

가스터빈엔진을 모의하기 위한 시뮬레이션덕트 설계 연구

임주현^{a,*} · 김선제^a · 김명호^a · 김유일^a · 김용련^a

Design Study of a Simulation Duct for Gas Turbine Engine Operations

Ju Hyun Im^{a,*} · Sun Je Kim^a · Myung Ho Kim^a · You Il Kim^a · Yeong Ryeon Kim^a^aThe 4th R&D Institute - 5th Directorate, Agency for Defense Development, Korea^{*}Corresponding author. E-mail: juhyunim@add.ac.kr

ABSTRACT

A design study of gas turbine engine simulation duct was conducted to investigate the operating characteristics and control gain tuning of the Altitude Engine Test Facility(AETF). The simulation duct design involved testing variable spike nozzle and ISO standard choking nozzle to verify the measurements such as mass flow rate and thrust. The simulation duct air flow area was designed to satisfy Ma 0.4 at the aerodynamic interface plane(AIP) at engine design condition. The test conditions for verifying the AETF controls and measurement devices were deduced from 1D analysis and CFD calculation results. The spike-cone driving part was designed to withstand the applied aero-load, and satisfy the axial traversing speed of 10 mm/s at whole operation envelops.

초 록

가스터빈엔진 고도시험설비 운용특성탐색 및 설비튜닝 연구와 유량/추력 측정방안 검증을 위한 엔진 시뮬레이션덕트 설계 연구를 수행하였다. 설비 운용특성 검증은 배압/추력 제어가 필요하므로 Spikecone type의 가변노즐을 적용하였으며, 유량검증용 ISO 초킹노즐의 추가장착이 가능토록 설계하였다. 시뮬레이션덕트 주유로 면적은 1D Sizing으로 결정하고, 노즐면적변화에 따른 시뮬레이션덕트 내부 유동특성은 1D/CFD 해석으로 조사하였으며, 해석결과로부터 설비운용특성 탐색 및 유량/추력 검증시험을 위한 공기공급부 시험조건을 도출하였다. Spike 노즐 구동부는 시험 전운용 구간에서 공력하중조건을 견디도록 모터, 리니어 볼스크류 등의 부품모델을 선정하였으며, 시험 시 10 mm/s의 이송속도가 가능하도록 설계하였다.

Key Words: Simulation Duct(시뮬레이션덕트), Engine Performance Test(엔진성능시험), 1D Sizing (1차원 사이징), Spike Variable Nozzle(스파이크형 가변노즐), Slip Seal(슬립셀)

Received 26 June 2018 / Revised 29 November 2018 / Accepted 3 December 2018

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2018년도 춘계학술대회(2018. 5. 30-6. 1, 라마다프라자 제주호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

Nomenclature

A	: Area
A_{nzt_tjh}	: Nozzle Throat Area
A_{spk_exit}	: Spikecone Area at nozzle exit
A_{spk_max}	: Maximum Spikecone Area
$F_{loadcell}$: Force measured by Loadcell
F_{spk}	: Aero Force applied to Spikecone Driving Parts
P	: Static Pressure
P_t	: Total Pressure
P_{amb}	: Ambient pressure
P_{spk_exit}	: Pressure at nozzle exit
P_{spk_inner}	: Pressure inside Spikecone
$P_{testcell}$: Pressure inside Test Cell
T_t	: Total Temperature
V_{90}	: Flow Velocity at Nozzle Exit
x_spk	: Spike Nozzle Stroke
\dot{m}	: Mass Flow Rate
\dot{m}_{90}	: Mass flow rate at Nozzle Exit
β	: Nozzle Diameter Ratio

1. 서 론

가스터빈엔진 고도성능시험에서 신뢰성 있는 성능평가 및 데이터확보를 위해서는 시험설비 제어특성 조정과 및 시험측정에 대한 방안에 검증이 필요하다.

따라서 가스터빈엔진 운용조건에서의 고도시험설비 제어특성 최적화와 입구유량 및 추력 측정 정밀도에 대한 검증을 엔진적용 성능시험에 앞서 확인해야한다. 엔진 고도시험설비 제어특성 조사 및 조정은 시험엔진 혹은 엔진운용조건 모사를 위한 시뮬레이션 덕트형태의 더미엔진 장착상태에서 가능하다. 유량(Flow rate) 수준이 커서 유량계로 직접 측정이 어려운 엔진입구유량을 레이크프로브(Rake Probe)를 이용하여 압력을 측정하고, 측정값으로부터 유동마하수 및 유량을 계산하는 방법[1-5]과 다양한 방법의 가스터빈엔진 추력 측정기법[6-8]은 기존의 연구문헌에서 보고된 바가 있다. 그러나 연구문헌에서 제시한 유량측정방법은 단일 벨로우즈나 벤튜리

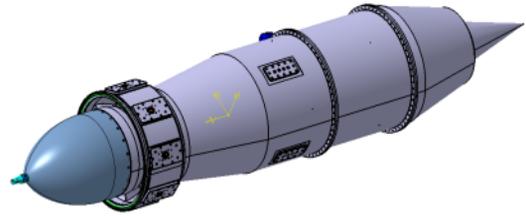


Fig. 1 Modeling of Simulation Duct.

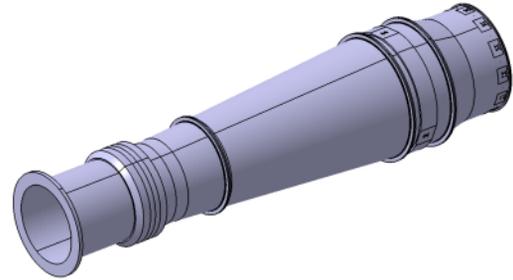


Fig. 2 Inlet Duct.

유량계를 사용하는 것으로 넓은 유량범위에 대해서 측정정밀도를 확보하기에 어려움을 갖고 있다. 엔진추력측정을 위해서는 입구덕트와 벨로우즈 덕트 분리부(유동공급시험설비와 시험엔진간)에서의 압력항력을 평가하기 위한 압력 측정이 필요하나, 대부분의 연구문헌은 일정수준의 누설이 불가피한 레비린스셀 방식이 적용되어 측정된 압력값이 압력항력의 대표성을 갖는지에 대한 불확실성을 갖고 있는 것으로 평가되고 있다. 따라서, 레비린스셀 방식의 입구덕트 분리부 형상은 추력 측정의 불확도(Uncertainty) 요소로 작용하게 된다.

본 연구는 가스터빈엔진 고도시험설비의 제어특성 최적화와 엔진 성능측정 정밀도를 검증하기 위한 엔진 시뮬레이션 덕트(Fig. 1)의 설계에 대한 것이다. 시뮬레이션 덕트는 흡입구 덕트(Fig. 2)의 출구와 연결하며, 유량측정용 압력/온도 레이크와 엔진추력측정을 위한 슬립셀 구조부는 흡입구덕트에 적용한다. 압력/온도 레이크 측정위치와 입구덕트의 Contour 형상은 AIP(Aero-dynamic Interface Plane)에서 정확한 측정이 가능하도록 설계하였다[9]. 시뮬레이션 덕

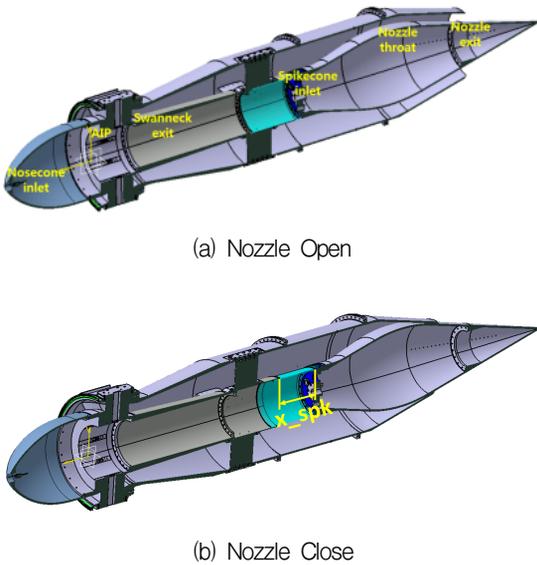


Fig. 3 Simulation Duct Cutting View with Nozzle AreaChange.

트는 엔진 고도시험설비 운용, 제어특성탐색 및 설비튜닝 연구가 가능하도록 구동형 가변노즐을 적용하였다. 가변노즐 스트로크(x_{spk})는 최대 200 mm까지 구동 가능하도록 하였다(Fig. 3). 가변노즐은 내부의 Spike-cone이 축방향 구동을 통해 노즐 목면적(Throat Area)을 변화시키는 방식으로 구성하였다. 레이크유량 측정기법의 정밀도 검증을 위하여 ISO규격 ISA 1932 초킹노즐[10]을 시뮬레이션 덕트에 장착 가능하도록 설계하였다.

2. 시뮬레이션덕트 주유로 1D Sizing 및 CFD해석

2.1 시뮬레이션덕트 주유로 1D Sizing 및 해석

시뮬레이션 덕트 주유로는 3 bar, 411 K 유동 조건 및 설계유량에서 AIP 유동마하수 0.4를 만족하도록 유동단면적을 결정하였다. 시뮬레이션 덕트 1D 설계결과 및 노즐면적변화에 따른 시뮬레이션덕트 주유로 마하수분포는 Fig. 4에 나타내었다.

Spike-cone의 축방향 구동범위는 0 mm (Fully open) ~ 200 mm (Close)이며, Fig. 4의 해석조건

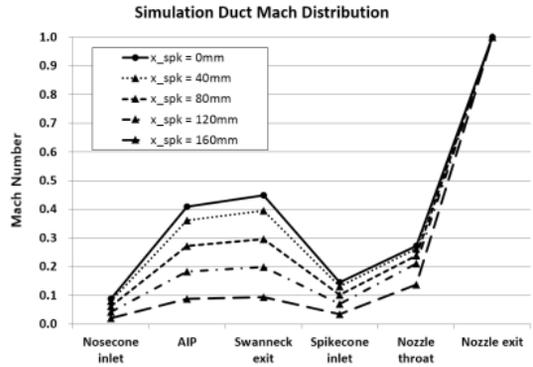


Fig. 4 Mach Number Distribution inside Simulation Duct.

Table 1. Simulation duct 1D design results : mass flow rate and nozzle area.

Spikecone Stroke	$\dot{m}/\dot{m}_{design}^*$	$A_{nzl_th}/A_{nzl_th,design}$
0 mm	1.00	1.00
40 mm	0.91	0.83
80 mm	0.70	0.65
120 mm	0.49	0.45
160 mm	0.24	0.22

* Mass flow rate(\dot{m}) values in Table 1 are the results of Simulation Duct CFD Calculation.

은 Stroke(x_{spk}) 0, 40, 80, 120, 160 mm 이다. Stroke 에 따른 유량 및 노즐목 면적은 Table.1 과 같다. 시뮬레이션 덕트는 운용범위에서 항상 노즐에서 초킹되도록 하였으나, 노즐목 면적에 대한 초킹유량은 유량함수 ($\dot{m} \sqrt{T_t} / P_t A$)의 Analytical한 결과와 다르게 해석되었다. 이는 노즐의 유효(Effective) 목면적이 기하학적 목면적과 다르고, 노즐면적이 임계값 이상에서는 유효 노즐 목이 스완넥(Swanneck)에서 결정되기 때문인 것으로 분석되었다. 시뮬레이션 덕트 내부 유동마하수가 감소함에 따라 노즐 목면적과 해석 (Analytical) 유량이 유사해지는 경향을 보였다.

2.2 시뮬레이션덕트 주유로 CFD해석

시뮬레이션덕트 주유로 CFD해석은 엔진입구 덕트 전체(정체실(Settling Chamber) + 벨마우스 + 슬립셀덕트 + 입구덕트)[9]와 시뮬레이션 덕트 전체에 대해 수행하였다(Fig. 5). 상류유동 경계

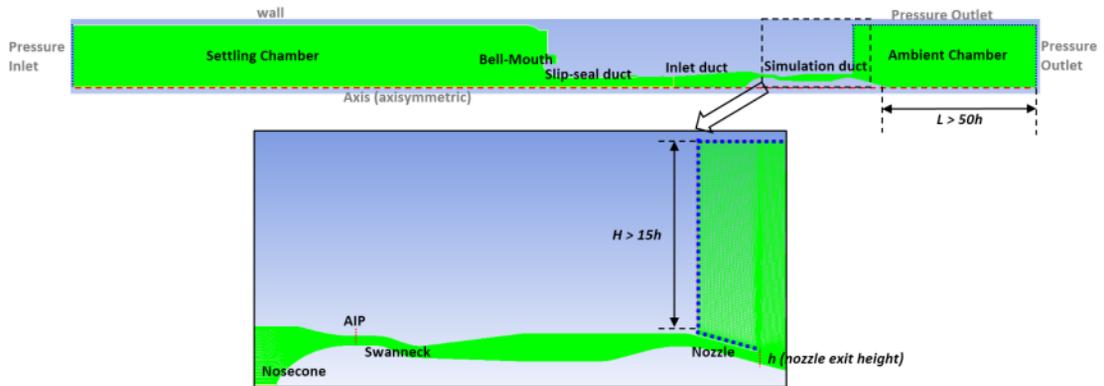
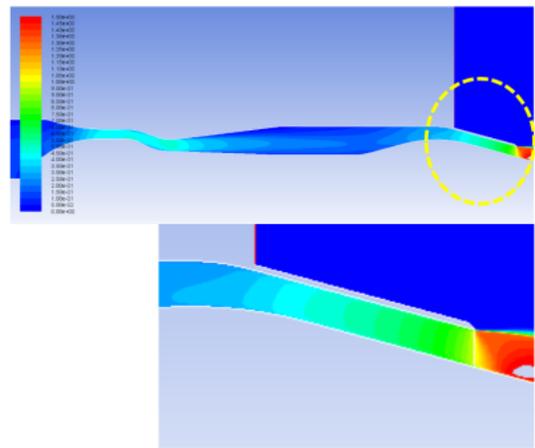


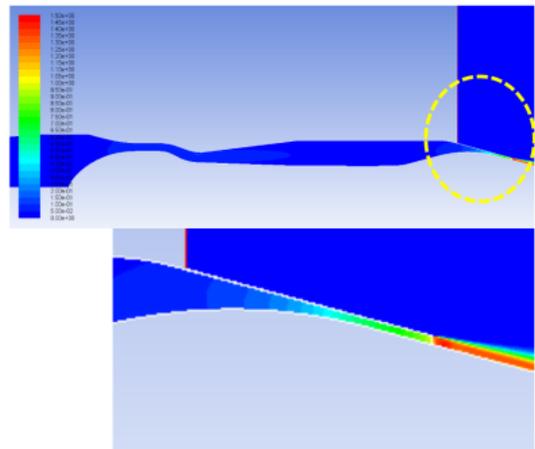
Fig. 5 Simulation Duct CFD Calculation Region and Grid.

조건은 3 bar, 411 K (Pressure Inlet)이며, 시뮬레이션 덕트 출구경계조건을 대기조건(Pressure Outlet)으로 설정할 수 있도록 노즐출구높이(h) 대비 높이방향으로는 15배, 길이방향으로는 50배 이상이 되도록 격자를 생성하였다. 전산해석은 Fluent V16을 이용하였으며, 2차원 축대칭 조건 (2D Axisymmetric)으로 계산하였다. 해석유체는 Air(Ideal Gas)로 선정하였고, 압축성효과를 고려하도록 density-based solver를 선정하였다. 난류 모델은 $k-\epsilon$ Realizable 모델을 이용하였다. 해석 격자는 정렬격자로 총 격자수는 182,000이었다. 벽근처 격자크기는 $100 \mu\text{m}$ 이었으며, $y^+ = 18$ 수준이었다.

Fig. 6은 Spikecone Stroke (x_{spk}) 0 mm, 160 mm 조건에서 시뮬레이션 덕트 주유로유동 CFD 해석결과를 보여준다. $x_{spk} = 0$ mm, 160 mm 조건에서 노즐목 하류에서부터의 초음속팽창과 노즐출구 유동마하수가 $Ma > 1$ 임을 확인하였다. 그러나 $x_{spk} = 160$ mm 에서는 주유로 유동속이 노즐에서만 발생하여 초킹유량이 기하학적 노즐 목면적에 의해 결정된 반면, $x_{spk} = 0$ mm 에서는 스완넥(Swanneck) 부분에서의 유효 목면적을 형성하여 초킹유량이 결정됨을 알 수 있다. 이러한 해석결과는 2.1절에서 제시한 노즐 목면적과 초킹유량 관계(Table 1)의 원인을 설명해준다. 이상의 1D/CFD 해석 결과로부터 엔진시험 설비 운용특성탐색 및 제어게인튜닝 시험을 위한 고도시험설비의 시험부의 유량/압력/마하수



(a) $x_{spk} = 0\text{mm}$



(b) $x_{spk} = 160\text{mm}$

Fig. 6 CFD Results of Simulation Duct Flow.

조건을 도출하였다.

3. Spike 노즐 구동부 설계

3.1 시뮬레이션덕트 구동부 공력하중 계산

Spike-cone 구동부 부품 선정을 위해서는 구동부에 인가되는 공력하중을 고려해야 한다. Fig. 7은 시뮬레이션 덕트의 노즐구동부 모델링이다. 모터, 리니어가이드 등의 부품은 시뮬레이션 덕트 안쪽케이스(Inner Case) 내부에 장착된다. 구동부에 인가되는 공력하중은 Spike-cone 내/외부 압력차에 기인하며, 아래의 식과 같이 계산하였다(Fig. 8).

$$F_{spk} = (A_{spk,max} - A_{spk,exit}) \times (P_{spk,\infty r} - P_{spk,exit}) \quad (1)$$

$$+ A_{spk,exit} (P_{spk,\infty r} - P_{amb})$$

하중계산 시 $P_{spk,exit}$ 은 CFD결과를 이용하였으며, $P_{spk,inner}$ 는 구동부 부품 부하능력(Load Capacity)의 마진을 고려하여 하중을 보수적으로 계산되도록 주유로 유동전압력과 동일하다고 가정하였다.

구동부 공력하중은 노즐이 완전 닫힌 상태($x_{spk} = 200 \text{ mm}$)에서 최대이며, 노즐면적변화에 따른 공력하중은 Table 2에 무차원화하여 제시하였다.

3.2 노즐 구동부품 선정 및 구동부 설계개념

노즐구동부는 구동모터, 리니어 볼스크류, 리니어가이드, 베어링, 리니어부싱, 모터커플링으로 구성한다(Fig. 9). 시뮬레이션 덕트 구동부의 모터 및 모터지지구조는 상류구조체에 정지상태(Stationary Parts)로 조립되며, 모터의 회전운동을 리니어볼스크류(Linear ball-screw)로 직선 운동으로 변환하여, Spike-cone 구동부(Driving Parts)의 축방향이송이 가능하도록 설계하였다. 구동부의 위치측정을 위한 추가적인 센서없이 정밀한 축방향 위치제어가 가능하도록 본 연구에서는 스텝모터(Stepper Motor)를 활용하였다.

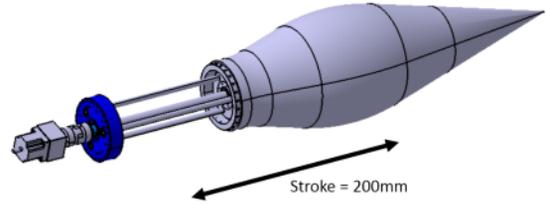


Fig. 7 Spikecone Driving Part.

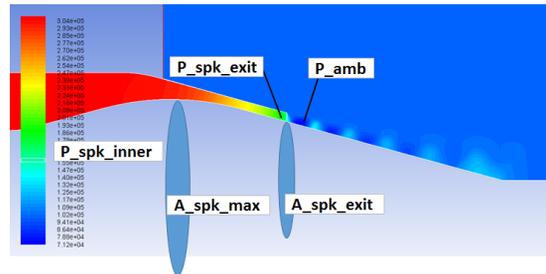


Fig. 8 Pressure Contour at Simulation Duct Nozzle Exit.

Table 2. Spikecone aerodynamic load with nozzle area variation.

Spikecone Stroke	$\frac{A_{nzt,th}}{A_{nzt,th,des}}$	$\frac{F_{spk,aero}}{F_{spk,aero,max}}$
0 mm	1.00	0.54
40 mm	0.83	0.58
80 mm	0.65	0.64
120 mm	0.45	0.71
160 mm	0.22	0.77
200 mm	0	1.00

또한 자중에 의한 리니어 볼스크류 축의 처짐과 구동부이송경로 정렬불량(Misalignment)을 최소화하기 위하여 3개의 리니어가이드를 지지구조를 적용하였다.

축방향 슬라이딩부에 부싱을 적용하고, 리니어 볼스크류 끝단에서 베어링을 이용하여 지지구조와 조립하였다. 모터는 구동부에 인가되는 최대 공력하중의 1.2배 수준의 구동력마진을 확보할 수 있는 모델을 선정하였으며, 구동모터의 토크 특성을 고려하였을 때 축방향 이송속도는 10 mm/s 까지 가능할 것으로 판단된다.

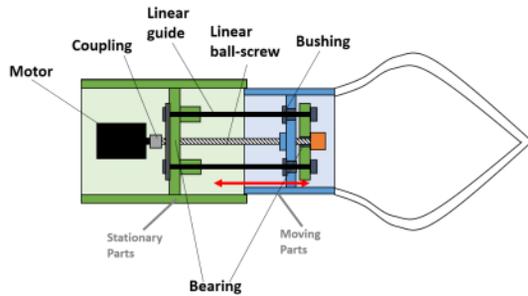


Fig. 9 Schematic of Spikecone Driving Part.

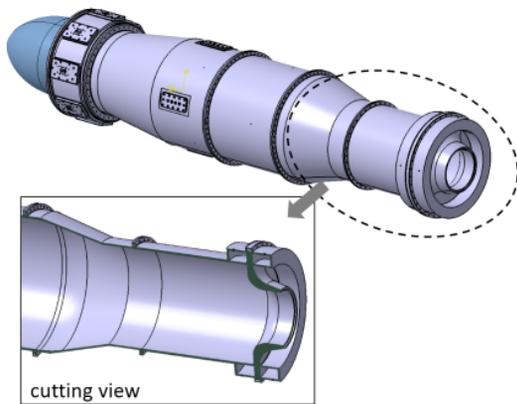


Fig. 10 ISO Standard Nozzle Attached to Simulation Duct.

4. 유량측정 검증용 노즐 설계

엔진성능시험에서 입구유량은 압력과 온도 레이크(Rake) 측정값을 기준으로 계산하며, 이러한 입구유량 측정방식 검증을 위해 표준노즐을 적용한 측정정밀도 비교평가를 수행하도록 하였다. 노즐은 시뮬레이션 덕트 후방에 장착 가능하도록 하였다(Fig. 10)

유량검증노즐은 ISO규격의 ISA 1932 노즐 설계기준을 준용하였으며, 노즐 $\beta(=D_{nzi,th}/D_{duct})$ 는 0.53으로 선정하였다. 유량측정을 위한 정압력공(Pressure Tap)은 노즐 상류/하류에서 원주방향으로 네 군데($0^\circ, 90^\circ, 180^\circ, 270^\circ$) 반영하였으며, 정압력공의 크기는 설계규격을 준용하였다. ISA1932 노즐의 유량 측정 불확도(Uncertainty)는 $0.8\%(\beta \leq 0.60$ 조건에서) 이하 수준이다[10].

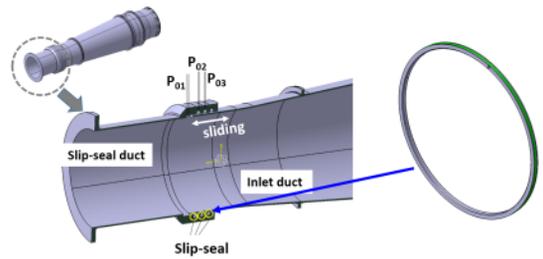


Fig. 11 Slip-seal Duct Concept.

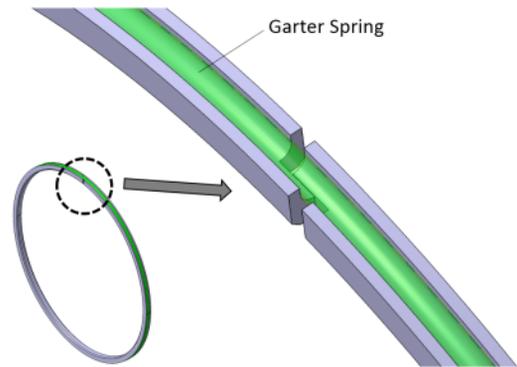


Fig. 12 Slip-seal Modeling.

5. 슬립씰 설계 개념 및 Loadcell 측정방안 검증

5.1 슬립씰 설계 개념

엔진성능시험에서 추력(Thrust)은 입구덕트의 공력하중인 압력항력, 램항력과 엔진어댑터와 연결된 추력측정시스템의 로드셀(Loadcell)을 이용하여 측정한다. 정확한 엔진추력 측정을 위해서는 유동공급시스템 구조부(벨마우스+슬립씰덕트)와 입구덕트의 연결부가 구속이 없는 슬라이딩 구조가 되어야 하며, 이 부분에 유동누설을 최소화하기 위하여 3중의 슬립씰을 적용하였다(Fig. 11). 슬립씰 재질은 입구유동 온도조건인 411 K에서 사용가능하며, 표면마찰계수가 작은 PTFE Teflon으로 선정하였다. 슬립씰의 형상은 Fig. 12와 같이 설계하여 씰측면, 슬라이딩면과 절단면에서 유동누설을 최소화할 수 있도록 하였다.

5.2 슬립씰덕트 압력측정을 통한 로드셀 검증

시뮬레이션 덕트 시험에서 Spike-cone을 이동

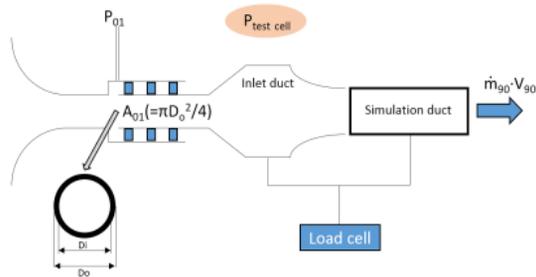


Fig. 13 Schematic of Thrust Measurement using Loadcell.

하여 노즐을 완전히 닫으면($x_{spk} = 200$ mm), 슬립셀 덕트부의 P_{01} 값 측정을 통해 흡입구덕트와 시뮬레이션 덕트로 구성되는 폐구조에 인가되는 압력하중을 평가할 수 있다. 이러한 압력하중과 추력측정시스템 로드셀(Loadcell) 측정값의 비교를 통하여 추력스탠드(Thrust Stand) 추력측정계통의 정밀도를 평가할 수 있도록 하였다. (Fig. 13, Eq. 2의 $V_{90} = 0$)

$$F_{loadcell} = (P_{01} - P_{test\ cell})A_{01} - \dot{m}_{90} V_{90} \quad (2)$$

6. 결 론

가스터빈엔진 성능시험 준비과정에서 고도 시험설비의 제어계인 튜닝과 측정기법의 적절성을 시험적 방법으로 검증하기 위한 더미엔진개념의 시뮬레이션덕트 설계연구를 수행하였다. 고도시험설비 운용특성 및 로드셀 추력측정을 검증하기 위해서는 시험물의 배압/추력 변화가 필요하므로, 시뮬레이션 덕트는 가변배기노즐을 적용하였으며, Spike-cone 축방향 이동에 따라 노즐면적이 가변되는 Spike 노즐을 설계하였다.

시뮬레이션 덕트는 Rake를 이용한 대용량 유량 측정 및 추력 로드셀 측정계통의 측정정밀도 평가를 위해 표준노즐의 추가장착(Add-on)이 가능하도록 설계하고, 입구덕트에 슬라이딩 가능하도록 슬립셀을 적용하였다. 유량검증용 표준노즐은 ISO규격 ISA1932 Nozzle 설계기준을 준용하였으며, 슬립셀구조부는 로드셀검증을 위한 공력하중 측정을 위한 정압력 측정부를 반영하였다.

시뮬레이션 덕트를 활용한 엔진 성능측정 주요 변수에 대한 검증시험으로 유량과 추력의 측정 정확도(Measurement accuracy)를 확인할 수 있었다. 또한, 측정 변수별 보정계수들을 도출할 수 있었다

후 기

본 연구는 방위사업청의 선도형 핵심기술개발 과제 중 “무인항공기용 터보팬 코어엔진 시제개발 및 성능평가”과제의 지원에 의해 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

References

1. Jackson, A., Laskaridis, P. and Pilidis, P., “A TEST BED FOR SMALL AERO GAS TURBINES FOR EDUCATION AND FOR UNIVERSITY - INDUSTRY COLLABORATION,” *GT 2004-54334*, 2004.
2. Williams, J.G., Steenken, W.G. and Yuhas, A.J., “Estimating Engine Airflow in Gas-Turbine Powered Aircraft with Clean and Distorted Inlet Flows,” *NASA Contractor Report 198052*, 1996.
3. Kim, J.W., “Large Scale Mass Flow Measurement Using Bellmouth and Rake,” *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 16, No. 4, pp. 70-79, 2012.
4. Lee, K.J., Lee, B.H., Kang, S.H., Yang, S.S., and Lee, D.S., “Inlet Distortion Test with Gas Turbine Engine in the Altitude Engine Test Facility,” *27th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference*, Chigaco, I.L., U.S.A, AIAA 2010-4337, Jun. 2010.
5. Lee, B.H., Lee, K.J. and Yang, S.S., “The Prediction of Air Flow and Pressure Loss at Inlet Duct,” *Journal of the Korean Society*

- of Propulsion Engineers*, Vol. 14, No. 1, pp. 48-55, 2010.
6. Runyan, R.B., "AXIAL THRUST MEASUREMENT SYSTEM CERTIFICATION FOR PROPULSION DEVELOPMENT TEST CELL J-2," AEDC-TML-79-E61, 1979.
 7. Kim, J.W., Jin, S.W. and Lee, K.J., "Gross Thrust Calculation in an Air Intake Duct Containing a Labyrinth Seal," *Proceedings of the 2013 KSPE Fall Conference*, Gyeongju, Korea, pp. 113-118, Dec. 2013.
 8. Kim, J.W., Jung, C.H., Ahn, D.C. and Lee, K.J., "Analysis of Gross Thrust and Side Thrust of Air-Breathing Engine," *Proceedings of the 2017 KSPE Spring Conference*, Jeju, Korea, pp. 572-582, May. 2017.
 9. Im, J.H., Kim, S.D. and Kim, Y.R., "Design Study of Engine Inlet Duct for Measurement Improvement of the Flow Properties on AIP," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 21, No. 3, pp. 49-55, 2017.
 10. "Measurement of Fluid Flow in Pipes Using Orifice, Nozzle, and Venturi," ASME MFC-3M-2001.