석
 - ps9이 분모에도, 분자에도 들어가 sensitivity가 크게 줄어듬 ($s=6E-5 \rightarrow 5E-7$)
 - ptin 대비 delp의 sensitivity는 소폭 증가 하나 ($s=6E-5 \rightarrow 7E-5$) uncertainty가 줄어듬 ($u=400 \rightarrow 100 \text{ Pa}$)

⑥ Cell#2 공기유량 계산용 공기 온도 측정

앞서 Cell#1과 마찬가지로 Cell#2에서도 공기 유량 계산용 공기 온도 측정을 1개 지점에서만 수행해 왔다. 이에 대하여 공기 온도 측정용 rake 설치 등 여러 방안을 검토 하였으나, Cell#2의 경우에는 안정실(stilling chamber) 내의 한 단면에서 32개 지점에서 온도를 측정하므로 그 평균값을 공기 유량 계산에 사용하는 것으로 하였다. 이 경우 ISO 5167-1^[3.1.2.2]의 5.4.4.1절에서 정의한 유량계(벤투리)용 온도 측정 위치 규정(유량계의 하류에서 온도를 측정하는 경우 throat pressure 측정 위치에서 5D 이상 떨어져야 하고 확관되는 부분의 끝단에서 2D 이상 떨어져야 하며 throat pressure 측정 위치에서 15D 이내로 떨어져야 한다)에서 약간 벗어나기는 하지만(throat pressure 측정 위치에서 16.5D 떨어진 위치임) 현재 주어진 설비 상황에서는 최선인 것으로 판단하였다.

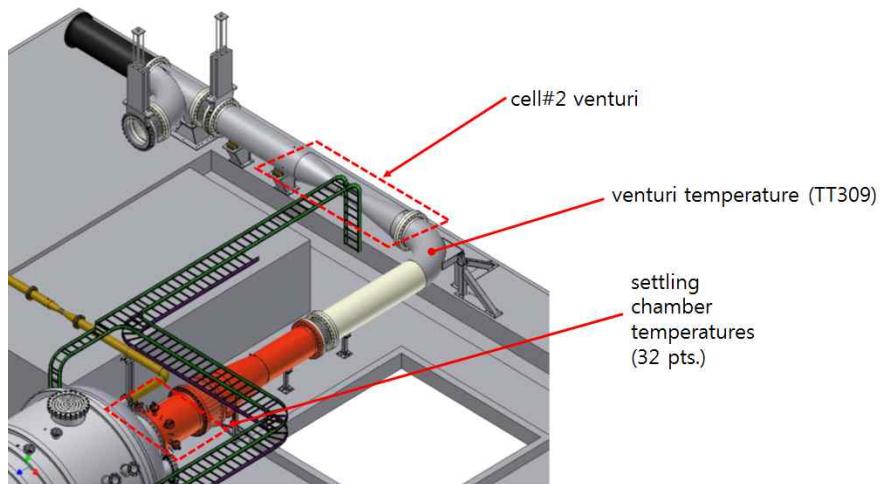


그림 3.1.2.40 Cell#2용 공기 유량계 위치 및 온도 측정 위치

⑦ Cell#2 연료유량 측정개선

Cell#2에서는 연료 유량 측정을 위해 터빈 유량계(turbine flowmeter)를 사용하고 있었다. 터빈 유량계 자체는 측정 불확도 면에서 나쁘지 않은 측정기이나 터빈 유량계에서 발생되는 신호(펄스)는 유량값에 대하여 선형이 아니라는 단점이 있으며 이 신호를 사용하여 최종적으로 연료 유량을 계산해 내는 과정에서 매우 복잡한 식이 사용되는데, 여기에 수반되는 측정 불확도가 크고 end-to-end 교정이 어려워 측정 불확도 추정이 어렵다는 단점이 있었다.

이에 따라 터빈 유량계 센서 개선과 더불어 그 신호를 유량에 대하여 선형화하여 출력할 수 있는 기기를 함께 사용함으로써 측정 불확도를 향상시키고 불확도 추정을 명확하게 하고자 하였다. 이 연구에서 도입된 센서 및 선형화 장비는 아래의 그림과 같다.



그림 3.1.2.41 새로 설치된 터빈 유량계 전송기

(나) 국외 유사시험장치에 대한 측정불확도 조사

AETF와 같은 엔진고공환경시험설비에서 측정불확도는 엔진 크기에 따라, 또 시험 조건에 따라 달라지게 된다. 일반적으로 측정의 기본 단위가 되는 센서의 불확도는 대체로 센서의 full scale에 비례하는 데 반해 엔진의 크기가 작아지는 경우 측정값이 작아지기 때문에 상대적인 측정불확도가 커지는 것이다. 마찬가지 이유로, 높은 고도일수록, 비행 마하수가 작을수록 측정값이 작아져 상대적인 측정불확도가 커지게 된다. 따라서 설비 간 측정불확도를 비교할 때에는 동일한 엔진 크기, 동일한 고도, 동일한 비행 마하 수에서 비교하는 것이 이상적이다. 그러나 애초부터 설비 간 비교를 목적으로 시작하는 경우를 제외하고는 이러한 이상적인 조건에서의 비교는 불가능하다고 할 수 있다.

엔진고공환경시험설비의 측정불확도는 public domain에서 확보 가능한 자료가 극히 제한적이다. 그 이유는 우선 세계적으로 설비의 수가 많지 않고, 민간용 설비와 군용 설비가 각각 보안상의 이유로 설비의 사양을 공개하기 꺼리기 때문이다. 그런 가운데 지난 1989년에 수행된 UETP(United Engine Test Program)는 측정불확도를 포함한 각 설비의 사양을 비교한 유일한 프로그램이라고 할 수 있다. 다만 수행 시기가 오래 지났으므로 여기에서는 이 프로그램의 결과물을 중심으로 하되 가능한 최근의 데이터를 획득하고자 노력하였다.

다음 표는 UETP 프로그램에서 공개된, 각 기관의 측정불확도이다. 이 결과는 Pratt & Whitney 사의 J57 엔진(추력 11,700 lbf급)에 대한 시험 결과이다. 측정 기관 및 시험 조건에 따라 추력 측정 불확도는 0.44~1.18%, 비연료소모율 측정 불확도는 0.59~1.84%로 나타났다 [3.1.2.3].

Table 3.1.2.19 국외 기관 측정불확도^[3.1.2.3]

	시험 조건	NASA	AEDC	RAE(P)	CEPr	NRCC	TUFF
추력불확도 (%)	1.7 km / M0.0	0.71	1.18	0.44	0.60	-	-
	1.7 km / M0.6	0.86	1.24	0.48	1.07	-	-
	0 km / M0.0	-	-	-	0.57	0.63	0.52
비연료소모율 불확도(%)	1.7 km / M0.0	1.44	1.73	0.61	0.74	-	-
	1.7 km / M0.6	1.48	1.84	0.59	1.16	-	-
	0 km / M0.0	-	-	-	0.74	0.88	1.23

다른 사례로서 AEDC에서는 5,000 lbf급 엔진에 대하여 고도 30,000 ft, 마하 0.9 조건에서 고공환경시험을 수행하였으며 측정불확도는 추력이 0.6%, 비연료소모율이 0.7%라고 보고하였다 [3.1.2.4].

또 다른 사례로서 역시 AEDC의 비교적 최근의 연구에서는 추력 측정의 한 인자인 scale force(로드 셀에서 측정하는 힘)의 불확도가 설비 최대 사양인 50,000 lbf의 0.27%라고 하였다 [3.1.2.5]. 이는 일부 인자에 대한 값이기는 하나 본 연구에서 참고할 만한 수치이다.

(3) KOLAS 인정유지를 통한 국제적인 측정신뢰도 확보

(가) 측정센서 교정

항우연에서는 2003년 4월 산업통산자원부 산하 국가기술표준원(KOLAS)로부터 국제공인시험기관으로 인정받아 현재까지 운용해 오고 있다. 국제공인시험기관 인정유지를 위해선 시험데이터에 큰 영향을 미치는 센서 들에 대하여 1년에 1회 이상 KOLAS 교정기관 또는 국가표준기관인 표준연을 통한 교정을 수행하도록 규정하고 있다. 이를 위하여 2차년도에도 표준연 및 KOLAS 교정기관을 통한 교정을 계획하고 수행하였다. 아래의 표는 표준연을 통하여

교정을 수행한 센서의 목록이다. 반출교정은 센서를 탈착하여 표준연에서 교정을 수행하는 방법이며, 현장교정은 표준연에서 교정장비를 항우연에 설치한 후, 현장에서 교정을 수행하는 방법이다. 현장교정은 센서에서부터 측정기기까지의 모든 불확도를 한꺼번에 파악을 할 수 있다는 장점이 있으나, 반출교정에 비하여 활용되는 교정기기의 정확도가 다소 낮다는 단점도 있다. 또한 반출교정은 엄격히 제어되는 환경 하에서 교정이 진행되나 현장교정은 현장의 환경에서 노출이 된 채 교정을 수행하여야 한다.

Table 3.1.2.20 Cell#1 측정기 교정 및 시험 현황

번호	분류	장비명	형식	수량	신호범위	교정방법
1	압력	벤추리 압력계	Pressure transducer	1	0~665 kPaA	반출교정
2	압력	벤추리 차압계	Pressure transducer	1	0~133 kPaD	반출교정
3	압력	정체실 압력계	Pressure transducer	1	0~450 kPaA	현장교정
4	압력	테스트셀 압력계	Pressure transducer	1	21~138 kPaA	현장교정
5	압력	압력 교정기	Pressure calibrator	1	N/A	반출교정
6	압력	대기압계	Pressure transducer	1	80~110 kPaA	반출교정
7	압력	벤투리용 절대압	Pressure transducer	1	0~200 kPaA	반출교정
8	압력	벤투리용 차압	Pressure transducer	1	0~30 kPaD	반출교정
9	압력	연료 공급압력	Pressure transducer	1	0~450 kPaA	현장교정
10	압력	Cell #1 cooling air 유량용 압력계	Pressure transducer	1	0~450 kPaA	현장교정
11	온도	벤추리 온도계	RTD	1	-70~175 °C	반출교정
12	온도	정체실 온도계	RTD	4	-70~175 °C	반출교정
13	온도	테스트셀 온도계	RTD	1	-70~175 °C	반출교정
14	온도	자기 온습도 기록계	Hydro-thermograph for temperature and humidity	1	N/A	반출교정
15	온도	섹션 온도 레이크	Type T 열전대	3	-50~200 °C	반출시험
16	온도	벤투리용 온도	RTD	1	-40~100 °C	반출교정
17	온도	Cell #1 cooling air 유량용 온도계	RTD	1	-10~40 °C	반출교정
18	유량	코리올리 유량계	Flowmeter (Coriolis type)	1	0~3400 kg/h	반출교정
19	유량	코리올리 유량계	Flowmeter (Coriolis type)	1	0~1000 kg/h	반출교정
20	힘	보정용 로드셀	Load cell	2	-2500~2500 N	반출교정
21	힘	측정용 로드셀	Load cell	2	-2500~2500 N	반출교정
22	힘	측정용 로드셀	Load cell	1	-2200~2200 N	반출교정

Table 3.1.2.21 Cell#2 측정기 교정 및 시험 현황

번호	분류	장비명	형식	수량	신호 범위	교정 방법
1	압력	안정실 정압력	Pressure transducer	1	0~400 kPaA	현장교정
2	압력	안정실 전압력	Pressure transducer	6	0~400 kPaA	현장교정
3	압력	시험부 압력	Pressure transducer	1	0~200 kPaA	현장교정
4	압력	공기 유량계 압력	Pressure transducer	1	0~130 kPaA	현장교정
5	압력	공기 유량계 차압	Pressure transducer	1	0~4 kPaD	반출교정
6	압력	공기 유량계 압력	Pressure transducer	1	0~400 kPaA	현장교정
7	압력	공기 유량계 차압	Pressure transducer	1	0~30inH2OD	반출교정
8	압력	압축기 전단 압력계	Pressure transducer	3	0~50 psiA	현장교정
9	압력	압축기 후단 압력계	Pressure transducer	3	0~700 kPaA	현장교정
10	압력	바이패스 밸브 압력계	Pressure transducer	1	0~450 kPaA	현장교정
11	온도	안정실 전온도	Type T 열전대	6	-60~70 °C	반출시험
12	온도	공기 유량계 온도	RTD	1	-60~70 °C	반출교정
13	온도	공기 유량계 온도	RTD	1	-60~70 °C	반출교정
14	온도	압축기 열교환기 후단 온도계	RTD	2	0~200 °C	반출교정
15	유량	코리올리 유량계	Coriolis flowmeter	1	0~18 kg/m	반출교정

터빈유량계는 측정불확도 개선을 위하여 새로운 전송기를 장착하는 업무를 수행하면서 미국의 제작업체를 통하여 교정을 수행하였다. 미국의 제작업체는 미국 표준기관인 NIST와 소급성이 유지되고 있다. 이 외의 장비는 KOLAS에서 인정을 받은 교정업체를 통하여 교정을 수행하였다. 교정은 실험소요가 없는 11~12월에 수행하였으며, 연차별로 각각의 과제기간 종료 전에 완료하였다.

다. 개별 물리량 측정정확도 향상 및 측정체계 정확도 향상 기술개발

(1) 전온도 회복계수 측정기술 개발을 통한 정온도 보정 정확도 향상

(가) 비행속도 $M_n=0.2$ 의 모사가 가능한 회전형 비행환경 모사장치 구현

고속 비행체에 장착된 온도 센서는 온도계 주변 대기의 단열 압축에 의해 상승된 온도를 측정하게 되며, 이상적인 등 엔트로피 과정의 경우 다음의 식으로 단열 온도 상승을 계산할 수 있다.

$$\Delta T_{ad} = T_t - T_\infty = \frac{w_\infty^2}{2c_p} = T_\infty \frac{\gamma-1}{2} M_n^2 \quad (3.1.2.12)$$

여기서, T_t 는 전온도, T_∞ 는 정온도, w_∞ 는 비행체(온도계)의 속도, c_p 는 정압비열, γ 는 비열비, M_n 는 비행체의 마하수이다. 그러나 실제 온도계로 측정되는 온도 상승은 온도계 주변 대기의 불완전 단열 압축 과정에 의해 이상적 단열 온도 상승 보다 작게 되며, 이와 같은 온도계의 특성에 의해 결정되는 비이상적 거동은 온도계의 회복계수를 통해 특성 지어진다. 이와 같은 온도계의 회복계수는 다음과 같이 정의된다.

$$r = \frac{T_m - T_\infty}{T_t - T_\infty} = \frac{T_m - T_\infty}{w_\infty^2 / 2c_p} = \frac{T_m - T_\infty}{T_\infty \frac{\gamma-1}{2} M n^2} \quad (3.1.2.13)$$

여기서 T_m 은 전온도 센서로 측정된 전온도이다.

고속 비행체의 정온도 추정을 위해서는 정적 상태에서의 전온도 센서 교정과 더불어 개별 온도계의 회복계수 측정 및 불확도 평가가 필수적이다. 특히, 회복계수의 측정을 위해서는 전온도, 정온도 및 온도계의 속도 (또는 유체의 속도)에 대한 정확한 측정이 요구되며, 이 중 기술적으로 가장 어려운 요소가 소급성을 유지하며 정온도를 측정하는 것이다.

기존에는 교정 대상 온도계를 고압가스 실린더에 장착된 노즐 후단의 자유 분류에 위치시켜 전온도를 측정하고, 노즐 전단의 정체영역 온도를 정온도로 가정하여 회복계수를 측정하여 전온도 센서의 교정을 수행했으나, 이 경우 노즐을 통과한 자유 분류의 실제온도가 단열 팽창 등의 요인으로 인해 가스 실린더 내 정체영역의 온도와 다를 수 있다는 점에서 정확한 회복계수의 측정에 있어 한계를 가진다^[3.1.2.5, 3.1.2.6]. 이는 고속으로 흐르는 유체의 온도를 소급성을 유지하며 측정할 수 있는 방법의 부재에 기인하는 것으로, 이러한 기술적 난점을 해결하기 위해서는 온도계를 자유 유선의 속도로 움직여야만 한다.

(나) 전온도 센서 회복계수 측정 및 불확도 평가

전술한 바와 같이 소급성을 유지하며 정온도를 측정하기 위해서는 전온도 센서를 실제 비행속도로 이동시키고 다른 온도계로 정적 상태의 대기 정온도를 측정해야만 한다.

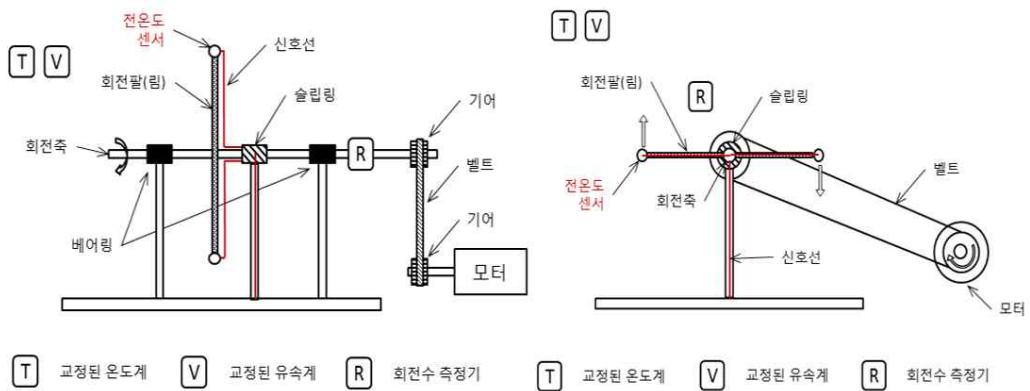


그림 3.1.2.42 전온도 센서 회복계수 측정장치

본 과제에서는 전온도 센서를 비행체의 속도로 이동시키고 주변 대기의 정온도를 교정된 온도계로 측정함으로써 회복계수의 측정 및 불확도 추정이 가능한 전온도 센서 교정 방법을 수행하고자 한다. 위의 그림은 본 과제에서 제안하는 전온도 센서의 회복계수 측정 장치의 측면도 및 정면도를 보여준다.

그림 3.1.2.42에서 볼 수 있듯이, 본 과제에서 제안한 방법에서는 교정하고자 하는 전온도 센서를 비행체의 속도로 회전운동 시켜 전온도를 측정하고, 전온도 센서가 이동하는 대기의 정온도는 정적 상태의 대기가 존재하는 영역에 설치된 교정된 온도계를 이용하여 측정한다. 이와 같은 방법을 이용할 경우, 소급성을 유지하며 대기 정온도의 측정이 가능하므로 정확한 회복계수 측정이 가능해진다. 특히, 본 측정 방법에서는 회전팔(림)의 운동에 의해 야기되는 2차 유동의 영향을 평가하기 위한 유속계를 정온도 측정을 위한 온도계 근방에 위치시킴으로써, 부가적으로 발생된 유동에 의한 정온도의 측정 불확도까지 평가가 가능하다.

이와 같이 제시된 방법을 통해 비행속도로 이동하는 전온도 센서의 전온도(T_m)와 주변 대

기의 정온도(T_∞)의 측정이 이루어지면 식(9)를 통해 교정 대상 온도계의 회복계수 측정이 가능해진다. 이 경우, 전온도 센서의 이동속도는 교정된 유속계를 이용하여 측정한다. 이와 같이 측정된 회복계수는 측정 불확도 전파 원리에 의해 다음의 불확도를 갖게 된다.

$$u^2(r) = \frac{4c_p}{w_\infty^4} \left\{ u^2(T_m) + u^2(T_\infty) + \frac{(T_m - T_\infty)^2}{c_p} u^2(c_p) + \frac{4(T_m - T_\infty)^2}{w_\infty^2} u^2(w_\infty) \right\} \quad (3.1.2.14)$$

여기서 $u(T_m)$ 과 $u(T_\infty)$ 는 각각 측정된 전온도 및 정온도의 측정 불확도로서 이 요소들은 다음과 같이 추정할 수 있다.

$$u^2(T_m) = u_{\text{cal}}^2(T_m) + u_{\text{meas}}^2(T_m) \quad (3.1.2.15)$$

$$u^2(T_\infty) = u_{\text{cal}}^2(T_\infty) + u_{\text{meas}}^2(T_\infty) + \left(\frac{w_{\text{max,secondary}}^2}{\sqrt{3} c_p} \right)^2 \quad (3.1.2.16)$$

여기서 $u_{\text{cal}}(T_m)$ 과 $u_{\text{cal}}(T_\infty)$ 는 각각 전온도 센서 및 정온도 측정을 위한 온도계의 정적 상태에서의 교정 불확도, $u_{\text{meas}}(T_m)$ 과 $u_{\text{meas}}(T_\infty)$ 는 계측기 등의 영향에 의한 전온도 및 정온도의 측정 불확도, $w_{\text{max,secondary}}$ 는 정온도 측정 위치에서 회전팔의 회전운동에 의해 야기되는 유동의 최대 속도이며 해당 이차유동에 의한 불확도는 직사각형 분포를 가정하여 불확도를 평가한다.

정압비열의 불확도, $u(c_p)$ 는 공기 중 수분에 의해 발생되는 정압비열의 불확도로서 전온도 센서의 회복계수 측정 시의 공기 상태습도를 측정하여 추정한다. 전온도 센서의 이동속도, w_∞ 는 회전팔(림)의 회전운동에 따라 발생하는 주변 유동장의 혼입속도(entrainment velocity)를 배제하여 전온도 센서가 실질적으로 경험하는 속도를 사용하여야 한다. 전온도 센서의 이동속도 및 불확도는 다음과 같이 계산된다.

$$w_\infty = w_r - w_e \quad (3.1.2.17)$$

$$u^2(w_\infty) = u^2(w_e) + 4\pi^2 r^2 u^2(f) + 4\pi^2 f^2 u^2(r) \quad (3.1.2.18)$$

여기서 w_r 및 w_e 는 각각 회전팔(림)의 회전속도로 추정한 전온도 센서의 속도 및 회전팔(림)의 회전에 의해 야기되는 주변 유동장의 회전에 따른 혼입속도이다. $u(w_e)$ 는 주변 유동장 혼입속도의 측정 불확도이고, r 은 전온도 센서의 회전축으로부터 반경방향 거리, f 는 회전속도계를 통해 측정된 회전팔(림)의 회전속도, $u(r)$ 및 $u(f)$ 는 전온도 센서의 반경방향 거리 및 회전속도의 불확도이다.

전온도 센서의 교정은 일반적으로 수행되는 정적 상태에서의 온도계 교정에 더해 상기와 같이 제시된 방법을 통해 이루어지는 온도계의 회복계수의 측정 및 불확도 평가가 더해져 완료되게 된다. 이 경우, 교정 성적서는 정적 상태에서의 온도계 교정값 및 교정 불확도와 비행속도에 따른 회복계수 및 회복계수의 불확도를 포함하게 된다.

위와 같은 측정방법을 구현하기 위한 전온도 센서 회복계수 측정장치의 회전부는 아래의 표와 같은 제원을 가지도록 설계하였다.

Table 3.1.2.22 전온도 센서 회복계수 측정장치 회전부 제원

항목	제원
회전부 형상	휠(wheel) 형태의 회전림
회전부 회전 직경	1 m
회전부 목표 속도	1050 RPM ($M \approx 0.2$)
전온도 센서 종류	T 형 열전대
전온도 센서 장착 인터페이스	항우연 전온도 레이크와 동일
신호 전달	T 형 열전대 전용 슬립링



그림 3.1.2.43 전온도 센서 회복계수 측정장치 회전부

본 과제에서 제작한 전온도 센서 회복계수 측정장치는 직경 1 m의 원판형 회전림을 제작하여 고속 회전에 따라 발생할 수 있는 회전판의 변형을 최소화 할 수 있도록 하였다. 특히, 제작된 전온도 센서의 장착부는 항우연에서 제작 중인 전온도 레이크의 장착이 가능하도록 제작되어, 향후 항우연 전온도 레이크가 제작 완료될 시 본 장치에 장착하여 제작된 전온도 레이크의 회복계수를 측정할 수 있도록 하였다.

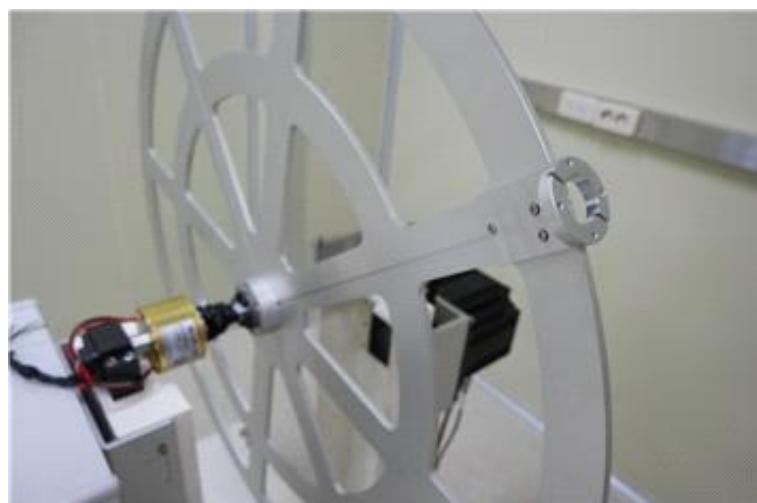


그림 3.1.2.44 전온도 센서 장착 인터페이스

제작된 회전림의 회전운동은 회전축 하단에 장착된 BLDC 모터로부터 구동력을 전달받아 이루어지도록 제작되었다. 이는 모터를 통해 직접 회전축으로 구동력이 전달될 시 회전축과 모터 축 간 중심 불일치로 인해 발생할 수 있는 불안정성을 없애기 위한 것이며, 회전축과 모터 사이의 기어비는 1:1이 되도록 하여 모터 회전속도가 변속 없이 회전축에 전달되도록 하였다. 이와 같이 제작된 전온도 센서 회복계수 측정장치는 목표회전수인 1,050 RPM 까지 회전시험을 수행하여 정상적으로 목표속도까지 회전함을 확인하였다.

위와 같이 제작된 전온도를 발생시키기 위한 회전부에 더해, 전온도 센서의 회복계수 측정을 위해서는 정확한 대기 정온도 측정이 요구된다. 이 과정에서 회전부의 회전운동에 의해 야기되는 이차유동의 영향에 의한 정온도 측정 불확도 역시 평가되어야 하며, 이를 위해서는 정온도 센서 근방에 주변 유속을 측정할 수 있는 유속계가 설치되어야 하며, 아래 그림은 장착된 대기 정온도 센서 및 이차유동 유속측정용 유속계이다.

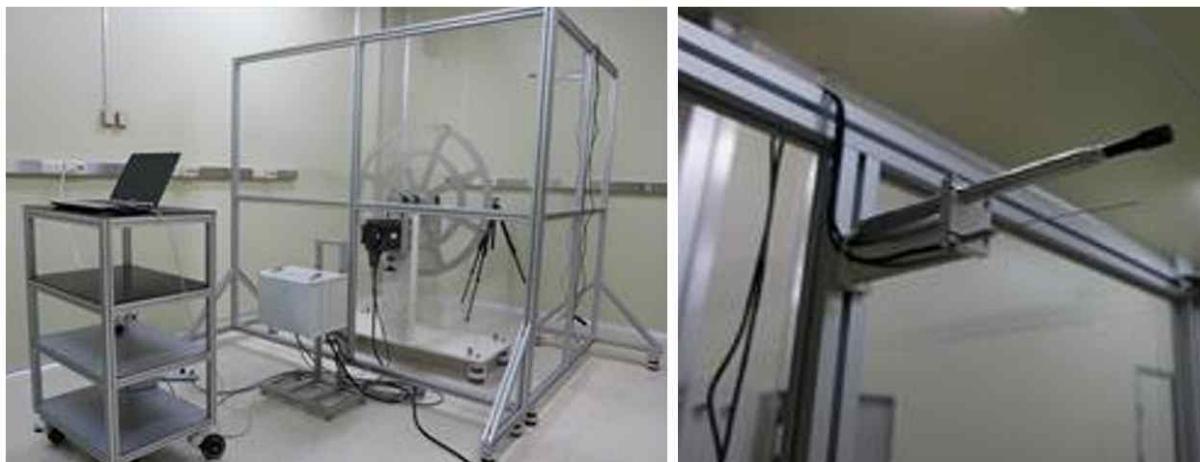


그림 3.1.2.45 전온도 센서 회복계수 측정장치 및 대기 정온도 측정용 센서

대기 정온도 측정을 위해 사용된 온도계 및 유속계의 제원은 아래의 표와 같다.

Table 3.1.2.23. 대기 정온도 측정용 온도계 및 이차유동 유속 측정용 유속계 제원

	항목	제원
정온도 센서	형식	산업용 저항 온도계(industrial platinum resistance thermometer)
	모델	Fluke 5622
	측정 범위	-200 °C ~ 350 °C
	교정 범위	0 °C ~ 50 °C
	교정 계수	A: 3.91571e-3, B:-6.16326e-7
	교정 불확도	50 mK
유속계	형식	열선 유속계 (hot wire anemometer)
	모델	Omega HHF2005HW
	측정 범위	0.2 m/s ~ 20 m/s

위와 같이 제작된 전온도 센서 회복계수 측정장치의 측정 불확도는 위의 식들에 의해 계산되며, 측정된 전온도 및 정온도의 측정 불확도는 전온도 센서 및 정온도 센서의 교정 불확도 및 계측기 등에 의한 측정 불확도, 그리고 정온도의 경우 이차유동에 의한 불확도를 평가함으로써 계산된다. 이에 더해 습공기의 정압비열의 불확도, $u(c_p)$ 와 회전림의 회전속도에 대한 불확도, $u(f)$ 그리고 회전림의 회전에 의해 발생하는 혼입속도의 불확도, $u(w_e)$ 를 평가

함으로서 최종불확도를 계산한다.

이를 위해 본 과제에서는 회전부 주변 대기의 습도를 정확하게 측정할 수 있는 습도계 및 회전림의 회전속도를 정확히 측정할 수 있는 회전속도계를 교정 완료하여 설치하였으며, 교정 완료 후 설치함으로써 측정된 전온도 센서의 회복계수에 대한 측정 불확도를 평가할 수 있는 측정장치를 제작하였다. 아래 그림은 이와 같이 제작된 전온도 센서 회복계수 측정장치의 300 RPM부터 1,050 RPM까지의 회전속도 평가결과를 보여준다.

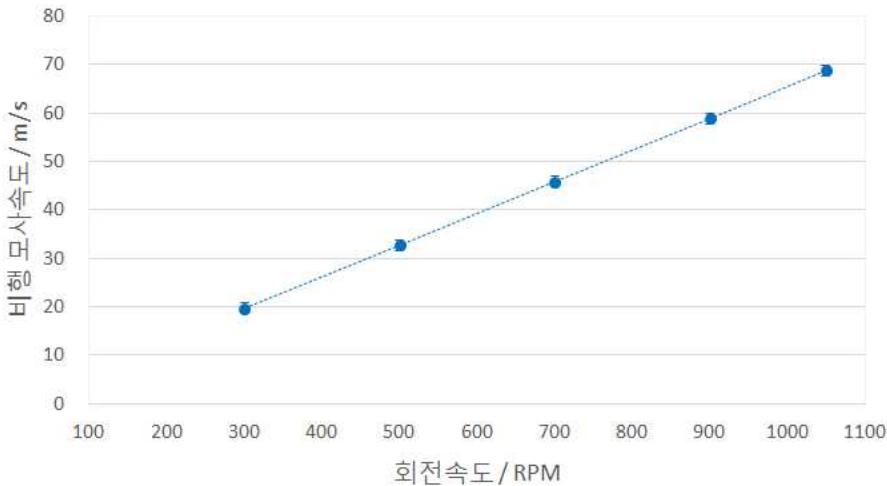


그림 3.1.2.46 전온도 센서 회복계수 측정장치 회전속도 평가 결과

회전속도 평가는 교정된 회전수 측정기(교정 불확도 0.048 RPM)를 이용하여 수행되었고, 이 때의 회전속도에 대한 불확도는 약 1.1 m/s 였다. 위 그림에서 볼 수 있듯이, 본 과제에서 제작된 회전형 전온도 센서 회복계수 측정장치는 교정 불확도 내에서 정확하게 목표 비행속도인 $M = 0.2$ (69.2 m/s)를 모사하였다. 다만, 900 RPM 이상의 회전 속도에 대해서는 비행모사 장치의 안정도가 크게 떨어져 향후 회전부를 지지하는 구조체의 질량 증가 및 실험 공간 바닥면에서 고정 등을 통해 안정성을 향상시키는 것이 필요하다고 판단된다.

(다) 전온도 센서 회복계수 측정장치 정확도 평가

전술한 바와 같이 측정된 회복계수를 이용한 정온도 보정 및 보정의 불확도는 다음의 식을 통해 계산된다.

$$T_{\infty} = T_m - r \frac{w_{\infty}^2}{2c_p} = T_m \left(1 + r \frac{\gamma-1}{2} Mn^2 \right)^{-1} \quad (3.1.2.19)$$

$$u_c^2(T_{\infty}) = \left\{ \frac{1}{1 + r \frac{\gamma-1}{2} Mn^2} \right\}^2 u^2(T_m) + \left\{ \frac{T_m \left(\frac{\gamma-1}{2} Mn^2 \right)}{\left(1 + r \frac{\gamma-1}{2} Mn^2 \right)} \right\}^2 u^2(r) + \left\{ \frac{T_m r (\gamma-1) Mn}{\left(1 + r \frac{\gamma-1}{2} Mn^2 \right)^2} \right\}^2 u^2(Mn) \quad (3.1.2.20)$$

여기서 $u(T_m)$ 과 $u(Mn)$ 은 엔진시험설비 내에서의 전온도 측정값과 마하수의 불확도이므로 전온도 센서 회복계수 측정장치의 불확도와는 무관하다. 그러므로 실제 전온도 센서 회복계수 측정장치에서 측정된 회복계수가 보정된 정온도에 미치는 영향은 회복계수의 불확도와 관련된 다음의 항에 의해서 계산된다.

$$u_c^2(T_\infty) = \left\{ \frac{T_m \left(\frac{\gamma-1}{2} M n^2 \right)}{\left(1 + r \frac{\gamma-1}{2} M n^2 \right)} \right\}^2 u^2(r) \quad (3.1.2.21)$$

위의 식에 본 과제의 목표가 되는 마하수인 0.2와 시험조건 온도인 284.9 K에서 보정 정확도 0.5 °C 달성을 위한 회복계수의 측정 불확도는 약 22 %이다 (회복계수 0.1부터 1까지). 앞서 도출된 전온도 센서 회복계수의 불확도는 다음의 식에 의해 계산된다.

$$u^2(r) = \frac{4c_p^2}{w_\infty^4} \left\{ u_{cal}^2(T_m) + u_{meas}^2(T_m) + u_{cal}^2(T_\infty) + u_{meas}^2(T_\infty) + \left(\frac{w_{max,secondary}^2}{4\sqrt{3}c_p} \right)^2 \right. \\ \left. + \frac{(T_m - T_\infty)^2}{c_p^2} u^2(c_p) + \frac{4(T_m - T_\infty)^2}{w_\infty^2} (4\pi^2 r^2 u^2(f) + 4\pi^2 f^2 u^2(r)) \right\} \quad (3.1.2.22)$$

본 과제에서 제작한 전온도 센서 회복계수 측정장치에 사용된 센서 및 측정장치들의 불확도를 기준으로 한 회복계수의 측정 불확도는 다음의 표와 같다. 아래의 표에서 볼 수 있듯이, 본 과제에서 제작한 회전형 전온도 센서 회복계수 측정장치의 회복계수 불확도는 약 13 %이며 이는 정온도 보정 정확도 약 0.3 °C에 해당한다. 이를 통해 본 과제에서 제작한 전온도 센서 회복계수 측정장치의 정확도가 목표를 달성하였음을 확인하였다.

Table 3.1.2.24. 전온도 센서 회복계수 측정장치의 회복계수 측정 불확도

종류	교정 (측정) 불확도 ($k = 2$)	비고
전온도 센서	0.2 °C	T 형 열전대
전온도 측정장치	0.2 °C	NI Compact DAQ
전온도 측정	0.3 °C	
정온도 센서	0.05 °C	산업용 저항 온도계
정온도 측정장치	0.01 °C	ASL F250
정온도 측정	0.054 °C	
습도계	1 % R.H.	Rotronic LOG-HC2
습공기 정압비열	0.17 J/(kg K)	상대습도 40 % 기준
습공기 비열	0.000 4 °C	
회전속도계	0.000 8 Hz	0.048 RPM
전온도 센서 위치	0.01 m	
회전속도 불확도	0.08 °C	
회복계수 불확도	0.13 (13 %)	정온도 보정 정확도: 0.3 °C

(2) 신호전달 체계의 영향에 의한 불확도 요소 평가

(가) 측정신호 전달체계 영향에 의한 불확도 평가 방법 고안

실질적인 물리량 측정 시 측정기의 교정 불확도 외에 실제 사용환경에서 발생하는 측정체계의 계통오차를 평가하여 측정 불확도에 합성해야 한다. 이는 측정기로부터 측정신호 수집장치까지의 측정신호 전달체계에 의한 불확도 평가가 이루어져야 함을 의미하며, 정확한 측정 불확도 평가를 위해 반드시 수행되어야만 한다. 이에 본 과제에서는 교정된 전압, 전류, 저항원(Fluke 7526A)을 이용하여 측정신호 전달체계에 의해 발생하는 불확도를 평가하고자 하였다. 아래의 표는 측정신호 종류별 측정범위 및 표준연에서 교정된 전압, 전류, 저항원의 교정 불확도를 보여준다.

본 과제에서는 이와 같이 교정된 전압, 전류, 저항원을 이용하여 엔진 성능 시스템 내 측정 기와 측정신호 수집장치 간 측정신호 전달체계에 의한 불확도를 평가하고자 하였다. 불확도 평가는 측정 물리량 별 측정신호의 사용범위를 10구간 등분한 신호에 대해 측정기 대신 사용한 교정된 신호원과 측정신호 수집장치에서 취득된 데이터를 비교함으로써 평가하고자 하였다. 측정신호 전달체계에 의한 표준 불확도는 신호원 신호와 측정된 10 개의 신호의 차에 대해 sample standard deviation으로 정의하였고, 이는 다음의 수식과 같다.

$$u = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_i [X_{\text{meas},i} - X_{\text{cal},i}]^2} \quad (3.1.2.23)$$

여기서 N 은 획득된 데이터의 개수로 여기서는 10이며, $X_{\text{meas},i}$ 및 $X_{\text{cal},i}$ 는 각각 측정신호 수집장치에서 측정된 신호와 교정된 신호원의 신호이다.

이와 같이 계산된 절대 표준 불확도는 포함인자 2를 곱하여 절대 확장 불확도를 계산한 후, 신호원 신호에 대한 상대 확장 불확도로 환산하여 그 중 가장 큰 값을 시험 영역에서의 최종 신호전달체계에 의한 불확도 ($k = 2$)로 정의하였다. 다만, 이와 같은 불확도 평가 방법에 있어 신호 범위를 측정신호의 전 영역에 대해 수행할 경우 과도한 불확도가 도출될 수 있다. 이 경우, 신호원 및 측정된 신호를 신호원에 대해 정규화한 값을 이용하여 sample standard deviation을 계산하여 정규화 상대 표준 불확도를 구하고, 여기에 포함인자 2가 곱해진 정규화 상대 확장 불확도를 전 측정영역에서의 최종 신호전달체계에 의한 불확도로 정의한다. 이를 수식으로 나타내면 다음과 같다.

$$u = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_i \left[1 - \frac{X_{\text{cal},i}}{X_{\text{meas},i}} \right]^2} \quad (3.1.2.24)$$

Table 3.1.2.25 측정량 별 신호종류 및 신호원별 교정 불확도

분류	장비명	형식	신호범위	신호 종류	신호범위	Source 교정 불확도 (원신호)	Source 교정 불확도 (환산단위)
압력	벤추리 압력계	Pressure transducer	0 kPa ~ 665 kPa (A)	kPa	66.56 ~ 666.39	NA	NA
	벤추리 차압계		0 kPa ~ 133 kPa (D)	kPa	0 ~ 133.154	NA	NA
	대기압계		80 kPa ~ 110 kPa(A)	V	0 ~ 5	0.1 mV	0.017 Pa
	벤투리 절대압		0 kPa ~ 200 kPa (A)	V	0 ~ 5	0.1 mV	0.017 Pa
	벤투리용 차압		0 kPa ~ 30 kPa (D)	V	0 ~ 5	0.1 mV	0.017 Pa
온도	벤추리 온도계	RTD	-70.15°C ~ 174.85°C	R	72~167	7mΩ	0.017°C~0.020°C
	정체실 온도계		-70 °C ~ 175 °C	R	72 ~ 167	7mΩ	0.017°C~0.019°C
	테스트셀 온도		-70 °C ~ 175 °C	R	72 ~ 167	7mΩ	0.017°C~0.018°C
	05 섹션 온도 레이크	Type T 열전대	-50 °C ~ 200 °C	mV	-1.819 ~ 9.288	2μV	0.038°C~0.059°C
	벤투리용 온도	RTD	-40 °C ~ 100 °C	V	0 ~ 5	0.1 mV	
유량	Cell #1 cooling air 유량용 온도계	RTD	-10.15 °C ~ 39.85 °C	R	96 ~ 116	7mΩ	0.018°C
	코리올리 유량계	Flowmeter (Coriolis type)	0 kg/h ~ 3400 kg/h	mA	5.636 ~ 19.935	1μA	0.059 g/s
	코리올리 유량계		0 kg/h ~ 1000 kg/h	mA	5.585 ~ 19.923	1μA	0.225 g/s
힘	보정용 로드셀	Load cell	-2500 N ~ 2500 N	V	0 ~ 5	0.1 mV	0.264 N
	측정용 로드셀		-2500 N ~ 2500 N	V	0 ~ 5	0.1 mV	0.255 N ~ 0.263 N
	측정용 로드셀		-2200 N ~ 2200 N	V	0 ~ 5	0.1 mV	0.201 N

(나) 물리량(측정신호) 별 신호전달 체계의 영향에 의한 불확도 평가

위의 수학적 불확도 평가 방법을 바탕으로 전압 및 전류 신호를 가지는 측정기에 대해 신호전달체계에 의한 불확도를 계산하여주는 스프레드시트 기반 프로그램을 제작하였다. 해당 프로그램의 예시는 다음의 그림과 같다.

* Instruction:		Input data	Calculated				
신호 단위	V						
1. 최소 신호 / V	3.700						
2. 최대 신호 / V	4.700						
샘플 수	10						
증분 / V	0.100						
소스 신호 / V	3. DAS 측정 신호 / V	편차 / V	상대 확장 불확도 / %	정규화 소스 신호	정규화 DAS 측정 신호	정규화 편차	상대 불확도 / %
3.800	3.810	0.010	1.09	1.000	1.003	0.003	0.947
3.900	3.899	0.001	1.07	1.000	1.000	0.000	0.947
4.000	4.012	0.012	1.04	1.000	1.003	0.003	0.947
4.100	4.105	0.005	1.01	1.000	1.001	0.001	0.947
4.200	4.195	0.005	0.99	1.000	0.999	0.001	0.947
4.300	4.310	0.010	0.97	1.000	1.002	0.002	0.947
4.400	4.450	0.050	0.94	1.000	1.011	0.011	0.947
4.500	4.470	0.030	0.92	1.000	0.993	0.007	0.947
4.600	4.605	0.005	0.90	1.000	1.001	0.001	0.947
4.700	4.708	0.008	0.88	1.000	1.002	0.002	0.947
절대 표준 불확도 / V		0.021		정규화 상대 표준 불확도 / %		0.474	
절대 확장 불확도 ($k = 2$) / V		0.042		5. 정규화 상대 확장 불확도 ($k = 2$) / %		0.95	
4. 최대 상대 확장 불확도 ($k = 2$) / %		1.09					
6. 최종 신호선 불확도 ($k = 2$):	1.09	% of readings					
사용방법							
가. 상단 1과 2에 실제 측정이 이루어지는 신호값 부근의 영역에서 최소값 및 최대값 설정							
나. 3번 일에 측정된 신호값을 기입							
다. 6번 측정 신호선 상대 불확도를 이용하여 불확도 평가							
라. 전 영역에 걸친 평가 시, 5번 정규화 상대 확장 불확도 사용							

그림 3.1.2.47 신호전달체계 영향에 의한 불확도 평가 프로그램

위의 프로그램을 바탕으로 엔진 시험설비의 신호전달체계 영향에 의한 불확도 평가 결과는 다음의 표와 같이 도출되었다. 이 시험을 통해 아래의 표에서 볼 수 있듯이, 엔진 시험설비 내 신호전달체계는 신호원을 왜곡 없이 전달하지 않으며 일정한 오차를 발생시키고 있음을 확인할 수 있었다. 해당 불확도는 물리량 별 최종 측정 불확도에 포함시킴으로써 신호전달체계의 영향에 의한 불확도가 적절히 측정결과에 포함되도록 하여야 한다.

Table 3.1.2.26 신호 종류 별 신호전달체계 영향에 의한 불확도 평가 결과

신호 종류	신호 범위	최종 신호선 불확도 ($k = 2$)	비고
전압 (slot 1)	0 V ~ 10 V	0.29 % of readings	full range test
전압 (slot 2)	0 V ~ 10 V	0.33 % of readings	full range test
전류	4 mA ~ 20 mA	0.17 % of readings	
온도	-50 °C ~ -30 °C	0.94 % of readings	

라. 개선된 측정체계 평가 방법 확립 및 정량적 성능지표 개발

(1) 측정불확도 평가방법 개선

우선, 측정 체계 평가 방법 확립 이전에 측정 불확도 평가 방법을 큰 틀에서 개선하였다. 본 연구에서의 추력 측정은 시간적인 fluctuation이 존재하며 이는 설비를 제어하는 과정에서의 digital-to-analog 변환, 설비나 엔진의 이상적이지 않은 작동, 측정 인자의 analog-to-digital 변환 중에서 기인한다. 이러한 시간적인 fluctuation에 의한 불확도를 줄이기 위하여 측정은 여러 번 실시하여 통계 처리를 하게 된다. 그러나 측정을 무한한 횟수로

실시할 수는 없으므로 fluctuation으로 인한 불확도는 0이 될 수는 없으며, 그로 인한 불확도는 A형으로 평가한다. 이러한 시간적인 fluctuation을 A형으로 평가하는 데 있어서 기준에는 추력 계산에 사용되는 각 인자별로 불확도 A형 평가를 수행하였다.

즉, 아래 식과 같은 추력 계산 식에서,

$$F_N = \overline{F_{LC}} + \overline{W_A} \overline{V_{05}} + (\overline{P_{S,02}} - \overline{P_{S,9}}) A_i + (\overline{P_{S,01}} - \overline{P_{S,9}}) (A_o - A_i) - \overline{W_A} \overline{V_\infty} - \overline{F_{TARE}} \quad (3.1.2.25)$$

여기에서 F_N 은 순추력, F_{LC} 는 로드 셀 측정 추력값, W_A 는 공기 유량, V_{05} 는 05 section에서의 덕트 내 유동 속도, $P_{S,01}$, $P_{S,02}$, $P_{S,9}$ 는 각각 해당 section에서의 정압력, A_i , A_o 는 01 section에서의 내·외측 덕트 내 면적, V_∞ 는 모사 비행 속도, F_{TARE} 는 tare load이다.

기준에는 각 입력값 각각에 대해 아래와 같이 여러 번 측정한 데이터를 평균하여 추력 계산 식에 대입하고,

$$\overline{F_{LC}} = \sum_{i=1}^N \frac{F_{LC,i}}{N}, \dots \quad (3.1.2.26)$$

불확도 산정 시 아래와 같이 각 입력값의 시간적 fluctuation에 의한 불확도를 A형으로 평가하였다.

$$u(F_{LC}) = \sqrt{u_A^2(F_{LC}) + u_B^2(F_{LC})}, \dots \quad (3.1.2.27)$$

이러한 과정을 그림으로 나타내면 아래 그림과 같다.

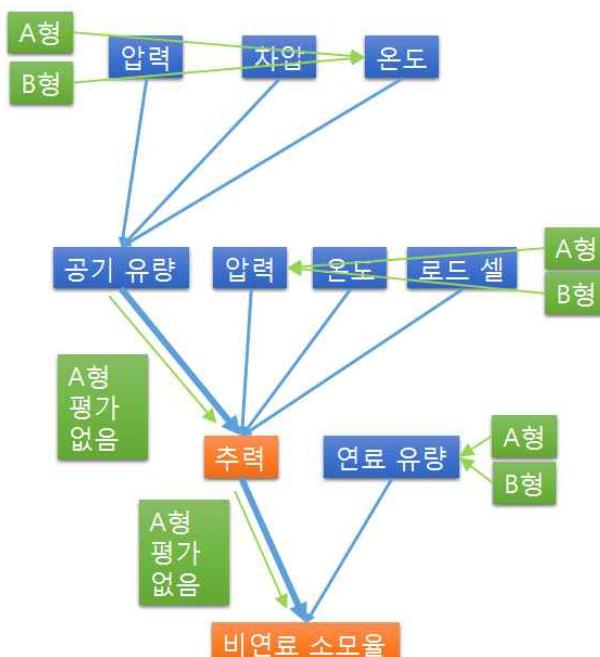


그림 3.1.2.48 기준의 불확도 평가 방법

이 연구에서는 이러한 측정 불확도 평가 방법을 변경하였다. 즉, 아래와 같이 여러 번의 측정에 대하여 개별 측정에서의 추력을 계산하고,

$$F_{N,i} = F_{LC,i} + W_{A,i} V_{05,i} + (P_{S,02,i} - P_{S,9,i}) A_i + (P_{S,01,i} - P_{S,9,i})(A_o - A_i) - W_{A,i} V_{\infty,i} - F_{TARE,i} \quad (3.1.2.28)$$

최종 측정값은 아래와 같이 개별 측정에서의 추력값의 평균을 취하며,

$$F_N = \sum_{i=1}^N \frac{F_{N,i}}{N} \quad (3.1.2.29)$$

시간적인 fluctuation에 의한 불확도는 이러한 추력값의 표준 편차를 취함으로써 A형으로 평가하고,

$$u_A(F_N) = \sigma(F_{N,i}) \quad (3.1.2.30)$$

개별 측정 인자(예를 들면 F_{LC})에 대해서는 시간적인 fluctuation에 의한 불확도를 평가하지 않는 것으로 하였다. 이러한 과정을 그림으로 나타내면 아래 그림과 같다.

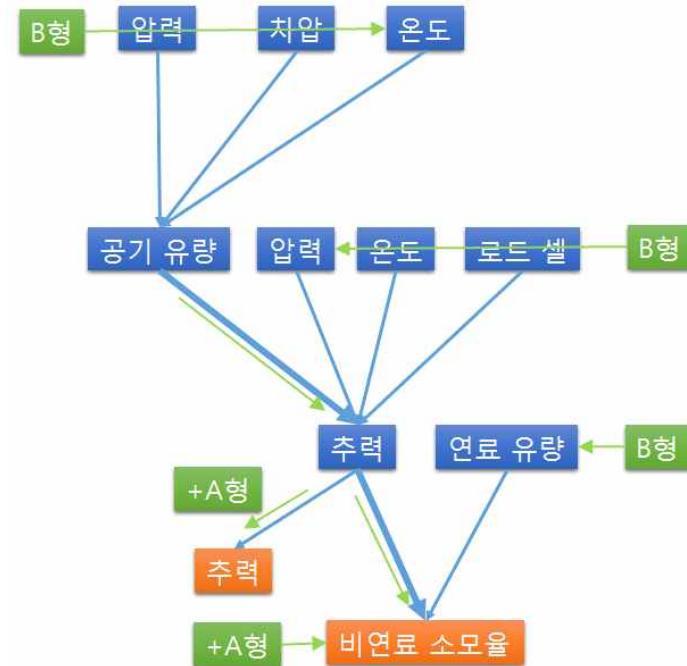


그림 3.1.2.49 변경 후의 불확도 평가 방법

실제로는 기존의 평가 방법도 타당한 방법이며, 이렇듯 측정 불확도 평가 방법을 변경한 것은 측정 불확도 평가 과정을 보다 단순화하기 위한 것이다. 예를 들어 $P_{S,01}$ 의 경우, 기존에는 이 인자에 있는 시간적 불균일성과 공간적 불균일성에 의한 불확도를 동시에 평가하고자 하여 혼동이 있었다. 예를 들어 이 인자를 시간적으로 74회, 공간적으로 3개소에서 측정한다고 할 때, 기존에는 이 인자의 측정 불확도를

$$u(P_{S,01}) = \frac{\sigma_{P_{S,01}}}{\sqrt{(3 \times 74)}} \quad (3.1.2.31)$$

로 산정했다가 나중에

$$\frac{\sigma_{P_{S,01,1}}}{\sqrt{74}} + \frac{\sigma_{P_{S,01,2}}}{\sqrt{74}} + \frac{\sigma_{P_{S,01,3}}}{\sqrt{74}} \quad (3.1.2.32)$$

를 거쳐

$$\frac{1}{3} \left(\frac{\sigma_{P_{S,01,1}}}{\sqrt{74}} + \frac{\sigma_{P_{S,01,2}}}{\sqrt{74}} + \frac{\sigma_{P_{S,01,3}}}{\sqrt{74}} \right) + \frac{\sigma_{P_{S,01}}}{\sqrt{3}} \quad (3.1.2.33)$$

로 수정하는 등 혼동이 있었는데, 변경된 평가 방법을 사용하면 시간적 fluctuation은 최종 계산 인자 단계에서만 평가하게 되어 개별 인자는 이를 고려하지 않아도 되므로 이러한 혼동이 없게 되는 장점이 있었다.

(2) 정량적 성능지표 개발

(가) 측정 요소별 측정체계의 단계별 세분화

Table 3.1.2.27 측정요소

번호	변수명	설명
1	P_{am}	공기 유량계 압력
2	ΔP_{am}	공기 유량계 차압
3	T_{am}	공기 유량계 온도
4	d_{am}	공기 유량계 목 직경
5	D_{am}	공기 유량계 배관 직경
6	$P_{s,01,d,i}$	01 section 정압력
7	$P_{s,02,d,i}$	02 section 정압력
8	$P_{t,05,d,i}$	05 section 전압력
9	$P_{s,05,d,i}$	05 section 정압력
10	$T_{t,05,i}$	05 section 전온도
11	$P_{s,9,d}$	셀 정압력
12	P_{ref}	기준 압력(시험부 외부의 대기압)
13	$F_{LC,i}$	측정용 로드 셀 힘
14	F_{TARE}	Tare Load
15	D_i	slip joint 안쪽 배관 직경
16	D_o	slip joint 바깥쪽 배관 직경
17	W_f	연료 유량

비연료 소모율 측정에서 직접적인 측정 요소는 위 표상의 17개이다. 이 외에 비연료 소모율

계산에 사용되는 인자들, 예를 들어 05 section 유동 속도(V_{05})나 비행 속도(V_∞), 05 section 정온도($T_{s,05}$) 등은 이 표 안의 측정 인자들에 관한 수식으로 계산된다. 또한 기체 상수(R)와 비열비(γ)도 이 표 안의 압력, 온도에 관한 수식으로 계산된다. 공기 유량을 계산하는 수식에 들어가는 배출 계수(C_d)는 레이놀즈 수의 함수로 계산되는데, 레이놀즈 수는 밀도, 점성 계수 등의 함수이며 이들도 결과적으로는 온도와 압력의 함수로 계산된다. 위 17개의 요소는 크게 압력, 온도, 힘, 직경, 유량의 5가지 물리량으로 나누어진다.

① 압력 : 압력은 3가지 경로로 획득

- P_{am} , ΔP_{am} 는 센서 및 자체 A/D converter로 측정된다. 그 값은 RS-485 통신을 통해 설비 제어용 PLC에 송신된 후 다시 LAN 통신을 통해 DAS로 송신된다. 센서 및 자체 A/D converter는 end-to-end calibration된다. RS-485 통신 및 LAN 통신을 통해 DAS로 송신되는 과정은 digital 통신 과정이므로 불확도에 영향을 미치지 않는다고 가정한다. 교정식은 DAS에 입력된다.
- $P_{s,01,d,i}$, $P_{s,02,d,i}$, $P_{t,05,d,i}$, $P_{s,05,d,i}$, $P_{s,9,d,i}$ 등은 센서 및 자체 A/D converter로 측정되며 그 값은 LAN 통신을 통해 DAS로 송신된다. 이 센서들은 교정식이 측정 모듈 자체에 입력되며 DAS에 별도로 교정식이 들어가지 않는다.
- P_{ref} 는 센서(대기압계)값이 DAS의 VXI 모듈에 의해 증폭되고 digital로 변환된다. 교정식은 DAS에 입력된다.

② 온도 : 온도는 2가지 유형으로 획득

- $T_{t,05,i}$ 는 센서(열전대)값이 DAS의 VXI SCP 모듈에 의해 증폭되고 digital로 변환된다. 센서 출력값(mV 단위의 전압)과 실제 물리량(온도) 사이의 관계식은 VXI 모듈 자체에 내장되어 있으며 이를 바꿀 수는 없다. 교정은 센서와 VXI 모듈을 별도로 수행한다. 센서의 교정식은 DAS에 입력된다.
- T_{am} 의 획득 경로는 위 압력의 측정 체계 중 첫 번째 유형과 동일하다.

③ 힘 : 힘은 2가지 유형으로 획득

- F_{LCi} 는 센서(로드 셀)값이 별도의 로드 셀 증폭기에 의해 증폭되고 DAS에 의해 digital로 변환된다. 교정은 센서와 증폭기를 묶어 교정하며 VXI 모듈을 별도로 교정한다.
- F_{TARE} 는 엔진 성능 측정 시험과 별개로 Tare load 측정 시험을 수행하여 측정하면 F_{LCi} 의 함수 형태로 도출한다. 다만 함수의 계수에는 F_{CALi} 의 측정값도 관여된다. F_{TARE} 는 실제로 직접 측정값은 아니나(F_{LCi} 의 함수), 별도 측정 과정에 의해 함수 형태가 결정되므로 여기에서는 편의상 직접 측정값으로 분류한다.

④ 직경

- d_{am} , D_{am} , D_i , D_o 는 시험 수행과는 무관하게 별도로 측정한 값을 그대로 인용한다. 측정 방법은 직경 계이지를 이용하여 각도별로 수 차례 측정하여 평균값을 사용한다. 따라서 불확도 요소로서 배관이 진원이 아닌 경우에 의한 영향을 반영한다.

⑤ 유량 : 연료유량은 2가지 유형으로 획득

- Cell#1의 경우 유량은 Coriolis flowmeter로 측정하며, 그 측정 체계는 위 압력의 측정 체계 중 첫 번째 유형과 동일하다.
- Cell#2의 경우 유량은 turbine flowmeter로 측정하며, 그 측정 체계는 P_{ref} , $T_{t,05,i}$ 혹은

$F_{LC,i}$ 와 유사하다. 이 경우 교정 관련 불확도로서 교정에 사용하는 유체의 property를 고려하여야 하는데, 교정 성적서 상에 고려되어 있는 경우에는 중복 고려를 할 필요가 없으나, 그렇지 않은 경우에는 이를 고려하여야 한다.

이와 같은 17개의 직접적 측정 요소는 모두 일반적으로 다음 그림과 같은 5 단계의 측정 단계 및 관련 불확도 요소를 가지고 있다. 여기에는 센서의 non-repeatability나 sampling에 의한 불확도 요인은 빠져 있으며, 이는 이러한 요인은 A형 평가에 의해 고려된다고 가정하였기 때문이다.

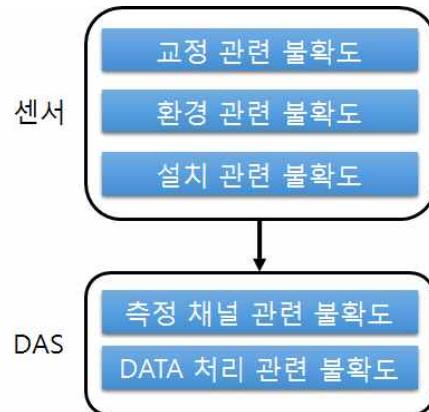


그림 3.1.2.50 일반적인 측정 단계

각 측정 요소의 세분화된 측정 체계에 따라서는 세부적인 단계 및 그와 관련된 불확도가 다를 수 있으므로 이를 고려하여야 한다. 특히 그림에서 센서 설치 관련 불확도는 측정 체계에 따라 다르게 고려할 점이 많이 있다.

(나) 측정 단계별 정량적 성능지표 정의

측정 체계의 성능은 기본적으로 측정 불확도이므로 정량적 성능 지표 역시 측정 불확도 값으로 정의되어야 한다. 여기에서는 측정 단계별로 측정 불확도값을 정의하여 이를 정량적 성능 지표로 삼는다.

① 센서 교정 관련

센서 교정 과정에서 수반되는 불확도로서 교정 표준기의 불확도도 여기에 포함된다. 이를 센서 교정 관련 성능 지표로 삼는다. 이 단계는 위 Table 3.1.2.27 상의 17개 인자 모두에 해당된다. 4개의 직경 인자(d_{am} 등)는 직경 측정기가 센서에 해당한다.

② 센서 환경 관련

센서가 설치된 장소의 압력, 온도, 진동 등에 의한 불확도로서, 센서 사양서 상의 수치를 반영한다. 관련 불확도의 합성값을 센서 환경 관련 성능 지표로 삼는다. 이 단계는 위 Table 3.1.2.27 상의 1~3, 13, 14, 17번 인자에 해당된다. 나머지 인자는 센서가 환경이 제어되는 장소에 설치되므로 무관하다고 가정한다.

③ 센서 설치 관련 - I

단면 상 원주 방향 불균일성 관련 : 본 설비에서는 배관 내 단면 상에서 원주 방향으로는 유동에 특정한 방향성이 없다고 가정한다. 따라서 원주 방향 불균일성은 원주 방향으로 여러 지점에서의 측정값을 산술 평균하는 것으로 반영하며, 불균일성에 의한 불확도 역시 이 측정

값의 표준 편차로 정의한다. 이 불확도를 원주 방향 불균일성 관련 성능 인자로 취한다. 이 단계는 위 Table 3.1.2.27 상의 1~3, 6~10번 인자에 해당된다.

④ 센서 설치 관련 - II

단면 상 반경 방향 불균일성(경계층) 관련 : 배관 내 단면 상에서는 경계층이 존재하여 $P_{t,05,d,i}$ 나 $T_{t,05,i}$ 의 측정값에는 반경 방향 불균일성이 발생하게 된다. 본 설비에서는 이 경계층에 의한 것 외에는 반경 방향 불균일성이 없다고 가정한다. 본 설비에서 사용하는 표준적인 $P_{t,05,d,i}$ 나 $T_{t,05,i}$ 측정용 rake에는 이러한 경계층 측정을 위한 probe는 포함되어 있지 않으므로 $P_{t,05,d,i}$, $T_{t,05,i}$ 의 평균값(면적 평균값)에는 경계층의 영향이 포함되지 않는다. 따라서 경계층의 영향을 포함하였을 경우와의 차이를 불확도로 반영하여야 한다. 이 불확도를 반경 방향 불균일성 관련 성능 인자로 취한다. 이 단계는 위 Table 3.1.2.27 상의 8, 10번 인자에 해당된다.

⑤ 센서 설치 관련 - III

$P_{t,05,d,i}$ 와 $T_{t,05,i}$ 의 측정에는 recovery factor가 관여된다. 본 설비에서 기존에는 recovery factor를 별도로 산정하지 않고 1.0으로 가정하였으므로 산정된 recovery factor가 있을 경우 그와의 차이를 불확도로 정의하여야 한다. 이 불확도를 recovery factor 관련 성능 인자로 정의한다. 다만, 현재 이 recovery factor를 산정하기 위한 연구가 진행되고 있다. 그 결과 recovery factor가 구해지면 그 값을 측정 식에 반영할 예정이며, 이 경우 불확도는 recovery factor 산정 과정에서의 불확도가 된다. 이 경우 이 불확도를 관련 성능 인자로 정의할 예정이다. 이 단계는 위 Table 3.1.2.27 상의 8, 10번 인자에 해당된다.

⑥ 센서 설치 관련 - IV

측추력이 존재할 경우 현재의 추력 측정 시스템은 측추력을 감지할 수 없으며 추력을 작게 측정하게 된다. 따라서 측추력이 존재하지 않을 때와 존재할 때의 차이를 불확도로 정의하고, 관련 성능 인자로 정의한다. 이 단계는 위 Table 3.1.2.27 상의 13번 인자에 해당된다.

⑦ 센서 설치 관련 - V

배관의 진원도 관련 : 배관의 단면이 진원이 아닐 수도 있다면 배관 직경 측정에 의하여 배관 단면의 형상을 알아낼 수 있어야 한다. 그러나 실제 배관 측정 과정은 단면 형상을 알 수 있을 만큼 정교하게 수행되지는 않는다. 따라서 이와 관련된 성능 인자를 정의하여야 한다. 여기에서는 배관 단면이 타원일 수 있음을 가정하고 몇 개 각도에서 측정한 배관 지름의 데이터로부터 진원도를 계산하는 모델을 수립하여 이에 수반되는 측정 불확도를 성능 인자로 정의한다. 이 단계는 위 Table 3.1.2.27 상의 4, 5번 인자에 해당한다. 이는 이 인자들에 해당하는 본 설비의 벤투리 공기 유량계의 경우 철판을 용접하는 방식으로 제작하였기 때문이다. 반면 15, 16번 인자에 해당하는 엔진 입구 배관의 경우 기계 가공으로 제작하기 때문에 진원을 가정하였으며 따라서 본 사항은 해당하지 않는 것으로 하였다.

⑧ DAS 측정채널 관련

DAS의 A/D 변환기(converter)의 교정 불확도로서 DAS 측정 채널의 A/D 변환기가 센서와는 별도로 교정되는 경우 그 교정 불확도를 성능 인자로 정의한다.

특히, DAS 측정 채널의 교정 범위보다 그 채널에 연결된 센서의 출력 범위(즉, DAS 채널의 사용 범위)가 작을 경우, DAS 측정 채널의 교정 불확도의 영향이 그만큼 커지게 됨을 반영하여야 한다. 이 단계는 위 Table 3.1.2.27 상의 10, 12~14, 17번 인자에 해당된다. 나머지 인자는 센서와 A/D 변환기가 end-to-end calibration된다.

⑨ DAS DATA 처리 관련

교정 데이터를 DAS에 입력하여 처리하는 과정에서 발생하는 불확도이다. DAS에서는 교정 데이터를 1차식이나 다항식, 혹은 look-up table 형식으로 저장하게 되는데, 이 과정에서 발생하는 curve fit에 의한 불확도를 관련 성능 인자로 정의한다. 이 단계는 위 Table 3.1.2.27 상의 1~3, 10, 12~14, 17번 인자에 해당된다. 나머지 중 6~9, 11번 인자는 교정식이 transducer 모듈 자체에 입력되어 DAS에는 교정식이 반영된 데이터가 통신으로 전송되므로 해당되지 않는다. 4, 5, 15, 16번 인자는 직경으로서 교정식이 존재하지 않는다.

(다) 정량적 성능지표 분석을 위한 프로그램 작성

이상과 같은 체계로 정량적 성능지표 분석을 수행하고자 프로그램을 작성하였다. 전체 프로그램은 Microsoft Excel®로 작성하였다. 그 형태는 아래 그림과 같다(단, 그림에서 불확도의 구체적인 수치는 정확하지는 않음).

	변수명	단위	값	센서교정	센서환경	원주불균	반경불균	Recovery	즉추력	진월도	DAS채널	DAS처리
INPUT VARIABLES	am_p	Pa	122814.9189									
	am_dp	Pa	5202.297297									
	am_t	K	305.5002703									
	d_throat	m	0.2794									
	d_pipe	m	0.7458									
	ps01_avg	Pa	117350.4969									
	ps02_avg	Pa	114330.7903									
	p05_avg	Pa	120920.5105									
	ps05_avg	Pa	112378.4469									
	t05_avg	K	305.5804054									
	ps_cell	Pa	102081.2539									
	pref		101325									
	fm	N	1869.338784									
	Di	m	0.2638									
	Do	m	0.2881									
	Wf	kg/hr	213.1005405									
Uncertainty Estimate	am_p	Pa	30	15	15	15						15
	am_dp	Pa		15	7.5	7.5	7.5					7.5
	am_t	K	0.1	0.05	0.05	0.05						0.05
	d_throat	m	0.000503389	0.000058					0.0005			
	d_pipe	m	0.00200085	0.000058					0.002			
	ps01_avg	Pa	80.83379742	29.86		75.12						
	ps02_avg	Pa	80.83379742	29.86		75.12						
	p05_avg	Pa	179.1711292	29.86		86.74	108.8	108.8				
	ps05_avg	Pa	58.30291783	29.86		50.08						
	t05_avg	DegK	2.107074734	0.15		0.34	0.28	0.28		2.032		0.15
	ps_cell	Pa	29.97702728	29.98								
	pref		19.57600572	2.7						19.2		2.7
	fm	N	6.669113859	1.786	1.786				0.285	4.36		4.36
	Ftare	N	5.830951905	1	1					4		4
	Di	m	2.91548E-05	2.9E-05								
	Do	m	2.91548E-05	2.9E-05								
	Wf	kg/hr	0.99600963	0.309	0.309					0.84		0.309

그림 3.1.2.51 정량적 성능 인자 분석 프로그램

3. 측정체계 고도화 완료 및 평가

가. AETF용 표준측정장치 설계기술 개발

(1) 항우연 표준측정장치 개발

(가) 경계층 압력분포 측정용 표준측정장치 설계 및 제작

엔진과 설비를 연결하는 직결형 덕트 중 엔진의 입구에 위치하는 05 섹션에서, 덕트 내 경계층에서의 압력분포를 측정하고자 경계층 압력측정용 레이크를 신규로 제작하였다. 기존 레이크는 프로브 끝단이 피토관 형식이나 신규로 제작한 경계층 압력측정용 레이크는 전압력/전온도 측정용 레이크와 동일하게 키엘타입 피토관 형식으로 제작하였다. 이를 통해 신규 경계층 레이크는 천이상태에서 경계층 내의 압력변동을 빠르게 확인할 수 있으며, 기존 경계층 레이크 보다 큰 유동각 범위에서 1% 이하의 전압력 오차를 달성할 수 있게 된다.

신규로 설계 및 제작한 경계층 압력측정용 레이크의 상세 설계형상은 그림 3.1.3.1과 같으며, 몸체 내부에는 단열용 시멘트를 채웠고, 몸체는 에어포일 형상을 적용함으로써 레이크가

장착됨에 따른 후류의 영향성을 최소화하도록 하였다. 각 측정 위치는 기본적으로 4.5mm 간격이나 벽면에서 두 번째 프로브 위치의 경우 전압력 레이크가 측정하는 프로브 위치와 동일하여 위치를 조정하였다. 키엘타입으로 설계 및 제작을 하였기 때문에 기존 피토관 타입의 경계층 레이크에 비해 측정부의 직경이 증가하였고, 이는 동일한 경계층 내부에서 측정하는 위치의 개수가 줄어드는 결과를 가지고 왔다.

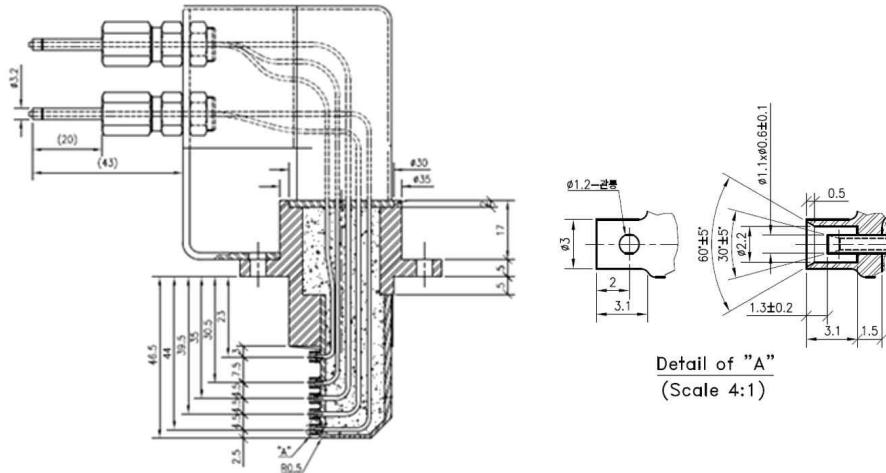


그림 3.1.3.1 신규 경계층 압력측정용 레이크 형상 설계

제작된 경계층 레이크는 치수검사 및 기밀시험을 거쳤으며 그림 3.1.3.2(우)와 같다.

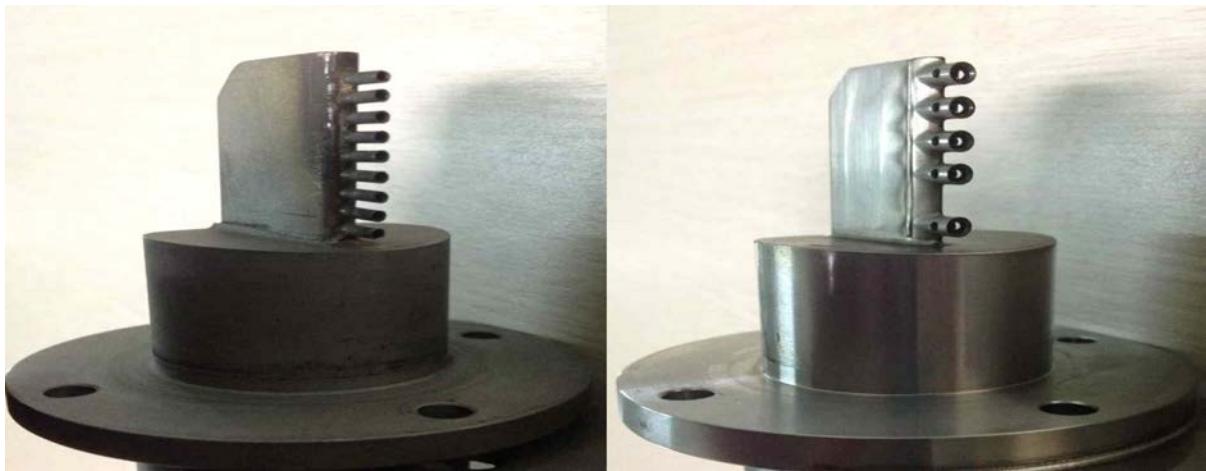


그림 3.1.3.2 기존 피토관 타입 경계층 레이크(좌)와 신규 키엘 타입 경계층 레이크(우)

(나) 경계층 압력분포 측정에 따른 공기유량 변화 연구 수행

경계층 레이크가 장착됨에 따른 공기유량 측정 평가기술은 경계층 레이크의 유/무에 따른 공기유량을 측정한 후 이를 비교함으로써 정량적인 평가를 할 수 있게 된다. 이를 위해 05섹션 덕트 내 전압력/전온도/경계층 레이크를 모두 장착하고, 해면고도 및 입구 공기 온도 320 K 조건에서 공기유량 변동에 따른 레이크 성능시험을 수행하였다. 4~10 kg/s의 공기유량 변동에 따른 엔진입구덕트 내 덕트 마하수 분포는 그림 3.1.3.3과 같이 0.18에서 0.34사이의 범위임을 알 수 있다.

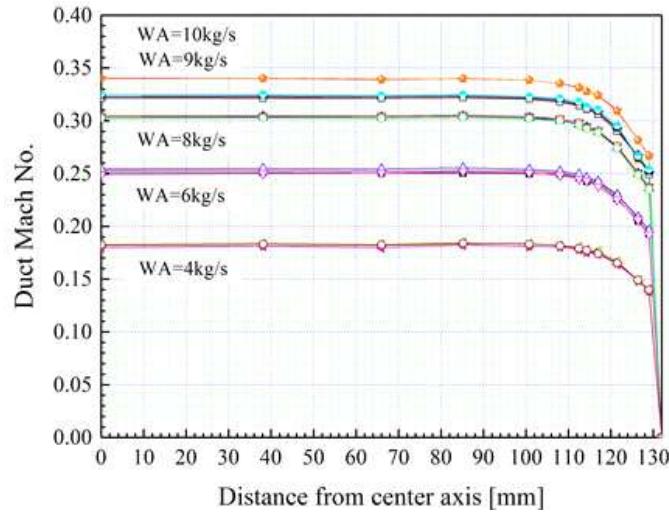


그림 3.1.3.3 공기유량 변동에 따른 덕트마하수 분포

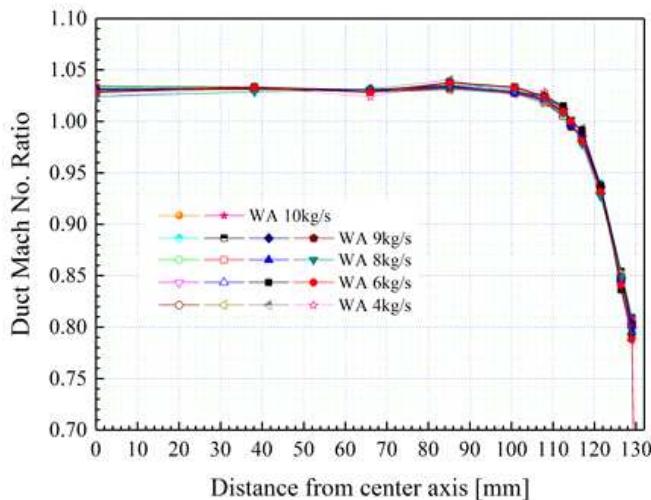


그림 3.1.3.4 공기유량 변동에 따른 덕트마하수 비 분포

엔진입구덕트 내 덕트 마하수 비의 분포는 그림 3.1.3.4와 같으며 공기유량 변동에 대하여 하나의 곡선으로 일치됨을 확인할 수 있다.

공기유량 측정 시 경계층의 압력분포를 측정에 불포함할 경우 공기유량 측정오차가 발생하게 되는데, 공기유량 변동에 따른 공기유량 계산을 해보면, 표 3.1.2.18과 같이 최대 6.4%의 오차가 발생함을 확인하였다. 따라서 공기유량 측정 시 경계층에서의 압력분포를 고려하는 것이 공기유량의 측정오차를 줄일 수 있는 방법임을 알 수 있다.

또한, 표준연에서 수행한 표준측정장치 유량 특성 시험결과로부터 유량 편차를 확인할 수 있다. AETF에서 주로 수행되는 유량조건인 마하수 0.20의 완전발달된 난류유속분포에서 기준유량계(소닉노즐)에서 측정한 공기유량과 표준측정장치에서 측정한 공기유량과의 편차는 다음과 같다. 신규 경계층 레이크를 사용한 표준측정장치의 유량편차는 -3.7%이며, 기존 경계층 레이크를 사용한 표준측정장치의 유량편차는 -3.8%이다. 따라서 신규 경계층 레이크를 사용한 표준측정장치가 기존 경계층 레이크를 사용한 표준측정장치에 비해 0.1% 낮은 유량 편차를 가짐을 확인하였다.

(다) 시험조건에 따른 측정장치 성능평가 수행

① 레이크의 전압력 오차 평가

레이크의 성능평가를 수행하기 위해서는 마하수 별로 교정된 전압력 및 전온도 프로브가 필요하다. 이러한 목적으로 Aeroprobe사에서 제작 및 교정된 키엘타입 압력/온도 프로브를 확보하였다. 제작된 Aeroprobe사 프로브의 형상은 그림 3.1.3.5(좌)와 같으며, 온도 측정의 경우 전온도 레이크에 사용된 열전대와 동일한 T 타입 열전대를 사용하였다. 레이크의 각 키엘타입 피토관 위치마다 Aeroprobe사 프로브를 이송하기 위한 프로브 이송장치는 그림 3.1.3.5(중)과 같다. 레이크의 전압력 오차를 평가하기 위해 Aeroprobe사 프로브와 이송장치는 경계층 레이크가 장착되던 위치에 경계층 레이크 대신 그림 3.1.3.5(우)와 같이 장착되게 된다.



그림 3.1.3.5 Aeroprobe사 프로브(좌), 프로브 이송장치(중), 표준측정장치 및 이송장치(우)

제작된 Aeroprobe사 프로브는 해당 제작사의 시험설비에서 마하수 0.05에서 0.45까지 0.1단위로 교정되었으며, 압력교정데이터의 일부는 그림 3.1.3.6과 같다. P_1 은 프로브에서 측정한 압력이며, P_t 는 동압이다. P_o 와 T_o 는 각각 Aeroprobe사에서 측정한 전압력과 전온도이다.

Beta[deg]	Alpha[deg]	P_1 [Torr]	P_t [Torr]	P_1/P_t	P_o [Abs,To]	T_o [C]
-50	0	0.31935	1.23803	0.25795	707.165	21.4
-48	0	0.49467	1.23721	0.399827	707.242	21.3
-46	0	0.69828	1.23123	0.56714	707.189	21.3
-44	0	0.91881	1.23562	0.743602	707.262	21.3
-42	0	1.09699	1.22106	0.898392	707.329	21.3
-40	0	1.19851	1.23694	0.968931	707.286	21.3
-38	0	1.22682	1.23894	0.990217	707.338	21.3
-36	0	1.23115	1.23511	0.996794	707.25	21.4
-34	0	1.23644	1.23901	0.997926	707.293	21.4
-32	0	1.22753	1.22977	0.998179	707.231	21.3
-30	0	1.22619	1.22721	0.999169	707.341	21.3
-28	0	1.23766	1.23879	0.999088	707.239	21.3
-26	0	1.24379	1.24579	0.998395	707.29	21.3
-24	0	1.24897	1.25085	0.998497	707.225	21.3
-22	0	1.24386	1.24553	0.998659	707.244	21.3
-20	0	1.23261	1.23516	0.997935	707.236	21.3
-18	0	1.22911	1.23134	0.998189	707.082	21.3
-16	0	1.23602	1.23831	0.998151	707.216	21.3
-14	0	1.23103	1.23333	0.998135	707.264	21.3
-12	0	1.23206	1.23564	0.997103	707.264	21.3
-10	0	1.23894	1.24185	0.997657	707.351	21.3
-8	0	1.22725	1.23	0.997764	707.349	21.3
-6	0	1.22358	1.22595	0.998067	707.203	21.3
-4	0	1.23267	1.23427	0.998704	707.137	21.3
-2	0	1.23734	1.23896	0.998692	707.2	21.3
0	0	1.23323	1.23506	0.998518	707.162	21.3

그림 3.1.3.6 Aeroprobe사 프로브의 압력 교정데이터 일부

압력 데이터는 유동각 알파를 0° 으로 고정한 상태에서 유동각 베타를 -50° 에서 50° 까지 2° 간격으로 변동하며 측정하고, 유동각 베타를 0° 으로 고정한 상태에서 유동각 알파를 -50° 에서 50° 까지 2° 간격으로 변동하여 프로브 압력, 동압력, 전압력을 측정하였다.

유동각의 변동에 따른 전압력 오차는 식 3.1.3.1 (또는 식 3.1.1.1과 동일)과 같다^[3.1.3.1].

$$C_P = \frac{P_{t,ind} - P_t}{P_t - P_s} \quad (3.1.3.1)$$

식 3.1.3.1에서 $P_{t,ind}$ 는 교정 시 Aeroprobe사 프로브에서 측정한 압력이며, P_t 와 P_s 는 각각 Aeroprobe사 시험설비에서 측정한 전압력과 정압력이다. 마하수 변동 및 유동각 변동에 따른 교정 데이터를 분석한 결과, 유동각 알파와 베타는 그림 3.1.3.7과 같이 각각 $\pm 40^\circ$ 이며, 유동각 $\pm 40^\circ$ 이내에서는 전압력 오차가 1%이내임을 확인할 수 있다.

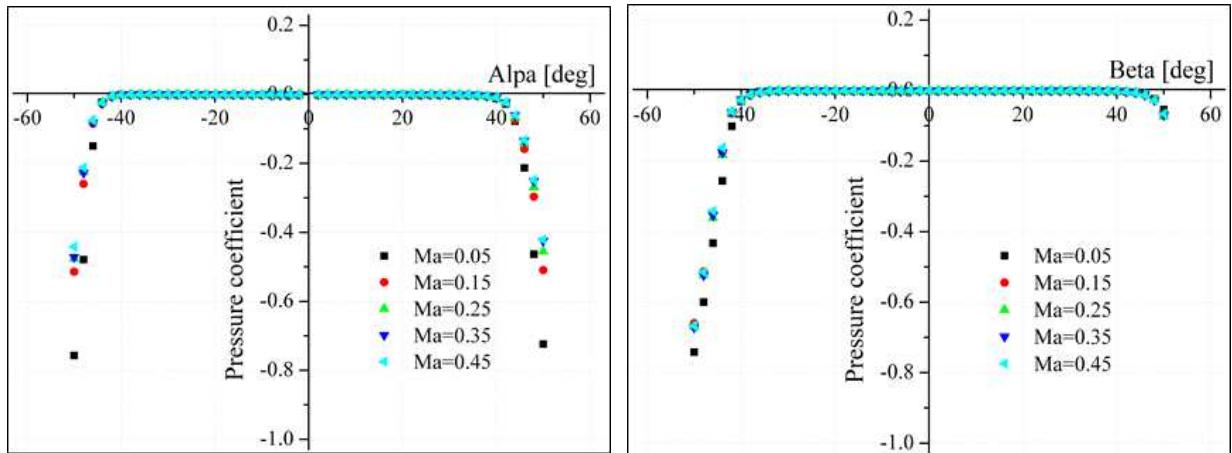


그림 3.1.3.7 Aeroprobe사 프로브의 전압력 오차 결과

다음으로 Aeroprobe사 프로브를 사용하여 레이크의 각 포트 별 전압력 오차를 평가하였다. 식 3.1.3.1은 식 3.1.3.2와 같이 변형하여 사용할 수 있다.

$$C_P = \frac{P_{T,rake} - P_{T,probe}}{P_{T,probe} - P_S} \quad (3.1.3.2)$$

위 식에서 $P_{T,rake}$ 는 레이크의 각 포트에서 측정한 압력이다. $P_{T,probe}$ 는 Aeroprobe사 프로브가 측정한 전압력으로 AETF에서 유동의 전압력은 교정된 Aeroprobe사 프로브를 사용하여 측정하게 된다. P_S 는 05섹션 엔진입구덕트 상의 9개의 정압력 탭에서 측정한 정압력이다.

전압력 오차 평가를 위하여 시험조건은 지상, 입구온도 320K에서 마하수 0.05에서 0.45까지 0.1간격으로 설정하였다. 레이크의 각 포트마다 전압력 오차를 평가하기 위해 트래버스 장치는 해당 포트위치까지 Aeroprobe사 프로브를 5회 반복 이송하여 평가하였으며 그 결과는 표 3.1.3.1에서 3.1.3.5와 같다.

Table 3.1.3.1 마하 0.05조건에서 전압력 레이크 포트별 전압력 오차 결과

Distance from wall [mm]	P _{T,rake} [psi]	P _{T,probe} [psi]	P _S [psi]	C _p
5.6	14.776	14.784	14.760	-0.33
17.7	14.793	14.796	14.763	-0.08
31.2	14.793	14.798	14.765	-0.16
46.8	14.795	14.800	14.765	-0.15
66.0	14.791	14.802	14.765	-0.29
93.9	14.795	14.804	14.766	-0.24
126.0	14.794	14.804	14.766	-0.26

Table 3.1.3.2 마하 0.15조건에서 전압력 레이크 포트별 전압력 오차 결과

Distance from wall [mm]	P _{T,rake} [psi]	P _{T,probe} [psi]	P _S [psi]	C _p
5.6	14.964	14.958	14.797	0.04
17.7	15.032	15.032	14.793	0.00
31.2	15.045	15.054	14.790	-0.04
46.8	15.051	15.056	14.791	-0.02
66.0	15.046	15.056	14.791	-0.04
93.9	15.045	15.056	14.789	-0.04
126.0	15.052	15.062	17.797	-0.04

Table 3.1.3.3 마하 0.25조건에서 전압력 레이크 포트별 전압력 오차 결과

Distance from wall [mm]	P _{T,rake} [psi]	P _{T,probe} [psi]	P _S [psi]	C _p
5.6	15.321	15.276	14.828	0.10
17.7	15.525	15.498	14.826	0.04
31.2	15.569	15.576	14.824	-0.01
46.8	15.575	15.586	14.825	-0.01
66.0	15.576	15.576	14.826	0.00
93.9	15.578	15.584	14.826	-0.01
126.0	15.578	15.588	14.827	-0.01

Table 3.1.3.4 마하 0.35조건에서 전압력 레이크 포트별 전압력 오차 결과

Distance from wall [mm]	P _{T,rake} [psi]	P _{T,probe} [psi]	P _S [psi]	C _p
5.6	15.805	15.720	14.854	0.10
17.7	16.176	16.110	14.854	0.05
31.2	16.273	16.272	14.858	0.00
46.8	16.286	16.288	14.856	0.00
66.0	16.281	16.288	14.859	-0.01
93.9	16.293	16.302	14.863	-0.01
126.0	16.302	16.310	14.868	-0.01

Table 3.1.3.5 마하 0.45조건에서 전압력 레이크 포트별 전압력 오차 결과

Distance from wall [mm]	P _{T,rake} [psi]	P _{T,probe} [psi]	P _S [psi]	C _p
5.6	16.514	16.362	14.918	0.11
17.7	17.131	17.024	14.922	0.05
31.2	17.290	17.284	14.921	0.00
46.8	17.313	17.316	14.929	0.00
66.0	17.283	17.316	14.928	-0.01
93.9	17.307	17.318	14.939	0.00
126.0	17.318	17.330	14.940	-0.01

해당 결과로부터 마하수 0.05와 0.15와 같이 저 마하수에서는 마하수 0.25, 0.35, 0.45에 비해 상대적으로 전압력 오차가 큼을 알 수 있다. 또한 전압력 레이크의 각 포트 중 경계층 영역(벽면에서 20 mm 정도의 두께)에 포함되는 포트(벽면에서 5.6 mm와 17.7 mm 위치)를 제외하고 나머지 영역에서 전압력 계수는 1%미만임을 알 수 있다.

② 레이크의 전온도 회복률 평가

Aeroprobe사 프로브의 온도 교정데이터의 일부는 그림 3.1.3.8과 같다.

Beta[deg]	Alpha[deg]	TAT[K]	Pt[Torr]	Po[Abs,Torr]	To[K]	Ps[Abs, Torr]
-50	0	292.8291	91.81246	703.03699	294.95	611.22453
-48	0	293.034	91.85349	703.104	294.95	611.25051
-46	0	293.0161	91.85401	702.96698	294.95	611.11297
-44	0	293.0016	91.85612	703.11401	294.95	611.25789
-42	0	293.0234	91.85644	703.065	294.95	611.20856
-40	0	293.0323	91.85919	703.09399	294.95	611.2348
-38	0	293.0214	91.84615	703.06299	294.95	611.21684
-36	0	292.9682	91.8686	702.961	294.95	611.0924
-34	0	292.932	91.86247	703.10199	294.85	611.23952
-32	0	292.9208	91.86478	703.052	294.95	611.18722
-30	0	292.9119	91.85527	703.09998	294.85	611.24471
-28	0	292.9011	91.85075	703.15601	294.85	611.30526
-26	0	292.8669	91.87295	703.13	294.85	611.25705
-24	0	292.822	91.86694	703.125	294.85	611.25806
-22	0	292.7483	91.88514	703.22803	294.85	611.34289
-20	0	292.6744	91.87747	703.16199	294.85	611.28452
-18	0	292.6573	91.88059	703.15601	294.85	611.27542
-16	0	292.611	91.87921	703.104	294.85	611.22479
-14	0	292.5898	91.87399	703.25201	294.85	611.37802
-12	0	292.5544	91.87964	703.19501	294.85	611.31537
-10	0	292.542	91.86606	703.04199	294.85	611.17593
-8	0	292.5505	91.87408	703.16699	294.85	611.29291
-6	0	292.557	91.88964	703.16199	294.85	611.27235
-4	0	292.5401	91.88487	703.17297	294.85	611.2881
-2	0	292.4862	91.8879	703.08301	294.85	611.19511
0	0	292.4132	91.88628	703.20599	294.85	611.31971

그림 3.1.3.8 Aeroprobe사 프로브의 온도 교정데이터 일부

TAT는 Aeroprobe사 설비에서 프로브의 전온도 회복률 평가 시 프로브에서 측정한 온도이며, P_t는 동압이다. P_o와 T_o는 각각 Aeroprobe사 설비에서 측정한 전압력과 전온도이다.

온도 데이터는 유동각 알파를 0°으로 고정한 상태에서 유동각 베타를 -50°에서 50°까지 2° 간격으로 변동하며 측정하고, 유동각 베타를 0°으로 고정한 상태에서 유동각 알파를 -50°에서 50°까지 2° 간격으로 변동하여 프로브 온도, 동압력, 전압력 등을 측정하였다. 유동각의 변동에 따른 전온도 회복률은 식 3.1.3.3과 같다^[3.1.3.2]. 식에서 r_T는 전온도 회복률이며, T_s는 정온도이다.

$$r_T = \frac{TAT - T_S}{T_O - T_S} \quad (3.1.3.3)$$

Aeroprobe사 프로브의 온도 데이터 분석을 통해 유동각의 변동에 따른 회복률은 그림 3.1.3.9와 같다. 해당 시험은 마하수 0.05부터 0.45까지 0.1단위로 수행된 교정결과이다.

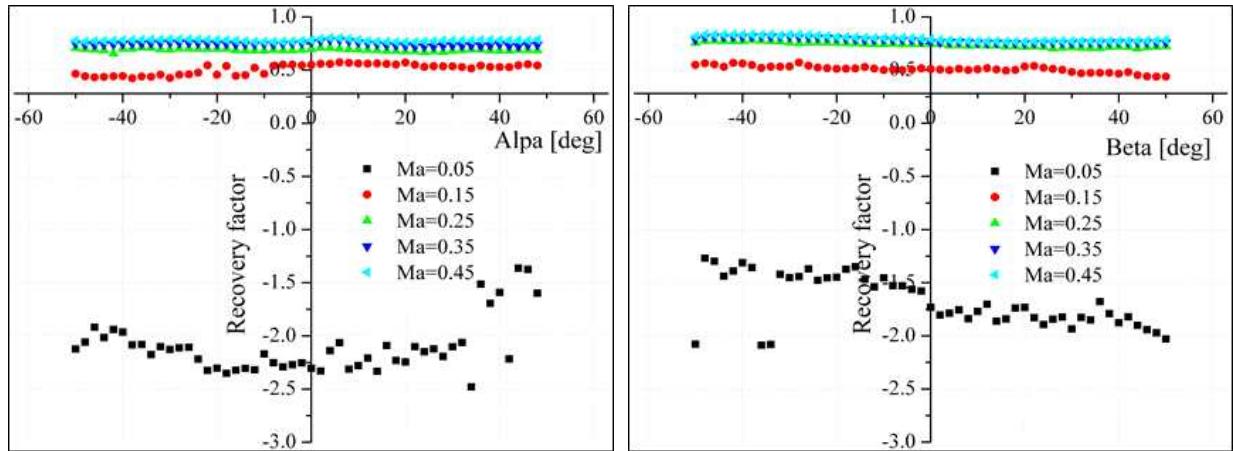


그림 3.1.3.9 Aeroprobe사 프로브의 전온도 회복률 결과

알파와 베타 유동각이 각각 0° 일 때 (즉, zero incidence 조건에서), Aeroprobe사 프로브의 전온도 회복률은 마하수 별로 그림 3.1.3.10과 같다. 저 마하수에서는 전온도 회복률 값이 불확실하므로 마하수 0.25, 0.35, 0.45 조건에서의 전온도 회복률 값을 레이크의 각 포트별 회복률 평가 시 사용하였다.^[3.1.3.2].

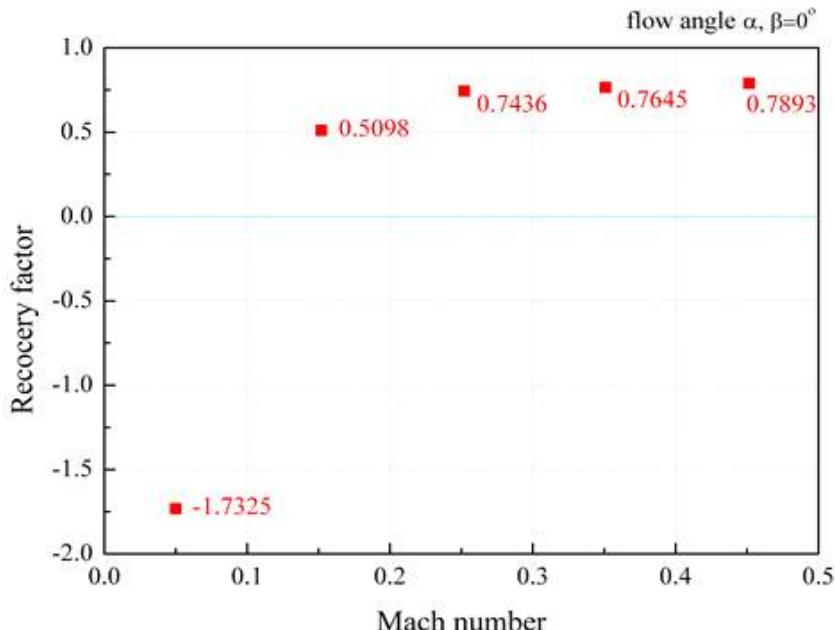


그림 3.1.3.10 유동각 0일 때 Aeroprobe사 프로브의 전온도 회복률

다음으로 Aeroprobe사 프로브를 사용하여 레이크의 각 포트 별 전온도 회복률을 평가하였다. 식 3.1.3.3은 식 3.1.3.4와 같이 변형하여 사용할 수 있다.

$$r_T = \frac{T_{T,probe} - T_S}{T_T - T_S} \quad (3.1.3.4)$$

AETF에서는 유동의 전온도 값을 알 수 없으므로 Aeroprobe사 프로브의 전온도 회복률 값을 r_T 와 AETF에서 트래버스 시험당시의 덕트 내부 마하수 Mn를 통해 식 3.1.3.5를 거쳐, 유동의 전온도는 식 3.1.3.6과 같이 계산할 수 있다.

$$r_T = \frac{T_{T,probe} - \frac{T_T}{(1 + 0.2Mn^2)}}{T_T \left[1 - \frac{1}{(1 + 0.2Mn^2)} \right]} \quad (3.1.3.5)$$

$$T_T = \frac{T_{T,probe}}{\left[r_T - \frac{(r_T - 1)}{(1 + 0.2Mn^2)} \right]} \quad (3.1.3.6)$$

$$r_{T,rake} = \frac{T_{T,rake} - T_S}{T_T - T_S} \quad (3.1.3.7)$$

레이크의 각 포트에서의 전온도 회복률 $r_{T,rake}$ 는 최종적으로 식 3.1.3.7을 통해 구할 수 있다. 식 3.1.3.7에서 $T_{T,rake}$ 는 레이크의 각 포트에서 측정한 온도이다. $T_{T,probe}$ 는 Aeroprobe사 프로브가 측정한 전온도로 AETF에서 유동의 전온도는 교정된 Aeroprobe사 프로브를 사용하여 측정하게 된다. T_S 는 T_T 와 마하수를 사용하여 계산한 정온도이다.

전온도 회복률 평가를 위하여 시험조건은 지상, 입구온도 320K에서 마하수 0.25에서 0.45까지 0.1간격으로 설정하였다. 레이크의 각 포트마다 전온도 회복률을 평가하기 위해 트래버스 장치는 해당 포트위치까지 Aeoroprobe사 프로브를 5회 반복 이송하여 평가하였으며 그 결과는 Table 3.1.3.7에서 3.1.3.9와 같다.

해당 결과로부터 다음과 같은 사실을 확인하였다. 기존 공기유량 계산방식은 레이크의 각 포트별로 전온도 회복률은 1로 가정하고 계산을 수행하였으나, 평가 결과 전온도 레이크의 각 포트에서의 전온도 회복률은 반경방향으로 다른 값임을 알 수 있었다. 특히 벽면에서 90.3mm에 위치한 온도 레이크 포트에 대하여 마하수 0.45조건에 전온도 회복률을 평가한 결과 0.939이며, 확장불확도는 0.0798임을 확인하였다.

Table 3.1.3.6 마하 0.25조건에서 전온도 레이크 포트별 전온도 회복률 결과

Distance from wall [mm]	r_T	T_T [K]	$T_{T,probe}$ [K]	T_S [K]	$T_{T,rake}$ [K]	$r_{T,rake}$
6.8	0.744	321.5	320.5	317.5	319.5	0.501
21.6	0.744	321.3	320.2	317.3	319.7	0.597
38.7	0.744	321.9	320.9	317.9	320.1	0.531
59.7	0.744	322.2	321.2	318.3	320.1	0.466
90.3	0.744	321.7	320.7	317.7	320.2	0.618

Table 3.1.3.7 마하 0.35조건에서 전온도 레이크 포트별 전온도 회복률 결과

Distance from wall [mm]	r _T	T _T [K]	T _{T,probe} [K]	T _S [K]	T _{T,rake} [K]	r _{T,rake}
6.8	0.765	322.4	320.6	314.7	320.0	0.688
21.6	0.765	322.6	320.8	314.9	320.1	0.675
38.7	0.765	321.5	319.7	313.8	320.3	0.843
59.7	0.765	321.2	319.4	313.5	320.3	0.880
90.3	0.765	321.0	319.2	313.3	320.4	0.926

Table 3.1.3.8 마하 0.45조건에서 전온도 레이크 포트별 전온도 회복률 결과

Distance from wall [mm]	r _T	T _T [K]	T _{T,probe} [K]	T _S [K]	T _{T,rake} [K]	r _{T,rake}
6.8	0.789	321.3	318.7	308.8	320.2	0.910
21.6	0.789	321.1	318.5	308.6	320.0	0.916
38.7	0.789	321.2	318.6	308.7	320.2	0.920
59.7	0.789	321.2	318.6	308.7	320.2	0.916
90.3	0.789	320.9	318.3	308.4	320.3	0.951

(2) Mn=0.15에서의 엔진 공급공기 표준측정장치 유량특성 시험

(가) 엔진 공급공기 표준측정장치 유량 특성 시험 장치

① 표준연 고압 기체유량 표준시스템

표준연의 고압 기체유량 표준시스템은 압력 범위 5 MPa, 유량 범위 10,000 m³/h, Mn = 0.15 까지 불확도 0.18 %(k = 2)의 유량 시험이 가능한 국가표준설비로서 고압저장조와 자이로스코프 저울을 통해 교정한 소닉노즐을 기준유량계로 이용하여 국제표준과의 동등성을 확보하여 측정 소급성 체계를 유지하고 있다. 본 과제에서는 AETF의 공급공기 표준측정장치의 신뢰성 향상을 위해 엔진입구덕트와 측정장치(정압력 프로브, 전압력 레이크, 경계층 레이크, 온도레이크)를 국가 기체유량 측정 소급성이 확보된 표준연의 고압 기체유량 표준시스템에서 유량 특성을 수행하고자 하였다.

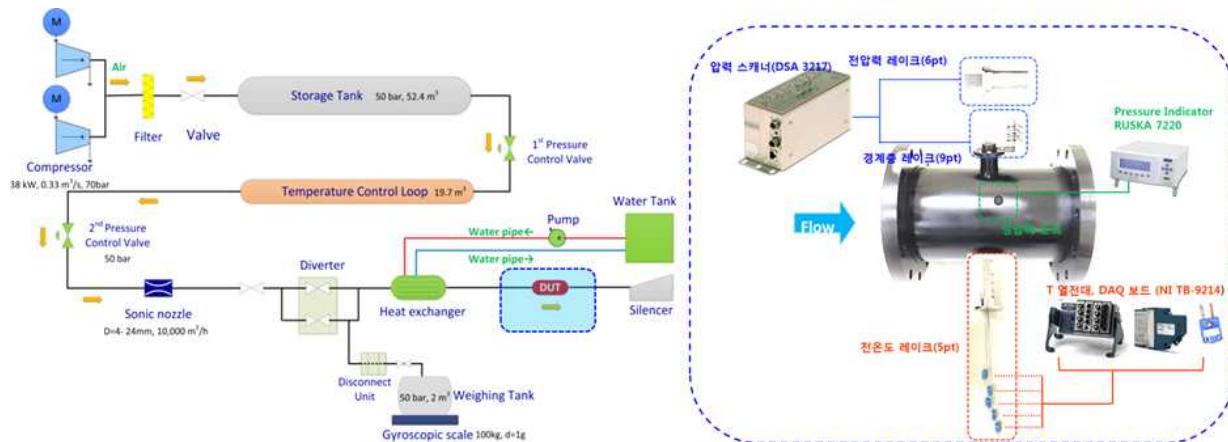


그림 3.1.3.11 표준연 고압 기체유량 표준시스템에서의 표준측정장치 유량특성 실험

② 엔진 공급공기 표준측정장치

AETF의 벨마우스, 슬라이딩 연결부 다음에는 엔진입구덕트(05 섹션, 09 섹션)가 연결되어 있고, 덕트내부로 정압력 프로브(12 포인트), 전압력 레이크(6 포인트, 7 포인트), 경계층레이크(9 포인트, 6 포인트), 온도 레이크(5 포인트)가 설치되어 있다. 덕트의 위치(section)에 따라 설치된 레이크가 차이가 있지만, 전압력, 경계층, 온도레이크는 3개씩 설치되어 있고 정압력은 9군데에서 측정하고 있다. 항우연에서 사용 중인 공급 공기 표준측정장치가 설치된 엔진 입구덕트를 AETF에서 분리하기도 어렵고 또한 다채널의 압력 및 온도측정에 한계가 있기 때문에 표준연에서의 유량 특성 시험에서는 그림 3.1.3.12와 같이 동일한 사양의 엔진 공급공기 표준측정장치 덕트를 제작하였다. 항우연의 엔진공급공기 표준측정장치가 설치되는 05섹션의 덕트는 직경이 264 mm이고, 길이가 324 mm이지만, 고압기체유량표준시스템의 피교정기의 배관은 규격인 10인치(약 254 mm)이기 때문에 덕트와 연결되는 부분의 벽면 유동의 급격한 변화를 줄이기 위해 직경이 254 mm에서 덕트의 직경인 264 mm까지 연결시키는 디퓨셔형상을 약 180 mm를 연장하여 제작하였다. 전압력레이크, 경계층 레이크, 온도 레이크를 원주방향으로 120도 간격으로 1개씩 설치할 수 있도록 레이크가 설치되는 부분의 형상에 맞게 가공하였고, 정압력도 120도 간격으로 3군데 포트를 제작하여 측정하고자 하였다.

AETF에서 사용하고 있는 전압력 레이크는 프로브 개수가 6 포인트와 7 포인트로 두 가지를 사용하고 있는데, 본 실험에서는 덕트의 중심부 유속까지 측정할 수 있는 7 포인트의 전압력 레이크를 동일한 형상으로 제작하였다. 경계층 레이크의 경우 기존에 프로브 끝단이 피토관 형식이고 9 포인트인 기존 경계층레이크와 프로브 끝단이 키엘형이고 5 포인트인 신규 경계층 레이크를 둘 다 제작하여 유량 측정 특성을 비교하고자 하였다. 온도 레이크는 T 형 열전대로 5 포인트 측정이 가능한 AETF에서 새롭게 설계, 제작한 형상으로 동일하게 제작하였다.

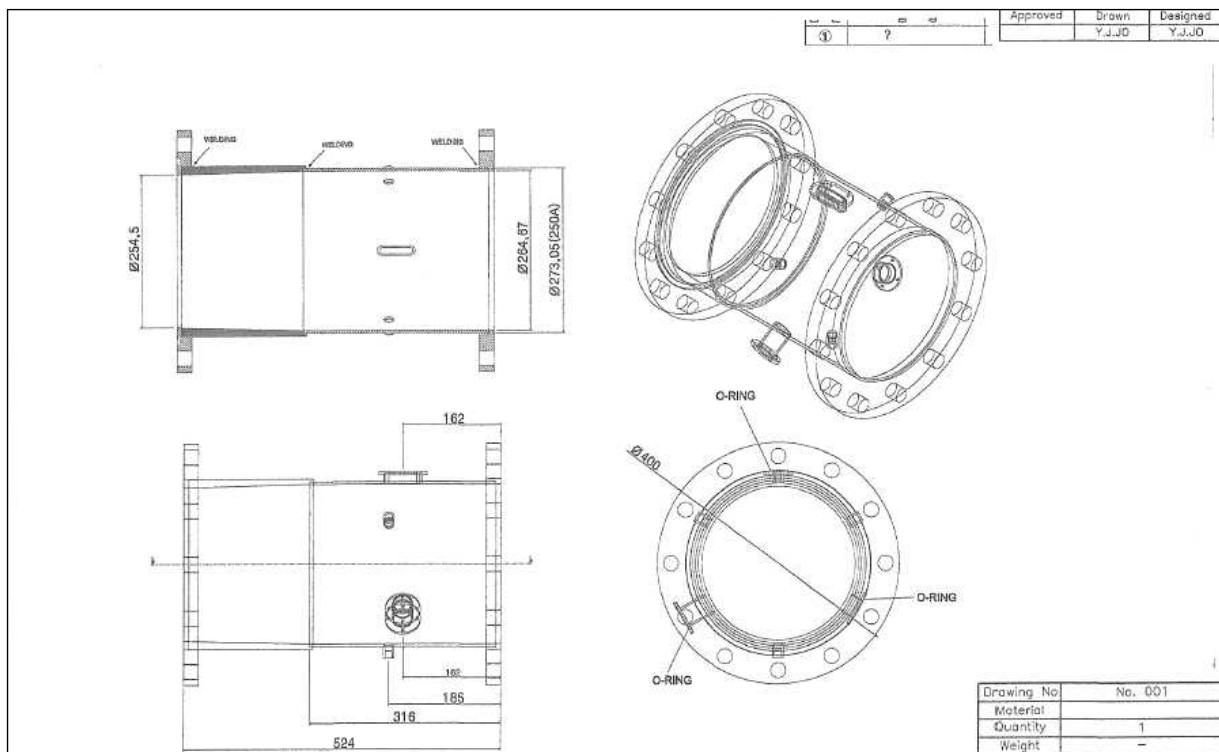


그림 3.1.3.12 엔진공급공기 표준측정장치 덕트 제작도면

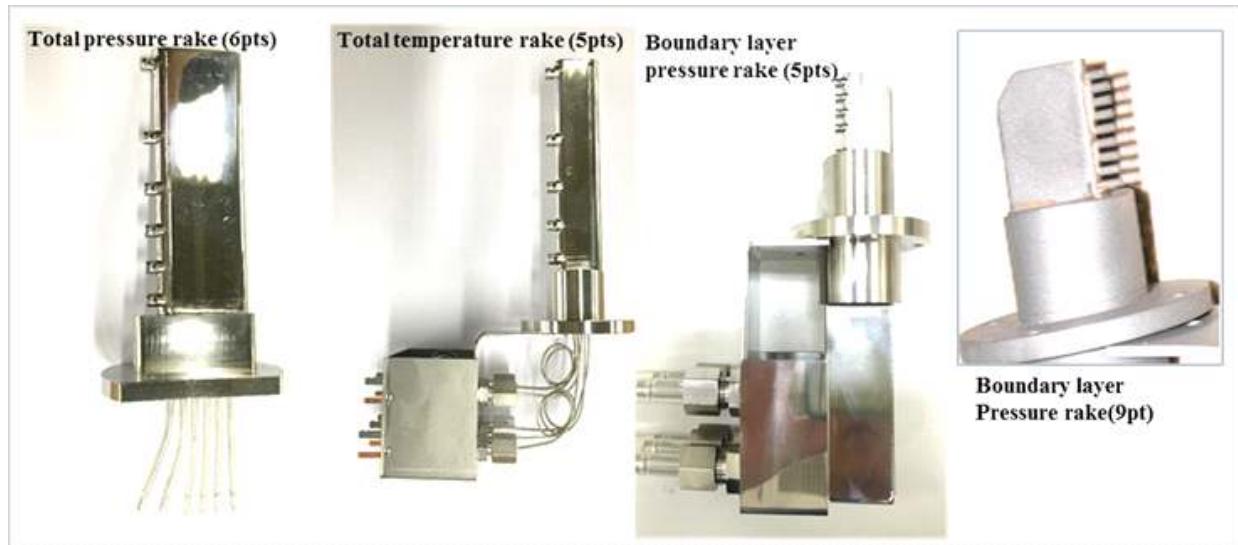


그림 3.1.3.13 제작된 전압력, 전온도, 경계층 레이크

③ 다채널 전/정압력, 전온도 데이터 획득 시스템 구축

엔진공급공기 표준측정장치에서 유량측정 특성을 평가하기 위해서 고압기체유량시스템의 상류측에는 기준유량계인 소닉노즐이 설치되고(그림 3.1.3.11 참조), 표준측정장치는 그림 3.1.3.14와 같이 피교정위치에 설치되게 된다. 표준측정장치 덕트에 설치된 전압력, 전온도, 경계층 레이크와 정압력 포트를 이용하여 내부를 흐르는 공기유량을 측정하기 위해서는 압력과 온도의 다채널 데이터가 동시에 측정되어야 한다.

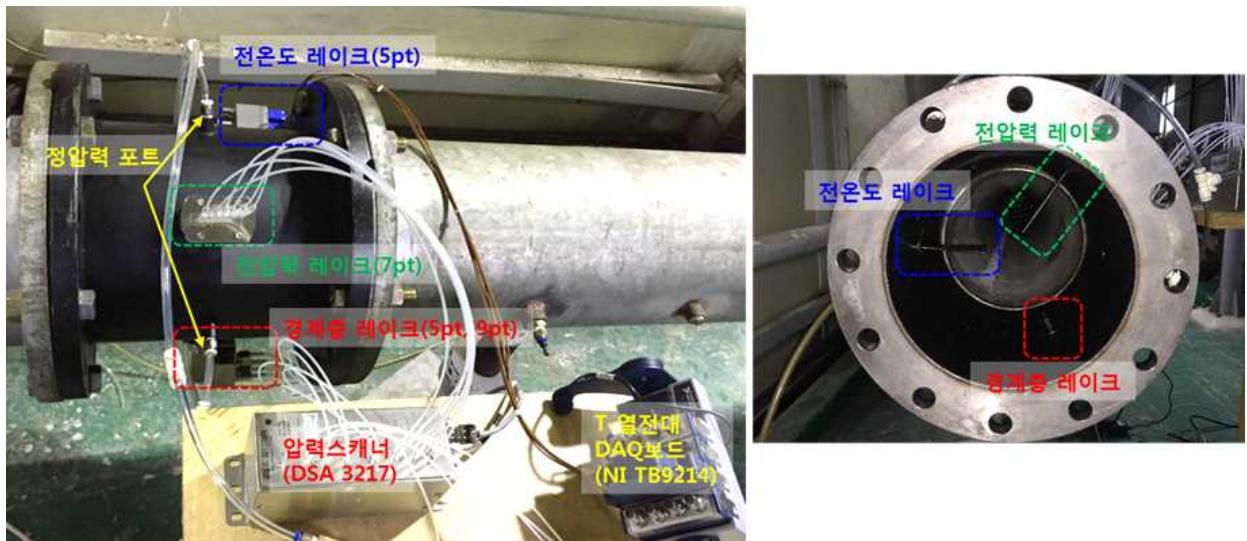


그림 3.1.3.14 설비 피교정위치에 설치된 입구공기 표준측정장치와 데이터 획득시스템

정압력은 3개의 포트를 연결하여 압력계(RUSKA 7220)로 측정하고, 전온도 레이크는 T 형 열전대를 다채널로 측정할 수 있는 데이터 획득 보드와 터미널 블록(NI9215, NI TB-9214)으로 5개 지점의 전온도를 측정하였다. 전압력 레이크와 경계층 레이크는 다채널의 압력을 고속(채널별 1/500초)으로 스캔할 수 있는 압력스캐너(Scanivalve, DSA3217, 0-750 psi)로 14개 지점의 전압력을 거의 동시에 측정하였다.

(나) Mn = 0.15에서의 엔진 공급공기 표준측정장치 유량특성 시험결과

① 표준측정장치 덕트 내부의 공기유량 측정 및 계산 방법

Mn = 0.05에서 0.15까지의 조건에서 엔진 공급공기 표준측정장치 덕트 내부로 흐르는 공기 유량을 측정하기 위해서 설치되어 있는 전압력, 경계층, 전온도 레이크와 정압력 포트로 측정한 데이터를 이용하여 항우연에서 적용중인 계산 방법을 사용하였다^[3.1.3.3].

먼저 전압력 레이크와 경계층 레이크, 정압력 포트를 통해 측정한 프로브 각 지점의 전압력과 정압력을 이용하여 덕트 마하수를 구하게 된다. 전압력 레이크와 경계층 레이크의 프로브가 위치하는 대표 위치의 전체면적에 대한 비율을 이용하는 면적가중평균(area-weighted average)방법을 적용하여 평균 덕트 마하수를 구하게 된다. 이후 전온도 레이크를 이용하여 측정한 전온도를 통해 음속과 평균 공기유속을 구할 수 있다. 최종적으로 덕트 내부면적을 이용하여 공기유량을 계산하게 된다.

Table 3.1.3.9 기준경계층 레이크와 신규경계층 레이크의 프로브 위치 및 면적비

전압력 레이크 + 기준 경계층 레이크			전압력 레이크 + 신규 경계층 레이크		
프로브 명칭	프로브 위치(mm) (덕트 중심 =0)	면적비	프로브 명칭	프로브 위치(mm) (덕트 중심 =0)	면적비
경계층 9번	130.0	0.0301	경계층 5번	129.0	0.0449
경계층 8번	127.5	0.0369	전압력 7번	126.4	0.0381
전압력 7번	126.4	0.0160	경계층 4번	121.5	0.0697
경계층 7번	125.0	0.0202	경계층 3번	117.0	0.0616
경계층 6번	122.5	0.0355	전압력 6번	114.3	0.0358
경계층 5번	120.0	0.0348	경계층 2번	112.5	0.0234
경계층 4번	117.5	0.0341	경계층 1번	108.0	0.0569
경계층 3번	115.0	0.0334	전압력 5번	100.8	0.0863
전압력 6번	114.3	0.0092	전압력 4번	85.2	0.1665
경계층 2번	112.5	0.0234	전압력 3번	66.0	0.1666
경계층 1번	110.0	0.0319	전압력 2번	38.1	0.1667
전압력 5번	100.8	0.1113	전압력 1번	0	0.0833
전압력 4번	85.2	0.1665			
전압력 3번	66.0	0.1666			
전압력 2번	38.1	0.1667			
전압력 1번	0	0.0833			

② 엔진 공급공기 표준측정장치 유량특성 시험결과

Mn = 0.05에서 0.15까지의 조건에서 엔진 공급공기 표준측정장치의 유량특성을 평가하기 위해서 다채널 전/정압력, 전온도 데이터 획득 시스템을 이용하여 덕트 마하수를 측정하였다. 그림 3.1.3.15는 7 포인트의 전압력 레이크와 9 포인트의 기준 경계층 레이크가 덕트에 설치되었을 때 Mn = 0.05~0.15까지의 덕트 마하수 분포를 나타내고 있다. 마하수가 증가할 수록 표준측정장치 내부의 유속이 증가하는 것을 확인할 수 있고, 이에 따라 면적 가중 평균 방법으로 계산한 공기 유량 값도 1.1 kg에서 3.3 kg까지 증가하게 된다.

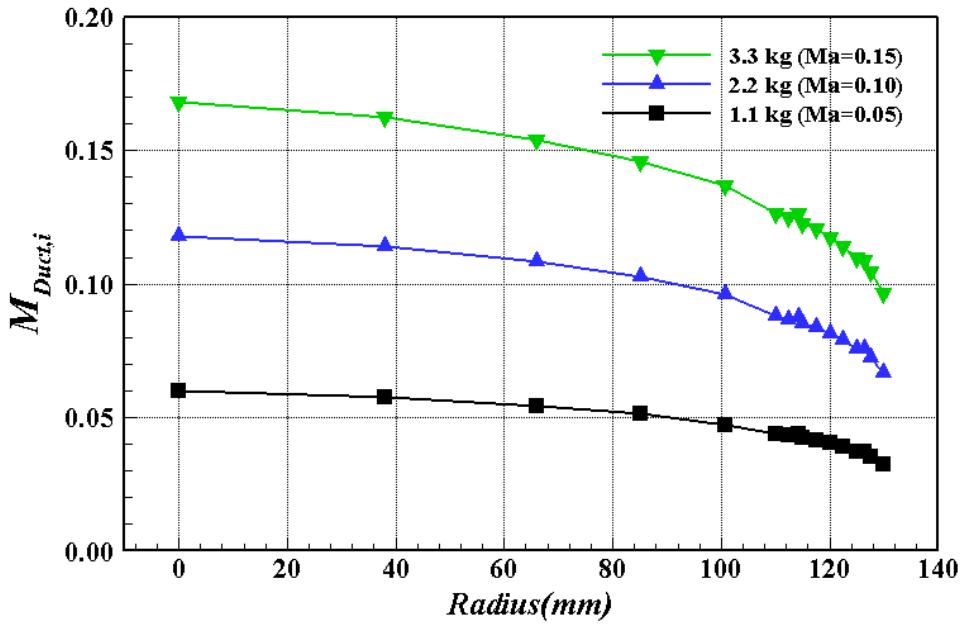


그림 3.1.3.15 덕트 마하수 분포($M_n = 0.05\sim0.15$, 기준 경계층 레이크)

그림 3.1.3.16은 7 포인트의 전압력 레이크와 5 포인트의 신규 경계층 레이크가 표준측정장치의 덕트에 설치되었을 때 $M_n = 0.05\sim0.15$ 까지의 덕트 마하수 분포를 나타내고 있다.

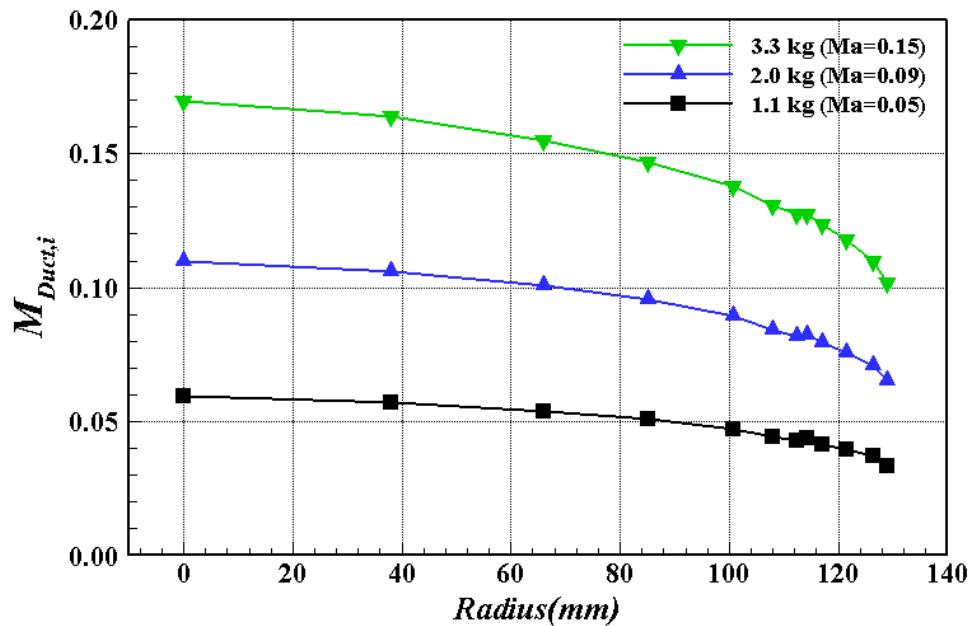


그림 3.1.3.16 덕트 마하수 분포($M_n = 0.05\sim0.15$, 신규 경계층 레이크)

기준 경계층 레이크와 동일하게 덕트 마하수는 공급 유량에 따라 증가하게 되는데, 신규 경계층 레이크의 경우 기준레이크와는 다르게 프로브 수가 5개이기 때문에 벽면가까이의 덕트 마하수 분포가 조밀하지 않은 것을 볼 수 있다. 두 덕트 마하수 분포에서 공통적으로 덕트 반경 방향으로는 덕트 중심에서 가장 높은 유속을 보이다가 덕트 벽면으로 가까이 갈수록 점차 감소하는 것을 볼 수 있다. 이러한 반경방향 유속 분포는 기존의 AETF에서 표준측정장치 내부의 유속분포가 벽면 근처를 제외하고는 균일한 유속을 갖는 분포특성과는 상이한

결과이다. 이는 AETF의 경우 표준측정장치가 안정실 내부의 벨마우스 후단에 연결되어 있기 때문에 벨 마우스로부터 유입된 균일한 유속의 유동이 덕트 내부로 흘러가게 되는 반면에, 표준연에서는 표준측정장치가 설치된 피교정위치가 기준유량계 후단으로 배관 직경의 30배 이상의 길이의 직관부를 갖기 때문에 완전 발달된 난류 유동 분포를 갖게 되기 때문이다.

즉, 그림 3.1.3.17은 덕트(파이프)로 유입되는 유동이 벽면의 영향에 의해 유속 분포가 변화되는 것을 보여주고 있는데, AETF에서의 표준측정장치는 유입되는 초기의 유속 분포와 같이 벽면을 제외한 대부분의 영역에서 균일한 유속분포를 갖는 특성을 보이는 반면에, 고압기 체유량 표준시스템의 피교정위치에 설치된 표준측정장치는 충분히 긴 직관부를 갖기 때문에 완전발달된 난류 유동의 속도 분포를 보이게 되는 것이다.

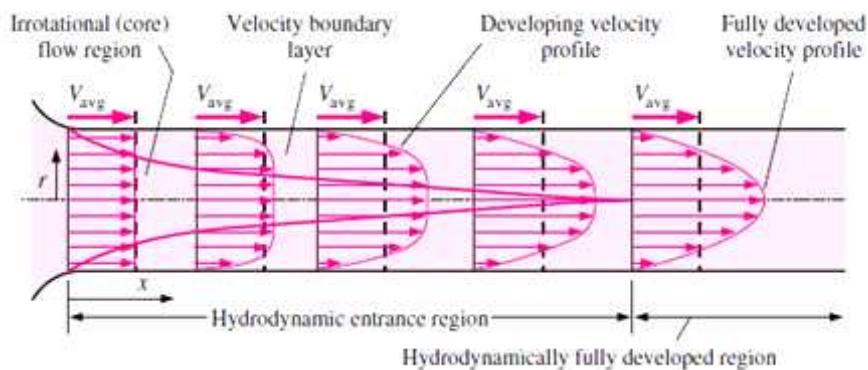


그림 3.1.3.17 덕트 내부로 유입된 유동의 유속 분포변화^[3.1.3.4]

그림 3.1.3.18은 $M_n = 0.05, 0.09, 0.15$ 에서의 덕트 마하수 분포를 각 평균 덕트 마하수로 무차원화한 분포를 보여주고 있다.

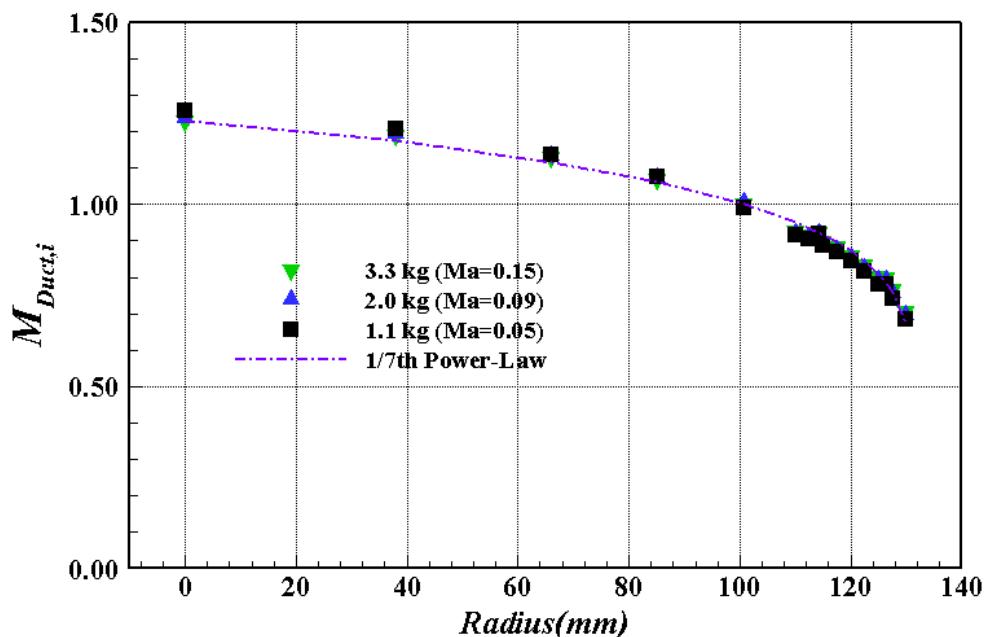


그림 3.1.3.18 무차원화된 덕트 마하수 분포와 완전발달유속분포 이론식
(기존 경계층 레이크)

각 마하수의 무차원화된 덕트 마하수분포가 서로 일치하는 것을 볼수 있는데, 특히 완전발달된 난류유동을 나타내는 이론식 중에 주로 사용되는 $1/7^{\text{th}}$ Power-Law 속도 분포 (식 3.1.3.8)과 일치하는 것을 알 수 있다.

$$\frac{V}{V_{\max}} = \left(1 - \frac{r}{R}\right)^{1/n} \quad (3.1.3.8)$$

여기서 V 는 덕트내 유속, V_{\max} 는 덕트 중심에서의 유속, r 은 반경방향 위치, R 는 덕트의 반경길이, n 은 주로 7이 적용된다.

그림 3.1.3.19와 같이 신규 경계층 레이크가 설치된 경우에도 마하수가 다른 경우에도 동일하게 무차원화한 덕트 마하수 분포가 서로 일치되며, 이론식인 Power-law와도 일치하는 것을 볼 수 있다. 이는 고압 기체유량 표준시스템의 비교정위치에 설치된 표준측정장치는 유량 특성 시험을 수행하는 모든 마하수 조건에서 안정적인 완전 발달된 난류유동 분포를 갖는다는 것을 나타낸다.

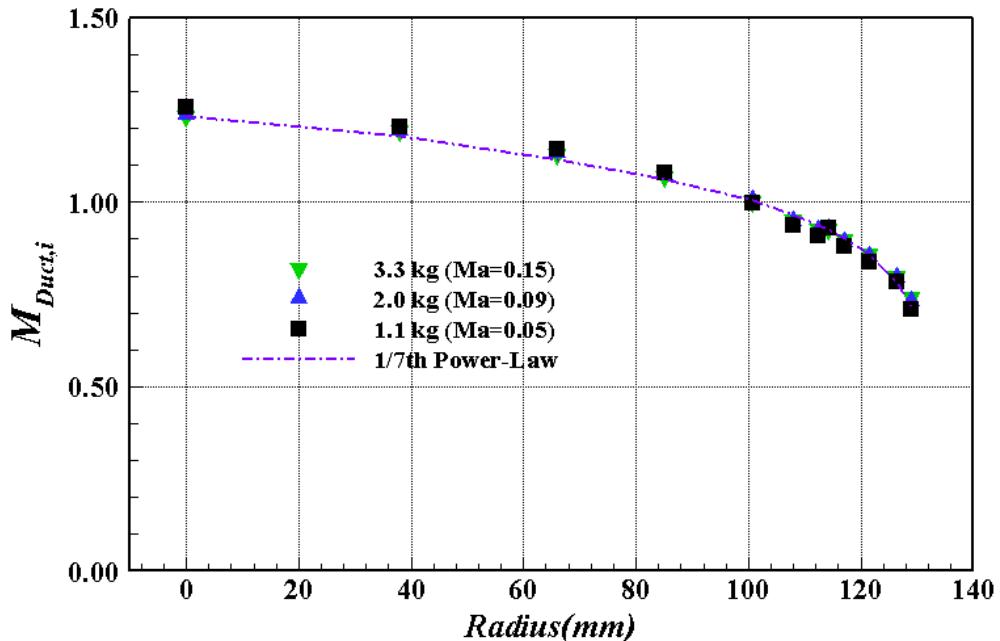


그림 3.1.3.19 무차원화된 덕트 마하수 분포와 완전발달유속분포 이론식
(신규 경계층 레이크)

표준측정장치 내부에 형성된 완전발달된 난류유속분포로부터 면적 가중평균 방법을 이용하여 계산한 공기유량과 표준연의 소급성을 갖는 고압 기체유량 표준시스템의 기준유량계인 소닉노즐로 측정한 공기 유량을 비교하였다. 기준 경계층 레이크를 적용한 경우 마하수($M_n = 0.05 \sim 0.15$)에 따라 유량 편차(표준측정장치 유량-기준유량)이 -0.9% 에서 -2.8% 로 표준측정장치로 측정하고 계산한 공기유량이 소닉노즐로 측정한 공기유량보다 낮은 값을 나타내었다. 신규 경계층 레이크인 경우도 마하수에 따라 $-1.9\% \sim 2.7\%$ 로 표준측정장치의 공기 유량 값이 낮게 측정되었으며, 두 경우 모두 마하수가 증가할수록 기준 유량값과의 유량 편차가 증가하는 것을 확인하였다. 이러한 엔진 공급공기 표준측정장치의 유량 측정 특성은 유량측정 전문 학술대회인 FLOMEKO 2016에 보고함으로서 시험 및 분석 결과의 신뢰성을 확보하였다^[3.1.3.5].

(4) 유량범위 확장($M_n=0.2$)을 위한 대용량 유량특성 시험장치 개선

(가) 엔진 공급공기 표준측정장치 유량 특성시험의 범위 확장을 위한 시험장치 개선

① 고압 기체유량 표준시스템의 유량 범위 확장

표준연의 고압 기체유량 표준시스템은 현재 유량범위가 $10,000 \text{ m}^3/\text{h}$, 입구 덕트내 $M_n = 0.15$ 까지 불확도 0.18 % ($k = 2$, 신뢰수준 약 95 %)의 유량시험이 국제표준과의 소급성을 유지하며 시험이 가능한 상태이다. $M_n = 0.15$ 이상의 유량을 발생시키기 위해서 저장조에 압축되어 저장되어 있는 공기를 시험이 수행되는 배관에 흘려보내기 위해서 저장조와 압력 조절밸브의 개선이 필요하다. 그럼 3.1.3.20에서와 같이 압축기에 연결되어 있는 저장조(50 m^3)와 온도 조절 루프(20 m^3) 사이에는 1차 압력 조절밸브가 있고, 온도 조절루프 후단에는 2차 압력 조절밸브가 있다. 대용량의 유량을 시험하기 위해 저장 용량을 확대할 필요가 있는데, 이를 위해 기존의 저장조와 온도 조절루프를 직렬로 연결하여 70 m^3 의 확대된 저장조를 2차 압력 조절밸브 하나로 운영할 수 있도록 개선하였다.

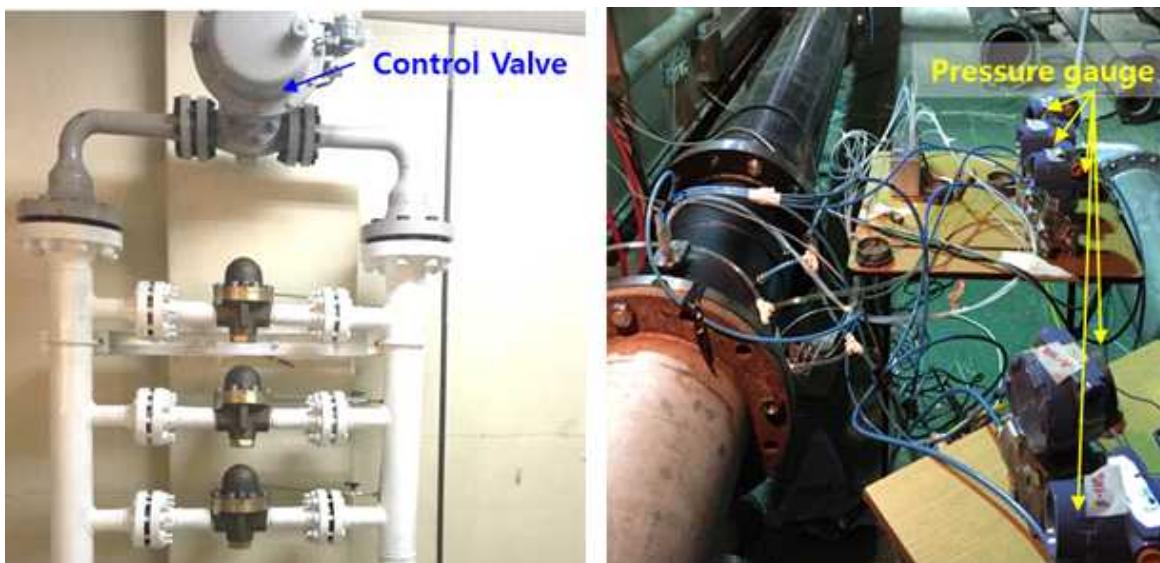


그림 3.1.3.20 유량범위 확장을 위한 압력 조절밸브 및 압력계 장치 개선

2차 압력 조절 밸브도 그림 3.1.3.20과 같이 기존에 기준유량계인 소닉노즐 상류에서 저장조로부터 공급되는 압축공기의 압력과 유량을 조절하던 dome-loaded 밸브에 유량계수(C_v)가 더 큰 글로브 밸브 타입의 KOSO사의 multi-hole cage guided 밸브를 추가로 작동시켜 유량 범위를 $14,000 \text{ m}^3/\text{h}$ 까지 확장하여 $M_n = 0.2$ 까지의 유량특성 시험이 가능하도록 하였다. 또한 마하수가 증가함에 따라 피교정위치의 덕트 내부의 유속이 높아지고, 전압력, 경계층 레이크에서 측정되는 압력이 커지게 된다. 따라서 기존의 압력스캐너의 압력 측정 범위를 넘어서는 레이크 프로브는 그림 3.1.3.20과 같이 5개의 압력 게이지(Rosemount사, 최대 7 kPa)를 추가로 연결하였다.

② 기준 유량계(소닉노즐)의 유량 범위 확장

엔진공급공기 표준측정장치에서 측정되는 유량의 소급성 확보를 위해 비교되어지는 고압 기체유량 표준시스템의 기준유량계인 소닉 노즐의 유량범위 확장을 수행하였다. 이를 위해 국제규격^[3.1.3.6]에 따라 고압기체유량 표준시스템의 배관조건에서 적용 가능한 최대 소닉노즐 직경인 24 mm인 노즐을 사용하였고, $M_n = 0.2$ 의 유량을 측정하기 위해서 소닉노즐 전단 압력이 45 bar까지 교정을 수행하였다. 이를 통해 최대 $14,000 \text{ m}^3/\text{h}$ 까지의 유량조건에서 소닉 노즐로 기준유량을 측정할 수 있고, 후단의 피교정위치에서의 표준측정장치에서 측정되는 공기 유량값과 비교할 수 있게 개선하였다.

(5) Mn=0.2에서의 엔진 공급공기 표준측정장치 유량특성 시험

(가) 엔진 공급공기 표준측정장치 유량특성 시험결과

① Mn = 0.05 – 0.2에서의 유량 특성 시험 결과

Mn = 0.2까지의 조건에서 엔진 공급공기 표준측정장치의 유량특성을 평가 위해 개선된 시험장치를 이용하여 표준측정장치 내부의 덕트 마하수를 측정하였다. 그림 3.1.3.21은 7 포인트의 전압력 레이크와 9 포인트의 기존 경계층 레이크가 덕트에 설치되었을 때 Mn = 0.05 ~ 0.20까지의 덕트 마하수 분포를 나타내고 있다. 덕트 내 마하수는 공급 유량에 따라 증가 하며, Mn = 0.2의 경우 공기유량이 4.7 kg까지 증가하는 것을 볼 수 있다.

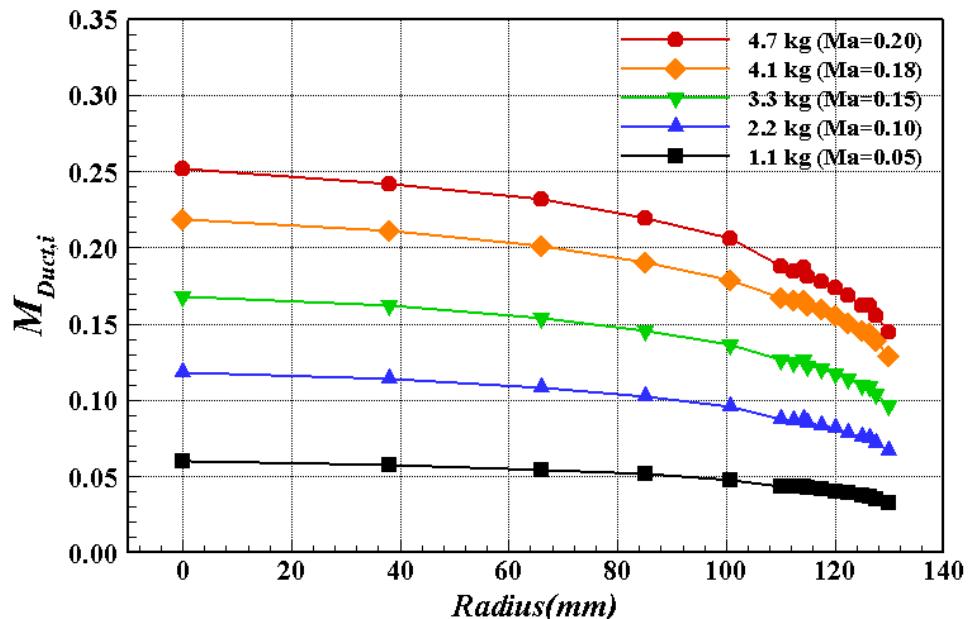


그림 3.1.3.21 덕트 마하수 분포(Mn = 0.05~0.20, 기존 경계층 레이크)

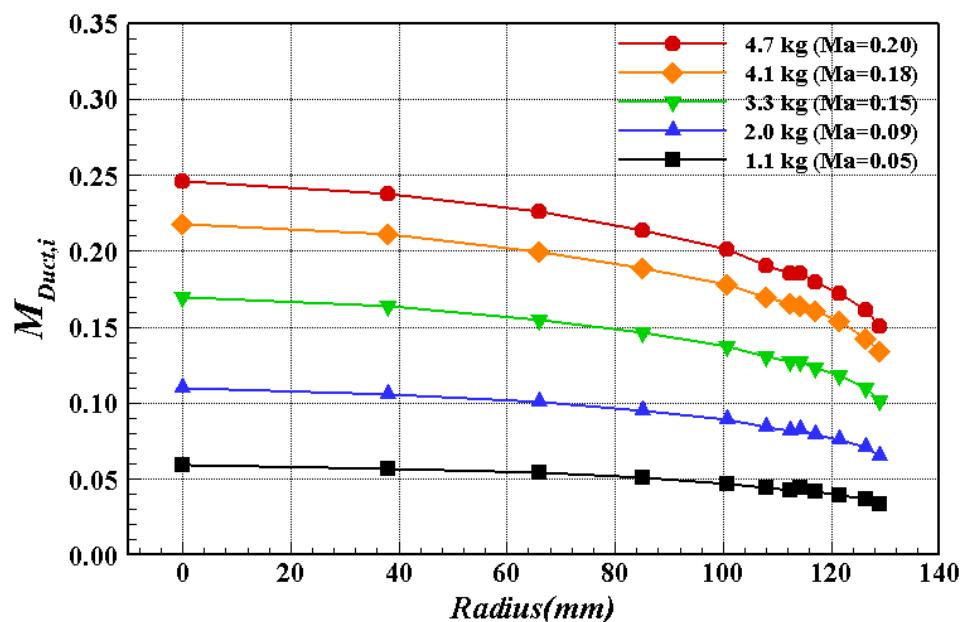


그림 3.1.3.22 덕트 마하수 분포(Mn = 0.05~0.20, 신규 경계층 레이크)

그림 3.1.3.22는 7 포인트의 전압력 레이크와 5 포인트의 신규 경계층 레이크가 표준측정장치의 덕트에 설치되었을 때 $M_n = 0.05\sim0.20$ 까지의 덕트 마하수 분포를 나타내고 있다. 마하수가 0.2까지 유량이 확장되었지만, 두 덕트 마하수 분포 모두 반경방향 유속 분포가 서로 유사한 것을 볼 수 있는데, 그림 3.1.3.23, 3.1.3.24는 기존, 신규 경계층 레이크를 설치했을 때 표준측정장치 내부의 덕트마하수를 각각의 평균 마하수로 무차원화하여 나타낸 분포이다.

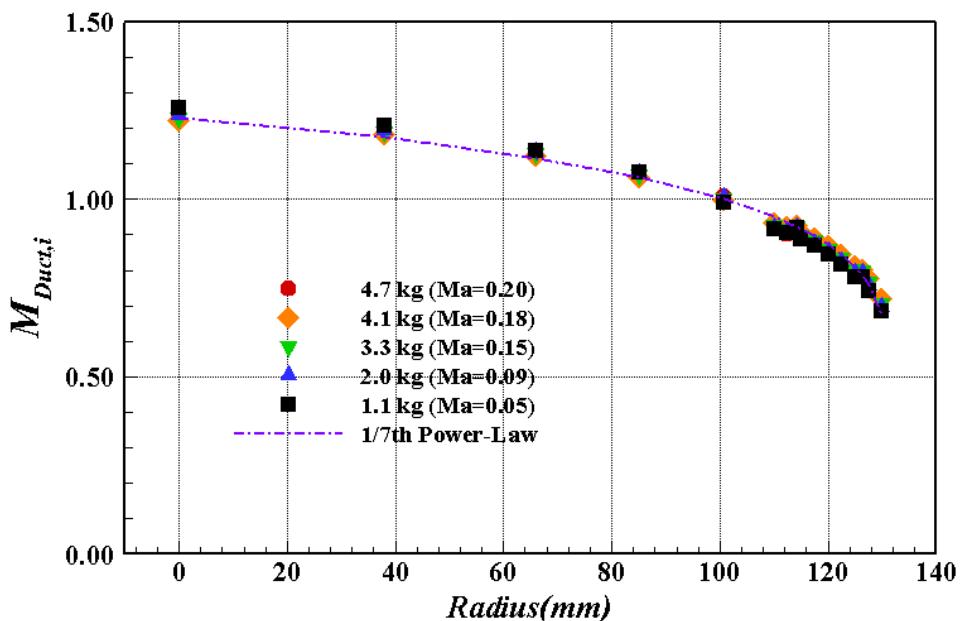


그림 3.1.3.23 무차원화된 덕트 마하수 분포와 완전발달유속분포 이론식
($M_n = 0.05\sim0.20$, 기존 경계층 레이크)

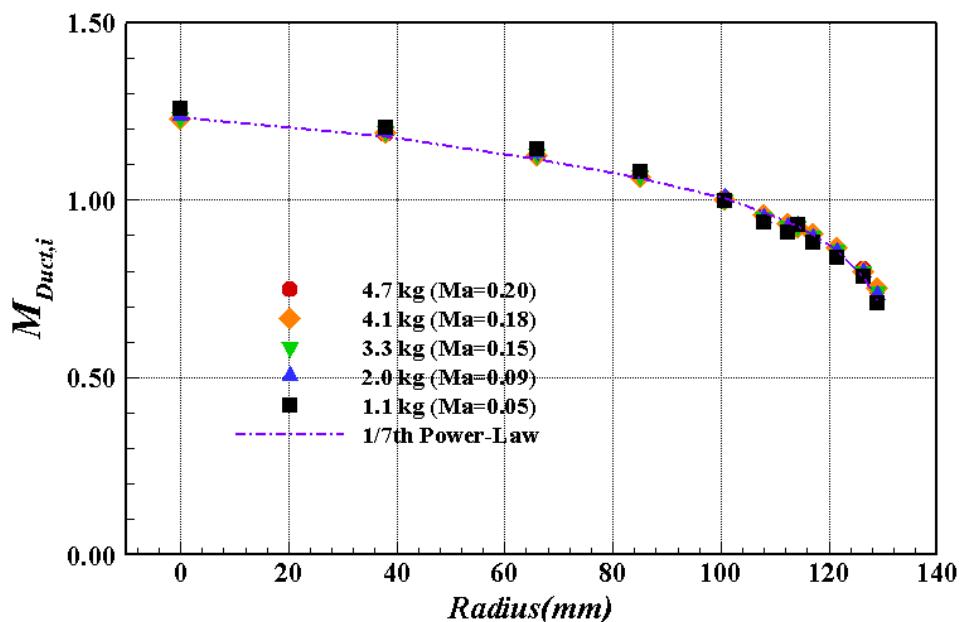


그림 3.1.3.24 무차원화된 덕트 마하수 분포와 완전발달유속분포 이론식
($M_n = 0.05\sim0.20$, 신규 경계층 레이크)

$M_n = 0.20$ 까지의 무차원화된 덕트 마하수 분포는 기존, 신규 경계층 레이크가 설치된 두 경우에도 마하수가 다른 조건에서도 서로 일치하며, 식 3.1.3.8의 Power-Law 속도 분포와도 일치하는 것을 확인할 수 있다. 즉, $M_n = 0.20$ 까지 고압기체유량 표준시스템의 피교정위치에 설치된 표준측정장치는 유량 특성 시험을 수행하는 모든 마하수 조건에서 안정적인 완전 발달된 난류유동 분포를 갖는다는 것을 확인하였다.

즉, $M_n = 0.20$ 까지 고압 기체유량 표준시스템의 피교정위치에 설치된 표준측정장치는 유량 특성 시험을 수행하는 모든 마하수 조건에서 안정적인 완전 발달된 난류유동 분포를 갖는다는 것을 확인하였다. $M_n = 0.05$ 부터 $M_n = 0.20$ 의 조건에서 수행된 엔진공급공기 표준측정장치 유량특성 시험으로 계산한 공기유량과 표준연의 소급성을 갖는 고압 기체유량 표준시스템의 기준유량계인 소닉노즐로 측정한 공기 유량을 비교한 결과를 그림 3.1.3.25에 유량 편차로 기준 경계층 레이크와 신규 경계층 레이크가 설치된 경우의 결과를 동시에 나타내었다.

현재 표준연에서 보유하고 있는 설비의 한계로 인하여 위 시험은 $M_n=0.20$ 까지의 시험만이 가능하였나,, 항우연 보유 설비를 활용하여서는 현재까지 시험 시 수행하였던 최대 공기유량 값과 유사한 10 kg/s의 공기유량에서 보여주는 $M_n=0.35$ 보다 더 높은 마하수인 $M_n=0.45$ 에서 성능시험을 수행하였고(Table 3.1.3.5 참조) $M_n=0.45$ 조건에서의 흡입 유동의 압력 측정 기술을 확보하였다. 향후 표준연에서 관련 설비를 증설한다면, 소급성을 갖는 $M_n=0.2$ 이상의 시험을 수행할 계획이다.

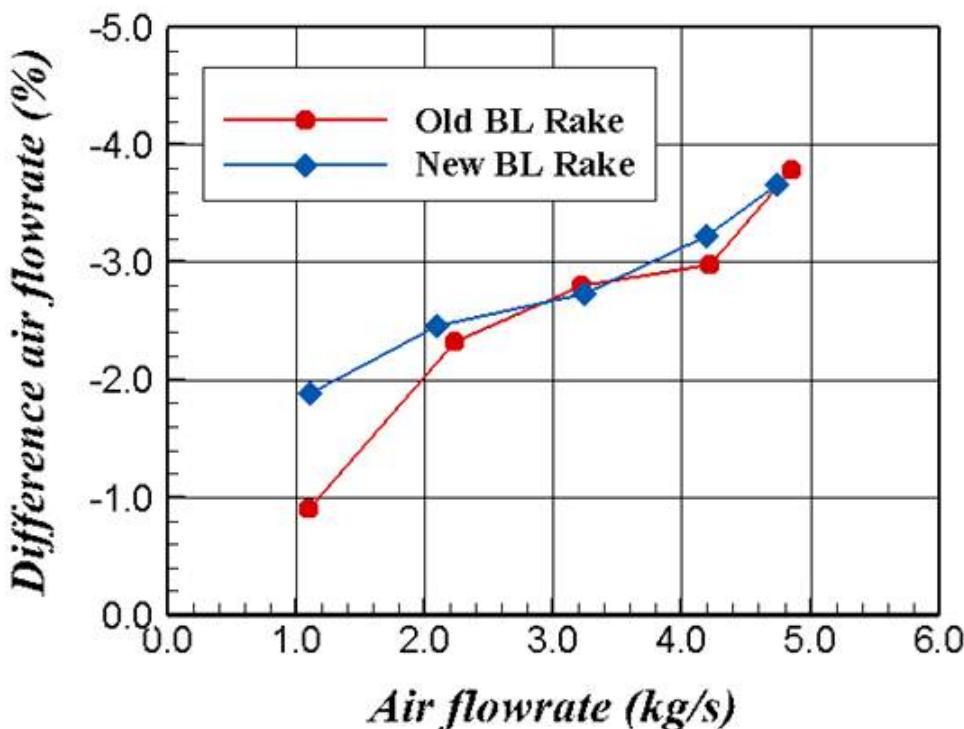


그림 3.1.3.25 표준측정장치의 공기유량과 기준 공기유량과의 비교

기준 경계층 레이크(Old BL Rake)와 신규 경계층 레이크(New BL Rake)가 설치된 두 조건 모두 마하수(공기유량)가 증가함에 따라 유량 편차가 커지는 것을 볼 수 있다. 즉, 표준측정장치로 측정하고 계산한 공기유량이 기준유량계(소닉노즐)로 측정한 공기유량보다 낮게 나타나며, 마하수가 증가할수록 그 차이는 더 커지는 것을 확인하였다. 기준 경계층 레이크와 신규 경계층 레이크는 AETF에 엔진시험이 주로 수행되는 $M_n = 0.1$, 공기 유량 2 kg 이상에서는 기준 유량과의 유량 편차가 측정 불확도 이내에서 거의 동일한 것을 확인하였다.

나. 개선된 측정체계 측정불확도 분석 및 평가

(1) 측정불확도 향상을 위한 측정시스템 개선 및 추가시험평가

(가) 다축 힘센서 장착 및 측추력 측정

AETF에서 발생하는 측 추력을 측정하기 위하여 x, y, z축 방향을 동시에 측정할 수 있는 다축 힘센서를 적용하였다. AETF에 적용된 다축 힘센서의 외형 도면을 아래 그림과 같다. 또한 각 방향별 최대 측정 가능 추력을 아래 표에 정리하였다.

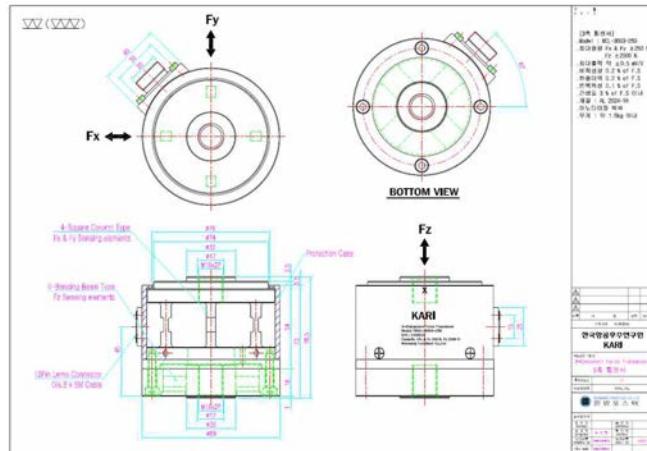


그림 3.1.3.26 다축 힘 센서 제작 도면

Table 3.1.3.10 다축 힘센서 성능

	Fx(X방향 추력)	Fy(Y방향 추력)	Fz(Z방향 추력)
최대 측정 가능 추력	$\pm 25 \text{ kgf}$	$\pm 25 \text{ kgf}$	$\pm 250 \text{ kgf}$
정격 출력력	$\pm 0.5 \text{ mV/V}$	$\pm 0.5 \text{ mV/V}$	$\pm 0.7 \text{ mV/V}$

다축 힘 센서의 출력 값을 AETF의 데이터 측정시스템에서 측정하기 위하여 다축 힘 센서 및 로드셀 앰프의 신호선 제작 및 결선 그리고 DAS 룸과의 통신선 제작 및 설치 작업 개념도는 아래와 같다.

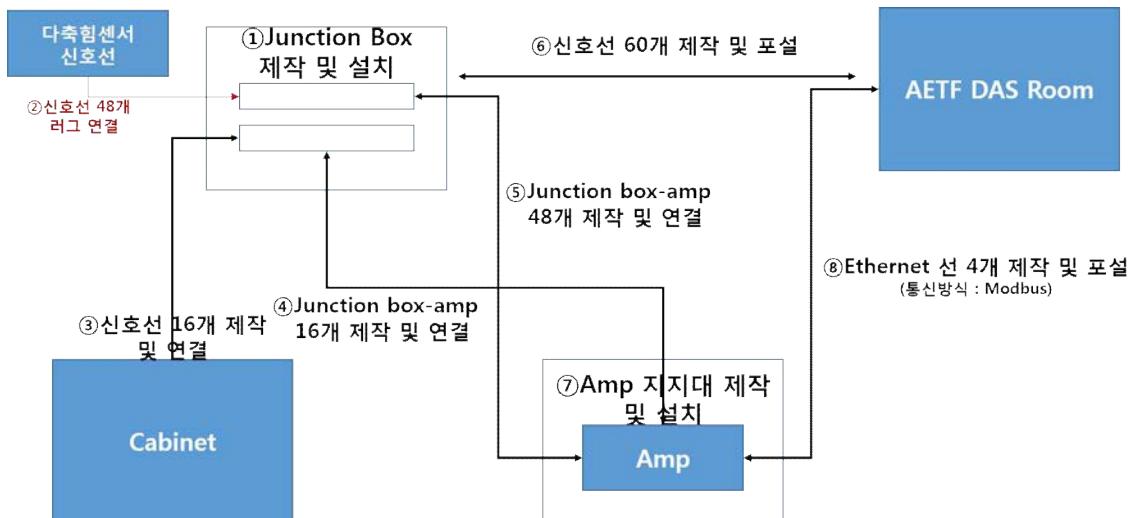


그림 3.1.3.27 다축힘 센서~데이터 측정시스템 연결 작업 개념도

로드셀 앰프는 다축 힘 센서로 전력을 공급하고 다축 힘 센서로부터 아날로그 시그널을 수신한다. 로드셀 앰프는 자체 디스플레이를 통하여 다축 힘 센서로부터 수신되는 출력값을 모니터링 할 수도 있으며, AETF의 데이터 측정시스템과 Modbus로 통신하여 데이터를 송신할 수도 있다. 현재는 Modbus 통신을 통한 데이터 송신을 통하여 VXI 시스템으로 힘센서로부터 송신받는 데이터를 처리하도록 구성되어 있다.



그림 3.1.3.28 다축 힘 센서~앰프~데이터 측정 시스템 연결 구성도

AETF 추력 측정대에 장착된 다축 힘센서는 아래 그림과 같다.



그림 3.1.3.29 AETF 추력 측정대에 장착된 다축 힘센서

그림 3.1.3.30의 x축은 시간을 나타내며, y축은 시험시간 동안 x 방향 추력(FLOADx)을 z방향 최대 추력(MAX(FLOAD))으로 무차원화 값으로 시험 시간 동안 x 방향으로 발생한 최대 추력은 -0.0008로 x 방향 측 추력은 무시할 만한 수준임을 확인할 수 있다.

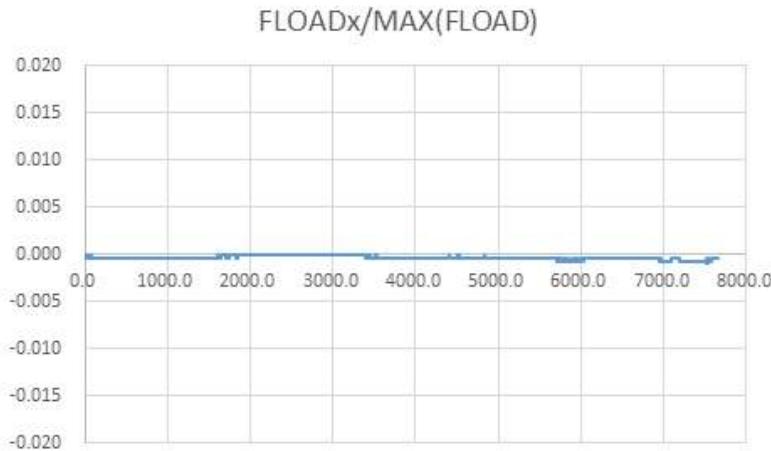


그림 3.1.3.30 x 방향 무차원 추력

또한 그림 3.1.3.31의 x축은 시간을 나타내며, y 축은 시험시간 동안 y 방향 추력(FLOADy)을 역시 z방향 최대 추력MAX(LOAD))으로 무차원한 값으로 최대 발생 추력은 - 0.0014 이었으며, x방향 추력과 유사하게 시험 시간 동안 y 방향 추력도 무시할만한 수준임을 확인 할 수 있다.

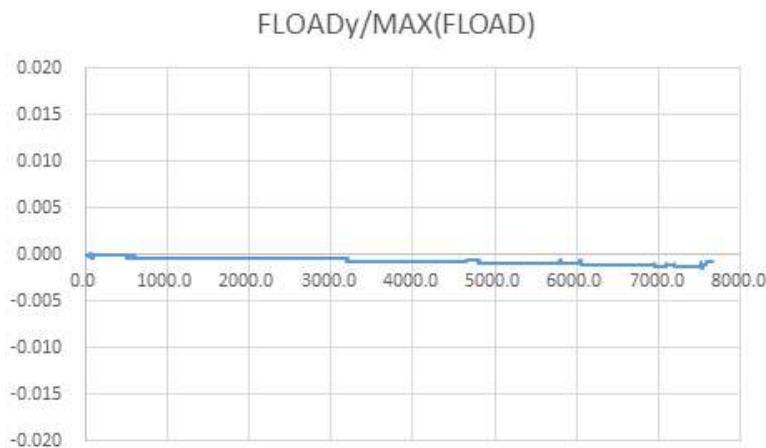


그림 3.1.3.31 y 방향 무차원 추력

(나) 연료유량계 추가

추력 및 비연료 소모율의 측정 불확도를 개선하기 위하여 AETF에 연료 유량계를 추가로 증설하였다. 증설된 연료 유량계는 코리올리 유량계로 아래와 같은 사양을 가진다.

- MODEL : CMF025M313NRAIEZZZ

- Micro Motion Coriolis ELITE sensor; 1/4-inch; 316L stainless steel
- CMF025M : Micro Motion Coriolis ELITE sensor; 1/4-inch; 316L stainless steel
- 313 : Process Connections:1/2-Inch ANSI CL 150LB Weld neck flange Raised Face
- N Case Options : Standard pressure containment
- R : Electronics Interface: 9-wire polyurethane-painted aluminum for remote mount transmitters
- A : Conduit Connections: 1/2-inch NPT - no gland

- I : Approvals: IECEEx Zone 1
- E : Language: English installation manual
- Z : Calibration Options (for liquids only): 0.10 % mass flow and 0.0005 g/cc density calibration
- Z : Measurement Application Software: No measurement application software
- Z : Factory Options: Standard product
- Fluid : JETA 1 Oil
- Flowrate : 0~1310 kg/hr
- Operating Temperature : -50~+100°C (Min.-240°C ~ Max.+204°C)
- Cal. Range : 0~1310 kg/hr
- line size : 1/2-Inch (15 mm)
- Transmitter Temperature : Ambient -40~+85 °C
- Sensor Temperature : -240~+204 °C
- Sensor Pressure : 103 barG.

본 연구를 통하여 증설된 연료 유량계는 기존의 연료 유량계인 CMF050 최대값의 1/3 수준의 측정 범위를 가지며 유량계의 측정 정확도는 유량계의 최대값 대비 ±0.1%이므로 보다 정밀하게 유량을 측정 할 수 있다.

Style	Model	Nominal line size		Nominal flow rate		Maximum flow rate	
		inch	mm	lb/min	kg/h	lb/min	kg/h
	CMF010M/L	1/10"	DN2	3.43	93.5	3.96	108
	CMF025M/L	1/4"	DN6	48.0	1,310	79.9	2,180
	CMF050M/L	1/2"	DN15	127	3,460	249	6,800
	CMF100M/L	1"	DN25	571	15,600	997	27,200

그림 3.1.3.32 코리올리 유량계 성능 비교

연료 유량계는 AETF의 바닥에 설치되었으며 콘크리트 타설 지지대를 이용 시험 시 발생하는 진동으로부터 측정오차를 줄였다. 설치 위치 및 설치된 사진은 아래와 같다.



그림 3.1.3.33 연료 유량계 설치 위치



그림 3.1.3.34 연료 유량계 및 트랜스미터 설치 완료

상기와 같이 설치된 연료 유량계는 아래와 같이 PLC를 거쳐 AETF 데이터 측정시스템과 ethernet으로 통신한다.

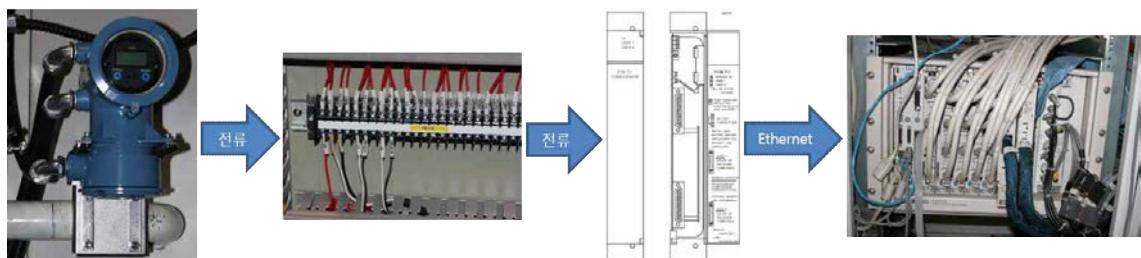


그림 3.1.3.35 연료 유량계~AETF 데이터 측정시스템 연결

아래 그림은 대 유량 질유량계(CMF050)의 최대값(MAX(Wf))으로 무차원화한 각 유량계의 측정값을 나타낸 것으로 두 유량계의 값이 거의 유사한 값을 측정하고 있다. 두 유량계의 측정값의 차이는 평균 0.014로 나타났다.



그림 3.1.3.36 연료 유량 변화 비교

(다) 디지털 센서 적용

측정불확도 향상을 위한 측정시스템 개선을 위하여 시험부 및 설비의 주요부에 디지털 센서를 적용하였다. 이는 2차년도 중간평가 시의 심사위원의 권고사항과도 일치하는 항목이다. 디지털 센서를 적용함으로써, 센서와 센서의 출력값을 측정하는 데이터 측정시스템 사이의 신호선 때문에 증가하는 측정불확도를 감소시킬 수 있으며, 데이터 측정시스템에서의 신호변환 등의 이유로 증가할 수 있는 측정불확도 또한 감소시킬 수 있다. 이 외에도 교정 후 교정식을 디지털 센서에 바로 적용할 수 있다는 장점이 있다. 디지털 센서는 아래와 같이 총 5곳에 적용이 되었다. 적용된 디지털 센서들은 모두 출력값을 RS232 통신을 통하여 획득할 수 있다. 항우연에서 기존에 사용하던 PLC 시스템을 활용하기 위하여 GE IP PLC 중 RS232 통신이 가능한 PCM711 모듈을 추가로 장착하였으며, PCM711 모듈 내부의 통신 프로토콜 설정을 위한 용역도 수행하였다.

Table 3.1.3.11 디지털 센서 적용

번호	측정변수	측정위치	센서 종류	제조사
1	대기압	Cell#2 PLC 상부	PACE 1000	GE Druck
2	Cell#1 안정실 압력	Cell#1 전방		
3	Cell#1 내부 압력	Cell#1 시험부 내부		
4	Cell#1 Venturi 압력	Cell #1 전방	690A53TRB	MKS
5	Cell#1 Venturi 차압	Cell #1 전방	698A13TRB	

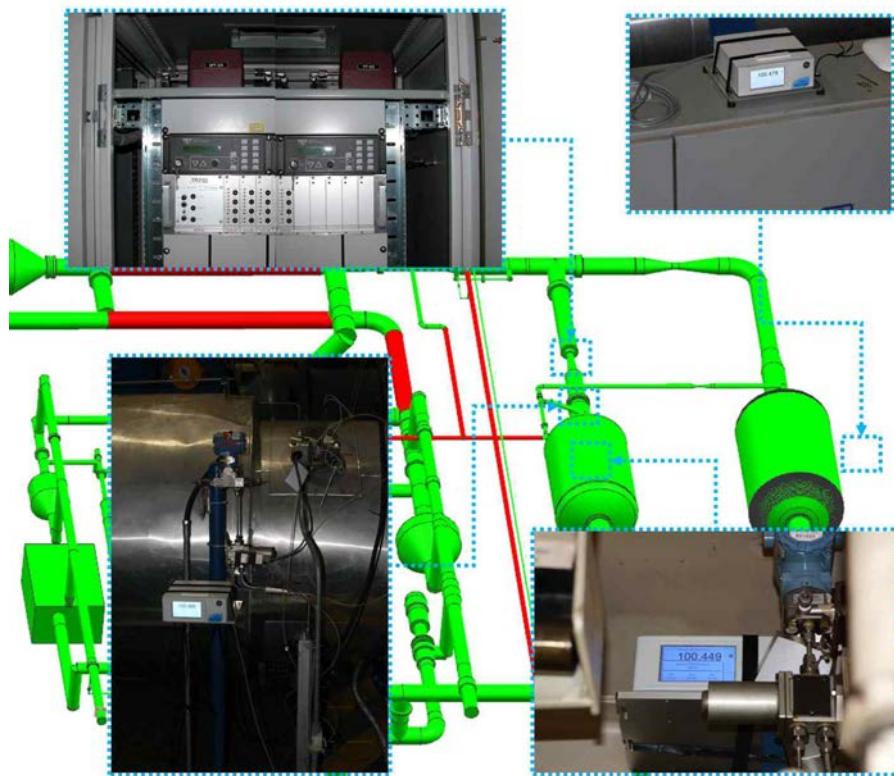


그림 3.1.3.37 디지털 센서 적용 위치

디지털 센서 적용 이전에 설비에서는 대기압을 측정하지 않았다. 대기압 측정의 필요가 없었기 때문이다. 하지만, 2차년도 업무를 통하여 시험부 내부에 공급되는 냉각공기의 유량을

측정하기 위하여 벤투리 유량계를 적용하였으며, 벤투리 유량의 계산을 위하여 대기압 측정이 필요성이 대두되었다. 이 때문에, 설비에서 활용할 수 있는 대기압 센서를 적용하였다. 2번에 위치한 Cell#1 안정실 압력과 3번의 Cell#1 내부 압력은 시험을 하는데 있어서 중요한 고도 및 비행마하수의 모사와 관련이 있다. 시험을 위한 고도조건은 시험부 후방에 위치하고 있는 PCV-23에 의하여 제어되는 시험부 내부의 압력과 동일하다. 이번에 추가한 Cell#1 내부압력은 PCV-23의 제어에 활용되는 시험부 내부의 압력을 측정하는 센서로서, 엔진이 운용되는 고도조건을 모사하는데 있어서 가장 중요한 센서라고 할 수 있다. 또 다른 중요한 조건인 비행마하수 조건은 시험부 전방에 위치하는 PCV-21 및 PCV-22에 의하여 제어되는 시험부 안정실의 압력과 동일하다. 이번에 추가된 Cell#1 안정실 압력은 시험부 전방에 위치한 안정실의 압력을 측정하는 센서로서, 비행마하수를 모사하는데 있어서 중요한 센서이다. 이러한 센서를 디지털화 함으로써, 비행마하수 및 비행고도를 계산하는데 있어 발생하는 측정 불확도를 감소시킬 수 있을 것이라 생각되며, 보다 정확한 압력 측정을 통하여 엔진 시험을 위한 모사조건의 정밀한 제어에도 좋은 영향을 미칠 수 있으리라 판단된다. 위 3가지 센서는 모두 GE에서 만든 PACE 1000 압력센서가 적용이 되었으며, PACE 1000 센서에 대한 측정 개념도는 아래의 그림과 같다.

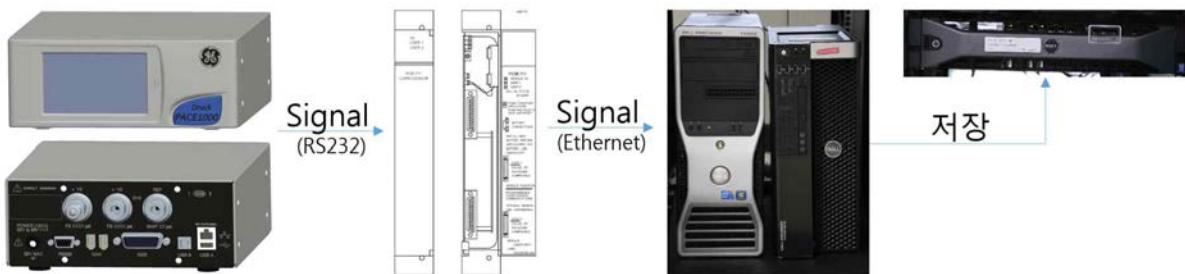


그림 3.1.3.38 디지털센서(PACE1000) 측정 개념도

4번과 5번의 센서는 Cell#1의 공기유량을 측정하는 벤투리 유량계의 압력 및 차압 센서이다. 추력측정식을 보면, 중요한 측정 중에 하나가 공기유량이다. 공기유량을 정확하게 측정하는 것은 엔진의 추력을 정확하게 측정하기 위한 기본이다. 공기유량을 측정하기 위한 압력 및 차압을 디지털화 함으로써, 공기유량을 좀 더 정확하게 측정할 수 있으며, 통신을 통하여 측정값을 받을 수 있기 때문에, 신호선 및 데이터 획득 장비로 인한 측정불확도를 줄일 수 있다. 벤투리 유량계에 적용된 2가지 센서는 MKS에서 제작한 압력센서로 아래 그림과 같은 형상이다.



그림 3.1.3.39 디지털센서(MKS) 형상

(라) AETF 데이터 측정시스템 개선

AETF의 데이터 측정 시스템은 2016년 업그레이드를 수행하여 운영 OS를 유닉스에서 리눅스로 CERES 소프트웨어 업그레이드를 수행하였다. 본 절에는 기존 데이터 측정 시스템 운영 현황을 정리하고 교정식 및 보정식을 보다 쉽고 간편하게 적용할 수 있도록 개선한 과정을 정리하였다.

① 데이터 측정 시스템 운영 현황 분석 및 개선

DAS는 PSI, VXI, 1553 통신 컴퓨터를 이용하여 시험설비와 엔진의 데이터를 수집한다. 수집된 데이터는 여러 계산 파일을 거쳐 데이터 해석에 필요한 인자를 계산한다. 사용한 계산 파일과 그 역할을 아래 표에 정리하였다.

Table 3.1.3.12 기존 데이터 측정 시스템 운영 현황

프로그램 명	역 할
Airflow.cal	Airflow 계산
Average.cal	압력, 온도 평균
CONSTANTS.cal	각종 상수 정의
Conversion.cal	단위 환산
DEEC.cal	DEEC 신호 decoding 및 단위 변환
Engine.cal	엔진 운전 로직 (시동 공기 등)
PLA.cal	PLA 출력값 계산, 출력
PLA_Rig.cal	PLA rigging 값 계산
pressure.cal	PSI에서 측정하는 gauge를 absolute로 전환
Thrust.cal	추력 계산

상기 표에서 성능 계산과 무관한 Engine.cal, PLA.cal, PLA_Rig.cal을 제외했을 때 각 파일에는 인자의 교정 식이 개별적으로 관리되어 왔다. 따라서 추력 성능 계산과 관련된 아래의 계산 파일은 다음과 같이 정리하였다. 또한 교정 및 보정과 관련된 인자들은 별도 계산 파일(calibration.cal)을 생성하여 관리하도록 하였다.

- Airflow.cal : Venturi를 이용한 유량 계산 및 velocity integration을 이용한 유량 계산식만 정리(단위 환산은 Conversion.cal로 이동)
- Average.cal : 현재 개념대로 00, 01, 02, 05, 09, 90 섹션 integration에 사용
- CONSTANTS.cal : 현재 개념대로 사용
- Conversion.cal : 단위 환산만 수행. 교정 및 보정 관련 인자들은 calibration.cal로 이동
- pressure.cal : 현재 개념대로 사용
- Thrust.cal : 추력 및 SFC 계산식으로 사용 (단 로드셀 보정식은 Thrust.cal에 유지하도록 함)

② 교정식 반영 및 교정 전/후 값 저장

국내 교정기관에서 교정된 센서의 아래 그림과 같은 교정 식들은 로드셀을 제외하고 calibration.cal에 정리하였다. 이 때 DAS에서 수집하는 여러 인자들이 어떠한 형태로 전송되는지를 분류(PLC, 로드셀 앰프, PSI와 통신, DAS의 A/D 컨버터 통과 유무)하고 전송 방법에 따라서 교정식을 적용하도록 하였다. 추력 계산에 있어서 중요한 인자들의 처리 과정을

아래 표에 정리하였다. 또한 교정식 적용 전과 후의 모든 인자들을 저장하도록 조치하였다.

Table 3.1.3.13 인자 별 처리 과정

인자	설명	raw data	raw data 단위	사용 단위	단위환산 파일	calibration 정의파일	calibration 전 인자 명	계산 정의파일
am_p	설비 벤츄리 압력	통신(PLC)	kPa	Pa	Conversion	calibration	am_p_bc	
am_Dp	설비 벤츄리 차압		kPa	Pa	Conversion	calibration	am_Dp_bc	
am_t	설비 벤츄리 온도		K	K	-	calibration	am_t_bc	
ps01_avg	01섹션 평균압력	계산		psia	-	-	-	Average
ps01_01~ps01_12	01섹션 absolute 압력	계산		psia	-	-	-	pressure
ps01_01D~ps01_12D	01섹션 게이지 압력	통신(PSI)	psid	psid	-	PSI 내	-	
ps02_avg	02섹션 평균 압력	계산		psia	-	-	-	Average
ps02_01~ps02_12	02섹션 absolute 압력			psia	-	-	-	pressure
ps02_01D~ps02_12D	02섹션 게이지 압력	통신 (PSI)	psid	psid	-	PSI 내	-	
p05_avg	05섹션 total 평균 압력	계산		psia	-	-	-	Average
p05_01~p05_15	05섹션 total absolute 압력			psia	-	-	-	pressure
p05_01D~p05_15D	05섹션 total 게이지 압력	통신 (PSI)	psid	psid	-	PSI 내	-	
ps05_avg	05섹션 static 평균 압력	계산		psia	-	-	-	Average
ps05_01~ps05_09	05섹션 static absolute 압력			psia	-	-	-	pressure
ps05_01D~ps05_09D	05섹션 static 게이지 압력	통신 (PSI)	psid	psid	-	PSI 내	-	
t05_avg	05섹션 평균 온도	계산		°C	-	-	-	Average
t05_01~t05_15	05섹션 온도	AI (VXI)	°C	°C	-	calibration	t05_01_bc~t05_15_bc	
ps90	Cell absolute 압력	계산		psia	-	-	-	pressure
ps90D	Cell 게이지압력	통신(PSI)	psid	psid	-	PSI 내	-	
pref	대기압	AI (VXI)	V	psia	Conversion	calibration	pref_bc	
f_lc1	측정용 로드셀 1	통신(G4)	N	N	-	Thrust	f_lc1_bc	
f_lc2	측정용 로드셀 2		N	N	-		f_lc2_bc	
f_cal1	보정용 로드셀 1		N	N	-		f_cal1_bc	
f_cal2	보정용 로드셀 2		N	N	-		f_cal2_bc	
Wf	평균 연료 유량	계산		kg/h	-	-	-	Average
Wf1	연료 유량1	통신(PLC)	pph	kg/h	Conversion	calibration	Wf1_bc	
Wf2	연료 유량2		pph	kg/h			Wf2_bc	

원문복사인 번호 : 3052-3436-3748-4788
접수번호 1600-02764-001 의 2회 수출본입니다.



한국표준과학연구원
Korea Research Institute of Standards and Science

전화번호 042-2000-5400, Fax 042-833-8885



Page 1 / 2 Pages

교정성적서 CERTIFICATE OF CALIBRATION

제작기관 Applicant : 한국표준과학연구원

* 주소 Address : 대전광역시 유성구 광복로 97-84 (언론동)

교정장치기기 Calibration Item : CAPACITANCE DIMPENGER RANGE

* 제작회사 및 형식 Manufacturer & Model : KRISS, 308A1GTRB

* 기기번호 Serial No. : 014589077

법수일자 Date of Receipt : 2010. 07. 20

교정일자 Date of Calibration : 2013. 07. 21

교정내용 Description of Calibration :

* 교정장소 Calibration Site : KRISS-온실 K4499-AI 이동식실 Mobile Lab 원장 On site

* 교정환경 Environmental Conditions

- 온도 Temperature : (20 ± 1) °C - 상대습도 Relative Humidity : (55 ± 10) %

* 교정방법 Calibration Method :

아날로그 및 디지털 입력계의 교정값(0~1~0.040~2012, KRISS)

* 측정증명 Meteorological Traceability :

위 기기는 일체교환기(광방울동식 일체기)로부터 소음발본 수율의 일체계를 사용하여 비교교정하였다.

* 업무기증기 : 운동식일체계(PQ7601, No.1670-Lew, No.247-Vitalink, No.2662-Hig.)

* 업무기증기의 불확도 : 0.004 % of Reading (신뢰의 수준 : 95 %, k=2)

* 측정증명 Calibration Results :

다음은 '교정 결과' 항목

* 측정불확도 Measurement Uncertainty :

다음은 '교정 결과' 항목

문서 번호 번호 : 3052-3436-3748-4788

문서 번호 1600-02764-001 의 2회 수출본입니다.



전화번호 042-2000-5400, Fax 042-833-8885

접수번호 Certificate No. : 1600-02764-001

Page 2 / 2 Pages

교정 결과 CALIBRATION RESULTS

제작기관 : 한국표준과학연구원

교정 일자 : 2013.07.21

종 레 : Capacitance Dimpener Gauge

제작 회사 : KRISS

Model : 308A1GTRB

Serial No. : 014589077 (Billateralia)

기준압력 (kPa)	기사입력		고정값 (kPa)	허스터티식 (kPa)
	기부 (kPa)	후입 (kPa)		
0.003	0.075	-0.075	0.074	0.003
12.994	12.991	12.906	12.951	0.004
39.018	39.018	39.047	39.034	0.008
51.939	51.907	51.914	51.920	0.007
61.936	64.993	64.885	64.911	0.009
77.933	77.913	77.927	77.931	0.008
95.958	95.953	95.951	-0.002	0.028
103.950	103.953	103.960	-0.01	0.017
113.950	113.907	113.911	0.006	0.004
129.921	129.957	129.957	-0.033	0.020

$$\text{교정곡선 } Y = 0.0673 + 1.007361 \times X \quad (X \text{--기사입력 } A - 7 \text{ 충전기})$$

차지압력(Y)의 평균偏差(S_y) = 0.0054 kPa

기부(X)의 평균偏差(S_x) = 0.0021 kPa

기출(Y)의 평균偏差(S_y) = 0.0003 kPa/kPa

실증 계수 (x,y) = -0.04529

$$X = 0.0676 + 0.9998597 \times Y$$

정밀도 = 0.009 % of T.S.

* 표준역사, S = 2

* 신뢰의 수준 = 95 % 뿐.



그림 3.1.3.40 DAS에 반영된 교정성적서

(라) Slip Joint에서의 압력 평가

엔진 고공환경 시험에서는 엔진 입구 덕트에 slip joint를 사용한다. Slip joint는 엔진 입구 덕트에 추력이 가해지는 것을 방지함으로써 로드 셀에서 추력 측정을 가능하게 하면서 동시에 입구 덕트에서 공기의 유출을 방지하는 역할을 수행한다. Slip joint의 형상은 그림 3.1.3.41과 같다. 그런데 slip joint는 동심의 두 개의 덕트가 포개어진 구조로 되어 있고 labyrinth seal 구조로 되어 있기 때문에 덕트 사이의 마찰로 인한 추력 손실이나 공기 누설로 인한 추력 손실이 있을 수 있다.

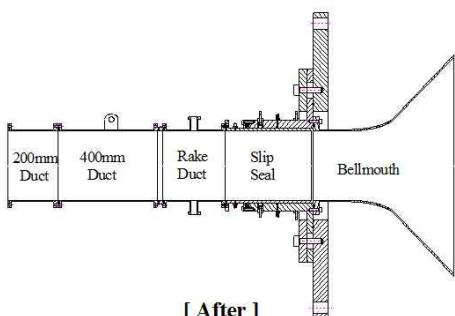


그림 3.1.3.41 Slip joint 형상

덕트 사이의 마찰로 인한 추력 손실에 대해서는 tare load 측정 시 그 영향을 고려하기 때문에 현재의 측정 체계에 그 영향이 이미 고려되어 있다고 볼 수 있다. 또한 공기 누설로 인

한 추력 손실에 대해서는 공기 누설량을 평가하여야 하는데, 기존의 경험에 의하면 이 덕트를 제작한 후 덕트의 인수를 위한 기밀 시험을 수행하는 과정에서 공기 누설이 없는 것을 경험하였으므로 공기 누설에 의한 추력 손실은 무시하는 것이 가능하다 할 수 있다.

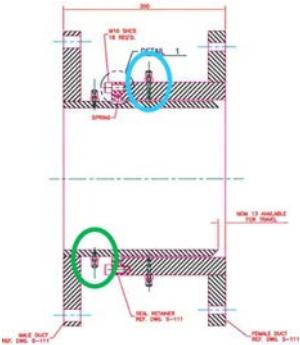


그림 31.342 01 section (청색 타원) 및 02 section (녹색 타원) 압력 측정점

그러나 덕트가 동심 구조로 되어 있으므로 덕트 간의 틈으로 원주 방향의 유동이 발생할 수가 있는데, 이에 따라 덕트가 겹치는 부분에 존재하는 압력 측정면인 01 section(그림 3.1.3.42 참조)에서는 이러한 원주 방향의 유동에 의해 압력의 원주 방향 불균일성이 발생할 수 있는 것으로 예상되었다. 유동이 균일하고 두 개의 덕트가 편심이 없다면 이러한 원주 방향 불균일성이 발생하지 않겠지만, 특히 두 개의 덕트가 편심될 경우 이 불균일성은 더욱 커질 것으로 예상되었다. 두 개의 덕트가 편심이 되는 경우는 엔진 입구 덕트의 장착 과정에서의 문제라고 판단된다. 이러한 장착 과정에서의 오류를 줄여보고자, 시험 시 덕트 및 엔진을 장착하는 절차를 확립 중에 있으며, 이에 대한 매뉴얼을 작성 중에 있다. 작성된 매뉴얼은 국과연의 보안성 검토를 거친 후, 항우연 연구노트로서 등록 및 활용이 될 예정이다. 01 section 정압력인 $P_{S,01}$ 은 추력 계산에도 포함되므로 $P_{S,01}$ 의 원주 방향 불균일성을 정확히 측정하지 않으면 그만큼 추력 측정에도 불확실성이 높아지게 된다.

그런데 기존의 측정에서 02 section 및 05 section에서는 각 단면에서 원주 방향으로 9-12개의 위치에서 측정을 해 왔는데, 이렇듯 원주 방향 불균일성이 존재할 것으로 판단되는 01 section에서는 오히려 4개의 위치에서만 측정을 해 오고 있었으므로 이 점에 대한 개선이 필요한 것으로 판단되었다. 따라서 01 section 덕트를 신규 제작하면서 측정 위치를 4개에서 12개로 늘려 원주 방향의 데이터를 더 많이 수집함으로써 원주 방향 불균일성 존재에 따른 측정불확도를 줄이고자 하였다. 신규 제작 대상 덕트는 그림 3.1.3.43과 같으며, 해당 덕트 상의 신규 압력 측정점 위치는 그림 3.1.3.44와 같다.



그림 3.1.3.43 재제작 대상 덕트

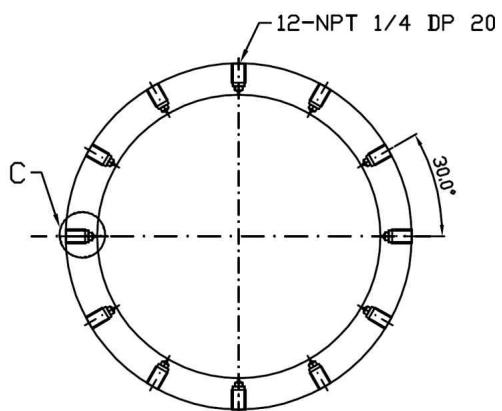


그림 31344 01 section 암력 출정점 위치

이와 같은 재제작된 덕트를 장착한 후 실제 엔진 시험 전에 시뮬레이션 덕트를 장착하고 01 section의 압력 분포를 평가한 결과는 그림 3.1.3.45와 같다. 그림은 12개 압력 탭에서 측정한 압력의 평균값을 0으로 하고 각 탭에서 측정한 값이 그 평균값과 얼마나 차이 나는지를 나타낸 것으로, 압력의 최소값과 최대값은 약 450 Pa의 차이가 있다. 또한 대체로 11시~5시 방향은 압력이 평균보다 낮고 6시~10시 방향은 압력이 평균보다 높았다. 또한 그림에서 valve의 개도가 클수록, 또 마하수가 높을수록 압력값의 분포가 더 커지는데, 이것은 공기 유량이 많을수록 압력값 분포가 커짐을 의미한다.

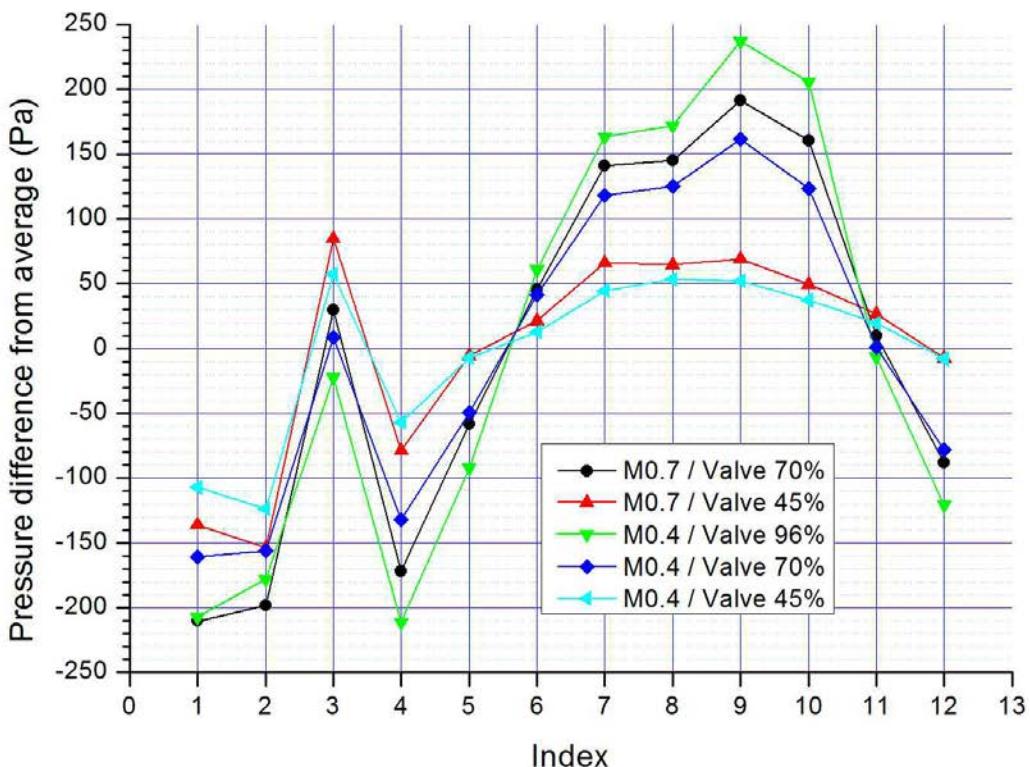


그림 3.1.3.45 01 section에서의 압력 분포 (시뮬레이션 덕트 시험)

(2) 실엔진 시험평가에 의한 개선된 측정체계 측정불확도 분석 및 평가

이상과 같이 수행한 측정 시스템 개선 사항에 대하여, 실 엔진 시험 평가를 통해 개선된 측정불확도 분석 및 평가를 수행하였다. 실 엔진 시험 평가는 수차례 수행되었으나, 여기에서는 2016년 11월 8일 수행한 시험 데이터를 기준으로 측정불확도를 분석하고 평가한 사항을 기술하였다. 다만, 실엔진 시험을 통하여 확보한 시험 데이터는 국방기술과 관련이 있기에 보안이 요구되어 무차원화 또는 데이터 그래프의 Y축을 삭제하였다. 또한 보안 요구 사항 때문에 관련 데이터를 활용한 외부 발표가 불가능 하여 관련 데이터 및 연구결과의 발표 및 게재를 진행 할 수 없었다. 향후에는 엔진 제작기관과 무차원화를 통한 데이터의 외부 발표 등이 가능할 수 있도록 협의를 진행 할 예정이다.

(가) 시험 및 비교 검증 방법

① 엔진 시험 방법

실 엔진 시험은 모사 비행 고도 0 km, 모사 비행 속도 마하 0.5에서 수행하였다. 시험 방법은, 일정한 비행 조건 및 일정한 엔진 PLA에서 2초간 10 Hz로 데이터를 획득한 것을 1개 데이터 set이라 할 때 51개의 데이터 set을 획득하는 방법을 취하였다. 이것은 본 연구팀에서 운영하고 있는 KOLAS 시험실에서 수행하고 있는 절차와 동일하다.

② 비교 기준 및 비교 방법

본 연구에서는 개선된 측정체계에 의한 측정불확도의 개선 사항을 평가하여야 하므로 측정체계 개선 전을 기준으로 하여 전/후의 비교가 필요하다. 측정체계 개선 전의 기준으로는 2014년 4월 22일 수행한 시험 데이터를 기준으로 하였다. 이 시험의 시험 조건 및 시험 방법은 앞서 언급한 것처럼 개선 후 검증 시험과 동일하다.

다만 앞서 언급한 것과 같이 본 연구에서는 측정 체계뿐만 아니라 측정불확도 추정 방법도 개선을 했기 때문에, 개선 후의 측정불확도에서는 이러한 두 가지 개선의 효과가 동시에 나타나게 된다. 따라서 측정 체계만의 개선 효과를 정량화하기 위해서는 측정불확도 추정 방법의 변경에 의한 효과를 배제하는 것이 필요하다. 여기에서는 이를 위해서 아래와 같이 두 단계의 비교를 수행하고자 하였다. 즉, 기존 시험 데이터와 기존 측정불확도 추정(산정) 방법을 적용한 결과를 기준으로 삼고, 개선 후의 시험 데이터에 기존 측정불확도 추정 방법을 적용한 결과를 이 기준과 먼저 비교하고, 다음으로 개선 후의 시험 데이터에 개선 후의 추정 방법을 적용한 결과도 병행하여 비교하는 것으로 하였다(그림 3.1.3.46 참조).

다만 “측정불확도 추정 방법 개선”을 위한 “측정체계 개선”도 있는 등 “측정체계 개선”과 “측정불확도 추정 방법 개선”을 명확히 분리하기 어려운 지점도 있는 것으로 판단된다. 따라서 이러한 중간 단계의 비교는 참고용으로 간주하는 것이 좋으며, 연구 결과 전체에 대한 효과는 개선 전/후의 데이터 사이를 비교함으로써 판단하는 것이 타당하다

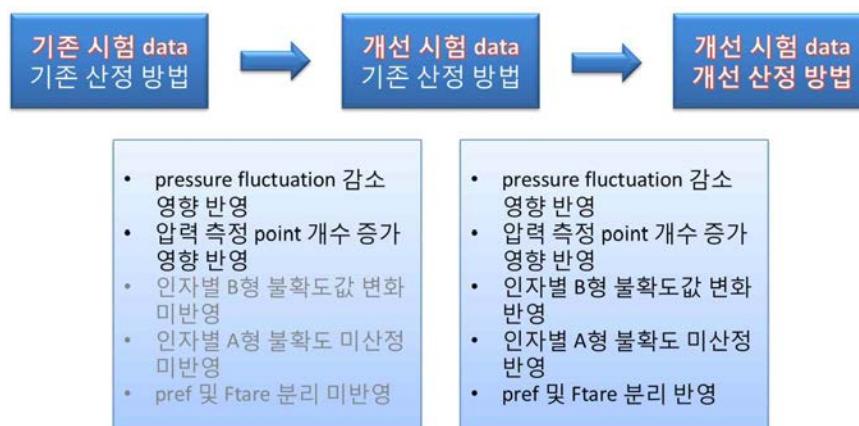


그림 3.1.3.46 개선된 측정체계 측정불확도 분석 및 평가 방법

(나) 시험 데이터 분석

① 측추력

2차년도에 수행한 바와 같이 엔진 시험 시 측추력 측정이 가능하도록 3축 로드 셀을 장착하여 엔진 시험을 수행하였다. 엔진 시험 결과, 측추력(F_x , F_y)은 주축 방향 추력(F_z)에 비해 극히 작은 크기를 보였다. 즉, 주축 방향의 로드 셀 힘 F_z 대비 $\sqrt{F_x^2 + F_y^2 + F_z^2}$ 는 0.00036–0.00044% 밖에 크지 않았다. 따라서 로드 셀 힘으로는 측추력을 무시하고 F_z 만 사용하였으며, 측추력을 무시함으로써 발생하는 이와 같은 차이는 로드 셀의 측정 불확도로 산입하였다.

② Slip joint에서의 압력 분포

Slip joint를 위 기술한 것과 같이 수정한 후 실제 엔진 시험에서 데이터를 측정한 결과, 01 section에서의 원주 방향 압력 분포는 그림 3.1.3.47과 같다. 02 section 및 05 section에서 측정한 압력 분포를 나타낸 그림 3.1.3.48 및 그림 3.1.3.49와 비교하면, 당초 가정하였듯 01 section에서의 압력 불균형이 다른 section보다 더 크다는 것을 알 수 있다.

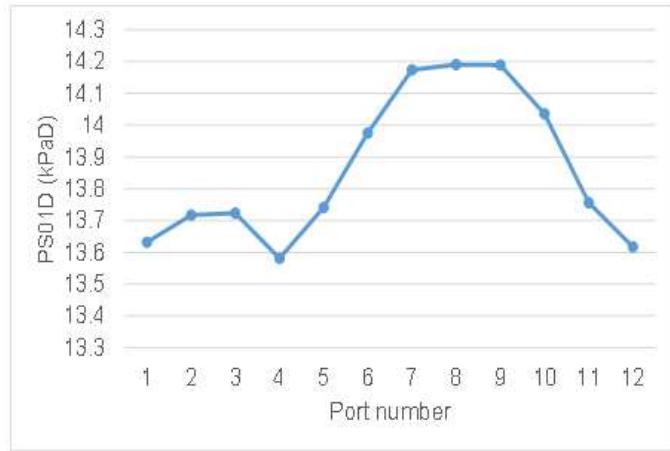


그림 3.1.3.47 01 section에서의 압력 분포

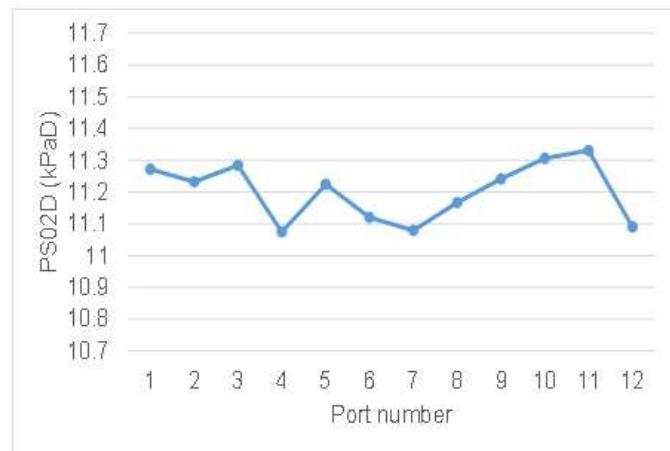


그림 3.1.3.48 02 section에서의 압력 분포

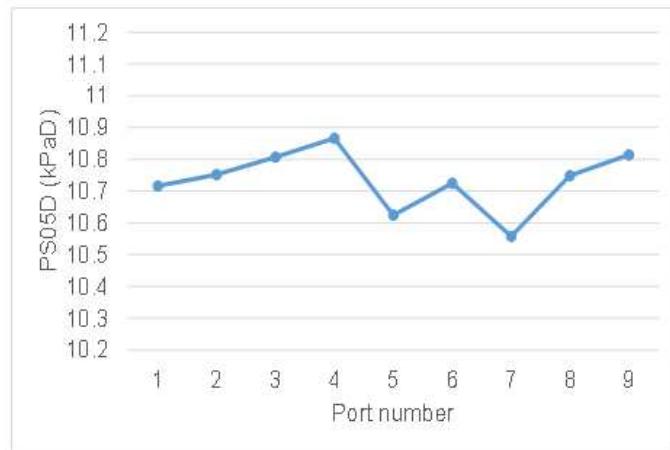


그림 3.1.3.49 05 section에서의 압력 분포

이렇듯 01 section에서의 압력 $P_{S,01}$ 의 측정점을 4개에서 12개로 증가시킨 결과, 압력 불균일성에 의한 표준 측정불확도 ($\sigma(P_{S,01})/P_{S,01} \sqrt{N}$ 으로 정의)는 1.06%에서 0.49%로 줄어드는 것으로 분석되었다.

③ 전온도 및 전압력 회복 계수

실 엔진 시험 조건에서 엔진 입구 덕트의 마하수는 약 0.293이었다. 이를 바탕으로 전압력 및 전온도 레이크의 회복 계수를 계산한 결과 각각 0.655 및 0.994로 계산되었다. 각 레이크의 회복 계수 특성은 별도의 시험을 통해 측정하였는데, 마하수별, 레이크 상 포트의 위치별로 데이터를 획득하였다. 여기에서는 편의상 레이크 상 포트의 위치별로는 데이터를 구분하지 않고 평균해서 사용하였으며, 마하수별로는 데이터를 구분하였다. 즉, 회복 계수는 포트의 위치의 함수는 아니고 마하수의 함수이다. 마하수는 0.25, 0.35, 0.45에서의 데이터를 획득하였으며, 이 데이터를 내삽하여 사용하였다.

이렇게 계산한 레이크의 회복 계수를 적용한 결과, 전온도는 센서 자체의 측정값(회복 계수 미반영)은 304.9 K이었는데 회복 계수를 반영한 값은 306.7 K으로 1.8 K 증가하였다. 전압력은 측정값은 119.18 kPaA이었으며 회복 계수 반영값은 119.22 kPaA로 0.04 kPa 증가하였다. 전온도 차이 1.8 K은 상당한 값으로 평가될 수 있으나 전압력 차이 0.04 kPa은 측정불확도와 비슷한 크기로서 그다지 크지 않은 값이라 할 수 있다. 다만 이는 특정한 덕트 마하수에서의 분석 내용이고, 덕트 마하수가 달라질 경우는 이 값도 달라질 수 있으므로 다른 덕트 마하수에서의 평가도 추가적으로 필요하다 할 수 있다.

(다) 측정 불확도 평가

① 측정 인자별 표준 불확도

Table 3.1.3.14에 각 측정 인자별 표준 불확도를 나타내었다. 여기에서 순추력의 산포 σ (F_N), tare load F_{TARE} 의 불확도는 기존 산정법에서는 별도로 추정하지 않았다가 개선 산정법에서 추정하게 된 항목들이다. 또한 압력 측정 센서가 위치한 실험실 내 대기압 P_{ref} 는 기존 산정법에서는 각 section에서의 정압력 $P_{S,01}$, $P_{S,02}$, $P_{S,05}$, $P_{S,9}$ 및 전압력 P_{05} 등의 표준 불확도에 각각 포함되었으며, 별도로 추정하지는 않았다가 개선 산정법에서는 위 압력 인자들과 분리하여 별도 추정하게 되었다.

Table 3.1.3.14 측정 인자별 표준 불확도

변수명	단위	표준 불확도		
		Case A 기존 data 기존 산정법	Case B 개선 data 기존 산정법	Case C 개선 data 개선 산정법
$\sigma(FN)/\sqrt{n}$	N	-	-	0.36
WA0	Kg/s	0.027	0.026	0.036
ps01D	Pa	31.9	31.3	74.6
ps02D	Pa	30.4	30.3	39.8
p05D	Pa	30.4	30.3	73.0
ps05D	Pa	31.3	30.6	44.2
T05	DegK	0.15	0.15	2.6
ps9D	Pa	84.5	30.1	29.9
Pref	Pa	-	-	19.6
Flc	N	4.3	1.8	1.72
Ftare	N	-	-	1.72
Di	m	0.0010	0.0010	0.00045
Do	m	0.0010	0.0010	0.00045

Case A와 Case B 사이에서는 셀 압력 $P_{S,9D}$ 의 불확도와 로드 셀 힘 F_{LC} 의 불확도가 기존/개선 데이터 사이에서 크게 개선된 점이 주목된다. 이것은, 두 case에서 사용한 “기존” 측정 불확도 산정법에서는 각 측정 인자에 대한 측정 횟수별 산포에 의한 불확도를 A형으로 추정하여 반영하게 되는데, case A 대비 case B에서는 설비 제어 개선에 의한 효과로 측정 횟수별 산포가 크게 감소하였기 때문이다. 셀 압력 $P_{S,9}$ 를 예로 들면 그림 3.1.3.50과 같다.

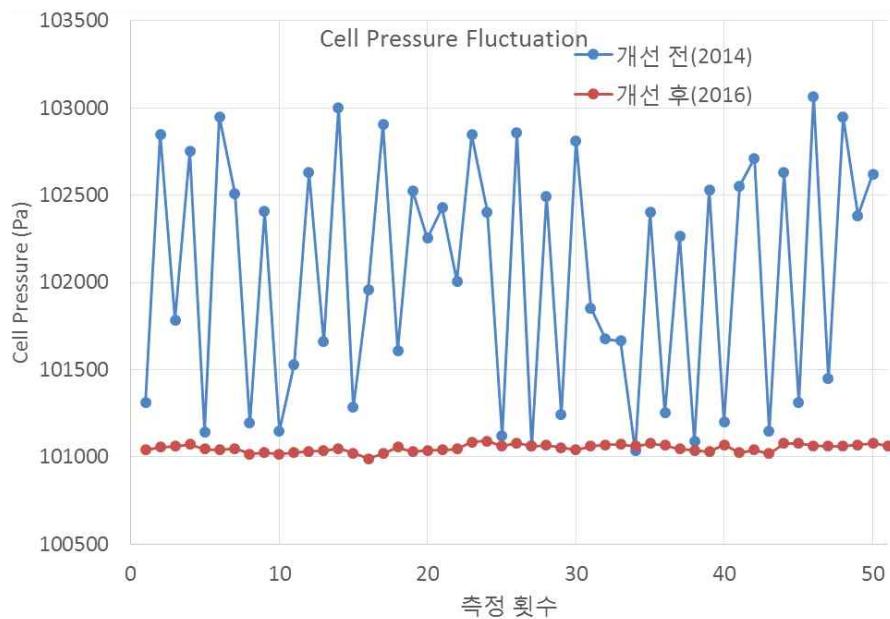


그림 3.1.3.50 셀 압력 ps9의 측정 횟수별 산포

또한 셀 압력의 섭동이 없어졌기 때문에 F_{LC} (그림에서는 F_M 으로도 표기)와 F_N 의 변화 폭이 거의 동등한 수준이 되었다(그림 3.1.3.51 및 3.1.3.52 참조). F_M 과 F_N 은 구체적인 수치는 나타내지 않았으나 y 축 최대값과 최소값의 차이는 각각 동일한데, 그림 3.1.3.51에서는 F_M 이 F_N 보다 크게 변화하는 데 비하여 그림 3.1.3.52에서는 동등한 수준으로 변화한다.

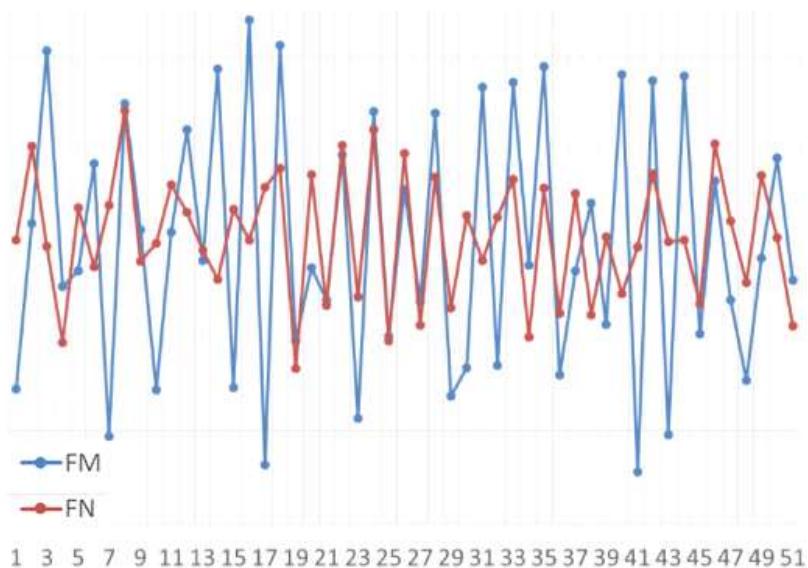


그림 3.1.3.51 FM과 FN의 변화 폭 (개선 전)

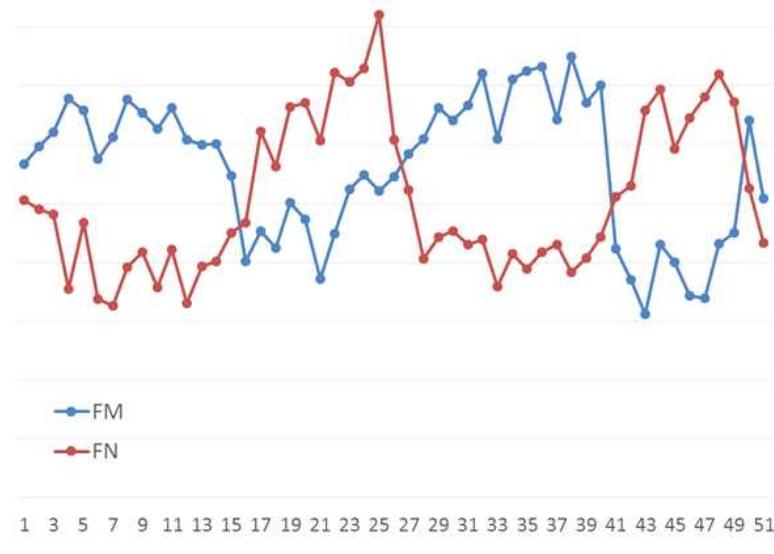


그림 3.1.3.52 FM과 FN의 변화 폭 (개선 후)

한편 case B와 case C 사이에서는 대부분의 인자에서 표준불확도가 증가한 것을 확인할 수 있다. 이것은 앞서 기술한 것처럼 각 인자의 표준불확도를 산정하는 데 있어서 기존 산정법에서는 반영하지 않았던 불확도 요인을 추가로 반영하였기 때문이다. 특히 덕트 내 압력 및 온도 데이터와 관련해서는 기존에 시간적 산포와 공간적 산포를 통합하였던 것을 분리하여 공간적 산포를 별도로 불확도에 반영한 것이 불확도 증가의 가장 큰 요인이다. 반면 01 및 02 섹션 덕트 직경인 D_o , D_i 에 대해서는, 기존 산정법에서는 A형 불확도를 1 mm로 하여 산정하였으나 개선 산정법에서는 진원도에 의한 측정불확도를 $1/\sqrt{5}$ 로 반영함으로써 측정불확도가 감소하였다.

Case C에 대해서 각 인자별, 각 불확도 요인별 표준불확도는 Table 3.1.3.15와 같다.

Table 3.1.3.15 개선 후 시험에서의 각 측정 인자별, 각 불확도 요인별 측정불확도

변수명	단위	불확도	센서 교정	센서 환경	원주 불균	반경 불균	Recov ery	측추력	진원도	DAS 채널	DAS 처리
am_p	Pa	39.0	26.0	13.0							26.0
am_Dp	Pa	5.85		3.9	2.0						3.9
am_t	K	0.61	0.4	0.2	0.0	0.05				0.1	0.4
d_throat	m	0.00045	0.00003						0.00045		
d_pipe	m	0.00089	0.00003						0.00089		
Cd		0.0036	0.0036								
Ps01D	Pa	74.6	29.9		68.4						
Ps02D	Pa	39.8	29.9		26.4						
P05D	Pa	73.0	29.9		43.3	15.9	18.8				
Ps05D	Pa	44.2	29.9		32.6						
T05	DegK	2.62	0.4	0.2	1.5	0.1	0.3			2.0	0.40
ps9D	Pa	29.9	29.86								
Pref		19.6	2.7							19.2	2.7
Flc	N	1.72	1.5	0.8				0.01			
Ftare	N	1.72	1.5	0.8							0.01
Di	m	0.00045	0.000029						0.00045		
Do	m	0.00045	0.000029						0.00045		

② 순추력 및 비연료소모율에 대한 불확도 개선 결과

결과적으로 순추력 및 비연료소모율에 대한 불확도 개선 결과는 Table 3.1.3.16과 같다. Case C에서 확장불확도는 순추력의 경우 0.59%, 비연료소모율의 경우 0.68%로 평가되었다.

Table 3.1.3.16 검증 시험에서 순추력 및 비연료소모율의 확장불확도 분석 결과

	확장불확도 (%)	
	순추력	비연료소모율
Case A (기준 data/기준 산정법)	0.81	0.87
Case B (개선 data/기준 산정법)	0.71	0.77
Case C (개선 data/개선 산정법)	0.59	0.68

※연구목표 : 비연료 소모율 확장불확도 0.8% 이내로 개선

(3) 전온도 회복계수 측정

(가) 비행속도 $M_n = 0.2$ 모사 가능 회전형 비행모사장치 구현

본 과제에서는 2차년도에 제작된 회전형 비행모사장치의 안전성을 개선하여 $M_n = 0.2$ 의 비행속도 모사환경에서 전온도 레이크의 회전운동을 통해 안정적으로 $M_n = 0.2$ 의 비행환경을 모사할 수 있는 장치를 제작하고자 하였다. 2차년도의 연구에서 제작된 회전형 비행모사장치는 고속회전 가속 시 발생되는 토크의 최소화를 위해 두께 약 5 mm의 얇은 림 형태로 제작되었으나, 전온도 레이크의 무게와 얇은 림의 기계적 강성 미달로 인해 고속회전 시 불안정한 거동을 보여 이에 대한 개선이 요구되었다. 이에 3차년도에서는 회전형 비행모사장치의 강성을 향상시켜 1,000 RPM 이상의 고속회전에서도 안정적인 회전이 가능한 회전형 비행모사장치를 제작하고자 하였다. 아래 그림은 개선된 회전형 비행모사장치를 보여준다.

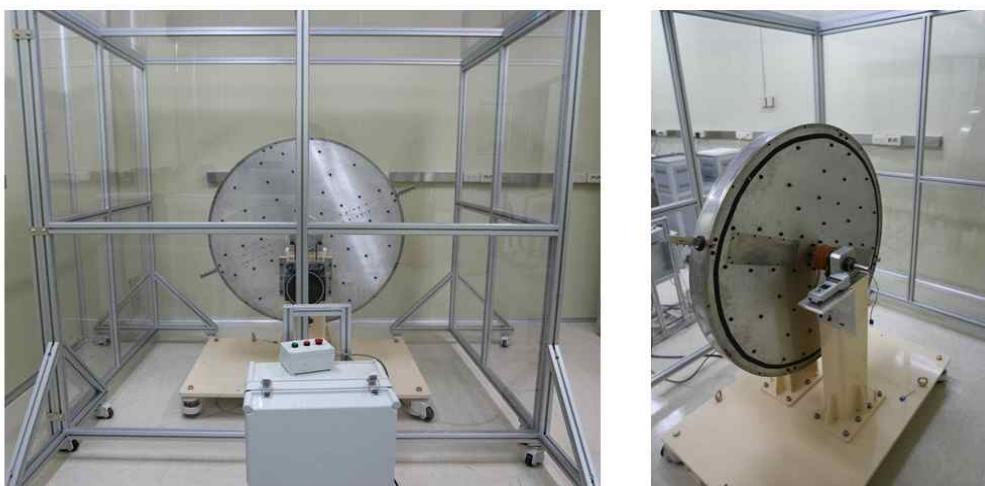


그림 3.1.3.53 개선된 회전형 비행모사장치

위 그림에서 보이듯이, 개선된 회전형 비행모사장치는 공기저항에 의한 불안정성을 극복하기 위해 두께 75 mm의 밀폐된 원판형태로 제작되었으며, 내부는 구조적 강성유지를 위한 구조재 외의 공간을 빈 공간으로 두어 기계적 강성증가와 토크증가 최소화를 동시에 달성하고자 하였다. 특히, g 수준의 정밀한 질량균형을 맞추어 고속회전 시에도 안정적인 회전운동이 가능하도록 제작하였다. Table 3.1.3.17은 위와 같이 제작된 회전형 비행모사장치의 제원을 보여준다. 회전형 비행모사장치에 장착된 전온도 레이크는 항우연에서 개발된 신규 전온

도 레이크이며, 그림 3.1.3.54는 항우연의 신규 전온도 레이크 및 개선된 회전형 비행모사장치에 장착된 전온도 레이크의 모습을 보여준다.

Table 3.1.3.17 개선된 회전형 비행모사장치 제원

항목	제원
회전부 형상	두께 75 mm 훨(wheel) 형태 회전원판 (중공형)
회전부 회전직경	1 m
회전부 목표 속도	1100 RPM ($Ma \approx 0.2$)
회전부 구동	2 kW BLDC 모터
전온도 레이크	항우연 신규 전온도 레이크 (T 형 열전대)
신호 전달	T 형 열전대 전용 슬립링

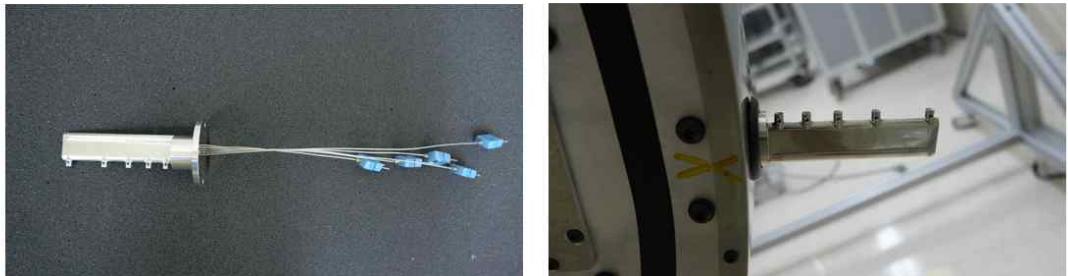


그림 3.1.3.54 신규 전온도 레이크 및 회전형 비행모사장치 장착 모습

(나) 항우연 제작 전온도 레이크의 회복계수 측정 및 측정불확도 평가

① 전온도 레이크의 회복계수 측정

전온도 레이크 내 개별 전온도 센서의 회복계수(r)는 아래의 식 3.1.3.9에 나타나있는 물리량들에 의해 결정된다^[3.1.3.7]. 특히, 전온도 센서의 실 비행속도인 w_∞ 는 회전형 비행모사시 발생하는 혼입속도의 영향을 보정한 속도이며 아래의 식 3.1.3.10과 같이 계산된다. 본 과제에서는 식 3.1.3.10을 이용하여 소급성을 유지한 환경에서 전온도 센서의 회복계수를 결정하고자 하였으며, 이를 위해 교정된 전온도 센서(t_m) 및 정온도 센서(t_∞)를 사용하였으며, 혼입속도에 의한 비행속도 보정(w_∞)을 위해 교정된 회전속도계(w_r) 및 유속계(w_e)를 회전형 비행모사장치에 설치하였다. 또한, 주변기(습공기)의 정압비열(c_p) 측정을 위해 교정된 습도계를 설치하여 측정된 모든 물리량의 소급체계를 확보하고자 하였다. Table 3.1.3.18은 전온도 센서의 회복계수 측정을 위해 사용된 측정기의 교정영역 및 교정불확도를 보여준다.

$$r = \frac{t_m - t_\infty}{t_t - t_\infty} = \frac{t_m - t_\infty}{w_\infty^2 / 2c_p} \quad (3.1.3.9)$$

$$w_\infty = w_r - w_e \quad (3.1.3.10)$$

Table 3.1.3.18 전온도 센서 회복계수 측정을 위한 개별 측정기 교정범위 및 교정불확도

물리량	측정기	교정(시험) 범위	교정불확도 ($k = 2$)
대기 정온도(t_{∞})	산업용 저항온도계	10 °C - 50 °C	0.05 °C
측정 전온도(t_m)	T 형 열전대	10 °C - 50 °C	0.05 °C
회전속도(w_r)	주파수 측정기	0.0001 Hz - 1 Hz	0.0008 Hz
혼입속도(w_e)	열선 유속계	2 m/s - 10 m/s	3.4 %
대기 정압비열(c_p)	박막 습도계	25 %rh - 80 %rh	0.9 %rh
대기 정압비열(c_p)	압력계	20 kPa - 200 kPa	0.02 %
측정 전온도(t_m)	DVM	1 mV - 5 mV	0.8 μV

위와 같이 교정된 측정기 및 회전형 비행모사장치를 이용하여 전온도 레이크의 회복계수 측정을 위해서는 먼저 회전형 비행모사장치의 회전에 의해 야기되는 혼입속도에 의한 영향을 평가해야 한다. 그림 3.1.3.55는 실제 회전형 비행모사장치의 회전에 의해 야기되는 혼입 속도의 측정결과를 보여준다. 혼입속도의 측정은 전온도 센서로부터 반경방향으로 10 cm, 5 cm, 1 cm 이격된 위치에서 측정된 결과이며, 아래 그림에서 볼 수 있듯이, 혼입속도는 반경 방향 이격 거리가 감소할수록 증가하는 경향을 보였다. 이러한 혼입속도는 전온도 레이크 끝단 반경위치까지 증가되고 레이크 끝단 반경안쪽부터 감소하므로, 본 과제에서는 보수적인 추정으로 전온도 레이크로부터 1 cm 이격 위치에서 측정된 혼입속도 결과를 비행모사장치의 회전에 의해 야기되는 혼입속도로 간주하였다.

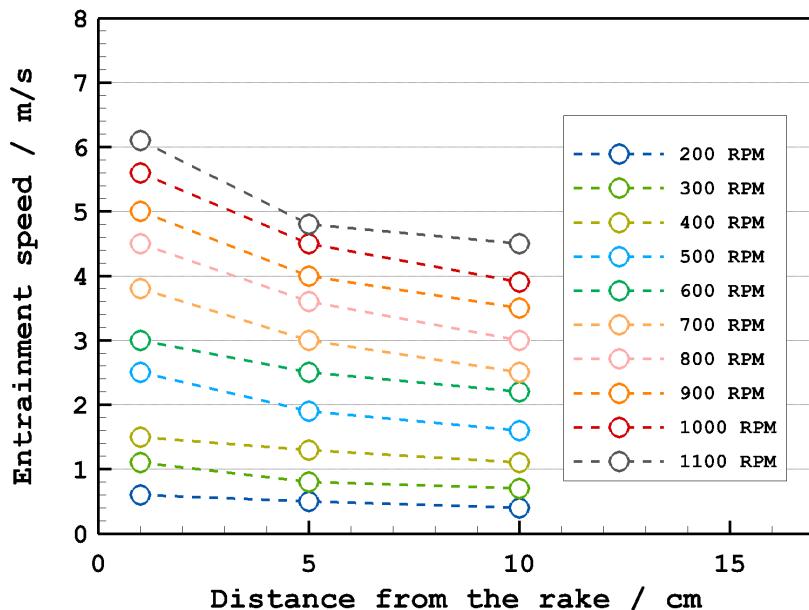


그림 3.1.3.55 회전속도에 따른 혼입속도 측정결과

이와 같이 측정된 혼입속도는 회전형 비행모사장치의 회전속도에 의해 계산된 속도에서 빼줌으로써 실제 전온도 레이크가 경험하는 비행속도로 보정된다(식 3.1.3.10). 위의 과정을 통해 보정된 전온도 레이크의 실 비행속도에 대해 각각 주변대기의 정온도 및 전온도 레이크로부터 측정된 전온도 값을 바탕으로 측정된 전온도 센서의 회복계수는 아래의 그림 3.1.3.56

및 3.1.3.57과 같다. 전온도 센서의 회복계수 측정은 각 비행모사 속도별로 3회 반복 측정하였으며, 측정된 회복계수의 대푯값은 3회 측정결과의 평균값으로 하였다.

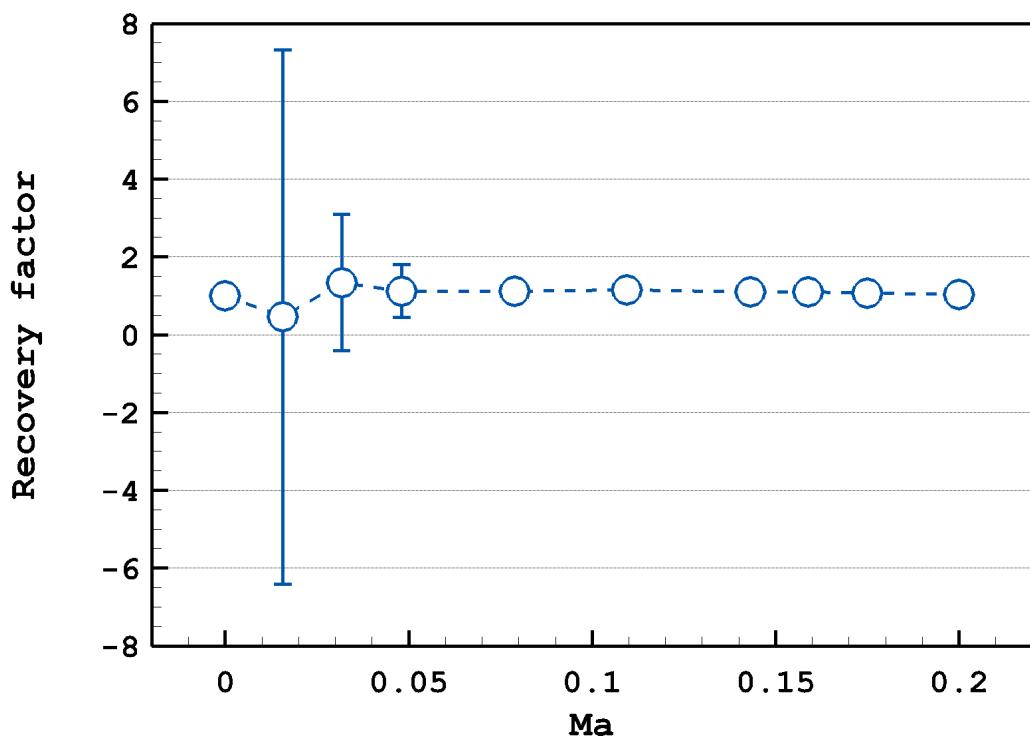


그림 3.1.3.56 항우연 전온도 레이크의 회복계수 측정 결과 (full scale)

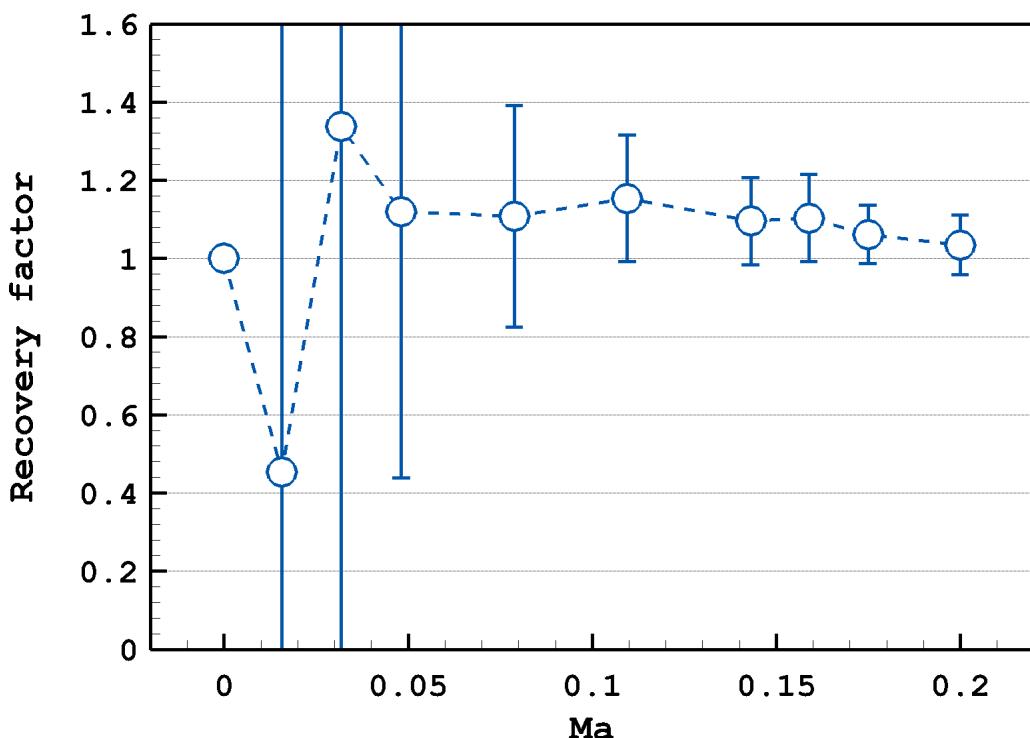


그림 3.1.3.57 항우연 전온도 레이크의 회복계수 측정 결과 (회복계수 1 근방 확대)

위 그림에서 볼 수 있듯이, 측정된 전온도 센서의 회복계수는 저속구간에서 불안정한 거동을 보였으며 $Mn = 0.1$ 부근부터 안정적인 측정결과를 보여주었다. 이는 저속구간에서의 단열온도상승 자체가 매우 작기 때문에 실제 측정된 온도차와 측정불확도 내에서 의미있는 비를 산출하기 어려웠기 때문이다. $Mn = 0.2$ 까지의 비행모사속도까지 진행된 전온도 센서의 회복계수의 측정결과 항우연에서 새로 개발된 전온도 레이크는 $Mn = 0.2$ 부근의 비행속도에서 약 1.04의 회복계수를 보였으며, 이때의 측정불확도는 약 0.076(약 7.4 %)이었다. 이와 같은 측정결과는 비압축성 저속유동구간($Mn < 1$)에서의 kiel 형 전온도센서의 회복계수는 1에 근접하다는 일반적인 예측과 일치하는 결과이며, 항우연의 신규 전온도 레이크가 정상적으로 유동을 정체상태(stagnation state)로 유도하여 등엔로피 과정의 단열온도상승을 적절하게 모사해내고 있음을 보여주는 결과라고 할 수 있다. 해당 연구결과는 온도측정 전문 국제학술대회인 TEMPMEKO 2016에서 발표되었다^[3.1.3.8].

② 회복계수의 측정불확도 평가

위와 같이 측정된 전온도 레이크 내 전온도 센서 회복계수의 측정불확도는 아래의 식 3.1.3.11의 불확도 전파식을 이용하여 평가되었으며, 각 불확도 요소의 평가는 아래의 과정을 거쳐 평가되었다.

$$u^2(r) = \frac{4c_p^2}{w_\infty^4} \left\{ u_{\text{cal}}^2(t_m) + u_{\text{meas}}^2(t_m) + u_{\text{cal}}^2(t_\infty) + u_{\text{meas}}^2(t_\infty) + \frac{(t_m - t_\infty)^2}{c_p^2} u^2(c_p) \right. \\ \left. + \frac{4(t_m - t_\infty)^2}{w_\infty^2} (4\pi^2 r^2 u^2(f) + 4\pi^2 f^2 u^2(r) + u_{\text{ent}}^2(w_\infty)) \right\} \quad (3.1.3.11)$$

ⓐ 전온도 측정불확도, $u(t_m)$

위 불확도 요소는 전온도 센서의 시험불확도, 전온도 센서 측정기(DVM)의 교정불확도, 빙점조의 온도안정도의 합성불확도로 평가된다. 본 과제에서 사용된 빙점조의 온도 안정도는 최대 0.01 °C였다.

$$u^2(t_m) = u_{\text{cal}}^2(t_m) + u_{\text{read}}^2(t_m) + u_{\text{ice}}^2(t_m) \quad (3.1.3.12)$$

ⓑ 정온도 측정불확도, $u(t_\infty)$

위 불확도 요소는 정온도 센서의 교정불확도와 전온도 센서 측정기의 측정불확도의 합성불확도로 평가된다. 본 과제에서 사용된 산업용 저항온도계의 리드아웃 유닛의 측정불확도는 0.02 °C ($k = 2$)였다.

$$u^2(t_\infty) = u_{\text{cal}}^2(t_\infty) + u_{\text{read}}^2(t_\infty) \quad (3.1.3.13)$$

ⓒ 대기의 정압비열, $u(c_p)$

위 불확도 요소는 건조공기가 아닌 실제 수분을 함유하는 습공기의 사용에 따라 평가된 정압비열의 불확도이며, 습공기 정압비열 모델(식 3.1.3.14 및 식 3.1.3.15)의 사용에 따라 불확도 전파식을 적용하여 계산하였다. 해당 습공기 정압비열의 불확도 전파식은 식 3.1.3.16과 같다.

$$c_p = 1.0029 + (5.4 \times 10^{-5})t_\infty + x(1.856 + 2 \times 10^{-4})t_\infty \quad (3.1.3.14)$$

$$x = 0.622 \frac{P_v}{P - P_v} \quad (3.1.3.15)$$

$$u^2(c_p) = (5.4 \times 10^{-5})^2 u^2(t_\infty) + (2 \times 10^{-4}x)^2 u^2(t_\infty) + (1.856 + 2 \times 10^{-2}t_\infty)^2 u^2(x) \quad (3.1.3.16)$$

여기서 x 는 공기의 혼합비이며, 대기의 수증기압(P_v)과 대기압(P)을 통해 계산된다.

④ 회전형 비행모사장치의 회전속도 불확도, $u(f)$, $u(r)$, $u_{\text{ent}}(w_\infty)$

위 불확도 요소는 각각 회전속도계의 교정불확도, 전온도 센서의 반경방향 위치결정에서의 위치불확도, 혼입속도 측정을 위한 유속계의 교정불확도로 평가된다. 본 과제에서 전온도 센서의 위치 불확도는 0.005 m로 평가하였다.

⑤ 불확도 총괄표

위와 같이 각 요소별로 평가된 불확도요소를 총괄한 불확도 총괄표는 $M_n = 0.2$ 의 비행속도에서 측정된 회복계수에 대해 아래의 Table 3.1.3.19와 같다. 아래의 표에서 보이듯이, $M_n = 0.2$ 에서 측정된 항우연의 전온도 레이크 내 전온도 센서의 회복계수의 측정불확도는 약 7.4 %로 본 과제의 최종목표인 회복계수 측정불확도 $\pm 10\%$ 이내를 만족하여 전온도 센서의 회복계수를 측정하였음을 확인할 수 있다.

Table 3.1.3.19. 전온도 센서 회복계수 측정 불확도 ($M_n = 0.2$)

불확도 요소	측정 불확도	비고
전온도 센서 시험불확도	0.025 °C	T 형 열전대
DVM 교정불확도	0.020 °C	Keithley 182
빙점조 온도 안정도	0.010 °C	
전온도 측정에 따른 회복계수 불확도	0.015	
정온도 센서 교정불확도	0.025 °C	산업용 저항 온도계
Read-out unit 불확도	0.010 °C	ASL F250
정온도 측정에 따른 회복계수 불확도	0.012	
습공기 정압비열 불확도	8.3 J/(kg K)	
습공기 적용에 따른 회복계수 불확도	0.008	
회전주파수 불확도	0.0004 Hz	
전온도 센서 위치	0.005 m	
혼입속도에 의한 불확도	0.34 m/s	
회전속도에 의한 회복계수 불확도	0.023	
반복도에 의한 회복계수 불확도	0.022	
외삽에 의한 회복계수 불확도	0.006	
합성불확도	0.038	
확장불확도 ($k = 2$)	0.076 (7.4 %)	* 목표: $\pm 10\%$ 이내

(4) KOLAS 인정 유지를 통한 국제적인 측정신뢰도 확보

항우연 엔진시스템연구팀에서는 현재 국가기술표준원으로부터 국제공인시험기관 인정을 획득하여 운영 중에 있다. 국제공인시험기관 인정을 통하여 항우연 시험설비에서 확보한 시험성적서를 KOLAS와 협의가 된 외국에서 인정받을 수 있다. 또한 국제공인시험기관 인정을 확보하였다는 사실만으로도, 국제적으로 측정신뢰도를 확보할 수 있다. 수리온 개발당시에도 항우연에 보유하고 있는 국제공인시험기관 인정을 통하여 항우연에서 시험하는 엔진시험데이터에 대한 신뢰도를 미국의 엔진 제작사인 GE로부터 확보할 수 있었다.

(가) 측정센서 교정

항우연 엔진시스템연구팀은 2003년 4월 획득하여 운영 중인 국제공인시험기관 인정을 유지하기 위하여 매해 관련 센서의 교정을 수행하였다. 과제 3차년도에도 1, 2차년도와 동일하게 센서의 교정을 수행하였다. 교정수행 센서는 Table 3.1.2.20 및 3.1.2.21의 센서를 비롯하여 신규로 구매한 디지털 센서들도 포함하였다. 또한 시험에 활용되었던 다축 힘센서 및 다축 힘센서용 앰프도 함께 교정이 되었다. 다수의 압력 센서들은 올해도 동일하게 현장교정을 함으로써, 센서만 교정하였을 때에 파악하기 힘든 신호선에 대한 불확도도 모두 파악할 수 있었으며, 디지털 센서의 통신을 활용함으로써, 신호선 및 각종 신호 변환에 따른 불확도를 제거할 수 있었다. 다축 힘센서는 다축 힘센서와 전용 앰프 및 센서-앰프 간의 신호선을 모두 포함하여 반출교정을 수행하여 다축 힘센서 측정과 관련된 모든 불확도를 파악할 수 있었다.

(나) 숙련도 평가 참여

산업통산자원부 산하 국가기술표준원에서 운영 중인 KOLAS 국제공인시험기관 인정을 유지하기 위해선 3년에 1회 이상 숙련도 평가에 참여하여야 한다. 숙련도 평가는 국가기관 또는 국가로부터 인정된 숙련도 운영 기관에서 공지하는 숙련도 평가에 참여하거나, 동일한 인정을 보유하고 있는 2개 이상의 기관에서 공동으로 숙련도 평가를 수행할 수 있다. 만약 동일한 인정을 보유하고 있는 다른 기관이 없다면, 숙련도 평가 계획서를 바탕으로 KOLAS 인정위원회의 심의를 거쳐, 동일 기관내의 시험자간 비교를 통하여 숙련도 평가를 수행할 수 있다. 숙련도 평가 시에는 KOLAS 사무국에서 파견하는 숙련도 평가 심사원의 관리 하에 관련 시험을 수행하여야 하며, 이에 대한 보고서는 1차로 숙련도 평가 심사원에 의하여 평가되며, 최종적으로 숙련도 인정위원회의 검토를 통과하여야 인정이 된다.

한국계량측정협회		
〔06710〕 서울시 서초구 반포대로1길 47 / 전화 02)3489-1300 / 전송 02)597-6328		
적성성형가지원센터 센터장 이석 담당 김수진 www.kasto.or.kr		
문서번호	측정 16-609	
시행일자	2016. 7. 19	
수 신	한국항공우주연구원 항공 추진기기장 연구실장	
참 조	비교시험 담당자	
선행	.	지 시
접 설 시 간	.	결 재
수 면 호	:	.
처 理 과	.	정 정
당 당 자	.	방 법
성 사 자	.	실 사 일
제 목	시험자간 비교시험 「PO-16-02」 결과 통보	
※ 본 결과와 일의 범위는 허용입니다.		



그림 3.1.3.58 술령도 시험 결과공문

항우연 엔진시스템연구팀은 숙련도 평가 기간 만료의 도래에 따라, 과제 3차년도인 2016년에 숙련도 평가를 수행하였다. 숙련도 평가를 수행하기 위하여 숙련도 평가 계획서를 KOLAS 사무국에 제출하였으며, KOLAS 사무국에서 파견한 심사원의 확인 하에 시험자간 비교를 통한 숙련도 평가에 참여하였다. 최종적으로 인정위원회를 통하여 아래와 같은 숙련도 평가에 대한 공문을 수령하였으며, 이를 통하여 2019년 12월까지 숙련도 인정기간을 확보 하였다.

(다) 갱신평가 수행 및 관련 규격 추가

KOLAS 인정의 유효기간은 인정 이후 4년이다. 인정 시작 후 2년이 경과하면, 1차 사후심사를 수행하여야 한다. 사후심사는 1개의 중분류당 2명의 심사원이 파견되어 수행하며 총 이틀에 걸쳐 수행한다. 사후심사 이후 2년이 또다시 경과하면 갱신평가를 수행한다. 갱신평가는 최초 인정평가와 동일하게 수행되며 1개의 중분류당 2명의 심사원이 파견되어 총 사흘에 걸쳐 진행된다. 항우연 엔진시스템연구팀은 2016년 이전 총 2번의 갱신평가를 수행하였으며 과제 3차년도에 3번째 갱신평가를 수행하였다. 항우연 엔진시스템연구팀은 갱신평가 외에도 인정범위 확대를 위해 시험관련 규격을 추가하였다. 3차 갱신평가 이전에 항우연에서 보유하고 있던 국제공인시험기관 인정은 하나의 규격에 대해서만 인정이 되었다. 기존 규격은 미국 국방부에서 활용하는 군사규격으로 “MIL E-005007E : 1983, Engines, Aircraft, Turbojet and Turbofan, General Specification for” 이었다^[3.1.3.9]. 항우연은 3차 갱신평가 시 최신 규격을 추가함으로써, 향후 엔진시험을 수행할 수 있는 규격에 대한 범위를 넓히고자 하였다. 신규로 추가된 규격은 “JSSG-2007A : 2007, Joint Service Specification Guide Engine, Aircraft, Turbine”로 기존 규격과 마찬가지로 미국 국방부의 군사규격이다^[3.1.3.10]. 하지만 1983년에 제정된 MIL 규격에 비하여 최신화된 규격으로, 현재 미국에서 보다 많이 활용되고 있는 규격이다.

갱신평가를 위하여 먼저 관련 서류를 제출하고 문서심사를 수행하였으며, 문서심사에서 발견된 총 4건의 부적합 사항을 조치하여 문서심사를 완료하였다. 이후 심사원들이 항우연을 방문하여 현장평가를 수행하였으며, 현장평가에서도 총 4건의 부적합이 발생하였으나, 이에 대한 조치를 완료하여 갱신평가 및 규격추가를 무사히 마무리 하였다. 항우연에서는 2년 후에 사후심사를 수행할 예정이다.

 제 KT198호. (1/2)	 제 KT198호. (2/2)															
국제공인시험기관인정서																
기관명 : 한국항공우주연구원 항공추진기기정연구실 사업장소재지 : 대전광역시 유성구 과학로 169-84 법인등록번호 : 160122-0002211 사업자등록번호 : 314-82-04857 최초인정일자 : 2003년 4월 12일 유통기간 : 2016년 5월 9일 ~ 2020년 5월 8일 인정분야 및 범위 : 항공																
상기 시험기관을 국가표준기본법 제23조 및 KS Q ISO/IEC 17025 인정요건에 의거하여 국제공인시험기관으로 인정합니다. 또한 ISO-ILAC-IAF 공동설명(2009.1.8)에 언급된 바와 같이 인정된 분야 및 범위에 대한 기술적 능력과 시험기관 품질경영시스템이 적절함을 인정합니다.																
2016년 5월 9일																
 한국인정기구장																
<table border="1" style="width: 100%; border-collapse: collapse;"> <thead> <tr> <th style="text-align: left; padding: 2px;">규격번호</th> <th style="text-align: left; padding: 2px;">규격명</th> <th style="text-align: left; padding: 2px;">시험범위 또는 검출한계</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td style="padding: 2px;">MIL E-005007E : 1983</td> <td style="padding: 2px;">Engines, Aircraft, Turbojet and Turbofan, General Specification for</td> <td style="padding: 2px;">Section 4.5.3 Altitude Tests</td> </tr> <tr> <td></td> <td style="padding: 2px;">Thrust (222 ~ 13 344) N</td> <td style="padding: 2px;">Specific Fuel Consumption (0 ~ 16 216) g/hN</td> </tr> <tr> <td style="padding: 2px;">JSSG-2007A : 2004</td> <td style="padding: 2px;">Joint Service Specification Guide Engine, Aircraft, Turbine</td> <td style="padding: 2px;">Section 4.11.2 Altitude Test</td> </tr> <tr> <td></td> <td style="padding: 2px;">Thrust (222 ~ 13 344) N</td> <td style="padding: 2px;">Specific Fuel Consumption (0 ~ 16 216) g/hN</td> </tr> </tbody> </table>		규격번호	규격명	시험범위 또는 검출한계	MIL E-005007E : 1983	Engines, Aircraft, Turbojet and Turbofan, General Specification for	Section 4.5.3 Altitude Tests		Thrust (222 ~ 13 344) N	Specific Fuel Consumption (0 ~ 16 216) g/hN	JSSG-2007A : 2004	Joint Service Specification Guide Engine, Aircraft, Turbine	Section 4.11.2 Altitude Test		Thrust (222 ~ 13 344) N	Specific Fuel Consumption (0 ~ 16 216) g/hN
규격번호	규격명	시험범위 또는 검출한계														
MIL E-005007E : 1983	Engines, Aircraft, Turbojet and Turbofan, General Specification for	Section 4.5.3 Altitude Tests														
	Thrust (222 ~ 13 344) N	Specific Fuel Consumption (0 ~ 16 216) g/hN														
JSSG-2007A : 2004	Joint Service Specification Guide Engine, Aircraft, Turbine	Section 4.11.2 Altitude Test														
	Thrust (222 ~ 13 344) N	Specific Fuel Consumption (0 ~ 16 216) g/hN														

그림 3.1.3.59 신규 국제공인시험기관(KOLAS) 인정서

제 2 절 설비 제어시스템 개선

1. 설비 제어시스템 성능진단

가. 제어시스템 주요인자 도출 및 성능진단

(1) 제어시스템 주요인자 도출

(가) 주요인자의 정의 및 도출

제어시스템의 주요인자 도출은 설비의 제어성능을 정량적으로 분석하고 제어성능 향상 결과를 평가하는 대상으로 활용하기 위함이다. 제어시스템은 측정시스템과는 별도의 시스템으로 구성되어 있으며 관리와 운용이 분리되어 있다. 지금까지 정확한 측정을 위해 측정시스템에 많은 관심을 가졌다면 제어시스템은 상대적으로 관심이 덜하였고 이는 KOLAS 인증 등에서 측정시스템은 관리하나 제어시스템은 관리하지 않는 구조적인 문제에도 기인하였다. 따라서 본 과제를 통해 제어시스템과 측정시스템을 연동시킬 수 있는 매개체(매개변수)를 정하고 이를 관리하기 위한 목적으로 주요인자를 설정하였다. 따라서 본 과제에서 정의되는 제어시스템의 주요인자는 제어시스템이 제어하나 그 결과가 측정시스템에 큰 연관성(영향성)을 갖는 인자이다.

(나) 주요인자 도출 방법 및 결과

제어시스템의 변동이 측정시스템에 미치는 영향은 측정시스템의 불확도 분석을 포함하여 다음과 같은 4 단계로 정의하였다.

Table 3.2.1.1 제어시스템의 변동이 측정시스템에 미치는 영향

① 측정불확도에 영향을 주는 제어인자 도출 → ② 측정불확도 기여도 분석을 통한 영향 성 비교 → ③ 압력과 관련된 제어인자에 대한 측정불확도 크기 추가 비교 → ④ 선정된 예비 주요인자의 측정불확도 타입별 크기 비교

(다) 단계별 주요인자 도출 과정 및 결과

① [1단계] 측정불확도에 영향을 주는 제어인자 도출

측정시스템이 관리하는 3가지 측정불확도 관리대상 변수(공기유량, 순추력, 연료효율)를 구성하는 인자들 중 제어시스템과 연관이 있는 인자들을 각 변수별로 아래 표와 같이 도출하였다.

Table 3.2.1.2 제어시스템 연관인자

변수	구성 인자 *) 굵은 글씨체는 도출된 제어관련 인자
공기유량(WA)	am_p, am_ap, am_t, d_throat, d_pipe, Cd
순추력(FN)	WA0, ps01_avg, ps02_avg, p05_avg, ps05_avg, t05_avg, ps_cell, fm, Ai, Ao, sc_pt, sc_tt_avg
연료효율(SFC)	WA, FN

* 각 항목별 의미는 Table 3.2.1.3 참조

② [2단계] 측정불확도 기여도 분석을 통한 영향성 비교

3개의 측정불확도 관리 대상 변수 중 공기유량과 순추력에 대한 측정불확도 기여도 (Uncertainty Percentage Contribution:UPC) 분석을 수행하여 각 변수별로 기여도가 가장 큰 제어관련 인자를 아래 표와 같이 도출하여 예비 주요인자로 구분하였다.

Table 3.2.1.3 제어시스템 예비 주요인자 (공기유량/순추력)

공기유량(WA)	UPC	비고
am_p(유량계 전압력)	0.08%	-
am_dp(유량계 차압)	3.53%	UPC가 가장 큼 → 예비 주요인자
am_t(유량계 온도)	0.07%	-
d_throat(유량계 목직경)	0.17%	-
d_pipe(유량계 직경)	0.00%	-
Cd	96.16%	UPC는 크나 유량계 고유값임
순추력(FN)	UPC	비고
WA0(공기유량)	7.13%	-
ps01_avg(01 section 정압)	0.31%	-
ps02_avg(02 section 정압)	7.61%	-
p05_avg(05 section 전압)	5.88%	-
ps05_avg(05 section 정압)	6.26%	-
t05_avg(05 section 온도)	0.11%	-
ps_cell(시험부 정압)	18.64%	UPC가 가장 큼 → 예비 주요인자
fm(로드셀 측정힘)	51.36%	UPC는 크나 로드셀 고유값임
Ai(흡입면적)	0.00%	-
Ao(토출면적)	0.38%	-
sc_pt(시험부 공급압)	2.25%	-
sc_tt_avg(시험부 공급온도)	0.04%	-

③ [3단계] 압력과 관련된 제어인자에 대한 측정불확도 크기 추가비교

공기유량과 순추력과 관련된 인자들 중 제어시스템과 가장 밀접한 압력과 관련된 인자들의 측정불확도의 크기를 추가로 비교하였다. 이는 최초 UPC만을 비교한 결과 주요제어인자가 전체 시스템의 특성을 모두 반영하지 못했기 때문에 제어시스템 측면에서 추가되었다.

Table 3.2.1.4 제어시스템 예비 주요인자(압력)

공기유량(WA)	측정불확도 압력(Pa)	비고
am_p	24.7	예비 주요인자
am_dp	7.6	-
순추력(FN)	측정불확도 압력(Pa)	비고
ps01_avg	31.9	-
ps02_avg	30.4	-
p05_avg	30.4	-
ps05_avg	31.3	-
ps_cell	84.5	예비 주요인자

④ [4단계] 선정된 예비 주요인자의 측정불확도 타입별 크기 비교

측정불확도는 A-type과 B-type으로 구분되며 이 중 A-type은 통상적으로 알고 있는 random error와 유사하고 B-type은 bias error와 유사하여 A-type은 제어성능향상으로 개선의 여지가 있으며 B-type은 센서 자체의 정확도 향상으로 개선할 수 있다. 따라서 A-type 측정불확도가 큰 인자가 제어시스템에 의존도가 높으면 나아가 제어시스템 향상을 통해 측정시스템 향상의 여지가 크다고 할 수 있다. 즉, A-type 측정불확도가 큰 인자가 본 과제에서 도출하고자 하는 주요 제어인자에 적합하다.

Table 3.2.1.5 주요인자 측정불확도 비교

예비 주요인자	측정불확도 [Pa]		비고
	A	B	
am_p (유량계 전압력)	19.7	15.0	공기유량 측정불확도 기여도는 작으나 A-type 측정불확도 절대값이 지배적이므로 지속적인 확인이 필요함 → 주요인자 확정
am_dp (유량계 차압)	1.2	7.5	공기유량 측정불확도 기여도는 크나 B-type 측정불확도 절대값이 지배적이므로 제어시스템 변화에 영향이 미비함
ps_cell (시험부 정압)	79.0	30.0	순추력 측정불확도 기여도가 크며 A-type 측정불확도 절대값이 지배적이므로 제어시스템 변화에 따른 영향이 큼 → 주요인자 확정

(라) 주요인자 도출 결과

이상과 같은 과정을 거쳐 본 설비 제어시스템이 관심을 가질 주요인자는 시험부로 공급되는 공기의 유량을 측정하는 밴류리 유량계의 전압력(am_p)과 시험부 정압력(ps_cell)을 도출하였다. 이러한 결과는 각 변수가 고공환경시험 조건 중 가장 중요한 속도와 고도 모사의 주요 인자임에서도 그 적절성을 확인할 수 있다.

Table 3.2.1.6 주요인자 도출

주요인자	설명
am_p (유량계 전압력)	시험부로 공급되는 공기의 전압력으로 엔진의 속도를 모사함
ps_cell (시험부 정압)	시험부 내부의 정압으로 엔진 시험 시 엔진의 고도를 모사함

(마) 시험데이터를 통한 주요인자의 적합성 검증

시험데이터 분석을 통해 도출된 제어시스템의 주요인자가 실제 시험에서도 큰 영향을 미치는지(혹은 향상의 여지가 큰지)를 확인하였다.

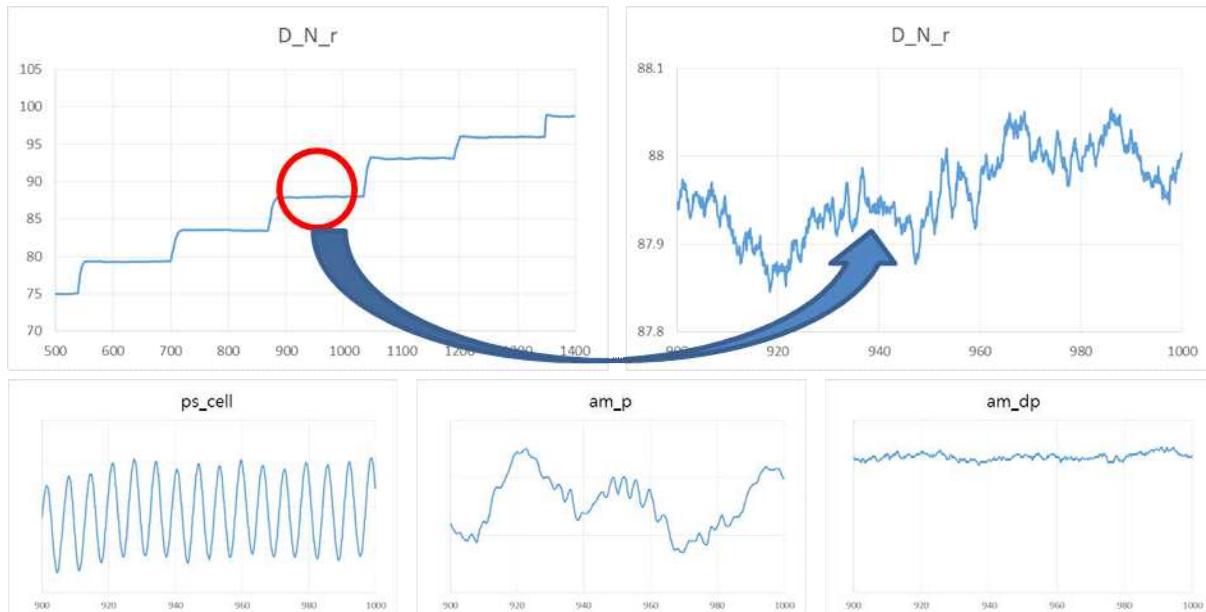


그림 3.2.1.1 시험데이터를 통한 주요인자 선정의 적절성 검토

위 그림은 엔진시험 중 idle에서 Max로 순차적으로 가속하면서 지정된 회전수에서의 정상 상태 성능을 측정하는 성능시험이다. 중간 회전수영역을 크게 확대하면 회전수가 $\pm 0.15\%$ 범위에서 유지되고 있으며 그 아래 3개 예비 주요인자들의 분포도 함께 볼 수 있다. 아래 압력 그래프 3개의 Y축의 눈금단위는 모두 동일하다. 이중 최초 UPC분석을 통해 예비 주요인자로 선정되었던 유량계 차압은 주요인자로 최종 확정된 시험부정압과 유량계 전압에 비해 상대적으로 매우 작은 분포만을 보이고 있다. 따라서 제어시스템의 향상에 따른 영향성이 미비 할 것으로 예측할 수 있으므로 주요인자에서 제외하는 것이 적합하다.

(2) 제어시스템 주요인자(시험부 정압)의 특성분석

그림 3.2.1.1에서 보면 주요인자 중 시험부 정압은 정상상태에서 주기적으로 요동하는 것을 볼 수 있다. 현재 항우연이 보유하고 있는 AETF는 엔진과 설비가 직결되는 형태로서 엔진과 설비의 동적인 특성이 통합적으로 나타난다. 시험부 정압 역시 엔진과 설비 각각의 특성이 통합되어 이러한 일정한 파형으로 보이고 있는 것으로 추정된다. 이러한 파형의 원인은 엔진, 밸브작동, 압축기특성, 고온 배기가스와 냉각수의 반응 등으로 추정되며 정확한 원인과 대책은 본 연구의 주요 대상으로 과제진행과 함께 해결할 계획이다. 여기서는 현재 시험부 정압이 나타나는 현상을 정확히 측정하고 이의 1차 예측원인을 검토하고자 하였다.

(가) 시험부 정압 측정 센서류 점검

시험부를 측정하는 다양한 센서류를 점검하기 위해 공기를 공급하지 않고 시험부를 열어 외기와 압력을 맞춘뒤 대기압 측정을 수행하였다. 그 결과 일부 센서가 틀어져 있는 것을 발견하였다.

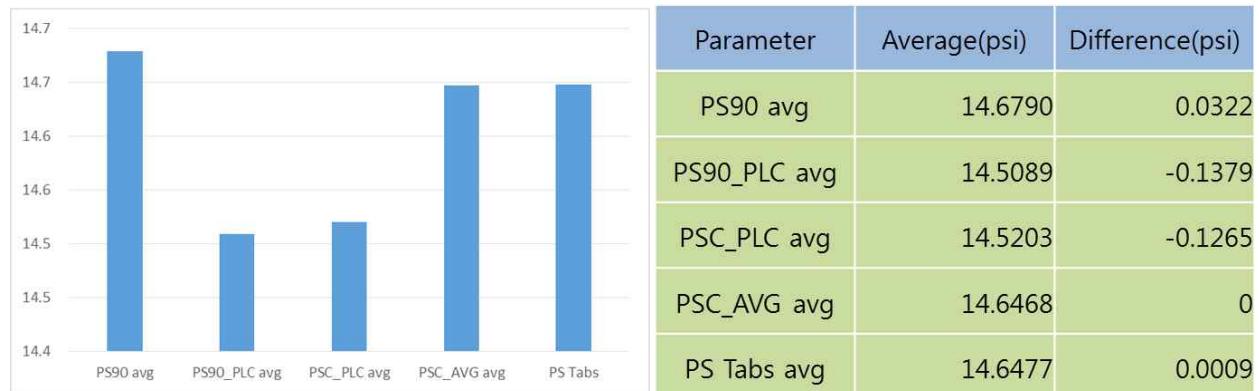


그림 3.2.1.2 시험부 정압과 관련된 센서류 점검 결과

위 그림은 시험부와 관련된 4가지 센서와 시험부 정압측정을 위해 추가로 장치한 정압측정용 템의 평균 대기압 측정결과이다. PSC_avg를 기준으로 센서류 사이의 틀어짐의 정도를 확인할 수 있었다.

(나) 시험부 정압 측정위치의 적절성 확인

항우연 AETF의 시험부는 3,000 파운드급 터보제트/팬 엔진 시험을 할 수 있는 규모로 시험부 내부 정압 대표값을 적절히 획득하는 것이 중요하다. 현재 시험부 한 곳에서 측정하고 있는 정압이 시험부 정압으로서 그 대표성이 있는지 확인하고자 하였다. 아래는 이러한 검증을 위해 사용한 시험부 정압 측정용 템이다. 시험부 내부의 다수 장소에 이러한 정압측정용 템을 설치하고 그 결과를 분석하였다.



그림 3.2.1.3 시험부 정압 측정용 템

시험부 내부의 정압 텁은 2가지 경우로 나누어 측정하였다.

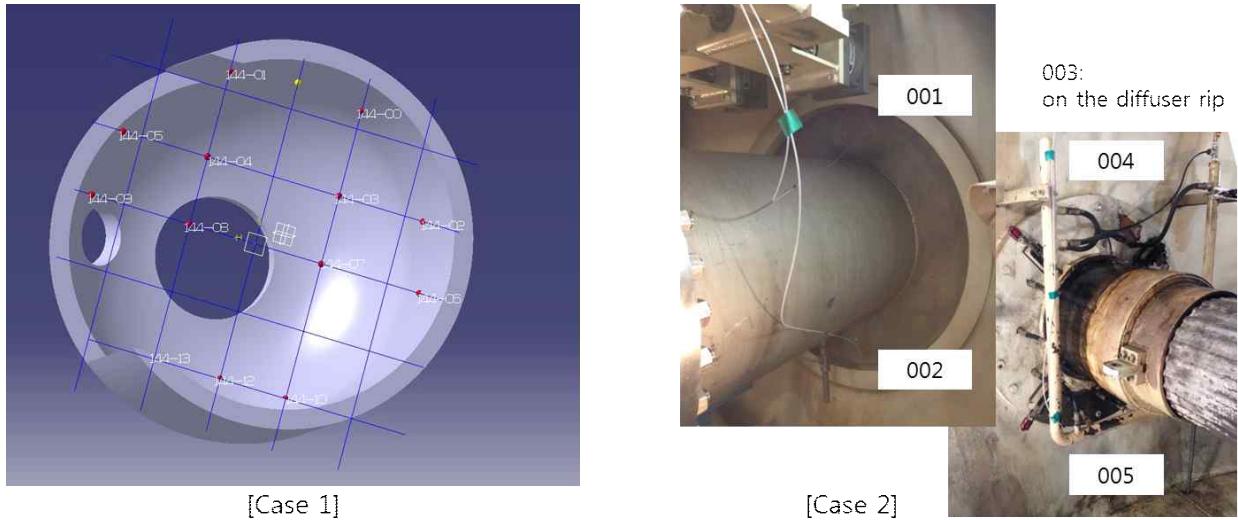


그림 3.2.1.4 Case별 시험부 정압 측정 위치

Case 1은 현재 시험부 정압을 측정하는 센서가 있는 단면에 다수의 센서를 설치하여 정압 분포를 측정하였고, case 2는 국제규격^[3.2.1.1]에서 제안하는 시험부 정압측정 위치에서 측정을 수행하였다. ASME PTC 55-2013은 “In an altitude test cell the static pressure also varies as flow passes through the cell. Likewise, static pressure measurements are taken at the front cell wall, rear cell wall, and (engine)nozzle exit plane. Sometimes static pressure taps are also mounted on the lip of the exhaust nozzle.”라고 정압 측정 위치를 제안하고 있다. 위 그림은 시험부 정압 측정을 위한 2가지 경우에 따른 측정위치이다.

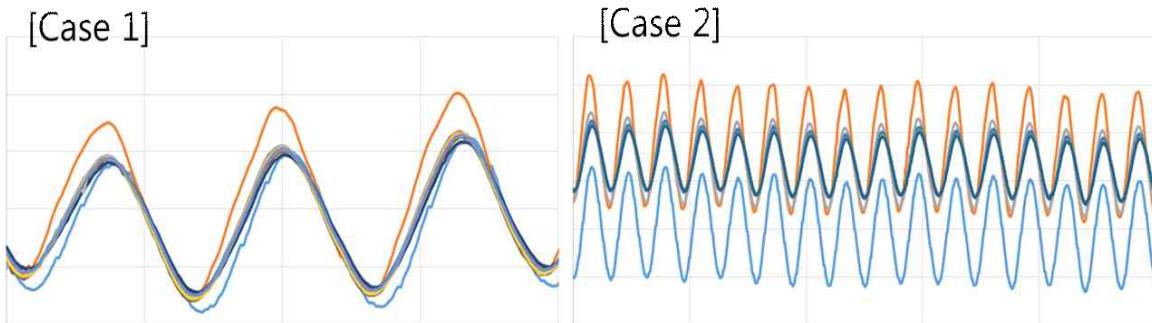


그림 3.2.1.5 Case별 시험부 정압 측정 결과 그래프

위 그림은 시험부 정압측정의 2가지 시험결과를 나타낸다. 2가지 경우 모두 시험부 정압의 주기적인 파형을 보여주면서 3가지 영역으로 나뉘고 있다. 가장 압력이 크게 나타나는 것은 시험부 정압을 PSI pressure scanner로 측정시스템에서 측정한 결과이며 가장 낮게 나타나는 것은 동일한 압력을 Rosemount 센서로 제어시스템이 측정한 결과이다. 이러한 측정오차는 이미 시험부정압을 대기압으로 맞춘 상태에서 수행한 시험부 정압관련 센서류 점검을 통해 확인한 센서류 오차이다. 가운데 측정값이 몰려있는 부분이 새로 설치한 시험부 정압 측정용 텁의 측정결과로 그 차이가 매우 미미하다. 따라서 시험부 정압은 현재의 측정위치도 그 대표성을 가지며 관련 센서류의 정확한 교정이 완료되면 측정에 따른 오류는 없을 것으로 생각된다.

(다) 고온 배기ガス와 냉각수의 상호작용에 따른 원인

AETF는 고온의 엔진 배기ガ스를 외기로 배출하기 위해 디퓨저를 이용하여 시험부 내부에서 외부로 방출하는 데 이 사이에 배기ガ스 온도를 낮추기 위해 냉각수를 분사한다. 이 과정에서 열적인 평형이 깨지면서 시험부 정압에 교란이 발생할 수도 있다. 이를 확인하기 위해 고온의 엔진 배기ガ스가 분사되는 경우와 대기온도의 공기가 분사되는 경우를 비교하였다. 그 결과는 아래 두 그림에서 확인할 수 있듯이 배기ガ스 온도는 시험부 정압 교란과 거의 무관함을 알 수 있었다.

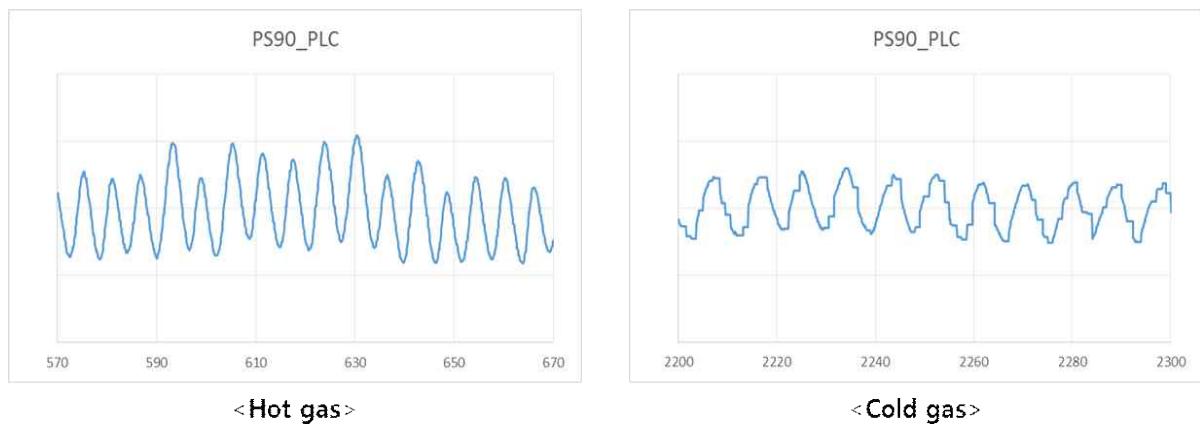


그림 3.2.1.6 배기ガス 온도에 따른 시험부 정압 교란 정도

(3) 정상상태 및 천이상태 제어성능 진단

(가) 분석대상 시험조건 선정

항우연 AETF가 갖고 있는 제어시스템 정상상태 및 천이상태에 대한 제어성능을 진단하기 위해서 대표 운전조건을 도출하고 해당 운전조건하에서의 제어성능을 비교하였다. 대표 운전 조건은 항우연이 현재까지 수행한 고공환경시험을 정상상태 시험과 천이상태 시험으로 나누고 시험조건별로 시험수행 횟수로 분류해 보았다. 그 결과 항우연 고공시험설비는 다양한 운전조건에서 시험을 수행하고 있으나 가장 대표적인 시험조건으로 중속 저고도 조건을 선정하였다.

(나) 정상상태 제어성능 분석

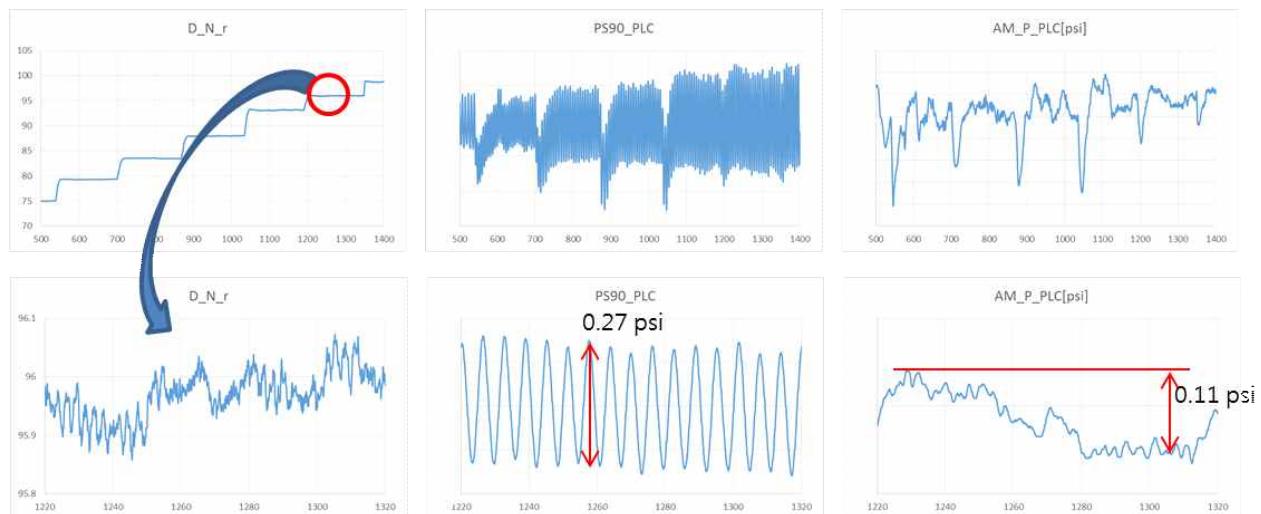


그림 3.2.1.7 가속인 경우의 정상상태 시험결과

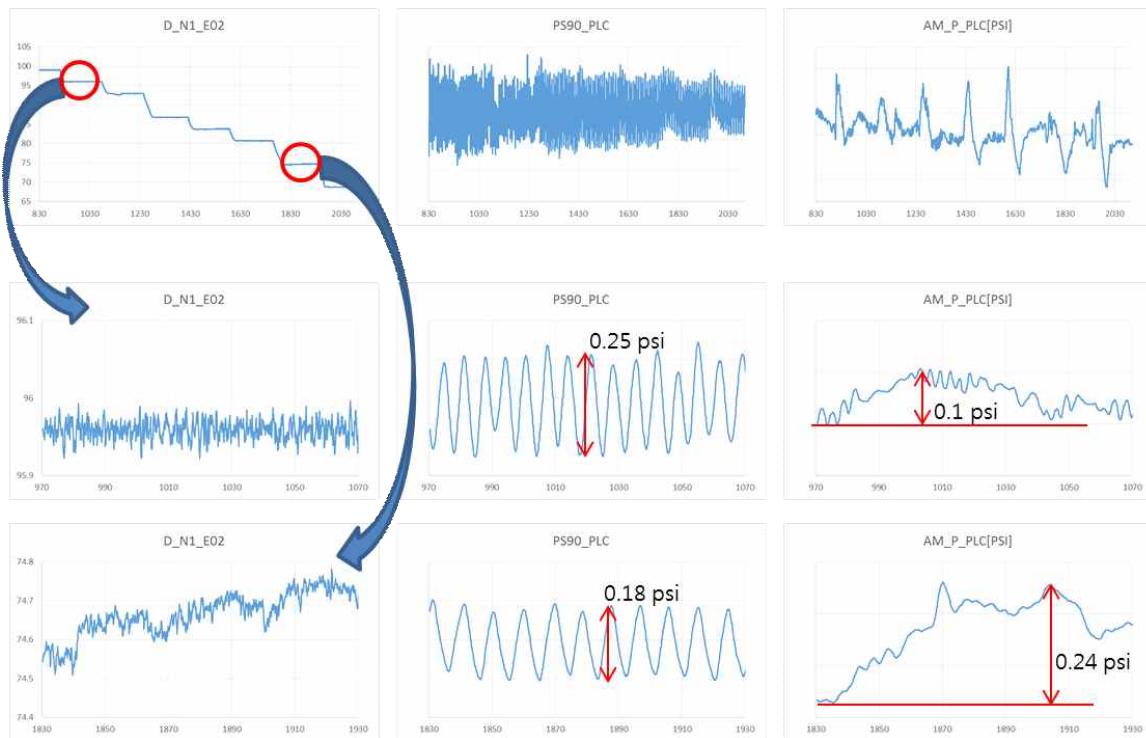


그림 3.2.1.8 감속인 경우의 정상상태 시험결과

대표 운전조건에서 수행한 정상상태 시험 결과를 분석하여 현재 항우연 AETF가 갖고 있는 정상상태(setpoint) 제어성능을 평가하였다. 위 그림은 정상상태 시험결과 중 일부를 확대하여 분석한 것이다. 3개 인자는 각각 D_N_r : 회전수, PS90_PLA : 시험부 정압(ps_cell), AM_P_PLA: 유량계 전압을 나타낸다.

정상상태 시험은 각 회전수에서 최소 2분 이상 상태를 유지하는 것을 기준으로 하였으나 아래 그림을 분석한 결과 2분 대기로는 진정한 의미의 정상상태에 도달하지 못하는 것을 확인할 수 있었다.

(다)천이상태 제어성능 분석

천이상태 제어성능을 확인하기 위해서는 step 또는 ramp 입력을 주고 입력 대비 반응을 본다. 본 시험에서는 아래 그림에서와 같이 급격한 가감속을 수행하여 이러한 동적인 제어입력을 주었다. 본 시험에 사용한 엔진은 단일축 엔진으로 가감속 반응속도가 다축 엔진에 비해 상대적으로 빠른 것을 볼 수 있다. 이러한 반응시간내에 시험부 정압력과 공급압력은 가속의 경우 압력이 감소하고 감속의 경우 압력이 증가하는 것을 볼 수 있다. 이것은 엔진이 가속을 위해 급격히 공기를 흡입하거나 감속을 위해 급격히 공기를 덜 흡입하기 때문에 발생하는 반응이다.

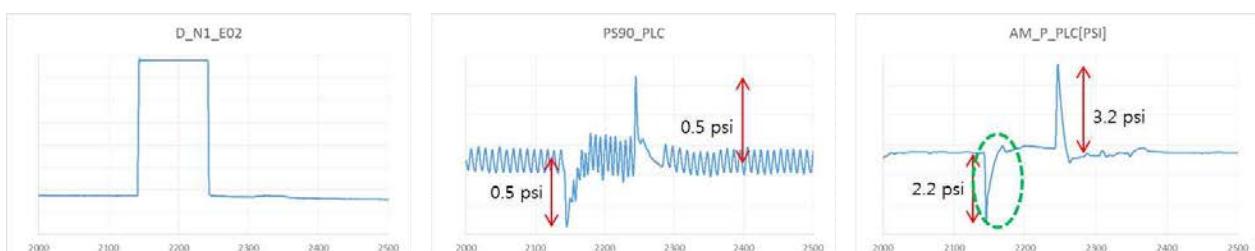


그림 3.2.1.9 천이상태 제어성능 분석을 위한 엔진 가감속 시험결과

그림 3.2.1.10은 가속이 시작하는 시점을 확대한 것으로 가속을 외란으로 보면 외란발생 시점에서 시험부 정압과 시험부 공급압이 90% 목표값까지 도달하는 도달시간(rising time)이 약 40초임을 확인할 수 있다. 이러한 도달시간은 외란의 정도나 엔진 특성별로 상이할 것으로 본 연구를 통해 진행 중인 제어시스템의 정밀도 향상과 유연성 확보를 통해 엔진별 특성을 반영한 도달시간 단축이 가능할 것이라고 판단하였다.

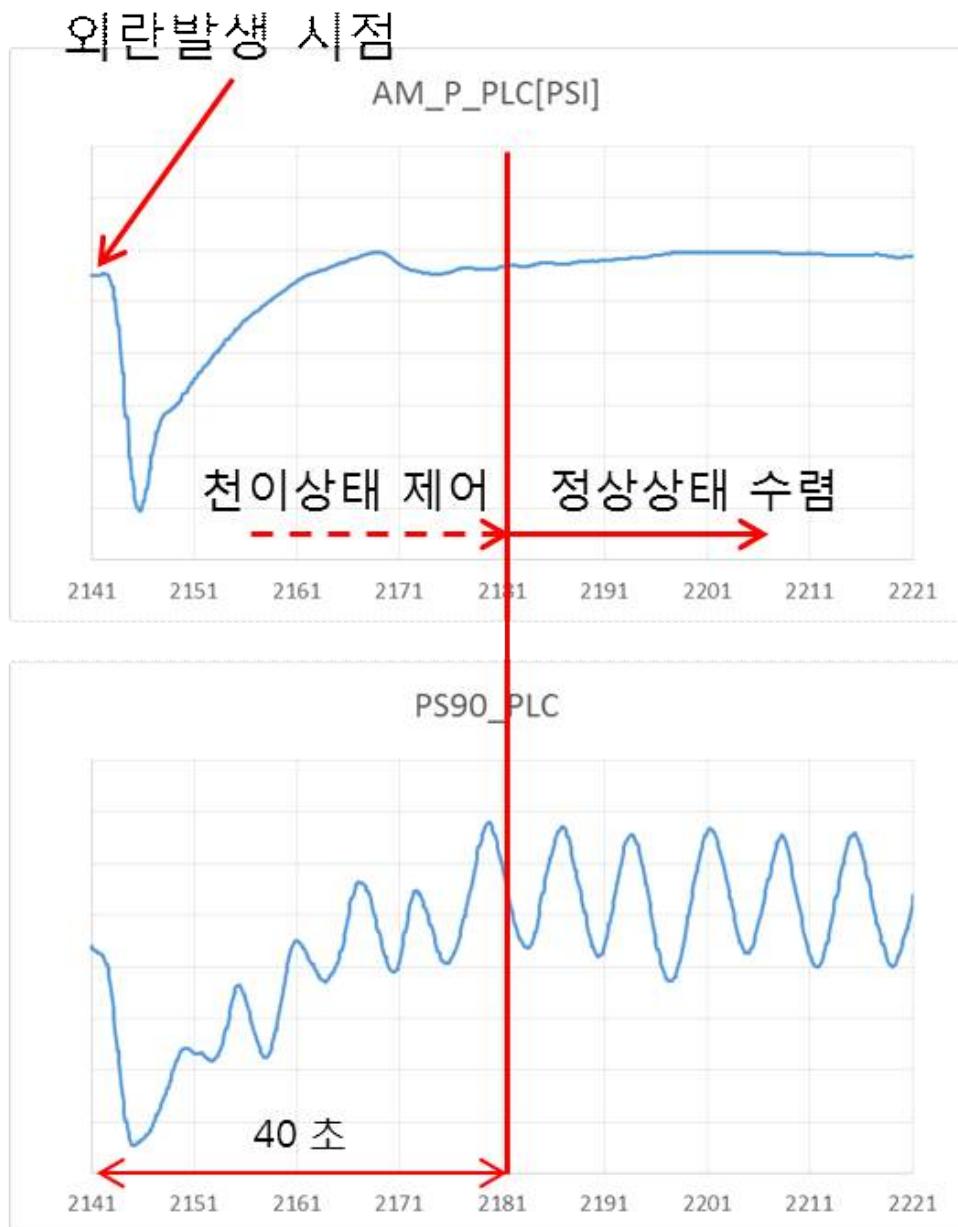


그림 3.2.1.10 설비제어시스템의 천이상태 특성(도달시간 분석)

그림 3.2.1.11은 가속 초기를 조금 더 확대하여 분석한 것으로 엔진 가속시점 대비 설비의 천이응답 지연시간을 파악하였다. 엔진의 가속은 회전수 증가로 나타나는데 이 시점과 시험부 정압과 공급압의 변화는 1초 뒤에 발생하였다. 시험설비 중 밸브의 개도 변화가 시작하는 시점이 아니기 때문에 제어시스템의 응답시간 지연이라기 보다는 설비의 천이관련 관성특성으로 보는 것이 더 적합할 것이다.

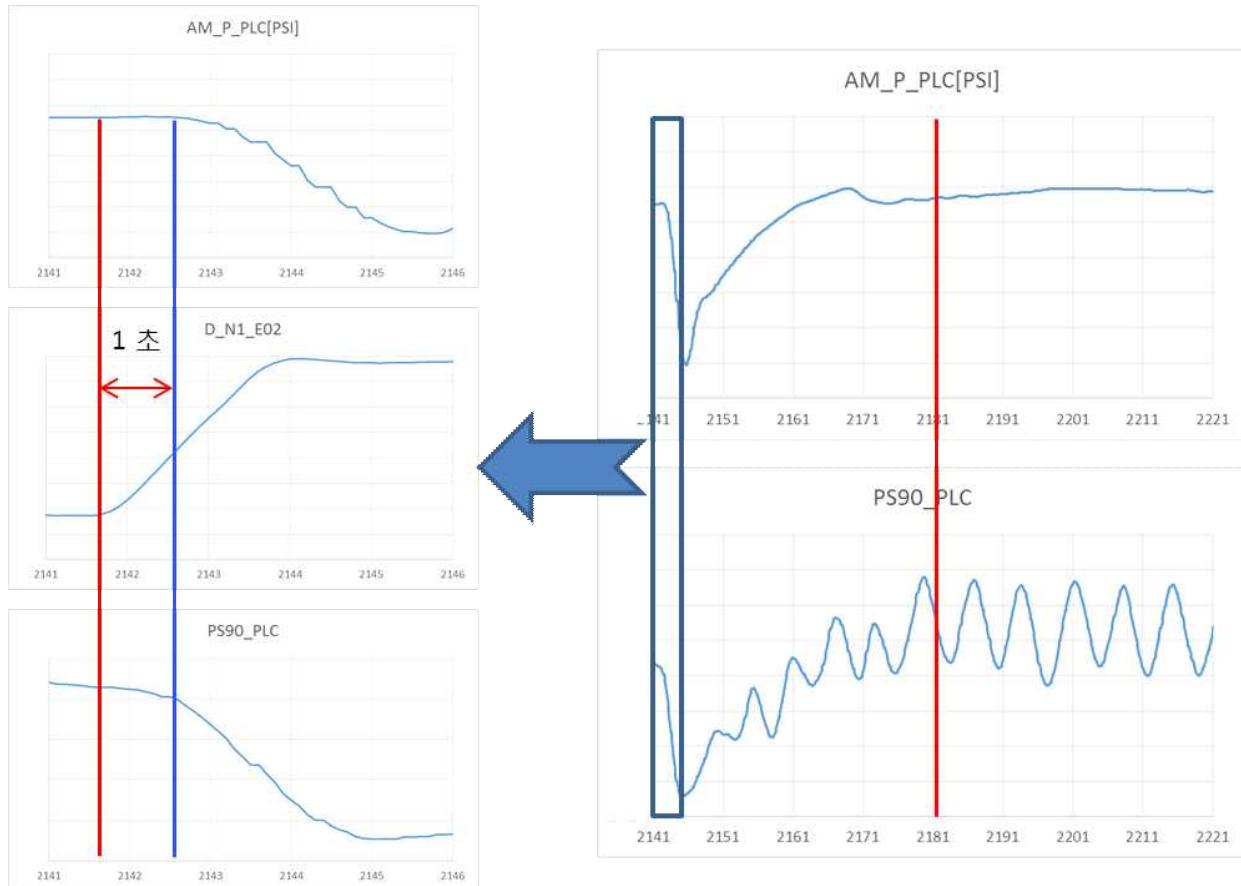


그림 3.2.1.11 설비제어시스템의 천이상태 특성(도달시간 분석)

(라) 정상상태와 천이상태 제어성능 분석결과

항우연 AETF의 제어성능은 시험조건에 따라 다르나 설비의 대표시험조건에서 아래 표와 같은 성능을 가짐을 확인하였다.

Table 3.2.1.7 제어시스템의 제어성능 분석결과

	시험부 정압	시험부 공급공기 전압
정상상태 분석결과	최대 $\pm 1\%$ 이내로 유지	최대 $\pm 0.6\%$ 이내로 유지
	저유량 영역의 경우 정상상태 도달 대기 시간을 2분 이상으로 연장 필요	정상상태 도달여부 재평가 필요
천이상태 분석결과	정상상태 대비 분산폭이 2~3배 증폭됨	정상상태 대비 분산폭이 10~15배 증폭됨(감속 시 진폭이 더 큼)
	가감속 응답시간 : 약40초	가감속 응답시간 : 약40초
	회전수 대비 설비 반응 1초 지연	회전수 대비 설비 반응 1초 이상 지연

(마) 정상상태 제어성능 향상 목표 설정

이상과 같이 도출된 제어시스템 주요인자는 제어성능 향상을 계획하였으며 이러한 계획의 정량적인 목표를 아래 표와 같이 제시하고자 한다.

Table 3.2.1.8 제어시스템 제어정밀도 향상목표

제어시스템 주요인자	제어정밀도 목표	비고
시험부 공급공기 압력	$\pm 0.5\%$	최대 허용 측정(indicated) 오차
시험부 정압력	$\pm 0.5\%$	최대 허용 측정(indicated) 오차

제시한 주요인자 제어성능 목표치는 ASME PTC 55-2013 코드^[3.2.1.1]가 제시하는 기준(아래 그림 참조)과 최근 항우연이 진행 중인 고공시험 해외 수주와 관련하여 해외 엔진사가 제시한 고공시험기준을 참조하였다.

Table 3-3.2.1-1 Maximum Indicated Variation in Test Conditions

Variable	Maximum Deviation of Measured Parameter From its Reported Average [Note (1)] During a Test Point
Scale force	$\pm 1.0\%$
Torque	$\pm 1.0\%$
Rotating speed(s)	$\pm 1.0\%$
Engine inlet temperature	$\pm 4.0^{\circ}\text{F}$ ($\pm 2.2^{\circ}\text{C}$)
Fuel temperature	$\pm 5.0^{\circ}\text{F}$ ($\pm 2.8^{\circ}\text{C}$)
Fuel flow	$\pm 1.0\%$
Engine inlet pressure	$\pm 0.5\%$
Engine exhaust pressure	$\pm 0.5\%$
Engine inlet relative humidity	$\pm 2.0\%$

*) ASME PTC 55-2013

그림 3.2.1.12 ASME PTC 55-2013이 제시하는 제어정밀도

(바) 제어성능 향상을 위한 제어소프트웨어 준비 (HMI Upgrade)

1차년도에 분석한 제어시스템의 주요인자 및 주요인자들의 제어성능을 보다 향상시키기 위해 제어시스템을 제어하는 설비제어용 소프트웨어(HMI+GE Cimlicity)를 아래와 같은 항목들에 대해 수정/보완하였다.

- 제어밸브 PID Gain 조정 화면 구현
- 주요센서 교정식 입력가능 화면 구현
- PCV-22 밸브 제어기능 추가(Cell #2와 유사)
- Transient 제어 (Feed Forward 등)
- Cell#1 밸브 강제구동 기능(Maintenance) 구현
- 설비 데이터 저장 기능 및 주요 데이터 저장 기능 확보

제어밸브 PID gain 조정 화면은 밸브 세팅값 확인 및 상태 점검을 위하여 밸브 개폐 명령을 가능하게 하고, ramp 명령의 time 및 개도율 입력을 가능하게 하고, 트랜드 창을 통하여 밸브의 명령과 피드백 결과를 감시할 수 있도록 하였다.



그림 3.2.1.13 주요 제어밸브 점검창

계수 입력용 PLC memory를 할당하여 사전에 구현된 PLC 계산식에 계수 값 입력을 통하여 교정을 적용한다. 화면 배치는 운전 편의성을 고려하여 집합형 또는 개별 pop-up 화면 등으로 구현하고 계수 변경 시 변경시간, 센서 명, 계수 값을 파일에 저장한다.

제어용 센서 교정식 입력

센서명	물리량	K1 입력	센서 값	K2 입력	센서 값	K3 입력
PT21	NNN.N	= 123.4 * NNN.N ^2 + 123.4	NNN.N	* 123.4 + NNN.N	+ 123.4	
PT21	NNN.N	= 123.4 * NNN.N ^2 + 123.4 * NNN.N + 123.4	NNN.N	* 123.4 + NNN.N	+ 123.4	
PT21	NNN.N	= 123.4 * NNN.N ^2 + 123.4 * NNN.N + 123.4	NNN.N	* 123.4 + NNN.N	+ 123.4	

그림 3.2.1.14 주요 제어센서 교정식 입력창 사례

유선 네트워크 망 활용 (PLC 판넬에 HUB를 추가하여 laptop 접속을 가능하게 함) Cimlicity Webview 기능을 활용하여 현장에서 설비 제어를 가능하게 하였다.

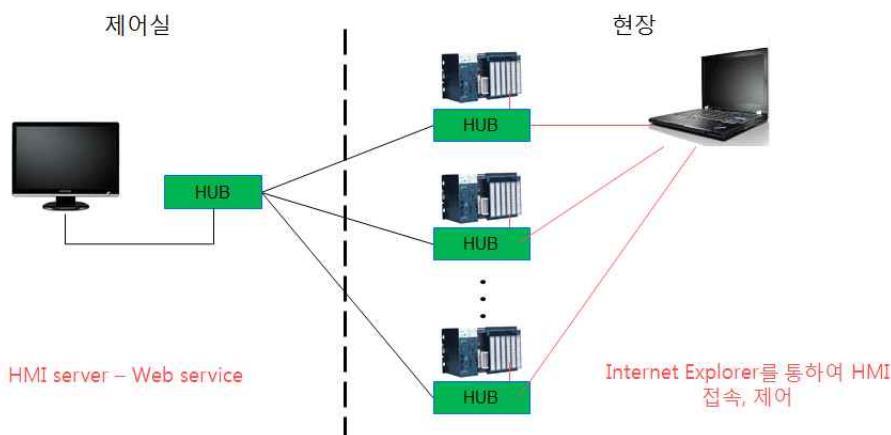


그림 3.2.1.15 시험부 원격제어

(사) 연료공급시스템의 제어정밀도 향상

연료공급시스템은 엔진 연료시스템의 성능을 확인하기 위해 엔진 시험시간동안 연속적으로 정확한 압력과 온도로 제어 할 수 있어야 한다. 그러나 현재의 연료시스템은 초기 지정된 인수시험용 엔진의 사양에 맞추어져 있어서 다양한 크기의 엔진에는 상대적으로 낮은 제어정밀도로 제어되어 왔다. 이에 본 연구를 통해 엔진 공급 최종단의 압력과 온도를 측정하여 이를 제어에 피드백 해 줌으로써 보다 정밀한 제어가 가능하게 되었다.

나. 엔진 모델링 기술개발 및 설비 모델링 시스템 구축

(1) 엔진 모델링 기술개발

(가) 개요

항우연은 항공분야에서 기 사용되어 신뢰성이 입증된 EcosimPro(엔진모델 및 제어기 모델 개발을 위한 프로세스 해석 및 제어모사용 툴)와 PROOSIS(가스터빈엔진 특화 툴)를 보유하고 있으며 두 프로그램은 EL 환경의 동일 platform에서 연동되어 각각의 특화된 장점을 활용할 수 있다. 이러한 상용 프로그램을 이용하여 엔진 모델을 개발하였으며, 이와는 별도로 엔진 모델링을 위하여 Fortran 기반의 비선형 지배방정식 solver를 개발하여 in-house 소프트웨어를 기반으로 한 엔진 모델을 동시에 개발하였다.

(나) 상용 툴을 이용한 엔진모델 개발

아래 그림은 PROOSIS를 이용하여 작성한 unmixed 2-spool geared turbofan engine model이다. 모델은 주요 구성품(팬, 압축기, 연소기, 터빈) 모듈과 2개의 기계 축을 이용하고 unmixed flow를 모델링 할 수 있도록 2개의 노즐 모듈을 사용하였다. 엔진 모델은 엔진 실험데이터를 기반으로 구체화하였다.

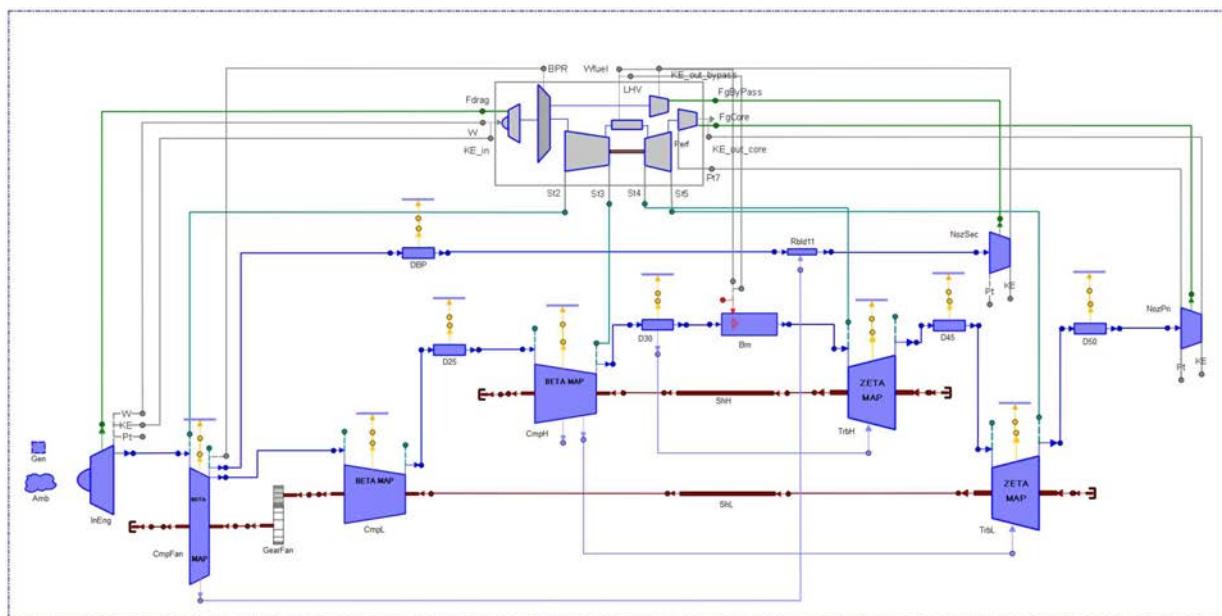


그림 3.2.1.16 상용 툴을 이용한 엔진 모델링

설비 모델링 툴인 AMESim은 기능적으로 Matlab/Simulink platform에서 상기 엔진모델과 연동할 수 있어 엔진 모델도 Matlab/Simulink와 연동될 수 있어야 한다. 이를 위해 PROOSIS가 제공하는 Matlab s-function 생성기능을 이용하여 PROOSIS 엔진모델을 변환하였다. 다음 그림은 PROOSIS로 작성한 엔진모델을 s-function으로 변환하고 입출력 환경을 구축한 사례이다. 가운데 파란색의 turbofan engine 블록이 엔진 S-function이고 좌측은

입력, 우측은 출력이다. 입력의 주위환경 마하수, 고도 및 온도는 최초 입력값으로 전체 계산에 동일하게 적용되며 NH 및 NL은 initial value로 계산의 초기 입력값으로 사용된다.

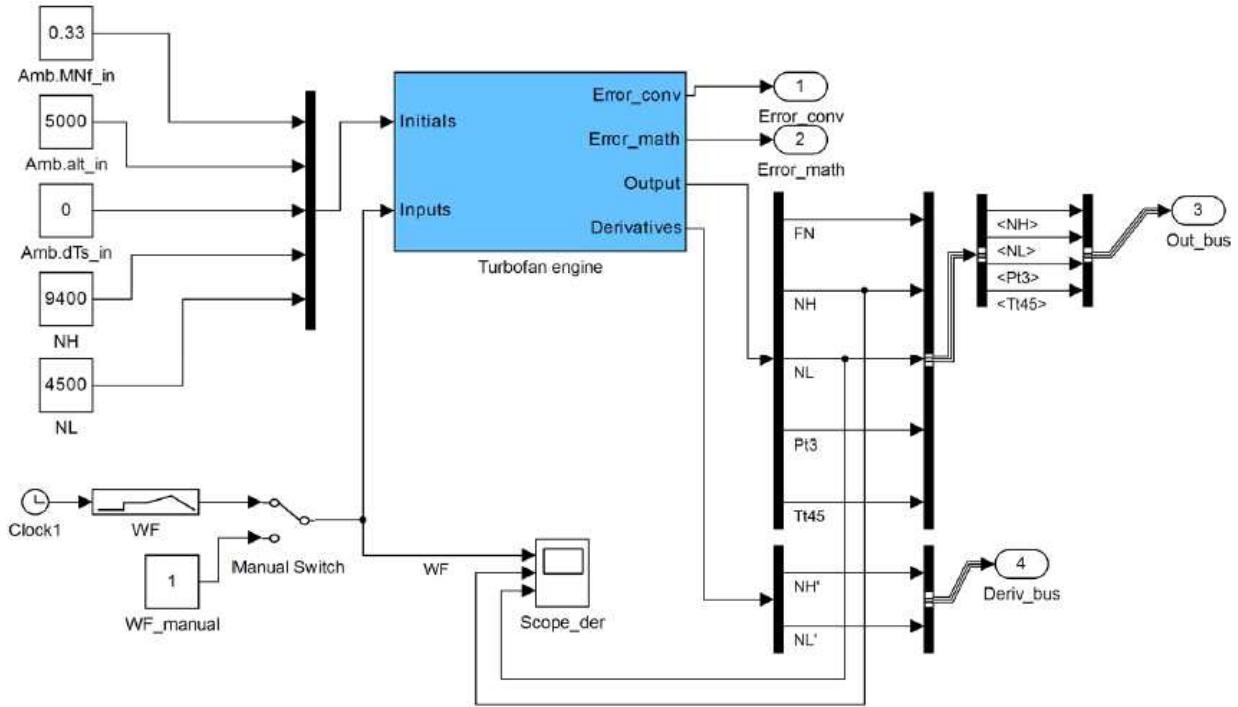


그림 3.2.1.17 상용 터보엔진모델의 Simulink 모델

(다) 엔진모델 개발 (Fortran 기반)

상용 프로그램을 이용한 엔진 모델과 병행하여 항우연이 자체 보유하고 있는 In-house 코드(FORTRAN 기반 Aerothermo 모델)를 이용한 엔진 모델 개발도 수행하고 있으며 그 특징은 아래와 같다.

- 자체 제작 In-house program (written in FORTRAN).
- Aerothermodynamic 0-model.
- 관성항 고려 : Rotor dynamics, Volume dynamics, Metal heat soak.
- Modular Structure : 1개 모듈(component, stage, row)과 1개의 subroutine이 1:1로 대응되어 향후 엔진 형상 변경 시 subroutine 추가로 엔진 모델을 간단히 변경 가능.
- non-real time.

엔진의 물리적 천이 운전 상태를 결정하는 수학적 모델은 엔진 각 구성부의 운전 특성을 반영한 4개의 지배방정식들로 구성되며, 최종적으로 연립 비선형 상미분 방정식으로 표현된다. 앞에 언급한 바와 같이 아래 각 구성부의 특성(동력출입, 열전달)에 따라 지배 방정식 상의 F , \dot{W}_s , \dot{Q} 값들이 엔진의 열역학적 상태의 함수(u , p , T , T_w)로 모델링되어 배치된다.

Table 3.2.1.9 엔진모델 지배방정식

연속방정식	$V \frac{d\rho_{i+1}}{dt} = -\dot{m}_{i+1} + \dot{m}_i$
운동량 방정식	$V \frac{d(\rho u)_{i+1}}{dt} = -(\dot{m}_{i+1}u_{i+1} - \dot{m}_iu_i + p_{i+1}A_{i+1} - p_iA_i) + F$
에너지 방정식 (Gas-path)	$V \frac{d}{dt}(\rho H - p)_{i+1} = -(\dot{m}_{i+1}H_{i+1} - \dot{m}_iH_i) + \dot{Q} - \dot{W}_s$
에너지 방정식 (Gas-path wall)	$m_{W,i}c_{pW,i} \frac{dT_{W,i}}{dt} = h_{W,i}A_{W,i}(T_i - T_{W,i})$
축 운동 방정식	$I \frac{d\omega}{dt} = T_{qt} - T_{qc} - T_{ql}$

엔진 운전 시뮬레이션 또는 천이 운전 모사 등의 실행은 위에서 언급한 연립 비선형 상미분 방정식의 해를 구하는 것과 같으며 아래와 같은 방법을 적용하여 수행하였다.

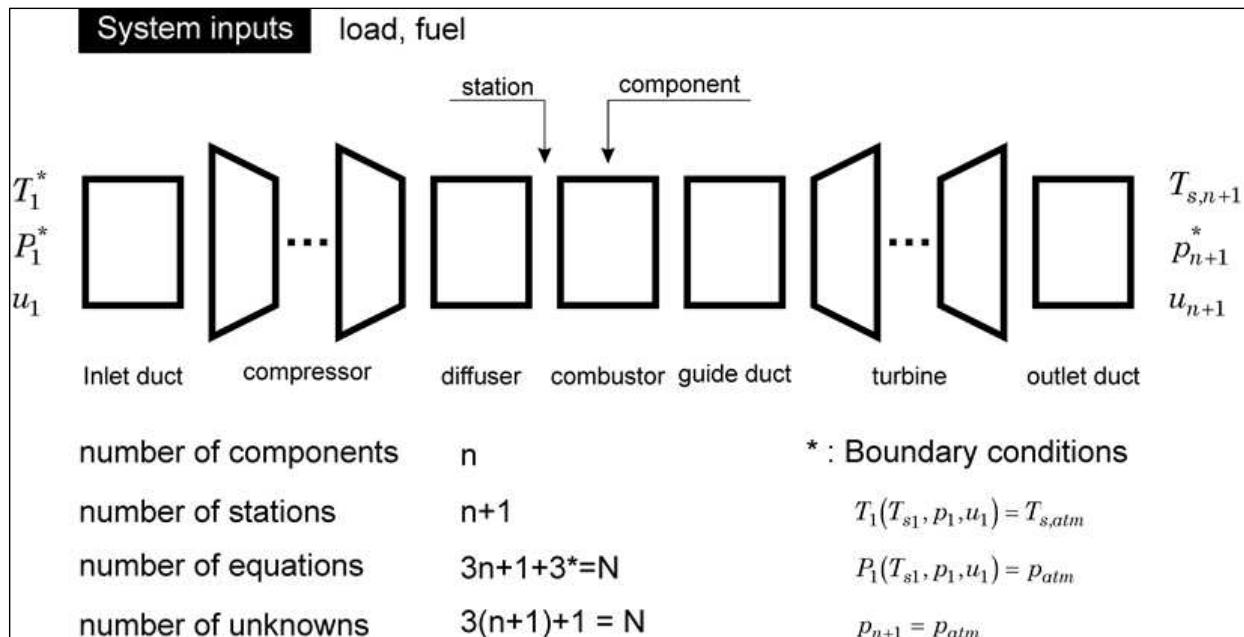


그림 3.2.1.18 엔진 운전 시뮬레이션 또는 천이 운전 모사의 실행

- N개의 미지수(x_1, x_2, \dots, x_N)에 대해 N개의 식($F_i(x_1, x_2, \dots, x_N) = 0$ for $i = 1, 2, \dots, N$)이 존재 → Solvable.
- Simultaneous Iteration(Multidimensional Newton-Raphson method) 사용.
- Gaussian elimination with intermittent update of Jacobian.

(2) 설비 모델링 시스템 구축

(가) 개요

고공환경시험설비의 운전특성을 신뢰성 있게 모사할 수 있는 AMESim S/W기반의 시뮬레이션 모델 개발하여 설비 제어정밀도 향상에 기여하고자 하였다. 실제 엔진과 설비를 활용한 연구에 비하여 시뮬레이션 모델을 활용하여 얻을 수 있는 장점은 아래와 같다.

- 저비용
- 시험대비 짧은 시간 내 결과 도출
- 실물에서는 센서를 장착할 수 없는 위치에서의 값 추출 가능
- 레이아웃 변경, 제거 및 추가용이
- 시험으로는 할 수 없는 위험한 운전조건 수행 가능

(나) 개발목표 및 추진방안

고공환경시험설비의 시뮬레이션 모델 개발의 목표는 실제 시험 전 사전설비 운용 조건에 대한 운전특성 확인 및 제어이다. 이러한 목표를 위하여 아래와 같은 추진방안으로 진행을 하였다.

- 정상상태 조건에 대한 시험과 시뮬레이션의 비교
- 대상 모델 1기 선정 : 터보 팬 (Turbo Fan)
- 시뮬레이션 모델 구축 : 부품 사양, 도면 및 실측 정보 이용
- 주요부품에 대한 특성곡선 확보 : 압축기, 터빈 등
- 주어진 입력 값에 대한 출력 값 비교 항목 : 시험부 내부 압력

(다) 시험설비 모델링 시스템을 위한 시험조건

① 설비 레이아웃

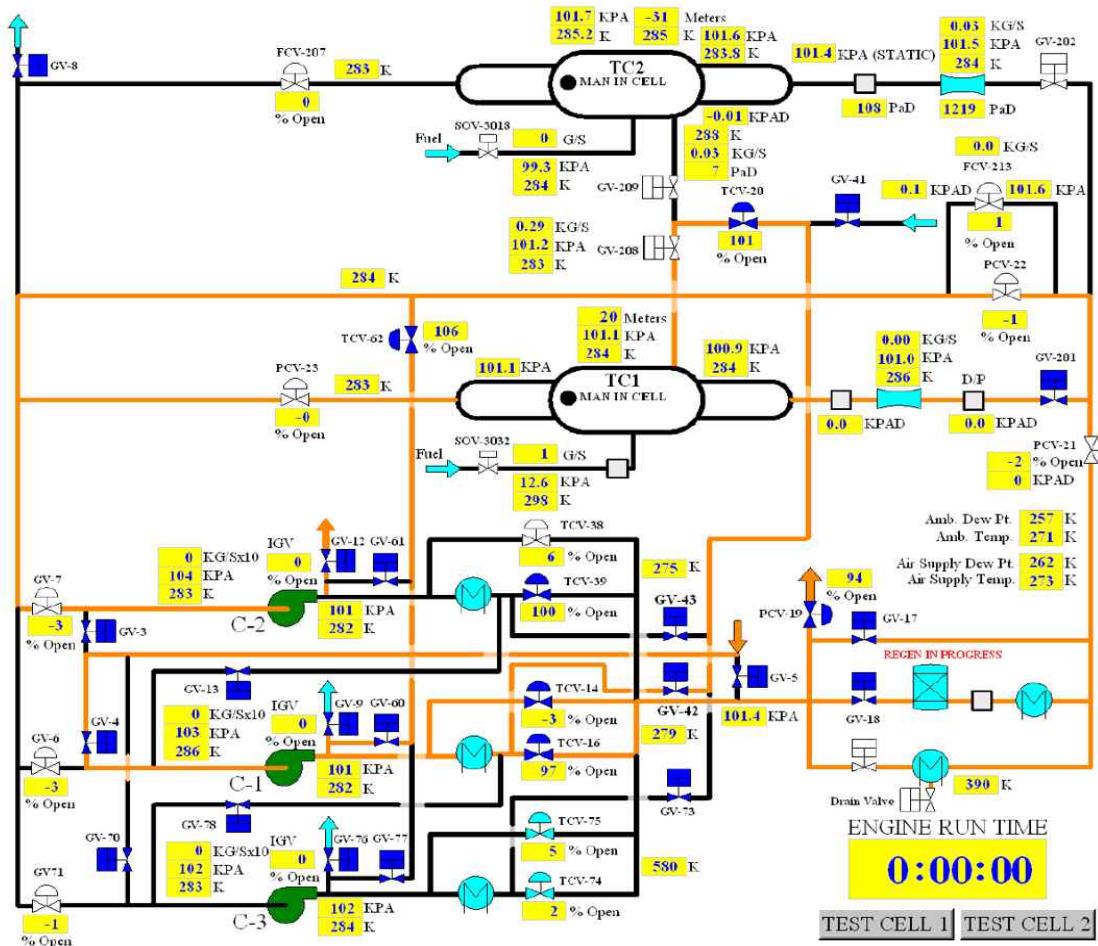


그림 3.2.1.19 설비 레이아웃

② 시험 조건

Table 3.2.1.10 실제 시험조건

No	시험 조건 /세팅 값	값	비고
1	시험부 공급공기 전압력 (kPa)	140.55	시험부 전방밸브로 제어
2	시험부 공급공기 온도(K)	316.4	압축기 후방밸브로 제어
3	시험부 내부 압력(kPa)	101	시험부 후방밸브로 제어

③ 시험 결과 그래프



그림 3.2.1.20 정상상태 조건에서의 측정그래프

(라) 시험설비 모델링 시스템을 위한 시뮬레이션

① 소프트웨어 버전

본 모델링에는 AMESim S/W Rev13이 사용되었다.

② 주 사용처

Table 3.2.1.11 AMESim 주 사용처

분야	회사
Airplane	Dassault, Airbus, Embraer, Cessna 외
Helicopter	Eurocopter, Agusta, Russian Helicopters 외
Propulsion	Safran, Rolls Royce 외
Space	NASA, ThalesAlenia, Cnes 외

③ 본 과제에 사용된 주요 라이브러리

Table 3.2.1.12 주요 라이브러리 활용

No	Library	비고
1	Aeronautics & Space	대기 모델
2	Gas Mixture	산소, 질소, 헬륨 등
3	Signal, Control	PID 제어로직 등

④ 시뮬레이션 모델 레이아웃 개요

각 단품은 정상상태 및 천이상태 운전모사가 가능한 모델사용을 사용하였으며, 시뮬레이션에 사용된 모델의 주요 단품 요약표는 아래와 같다.

Table 3.2.1.13 시뮬레이션 모델 요약표

No	모델명	비고
1	혼합기체 모델	대기중의 수분함량 정의 모델
2	압축기	압축효율이 정의된 모델
3	열교환기(엔진)	단순모델, 상세모델, Matlab모델
4	터빈	Volume Dynamics와 Thermal Inertia

⑤ 압축기 효율곡선

실제 시험에 사용된 압축기 효율곡선은 다음과 같으며, 압축기 성능곡선을 모델링에 입력하여 압축기 성능을 모사하였다.

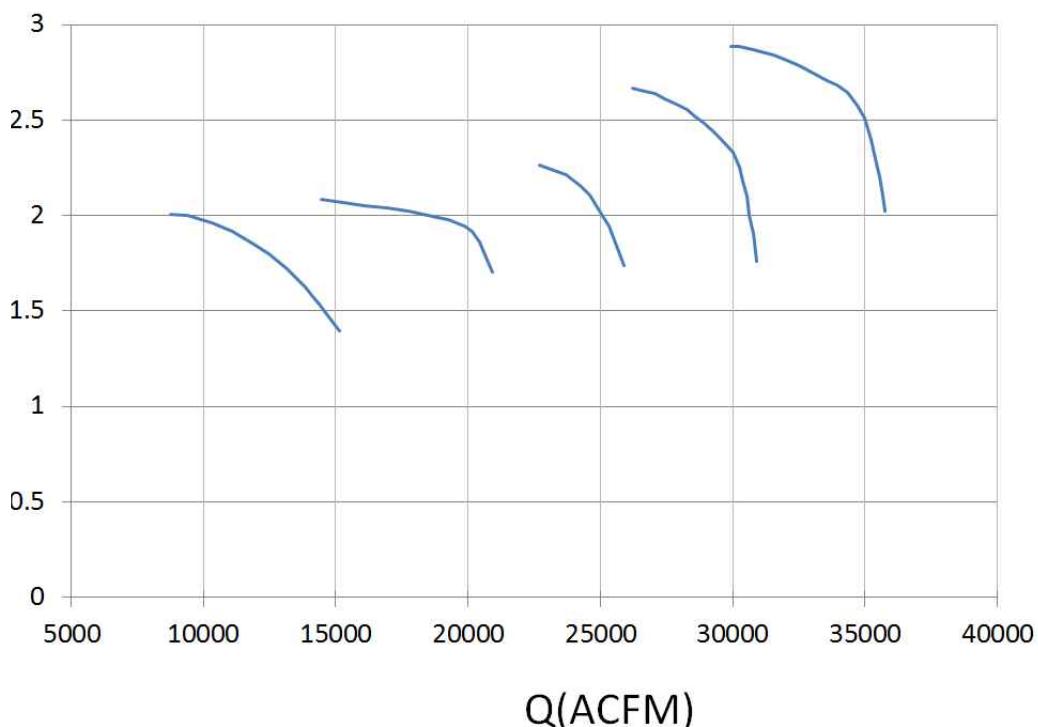


그림 3.2.1.21 압축기 성능곡선(C1)

위 효율곡선을 이용하여 압축비를 구하는 순서는 다음과 같다.

Table 3.2.1.14 압축기 계산 순서 및 수식

순서	구하는 값	관련 수식
1	수정된 mass flow rate	$dm_c = dm \cdot \sqrt{\frac{T_{up}}{T_{st}}} \cdot \frac{P_{st}}{P_{up}}$
2	수정된 rotary speed	$w_c = w \cdot \sqrt{\frac{T_{st}}{T_{up}}}$
3	압축비	$Pr = \frac{P_{down}}{P_{up}} = \frac{P_1}{P_3}$

위 표에서 T_{up} 은 입구온도, T_{st} 는 표준온도, P_{up} 은 입구압력 P_{st} 는 표준 압력, P_{down} 은 출구압력을 의미한다.

(마) 시뮬레이션 모델 레이아웃

AMESim을 이용하여 구성한 설계 레이아웃은 아래 그림과 같다.

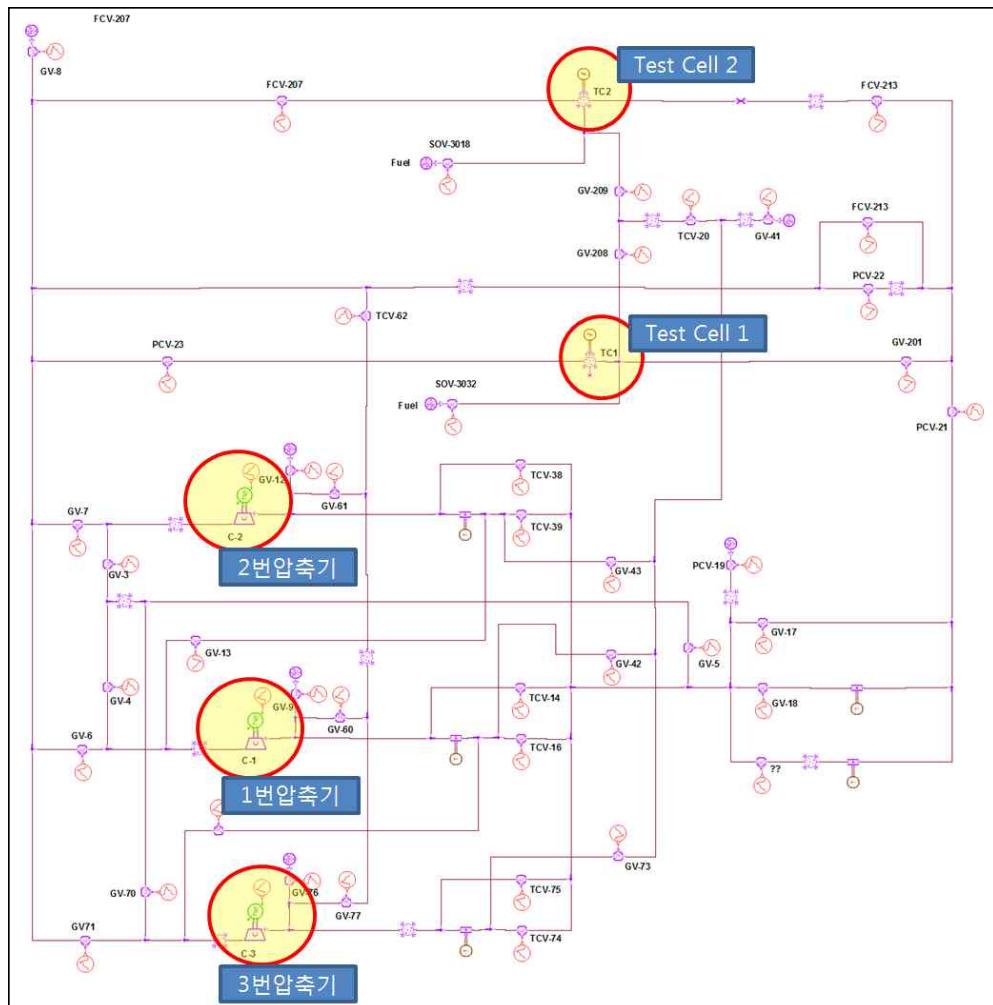


그림 3.2.1.22 AMESim으로 구성한 설비 레이아웃

(바) 설비 모델과 시뮬레이션 모델 비교

Table 3.2.1.15 설비 모델과 시뮬레이션 모델 비교

	설비 모델	시뮬레이션 모델
Test Cell		
압축기		

① 단품모델 : 혼합기체

Table 3.2.1.16 혼합기체 모델링

모델 형식	GMGD0
기호	
특징	<ul style="list-style-type: none"> 1. 화학적으로 불활성 2. 최대 20가지의 기체 종류 정의 3. 이상기체, 반이상기체 혼합 4. 개별 기체에 대한 추가정의와 함께 사용(GMGD00X)
입력변수	<ul style="list-style-type: none"> 1. 기체 인덱스 2. 개별 기체의 혼합비율
출력변수	Molar fractions Mass fractions

② 단품모델 : 엔진

Table 3.2.1.17 엔진 모델링

모델 형식	GMCH000
기호	
특징	1. 가변체적, 압력 및 열교환이 가능한 기체혼합 챔버
입력변수	1. Mass flow rate 2. Enthalpy flow rate 3. Volume rate, volume 4. Heat flow rate (port 4)
출력변수	온도, 압력

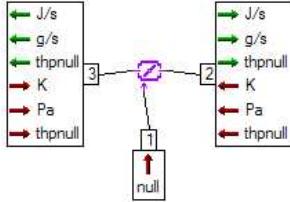
③ 단품모델 : 압축기/터빈

Table 3.2.1.18 압축기/터빈 모델링

모델 형식	GMCP02(압축기)	GMTB01(터빈)
기호		
특징	1. Corrected mass flow rate 2. Corrected rotary speed	1. Mass flow rate 특성 2. 등온효율(Isentropic efficiency)
입력 변수	1. 압력 2. 온도	1. 압력 2. 온도
출력 변수	토크	1. Mass flow rate 2. Enthalpy flow rate 3. 회전속도 4. 질량 5. 출구 온도 6. 토크

④ 단품모델 : 밸브

Table 3.2.1.19 밸브류 모델링

모델 형식	GMBUTTVALVE010
기호	
특징	1. 스로틀 각도에 따른 유량계수 2. 스로틀 각도에 따른 단면적
입력변수	온도, 압력
출력변수	1. Mass flow rate 2. 엔탈피

(사) 설비 모델링 시스템 구축 결과 분석

① 시험과 시뮬레이션 결과 비교

시험과 시뮬레이션 결과 비교를 아래와 같은 조건에서 진행하였다.

- 결과 비교는 일부 구간에 대하여 실시
- 시험 결과는 정상상태의 결과부분을 추출하여 비교
- 시뮬레이션은 정상상태에 이르기 위한 천이구간이 존재
- Stabilizing 옵션사용으로 천이구간 제거가능
- 초기압력=1.013barA, 초기온도=293.15K

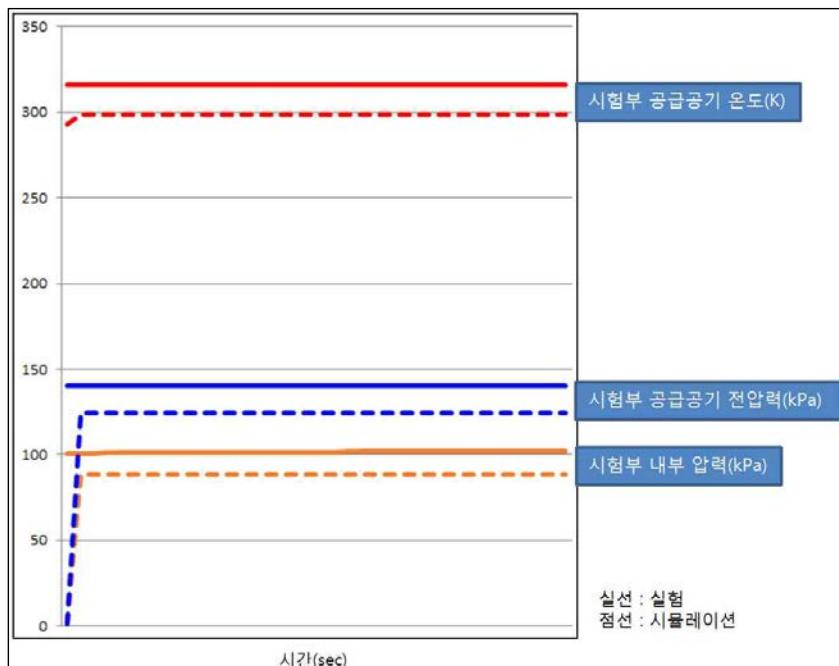


그림 3.2.1.23 정상상태 시험과 시뮬레이션 비교 그래프

② 정량치 비교

아래의 값은 1차년도에 구축한 모사시스템으로 일부 구간에 대하여 비교한 값이다. 최대 12%까지 오차가 발생하는 것을 알 수 있다.

Table 3.2.1.20 시험값 vs. 시뮬레이션 값 비교

No	항 목	시험값	시뮬레이션 값	오차(%)
1	시험부 공급공기 전압력(kPa)	140.55	124.3	-11.56
2	시험부 공급공기 온도(K)	316.4	298.6	-5.63
3	시험부 내부 압력(kPa)	101	88.7	-12.18

2. 설비 제어시스템 개선방안 도출 및 개선

가. 제어시스템 동특성 분석, 향상방안 도출 및 제어정밀도 향상

(1) 제어시스템 성능점검용 엔진모사장치 개발

(가) 초음속 노즐을 장착한 이젝터형 엔진모사장치 설계

① 엔진모사장치 설계요구도 도출

엔진모사장치의 설계요구도, 즉 운전영역을 보다 명확히 정의하기 위해 지금까지 항우연 설비를 이용한 실험조건에 대한 자료를 분석하여 다음과 같은 결과를 얻었다. 여기서 X축은 마하수이고 Y축은 고도이다(보안을 위하여 무차원화 되었음). 이 자료를 근거로 엔진모사장치의 운전영역과 공급공기유량 영역을 정의하였다. 아울러 정상상태 목표를 실험이 가장 많이 수행되는 조건을 기준으로 수행하고자 한다.

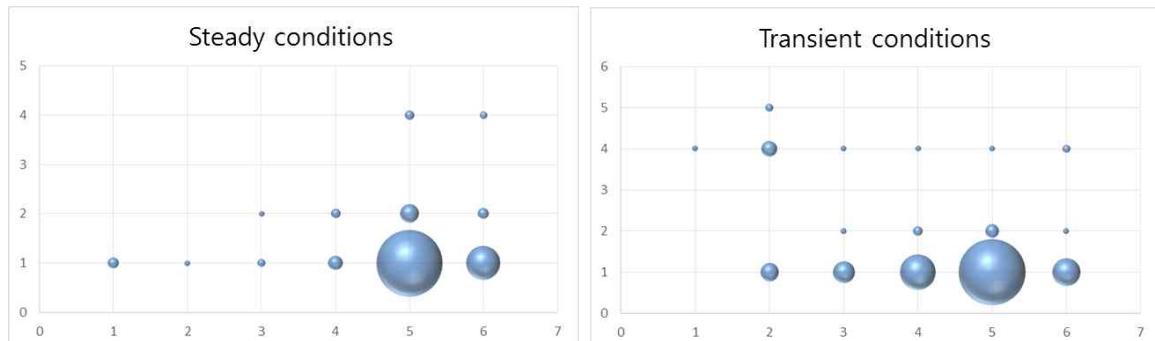


그림 3.2.2.1 항우연 설비의 실험조건 통계자료

② 초음속 노즐 설계

엔진 모사 장치를 위한 이젝터 시스템의 가동 유체는 AETF의 엔진 시동공기 공급용 고압 공기 공급원을 사용하기로 하였다. 고압공기 공급원은 체적 39.6 m^3 , 최대 압력 32MPa로 1 기의 압력 조정기를 거쳐 이젝터 시스템으로 공급된다.

이젝터 시스템을 설계하기 전에 AETF 시험 환경에서의 이젝터 제약 조건을 고려하면 다음과 같다. 이젝터로 공급되는 고압공기의 유량은 고압공기 공급원의 체적을 고려하여 최대 2 kg/s로 제한하도록 하였다. 또한 시스템 안전을 위하여 이젝터로 공급되는 압력의 상한선은 최대 5 MPa로 제한한다. 그리고 이젝터가 구동하는 환경이 비교적 대기압에 가까운 환경이기 때문에 노즐 내부에서의 유동 박리를 방지하기 위하여 노즐 출구 정압력은 최소 90 kPa로 제한하도록 한다. 이러한 사항을 고려하여 이젝터의 준 1차원 성능해석(연속 방정식, 운동량 방정식)을 수행하였다. 준 1차원 성능해석에서 도출된 이젝터 형상 및 성능을 아래의 표와 같이 정리하였다.

Table 3.2.2.1 이젝터 형상 및 성능

형상	
노즐 목 직경	17 mm
노즐 출구 직경	34.5 mm
성능 (전압력 3.5 MPa)	
유량	1.818 kg/s
출구 마하수	2.97
출구 정압력	97.6 kPa

또한 이젝터의 2차 유동 흡입 성능 곡선을 그래프로 나타내면 아래 그림과 같으며, 엔진 모사 장치가 흡입해야 하는 10 kg/s를 90 kPa로 흡입하고 있음을 확인할 수 있었다.

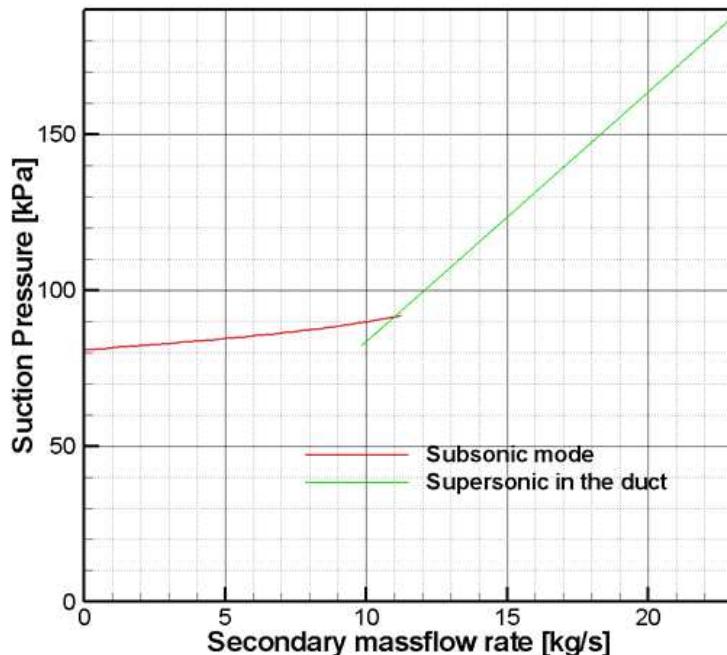


그림 3.2.2.2 이젝터 성능 그래프

준 1차원 성능해석을 통하여 이젝터의 성능을 파악하고 도출된 이젝터 노즐 형상을 근거로 이젝터가 장착될 대략적인 시험부의 형상(노즐 장착 등)을 아래 그림과 같이 가정한 후 수치해석을 수행하였다. 종방향 시험부 덕트의 중심 면을 잘라 중심 면을 Axisymmetric으로 간주하고 2차원 수치해석을 수행하였다. 수치해석을 위한 기본적인 조건(계산영역, 격자계, 경계조건)은 아래 그림에 표시하였다. 수치해석은 압축성 정상상태 유동으로 지배방정식으로는 압축성 Navier-Stokes 방정식을 해석하였다. 대류항 차분은 AUSM FDS(Flux Difference Splitting) 방법을 사용하였다. 지배방정식 중 구배항은 least squared cell 기반의 차분법을 사용하였으며, 난류 방정식 등은 second order upwind 차분법을 이용하였다. 격자계는 정렬격자계로 구성되어 있으며, 벽면에서 inflation영역을 추가하여 경계층 해석도의 정확도를 높일 수 있게 하였다.

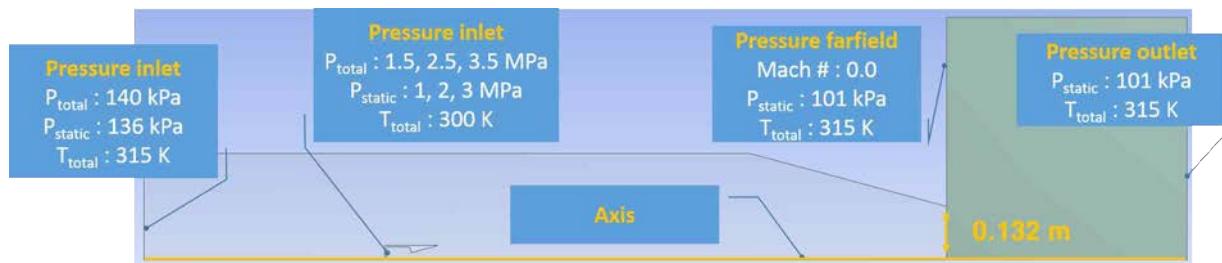


그림 3.2.2.3 이젝터 수치해석 도메인 형상 및 조건

이젝터 공급 압력은 1.5 MPa, 2.5 MPa, 3.5 MPa로 변화시키면서 계산을 수행하였으며, 이젝터 구동 없을 때의 유동도 계산을 수행하였다. 그림 3.2.2.4는 이젝터 공급 압력이 1.5 MPa일 때의 축 대칭 면에서의 마하수 분포를 나타낸 것이다. 이젝터 노즐 출구 평균 마하수는 2.82였다. 1차원 해석에 비하여 마하수가 낮은 것은 경계층의 효과로 인한 것으로 생각되며, 노즐 내부에서 유동 박리가 발생하지 않았음을 확인하였다.

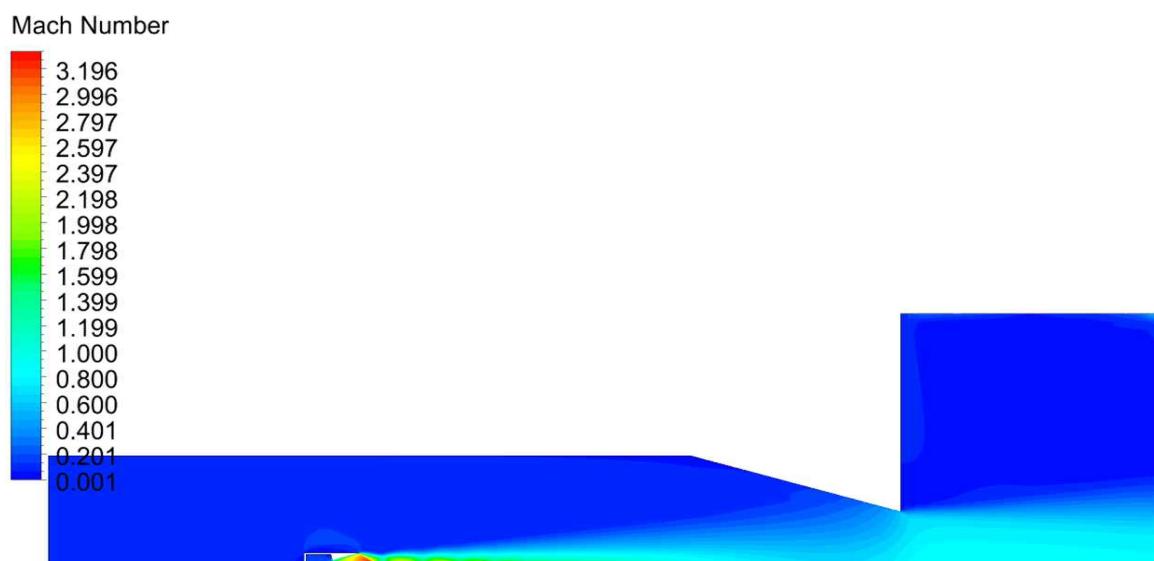
그림 3.2.2.4 축 대칭면 마하수 분포($P_t = 1.5 \text{ MPa}$)

Table 3.2.2.2 이젝터 구동 압력 변화에 따른 흡입 성능

이젝터 구동 전압력($P_t, 1\text{st}$)	0 MPa	1.5 MPa	2.5 MPa	3.5 MPa
2차 유량	3.36 kg/s	3.65 kg/s	3.57 kg/s	3.33 kg/s

위 표에서 이젝터 공급 압력에 따른 2차 유량 변화를 기록하였다. 계산 결과 이젝터 구동에 따른 2차 유동 증가가 발생하기는 하나 구동 전압력 증가에는 상관이 있는 것으로 확인되었다. 이는 덕트 출구 면적이 감소됨에 따라 흐를 수 있는 유량에 한계가 있기 때문인 것으로 생각된다. 또한 현재 이젝터 형상과 같이 단일 이젝터 노즐로는 요구 흡입 유량을 만족하지 못하고 있는 것으로 생각되어 이젝터 노즐을 3개로 늘리고 각 노즐의 목 면적은 단일 이젝터 노즐의 1/3로 수정하였으며, 노즐 목 직경과 출구 직경의 비는 단일 이젝터 노즐과 동일하도록 유지하도록 형상을 수정하고 3차원 수치해석을 수행하였다.

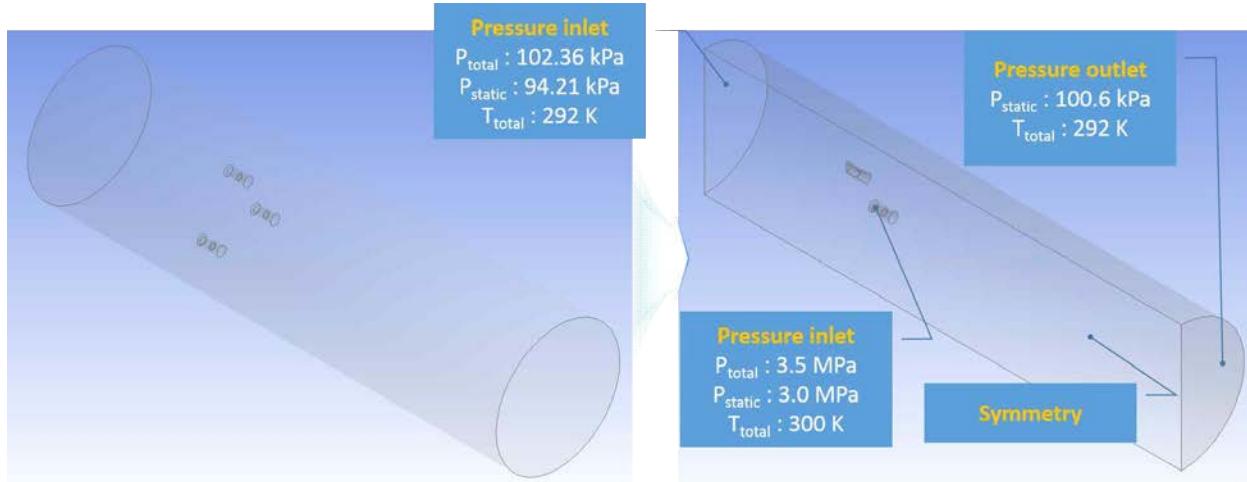


그림 3.2.2.5 3차원 이젝터 수치해석 도메인 및 계산 조건

3차원 해석 결과 단일 이젝터로 계산했을 때와 비교하여 2차 유량이 3 kg/s 이상 증가함을 알 수 있었다. 따라서 이젝터 형상은 멀티 이젝터로 결정지었다.

Table 3.2.2.3 형상 변화에 따른 이젝터 성능 비교

	단일 이젝터		멀티 이젝터	
Pt,1st	0 MPa	3.5 MPa	0 MPa	3.5 MPa
1차 유량	-	1.57 kg/s	-	1.60 kg/s
2차 유량	3.4 kg/s	5.27 kg/s	3.36 kg/s	8.38 kg/s

③ 이젝터형 엔진모사장치 설계

이젝터형 엔진모사장치는 초음속노즐, 이젝터 덕트부, 시뮬레이션 더미 덕트부와 노즐부로 구성된다. 다음 그림은 이젝터 덕트부에 대한 형상이다. 최대 60 기압에서 운전할 수 있도록 설계/제작되었다.

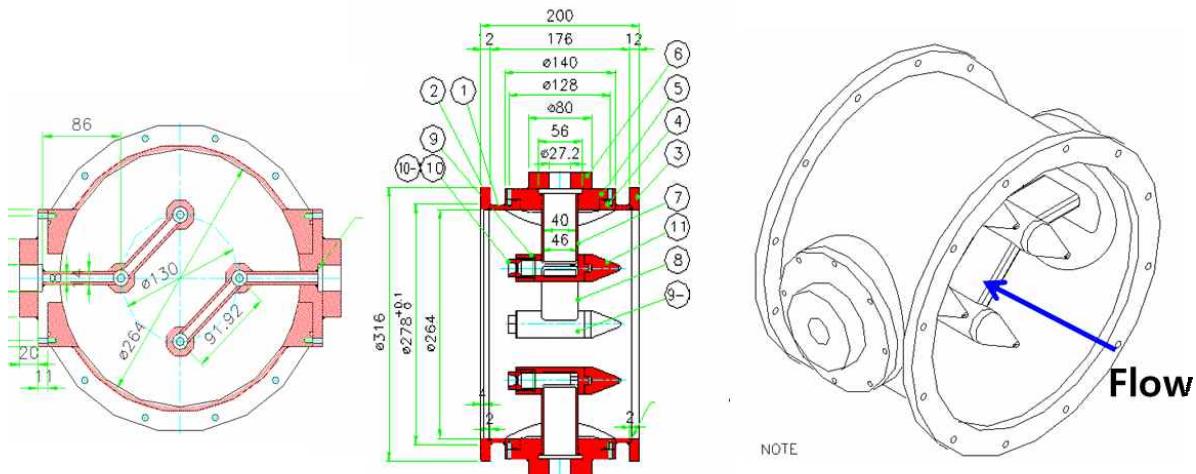


그림 3.2.2.6 이젝터 덕트부 설계 결과

시뮬레이션 더미 덕트는 내경 264 mm의 길이 1 m 직관이며 노즐은 2개의 노즐을 사용하였다. 고압공기는 최대 60 기압까지 공급이 가능하며 실험조건에 따라 압력조절기로 감압하여 실험을 수행할 수 있다.

(나) 이젝터형 엔진모사장치 성능시험

① 엔진모사장치 사전시험

엔진모사장치를 이용하여 시험설비에 원하는 공기 공급이 가능한지 확인하기 위한 사전시험을 아래 표와 같이 수행하였다. 아울러 이젝터 덕트부(이젝터 레이크)의 압력손실을 측정하기 위해 이젝터 덕트부를 정착하기 전후에 동일한 조건으로 실험을 수행하여 손실이 0.1 kPa이하임을 확인하였다. 이 실험은 압축기 단독실험 결과와 더불어 시험설비 모델링의 기준 데이터로 활용하였다.

Table 3.2.2.4 엔진모사장치 사전시험결과(최대 유량을 기준으로 무차원화한 공기유량)

	Mn 0.3 SL	Mn 0.5 SL	Mn 0.7 SL
No nozzle	0.4	0.7	1.0
nozzle #1	0.2	0.4	0.6
nozzle #2	0.1	0.3	0.4

② 엔진모사장치 성능점검

엔진모사장치의 목적은 엔진 대신 모사장치를 이용하여 시험부 공기요구량의 급격한 변화를 발생시켜 시험부 공급압력과 시험부 내부압력의 급격한 변화에 대한 설비제어의 반응을 보기 위함이다. 엔진모사장치 자체의 성능을 확인하기 위해 엔진모사장치를 주유동의 흐름이 없는 상태에서 작동시켜 초음속 노즐이 장착된 이젝터만의 성능과 엔진모사장치의 천이특성을 확인하였다. 아래 그림은 주유동이 없는 상태에서 이젝터 공급공기의 압력을 설계값의 1/2과 설계값으로 공급한 경우의 결과이다.

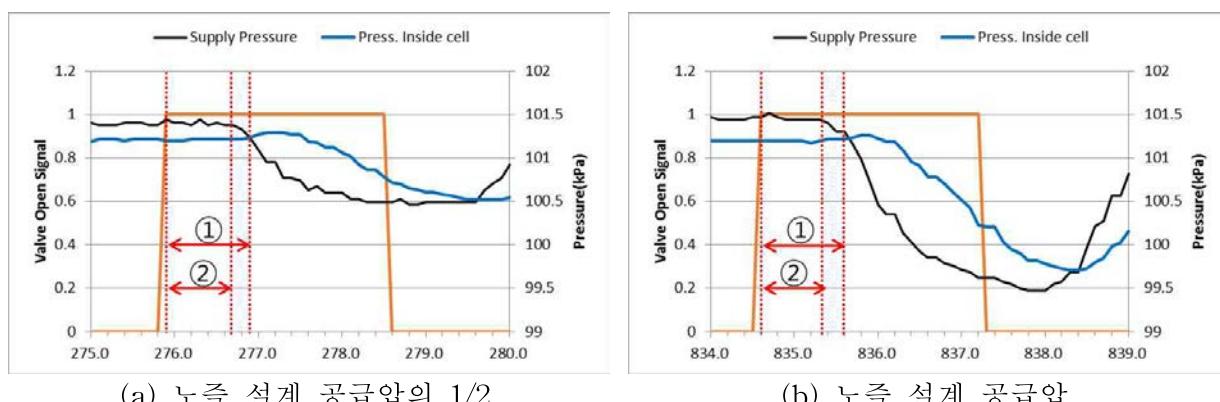


그림 3.2.2.7 엔진모사장치 작동초기 결과

그림 3.2.2.7의 좌측 Y축은 엔진모사장치로 공급되는 고압공기 밸브의 개방명령 신호이고, 우측 Y축은 시험부와 공급압력을 나타낸다. 두 경우 모두 엔진모사장치가 작동하기 전에는 대기압(101.3 kPa) 수준의 압력을 나타내다가 밸브 개방명령 신호가 인가되고 일정시간이후에 압력 변화가 나타내고 있다. 실험결과 엔진모사장치에 공급하는 압력의 크기는 두 압력변화의 크기에는 영향을 주지만 변화가 발생하는 데 소요되는 시간에는 영향이 없음을 알 수 있었다. 엔진모사장치 공급압력의 변화에 따른 시험부 전방압력과 시험부 내부압력 변화의

크기 차이로 엔진모사장치의 이젝터에 의해 유입되는 공기 유량이 변화할 것임을 확인할 수 있다. 시간지연을 보면 벨브개방 후 약 0.8초 후에 공급공기압력이 변화하였고 약 1초 후에 시험부 내부압력이 변화하였다. 이것은 이젝팅 효과를 발생시키는 메카니즘과 일치하고 1차년도 엔진 가속시험결과와도 일치한다. 본 실험을 통해 엔진모사장치는 1차년도 엔진가속시험에서 확인한 설비의 동적반응 지연시간과 동일한 반응을 재연할 수 있음을 확인하였다.

엔진모사장치의 성능시험은 지정된 운용조건에서 수행하였다. 다음 그림은 엔진모사장치 작동에 따른 공기유량과 시험부 내부 압력을 보여주고 있다. 좌측 그림에서 엔진모사장치가 다양한 고압조건에 따라 작동함에 따라 유입되는 주유동이 변하는 것을 확인할 수 있다. 반면 우측 그림에서와 같이 엔진시험조건인 시험부 내부압력은 상대적으로 적게 변화하여 시험환경을 유지하면서 엔진 가감속 현상을 모사할 수 있음을 확인하였다. 또한 엔진모사장치의 작동 환경이 지상뿐 아니라 고도환경에서도 작동하고 있음을 확인할 수 있었다.

엔진모사장치는 엔진 가감속을 모사하여 시험부에서 급격한 공기유량의 증감을 모사하여 AETF 제어시스템이 반응하도록 하는 것이 목적이다. 즉 설비 제어시스템에 외란으로 작용하여 제어시스템이 목표하는 상태를 얼마나 잘 유지하거나 외란을 극복할 수 있는지 시험하기 위함이다. 이런 관점에서 본다면 개발된 엔진모사장치는 설비제어시스템 개발을 위해 사용하기 적합하다고 판단된다.

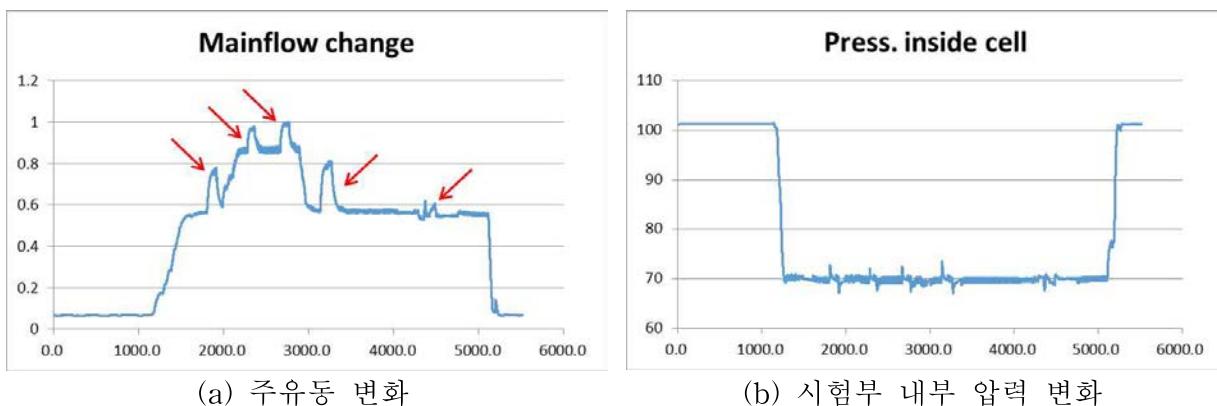


그림 3.2.2.8 엔진모사장치 실험결과

(2) 동특성 분석 및 제어정밀도 향상방안 도출

(가) 동특성 데이터 확보를 위한 설비 상태감시 기능강화

① 동특성 분석 및 설비 모델 개발을 위한 주요데이터 감시기능 강화

현재 항우연에서 운용 중인 AETF는 매우 넓은 면적에 걸쳐 설치되어 운용되고 있다. 이러한 설비를 하나의 제어 시스템을 활용하여 운용 및 제어하기 위해서 대부분의 시험설비용 센서는 제어 및 안전에 관련되어 장착 및 측정되고 있는 실정이다. 이 때문에 시험설비의 동특성을 분석하는데 있어서 매우 제한적인 데이터만을 활용할 수밖에 없었다. 또한 앞선 연구를 통하여 확보한 시험설비 모사를 위한 설비모델에 대한 개선업무를 진행하기에 데이터가 부족하였다. 이러한 문제점을 해결하기 위하여 주요 부위에 몇 가지 센서를 장착하여 동특성 분석 및 설비 모델 개선에 활용하고 주요 설비의 데이터 감시 기능을 강화하고자 하였다. 먼저 1차년도에 확보한 시험설비 모사 시스템을 활용하여 이를 개선하기 위하여 필요한 데이터를 선정하고, 이를 확보하기 적합한 설비의 주요부위를 선정하였다.

설비 모델을 검토한 결과 가장 주요하게 측정해야 하는 측정량은 공기유량이었다. 엔진으로 공급이 되는 공기유량은 엔진의 추력 및 비연료소모율과 밀접한 관계가 있기 때문에 대용량 벤투리 유량계를 활용하여 측정을 하고 있다. 하지만 시험부 전방압력을 제어하기 위한 바이패스 배관 및 압축기 배압을 조절하기 위한 배기배관의 유량은 측정하지 않고 있었다. 시험부 내부를 냉각하기 위한 냉각공기의 유량도 정확한 측정이 아닌 계산을 통한 대략적인 값

을 획득하고 있었다. 공기유량 외에도 각 주요 제어밸브에서의 압력, 차압 및 온도값이 필요하였다.

Table 3.2.2.5 측정량 및 측정위치

No.	Item	Location	Note
1	Air Flow	Exhaust Line	Max. : 20 kg/s
2		Bypass Line For Cell #1&2	Max. : 12 kg/s
3		Cooling Air Line	기존 벤투리 활용
4	Pressure	Bypass Line For Cell #1	
5	Diff. Pre.		
6	Temperature		
7	Temperature	Bypass Line For Cell #2	

압축기 배압을 조절하기 위한 배기배관 유량은 최대 유량을 압축기 1대로 공급을 할 때 가능한 최대유량인 20 kg/s로 선정하였다. 측정을 위한 유량계로는 열선식 유량계를 선정하였다. 열선식 유량계는 두 개의 열선을 활용하여 공기의 유량을 측정하는 방식으로 다른 유량계에 비하여 유량계 설치로 인한 차압이 작다는 장점이 있다. 선정된 유량계는 미국 SAGE사의 Prime 유량계로 측정값의 $\pm 1\%$ 의 정확도를 가지고 있다. 유량은 온도가 보정되어 바로 질량 유량으로 측정이 되며, 유량 전송기를 통하여 전류 출력으로 변환되어 설비 PLC로 측정이 가능하다.

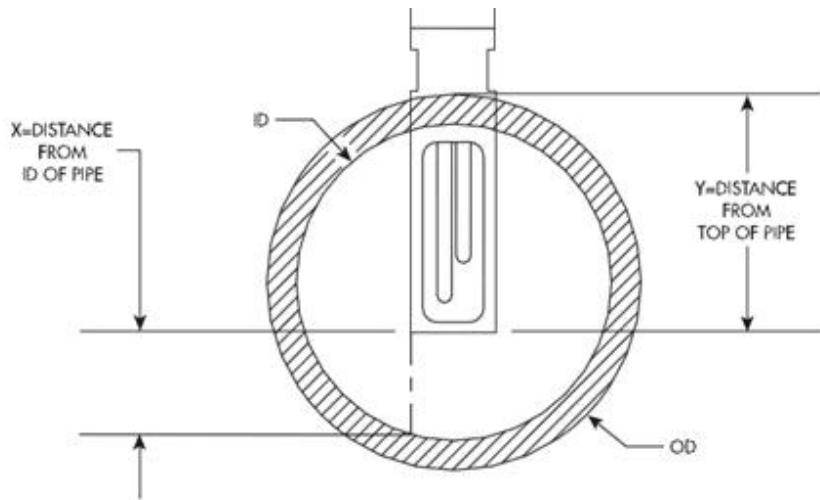


그림 3.2.2.9 열선식 유량계 개념도

대부분의 유량계는 정확한 측정을 위하여 유량계 전방에 일정길이 이상의 직관이 필요하다. 열선식 유량계도 센서가 장착되는 배관의 직경에 비례하여 일정길이 이상의 직관부를 설치하여야 정확한 측정이 가능하다. 압축기 배압조절을 위한 배기배관의 직경은 350 mm이다. 열선식 유량계는 유동을 고르게 만들어주는 장치가 없을 시에 최소 15D에서 23D까지 전방 직관길이가 필요하다. 350 mm의 직경을 가지고 있는 배관에서 15~23D는 5,250~8,050 mm의 길이를 의미한다. 하지만 설비의 특성 상 대대적인 설비개조를 수행하지 않는 한 확보 가능한 전방배관의 길이는 제한적이다. 이러한 제한조건을 해소하기 위하여 열선식 유량계 전방에 유동을 고르게 만들어주는 honey vane을 적용하였다. 열선식 유량계 장착 매뉴얼에 따르면 유량계 전방에 honey vane을 적용하였을 시 필요직관 길이는 1,500 mm로 감소한다.

350 mm 배관에 적용이 가능한 유량 센서의 배관길이는 1,000 mm이다. 즉, 열선식 유량계를 장착하기 위한 전방 직관 필요길이는 2,500 mm가 되며, 기존 배기배관의 전체 길이가 2,500 mm이었기 때문에 배관 길이를 연장하여 유량계 전방의 직관길이를 확보할 필요가 있었다.



그림 3.2.2.10 기존 배기배관 형상

또한, 유량계 전방에 밸브를 위치할 경우 필요한 직관길이가 더 길어질 수 있기 때문에 배기배관에서 압력을 조절하는 유압밸브의 위치를 유량계 후방으로 옮겨야 할 필요가 있었다. 그리고 배기배관의 길이를 증가시키기 위해선 배기배관 종단에 설치되어 있는 소음기의 위치가 상부로 이동이 되어야 한다. 중량물인 소음기의 위치를 상부로 이동시키기 위해서 추가적인 지지대를 적용하였다.

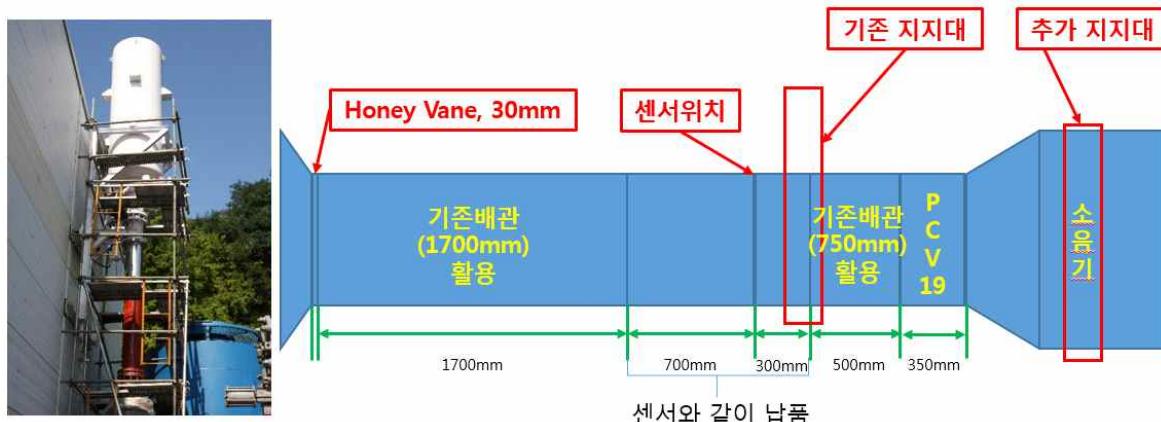


그림 3.2.2.11 유량계 설치를 위하여 개선된 배기배관 형상

시험부 전방 압력의 미세조정을 위한 바이패스 배관 공기유량의 측정을 위하여 차압식 유량계를 장착하였다. 바이패스 배관의 최대 공기유량을 12 kg/s로 가정하여 유량계를 선정하였다. 차압식 유량계는 열선유량계에 비하여 유량계로 인하여 발생하는 차압이 높다는 단점이 있으나, 설치가 간편하고 열선식 유량계에 비하여 정확도가 높다는 장점이 있다. 열선식 유량계는 $\pm 1\%$ 의 정확도를 가지고 있었으나 차압식 유량계는 $\pm 0.8\%$ 의 정확도를 가지고 있다. 바이패스 배관은 200 mm의 직경을 가지고 있어서 유량계 전방에 약 최대 4,600 mm의 직관길이를 필요로 한다. 바이패스 배관은 총 20 m 이상의 길이로 이루어져 있기 때문에 특별한 배관의 수정 없이 유량계의 장착이 가능하였다. 차압식 유량계도 열선식 유량계와 마찬가지로 온도를 측정하여 유량계에 장착된 전송기를 통하여 질량 유량을 전류 출력으로 변환하여 PLC로 데이터를 측정하도록 구성되어 있다.

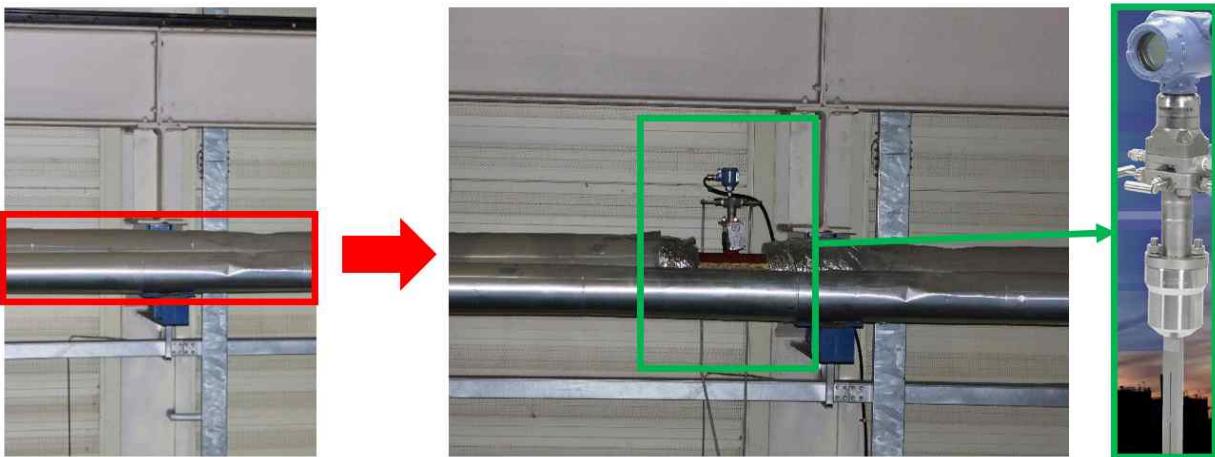


그림 3.2.2.12 차압식 유량계 설치

시험부 내부를 냉각하는 냉각공기 유량을 측정하기 위하여 기존에 보유하고 있던 벤투리 유량계를 이전설치 하였다. 기존에 Cell#1은 냉각공기를 공급하는 배관상의 압력과 온도를 측정하여 여러 가지 가정을 포함하여 냉각공기 유량을 계산하였다. 이와는 다르게 Cell#2는 냉각공기를 벤투리 유량계를 활용하여 측정하고 있었으며, Cell#2용 벤투리 유량계를 Cell#1 용과 Cell#2 용으로 냉각공기가 나누어지는 배관 전에 설치함으로써 공동으로 활용할 수 있도록 하였다.

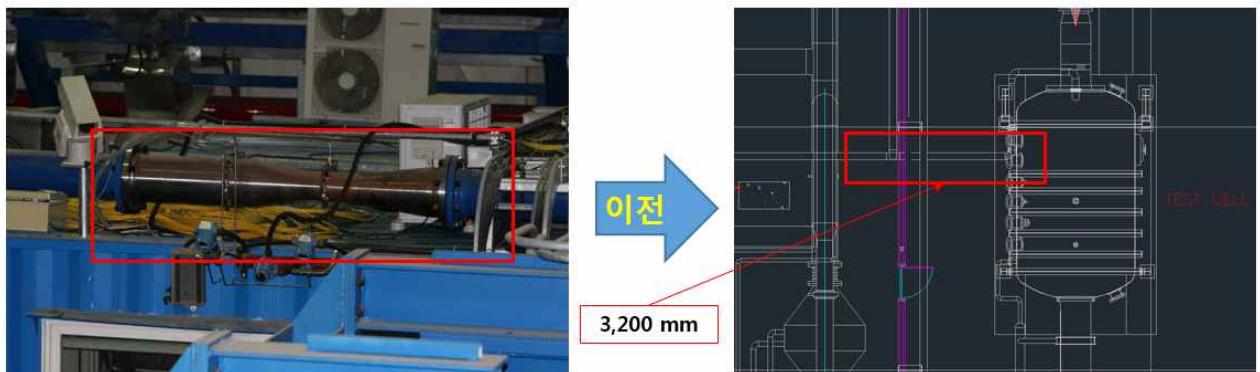


그림 3.2.2.13 냉각공기 공급유량 측정용 벤투리 이전설치

측정결과 이전 설치할 배관의 직관부는 약 3,200 mm 이상의 길이가 확보되어 있었다. 기존에 활용 중이던 벤투리 유량계는 지름비가 0.473이며 전체길이는 1,564 mm 이었다. 벤투리 유량계의 전방 플랜지와 상부 압력 측정부 사이의 거리는 500 mm 이었다. 최대직경은 211.6 mm이었으며, 벤투리 유량계 목부분에서의 직경은 100 mm 이었다. 이러한 벤투리 유량계를 설치하기 위해서 필요한 최소 직관길이는 최대직경부의 9배인 1,904.4 mm 이었다. 최소 직관길이를 최대직경부의 9배가 아닌 3배로 감소시켰을 때에는 추가 측정불확도가 0.5%가 더 해져야 한다. 이에 따르면 최소 1,700 mm에서 최대 2,970 mm의 직관부가 필요하다. 현재 약 3,200 mm 이상의 직관부가 확보되어 있어서 별다른 배관의 수정 없이 벤투리의 이전설치가 가능하였다. 국제규격에 따르면 벤투리 후방의 직관길이에 대한 규정은 없다. 하지만 표준연 유량측정 전문가와의 협의를 통하여 후방에도 최대직경부의 4배에 달하는 직관부가 확보되어야 하도록 위치를 설정하였다^[3.2.2.1].

Values expressed as multiples of internal diameter D														
Diameter ratio β	Single 90° bend ^a		Two or more 90° bends in the same plane or different planes ^a		Reducer 1,33D to D over a length of 2,3D		Expander 0,67D to D over a length of 2,5D		Reducer 3D to D over a length of 3,5 D		Expander 0,75D to D over a length of D		Full bore ball or gate valve fully open	
	1	2	3	4	5	6	7	8	A ^b	B ^c	A ^b	B ^c	A ^b	B ^c
0,30	8	3	8	3	4	d	4	d	2,5	d	2,5	d	2,5	d
0,40	8	3	8	3	4	d	4	d	2,5	d	2,5	d	2,5	d
0,50	9	3	10	3	4	d	5	4	5,5	2,5	2,5	d	3,5	2,5
0,60	10	3	10	3	4	d	6	4	8,5	2,5	3,5	2,5	4,5	2,5
0,70	14	3	18	3	4	d	7	5	10,5	2,5	5,5	3,5	5,5	3,5
0,75	16	8	22	8	4	d	7	6	11,5	3,5	6,5	4,5	5,5	3,5

그림 3.2.2.14 전형적인 벤투리 튜브에 대하여 요구되는 직선길이^[3.2.2.1]

공기유량 외에도 밸브에 대한 동특성 분석을 위하여 시험부 전방압력을 미세조정하는 바이패스 밸브의 전방압력, 전/후방 차압 및 온도를 측정하고자 하였다. 현재 항우연에서 운용 중인 시험부는 총 2개이며, 각각의 시험부에 1개씩 바이패스 밸브가 장착되어 있다. 터보샤프트 시험부를 위한 바이패스 밸브에는 이미 압력과 차압을 측정하고 있었기 때문에 온도만을 추가하기로 하였으며, 터보팬/제트 엔진용 시험부에는 압력, 차압 및 온도센서를 추가하였다.

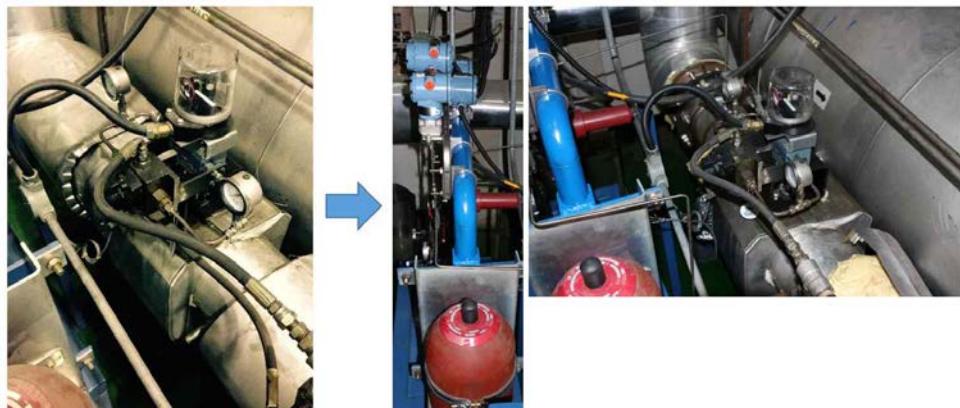


그림 3.2.2.15 바이패스 밸브 센서 추가 전/후

센서를 추가하기 위해선 센서의 출력신호를 받을 수 있도록 설비 제어시스템의 보완이 필요하였다. 설비 제어시스템 보완의 주 목적은 위에서 언급된 추가 센서들의 출력신호를 PLC에서 측정이 가능하도록 PLC 내부의 ladder logic을 구성하고 화면을 통하여 확인이 가능하도록 HMI 시스템을 수정하는 것이다. 추가된 유량계 중에 차압식 유량계와 열선식 유량계는 전송기에서 질량유량으로 출력을 해주지만, 벤투리 유량계는 3개의 측정값으로 계산을 해야 했기 때문에, ladder logic을 활용하여 반복계산이 가능한 계산식도 구현하였다. 하지만 시험설비에 대기압을 측정하는 특정센서가 없어서 벤투리 유량계에서 측정되는 유량값 계산을 위한 대기압 값은 현재 입력을 해주도록 되어 있다.

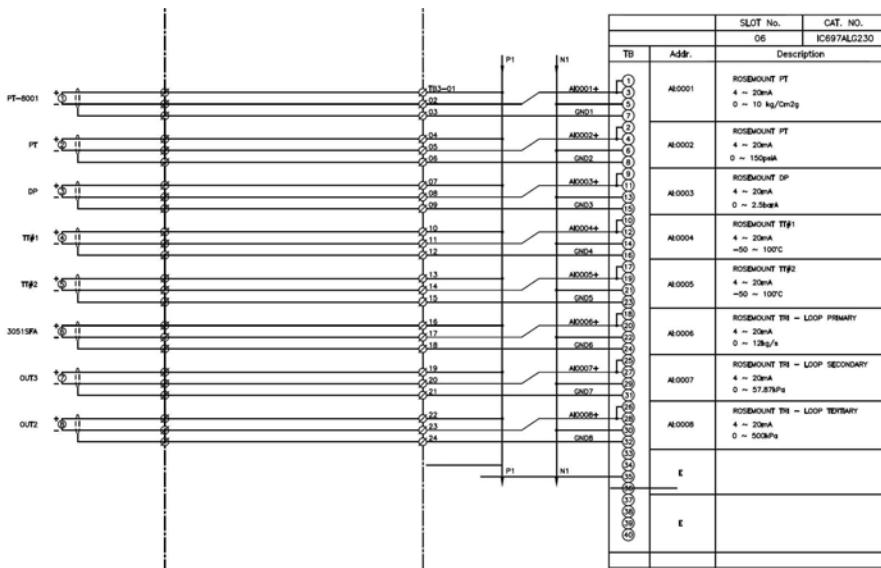


그림 3.2.2.16 수정된 PLC 도면

(나) 엔진모사장치를 이용한 동특성 분석

① 후기 냉각장치 디퓨징 효과에 따른 설비 특성 분석

항우연 AETF는 배기가스를 안전하게 배출하기 위해 후기 냉각장치(water spray cooler)를 갖추고 있다. 이 장치는 배기가스 진행 방향으로 냉각수를 분사하여 고온의 배기가스를 대기 중으로 방출하기 전에 충분히 냉각시키는 목적을 갖고 있다. 그러나 실제 설비 운용에 있어서는 다량의 냉각수가 배기가스 진행방향으로 고압 분사되어 이젝터 효과가 발생한다. 따라서 이러한 이젝터 효과를 정량적으로 분석하였다. 다음 그림은 Mn 0.7 조건에서 후기 냉각장치를 작동시키지 않은 경우와 작동시킨 경우의 시험부 압력 변화를 나타내었다. 시험부 냉각공기를 공급하지 않은 상태로 시험부 압력 저하는 후기 냉각장치 작동에 의해 발생한 것이다.

이 실험을 통해 시험부 압력은 후기 냉각장치 작동만으로도 약 1 kPa 감압 효과를 얻을 수 있음을 확인하였다.

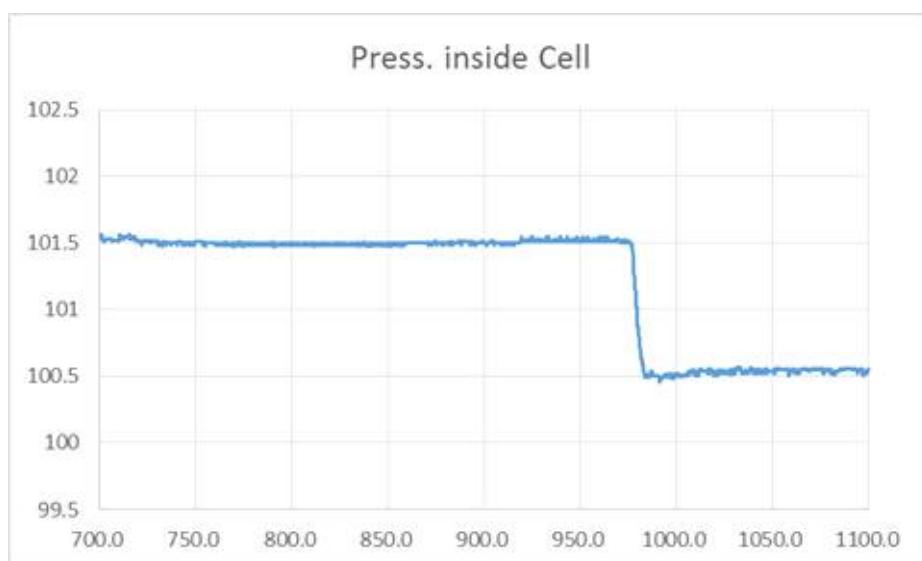


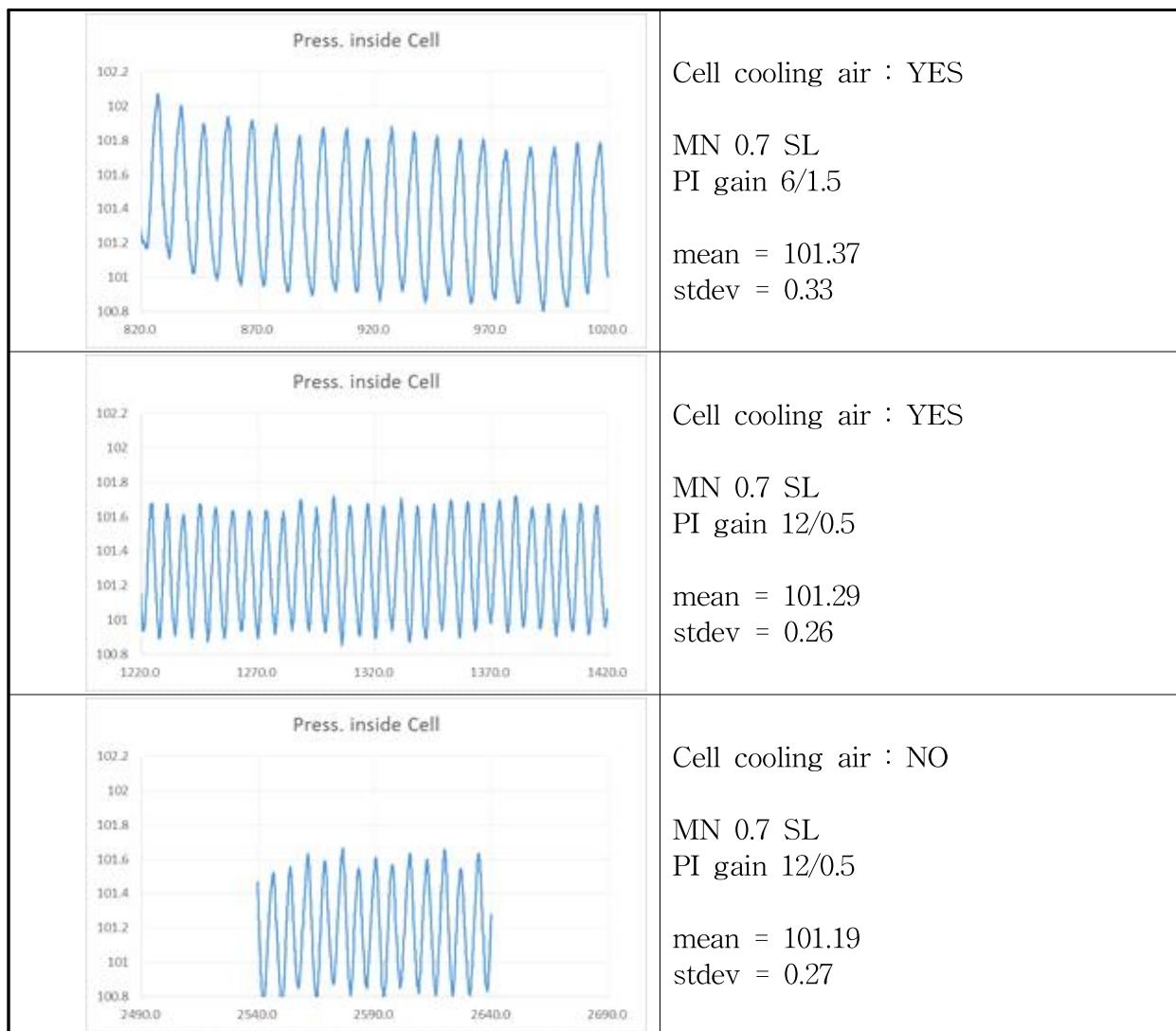
그림 3.2.2.17 후기 냉각장치 작동에 따른 시험부 압력 변화

② 시험부 냉각공기 공급실험을 통한 시험부 내부 유동교란에 따른 설비 특성 분석

항우연 AETF는 시험부 냉각을 위한 냉각공기를 시험부 내부 벽면을 따라 분사한 뒤 디퓨저를 통해 엔진 배기가스와 함께 배출되도록 설계되었다. 이 과정에서 시험부 내부 유동이 교란되어 시험부 압력 맥동에 영향을 줄 수 있는 개연성이 제기된 바 있다. 이것은 더 나아가 엔진 배기가스가 디퓨저와 상호관계를 통해 시험부 압력 맥동을 발생시킬 수 있는 개연성과도 연관되어 있다.(그러나 배기가스 온도와 시험부 내부 맥동 가능성에 대한 실험은 1차년도에 수행하여 관계가 거의 없음을 확인한 바 있다.)

이를 확인하기 위해 시험부 냉각공기를 공급하거나 공급하지 않을 경우를 실험하고 그 때의 시험부 정압력 특성을 분석하였다. 다음 표에서 보는 바와 같이 시험부에 냉각공기를 공급하는 경우와 그렇지 않은 경우를 비교했을 때 시험부 압력 맥동에는 영향이 없는 것을 확인하였다. 따라서 시험부 맥동은 시험부 내부의 문제로 야기되기 보다는 시험부 외부 특히 제어 밸브에서 발생함을 확인할 수 있었다.

Table 3.2.2.6 시험부 냉각공기 공급여부에 따른 시험부 압력 맥동의 영향성 분석



③ 엔진모사장치 작동에 따른 설비 특성 분석

엔진(또는 엔진모사장치)에 의한 외란으로부터 설비 제어시스템이 얼마나 시험조건을 잘 유지할 수 있는지 또는 시험조건을 변화시킬 수 있는지를 분석하고자 한다. 이미 기준연구를

통해 엔진 기동에 따른 설비의 반응 속도를 확인한 바 있으며 앞에서는 주유동이 없는 경우 엔진모사장치 작동초기의 설비 반응을 확인한 바 있다. 이번에는 주유동이 있는 경우 엔진모사장치 작동에 따른 설비의 천이 반응을 확인하고자 하였다.

아래 그림은 엔진모사장치가 작동하는 시점의 공급밸브, 공급압력, 배기밸브, 시험부 압력의 변화를 나타낸다. (a)와 (b)는 기동해서 안정상태까지의 데이터이고 (c)와 (d)는 작동시점의 데이터이다. (c)와 (d)에 표시된 빨간색 점선은 엔진모사장치 기동을 위한 고압밸브 개방명령시점이다.

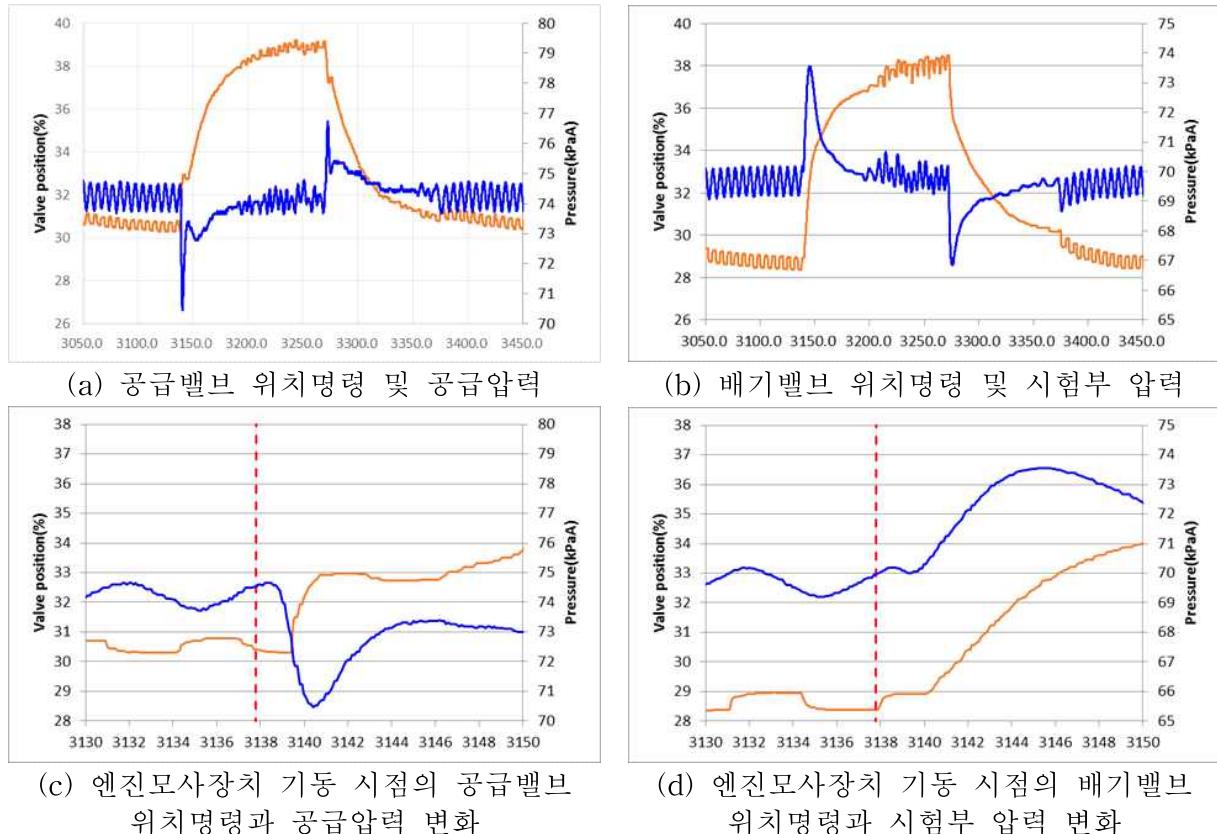


그림 3.2.2.18 엔진모사장치 가동에 따른 설비의 변화

1차년도 천이특성시험 결과 설비의 천이관련 관성특성이 1초 수준임을 확인한 바 있으며, 앞에서는 주유동이 정지상태에서 엔진모사장치를 작동시켰을 때 시험부 전압(공급압력)과 시험부 내부압력 변화가 일어나기까지도 약 1초가 걸리는 것을 확인하였다. 같은 실험에서 압력 변화이외에 주유동이 발달하는 데에는 약 1.2초 정도 걸리는 것을 확인하였다. 1차년도 엔진시험결과는 데이터 저장과 동기화 기능이 확보되지 않아 엔진 가속 시작시점과 유량변화 시작시점을 정확하게 비교할 수 없는 한계가 있었다. 본 실험에서 엔진모사장치용 고압밸브 개방 후 시험부 정압 맥동의 변곡점이 발생하는 시점까지를 비교하면 아래 그림과 같이 3137.7~3139.3까지 약 1.6초가 소요되었다. 그러나 변곡점이 정확한 시점을 제공하지 못하기 때문에 밸브 제어신호가 변경된 시간을 확인하면, 시험부 공급압력 제어밸브 신호는 1.4초 후에 시험부 배기압력 제어밸브 신호는 2.1초 후에 반응하는 것을 확인하였다. 밸브 제어명령 변화는 압력변화에 뒤 따르며 일정 수준의 여유(tolerance)가 있음을 고려하면 실제 압력변화는 1.4초나 2.1초 보다는 빠를 것으로 예상할 수 있다. 일단 설비의 관성을 이기고 실제 물리적인 변화가 발생하여 공급압력 저하나 시험부 압력 상승이 발생하면 제어시스템은 물리적인 현상이 발생하는 시점에 정확히 제어를 시작함을 확인할 수 있었다. 고압밸브 개방과

이 젝팅 효과 발생 시간을 정확히 실측하기 어려운 난점이 있으나 일련의 실험을 통해 ①항우연 AETF의 동적 반응시간은 약 1초 수준이고, ②엔진모사장치 작동에 따른 압력변화는 시험부 공급압력 변화가 먼저 생긴 뒤 시험부 내부압력변화가 생기며, ③두 압력변화의 시간 차이는 주유동 조건에 따라 다르다는 점을 확인하였다.

(다) 설비 제어로직 변경에 따른 동특성 분석

① 배기밸브 제어에 대한 시험부 압력의 민감도 분석

시험부 압력 맥동에 가장 직접적인 영향을 주는 배기밸브가 어느 정도 영향을 주는지 민감도를 확인하기 위해 밸브 제어를 수동으로 변경한 뒤 수동제어로 매우 작은 변화를 명령하였다.

아래 그림의 좌측 Y축은 시험부 정압력을 나타내고 우측 Y축은 배기밸브의 위치 명령값 (percent x 10)을 나타내며 X축은 시간을 나타낸다. 뒤는 형태의 곡선은 시험부 정압력이고 4300~4700사이에 직선 구간을 보이는 것이 밸브의 위치 명령값이다.

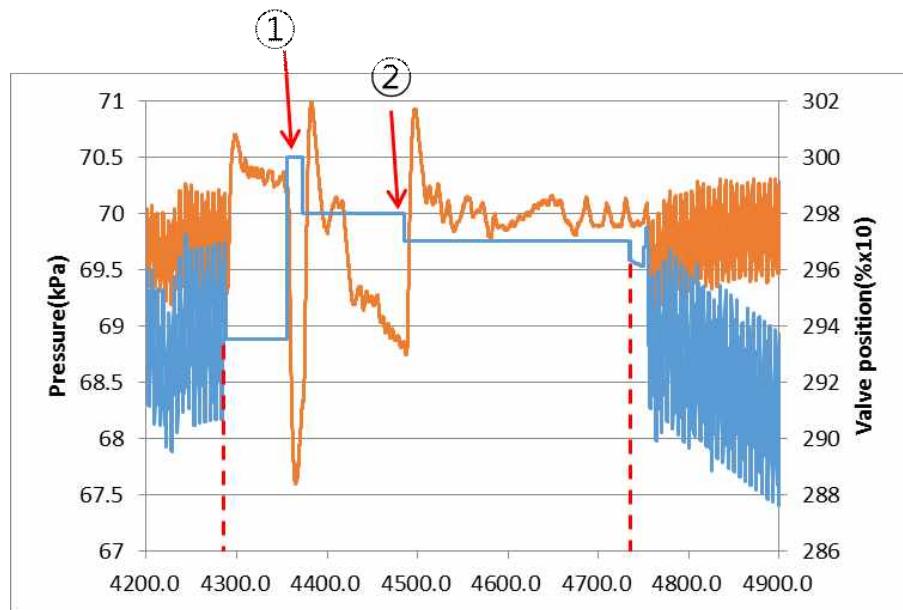


그림 3.2.2.19 배기밸브 제어명령에 대한 시험부 압력의 민감도

실험결과 ①에서와 같이 배기밸브에 0.2% 움직임 명령을 주자 시험부 압력이 71 kPa~68.8 kPa까지 변했고 ②와 같이 0.1% 움직임 명령을 주자 시험부 압력이 71 kPa~69.8 kPa까지 변하였다. 이것으로 두 가지 결론을 얻을 수 있다. 첫 번째는 제어에 사용하는 밸브가 제어 대상인 시험부 압력을 제어하기에는 너무 영향성이 크다는 것이다. 즉 작은 밸브의 움직임도 시험부 압력에는 커다란 영향을 주기 때문에 제어를 위한 밸브의 크기를 줄여야 한다. 두 번째는 현재 제어는 0.3% 수준에서 일정한 정상상태를 유지하는 데 이것은 제어의 결과가 압력에 영향을 충분히 미치기 전에 다음 제어가 발생하고 있음을 말해 준다. 실제로 아래 그림의 제어는 0.1%의 변화를 주고 압력에 미치는 영향이 충분히 발달할 시간을 기다린 경우이나 실제 제어는 10초 이내의 제어 주기를 갖는다. 따라서 제어주기를 좀 더 짧게 할 수 있다면 동일한 밸브로도 압력 맥동을 감소시킬 수 있는 여지가 있다는 것을 보여준다.

② 밸브 제어 로직에 따른 시험부 압력 분석

밸브 제어로직에 따른 설비의 특성을 분석하기 위해 공급밸브(PCV-21)와 배기밸브 (PCV-23)의 제어를 자동과 수동으로 설정하고 그 때의 공급압력과 시험부 압력의 특성을 분석하였다.

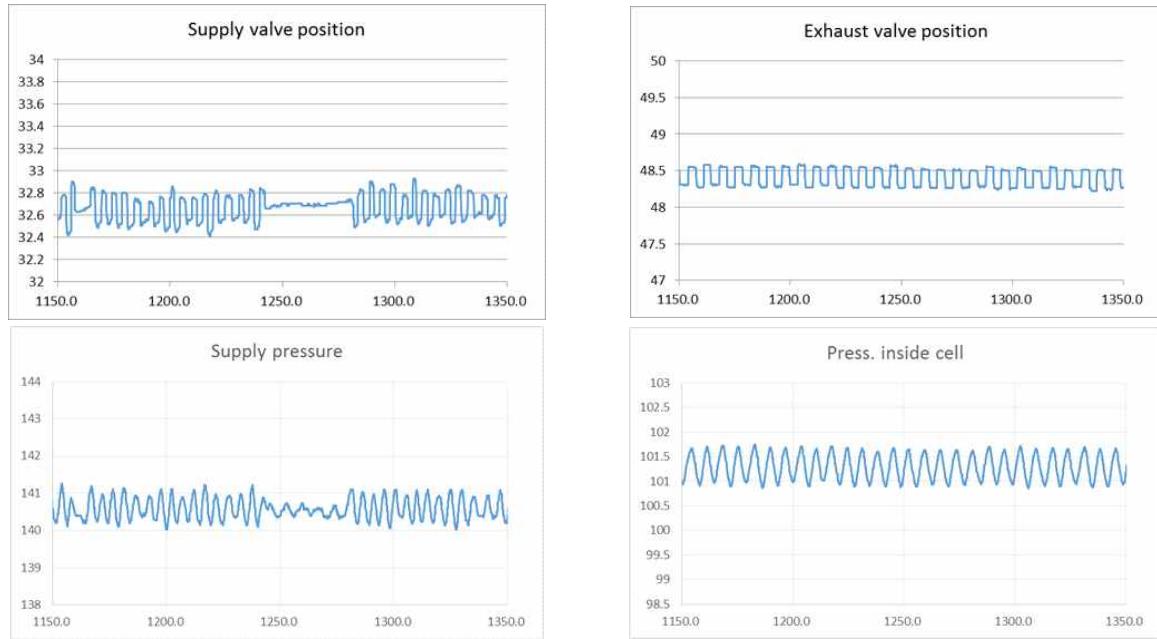


그림 3.2.2.20 공급밸브의 제어 변경에 따른 공급압력 및 시험부 압력 변화

위 그림은 공급밸브를 제어→미제어→제어로 변경하고 배기밸브를 자동으로 유지했을 때의 공급압력과 시험부 압력을 보여준다. 공급밸브 제어를 수동으로 하면 공급압력의 맥동 진폭이 작아지지만 시험부 압력에는 아무런 영향이 없음을 알 수 있다. 따라서 공급압력의 정확도를 높이기 위해서는 공급밸브를 수동으로 변경하는 것이 도움이 될 수 있으나 시험부 압력 맥동 제거에는 전혀 도움이 되지 않음을 확인하였다.

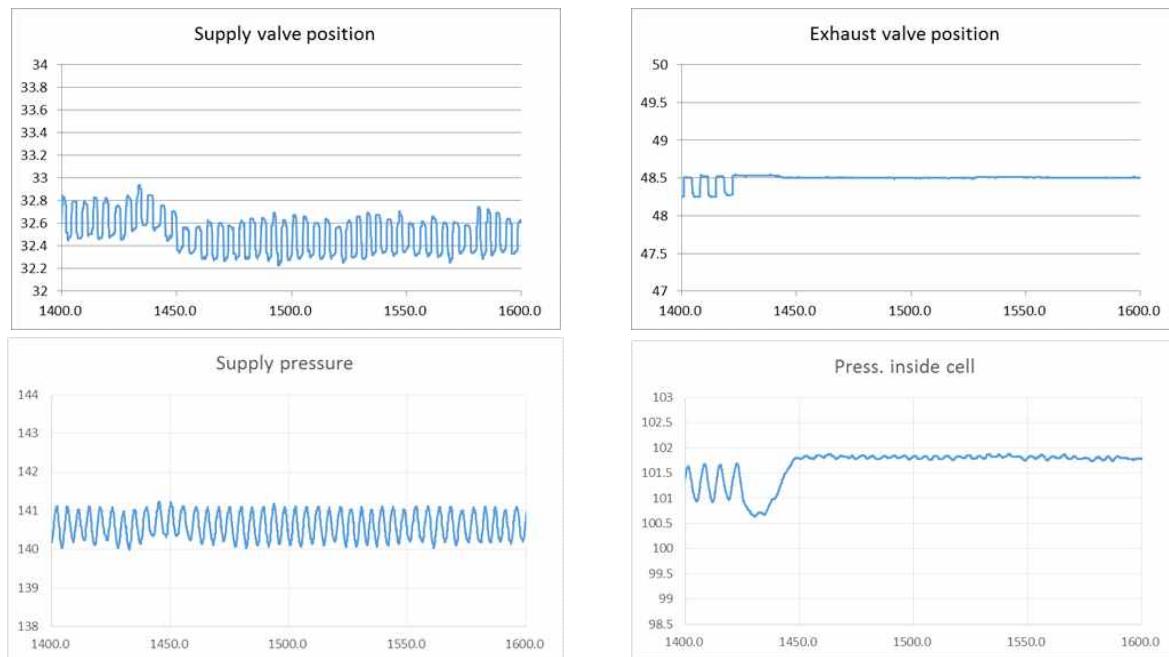


그림 3.2.2.21 배기밸브의 제어 변경에 따른 공급압력 및 시험부 압력 변화

위 그림은 배기밸브를 제어→미제어→제어로 변경하고 공급밸브를 자동으로 유지했을 때의

공급압력과 시험부 압력을 보여준다. 배기밸브를 수동으로 전환하면 시험부 압력 맥동의 진폭이 크게 작아지지만 평균값이 목표값에서 크게 이탈하는 것을 볼 수 있다. 공급밸브는 배기밸브가 수동이 되면서 시험부 압력(공급밸브 입장에서는 배압)이 높아짐에 따라 동일한 시험부 공급압력을 유지하기 위해 공급밸브를 닫는 것을 확인할 수 있다.

각 제어밸브를 수동으로 전환하더라도 해당 압력의 맥동이 계속 생기는 것은 상대방 밸브의 제어결과가 영향을 주기 때문이다. 각 제어밸브를 개별적으로 수동으로 놓았을 때 맥동이 가장 작아지는 결과를 볼 수 있었으나 이 경우 원하는 설비환경 조건을 유지하지 못하게 되는 것 역시 확인할 수 있다. 이 그림들을 보면 공급밸브와 배기밸브 모두 자동제어를 위해 계속 밸브 개도를 제어하는 것을 확인할 수 있으며 이러한 제어행위가 압력 맥동으로 연결되는 것을 확인할 수 있다.

이를 바탕으로 밸브를 제어하면서 압력 맥동을 없앨 수는 없으나 최소화 할 수 있는 방향은 설정할 수 있다. 제어기능을 강화하면 맥동의 주파수는 커지나 진폭이 작아질 것이고 제어기능을 약화시키면 반대의 경우가 발생할 것이다.

③ 제어밸브의 PID Gain 변화에 따른 특성 분석

엔진의 비행속도 모사를 위해 가장 중요한 공급압력을 제어하는 공급밸브와 엔진 고도 모사에 가장 중요한 시험부 내부압력을 제어하는 제어밸브의 제어 PID gain을 변경하여 설비 제어에 미치는 영향을 분석하였다. 제어 PID gain의 변화 방향은 이미 앞에서 확인한 바와 같이 맥동을 없애면서 원하는 조건(압력)을 유지할 수 있어야 한다. 이를 위해 두 밸브의 P gain을 크게 하고 I gain을 작게 하는 방향으로 수정하였다. 항우연 고공시험설비의 제어로직은 시험설비의 구성형태에 따라 다른 로직을 사용하기 때문에 모든 로직에 적합한 PID gain 재확인은 많은 시간과 비용이 필요하다. 따라서 본 과제에서 집중하고 있는 운전영역에 대한 PID gain 변경을 수행하였다. 공급밸브와 배기밸브의 PID gain 수정을 위해 본 과제에서 개발 중인 시험설비 모델을 활용하였다. 단 시험설비 모델이 정상상태의 절대값을 계산할 수는 없기 때문에 앞에서 예상한 PID gain 변화 방향과 그 크기를 정성적으로 예측하는 툴로 활용하였다. 모델링과 실험을 통해 공급밸브의 PID gain 변화로는 제어성능을 향상시킬 수 없어 현재상태가 최적화되어 있음을 확인하였다. 그러나 배기밸브의 PID gain은 정상상태 제어성능을 향상시킬 수 있는 조합을 찾을 수 있었다. 이에 배기밸브는 목표 시험환경조건 생성을 위한 PID gain(6/1.5)과 정상상태 데이터 저장용 PID gain(12/0.5)를 별도로 확보할 수 있었다. 이렇게 P gain을 키워서 비례제어기능을 향상시킨 정상상태 데이터 저장용 PID gain을 적용한 결과 시험부 압력 맥동의 진폭은 작아지고 주파수가 커진 것을 확인할 수 있었다.

④ 동특성 분석결과에 따른 제어정밀도 향상방안 도출

지금까지 항우연 AETF의 특성을 분석한 결과, 실험조건을 형성하는 시험부 공급압력과 시험부 내부 압력은 밸브 제어에 의해 일정 수준의 맥동을 가질 수 밖에 없음을 알았다.

엔진의 속도를 모사하는 시험부 공급압력은 대구경 밸브가 공급하는 유동이 2개의 유로를 따라 공급되고 이중 하나는 밸브 없이 시험부로 흐르고 다른 하나는 소구경 밸브로 제어된다. 여기서 소구경 밸브의 직경선정과 제어 로직설정이 매우 중요하나 본 설비의 최대 작동 영역을 고려할 때 본 과제에서 집중하고 있는 영역에서는 소구경 밸브에 의한 유동 제어가 원활하지 못한 것으로 판단된다. 이에 대한 추가 분석을 수행하여 3차년도에 개선방안을 도출하였다. 아울러 공급부의 대구경 밸브와 소구경 밸브 조합의 장단점을 분석하여 배기부의 대구경과 소구경 밸브 조합 설계에 반영하였다. 엔진의 고도환경을 모사하는 시험부 정압력은 대구경 밸브로 배기압력을 조절하고 있기 때문에 밸브의 작은 움직임에도 시험부 정압력이 크게 반응하는 것을 확인하였다.

설비 제어정밀도에 영향을 미치는 주요인자인 시험부 공급압력과 시험부 내부압력 중 시험부 내부압력의 제어정밀도를 향상 시킬 여지가 많음을 확인하였다. 따라서 정상상태 조건을

가장 잘 모사하기 위해서는 배기밸브 제어를 중심으로 하는 다음 표와 같은 절차에 따라 설비를 제어해야 하는 것으로 판단된다.

Table 3.2.2.7 제어정밀도 향상을 위한 제어 절차

단계	주요 상태	내용
1	목표 정상상태 조건 자동설정	설비 제어를 통상의 자동제어 모드로 놓고 목표하는 시험부 조건을 설정
2	목표 정상상태 조건 도달 확인	설비 제어 결과인 압력만이 아니라 설비 제어명령의 정상상태 수령여부까지 감시하여 정상상태 여부를 결정
3	정상상태용 제어 PID gain 적용	배기밸브(PCV-23)의 제어용 PID gain을 정상상태용으로 변경하여 적용
4	목표 정상상태 조건 도달 재확인	설비 제어명령 및 제어결과 압력 모두의 정상상태 도달 여부를 재확인

⑤ 제어정밀도 향상을 위한 배기밸브 우회라인 중설 설계

1, 2차년도 연구를 통해 항우연 AETF의 정확도에 가장 큰 영향을 주는 인자가 시험부 정압임을 확인하였고 시험부 정압에 지배적인 영향을 주는 인자는 배기밸브(PCV-23)임을 확인하였다. 그리고 현재의 배기밸브는 설비 운용영역 대비 지나치게 크다는 것 또한 확인하였다. 향후 제어정밀도를 향상시키기 위해서는 이상과 같은 배기밸브 제어이득 수정이외에 공급밸브(PCV-21)와 같은 대구경과 소구경 밸브를 조합한 유동제어가 필요하다. 그러나 2차년도 연구결과 공급압력 조절을 위해 사용하는 2개 밸브(PCV-21, 22)로 구성된 조합이 예상과 달리 개선의 여지가 있음을 확인한 만큼 배기압력 조절을 위한 밸브 조합구성을 보다 주의를 기울일 필요가 있다. 이를 위해 1차로 1차원 배관해석이 가능한 툴을 이용해서 관련 모델을 다음과 같이 수행하였다.

아래 그림은 현재 형상을 항우연이 보유하고 있는 해석 툴(AMESim)을 이용해 작성한 모델과 모델링 결과이다.

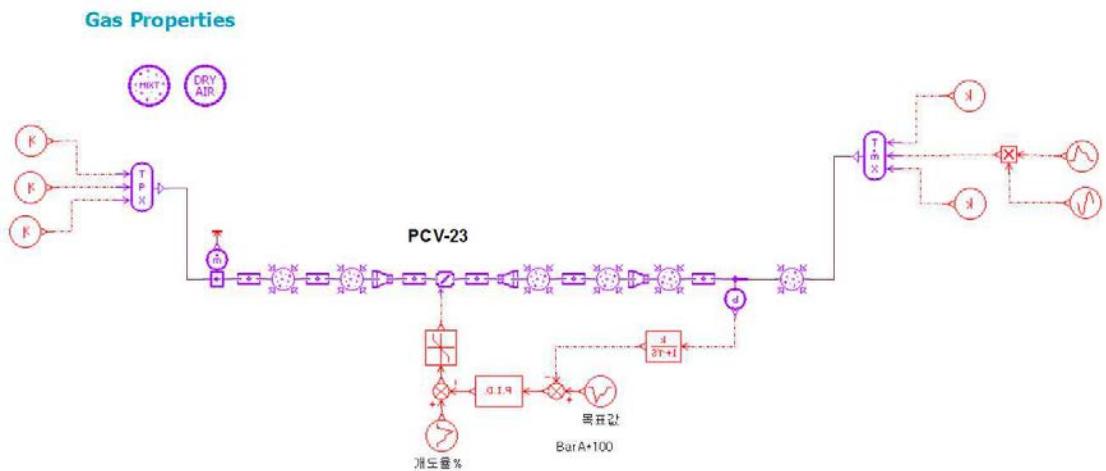


그림 3.2.2.22 시험부 배기부 AMESim 모델

배기부는 시험부 후방의 파이프 라인을 단순화하고 체적과 1차원 길이에 대한 손실을 고려하여 모델링하였다. 이 모델은 실험결과를 바탕으로 입력데이터를 설정하였는데, 우선 공급공기는 실험데이터를 바탕으로 평균값과 공급공기 맥동을 모사한 사인파(sine wave)를 추가하였다.

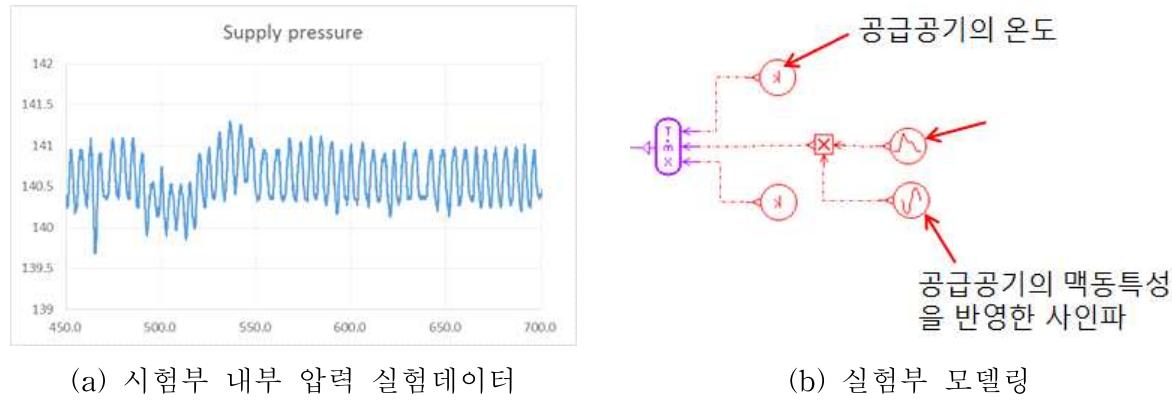


그림 3.2.2.23 맥동을 고려한 시험부 배기ガ스 모델링

또한 배기밸브 모델링의 목적을 위해 시험부 모델이 아닌 시험부 하류의 압력을 제어목적 변수로 활용하였다. 일정한 공급압력과 배기압력을 유지하면서 시험부 냉각공기 공급을 조절하여 실험을 수행하여 시험부 내부 압력과 시험부 하류 압력의 경향이 유사할 것으로 가정하였다. 이렇게 준비한 모델에 배기밸브 우회 라인을 추가한 모델이 아래와 같다.

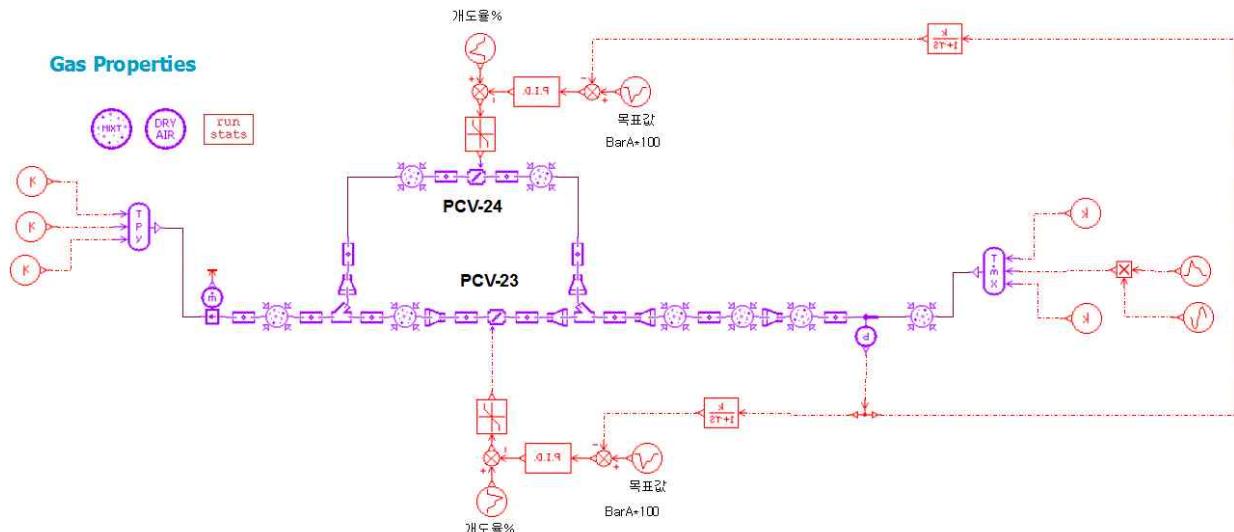


그림 3.2.2.24 배기밸브 우회 라인을 추가한 시험부 배기부 AMESim 모델

상기 모델을 이용하여 우회 라인의 파이프 직경과 장착방안에 대한 1차 해석을 수행 결과는 아래와 같다.

- ④ 200A 우회 파이프 라인을 이용한 우회 파이프 인터페이스 각도의 영향 검토
 - 우회 파이프 라인의 연결각도가 45도와 90도를 비교하면 1 kg/s의 유량 중 수 g/s 수준의 차이가 발생할 뿐이다.
 - 우회 파이프 라인의 직경이 커질수록 각도에 따른 유량 차이가 커지나 그 차이는 200A는 수 g/s ~ 300A는 수십 g/s가 된다.
- ∴ 설계에서는 파이프 설치각에 대한 제한을 크게 하지 않았다.

④ 우회 파이프 직경의 영향 검토

- 기존 배기 파이프 직경(500A) 대비 우회 파이프 직경이 300A를 넘을 경우 유량 변화 시 벨브 제어로직에 따라 우회 라인으로 더 많은 유량이 흐를 수 있다.
- ∴ 설계에서는 우회 라인의 직경을 300A 이하로 하고 기존 벨브와의 호환성을 확보하기 위해 200A를 설계점으로 활용하였다.

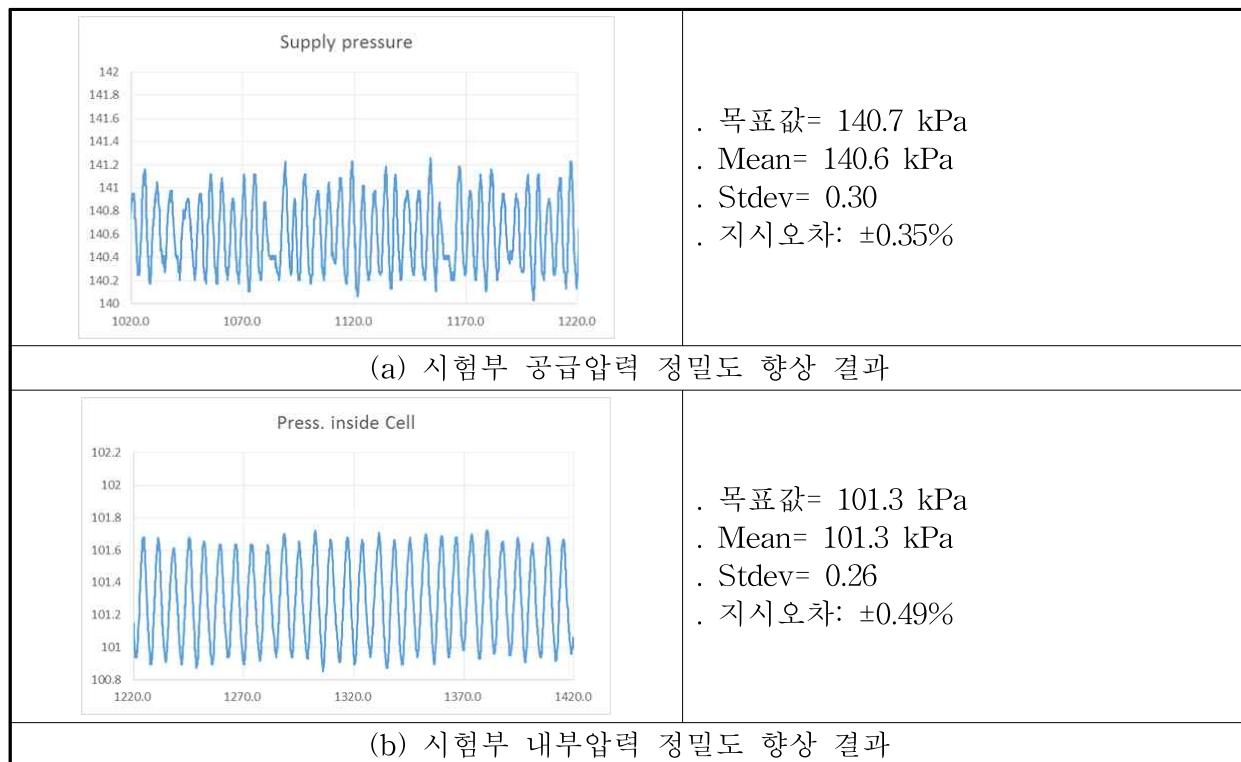
(3) 제어정밀도 향상방안 구현으로 제어 주요인자의 정상상태 정밀도 향상

(가) 제어정밀도 향상방안 적용에 따른 정밀도 향상결과 평가

① 제어정밀도 향상방안 적용

앞의 마지막 표에서와 같이 정의된 제어정밀도 향상방안을 적용한 시험결과를 다음 그림에서 확인할 수 있다. 2차년도 연구결과로 도출된 정상상태 데이터 저장용 절차에 따라 데이터를 저장한 결과, 1차년도에 파악한 시험부 공급압력과 시험부 내부압력의 지시오차가 아래 표와 같이 개선되었다. 제어정밀도 향상결과 평가는 마하 0.7, 지상 표준대기조건하에서 실시하였다.

Table 3.2.2.8 제어정밀도 향상방안 적용 결과



이러한 제어정밀도 향상의 결과는 아래 표와 같다.

Table 3.2.2.9 제어 주요인자들에 대한 제어정밀도 향상결과

	1차년도 정밀도	2차년도 목표	2차년도 달성 정밀도
시험부 공급압력	±0.7%	±0.5%	±0.35%
시험부 내부압력	±1.0%	±0.5%	±0.49%

나. 설비 모델링 및 엔진-설비 통합 모델링 기술개발

(1) 설비 모델링 기술개발

(가) 기 구축 AMESim 기반 설비 모델 개요

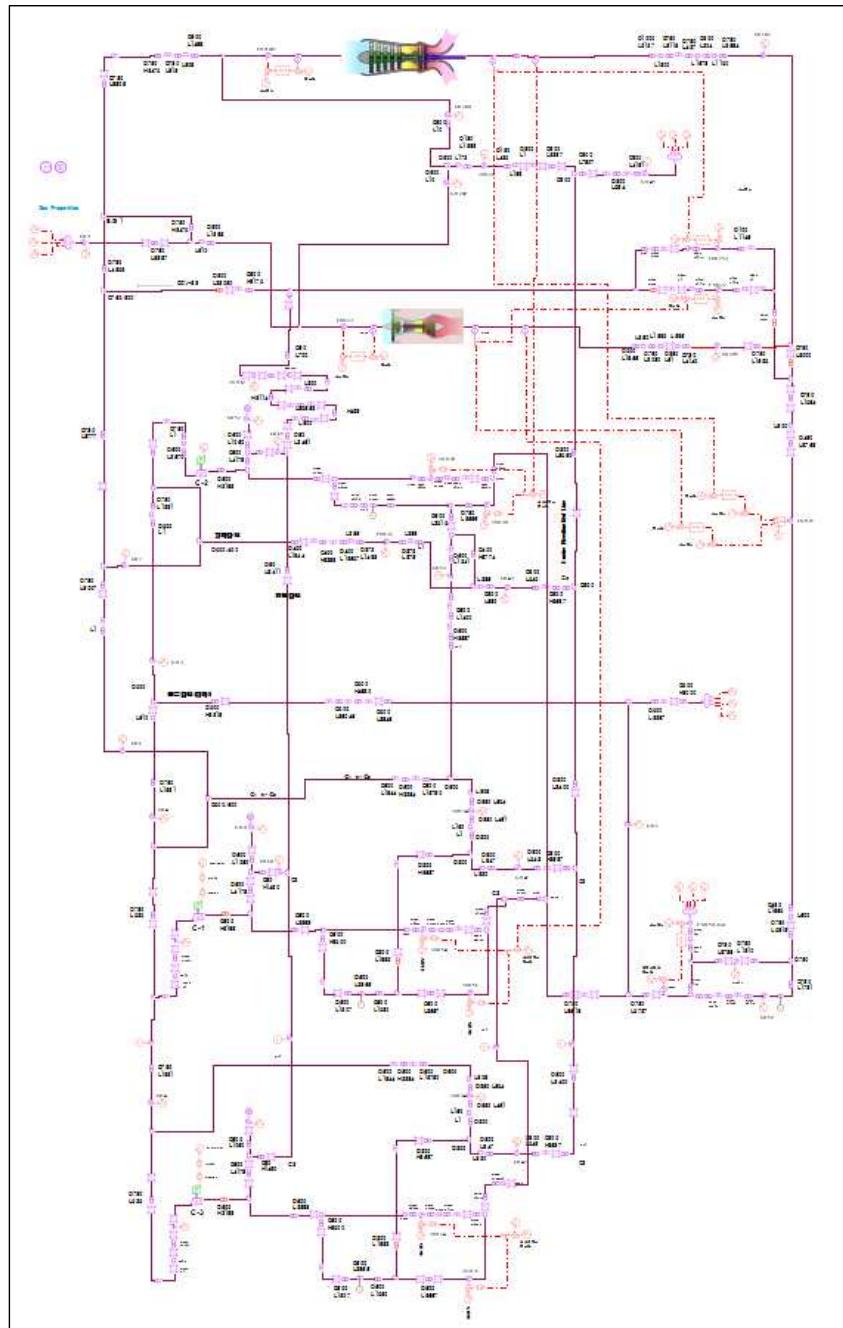


그림 3.2.2.25 고공시험설비 AMESim 모델

AETF는 시험부와 시험부에 고공환경을 만들어 주는 부가설비로 구성된다. 시험부는 터보팬/제트 시험부(이하 TC#1)와 터보샤프트 시험부(이하 TC#2)로 나뉘며 부가설비는 크게 대형 압축기 3대를 포함한 공기공급시스템, 배기시스템, 보조시스템, 제어 시스템 및 데이터 획득 시스템으로 구성되어 있다. 시뮬레이션의 목적이 시험부의 안정된 고공환경 모사를 위한 제어 변수 최적화기 때문에 엔진 시험 시 시험부 고공환경에 크게 영향이 없는 배기 시스템, 보조 시스템, 데이터 획득 시스템은 모델에서 제외 하였다. AETF 전체(Full scale) 모델은

위의 그림과 같다.

고공환경시험 시 두 개의 시험부 중 하나의 시험부만 운용되며 고공환경 조건에 따라 시험 형상(시험부를 중심으로 한 압축기의 배치 및 수동 밸브 개폐 상태)이 다르기 때문에 전체 모델이 동시에 시뮬레이션 되는 일은 없으며, 시험 형상에 따라 전체 모델 중 일부 형상을 별도 모델로 분리시켜 시뮬레이션을 수행하였다. 아울러 전체 모델의 시뮬레이션 수행에는 많은 시간이 소요되기 때문에 시뮬레이션 시간의 단축을 위해서라도 시험 형상에 따른 분리 시뮬레이션이 적합하다. 따라서 최종 개발 모델은 현재 운용 중인 12개의 시험 형상에 대해 각각 분리되어 구현하였으며 시뮬레이션 전에 시험 형상을 간단히 선택할 수 있도록 구현하였다.

(나) AMESim 기반 설비 모델 설정/보완

1차년에 수행된 설비 모델의 검증은 12개의 시험 형상 중 가장 시험 빈도가 높은 1번 형상(그림 3.2.2.26 참조)에 대한 정상상태 모사 결과와 기존 정상상태 시험결과의 비교를 통해 수행하였다. 1차년도에는 기존 설비의 노후화에 따른 압축기 입구에서의 측정 유량 불확실성 및 배관 분기 지점에서의 유량 미 측정 때문에 검증용 데이터 일부에 가정된 값이 사용된 점과 설비 주요 부위의 측정 데이터 부족으로 인하여 완전한 모델 검증이 수행되지 못하였다. 따라서 2차년도에는 보다 정확한 설비 모델 검증을 위해 설비 상태감시 기능을 강화(설비 주요부 측정 장치 추가 및 운전 데이터 저장 기능 구현)하여 여러 운전 조건에서 시험 데이터를 얻을 수 있었으며 이를 바탕으로 더 정확한 모델로의 수정/보완을 수행하였다.

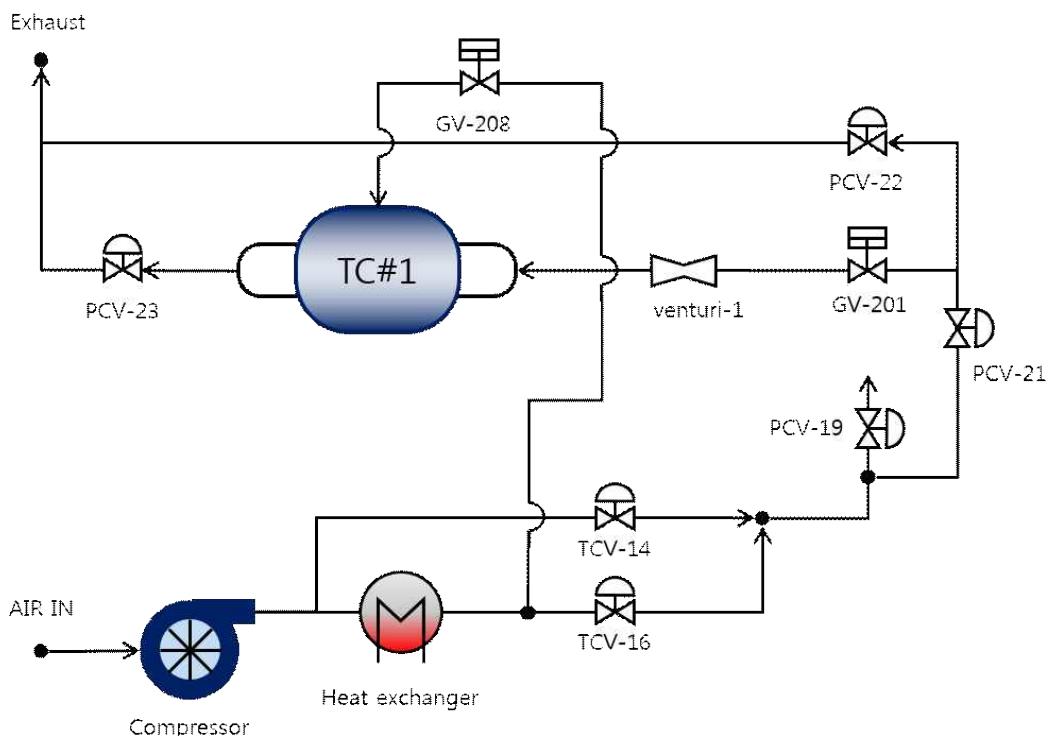


그림 3.2.2.26 고공시험 1번 형상

설비 상태감시 기능 강화 후 얻은 시험 데이터(4곳의 정상상태 운전 조건)에 근거하여 제어 밸브의 C_v 관계식을 수정/보완하였으며 이를 적용한 설비 모델로 설비 운전 모사한 결과를 아래의 표에 나타내었다. 1차년도에 수행된 설비 운전 모사에서 주요 고공환경 변수(온도, 압력, 비행속도)의 정상상태 운전 예측 오차가 최대 12%였던 것에 반해 모델 수정/보완 후 약 4%대의 오차 범위 내에서 운전 예측이 되고 있음을 알 수 있다.

Table 3.2.2.10 모사데이터 오차표

		t=2100 sec			t=2300 sec			t=2450sec			t=2460 sec			t=2800 sec		
		Test	Sim	Error	Test	Sim	Error	Test	Sim	Error	Test	Sim	Error	Test	Sim	Error
C1	Pout	192.8	186.7	3%	192.8	187.6	3%	192.8	184.3	4%	192.8	184.9	4%	192.8	188.2	2%
	Tout	407.3	407.3	0%	407.6	407.6	0%	407.3	407.3	0%	407.4	407.4	0%	407.7	407.7	0%
PCV19	M	4.7	4.7	0%	5.2	5.2	1%	6.3	6.3	0%	6.3	6.3	0%	8.0	8.0	0%
	Pin	184.9	183.6	1%	185.1	184.9	0%	185.0	181.3	2%	185.0	181.9	2%	184.9	184.8	0%
	Tin	334.2	335.7	0%	334.3	335.8	0%	334.6	335.7	0%	334.5	335.7	0%	334.4	335.7	0%
PCV21	M	7.9	7.9	0%	7.6	7.6	0%	7.1	7.1	0%	7.1	7.1	0%	6.1	6.1	0%
	Tin	334.2	335.7	0%	334.3	335.8	0%	334.6	335.7	0%	334.5	335.7	0%	334.4	335.7	0%
PCV22	M	0.3	0.3	1%	0.3	0.3	0%	0.3	0.3	0%	0.3	0.3	4%	0.3	0.3	1%
	Pin	162.1	159.2	2%	162.0	161.2	0%	161.8	157.2	3%	162.2	157.7	3%	161.8	162.9	1%
	Tin	327.3	335.8	3%	327.6	335.8	3%	327.8	335.7	2%	327.8	335.7	2%	328.2	335.8	2%
GV208	M	1.4	1.4	0%	1.4	1.4	1%	1.4	1.4	1%	1.4	1.4	1%	1.4	1.4	1%

(다) 천이운전 모사

고공환경시험 시 엔진이 가속 또는 감속될 경우 시험부 전방의 압력이 증가 또는 감소하게 되고 설비는 현재 모사 중인 고공환경 조건을 유지하기 위해 지정된 압력조절밸브들을 제어하게 된다. 고공환경 조건 유지를 위해 설비 3곳의 압력이 제어 되는데 압축기 출구, 시험부 전방 안정실(엔진 흡입 공기) 및 시험부 내부가 이에 해당된다. 압축기 출구 배압 제어를 위해 구동되는 밸브는 PCV-19이며, 압축기 배압을 Feedback 받아 제어된다. 시험부 전방 안정실 압력을 제어하기 위해서 PCV-21, PCV-22 밸브가 구동되며, 시험부 전방 안정실 압력을 Feedback 받아 제어된다. 시험부 내부 압력은 PCV-23 밸브의 제어에 의해 유지된다. 모든 압력밸브는 PID 제어로직으로 구동된다. 미 검증된 엔진 모델의 모사 불확실성을 배제하고 설비 자체만의 천이 상태 운전 특성 검증을 위해 시험부와 인터페이스 되는 부분은 기존 시험 자료를 경계 조건으로 하여 설비의 운전 특성을 모사하고 이를 시험 결과와 비교 하였으며, 정성적으로 기존 시험 자료와 유사한 운전 특성을 보임을 알 수 있다.

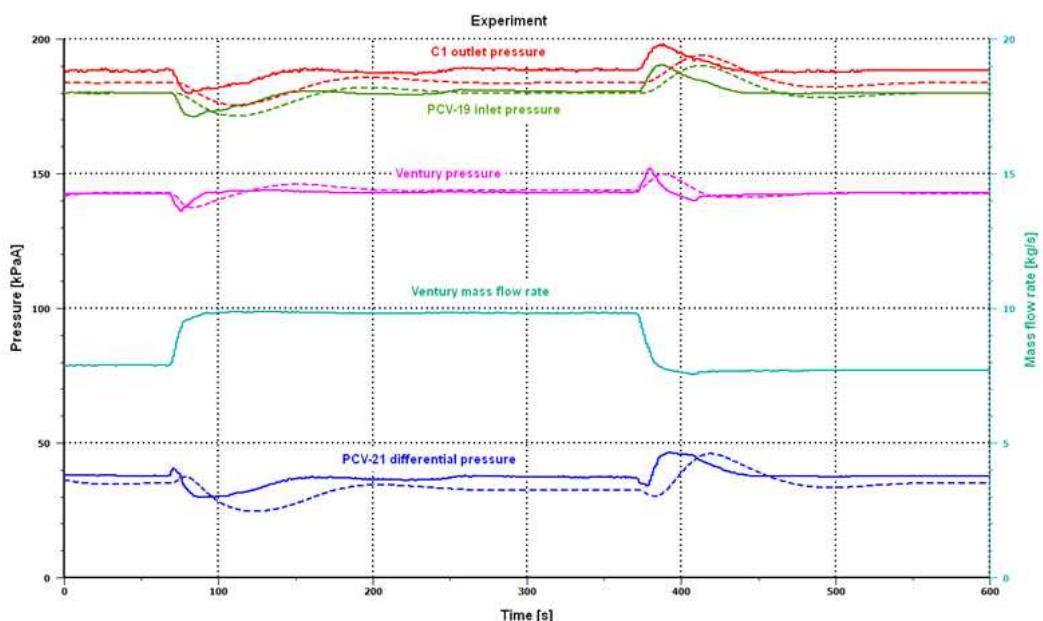


그림 3.2.2.27 고공환경시험설비 천이운전 모사 결과

(2) 엔진-설비 모델의 연동기술 개발

(가) 엔진-설비 모델링 소프트웨어의 연동기술 구현

① 엔진 모델링 소프트웨어의 인터페이스 환경

엔진모델링 툴인 PROOSIS의 기반 프로그램인 EcosimPro는 자체 모델을 외부 프로그램과 인터페이스 할 수 있도록 몇 가지 변환 기능을 제공하고 있다.

Table 3.2.2.11 PROOSIS 인터페이스 환경 요약표

변환 방안	내용
C++ source code	<ul style="list-style-type: none"> . C++ 프로그램과 통합하여 real time simulation에 유리 . 호환 가능한 컴파일러 필요(MS VS 2010 또는 2008 등)
Excel	<ul style="list-style-type: none"> . Excel 상에 GUI를 구성하고 PROOSIS 모델의 실행파일(DECK)의 계산결과를 연동하여 표시
Matlab/Simulink co-simulation	<ul style="list-style-type: none"> . Matlab에서 호출할 수 있는 dll 형식의 또는 Simulink에서 호출할 수 있는 s-function 형식으로 변환 . Co-simulation 환경으로 Matlab/Simulink solver와 PROOSIS solver가 필요
Advanced s-function	<ul style="list-style-type: none"> . 별도의 PROOSIS solver가 불필요 . s-function을 호출할 수 있는 별도의 프로그램과 연동

PROOSIS가 제공하는 외부 프로그램과의 인터페이스 방법 중 AMESIM과 연동하면서 추가로 필요한 프로그램(Matlab/Simulink 또는 PROOSIS)을 최소화 할 수 있는 ‘Advanced s-function’ 방법을 사용하기로 하였다. 이 방식은 PROOSIS solver가 없는 상황에서도 엔진 모델 계산이 가능하도록 엔진모델을 준비해야 한다. 이를 위해 PROOSIS 엔진모델 → PROOSIS DECK → s-function 순의 모델변환을 수행해야 한다. 이를 위해 AMESIM도 s-function 형태의 외부 모델과 인터페이스가 가능해야 한다. 이를 위해 PROOSIS - 컴파일러 - Simulink의 버전을 PROOSIS에서 요구하는 조건으로 맞춰야 하며 32bit만 사용 가능하다. 본 연구에서는 PROOSIS의 advanced s-function 기능을 사용하기로 하였다.

② 설비 모델링 소프트웨어의 인터페이스 환경

설비모델링 툴인 LMS AMESim은 s-function 기능을 제공하는 Simulink와 다음과 같은 인터페이스 모드를 가질 수 있다. 본 연구에서는 co-simulation in AMESim 방법을 사용하기로 하였다.

Table 3.2.2.12 AMESim 인터페이스 환경 요약표

인터페이스 방법	상세 내용
Co-simulation in AMESim: AMESim as Master	AMESim을 기준으로 Simulink 모델을 추가하되 두 프로그램의 solver를 모두 사용하는 co-simulation 환경 (단 Simulink의 solver가 모델에 포함되어 별도의 Simulink license가 필요하지 않음)
Co-simulation in Simulink: AMESim as Slave	AMESim 모델을 s-function으로 변환하여 Simulink에 환경에 통합하고 두 프로그램의 solver를 모두 사용하는 co-simulation 환경
Model Exchange: Export of AMESim model into Simulink	AMESim 모델을 s-function으로 변환하여 Simulink에 환경에 통합하고 Simulink의 solver를 모두 사용하는 co-simulation 환경

③ 설비-엔진 모델링 소프트웨어 연동방안 도출

상이한 두 소프트웨어를 이용한 설비와 엔진모델을 통합하기 위해 상술한 인터페이스 환경을 바탕으로 본 연구에 적합한 방식을 아래와 같이 결정하였다. 인터페이스 환경 구축에는 Windows를 포함한 인터페이스로 연동되는 모든 프로그램의 환경을 동일하게 유지하는 것이 필요하다. 인터페이스와 관련된 프로그램들은 대부분 32bit/64bit를 모두 지원하나 PROOSIS의 s-function만은 32bit만을 지원하므로 모든 환경을 32bit에 맞춰야했다.

Table 3.2.2.13 설비-엔진 모델 통합을 위한 인터페이스 환경

항목	내용
엔진모델 인터페이스	PROOSIS advanced s-function interface
설비모델 인터페이스	Co-simulation in Amesim
환경구축	Windows 32bit, PROOSIS 3.6.16 32bit, Amesim 14, MS Visual Studio Express 2010(compiler) 32bit, Matlab/Simulink 2014b 32bit

(3) 설비 데이터 획득시스템 구성

(가) 설비 데이터 획득/저장을 위한 데이터 서버(Historian Server) 확보

1차년도 연구를 통하여 항우연에서 운용 중인 시험설비를 모사할 수 있는 설비 모델 시스템을 구축하였다. 설비 모델의 구축 후 보다 정확한 설비 모사를 위해선 실제 설비의 측정데이터를 바탕으로 설비 모델을 개선하여야 한다. 또한 설비의 측정데이터를 엔진 측정데이터와 비교를 한다면 보다 정확한 데이터 분석이 가능할 것이다. 하지만, 항우연에서 운용 중인 설비 제어시스템에는 데이터 저장기능이 구현이 되어 있지 않았으며, 설비 제어시스템과 엔진 데이터 측정시스템과의 시간서버의 차이로 인하여 두 가지의 데이터를 비교한다는 것은 어려운 일이었다. 이 때문에 2차년도 업무를 통하여 설비 데이터의 획득 및 저장을 위한 데이터 서버(Historian Server)를 구축하고자 하였으며, 데이터 서버와 엔진 데이터 측정시스템 간의 시간 데이터를 일치시키고자 하였다. 또한 Microsoft 사로부터의 모든 지원이 중단된 XP 버전의 Windows로 운용되고 있던 설비 제어시스템용 워크스테이션을 업그레이드 하여 데이터 서버와의 원활한 연계가 가능하도록 하고자 하였다.

기존 설비 제어시스템은 Windows XP를 기반으로 GE Intelligent Platforms(이하 GE IP)사에서 공급하는 Machine Edition 및 Cimplicity S/W로 구동이 되고 있었다. 현재 Windows XP는 제작사인 Microsoft사의 모든 지원이 중단된 상태로, 보안상에 취약점을 가지고 있어서 항우연 내부적으로 Windows 7 이상의 버전으로 업그레이드가 권장되고 있는 실정이었다. 이 때문에 기존 설비 제어시스템용 워크스테이션 H/W를 Windows 8.1의 구동이 원활하도록 업그레이드를 하고 Windows XP를 Windows 8.1로 개선하였다. GE IP에서 공급하는 Machine Edition 및 Cimplicity S/W도 Windows 8.1에서 구동이 가능한 버전으로 업그레이드를 하였다. 구형 설비제어시스템은 신규 설비제어시스템에서 문제 발생 시 보조제어시스템으로 운용이 가능하도록 구성하였다.

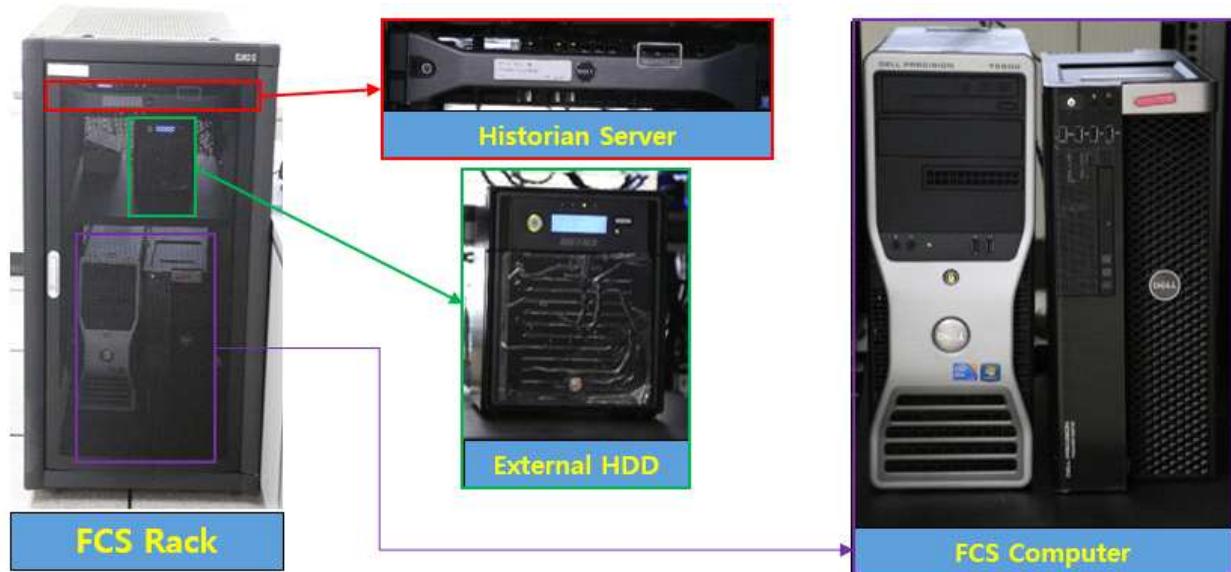


그림 3.2.2.28 신규 설비 제어 시스템 H/W 및 데이터 서버

데이터 서버(Historian Server)는 최대 500개의 채널을 48시간 이상 연속으로 저장할 수 있도록 구성하였다. 현재 10Hz로 저장을 하고 있는 엔진 데이터 저장시스템과의 데이터 비교를 용이하도록 데이터 서버의 최소 저장 속도도 10Hz 이상이 되도록 하였다. 1차년도 평가 의견 중에 하나인 10 Hz 이상의 데이터 저장 속도(최대 1kHz) 구현이 가능하도록 구성하였으나, 1996년 완공된 설비의 데이터 처리속도가 느려 현재까지는 10Hz 만을 구현하여 사용하고 있다. 10 Hz 이상의 데이터 저장을 구현할 경우 설비 제어 시스템과 PLC 간의 데이터 처리량의 증가로 PLC간의 통신이 종료되는 문제점이 발생하였다. 이러한 문제점을 해결하기 위해서는 PLC 또한 처리 속도가 높은 신규 PLC로 교체하고 PLC간의 통신선을 광통신으로 업그레이드 하여야 한다. 이러한 업그레이드를 진행하기 위해선 현재 과제의 예산범위를 초과하기 때문에 본 과제를 통하여 진행은 불가능하였다.

KARI.F24S SCALED VENTURI

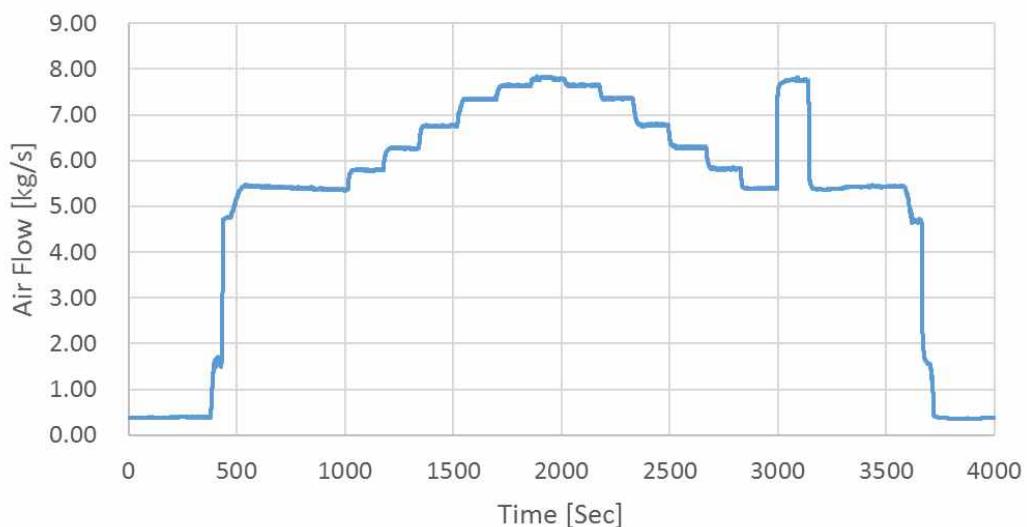


그림 3.2.2.29 데이터 서버를 통해 저장한 설비 공기 유량

데이터 서버에는 별도의 외부 저장시스템을 구현하여, 데이터를 변환하였을 때에 자동으로 외부 저장시스템으로 옮겨지도록 하였다. 이를 통하여 데이터 서버 본체의 저장시스템에 항상 저장 공간의 여유를 확보하여 혹여나 발생할 수 있는 데이터의 삭제를 방지할 수 있도록 하였다. 저장이 되는 채널은 데이터 서버 구동 프로그램을 통하여 쉽게 변경이 가능하도록 구성하였으며 저장이 되는 옵션도 설정할 수 있도록 하였다.

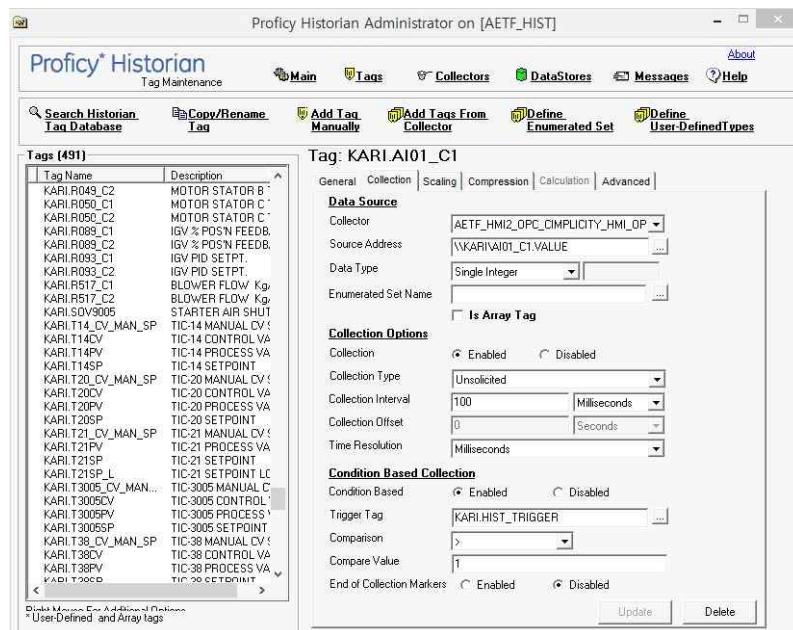


그림 3.2.2.30 데이터 서버 구동 프로그램

설비의 데이터 서버에 저장된 내용은 기존의 프로그램으로는 확인이 불가능하다. 이 때문에 다른 포맷의 파일로 변환해주는 프로그램이 필요하다. 본 업무에서는 데이터 서버에 저장되어 있는 내용을 상용 프로그램인 Excel을 통하여 확인이 가능하도록 변환해 주는 프로그램을 적용하였다. 변환 시 채널명을 포함하여 채널에 대한 간단한 정의가 함께 출력이 되도록 구성하였으며, 전체 채널을 함께 변환하거나 또는 원하는 채널만 따로 변환이 가능하도록 프로그램을 작성하였다. 원하는 채널은 특별한 포맷으로 저장하여 차후에 원하는 포맷을 불러와 데이터 변환이 가능하도록 하였다.

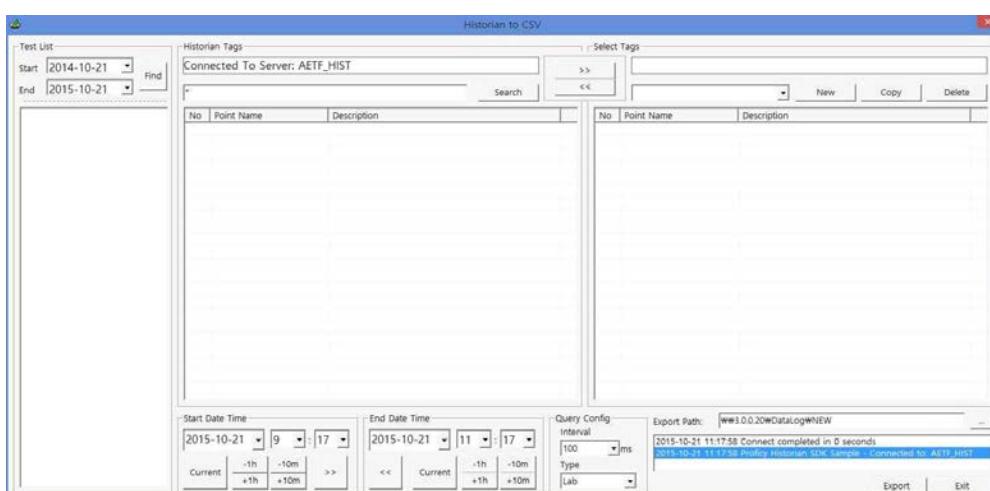


그림 3.2.2.31 데이터 변환 프로그램

3. 설비 제어시스템 개선완료 및 평가

가. 설비 제어시스템 및 엔진 모사시스템 개선 및 평가

(1) 구체적인 설비 제어정밀도 향상방안 확정 및 적용

(가) 설비 제어시스템의 엔진적용 사전평가를 위한 엔진모사장치 개선

① 엔진모사장치 재설계

설비 제어시스템의 제어능력을 엔진 없이 확인하기 위한 장치로 본 과제 2차년도에 개발한 바 있으나 그 성능을 향상시키고 이젝터 외에 밸브를 추가하는 것을 고려하였다.

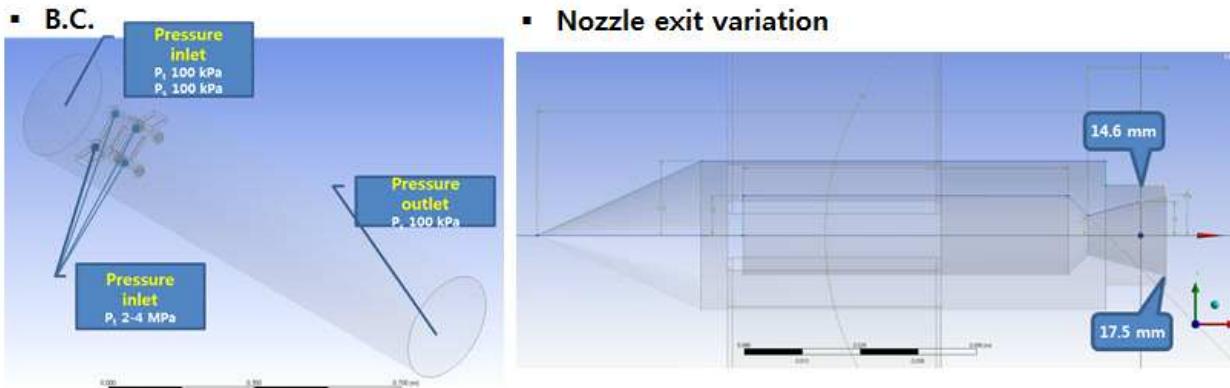
엔진모사장치에 사용하는 이젝터는 초음속 이젝터 형상을 갖으며 압력원은 항우연이 보유하고 있는 350기압 설비를 사용한다. 이젝터는 다음 표와 같이 primary flow의 유량을 증가시키기 위해 노즐 길이를 길게 하는 방향으로 수정하였다. 노즐목 면적이나 노즐의 개수를 증가시키는 방법은 기존에 개발한 이젝터 레이크, 고압공급라인, 고압제어밸브 등 설비에 미치는 영향이 불필요하게 크다고 판단했기 때문에 제외하였다. 3차년도 연구에서는 이젝터 자체의 형상변화보다는 다음에서 보는 바와 같이 엔진모사장치 전체의 형상변화와 밸브 장착과 같은 방향의 향상을 수행하였다.

Table 3.3.3.1 초음속 이젝터 형상설계 인자

	단위	1차	2차
노즐 개수		4	4
단일 노즐 목 면적	mm ²	56.7	56.7
단일 노즐 목 직경	mm	8.5	8.5
단일 노즐 목 길이	mm	1.0	1
단일 노즐 출구 면적	mm ²	240.5	167.4
단일 노즐 출구 직경	mm	17.5	14.6
노즐 목에서 출구까지 거리	mm	32.7	11.4
정체부 최소 면적	mm ²	113.4	227.0
Rake stem 내부유로 최소 면적	mm ²	170.1	320

노즐 형상 재설계에 따른 전산해석을 재 수행하였다. 다음 그림은 동일한 이젝터 레이크에 수정한 노즐을 장착한 경우의 전산해석 조건과 결과이다. 이젝터 자체의 영향성을 비교하기 위해서 이젝터 후방의 직관형태의 덕트를 우선 사용하여 전산해석을 수행하였다. 전산해석에 사용한 경계층 조건은 2차년도 실험결과를 바탕으로 적용하였으며 3차년도 실험에서는 이를 포함하여 보다 높은 고압을 적용하였다. 해석결과 노즐길이 변화에 따른 엔진모사장치 성능 변화는 제한적이었다.

3차년도 개발에서 관심을 가진 덕트 형상에 따른 엔진모사장치의 성능 변화에 대해서는 모두 수정된 이젝터 노즐을 적용하여 해석하였다. 이젝터 하류의 덕트 형상은 기본적으로 팽창시킨다는 개념을 적용하고자 했으며 해석은 팽창 덕트의 위치와 정도를 판단하기 위해 수행하였다. 우선 하류 덕트에 second throat 개념의 직경 수축 후 팽창 개념과 단순 팽창 개념에 대한 전산해석을 수행하였다. 해석결과 단순 팽창 개념이 더 많은 유동을 유입할 수 있다는 것을 확인하여 second throat 개념은 더 이상 고려하지 않았다.



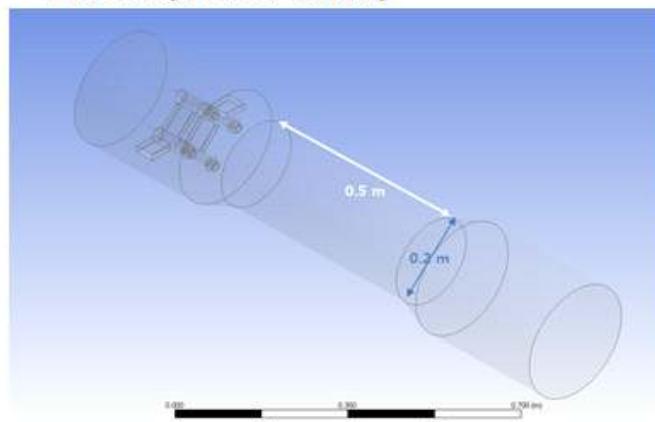
▪ Performance according to the nozzle exit and Primary pressure variation

Nozzle exit	20 bar	30 bar	40 bar
14.6 mm	5.53 kg/s	6.62 kg/s	7.42 kg/s
17.5 mm	5.52 kg/s	6.67 kg/s	7.49 kg/s

그림 3.3.3.1 초음속 노즐 재 설계형상에 대한 전산해석(단순 직관형상)

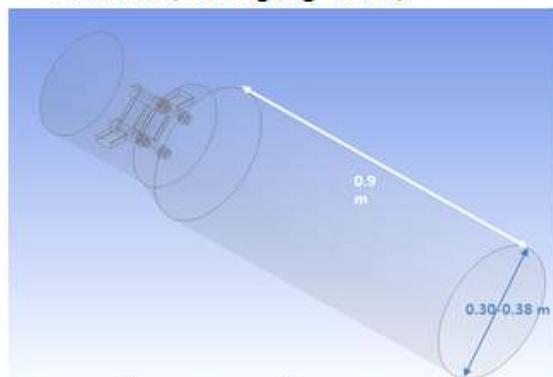
단순 직관이 아닌 팽창을 고려한 축소 후 팽창과 단순 팽창 두 가지 형상에 대한 전산해석 결과는 다음과 같다. 이 해석결과를 바탕으로 단순팽창 형상개념을 적용하되 팽창 위치와 팽창 정도에 대한 전산해석을 추가로 수행하였다.

▪ Domain(second throat)



Nozzle exit	40 bar
17.5 mm	5.93 kg/s

▪ Domain(Diverging duct)

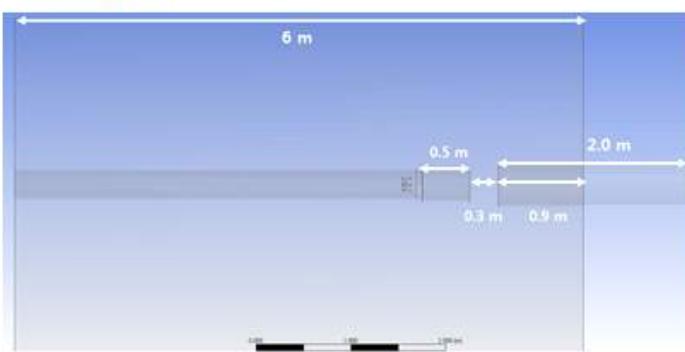


Duct exit	40 bar	50 bar
0.30 m	8.07 kg/s	
0.31 m	8.15 kg/s	8.80 kg/s
0.32 m	8.06 kg/s	

그림 3.3.3.2 초음속 노즐 재 설계형상에 대한 전산해석(다양한 직관형상)

시험부 내부는 상류의 주유동이 엔진모사장치를 통하여 디퓨저를 통해 시험부 외부로 배기하도록 설계되어 있다. 이때 엔진모사장치와 시험부 디퓨저 간의 간섭이 미치는 영향을 전산해석으로 평가할 수 있을지 다음과 같은 해석을 수행하였다. 이 해석을 통해 시험부 내부의 유동현상도 예측하고자 하였다. 다음 그림에서 보이는 외부의 통은 시험부를 간략화한 거이며 엔진모사장치와 디퓨저 사이의 거리는 통상 엔진모사장치 실험을 위해 사용하는 거리이다.

▪ Domain



▪ B.C.

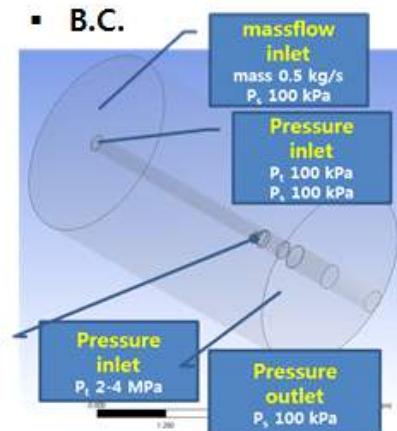


그림 3.3.33 엔진모사장치와 시험부 내부 디퓨저 간의 간접현상 전산해석 (간격이 있는 경우)

전산해석 결과 예상과 달리 시험부 내부의 공기는 단순히 디퓨저로 배기되는 것이 아니라 시험부 내부에 커다란 재순환 영역을 발생시키고 있는 것을 알 수 있었다. 재순환 영역은 전산해석을 통해 정량적인 예측이 어렵다. 재순환 영역의 존재로 인해 엔진모사장치와 디퓨저 사이의 거리에 따른 영향을 정량적으로 예측하기 어렵게 되었다. 아래 그림 3.3.3.4와 3.3.3.5는 이 경우 전산해석의 수렴성이 매우 나쁘다는 것을 보여주고 있다.

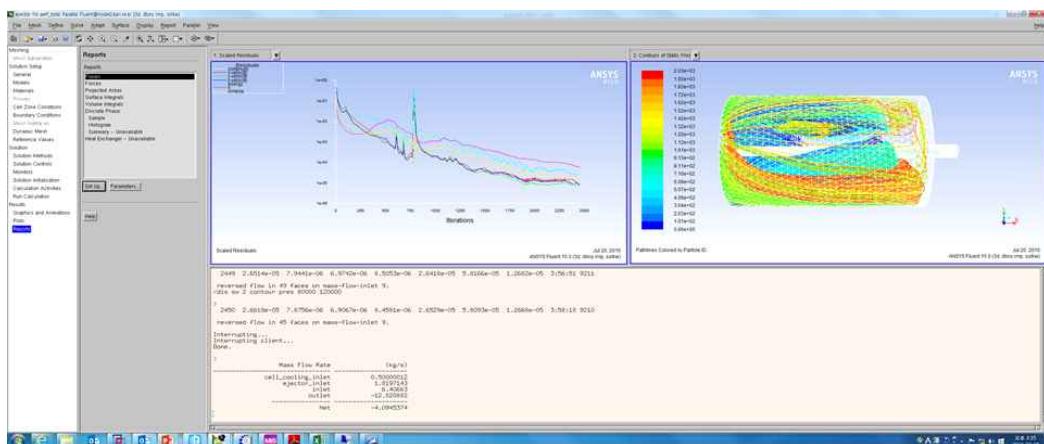


그림 3.3.34 시험부 내부의 커다란 재순환 영역 발생을 확인한 전산해석 결과(간격이 있는 경우)

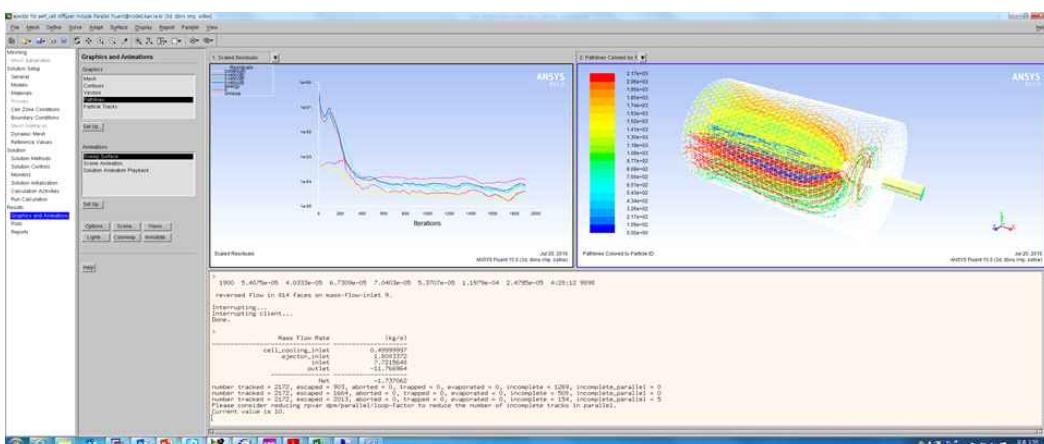


그림 3.3.35 시험부 내부의 커다란 재순환 영역 발생을 확인한 전산해석 결과(간격이 없는 경우)

이러한 현상에 따른 전산해석의 어려움은 엔진모사장치와 시험부 내부 디퓨저 간의 간격을 없애고 모사장치의 노즐이 디퓨저 안으로 중첩되어 들어가 있다고 가정할 때에도 정도의 차이만 있을 뿐 해석의 어려움은 동일하다. 이것은 시험부 내부에 커다란 재순환 영역이 존재함을 확인할 뿐 아니라 이 재순환 영역의 예측이 어려워 엔진 시험에 큰 영향을 미칠 것이라는 점을 예측하게 한다. 전산해석 영역을 이렇게 바꿀 경우 시험부 내부의 재순환 영역이 좀 더 균일해지는 것을 다음 그림에서 볼 수 있으나 충분한 수렴성을 갖지 못하는 것도 확인된다.

본 연구에서는 이러한 전산해석 노력을 통해 시험부 내부의 재순환 영역의 존재와 엔진모사장치와 디퓨저 사이의 간격이 재순환 영역에 영향을 준다는 사실을 확인하였다.

이상의 해석을 통해 전산해석 영역 설정 방법과 엔진모사장치 형상의 정성적인 개념을 잡고 수정형상은 3가지 안으로 제안하였다. 안(1)은 벨브와 초음속 이젝터부 사이에 1m의 덕트를 넣고 덕트 팽창부를 마지막에 짧게 넣는 안으로 벨브에서의 유동교란이 이젝터 부까지 오면 상쇄될 것을 기대하는 설계안이다. 안(2)는 아래 그림에서와 같이 벨브와 이젝터부를 가까이 위치시킨 뒤 1m 직관을 덕트 팽창부까지 연결하는 방식이다. 안(3)은 텐덤형태의 새로운 이젝터 형상으로 아래 그림과 같다. 아래그림은 3개의 안을 간략히 개념도화 한것이다.

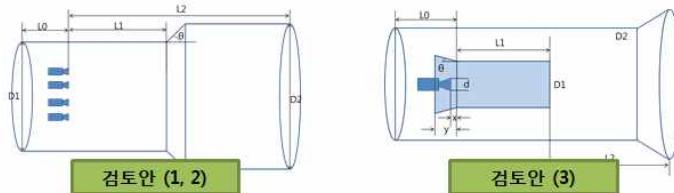


그림 3.3.3.6 엔진모사장치 레이아웃 검토안(3가지)

안(1)과 (2)는 이젝터를 상류에 두고 덕트 팽창부의 위치와 팽창 정도에 따른 이젝터의 효과를 검토한 것이다. 검토 결과를 보면 이젝터 이후에 일정 길이의 직관을 거쳐서 일정한 크기의 직경을 갖는 팽창관을 거치면 이젝트 효과가 가장 커진다는 것을 확인할 수 있다. 본 연구에서는 이러한 전산해석 결과를 바탕으로 엔진모사장치의 직관부와 팽창부를 설계하였다. 아울러 이 해석은 앞에서 수행한 직관부 없이 팽창부를 이젝터 하류에 바로 연결할 때보다 더 큰 이젝트 효과를 가짐을 확인하였다.

이 전산해석을 통해 엔진모사장치의 덕트 형상을 미리 예측하고 이를 바탕으로 실제 덕트 제작형상을 결정하였다.

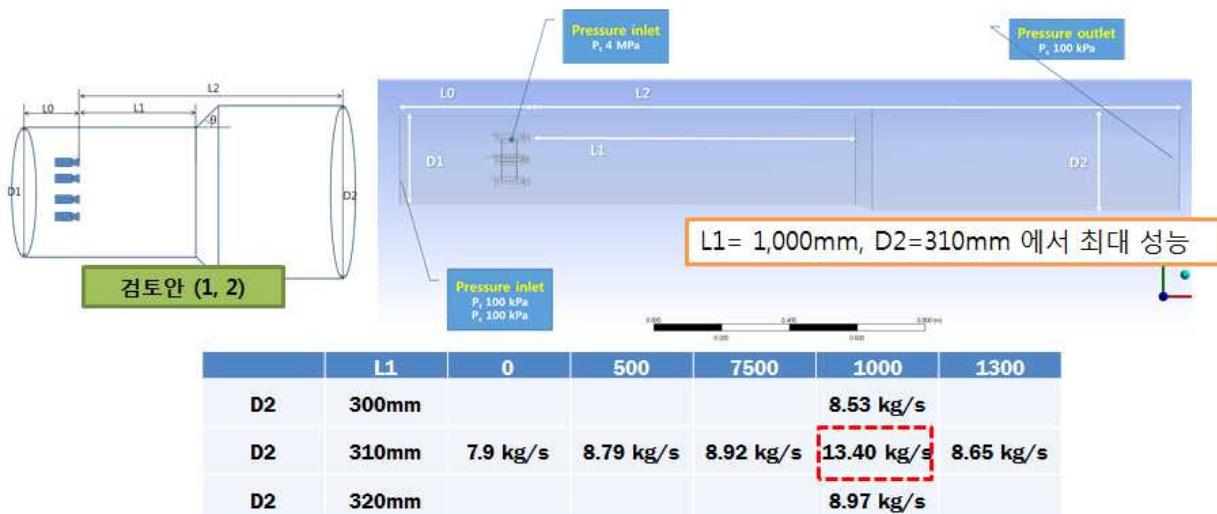


그림 3.3.3.7 엔진모사장치 레이아웃 검토안(1, 2)의 전산해석 영역과 해석결과

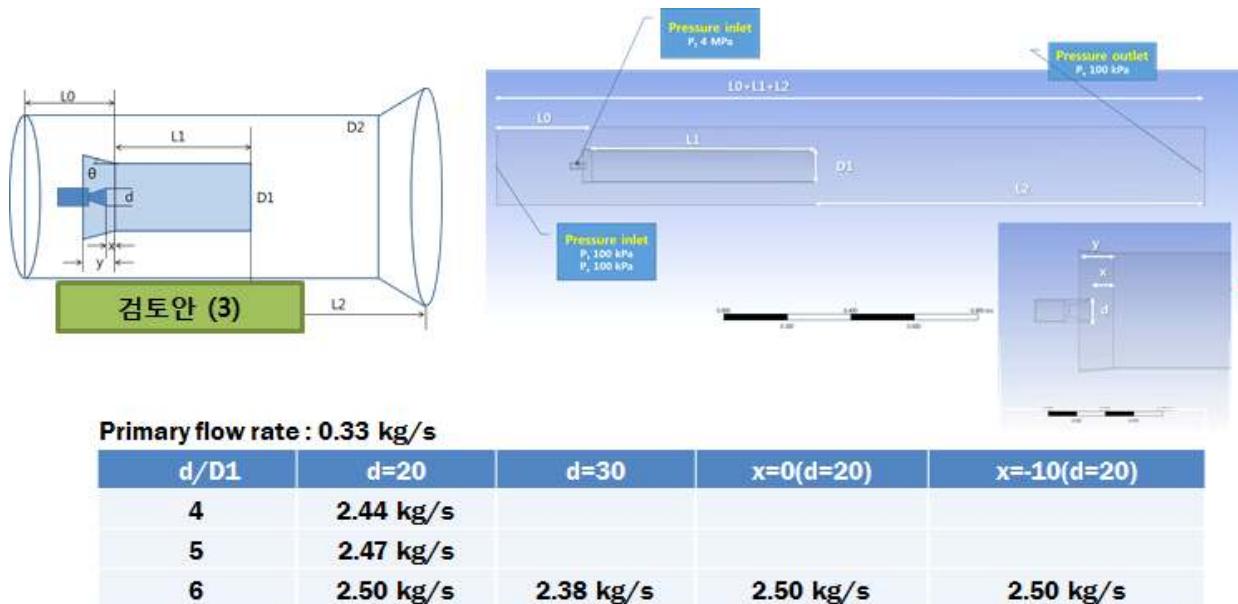


그림 3.3.3.8 엔진모사장치 레이아웃 검토안(3)의 전산해석 영역과 해석결과

② 엔진모사장치 시뮬레이션

엔진모사장치를 수정하기 전 이젝터와 밸브를 이용한 경우의 효과를 AMESIM을 이용하여 1차원 해석하였다. AMESIM은 0차원 또는 1차원 해석 프로그램으로 본 연구에서 설비 모델링에 사용한 툴이다. 엔진모사장치를 기존에 개발한 초음속 이젝터와 전산해석을 통해 그 효과가 입증된 팽창덕트와 새로운 밸브로 구성하기 위한 사전 해석이다.

우회용 배관을 고려한 모델에 대해 갑작스런 이젝터 또는 밸브의 동작이 어떤 영향을 나타내는지 시뮬레이션하였다. 밸브의 경우 개도를 크게 유지하다가 크게 열도 닫는 동작을 모사하였는데 전체 모델이 밸브 움직임에 따라 급속히 변하는 것을 확인하였다. 이젝터의 경우 이젝터로 흘리는 유량의 크기를 변화시켰는데 압력 변화에 따라 유량이 초기 흔들리는 현상을 모사할 수 있었다. 본 연구에서는 이런 결과로 이젝터와 밸브를 모두 적용하였다.

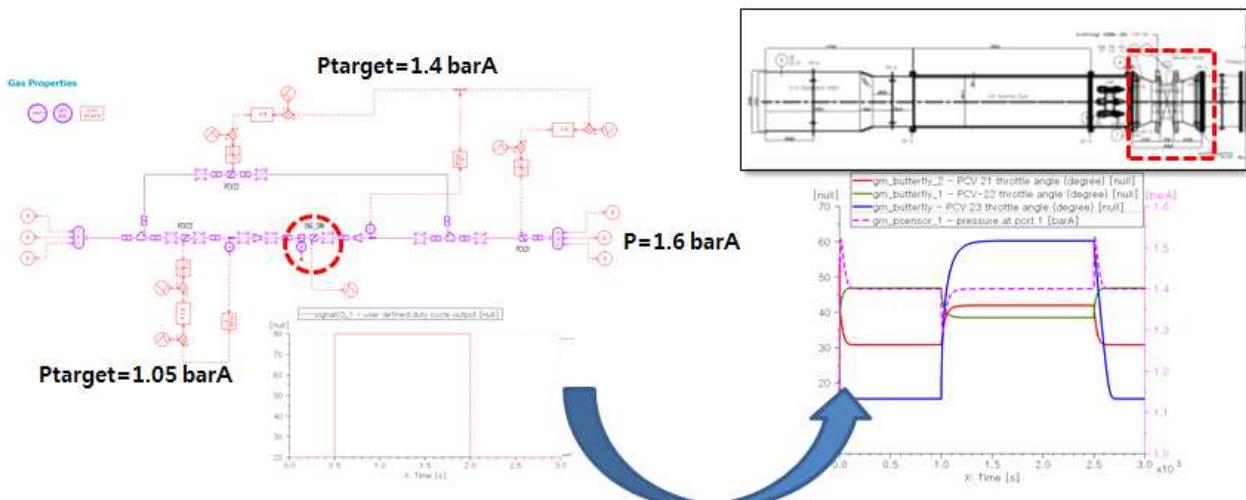


그림 3.3.3.9 밸브를 장착한 경우에 대한 엔진모사장치 시뮬레이션

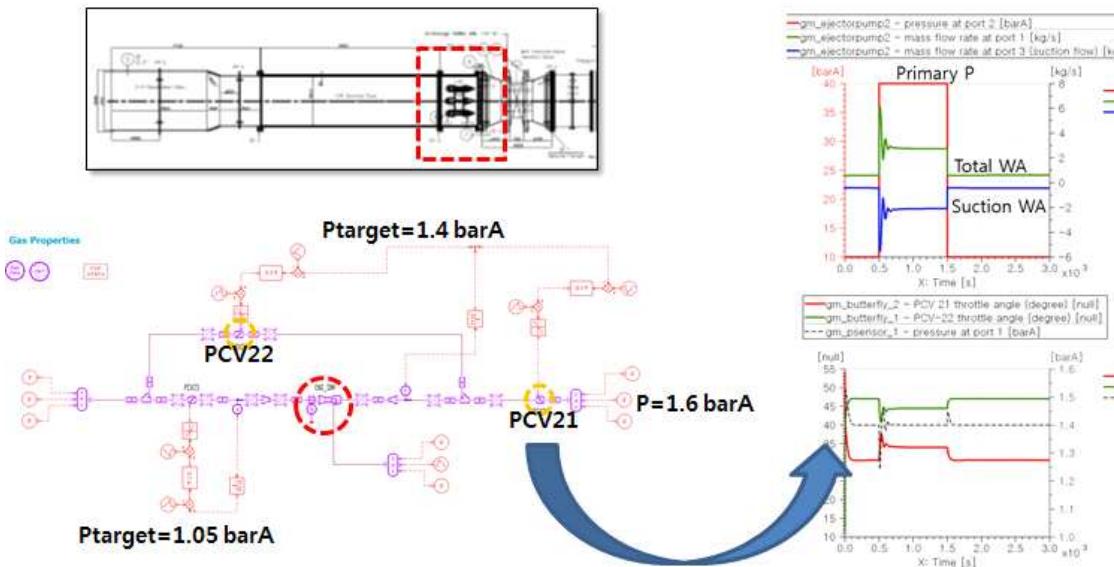


그림 3.3.3.10 이젝터를 장착한 경우에 대한 엔진모사장치 시뮬레이션

③ 엔진모사장치 수정설계

2차년도까지 사용하였던 엔진모사장치는 초음속 이젝터를 주요 동력원으로 사용하였으나 항우연이 보유하고 있는 고압공급설비의 압력 유지 시간, 시험부까지 이어지는 고압라인의 압력설계 사양의 한계, 고압공기 팽창에 따른 공기온도의 급격한 저하 등의 문제가 발견되었다. 이런 문제를 해결하면서 설비 제어시스템에 능동적인 변화를 주기 위해 밸브를 장착하였다. 다음 그림은 밸브와 초음속 이젝터를 장착한 엔진모사장치 개념도와 실제 장착 사진이다. 장착은 실제 엔진을 장착하는 엔진 지지물과 주유동 공급덕트와 연결하였고 상류부터 팽창부까지 압력 상태를 확인하기 위한 정압을 5군데에서 측정하였다. 최초 가변밸브와 이젝터 사이에 밸브로 인한 유동 교란을 최소화하기 위한 유동 균질화 장치를 사용하였으나 실험을 통해 필요성이 작음을 확인한 뒤 제거하였다.

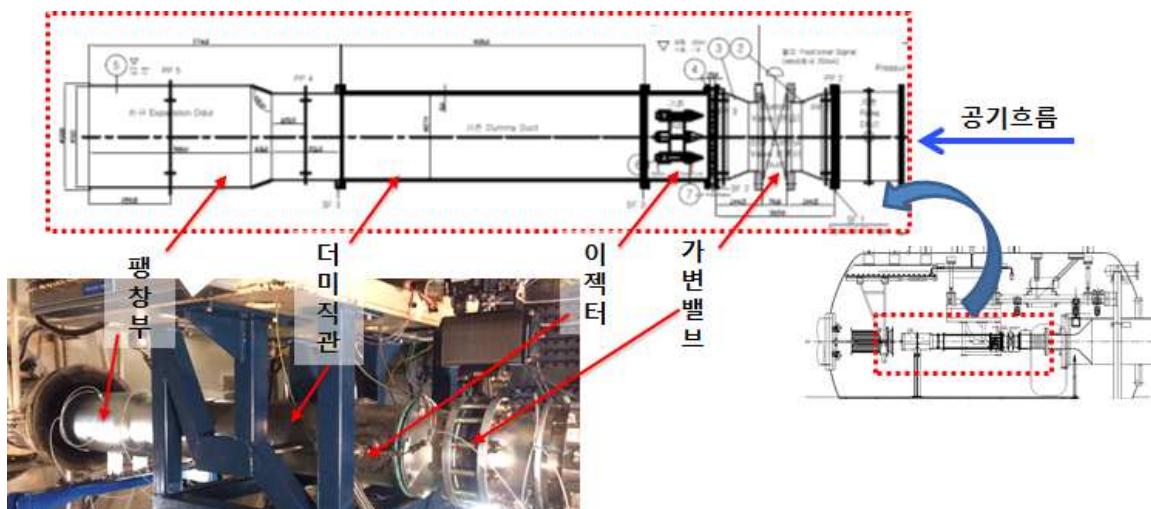


그림 3.3.3.11 엔진모사장치 수정설계 결과

엔진모사장치는 그림 3.3.3.11과 같이 크게 4 부분으로 나눌 수 있으며 각 부분의 설계 특징은 아래 표와 같다. 이렇게 설치된 엔진모사장치는 시험부 내부에 그림 3.3.3.11과 같이 설치되어 설비 점검 등의 목적으로 운용되었다.

Table 3.3.3.2 엔진모사장치 부위별 수정설계 사항

부위명칭	설계 세부 사항
가변밸브	<ul style="list-style-type: none"> 200A 공압 버터플라이 밸브로 설비 제어 가능 기존 200 mm 05 덕트를 제거하고 밸브를 설치 밸브 전후단의 압력차 측정을 위해 120도 간격으로 정압력 측정 후 평균 밸브에 의한 유동 교란을 최소화하기 위한 균질화 장치를 하류에 설치 균질화장치는 PCV-19에서 사용한 비금속재질의 사양을 적용 30 kg 수준의 중량을 갖는 밸브를 설비 상부에 고정
이젝터	<ul style="list-style-type: none"> 350기압 고압설비로 연결된 1인치 배관을 시험부 floor하부로 연결 시험부 하부에서 1/2인치 배관 2개로 분기하여 이젝터 레이크로 연결 향후 고압라인의 직경을 1인치 수준으로 확장시킬 필요가 있음
더미직관	<ul style="list-style-type: none"> 두께 1 mm 판재를 말아서 제작된 직관 덕트 마운트를 위한 마운트 왕 수정장착
팽창부	<ul style="list-style-type: none"> 두께 1mm 판재를 말아서 제작(기존 더미직관 사양 참조) 유동 박리를 최소화하기 위해 팽창각을 일정 이하로 제한 팽창부는 엔진모사장치 전산해석 결과에서 얻은 팽창 후 직경을 적용 압력변화를 확인하기 위해 팽창 전후에 정압홀을 설치하여 측정 플렌지의 볼트 작업을 할 수 있는 여유 공간 확보

이렇게 수정된 엔진모사장치는 엔진적용 실험 전 제어시스템 사전점검을 위해 활용하였다.

(나) 설비 제어시스템의 제어기 PI 이득 설정 기능을 적용한 제어정밀도 향상 기법 확보

① 설비 제어시스템의 제어기 PI 이득 설정 기능

우회용 소구경 밸브를 장착하면서 설비 운전 중 주요 유압제어밸브의 제어 이득을 변경할 수 있는 기능을 추가하였다. 제어이득의 변경은 설비 제어 담당자가 해당 패널에서 원하는 밸브의 원하는 이득값을 수정하고 적용버튼을 누름으로써 완료할 수 있다. 본 설비는 다양한 설비 구성으로 시험부로 공급되는 공급공기압력과 시험부 내부 압력을 조절할 수 있다. 이러한 설비 구성에 따라 유압제어밸브의 제어이득을 다르게 설정할 수 있으며 이를 모드별 제어이득 관리라고 할 수 있다. 다음 그림은 제어이득을 변경 할 수 있는 FCS 화면이다.

PID Gain SET						SAVE	OPEN	RESET	
	KP	KI	KD	DU	DL				
PCV-21	MODE-1	10.00	3.00	0.00	0.00	0.00	APPLY		
	MODE-2	10.00	3.00	0.00	0.00	0.00	APPLY		
	MODE-3	15.00	5.00	0.00	0.00	0.00	APPLY		
	INTERRUPT	MODE-4	14.00	14.00	6.00	0.00	0.00	APPLY	
	INTERRUPT	MODE-5	20.00	14.00	6.00	0.00	0.00	APPLY	
	INTERRUPT	MODE-6	0.70	8.00	0.00	0.00	0.00	APPLY	
	INTERRUPT	MODE-7	10.00	3.00	0.00	3.00	-3.00	APPLY	
	INTERRUPT	MODE-8	10.00	3.00	0.00	3.00	-3.00	APPLY	
	INTERRUPT	MODE-9	15.00	5.00	0.00	3.00	-3.00	APPLY	
PCV-19	MODE-1	15.00	1.00	0.00	0.00	0.00	APPLY		
	MODE-2	8.00	1.00	0.00	0.00	0.00	APPLY		
	MODE-3	2.00	1.00	0.00	0.00	0.00	APPLY		
PCV-22	MODE-1	2.00	1.00	0.00	0.00	0.00	APPLY		
	MODE-2	2.00	1.00	0.00	0.00	0.00	APPLY		
	MODE-3	2.00	1.00	0.00	0.00	0.00	APPLY		
PCV-23	MODE-1	4.00	1.00	0.00	0.00	0.00	APPLY		
	MODE-2	12.00	3.00	0.00	0.00	0.00	APPLY		
	MODE-3	18.00	4.00	0.00	0.00	0.00	APPLY		
PCV-24	MODE-1	90.00	10.00	0.00	0.00	0.00	APPLY		
	MODE-2	2.00	1.00	0.00	0.00	0.00	APPLY		
	MODE-3	120.00	5.00	0.00	0.00	0.00	APPLY		

그림 3.3.3.12 설비 제어시스템의 제어 이득 변경 FCS 화면

② 제어기 PI 이득 설정에 따른 제어정밀도 향상 결과

제어기 제어이득 설정에 따라 배기밸브의 제어정밀도가 어느 정도 향상되는지 확인하고 필요한 제어이득을 설정하기 위한 실험을 수행하였다. 이 실험을 통해 추가되는 우회용 소구경 밸브의 P와 I gain을 변경시키면서 밸브의 반응을 확인하였다. 다음 그림은 이 실험에서 제어이득이 커지면서 밸브 명령이 커지는 것을 확인할 수 있다. 이는 변화하는 외란에 대응하기 위한 밸브의 움직임이 점점 크게 될 것임을 알 수 있다.

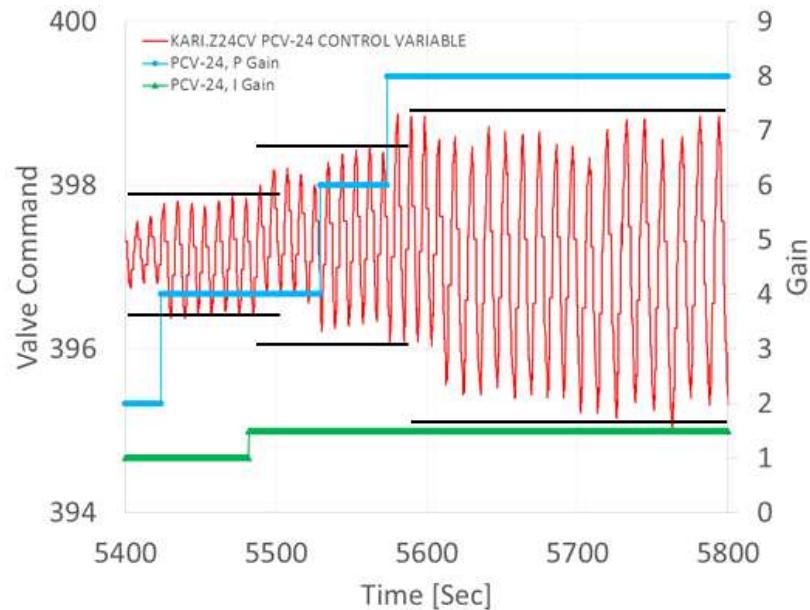


그림 3.3.13 제어이득 변경 실험결과

③ 조합운전 제어 알고리즘

두 개의 밸브를 조합하여 천이상태에서는 빠른 압력응답과 정상상태에서는 안정적인 압력유지를 확보하기 위한 제어 알고리즘을 도출하였다. 먼저 시험조건에 따라 제어로직의 제어이득을 설정한 뒤 대구경 밸브의 dead band기능을 적용하여 천이상태와 정상상태에서의 제어 목적을 달성하였다.

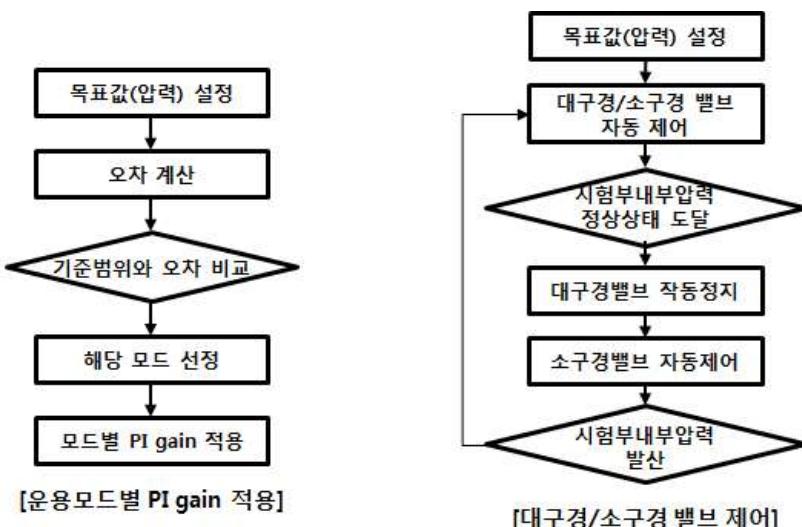


그림 3.3.14 설비 제어 알고리즘 흐름도

(다) 시험부 대구경 배기밸브에 우회용 소구경 밸브 추가 설치

① 우회용 밸브 추가 설치 모델링

다음 그림은 배기밸브를 우회하는 라인을 설치하기 이전의 시험부 상태와 설치 이후의 상태를 각각 시뮬레이션한 것이다. 모델링은 제어모델을 포함시켜 우회배관이 없을 때 시험부의 압력 흔들림이 발생하는 것이 밸브에 기인한다는 것을 확인하고자 하였다. 이를 위해 밸브의 제어 모델을 실제와 보다 가깝게 만들고 배기밸브 제어로 시험부의 정압을 일정하게 유지시키는 모델링을 하였다. 아울러 시험부 압력 흔들림에 원인이 될 수 있는 변수에 대한 상쇄연구를 수행하였다. 상쇄연구 대상인 변수는 공급압력(P_{supply}), 밸브의 PI 이득(valve_PI_gain), 제어 분해능(valve_resolution), 밸브 직경(valve_D) 등이다.

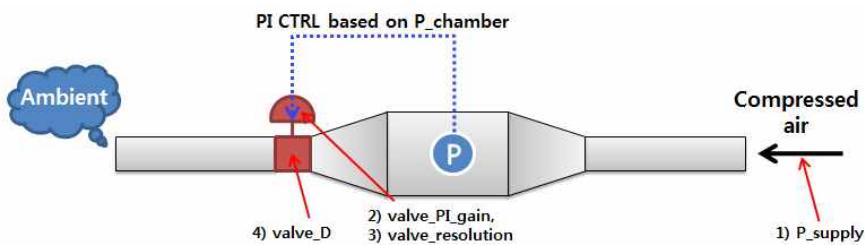


그림 3.3.3.15 밸브 우회라인 모델링 개념

다음 그림은 우회밸브가 없는 경우의 시뮬레이션이다. 밸브는 실제 대형밸브가 갖는 물리적인 작동시간을 고려해서 일정 지연을 갖도록 밸브 모델링을 하였다. 또한 밸브 제어의 분해능이 실제 밸브제어에 미치는 현상을 모사하기 위해 밸브 제어명령의 유효자리 수를 조절하였다.

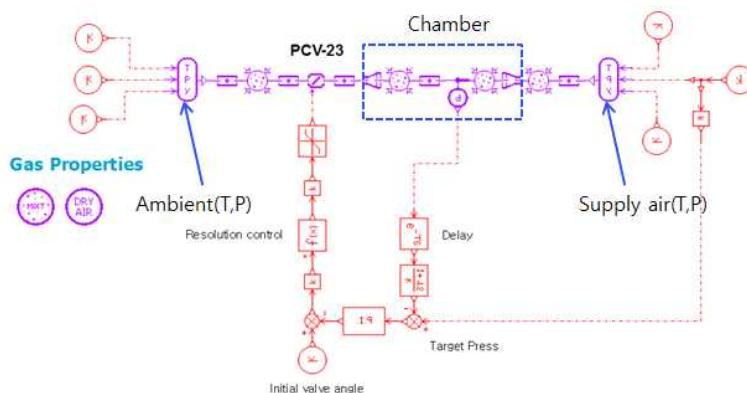


그림 3.3.3.16 우회밸브가 없는 경우의 시뮬레이션 모델

이 모델을 이용하여 밸브작동에 따른 시험부의 압력 흔들림을 모사한 결과를 다음 그림에서 볼 수 있다. 이 모델의 공급압력은 1.4기압 수준이고 시험부와 파이프 라인은 실제와 유사한 길이, 직경 및 부피를 반영하였다. 다만 1차원 해석의 한계를 고려하여 파이프 라인의 팽창과 축소 등과 같은 정확한 형상을 반영하지는 않았다. 그림의 상단 좌/우는 동일한 밸브 분해능 대비 제어기 PI gain의 차를 보이고 있다. 이 모델에 따르면 밸브의 빠른 수렴은 I gain의 증가로 달성할 수 있다. PI gain을 설정한 모델의 분해능을 10배 차이 나게 설정한 시뮬레이션 결과가 그림 하단이다. 시뮬레이션이 정상상태에 도달한 뒤의 밸브 움직임과 시험부 압력의 움직임을 확인하면, 분해능이 좋을수록 작은 움직임으로 제어가 가능함을 확인할 수 있다. 만일 물리적으로 설비 배기부의 대형 밸브 제어 능력을 향상시킬 수 있다면 시험부의 압력 흔들림을 감소시킬 수 있음을 예측할 수 있는 결과이다.

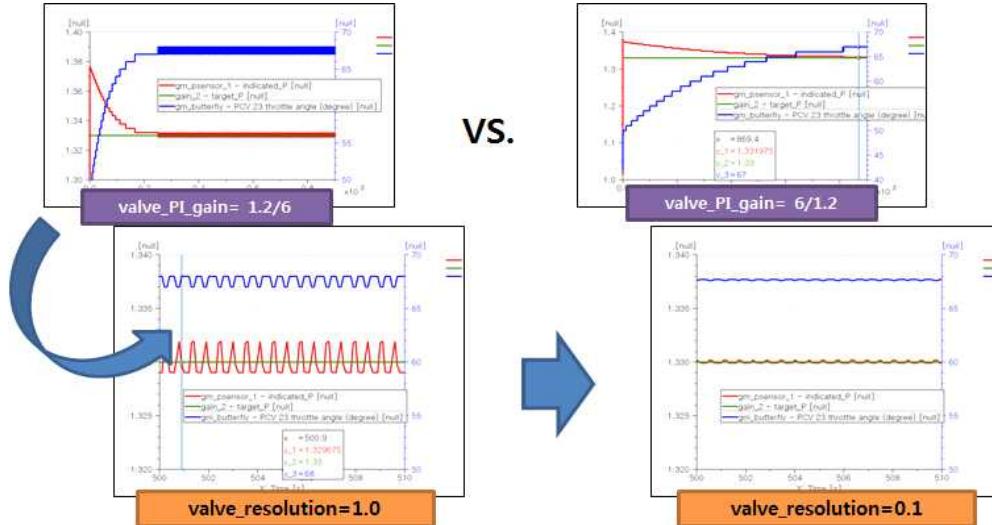


그림 3.3.3.17 기존 배기밸브 모델링 결과

기존의 단일 배기밸브 레이아웃에서 소구경 우회밸브를 추가한 모델을 아래 그림과 같이 작성하였다. 우회밸브를 추가한 모델은 기존 모델에서 작성한 대구경 배기밸브와 동일한 제어사양을 갖는 우회용 소구경 밸브와 배기 파이프 라인을 추가하였다. 추가한 우회용 소구경 밸브의 직경은 설계 단계에서 고려 중인 데이터를 사용하였으며 우회 파이프 라인은 밸브와 동일하도록 설정하였다. 다만 우회 파이프 라인도 1차원 해석 툴의 한계와 본 해석의 경향성 분석 목적에 맞게 실제 형상과 사양을 정확히 반영하지 않았다. 예를 들어 우회 파이프 라인은 기존 배기 파이프 라인에 90도가 되도록 연결하였으나 실제 설비에서는 각도를 최소화하도록 진행할 것이다.

단순히 우회라인을 추가한 모델은 대구경 밸브가 항상 작동하기 때문에 작은 외란에도 대구경밸브에 의한 시험부 압력 흔들림이 동일하게 존재한다. 우회용 소구경 밸브의 효과를 극대화하고 대구경 밸브에 의한 영향을 제거하기 위해서는 어느 시점부터는 대구경 밸브의 작동을 멈추고 소구경 밸브만으로 시험부 배기압력을 제어할 필요가 있음을 확인하였다. 본 연구에서는 대구경 밸브는 천이상태를 제어하고 소구경 밸브는 정상상태를 제어하도록 한다고 전제한 뒤 외란에 의한 천이가 완료된 후 대구경 밸브의 동작을 중지시키기로 하였다. 이를 위해 설비 제어시스템에 대구경 밸브 작동 중지기능을 추가하고 이를 설비 제어 담당자가 조절할 수 있도록 하였다.

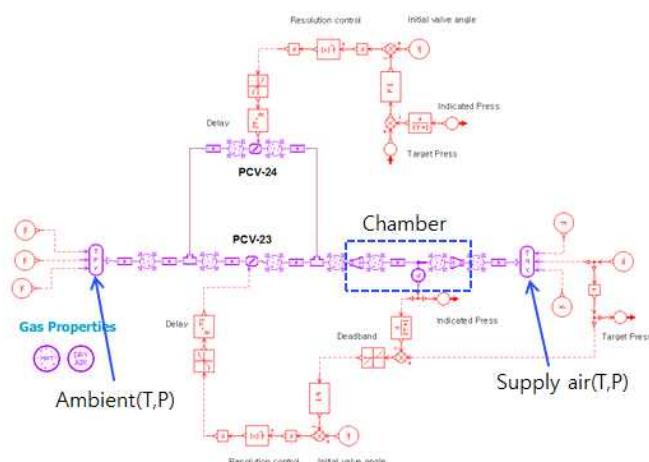


그림 3.3.3.18 우회라인을 추가한 배기밸브 모델

이와 같이 대구경 밸브 작동이 중지되는 dead band에 대한 해석결과를 다음 그림과 같이 확인할 수 있다. 모델링 결과 아래 그림 좌측과 같이 천이과정이 완료되는 시점에 대구경 밸브 작동을 정지시킨 결과 아래 그림 우측과 같이 시험부 내부 압력 흔들림이 없어진 것을 확인할 수 있다. 정상상태가 유지되면서 시스템에서 발생할 수 있는 불안정성은 그림 좌측과 같이 소구경 밸브의 제어로 조절될 수 있음 또한 확인하였다.

이러한 시뮬레이션 결과를 바탕으로 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- 실제 설비구축에는 대구경 밸브를 우회할 소구경 밸브 설치가 효과적이다.
- 소구경 밸브의 효과를 극대화하기 위해 대구경 밸브가 동작하지 않는 dead band가 필요하다.
- 대구경 밸브는 천이상태 제어를 담당하고 소구경 밸브는 정상상태 제어를 담당하게 하여 정상상태에서는 대구경 밸브를 작동하지 않아야 한다.
- 실제 설비구축 시 대구경 밸브의 작동을 중지시킬 수 있는 명령을 줄 수 있어야 한다. 이 명령은 다른 자동제어에 영향을 주지 않아야 한다.
- 설비 제어 담당자는 대구경 밸브 작동 중지 명령을 내릴 시점을 정성적으로 판단할 수 있도록 훈련이 필요하다.
- 소구경 밸브만으로 설비의 배압을 제어하다 예측하지 못한 외란으로 배압의 변화가 크게 발생할 경우에 대한 대처방안을 사전에 마련해야 한다.

이상과 같은 설비 시뮬레이션을 거쳐 확보한 결론을 참조하여 대구경 밸브 우회용 밸브를 설치하였다.

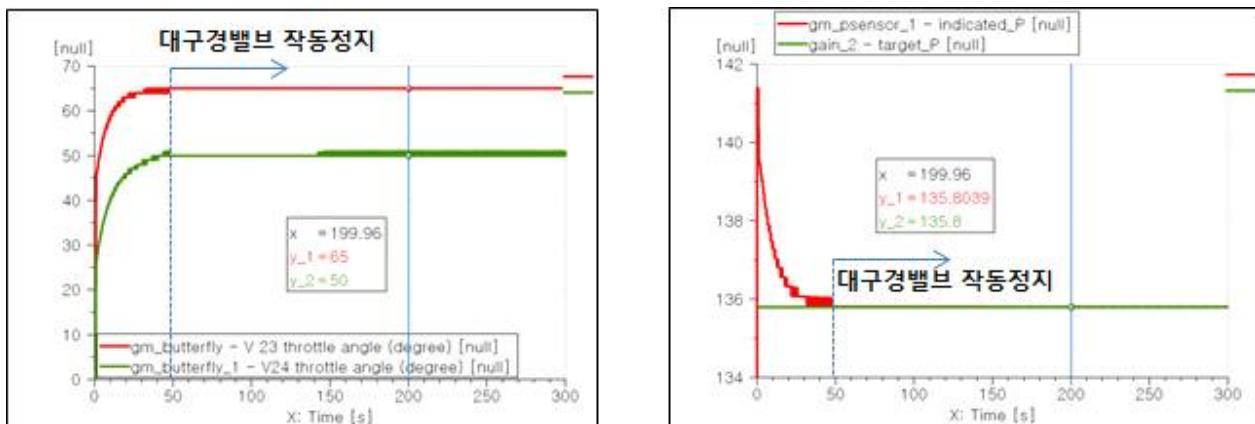


그림 3.3.3.19 우회라인 추가 배기모델을 이용한 대구경 밸브 작동정지 결과

② 우회용 밸브 추가 설치 공사

2차년도에 설계한 우회용 소구경 밸브를 다음 그림과 같이 기존 배기라인의 일부로 설치하였다. 추가한 소구경 밸브도 유압밸브이기 때문에 아래 그림과 같이 유압 제어부를 추가하였다. 유압공급시스템은 여유가 있어서 추가 증설하지 않고 밸브를 추가할 수 있었다.

밸브 장착은 추가한 우회파이프 라인의 상류부에 장착하여 밸브를 닫고 있을 경우 기존 설비에 미치는 영향을 최소화하였다. 두 배기밸브의 유지보수를 원활하게 수행하기 위해 밸브들을 피해 계단을 수정/이동 설치하였다. 추가된 우회파이프 배관은 기존 배관과 최소 45도 이상의 각을 갖도록 하여 유동박리를 최소화하도록 하였다.

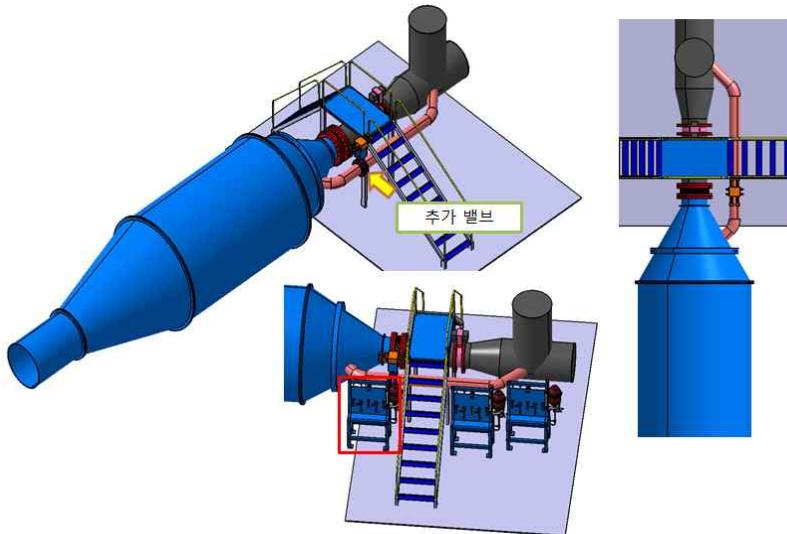


그림 3.3.3.20 우회용 소구경 밸브 설치용 최종 3차원모델

다음 그림은 실제 우회용 소구경 밸브가 장착 완료된 사진이다. 사진에서 확인할 수 있는 것과 같이 설치는 3차원 모델과 동일하게 완료되었고 단열을 위한 작업을 수행하였다. 이 밖에도 신규 유압밸브 작동을 위한 밸브 작동기와 관련된 전기작업이 수행되었다.



그림 3.3.3.21 우회용 소구경 밸브 설치 완료 사진

(2) 설비 제어정밀도 향상방안 적용에 따른 오차감소여부 평가

(가) 오차평가를 위한 지상 및 고도조건에서 엔진적용시험 시험수행

① 제어이득 설정에 따른 영향성 평가 시험결과 분석

소구경 밸브의 제어이득 설정이 시험부 압력에 대해 미치는 영향을 다음과 같이 엔진실험을 통해 분석하였다. 이때 대구경 밸브는 작동하지 않고 최종 위치에 고정시킨 상태이다. 설비 제어시스템 업그레이드를 통해 추가한 실험 중 제어이득 변경 기능을 이용하여 시뮬레이션을 통해 정성적으로 예측한 제어이득을 참조로 제어이득 설정 실험을 수행하였다. 아래 그림에서 보는 바와 같이 비례이득이 적분이득보다 크게 설정되어야 소구경 밸브에 의한 시험부 압력 제어가 적절히 수행될 수 있다는 것을 확인하였다. 제어이득은 하나의 설정으로 모든 엔진 시험조건에 동일하게 적용할 수는 없기 때문에 시뮬레이션을 활용한 시험조건별 제어이득 설정 실험을 수행해야 한다.

그림 3.3.3.22의 제어이득 설정 실험 결과를 보면 제어이득이 충분히 크지 않을 경우 시험부

압력의 흔들림이 크게 발생하나 제어이득을 키우면서 시험부 압력 흔들림의 크기가 점차 작아지는 것을 확인할 수 있다.

다만 항우연이 보유하고 있는 시험설비는 배기ガ스 냉각을 위해 시험부 후방에서 물을 직접 분사한다. 시험부 내부의 공기는 디퓨저를 통해 배기되면서 물 분사를 통해 냉각되는 과정을 거치는 데 이미 전산해석에서 확인한 바와 같이 시험부 내부 공기의 디퓨징 현상은 시험부 내부에 커다란 재순환영역을 생성하고 있고 이후 물 분사에 의한 급속한 냉각이 진행되면서 매우 복잡한 현상이 발생하고 있다. 아래 그림의 우측 하단의 화살표는 이러한 배기과정에서 발생할 수 있는 비연속적이고 복잡한 현상에 의해 발생하는 압력 교란으로 판단된다. 이 현상을 규명하기 위해서는 배기과정에 대한 세밀한 측정이 필요하겠으나 본 과제의 범위 밖으로 판단된다.

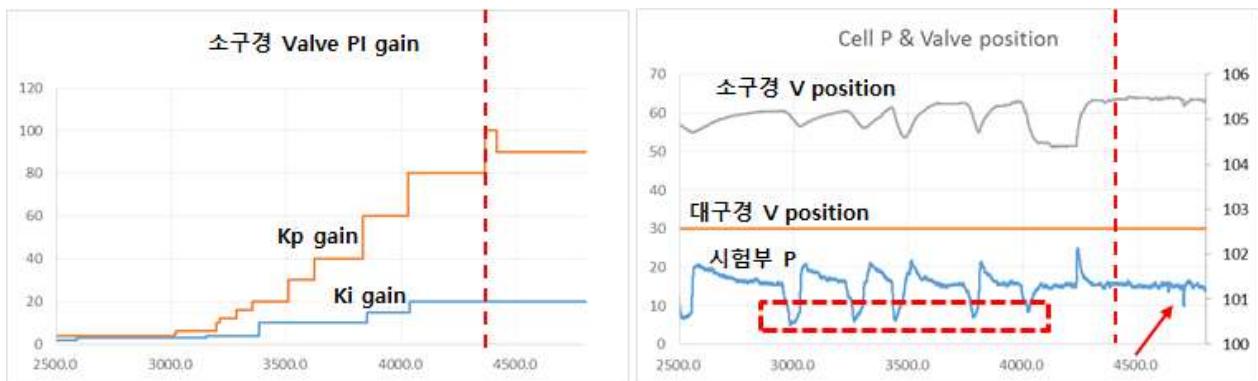


그림 3.3.3.22 제어이득 설정 실험 결과

② 최종 엔진 적용시험 결과 분석

다음 그림은 이상의 설비 제어정밀도 향상을 위해 개발한 기술을 적용하여 엔진실험을 한 결과이다. 그림과 같이 실험은 3개 구간으로 나누어 수행했으며 각 구간은 (A) 대구경+소구경 벨브의 자동제어 구간, (B, C) 대구경 정지+소구경 자동제어 구간이다. 이 중 (B)는 소구경 벨브가 정상상태를 만들기 위해 사용된 제어 천이 구간으로 (C)구간부터 설비의 정상상태 구간으로 봄야 한다. 즉 주로 대구경 벨브에 의해 제어되었던 설비가 소구경 벨브에 의해 제어되기까지는 별다른 외란이 없더라도 제어 천이 구간이 발생하는 것이다.

설비 정상상태 구간인 (C)에서의 시험부 내부 압력 변화량은 다음과 같다.

- 지상조건: Max indicated variation $\pm 0.1\%$
- 고도조건: Max indicated variation $\pm 0.2\%$

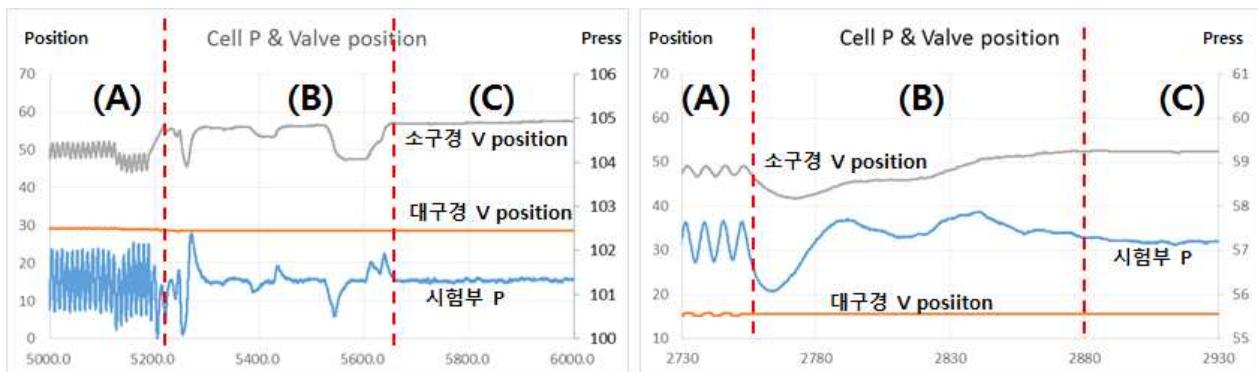


그림 3.3.3.23 설비 제어정밀도 향상 평가실험 결과

나. 설비 모사시스템 개선 및 평가

(1) 설비 모사시스템 개선

(가) 바이패스 배관 및 밸브 모델링 추가

2차년도 연구를 통해 항우연에서 운용 중인 AETF에 대한 개선방안으로 2가지를 도출하였다. 첫 번째 개선방안은 PID 제어계수를 변경하여 제어정밀도를 높이는 방안이었다. 이는 2 차년도 연구를 통해 실제 적용되었으며, 이를 통하여 $\pm 0.5\%$ 이내의 제어정밀도를 확보할 수 있었다. 두 번째로 도출된 방안은 시험부 후방에 소구경 밸브를 장착함으로써 시험부 내부의 압력을 좀 더 미세하게 제어하는 것이다. 3차년도 업무를 통하여 바이패스 배관 및 밸브가 구축되었기에, 설비 모사시스템에 관련 업무를 추가하여 개선하였다.

설비 모델에 추가한 레이아웃은 설비의 레이아웃과 유사하게 구성하였다. Spray Cooler를 통과한 공기는 기존의 대유량 제어밸브인 PCV-23과 새로 추가된 바이패스 밸브인 PCV-24로 나뉘어 흐르고, 밸브를 통과한 뒤 다시 합쳐져 배관을 통해 대기로 배출된다. 추가된 바이패스 밸브 PCV-24는 기존에 AETF에서 운용하고 있는 밸브와 마찬가지로 PID 제어를 활용하고 있으므로, 이를 모델링에 반영하였다.

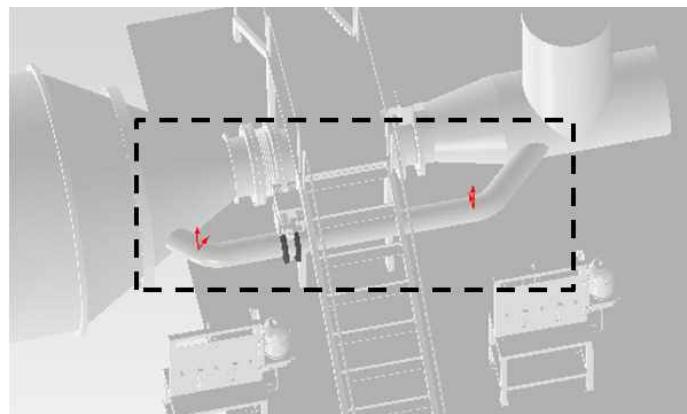


그림 3.3.3.24 바이패스 배관 및 밸브 레이아웃

추가된 바이패스 배관 및 밸브 스케치는 다음과 같다. PCV-23, PCV-24 밸브 뿐만 아니라, 기존 스케치에서 반영되지 않았던 spray cooler 모델을 추가하였다. 엔진 노즐에서 분사된 고온의 공기가 spray cooler에서 분사된 물로 인하여 냉각되므로, 이를 AMESim 모델링에 반영하였다.

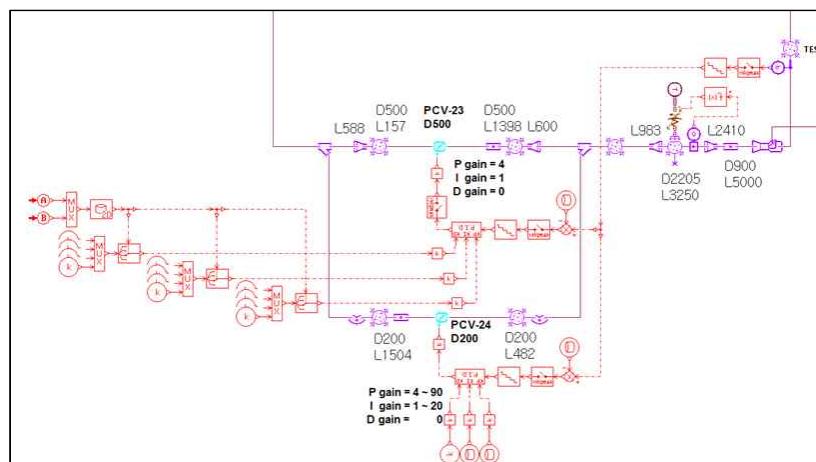


그림 3.3.3.25 추가된 바이패스 배관 및 밸브 스케치

바이패스 배관 및 밸브 추가 전 스케치는 아래와 같다.

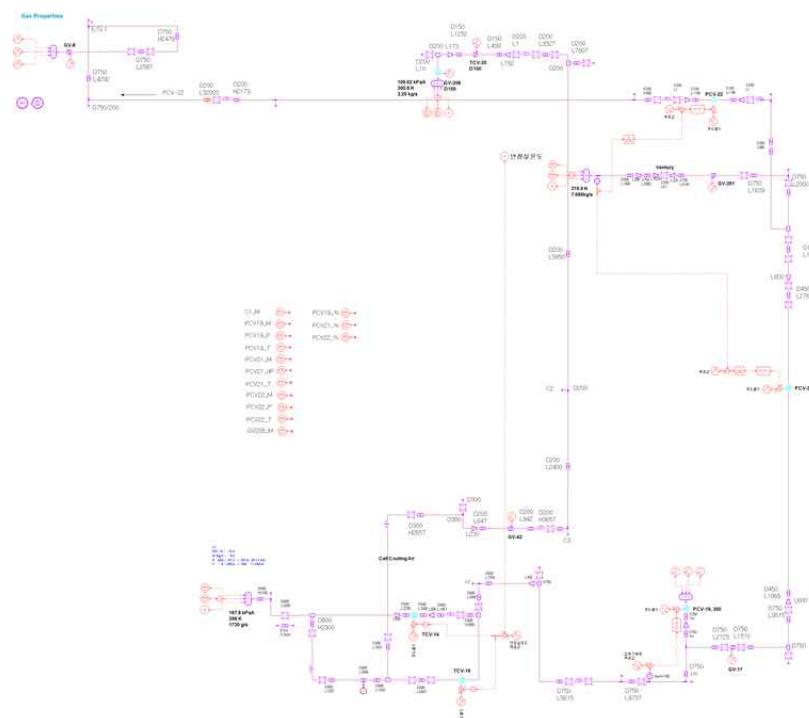


그림 3.3.3.26 바이패스 배관 및 벨브 추가 전 스케치

바이패스 배관 및 밸브 추가 후 스케치는 다음과 같다.

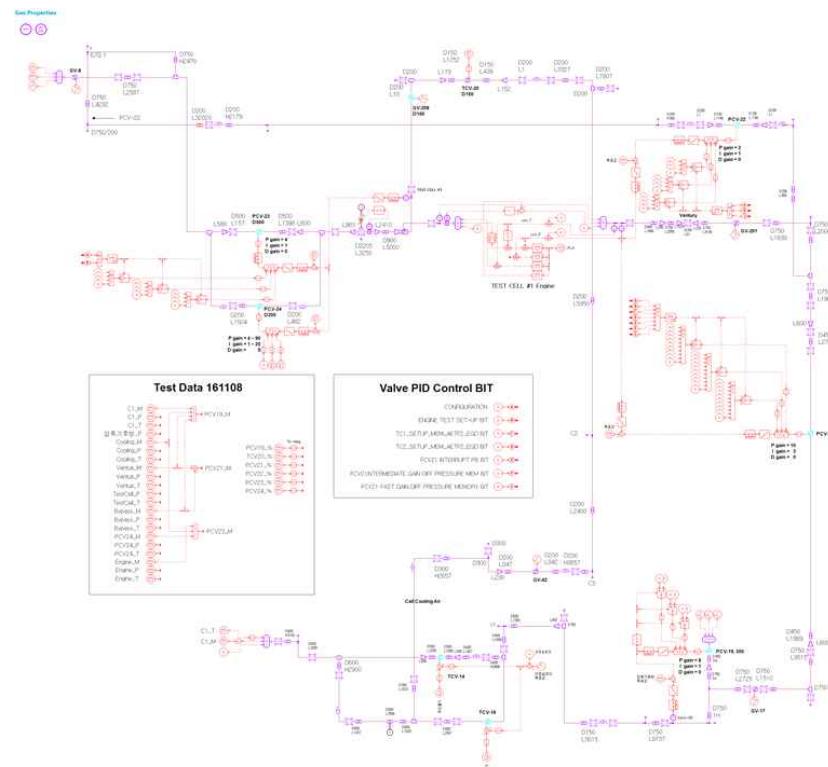


그림 3.3.3.27 바이패브 배관 및 밸브 추가 후 스케치

(나) 밸브 모델링 개선

항우연 AETF 시험데이터를 활용하여 기 구축된 설비 모사 시스템을 업그레이드하였다. 각 밸브의 개도 및 유량, 양단 압력 및 온도 데이터를 활용하여 기존 모델이 더 정확하게 시험 상황을 모사할 수 있도록 하였다. 밸브 모델의 양단에 시험 압력, 온도 조건을 입력하였을 때, 밸브를 통과하는 유량이 시험 유량과 유사하도록 개도-단면적 선도를 조정하였다.

① PCV-19 밸브

PCV-19 밸브는 압축기 후방에 위치하여 압축기의 배압을 조절해 주는 밸브이다. 압축기 후방의 배압을 전달받아 PID 제어방식으로 제어되고 있다. 유압으로 제어되며, 시험부로 공급되는 공기의 압력을 1차적으로 제어해주는 역할을 하고 있다. 밸브의 단품 검증 결과는 다음과 같다. 1,000-7,250초 시험 구간에서 밸브를 통과하는 시뮬레이션/시험 유량을 비교하였다.

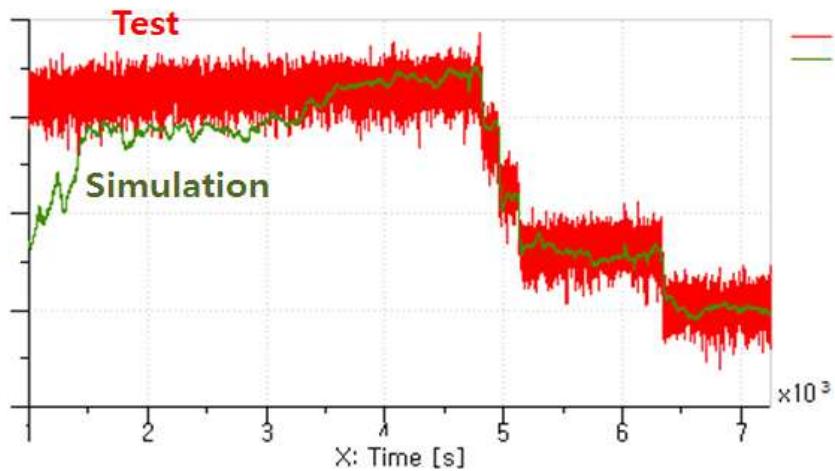


그림 3.3.3.28 PCV-19 밸브의 시뮬레이션 vs. 시험결과 비교

② PCV-21 밸브

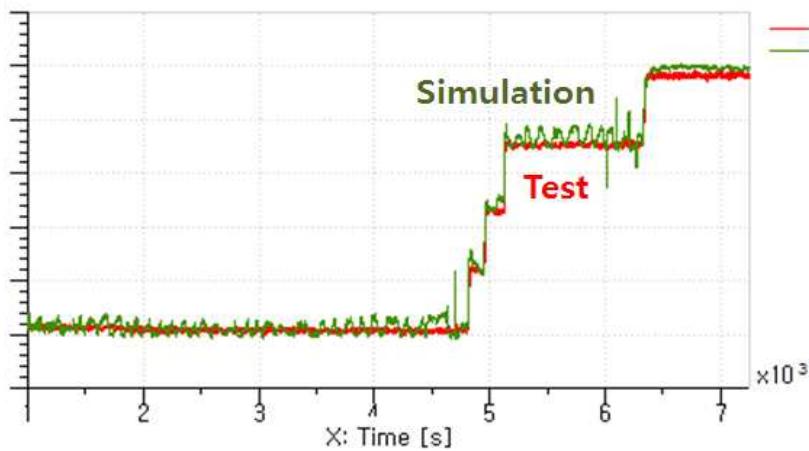


그림 3.3.3.29 PCV-21 밸브의 시뮬레이션 vs. 시험결과 비교

PCV-21 밸브는 PCV-19를 통하여 1차 제어된 후 시험부로 공급되는 공기의 압력을 최종적으로 제어하는 밸브이다. 시험부 전방의 안정실 압력을 전달받아 PID 방식으로 제어된다. 시험부에 장착되는 엔진에 대하여 비행속도를 모사해주는 중요한 밸브이다. PCV-19와 동일

한 방식으로 1,000–7,250초 시험 구간에서 밸브를 통과하는 시뮬레이션/시험 유량을 비교하였다.

③ PCV-22 밸브

PCV-22 밸브는 PCV-19와 PCV-21에 의하여 제어되어 시험부로 공급되는 공기의 미세압력을 제어하는 바이패스 밸브이다. 3차년도에 추가된 PCV-24와 동일한 방식으로 운용되며, 차이점은 PCV-22는 시험부 전방의 압력을 전달받아 PCV-21과 함께 전방압력을 제어하지만 PCV-24는 시험부 내부의 압력을 전달받아 PCV-23과 함께 시험부 내부압력을 제어한다는 것이다. 다른 유압밸브와 동일하게 PID 방식으로 제어되고 있으며, 1,000–7,250초 시험 구간에서 밸브를 통과하는 시뮬레이션/시험 유량을 비교하였다.

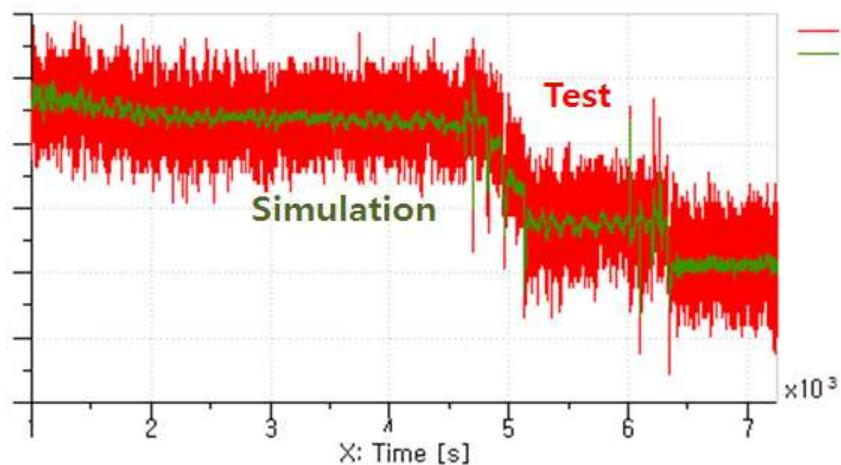


그림 3.3.3.30 PCV-22 밸브의 시뮬레이션 vs. 시험결과 비교

④ PCV-23 밸브

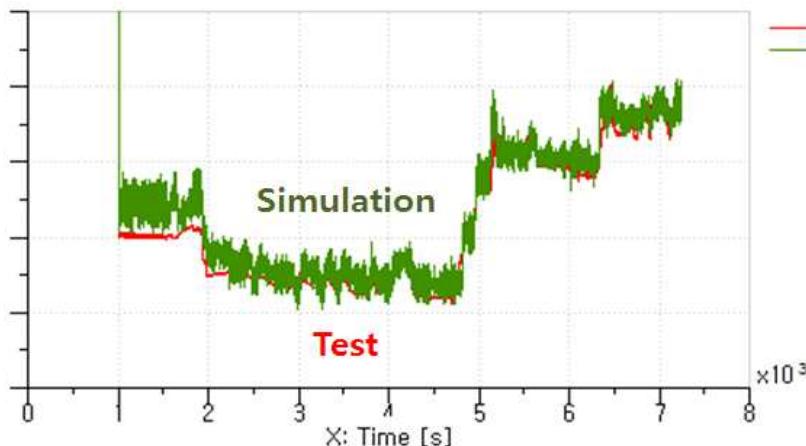


그림 3.3.3.31 PCV-23 밸브의 시뮬레이션 vs. 시험결과 비교

PCV-23 밸브는 시험부 내부 압력을 전달받아 시험부 내부 압력을 제어하는 밸브이다. 시험부 내부 압력을 제어함으로써 시험부가 모사하는 고도를 제어하게 되므로, AETF에 있어서 PCV-21과 함께 가장 중요한 밸브라고 할 수 있다. 밸브의 크기가 제어되는 유압밸브 중에 가장 크기 때문에, 조금의 움직임에도 시험부 내부의 압력이 큰 폭으로 변화하게 된다. 다른 유압밸브와 동일하게 PID 방식으로 제어되고 있으며, 1,000–7,250초 시험 구간에서 밸브

브를 통과하는 시뮬레이션/시험 유량을 비교하였다.

⑤ PCV-24 밸브

PCV-24 밸브는 3차년도 업무를 통하여 신규로 추가된 밸브이다. 앞서 언급한 바와 같이 시험부 내부 압력을 제어하는 PCV-23 밸브는 제어되는 유압 밸브 중에 가장 큰 직경을 가지고 있다. 이 때문에 밸브의 작은 움직임에도 시험부 내부의 압력이 큰 폭으로 변화한다. 이러한 문제점을 해결하기 위하여 2차년도에 PCV-24와 같은 바이패스 밸브를 추가하는 개선방안을 도출하였고, 3차년도 업무를 통하여 수행을 완료하였다. PCV-24 밸브도 다른 유압 밸브와 동일하게 PID 방식으로 제어되고 있으며, 1,000~7,250초 시험 구간에서 밸브를 통과하는 시뮬레이션/시험 유량을 비교하였다.

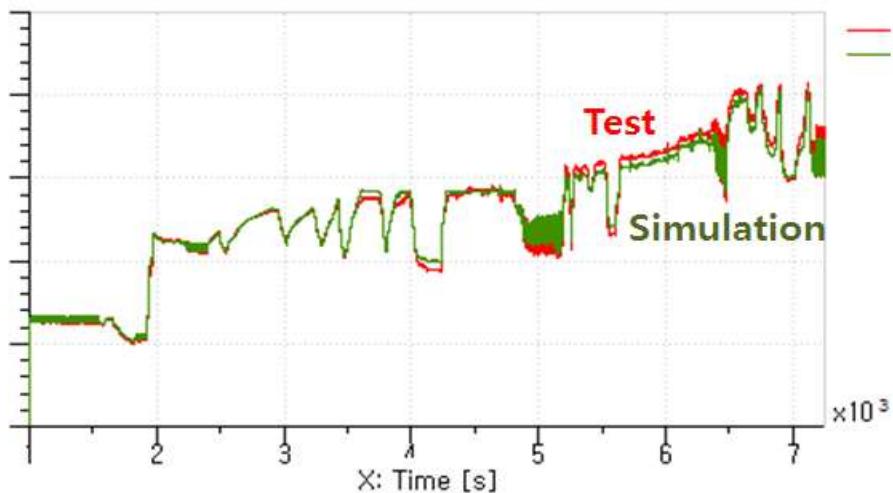


그림 3.3.3.32 PCV-24 밸브의 시뮬레이션 vs. 시험결과 비교

⑥ TCV-20 밸브

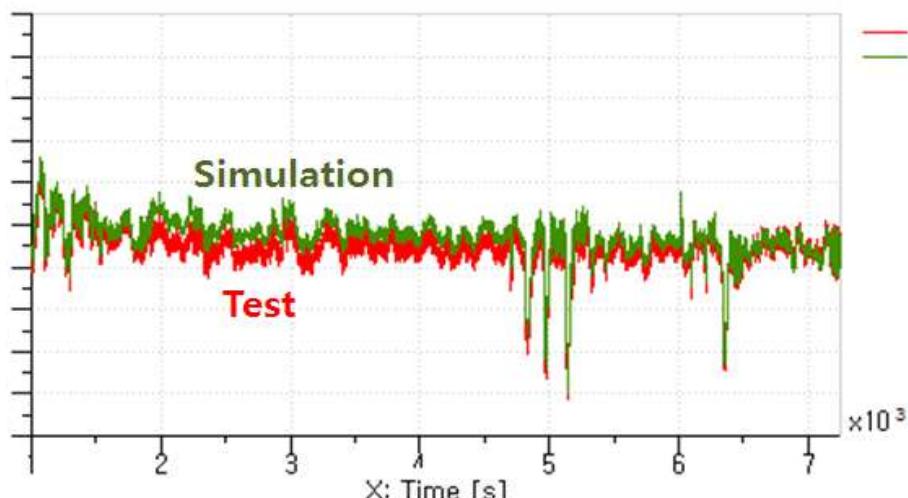


그림 3.3.3.33 TCV-20 밸브의 시뮬레이션 vs. 시험결과 비교

고도시험을 수행하는 도중에 시험부 내부는 엔진에서 배출되는 배기ガ스의 영향으로 온도가 계속 상승한다. 시험부 내부에는 엔진 및 설비의 각종 상태를 확인하기 위한 고가의 센서

들이 장착되어 있다. 센서 외에도 시험부 내부의 상황을 모니터링 하기 위한 CCTV 등이 설치되어 있다. 이러한 각종 전자기기들의 보호를 위해선 시험부 내부의 온도를 일정 온도 이하로 유지할 필요가 있다. 이런 시험부 냉각을 위하여 냉각공기를 시험부 내부로 공급해 주는데, TCV-20은 냉각공기의 유량을 제어해 주는 밸브이다. 냉각공기의 양은 고도모사를 하는데 있어서, 시험부 후방에서 공기를 흡입하는 압축기의 성능과 밀접한 관계가 있기 때문에, 시험 가능여부를 판단하는데 있어서 중요한 밸브이다. TCV-20 밸브는 다른 제어밸브와 달리 공압으로 제어되지만, 다른 유압밸브와 동일하게 PID 방식으로 제어되고 있으며, 1,000–7,250초 시험 구간에서 밸브를 통과하는 시뮬레이션/시험 유량을 비교하였다.

(다) 밸브 자연시간 모델링 개선

항우연 AETF에서 활용되고 있는 밸브는 PLC의 PID 모듈을 통하여 제어된다. 그러나 PLC의 PID 모듈에서의 출력 값은 곧바로 밸브로 전달되지 않고 servo amp라고 불리는 장치로 전달되며, servo amp는 자체적인 제어방식에 따라 밸브를 제어한다. 즉, 밸브는 PID 제어 외에 또 하나의 제어 루프에 의하여 제어되고 있다.

PLC의 PID 모듈과 servo amp를 거치며 아날로그-디지털 변환 과정이 발생한다고 가정하고, 이를 AMESim 모델링에 반영하였다. 사용된 모델은 sampler 모델과 quantizer 모델이다. Sampler 모델에 대한 정보는 아래와 같다.

Table 3.3.3.3 AMESim sampler 모델

모델 형식	ZOH00
기호	
특징	1. Continuous signal을 설정한 주기에 따라 샘플링 함
입력변수	입력 신호
출력변수	출력 신호

Sampler 모델의 입력창은 다음과 같다.

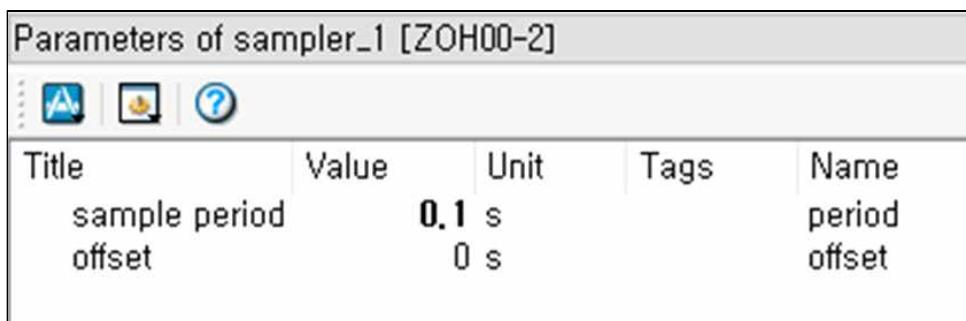


그림 3.3.3.34 AMESim sampler 모델 입력창

Quantizer 모델에 대한 정보와 입력창은 아래와 같다.

Table 3.3.3.4 AMESim quantizer 모델

모델 형식	ZOH00
기호	
특징	1. Continuous 신호를 정해진 분해능에 따라 step 신호로 변환함
입력변수	입력 신호
출력변수	출력 신호

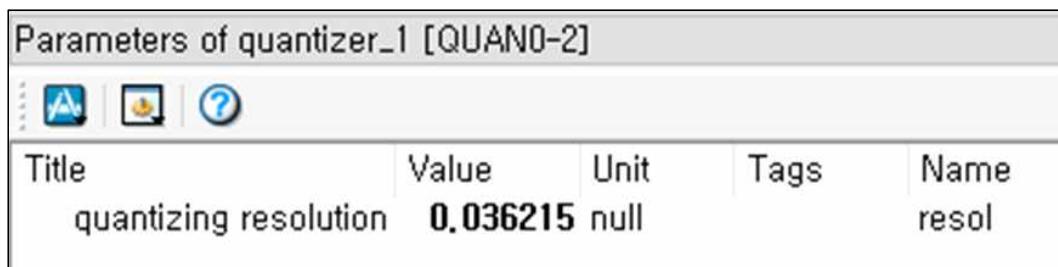


그림 3.3.3.35 AMESim quantizer 모델 입력창

다음과 같이 sampler 모델과 quantizer 모델을 연결하여 analog/digital converter를 모델링하였다. PLC와 servo amp의 converter를 일렬로 배치하였으며, PID 모듈에서 출력된 값에 gain 값을 곱하여 개도 명령 값이 출력되도록 하였다. PCV-23 밸브의 제어기는 sampler 모델을 1개 더 추가하여 모델링하였다. 시험에서 계측된 압력값과 목표값을 입력하였으며, sample period와 quantizing 분해능을 조정하여 시험 개도값과 시뮬레이션 개도값이 일치하도록 하였다.

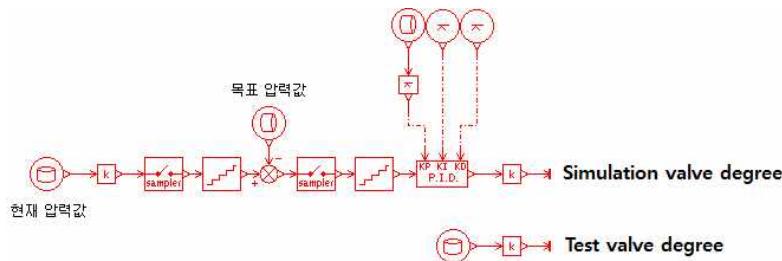


그림 3.3.3.36 PCV-19, 21, 22, 24 밸브 제어기 단품 모델

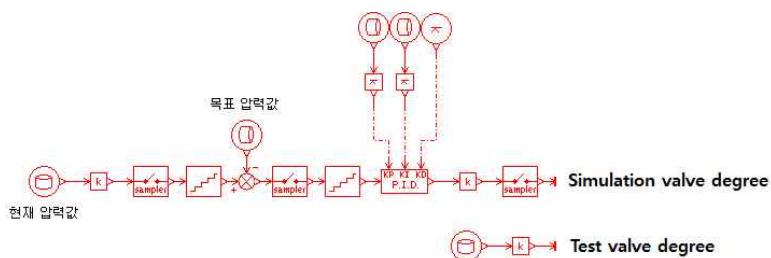


그림 3.3.3.37 PCV-23 밸브 제어기 단품 모델

① PCV-19 밸브

밸브 자연시간 모델링이 개선된 PCV-19 밸브 제어기의 단품 검증 결과는 아래의 그림과 같다. 1,000-7,250초 시험 구간에서 밸브의 시뮬레이션 결과와 시험결과를 비교하였다. 밸브의 개도 단위는 밸브가 열린 각도이다.

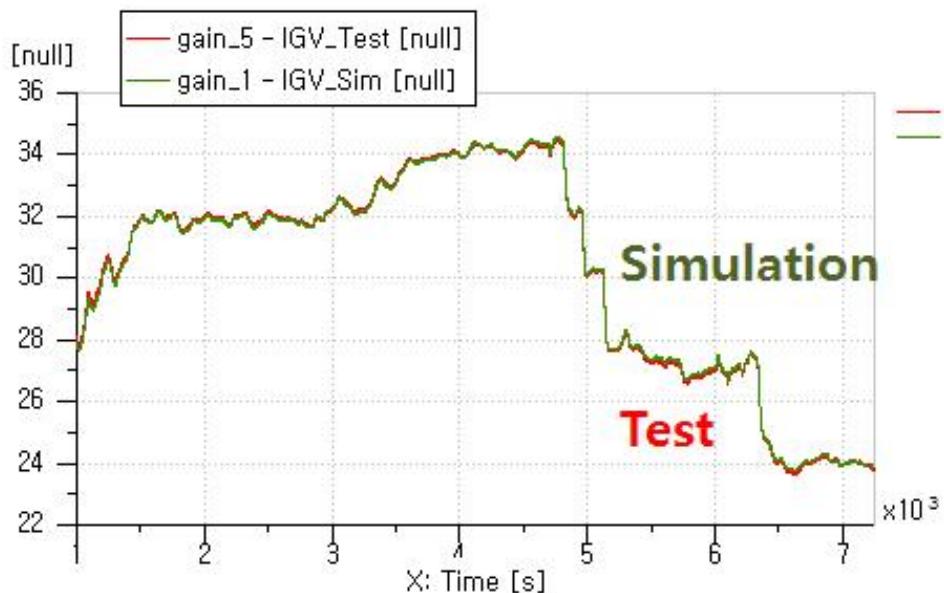


그림 3.3.3.38 PCV-19 밸브 개도 비교, 시뮬레이션 vs. 시험결과

② PCV-21 밸브

밸브 자연시간 모델링이 개선된 PCV-21 밸브 제어기의 단품 검증 결과는 아래의 그림과 같다. 1,000-7,250초 시험 구간에서 밸브의 시뮬레이션 결과와 시험결과를 비교하였다. 밸브의 개도 단위는 밸브가 열린 각도이다.

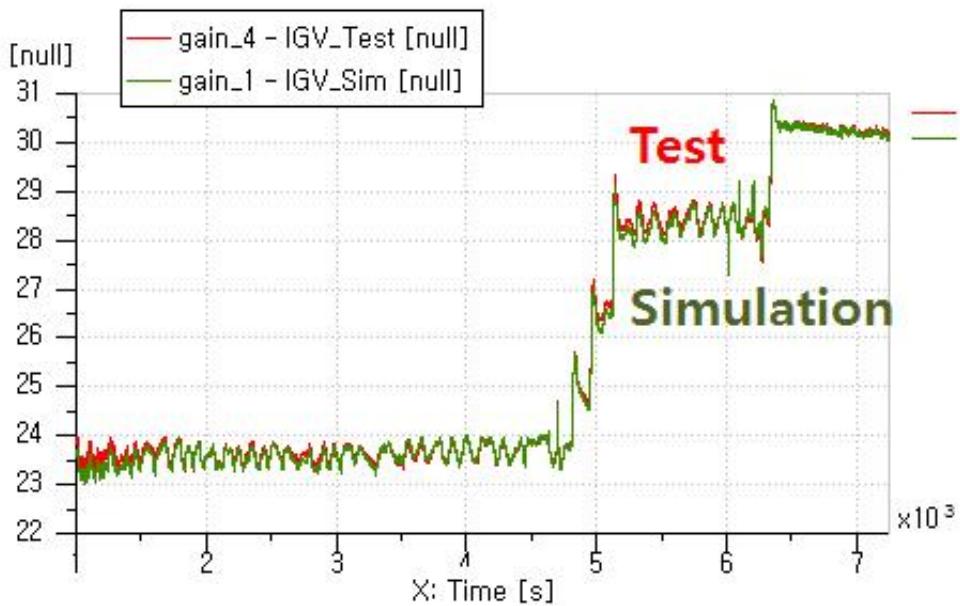


그림 3.3.3.39 PCV-21 밸브 개도 비교, 시뮬레이션 vs. 시험결과

③ PCV-22 밸브

밸브 자연시간 모델링이 개선된 PCV-22 밸브 제어기의 단품 검증 결과는 아래의 그림과 같다. 1,000-7,250초 시험 구간에서 밸브의 시뮬레이션 결과와 시험결과를 비교하였다. 밸브의 개도 단위는 밸브가 열린 각도이다.

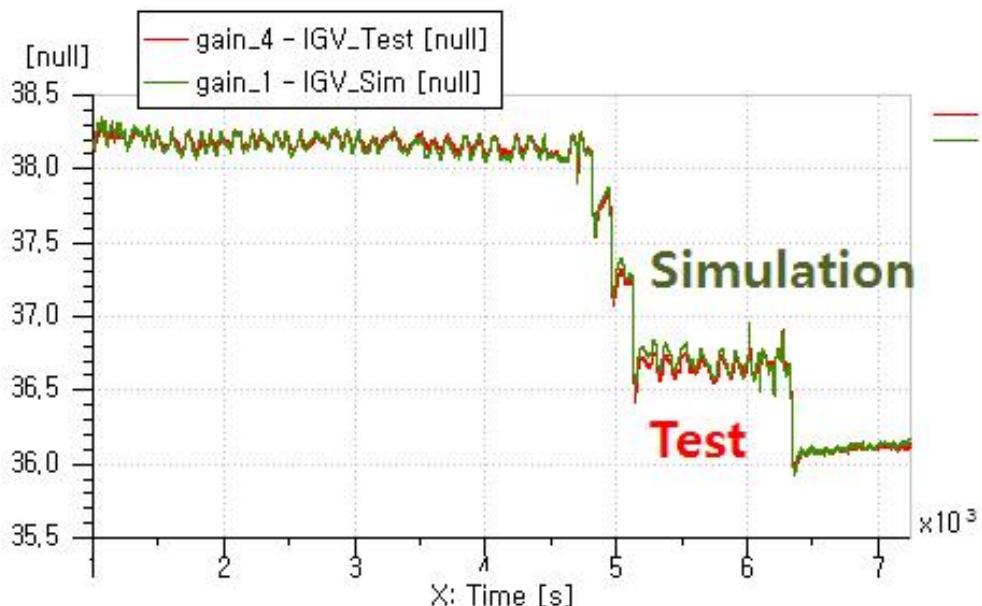


그림 3.3.3.40 PCV-22 밸브 개도 비교, 시뮬레이션 vs. 시험결과

④ PCV-23 밸브

밸브 자연시간 모델링이 개선된 PCV-23 밸브 제어기의 단품 검증 결과는 아래의 그림과 같다. 1,820-2,400초, 4,800-5,250초 시험 구간에서 밸브의 시뮬레이션 결과와 시험결과를 비교하였다. 밸브의 개도 단위는 밸브가 열린 각도이다.

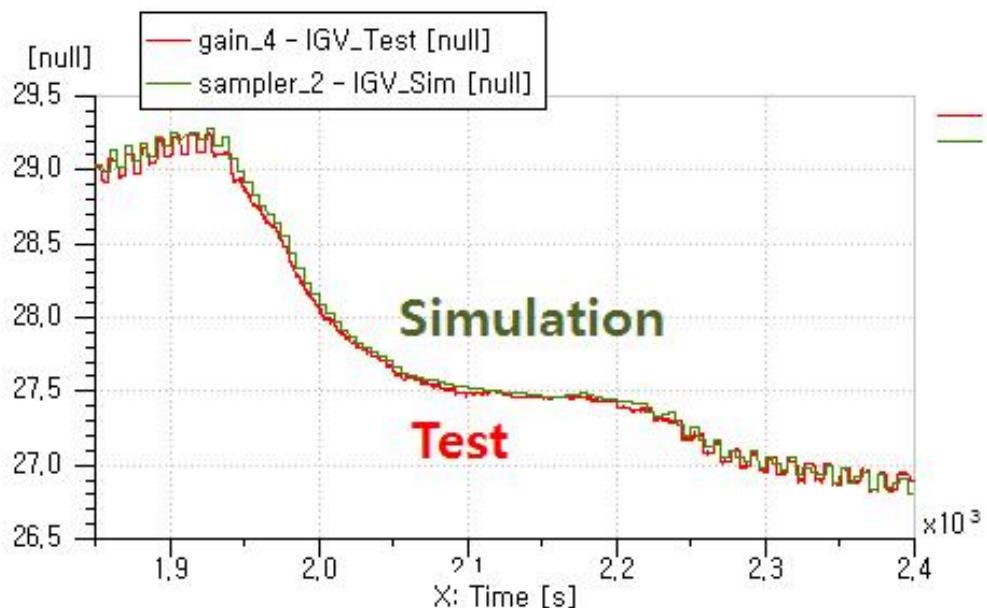


그림 3.3.3.41 PCV-23 밸브 개도 비교, 시뮬레이션 vs. 시험결과 I

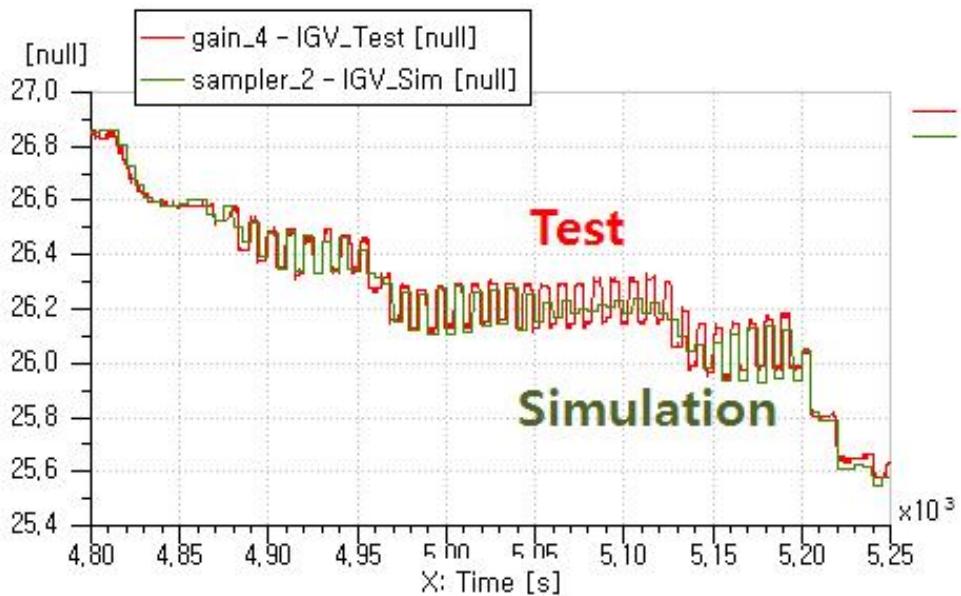


그림 3.3.3.42 PCV-23 밸브 개도 비교, 시뮬레이션 vs. 시험결과 II

⑤ PCV-24 밸브

밸브 지연시간 모델링이 개선된 PCV-24 밸브 제어기의 단품 검증 결과는 아래의 그림과 같다. 1,000-1,860초, 2,000-5,180초 및 5,250-7,250초 시험 구간에서 밸브의 시뮬레이션 결과와 시험결과를 비교하였다. 밸브의 개도 단위는 밸브가 열린 각도이다.

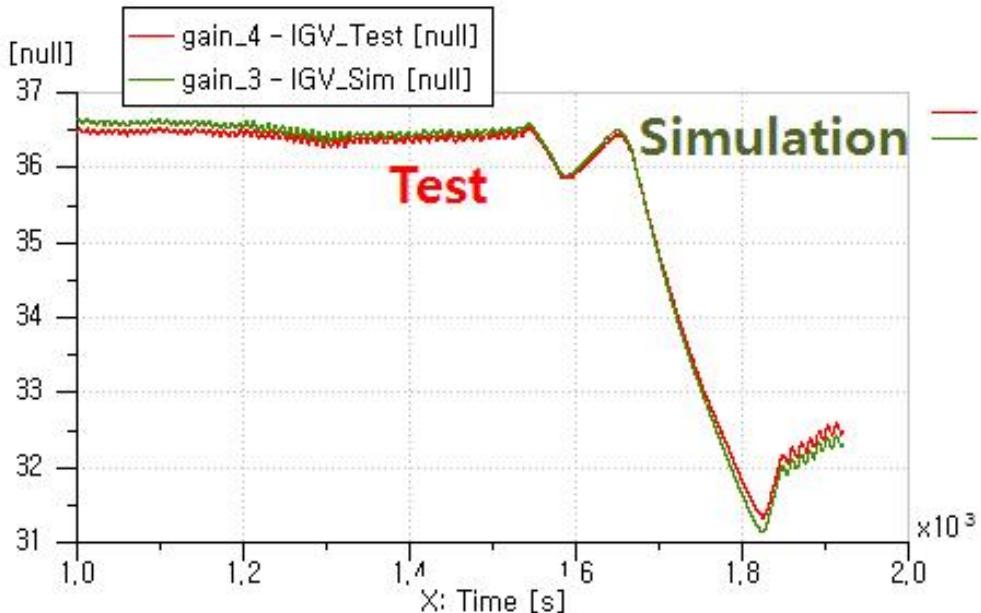


그림 3.3.3.43 PCV-24 밸브 개도 비교, 시뮬레이션 vs. 시험결과 I

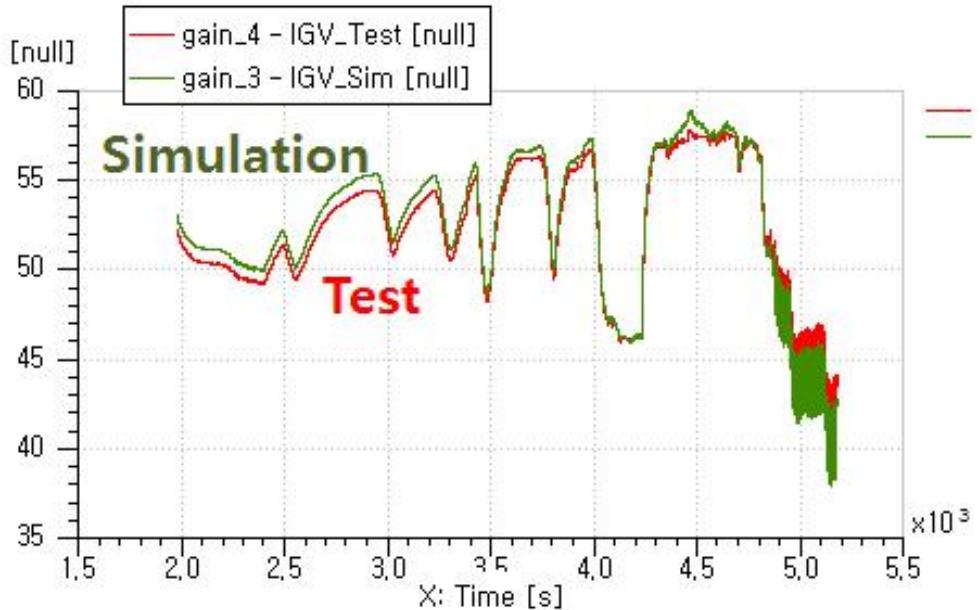


그림 3.3.3.44 PCV-24 밸브 개도 비교, 시뮬레이션 vs. 시험결과 II

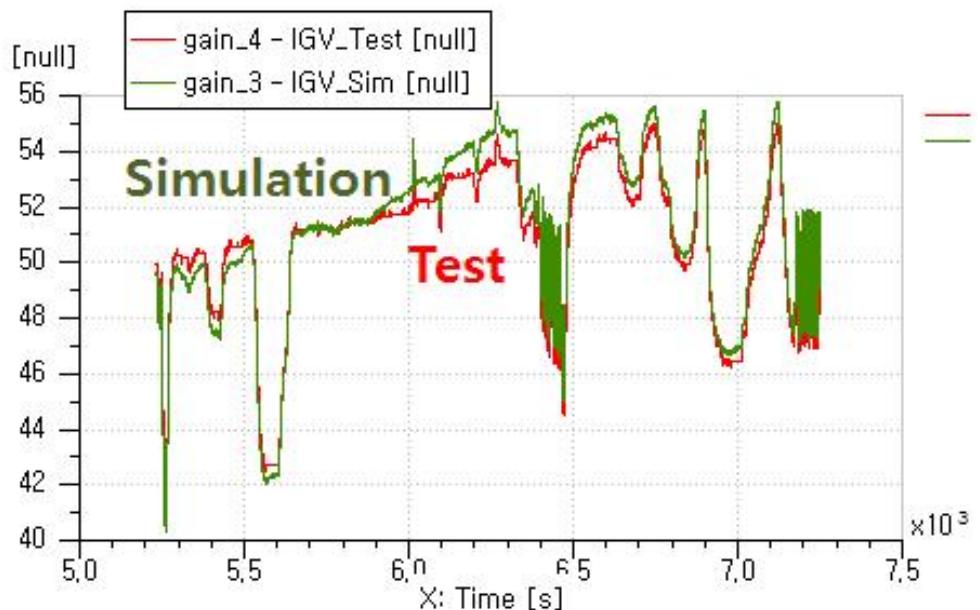


그림 3.3.3.45 PCV-24 밸브 개도 비교, 시뮬레이션 vs. 시험결과 III

(라) 제어로직 모델링 개선

압축기 배압, 전방 안정실 압력, 시험부 내부압력에 대한 제어로직에 대한 모델링을 개선하였다. 각각의 제어로직은 관계된 밸브의 PID 제어기로 구현된다. PID 제어기의 P, I, D 계수는 유저가 설정한 제어비트에 따라 달라질 수 있으므로, 이를 아래와 같이 AMESim 모델링으로 구현하였다.

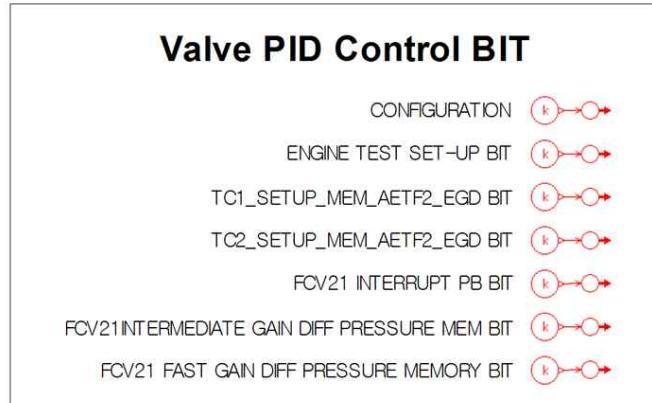


그림 3.3.3.46 밸브 PID 제어 비트

① 압축기 배압 제어로직

압축기 후방의 압력을 제어하기 위해 다음과 같이 PID 제어로직을 추가하였다. PID 제어로직은 앞서 검증한 A/D converter 모델과 연결된다. (빨강색 점선라인)

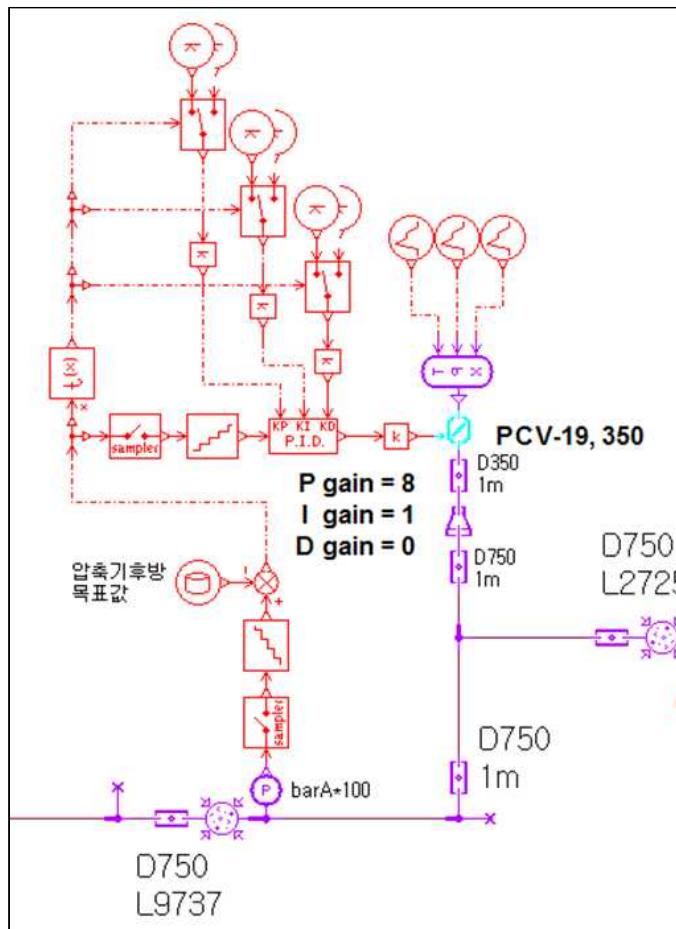


그림 3.3.3.47 압축기 배압 제어로직 스케치

P, I, D 계수는 목표 배압과 현재 배압의 차이에 따라 결정되며, 상세사항은 다음 표와 같다.

Table 3.3.3.5 압축기 배압 제어를 위한 PID 제어계수

발생 조건		계수값	
		P	I
1 목표 배압과 현재 배압의 차이의 절대값이 50보다 클 경우		15	0
		1	0
		0	0
2 목표 배압과 현재 배압의 차이의 절대값이 50보다 작을 경우		8	1
		1	0
		0	0

② 전방 안정실 압력 제어로직

전방안정실의 압력을 제어하기 위해 PCV-21, 22 밸브가 사용된다. PCV-21 밸브에 다음과 같이 PID 제어로직을 추가하였다. PID 제어로직은 앞서 검증한 A/D converter 모델과 연결된다. (빨강색 점선라인)

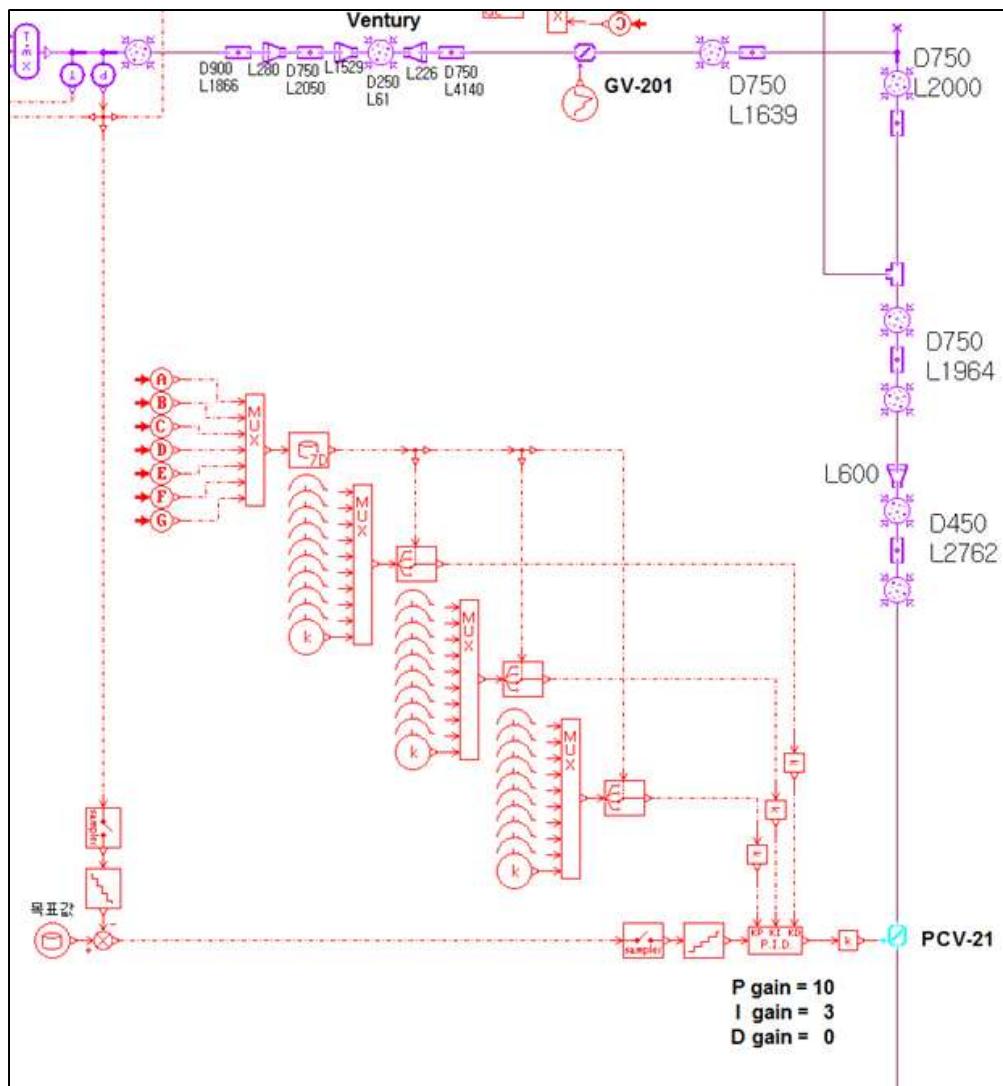


그림 3.3.3.48 PCV-21 밸브 제어로직 스케치

P, I, D 계수는 제어비트에 따라 결정되며, 상세사항은 아래의 표와 같다.

Table 3.3.3.6 PCV-21 밸브 제어를 위한 PID 제어계수

	발생 조건	계수값	
1	1. CONFIGURATION=1, 2, 3, 4, 10	P	10
	2. ENGINE TEST SET-UP BIT=1	I	3
	3. TC1_SETUP_MEM_AETF2_EGD BIT=1	D	0
2	1. CONFIGURATION=5	P	10
	2. ENGINE TEST SET-UP BIT=1	I	3
	3. TC1_SETUP_MEM_AETF2_EGD BIT=1	D	0
3	1. CONFIGURATION=6, 7, 8, 9, 11, 12	P	15
	2. ENGINE TEST SET-UP BIT=1	I	5
	3. TC1_SETUP_MEM_AETF2_EGD BIT=1	D	0
4	1. FCV21 FAST GAIN DIFF PRESSURE MEMORY BIT=0	P	14
	2. FCV21 INTERMEDIATE GAIN DIFF PRESSURE MEM BIT=1	I	14
	FCV21 INTERRUPT PB BIT=0	D	6
5	1. FCV21 FAST GAIN DIFF PRESSURE MEMORY BIT=1	P	20
	2. FCV21 INTERMEDIATE GAIN DIFF PRESSURE MEM BIT=1	I	14
	FCV21 INTERRUPT PB BIT=0	D	6
6	1. FCV21 FAST GAIN DIFF PRESSURE MEMORY BIT=0	P	0.7
	2. FCV21 INTERMEDIATE GAIN DIFF PRESSURE MEM BIT=0	I	8
	FCV21 INTERRUPT PB BIT=0	D	0
7	1. CONFIGURATION=1, 2, 3, 4, 10	P	10
	2. ENGINE TEST SET-UP BIT=1	I	3
	3. TC2_SETUP_MEM_AETF2_EGD BIT=1	D	0
8	4. FCV21 INTERRUPT PB BIT=1		
	1. CONFIGURATION=5	P	10
	2. ENGINE TEST SET-UP BIT=1	I	3
9	3. TC2_SETUP_MEM_AETF2_EGD BIT=1	D	0
	4. FCV21 INTERRUPT PB BIT=1		
	1. CONFIGURATION=6, 7, 8, 9, 11, 12	P	15
9	2. ENGINE TEST SET-UP BIT=1	I	5
	3. TC2_SETUP_MEM_AETF2_EGD BIT=1	D	0
9	4. FCV21 INTERRUPT PB BIT=1		

PCV-22 밸브에도 다음과 같이 PID 제어로직을 추가하였다. PID 제어로직은 앞서 검증한

A/D converter 모델과 연결된다. (빨강색 점선라인)

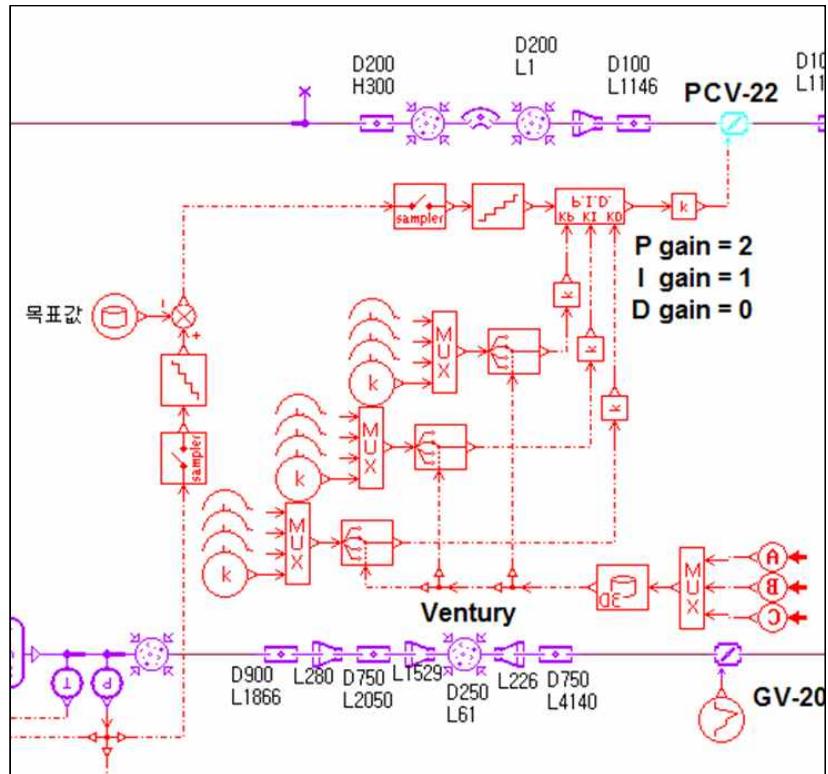


그림 3.3.3.49 PCV-22 밸브 제어로직 스케치

P, I, D 계수는 control bit에 따라 결정되며, 상세사항은 다음 표와 같다.

Table 3.3.3.7 PCV-22 밸브 제어를 위한 PID 제어계수

발생 조건		계수값	
1	1. CONFIGURATION=1, 2, 3, 4, 10	P	2
	2. ENGINE TEST SET-UP BIT=1	I	1
	3. TC1_SETUP_MEM_AETF2_EGD BIT=1	D	0
2	1. CONFIGURATION=5	P	2
	2. ENGINE TEST SET-UP BIT=1	I	1
	3. TC1_SETUP_MEM_AETF2_EGD BIT=1	D	0
3	1. CONFIGURATION=6, 7, 8, 9, 11, 12	P	2
	2. ENGINE TEST SET-UP BIT=1	I	1
	3. TC1_SETUP_MEM_AETF2_EGD BIT=1	D	0

③ 시험부 내부 압력 제어로직

전방안정실의 압력을 제어하기 위해 다음과 같이 PID 제어로직을 추가하였다. PID 제어로직은 4.3에서 검증한 A/D converter 모델과 연결된다. (빨강색 점선라인)

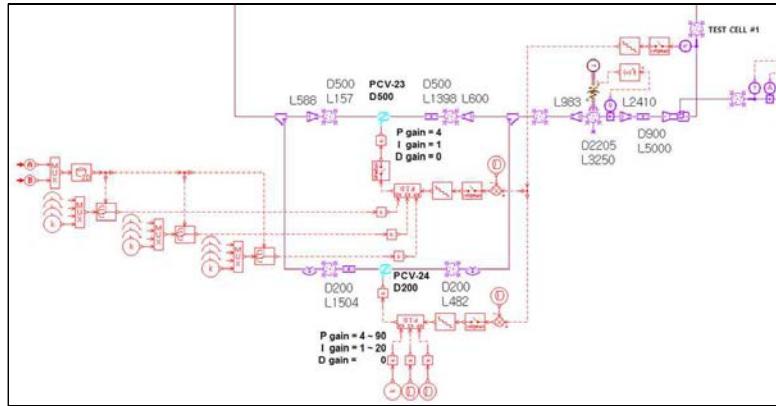


그림 3.3.3.50 시험부 내부압력 제어로직 스케치

P, I, D 계수는 control bit에 따라 결정되며, 상세사항은 다음 표와 같다.

Table 3.3.3.8 시험부 내부압력 제어를 위한 PID 제어계수

	발생 조건	계수 값	
1	1. CONFIGURATION=1, 2, 3, 4, 10	P	6
	2. ENGINE TEST SET-UP BIT=1	I	1.5
		D	0
2	1. CONFIGURATION=5	P	12
	2. ENGINE TEST SET-UP BIT=1	I	3
		D	0
3	1. CONFIGURATION=6, 7, 8, 9, 11, 12	P	18
	2. ENGINE TEST SET-UP BIT=1	I	4
		D	0

(마) 이젝터 모델을 이용한 설비 모델링 상세화

① 이젝터 모델링

엔진의 출력부에서는 고속의 배기가스가 배출되며, 이 배기가스가 spray cooler로 빠져나갈 때 시험부 압력 챔버의 공기가 외부로 빠져나가도록 만든다. 이러한 이젝터 효과를 고려하여, 출력 상태에 대한 정상상태 모사 및 저출력에서 고출력 상태로 상태 전이를 모사하기 위하여 이젝터 형태의 엔진을 모델링하였다. 이젝터 모델은 AMESim의 GMEJECT0010을 사용하였으며 이젝터 입력창은 다음과 같다.

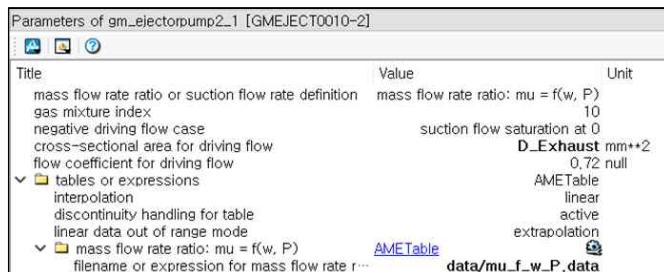


그림 3.3.3.51 이젝터 입력창

이 젝터 상세형식은 아래의 표와 같다.

Table 3.3.3.9 이 젝터 상세형식

모델 형식	GMEJECT0010										
영문 요약 설명	gas mixture ejector pump using tables or expressions										
기호											
특징	<p>1. 사용자는 다음의 4가지 중에서 1가지 데이터로 흡입/구동 유량비 또는 흡입유량을 정의 할 수 있다.</p> <table border="1"> <thead> <tr> <th>선택</th> <th>내용</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>1 $\mu u = f(w, P)$</td> <td>유량비를 두 압력비의 함수로 정의 w: 구동/출구 압력비, P: 흡입/출구 압력비</td> </tr> <tr> <td>2 $\mu u = f(N)$</td> <td>유량비를 압력차 비의 함수로 정의 N: (출구-흡입 압력차)/(구동-출구 압력차)</td> </tr> <tr> <td>3 $d m_3 = f(P, w)$</td> <td>흡입 유량을 두 압력비의 함수로 정의 w: 구동/출구 압력비, P: 흡입/출구 압력비</td> </tr> <tr> <td>4 $d m_3 = f(d_p, w)$</td> <td>흡입 유량을 압력차와 압력비의 함수로 정의 d_p: 출구-흡입 압력차, w: 구동/출구 압력비</td> </tr> </tbody> </table>	선택	내용	1 $\mu u = f(w, P)$	유량비를 두 압력비의 함수로 정의 w: 구동/출구 압력비, P: 흡입/출구 압력비	2 $\mu u = f(N)$	유량비를 압력차 비의 함수로 정의 N: (출구-흡입 압력차)/(구동-출구 압력차)	3 $d m_3 = f(P, w)$	흡입 유량을 두 압력비의 함수로 정의 w: 구동/출구 압력비, P: 흡입/출구 압력비	4 $d m_3 = f(d_p, w)$	흡입 유량을 압력차와 압력비의 함수로 정의 d _p : 출구-흡입 압력차, w: 구동/출구 압력비
선택	내용										
1 $\mu u = f(w, P)$	유량비를 두 압력비의 함수로 정의 w: 구동/출구 압력비, P: 흡입/출구 압력비										
2 $\mu u = f(N)$	유량비를 압력차 비의 함수로 정의 N: (출구-흡입 압력차)/(구동-출구 압력차)										
3 $d m_3 = f(P, w)$	흡입 유량을 두 압력비의 함수로 정의 w: 구동/출구 압력비, P: 흡입/출구 압력비										
4 $d m_3 = f(d_p, w)$	흡입 유량을 압력차와 압력비의 함수로 정의 d _p : 출구-흡입 압력차, w: 구동/출구 압력비										
입력변수	온도, 압력										
출력변수	1. Mass flow rate 2. 엔탈피										

엔진 배기부를 모사하기 위한 Ejector 모델의 입출력은 아래와 같이 연결하였다.

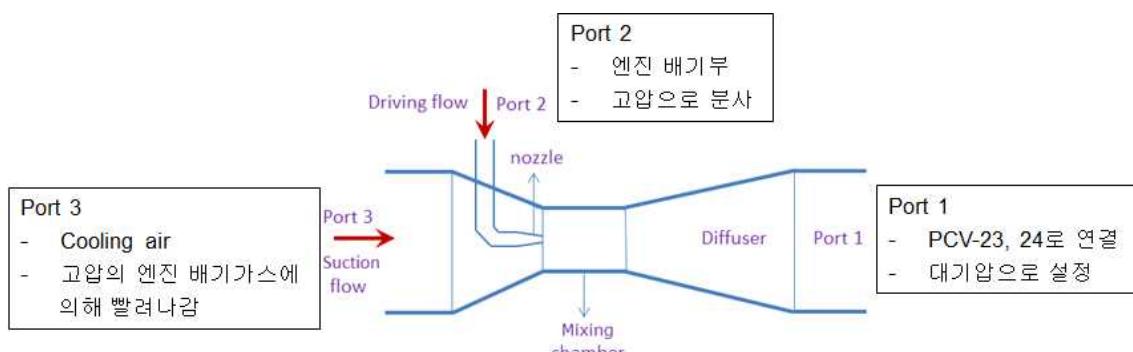


그림 3.3.3.52 AMESim 이 젝터 모델 입출력 설정

이젝터 모델은 압력비에 따른 유량비 선도를 필요로 한다. 시험 데이터를 활용하여 시간에 따른 압력비 P , w 와 유량비 μ 를 계산한 결과는 아래와 같다. 압력비와 유량비는 엔진 PLA값에 따라 변화한다. 엔진 PLA가 증가함에 따라 압력비 P , 유량비 μ 는 감소하고, 압력비 w 는 증가한다.

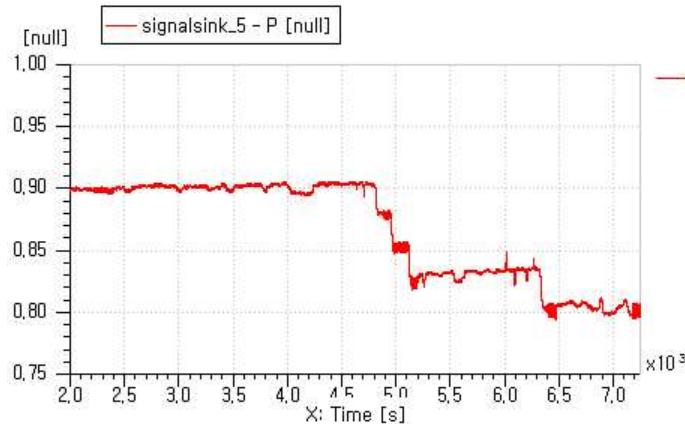


그림 3.3.3.53 압력비 P : 흡입 압력/출구 압력

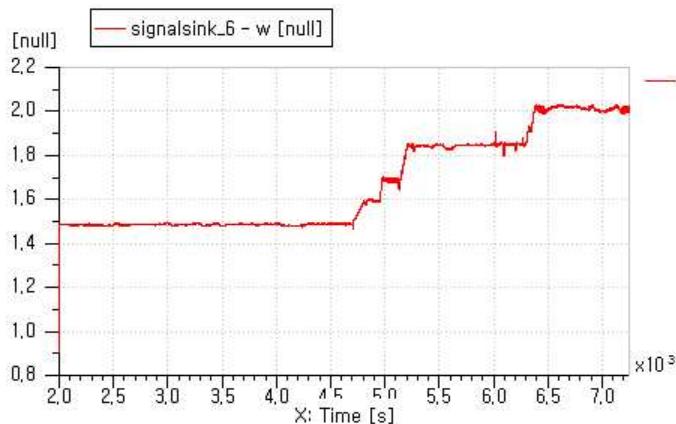


그림 3.3.3.54 압력비 w : 구동 압력/출구 압력

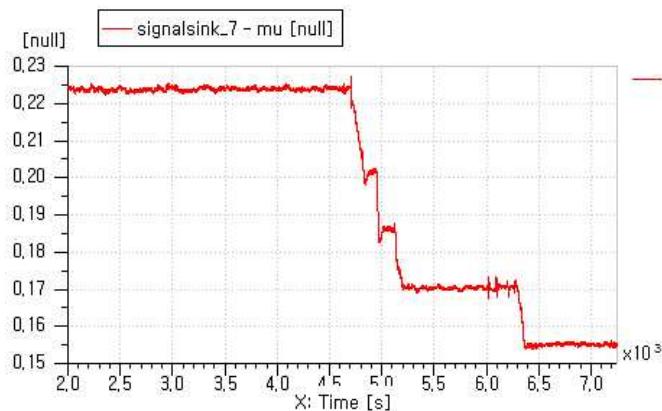


그림 3.3.3.55 유량비 μ : 흡입 유량/구동 유량

위 데이터를 활용하여 이젝터 모델에 입력한 $P-w-\mu$ 선도는 아래와 같다.

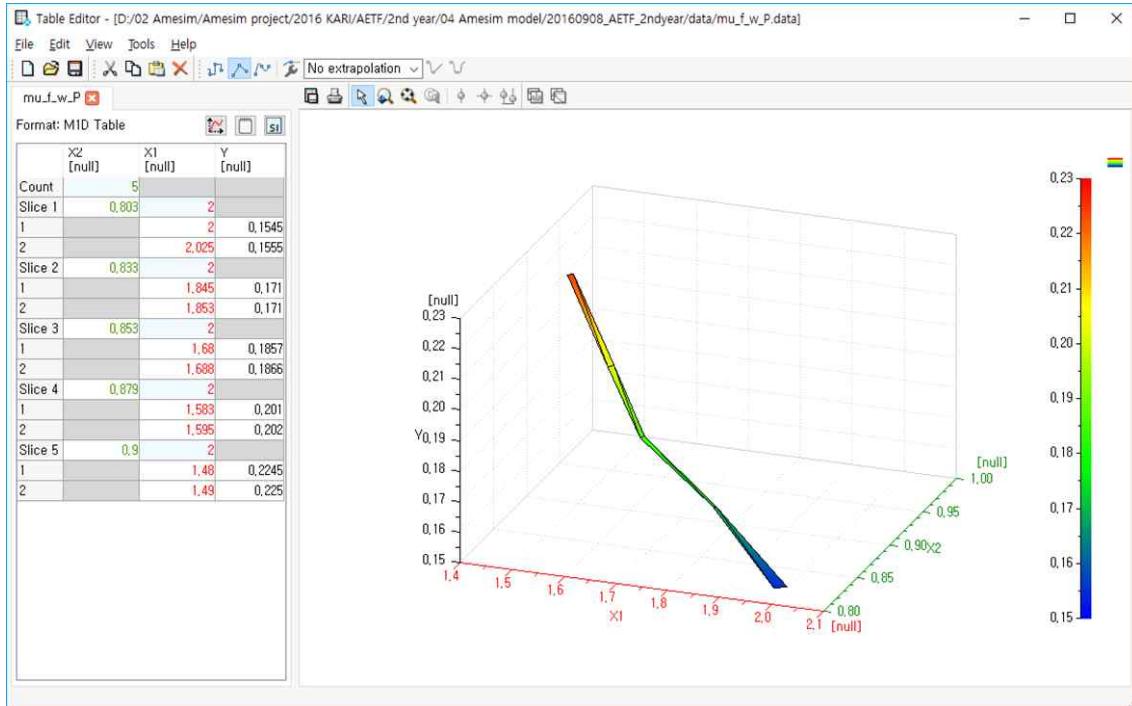


그림 3.3.3.56 P-w-mu 선도

② 시험 데이터와의 비교결과

이젝터 단품 검증을 위하여 아래와 같이 모델을 구성하였다. 엔진 배기부, 냉각라인 시험 조건 등을 설정하고 시험과 시뮬레이션에서의 시험부 내부 압력값을 비교하였다. 본 비교에 활용된 시험결과는 엔진을 활용한 시험결과가 아닌, 엔진 모사장치를 활용한 시험결과이다. 이 때문에 아래에서 언급된 PLA는 엔진의 PLA가 아닌, 엔진 모사장치에 장착된 벨브의 개도값과 유사한 값이다.

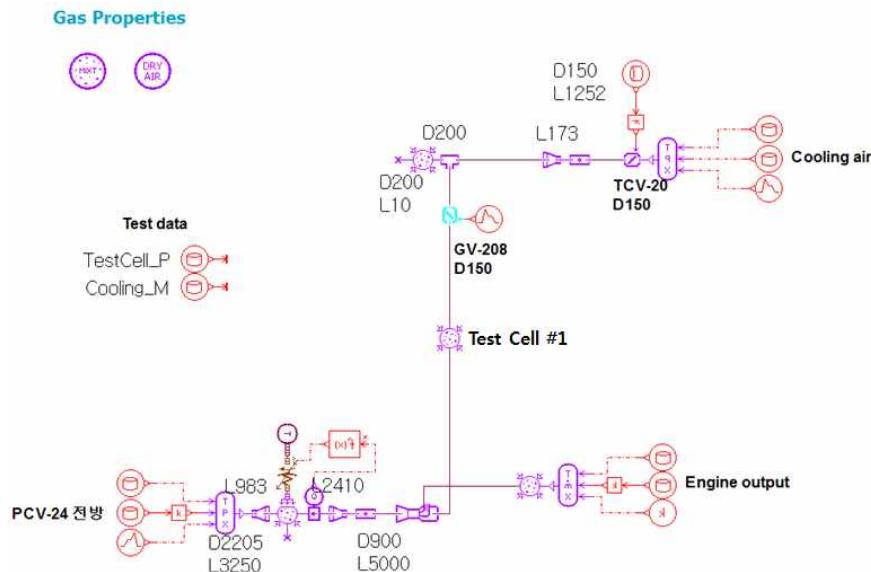


그림 3.3.3.57 이젝터 단품 검증 모델

PLA=0, 2, 4, 6, 8V에 대하여 비교한 결과 그래프는 아래와 같다.

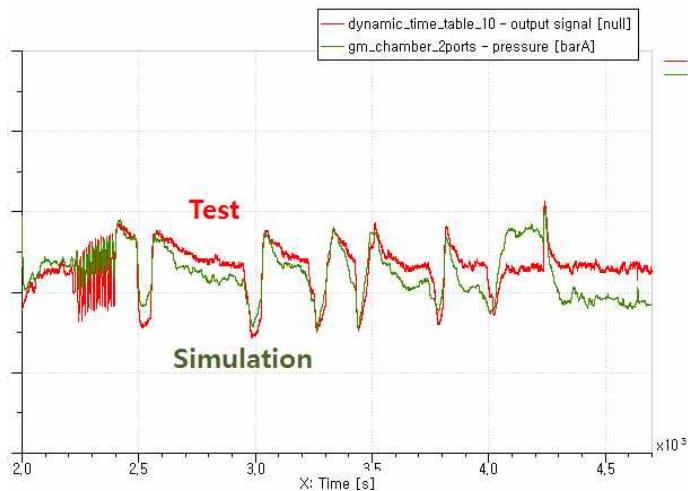


그림 3.3.3.58 시험부 내부압력 비교 @ PLA=0V

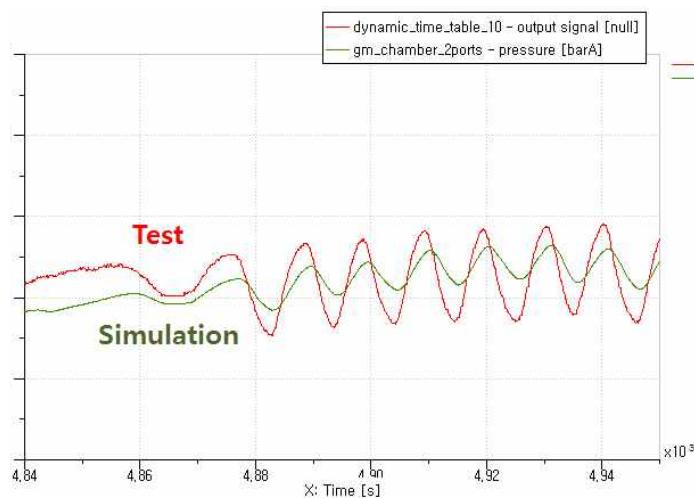


그림 3.3.3.59 시험부 내부압력 비교 @ PLA=2V

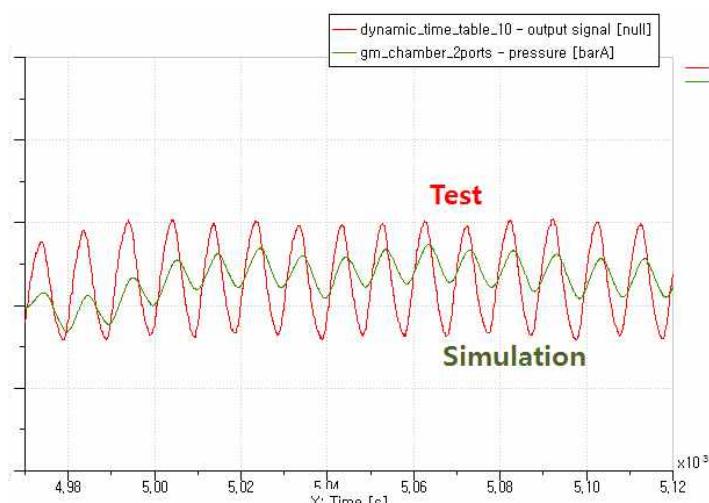


그림 3.3.3.60 시험부 내부압력 비교 @ PLA=4V

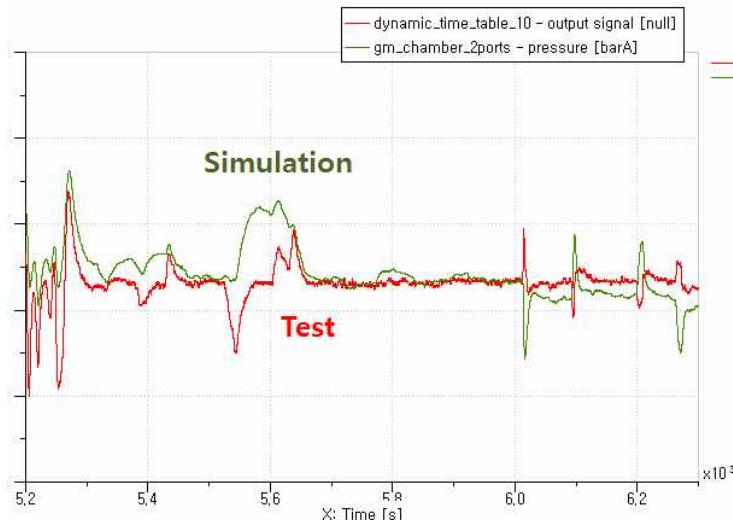


그림 3.3.3.61 시험부 내부압력 비교 @ PLA=6V

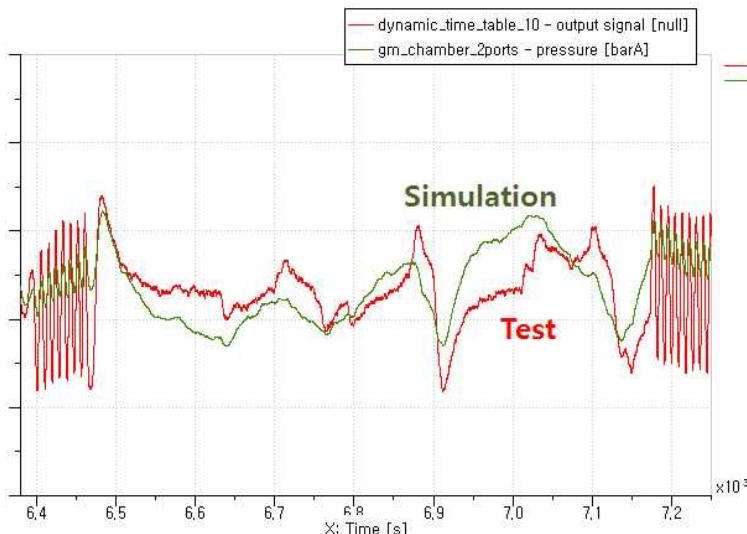


그림 3.3.3.62 시험부 내부압력 비교 @ PLA=8V

(2) 설비 모사시스템 성능평가

(가) 시험 데이터 분석

운전 특성을 시험하기 위하여 설정한 경계조건은 아래 표와 같다.

Table 3.3.3.10 정상상태 경계조건

No	시험 조건 / 세팅 값	값	비고
1	압축기 배압 (kPa)	165	PCV-19 구동
2	시험부 공급공기 전압력 (kPa)	120.19	PCV-21, 22 구동
3	시험부 내부 압력(kPa)	101.3	PCV-23, 24 구동

다음은 정상상태 분석에 활용된 주요 부분에 대한 측정 그래프이다.

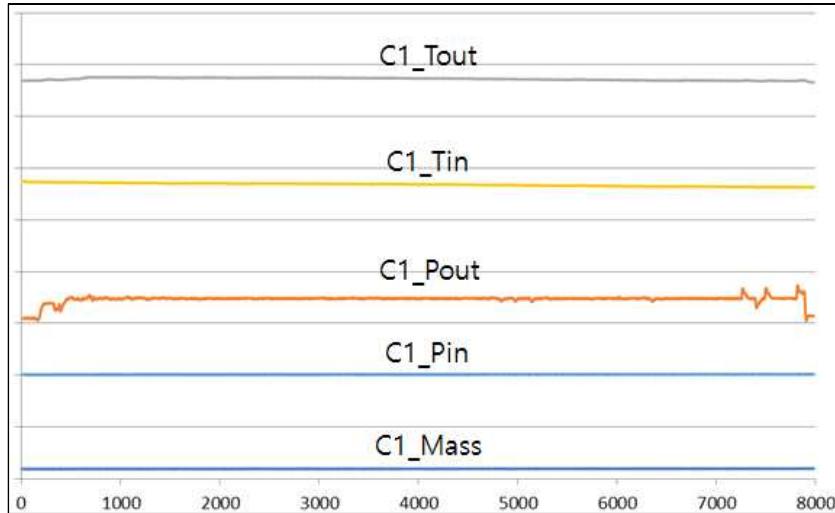


그림 3.3.3.63 압축기 시험 데이터

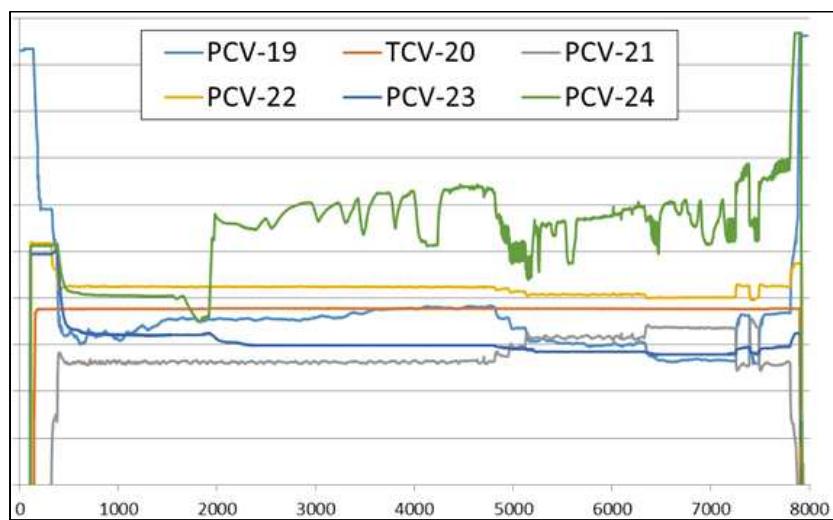


그림 3.3.3.64 주요밸브 개도율

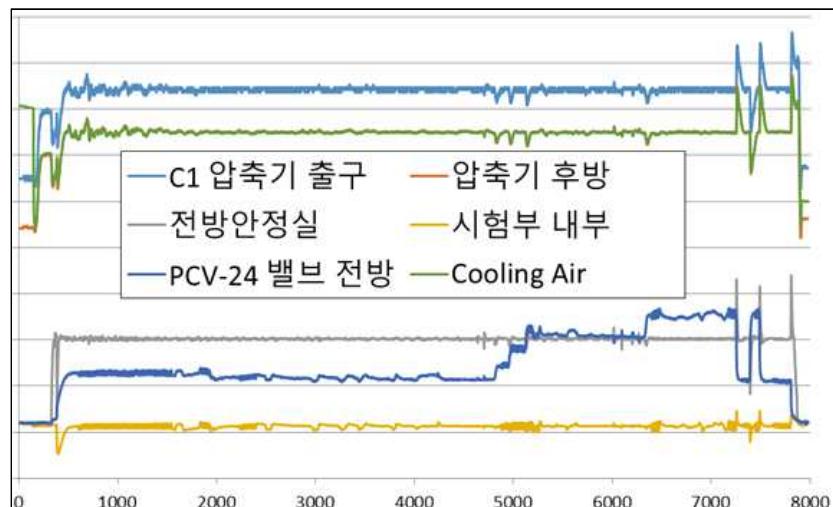


그림 3.3.3.65 주요 위치에서의 압력 측정값

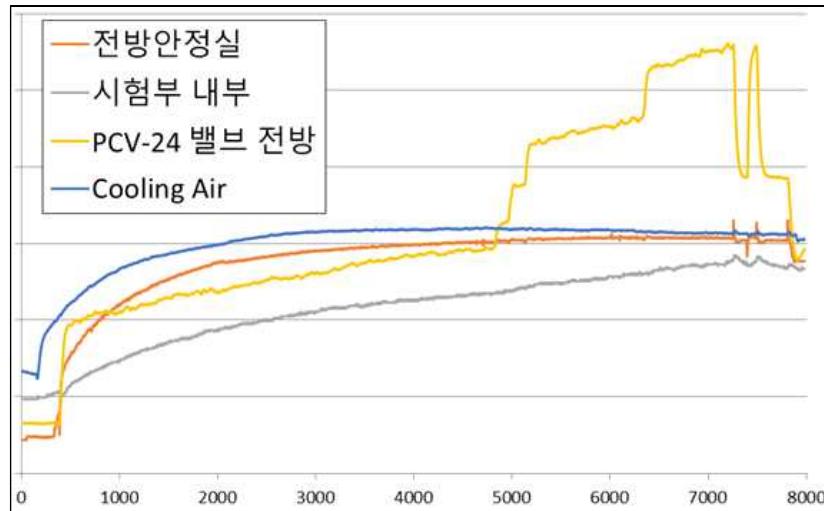


그림 3.3.3.66 주요 위치에서의 온도 측정값

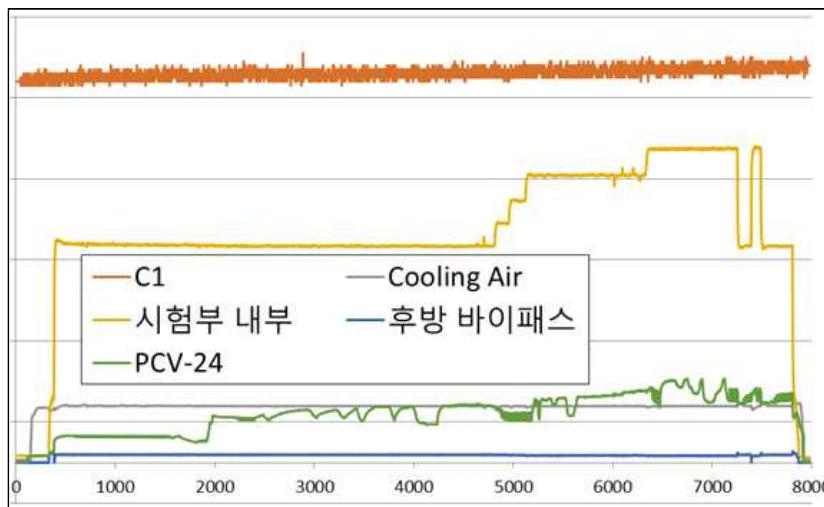


그림 3.3.3.67 주요 위치에서의 유량 측정값

(나) 시험 데이터와 비교결과

① 정상상태

시뮬레이션 모델을 검증하기 위하여 밸브 개도 시험데이터를 입력하고 외부 대기 조건을 설정하여 실행한 뒤 시험 데이터와 비교하였다. 주요 위치에서의 시간에 따른 압력을 그래프로 나타낸 결과는 그림 3.3.3.68과 같다. 주요 위치에서의 시간에 따른 유량을 그래프로 나타낸 결과는 그림 3.3.3.69와 같다.

엔진 PLA가 각각 0, 2, 4, 6, 8V일 때 주요 위치에서의 시험/시뮬레이션 결과를 비교한 표는 아래의 Table 3.3.3.11과 같다. 전반적으로 압력, 온도, 유량에 대하여 3% 이내의 오차를 확인할 수 있다.

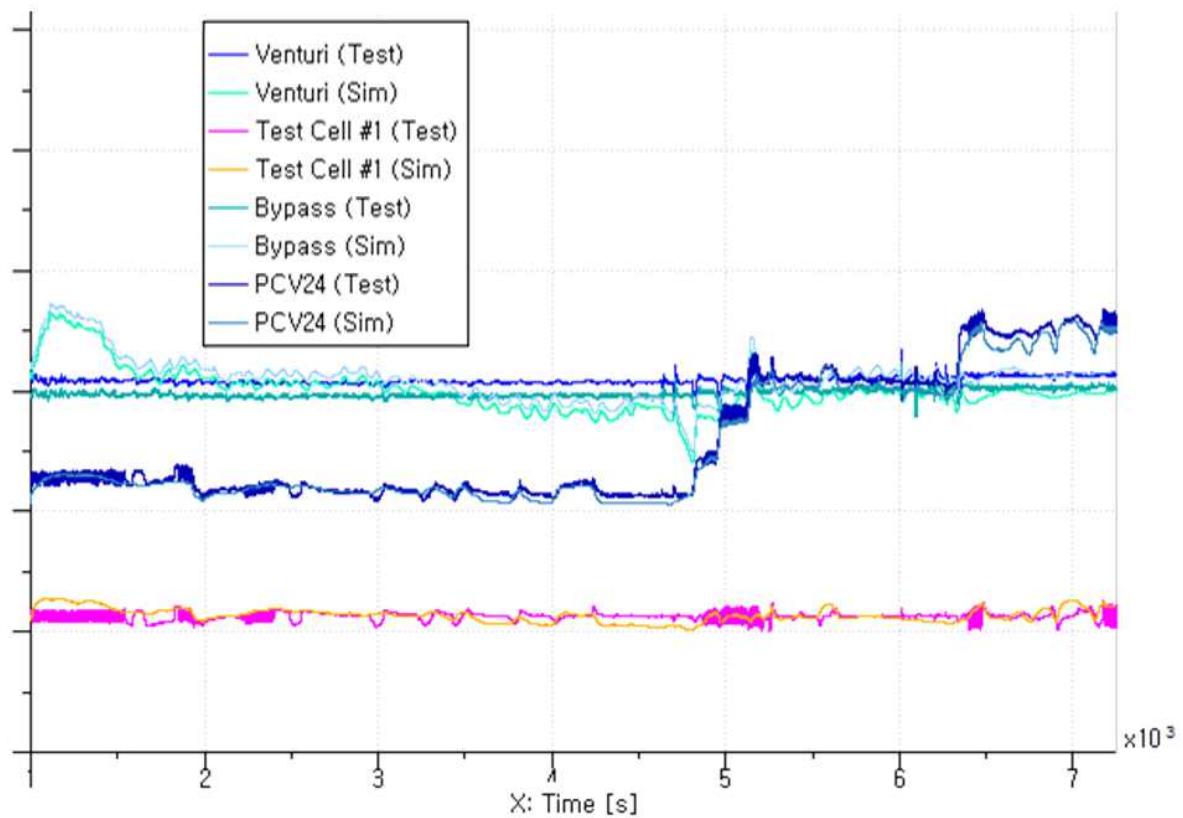


그림 3.3.3.68 주요 위치에서의 압력 측정값 @ 정상상태

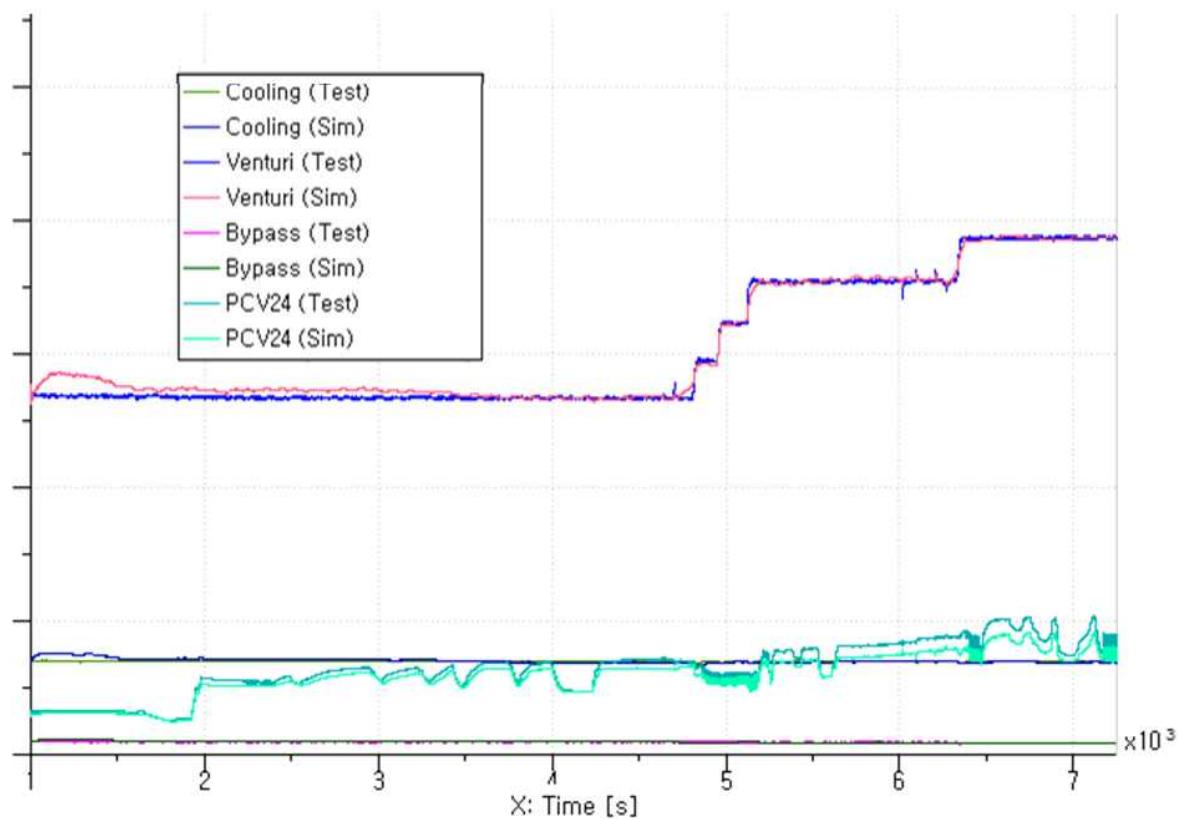


그림 3.3.3.69 주요 위치에서의 유량 측정값 @ 정상상태

Table 3.3.3.11 오차 비교표

		PLA=0			PLA=2			PLA=4			PLA=6			PLA=8		
		Exp	Sim	Error(%)												
C1	M	95.75	95.82	-0.08	96.86	96.97	-0.11	96.33	96.37	-0.03	96.77	96.80	-0.03	97.42	97.45	-0.04
	Pout	93.35	93.34	0.01	92.71	91.01	1.84	92.71	91.96	0.81	93.35	91.80	1.66	93.03	91.72	1.41
	Tout	99.87	99.85	0.03	99.51	99.51	0.00	99.38	99.43	-0.05	99.38	99.37	0.01	99.15	99.18	-0.03
PCV19	M	55.39	55.57	-0.32	53.45	54.15	-1.32	49.54	49.70	-0.32	46.14	46.85	-1.54	43.02	42.97	0.13
	Pin	93.14	95.24	-2.25	92.46	92.42	0.04	92.45	93.53	-1.17	93.12	93.35	-0.24	92.81	93.25	-0.48
PCV21	M	69.86	69.42	0.62	76.50	75.56	1.23	83.47	83.10	0.44	91.15	90.45	0.78	99.01	98.20	0.82
	Pin	93.14	95.30	-2.32	92.46	92.46	0.01	92.45	93.51	-1.15	93.12	93.29	-0.18	92.81	93.14	-0.36
PCV22	M	70.67	71.08	-0.59	70.00	71.05	-1.50	68.27	69.42	-1.68	64.67	66.14	-2.27	62.93	64.08	-1.83
	Pin	90.16	92.84	-2.98	90.52	92.68	-2.38	90.40	92.89	-2.76	90.16	92.26	-2.33	90.57	92.42	-2.04
	Tin	98.94	100.27	-1.34	99.92	100.10	-0.18	99.94	100.48	-0.54	99.94	100.05	-0.11	99.98	99.99	0.21
PCV23	M	78.70	79.55	-1.08	77.71	78.33	-0.81	86.09	86.08	0.01	90.76	90.06	0.78	98.66	97.27	1.40
PCV24	M	26.74	26.95	-0.78	63.35	62.08	1.99	54.68	55.54	-1.57	67.35	65.82	2.27	72.23	70.22	2.79
	Pin	88.66	88.80	-0.15	90.19	90.16	0.03	93.55	93.34	0.22	95.08	95.64	-0.58	98.39	99.17	-0.79
	Tin	94.87	95.52	-0.69	96.17	96.26	-0.09	96.89	97.28	-0.41	97.97	98.35	-0.39	99.54	99.59	-0.05
TCV20	M	92.21	94.93	-2.94	90.73	91.88	-1.27	90.63	93.08	-2.70	91.94	92.62	-0.74	91.63	92.21	-0.63
	Pin	93.37	95.74	-2.54	92.64	93.05	-0.44	92.65	94.08	-1.54	93.36	93.91	-0.58	93.03	93.81	-0.83
	Tin	99.53	99.65	-0.12	99.97	99.49	0.49	99.95	99.52	0.43	99.95	99.59	0.36	99.89	99.66	0.23
Cell#1	P	96.21	97.38	-1.21	96.90	96.47	0.45	97.22	96.86	0.37	96.26	97.38	-1.17	96.02	97.97	-2.03
	T	98.23	100.29	-2.10	99.18	100.08	-0.91	99.24	100.31	-1.08	99.38	100.24	-0.87	99.67	100.25	-0.58
Cell#1 전방	M	68.85	69.00	-0.20	75.67	75.60	0.09	82.86	82.89	-0.04	90.84	89.94	0.99	98.93	98.05	0.90
	P	90.34	90.78	-0.49	90.61	90.32	0.32	90.60	90.18	0.46	90.37	89.14	1.35	90.66	88.82	2.03
	T	98.90	99.77	-0.88	99.45	99.70	-0.25	99.45	99.76	-0.31	99.45	99.67	-0.21	99.45	99.40	0.06

② 천이상태

엔진 PLA를 0V→8V→0V로 변화시켰을 때 주요 위치에서의 압력을 그래프로 나타낸 결과는 아래와 같다.

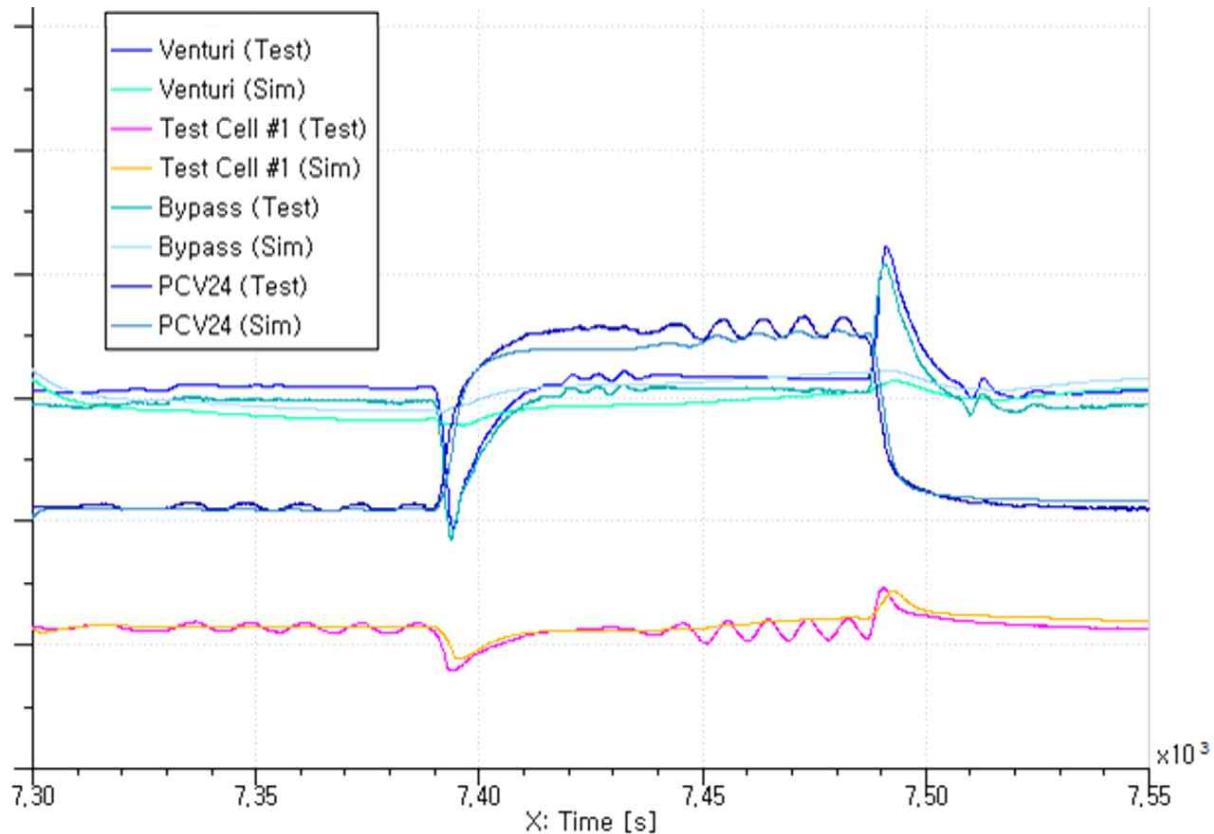


그림 3.3.3.70 주요 위치에서의 압력 측정값 @ 천이상태

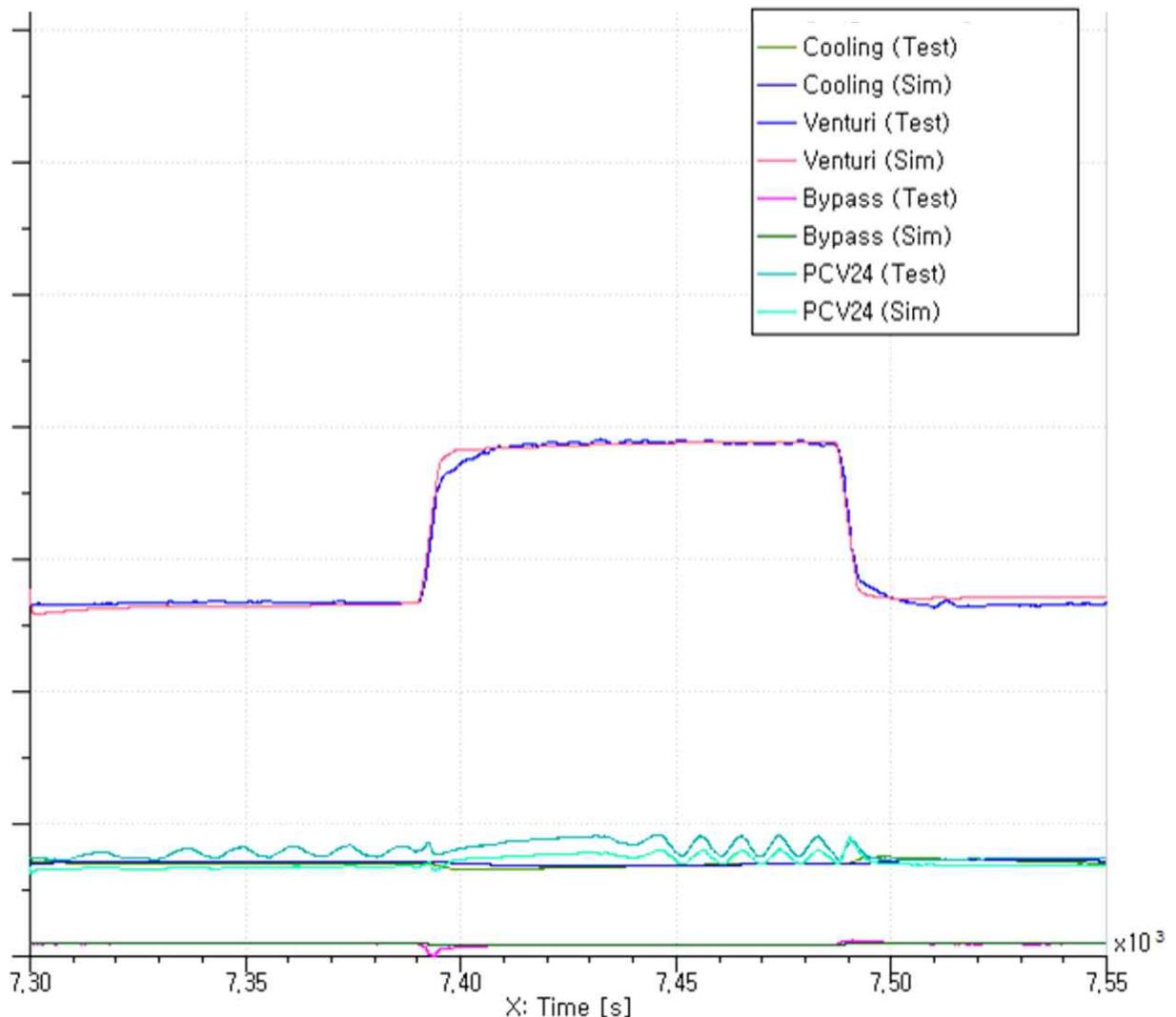


그림 3.3.3.71 주요 위치에서의 유량 측정값 @ 천이상태

천이상태 비교한 그래프를 보면, 정상상태 모사 결과에 비하여 오차 값이 크지만, 설비 모델링으로 모사한 결과 값이 시험 값을 정성적으로 유사하게 잘 따라가고 있음을 알 수 있다. 위와 같은 결과로 유추해 보건데, 향후 설비 모사시스템을 활용하여 설비의 운용을 하는데 있어서 많은 활용이 가능하리라 판단된다.

이 외에도 설비의 유동 안정화 소요 시간을 단축 시키는 연구에도 활용이 가능할 것이다. 그림 3.3.3.23을 보면 대구경 밸브의 움직임을 멈춘 이후 소구경 밸브로만 제어를 하고 유동이 안정화 되는데 약 120초의 시간이 소요됨을 알 수 있다. 물론, 하나의 조건에 도달한 이후 약 2분 이상의 엔진 안정화 시간이 필요하기 때문에, 설비 공기 유동의 안정화 시간인 120초의 시간은 문제가 되지 않을 수 있다. 하지만, 만약 엔진 모델의 활용을 통하여 엔진이 안정화 되는 시간을 감소시킬 수 있다면, 공기 유동 안정화 시간도 마찬가지로 감소시켜야 한다. 이를 통하여 전체 시험시간을 감소시킬 수도 있으며, 이는 시험시간 및 비용을 감소시키는 결과를 가져올 수 있어, 경제적인 효과도 함께 확보할 수 있을 것이다. 이러한 설비 유동 안정화 시간의 감소를 위하여 엔진 설비 모델링을 적극적으로 활용할 예정이다.

제 4 장 목표달성도 및 관련분야에의 기여도

제 1 절 연구개발 결과의 목표달성도

1. 1차년도 연구목표 달성도

목 표	달성도(%)	내 용
측정체계 고도화를 위한 온도/압력 측정장치 및 Tare load 시스템 기초연구	100%	<ul style="list-style-type: none"> - 현 설비에 적용이 가능한 온도/압력 측정 장치 설계변수 선별 및 이에 따른 형상설계 - 기존 측정 장치 성능 지표 선정 및 성능 평가
	100%	<ul style="list-style-type: none"> - 기존 엔진 추력 측정 시스템 및 tare load 시스템 데이터 분석 - Tare load 시스템에 대한 국과연 요구도 분석 - Tare load 시스템의 작동기 개선 요구 사항 도출 및 작동기 설계/제작
측정방법의 유효성 검증을 통한 데이터 획득시스템 개선 방안 도출 및 물리량 별 측정 불확도 분석	100%	<ul style="list-style-type: none"> - AIAA, ASME 논문 및 NASA, DTIC technical report 검색 - Major 급 엔진 시험설비 제작 회사의 데이터 측정 시스템 사양 조사 - 각종 물리량 측정방법에 대한 유효성 내부 검증/개선 사항 도출 및 향후 반영 계획 수립
	100%	<ul style="list-style-type: none"> - 공기유량 및 추력측정 등에 대한 측정 불확도 검증 및 수정 필요항목 도출 - 측정 불확도 개선 방법 도출, 내부 검증 및 향후 반영 계획 수립
	100%	<ul style="list-style-type: none"> - 물리량 별 측정기 교정을 통한 향상된 측정 정확도 제공 - 추력 측정 정확도 향상을 위한 연구 수행 - 정온도 보정 정확도 향상을 위한 연구 수행
제어시스템 주요인자 도출 및 성능 진단	100%	<ul style="list-style-type: none"> - 제어시스템의 정량적인 평가가 가능한 주요인자를 측정불확도 분석을 통해 도출 <ul style="list-style-type: none"> ▶ 주요인자: 시험부 공기공급 전압, 시험부 정압 - 정상상태 및 천이상태의 제어성능 진단 <ul style="list-style-type: none"> ▶ 정상상태 제어성능 : 시험부 정압 $\pm 1\%$ 이상 ▶ 천이상태 제어성능 : 응답시간 40초, 응답지연
엔진 모델링 기술개발 및 설비 모델링 시스템 구축	100%	<ul style="list-style-type: none"> - Fortran을 활용한 비선형 엔진모델링 기술 개발완료 및 상용코드(PROOSIS)를 이용한 추가 엔진 모델 생성 - 상용코드(AMESim)을 활용한 설비 모델링 시스템 구축

2. 2차년도 연구목표 달성도

목 표	달성도(%)	내 용
측정 장치 평가기술 개발 및 Tare Load 시스템 정확도 향상 기술 개발	100%	<ul style="list-style-type: none"> - 전압력 회복률을 평가하기 위해 해외업체에서 제작 및 교정된 프로브를 확보 완료 - 엔진입구덕트 내 반경방향 유동분포를 확인하기 위한 프로브 이송장치를 제작 및 구축 완료 - 표준측정장치에서 측정한 값과 교정된 프로브에서 측정한 값을 비교평가함으로써 전압력 회복률을 평가할 수 있으며 이러한 평가기술을 구축한 상황이므로 목표를 달성한 것으로 평가됨 - 고공환경시험용 전압력 레이크와 전온도 레이크를 각각 신규로 설계 및 개발 완료 - 표준측정장치는 공기유량변화(2~10kg)에 따른 무차원화된 덕트 마하수를 확인함으로써 고공환경시험용으로 적용하기에 충분한 상황이므로 목표를 달성한 것으로 평가됨
	100%	<ul style="list-style-type: none"> - Tare load 측정용 힘 제어기의 성능 개선(정밀 압력 제어 시스템 추가 등)으로 시간에 대한 변동폭 5 N (목표치: 10 N), $\pm 1\%$(목표치: $\pm 3\%$) 이내, 주기적인 변동폭 1 N 이내 달성 - 보정용 힘 범위 400 ~ 4,100 N 범위에서 정상 동작 확인 및 Tare Load 측정 확인 - 다축힘 측정기 개발 및 ISO376 국제규격에 기반한 다축 힘 측정기 평가 완료 - 추력의 분력 평가를 위한 다축 힘 측정기 장착 및 측정 준비 완료 - 기준 유량계를 이용한 $M_n = 0.15$에서의 기체 유량 표준 측정 소급성 확보 - 특성 시험 대상 표준 측정 장치 제작 완료 - 다채널 전/정압력, 전온도 데이터 획득 시스템 구축 완료 - 예비 유량특성 시험 수행 완료
개선방안에 근거한 데이터 획득시스템 최적화와 요소별 측정량 검증	100%	<ul style="list-style-type: none"> - Cell#1에 대하여 연료 유량계 다중화, 다축 힘 측정, 엔진 입구 압력/온도의 회복 계수 측정 및 반경 방향 불균일성 고려, 공기 유량 측정 다중화 수행 - Cell#2에 대하여 엔진 입·출구 압력 측정 방법 변경, 공기 유량 계산용 온도 측정 방법 변경, 연료 유량 측정 개선 수행 - 국외 유사시험장치에 대한 측정불확도 조사 : UETP 프로그램 및 기타 국외 사례 조사 - 주요 센서들에 대한 선정 및 교정계획 수립 완료

개별 물리량 측정 정확도 향상 및 측정체계 정확도 향상 기술 개발	100%	<ul style="list-style-type: none"> - 비행속도 $M_n = 0.2$(목표: $M_n = 0.2$), 정온도 보정정확도 $= 0.3 \text{ }^{\circ}\text{C}$(목표: $0.5 \text{ }^{\circ}\text{C}$) 수준의 회전형 비행환경 모사장치 설계 및 제작 완료 - 전온도 센서 회복계수 측정 및 불확도 평가 방법 확립 - 교정된 신호원을 이용한 측정신호 전달체계 영향에 의한 불확도 평가 방법 수립 - 물리량 (측정신호) 별 신호전달 체계의 영향에 의한 불확도 평가 프로그램 제작 및 신호종류 별 신호전달체계 영향에 의한 불확도 평가 완료
개선된 측정체계 평가방법 확립 및 정량적 성능지표 개발	100%	<ul style="list-style-type: none"> - 변경된 측정불확도 추정 절차 및 측정불확도 추정 프로그램 작성완료 - 17개 측정 요소에 대해 측정 단계를 5개로 세분화하고 측정 요소별로 각 측정 단계를 분류완료 - 측정 요소별로 특화된 측정 단계별 정량적 성능 지표 정의 수행 - 정량적 성능 지표 분석을 위한 프로그램 작성 완료 (실제 시험 데이터는 추후 적용 예정)
제어시스템 동특성 분석, 향상방안 도출 및 제어정밀도 향상	100%	<ul style="list-style-type: none"> - 설비 운전영역 ($M_n 0.3\sim0.8$, $SL\sim10 \text{ kft}$)에서 작동 가능한 엔진모사장치 개발 - 엔진모사장치를 이용한 시험부 내부의 디퓨징 효과에 의한 영향 및 제어로직과 제어이득(PI gain)의 영향을 분석 - 엔진모사장치를 이용하여 엔진가감속과 같은 천이조건에 대한 설비의 동적응답특성 확인 - 일련의 실험을 통해 제어정밀도 향상 방안 도출 - 설비 동특성 분석을 위하여 주유로 공기유량 측정센서 및 바이패스 밸브 압력/온도 측정센서 장착완료 - 제어정밀도 향상방안 구현을 통해 설비 대표 운전조건 ($M_n: 0.7$, 고도: sea level@standard day)에서 제어 주요인자(시험부 정압)의 정상상태 제어정밀도를 지시오차 $\pm 0.5\%$(목표치: $\pm 0.5\%$)으로 향상 완료 - 시험부 내부 제어정밀도 향상을 위하여 바이패스 라인의 설치를 수행하려고 하였으나, 국외물품에 대한 견적지연 및 납품 일정(약 6개월)으로 수행이 늦어져, 이월 신청 후 3차년도에 완료 - 설계 및 AMESim을 통한 해석 등 관련된 연구 업무는 모두 완료

설비 모델링 및 엔진-설비 통합 모델링 기술개발	100%	<ul style="list-style-type: none"> - 모사된 고공환경 변수(온도, 압력, 비행속도)의 정상상태운전 예측오차를 전년도 10%에서 4%로 감소 - 밸브 제어기의 gain 값 조절을 통해 엔진 가감속 특성을 설비 시험 데이터와 일치하게끔 모사 가능함을 확인 - 엔진모델링 소프트웨어에서 제공하는 simulink s-function 모델링 기능과 설비모델링 소프트웨어가 제공하는 Matlab과의 연동기능을 이용한 통합모델링 기술개발 - 설비 데이터 획득/저장을 위한 데이터 서버(historian server) 확보 완료
----------------------------	------	---

3. 3차년도 연구목표 달성도

목 표	달성도(%)	내 용
엔진 고공시험설비용 표준측정장치 설계기술 개발	100%	<ul style="list-style-type: none"> - 엔진입구덕트용 경계층 레이크 설계 및 개발 완료 및 공기유량 변화(4~10kg)에 따른 엔진입구덕트 내 경계층 압력분포 평가 및 경계층 레이크 유/무에 따른 공기 유량 측정오차 평가 완료 - Mn=0.15에서의 엔진 공급공기 표준측정장치 유량시험 수행을 통해 표준연의 기준유량계와의 유량 특성 평가 완료 - 유량범위 확장(Mn=0.2)을 위한 유량특성시험 장치 (압력조절밸브, 기준유량계, 압력계 등) 개선 완료 - Mn=0.2에서의 엔진 공급공기 표준측정장치 유량특성 시험 수행을 통해 표준연의 기준유량계와의 유량 특성 평가 완료
개선된 측정체계 측정불확도 분석 및 평가	100%	<ul style="list-style-type: none"> - 측추력 : 3축 로드셀을 사용한 측추력 평가 결과 측추력은 미미한 것으로 평가됨. (합성 추력(측추력 반영 = 1.0000044 X 주축 추력(측추력 미반영)))따라서 실 시험 시 합성 추력은 사용하지 않고 주축 추력만 사용하며, 측추력 0.00044%는 불확도로 산입 - 추가 연료 유량계 : 연료 유량계 추가로 인하여 유량 계산은 W_f에서 $(W_{f1} + W_{f2})/2$로 변경. 따라서 유량계의 감도 계수는 $1/\sqrt{2}$의 비율로 감소 - 회복 계수 : 전압력, 전온도 회복 계수를 덕트 Mn의 함수로 정의($r_P = f_1(Ma_D)$, $r_T = f_2(Ma_D)$). 실 측정값으로부터 회복 계수를 고려한 전압력, 전온도 계산식 정립 - Slip joint : slip joint(01 섹션)에서 12개 지점의 압력값

		<p>을 획득하도록 덕트를 수정(기준 4개 지점). 실제 데이터 획득·분석 결과 slip joint에서 큰 압력 불균형 발생. 압력 측정점 증가에 따라 01 섹션의 압력 불균일에 의한 불확도는 1.06%에서 0.49%로 감소</p> <ul style="list-style-type: none"> - 실제 엔진 시험을 지상 고도, 마하 0.5, PLA 6V에서 수행. 데이터 분석 결과 추력 측정의 불확도 0.59%, 비연료 소모율 측정의 불확도 0.68% 달성 (연구목표 : 비연료 소모율 기준 0.8% 이내) - 항우연 제작 전온도 레이크의 회복계수 측정 및 측정 불확도 평가 완료 (비행모사속도: $Mn = 0.2$) - 전온도 레이크 회복계수 측정불확도: 7.4 % (연구목표: 회복계수 측정불확도 $\pm 10\%$ 이내) - 2016년 3월 국제공인시험기관(KOLAS) 인정 유지를 위한 개선평가 및 숙련도 평가의 수행을 완료 - KOLAS 개선평가 시 인정범위 확대를 위하여 기존 규격 외에 시험 가능 규격을 추가
설비 제어시스템 및 엔진 모사시스템 개선 및 평가	100%	<ul style="list-style-type: none"> - 설비 제어시스템의 자체점검 및 사전 제어로직 설정을 위한 엔진모사장치 개발 완료 - 설비 제어시스템의 제어기 PI 이득 설정 기능을 적용한 제어정밀도 향상 기법 확보 완료 - 배기부 제어정밀도 향상을 위한 대구경 배기밸브의 우회 소구경 배기밸브 추가설치 완료 - 배기부 제어정밀도 향상을 위한 대구경과 소구경 밸브의 조합운전 제어 알고리즘 확보 완료 - 오차평가를 위한 실엔진 적용 시험결과 지상에서 지시오차 $\pm 0.1\%$, 고도 조건에서 최대 지시오차 $\pm 0.2\%$ 수준 달성 (목표 : $\pm 0.4\%$ 이내)
설비 모사시스템 개선 및 평가	100%	<ul style="list-style-type: none"> - 실제 운용 중인 유압밸브의 제어모사 방식을 적용하기 위하여 밸브 자연시간 모델링 추가완료 - 설비 내부압력의 정밀 제어를 위해 추가한 바이패스밸브 및 배관을 설비 모사시스템 추가완료 - 정상상태 시험을 기준으로 설비 모사시스템을 활용한 모사결과와 실제 시험결과 비교완료 및 모사시스템 오차 3% 이내 달성 (목표: 4% 이내)

4. 관련분야 기술발전 기여도

항우연에서 운용 중인 AETF를 활용하여 국내개발 항공용 가스터빈 엔진의 고공성능 시험을 수행하였다. 2012년 12월부터 시작되어 2015년 3월에 종료된 UUT D3 엔진의 고공환경 시험평가, 2013년 11월 시작되어 2014년 2월에 종료된 UUT BC 엔진의 고공환경 시험평가 및 2011년 12월 시작되어 2016년 8월에 종료된 UUT BB 엔진의 고공환경 시험평가를 성공

적으로 수행하였다. 이렇게 항우연 AETF에서 시험을 거쳐 개발된 엔진들은 현재 체계에 적용되어 성공을 거두었으며, 후속과제로 2018년도부터 약 40억 원 수준의 후속개발 엔진의 고공시험이 예정되어 있다.

항공용 가스터빈 엔진 외에도 항공용 왕복동 엔진의 고공환경 시험평가를 2014년 12월에 시작하여 현재 계속 진행 중이며, 2017년 2월 종료예정이다. 2017년 2월 종료 후에도 후속 계약에 대한 협의가 현재 진행 중이다. 항공용 왕복동 엔진은 고고도 성능시험, 저온 시동시험 등의 시험과 보조흡입구 성능시험 등을 수행하였다.

현재 개발되고 있는 KFX 사업에도 AETF가 활용 될 예정이다. 2017년 1월부터 시작 예정인 KFX APU 연소기 성능시험에도 AETF를 활용하여 고고도에서의 KFX APU 연소기의 시동성능 및 운용성을 확인할 예정이며, 이후 KFX APU 엔진 자체에 대한 고공환경 시험도 개발 주체인 한화테크원과 협의 중에 있다. 이상의 엔진들은 국내에서 개발되는 엔진들로서 국가기술의 유출이 우려되어 국내시험을 수행하였다.

제 5 장 연구결과의 활용계획

제 1 절 연구결과의 국방기술 및 실용화 등 연계방안

본 연구를 통하여 수행하였던 측정체계 고도화를 통해 현재 개발을 계획 중인 항공용 가스터빈 엔진의 엔진 고공시험평가 결과의 정확성과 신뢰성을 높여 개발 중에 발생하는 문제점 해결을 용이하게 하고, 보다 정확한 엔진의 성능평가가 가능할 것이다. 또한 제어 시스템 개선 및 능동 조율 능력 확보를 통해 초기 개발시험 횟수 감소, 시험시간 단축, 반복시험 횟수 감소 등을 통해 엔진 고공시험 비용을 절감하여 전체 무기체계 개발비용을 절감시킬 수 있을 것이다.

고도화된 측정체계와 제어시스템은 국내 독자엔진이 점점 더 높은 기술을 사용함으로써 요구되는 보다 정확한 성능평가 시험을 수행할 수 있는 능력을 제공하여 독자엔진의 설계, 제작 및 시험평가 수준이 동시에 높아질 수 있도록 지원할 예정이며, 단기적으로 국내에서 계획 중인 새로운 형상의 소형엔진 고공시험에 적용하고, 중기적으로는 최근 구성품 개발을 시작한 무인기용 터보팬엔진과 연계하여 엔진 고공시험을 지원하고자 한다.

국제수준의 시험평가 설비로서 KOLAS 인증을 유지하여 LCH/LAH와 같은 항공기 개조/개발사업 수행 시 국제수준의 군/민수 규격에 따른 엔진 고공시험을 국내에서 수행 가능하며, 아울러 해외 엔진 개발 사업의 엔진 고공시험을 수주할 수 있도록 노력할 것이다.

제 2 절 연구결과 기대성과

1. 기술적 측면

본 연구과제를 통해 국제수준의 엔진 고공시험평가 기술을 확보할 경우, 우리나라는 소형고정익기, 헬기, 유도무기 등 다양한 비행체용 엔진의 자체 개발이 가능한 기술 선도국으로 한 걸음 더 나아가게 될 수 있다. 아울러 무기체계의 개발 시 비행체 추진기관에 대한 시험평가를 국내에서 독자적으로 수행 가능하므로 해외기술 의존도를 낮출 수 있으며, 핵심 기술정보의 해외 유출을 방지할 수 있을 것이다.

2. 경제적 산업적 측면

본 연구과제를 통해 엔진 고공시험평가 기술을 확보할 경우, 국내독자엔진 개발, 해외 도입 엔진 개조 및 개선과 같은 국내 수요를 소화할 수 있게 됨으로써 해외기술 의존도를 낮추고 해외위탁시험 비용을 줄여 막대한 외화 비용을 절감할 수 있을 것이며, 국토교통부에서 추진하고자 하는 항공산업 국가인증체계 구축의 일부분이 되어 국내 항공용 엔진의 고공시험 인증서비스를 제공할 수 있을 것이다. 또한 항공용 엔진뿐만 아니라 다양한 환경조건을 정확히 모사하고 측정할 수 있는 능력을 바탕으로 산업용 장비(밸브 등) 및 발전용 가스터빈엔진의 성능확인 및 향상 시험을 지원할 수 있을 것이다.

제 3 절 타 연구에의 응용

본 연구를 통하여 고도화된 측정체계와 향상된 제어정밀도를 바탕으로 타 사업분야에도 활용할 예정이다. 현재 국내 벨브 개발업체와 국내에서 개발된 대형, 대용량 벨브의 성능시험을 협의 중에 있다. 국내 업체에서 개발하였으나, 대용량의 공기유량을 공급할 수 있는 설비가 없어 성능시험을 하지 못하였던 부분을 해결할 수 있으리라 판단된다. 또한 항우연에서 운용 중인 고도시험설비는 입구온도의 제어도 가능하기 때문에, 기존의 벨브 시험에서 수행하지 못하였던 온도에 따른 벨브 성능에 대한 확인도 가능할 것이다.

이 외에도 국내개발 전압관 벨브 등의 방빙성능 시험도 가능하다. 이러한 시험은 이미 이전에 수행한 경험이 있으며, 본 연구를 통하여 획득한 결과를 활용한다면 보다 정확한 성능시험이 가능하리라 생각된다.

제 6 장 참고문헌

- 2.2.1.1 Arnold Engineering Development Complex Homepage, <http://www.arnold.af.mil>
- 3.1.1.1 Thomas J. D. and Lloyd N. K, "Effect of inlet geometry on flow-angle characteristics of miniature total pressure tubes", NASA TN D-6406, 1971.
- 3.1.1.2 AGARD-AR-245: Recommended Practices for Measurement of Gas Path Pressures and Temperatures for Performance Assessment of Aircraft Turbine Engines and Components, 1990
- 3.1.1.3 Robert J. B., Gregg R. B., Nickolas A. G. and Trevor M. M., "AEDC/UTSI J85 Turbojet Test stands", 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2012-4284, 2012
- 3.1.1.4 J. V. Nicholas, D. R. White, 2001, Traceable Temperatures, 2nd Ed., Wiley, pp. 212-220
- 3.1.1.5 Russo, G. P., 2011, Aerodynamic Measurements, Woodhead Publishing, Cambridge, pp. 156~160
- 3.1.1.6 A. A. Gerner, C. L. Maurer, and R. W. Gallington, "Non-nulling seven-hole probes for high angle flow measurement". Experiments in Fluids 2, pp. 95-103, 1984
- 3.1.1.7 김장권, 오석형, "직선형 5공압력프로브의 새로운 교정 알고리듬 적용", 대한기계학회 논문집B권, 제32권 제11호, pp. 863-869, 2008
- 3.1.2.1 F. P. Incropera, D. P. DeWitt, T. L. Bergman, and A. S. Lavine, "Fundamentals of Heat and Mass Transfer", John Wiley & Sons, 2007
- 3.1.2.2 ISO, "Measurement of fluid flow by means of pressure differential devices inserted in circular cross-section conduits running full - Part 1: General principles and requirements", ISO 5167-1, 2003
- 3.1.2.3 J. P. K Vleghert, "Measurement uncertainty within the uniform engine test programme", AGARD-AG-307
- 3.1.2.4 R. B. Abernethy and J. W. Thompson, Jr. "Handbook of Uncertainty in gas turbine measurements", ADEC-TR-73-5
- 3.1.2.5 Michael W. W., Andrew G. Jackson and Joel C. N., "Modification to AEDC C-1 thrust stand for improved measured thrust uncertainty", 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2009-5371, 2009
- 3.1.2.6 Gonsalez, J. C., Arrington, E. A., 1999, "Five-Hole Flow Angle Probe Calibration for the NASA Glenn Icing Research Tunnel", NASA/CR-1999-202330
- 3.1.2.7 Arrington, E. A., Gonsalez, J. C., 2005, "Improvements to the Total Temperature Calibration of the NASA Glenn Icing Research Tunnel", NASA/CR-2005-213875
- 3.1.3.1 NASA TN D-6406 : Effect of Inlet Geometry on Flow-Angle Characteristics of Miniature Total-Pressure Tubes
- 3.1.3.2 NASA TN D-4816 A small combination sensing probe for measurement of temperature, pressure, and flow direction, G. E. Glawe et al.
- 3.1.3.3 이보화, 이경재, 양수석, "입구덕트 공기유량 및 압력손실 예측방법", 한국추진공학회지, 제14권, 제 1호, pp. 48-55, 2010
- 3.1.3.4 Pope, S. B., 2000, Turbulent flow, Cambridge University Press
- 3.1.3.5 W. Kang, H-M. Choi, Y-M. Choi, S-H. Lee, Y-G. Kim, C-T. Kim, K-J. Lee, Measurement of the Air Flow rate in an Engine Inlet Duct for Altitude Engine Tests, 17th International Flow Measurement Conference(FLOMEKO) 2016

- 3.1.3.6 ISO, "Measurement of gas flow by means of critical flow benturi nozzles", ISO9300, 2005
- 3.1.3.7 Schlichting, H., 1968, Boundary-Layer Theory, 6th Ed., McGraw-Hill, NewYork, pp. 252-266.
- 3.1.3.8 W. Joung, Y. Kim, K. Lee, C. Kim, Measurement of a recovery factor of a total air temperature sensor, Proceedings of TEMPMEKO 2016
- 3.1.3.9 Depart of Defense, "Engines, Aircraft, Turbojet and Turbofan, General Specification for", MIL E-005007E : 1983
- 3.1.3.10 Depart of Defense, "Joint Service Specification Guide Engine, Aircraft, Turbine", JSSG-2007A : 2004
- 3.2.1.1 The American Society of Mechanical Engineers, "Gas TURbine Aircraft Engine, Performance Test Codes", ASME PTC 55-2013
- 3.2.2.1 한국표준협회, "만관 상태의 원형 관로에 삽입된 차압 장치를 사용한 유량측정 - 4부 : 벤투리 튜브", KS B ISO 5167-4, 2004

[부 록] 연구성과 집계(최종보고서 부록)

가. 논문제재 성과

제재 연도	논문명	저자			학술지명	Vol.(No.)	국내외 구분	SCI구분
		주저자	교신저자	공동저자				
2016	다점 피토관을 이용한 기체 유량 측정의 불확도 평가	양인영	양인영	이보화	유체기계 학회지	19(2)	국내	X

나. 특허 성과

출원된 특허의 경우					등록된 특허의 경우				
출원 연도	특허명	출원인	출원국	출원번호	등록 연도	특허명	등록인	등록국	등록번호
2014	항공기용 엔진의 추력 측정 장치 및 이를 이용한 항공기용 엔진의 추력 측정 방법	이경재	대한민국	10-2014-0184272	2016	항공기용 엔진의 추력 측정 장치 및 이를 이용한 항공기용 엔진의 추력 측정 방법	이경재	대한민국	10-1617388
2015	전온도 센서 교정장치 및 이를 이용한 전온도 센서 교정 방법	정옥철	대한민국	10-2015-0015340	2016	전온도 센서 교정장치 및 이를 이용한 전온도 센서 교정 방법	정옥철	대한민국	10-1676002
2015	고속유동의 정압력 측정장치	이경재	대한민국	10-2015-0135989					
2015	엔진시험용 연료 공급장치	이경재	대한민국	10-2015-0154420	2016	엔진시험용 연료 공급장치	이경재	대한민국	10-1601612

다. 기술료 징수 현황 : 해당사항 없음.

라. 사업화 현황 : 해당사항 없음.

마. 인력활용/양성 성과 : 해당사항 없음.

바. 국제화/협력 성과 : 해당사항 없음.

사. 경제사회 파급효과

산업지원 성과 (단위 : 5건)				고용창출 성과 (단위 : 명)		
기술지도	기술이전	기술평가	합계	창업	사업체 확장	합계
5	-	-	5			

6. 정책적 활용실적 및 성과 : 해당사항 없음

7. 구매금액이 3천만원 이상인 기자재 구매현황(NTIS 등록 사항)

기자재명	구매금액 (원)	구매일자	기자재 활용용도	보관장소
AMESim Ver. 13	65,010,000	14.8.11	시험설비 모사시스템 구축	한국항공우주연구원

주 의

1. 이 보고서는 국가과학기술연구회에서 시행한 민군 융합기술 연구사업의 연구보고서입니다.
2. 이 보고서 내용을 발표하는 때에는 반드시 국가과학기술연구회에서 시행한 민군 융합기술 연구사업의 연구결과임을 밝혀야 합니다.
3. 국가과학기술 기밀유지에 필요한 내용은 대외적으로 발표 또는 공개 하여서는 아니됩니다.