

1000마력급 터보샤프트엔진용 1단 원심압축기의 공력 성능 및 케이싱 트리트먼트 시험 연구

박태춘*† · 박상훈** · 임병준* · 차봉준* · 강영석* · 이동호* · 이진수*** · 안철주***

Experimental Study on Aerodynamic Performance and Casing Treatment of First Stage Centrifugal Compressor for 1000shp-class Turboshaft Engine

Tae Choon Park*†, Sang Hoon Park**, Byeung Jun Lim*, Bongjun Cha*,
Young-Seok Kang*, Dong-Ho Rhee*, Jin Soo Lee***, Chulju Ahn***

Key Words : Centrifugal compressor(원심압축기), Performance test(성능시험), Casing treatment(케이싱 트리트먼트), Bleed(블리드), Surge margin(서지 마진)

ABSTRACT

Korea Aerospace Research Institute (KARI), in cooperation with Hanwha Aerospace (HAS), has developed a two-stage centrifugal compressor in a gas generator for a 1,000-shp turboshaft engine. A bleed-type casing treatment was applied to the shroud casing of the first-stage impeller in order to improve the surge margin in the low-speed range of the compressor. In this study, before carrying out the evaluation of the aerodynamic performance of the overall 2-stage compressor, a performance test was conducted on the upstream 1-stage compressor to investigate the effect of bleeding. A bleed slot with a width of 2 mm was applied around the leading edge tip of the splitter blade of the impeller for casing treatment, and the change in aerodynamic performance and surge margin was examined with respect to the position of the bleed slot compared to the reference model.

1. 서 론

한국항공우주연구원(KARI)은 한화에어로스페이스(HAS)와 함께 1,000 마력급 터보샤프트엔진용 가스발생기의 2단 원심압축기를 개발하였으며⁽¹⁾, HAS에서 설계 해석한 원심압축기⁽²⁾의 공력 성능을 평가하기 위해 성능시험 연구를 수행하였다^(3,4). 개발 대상 압축기의 제1단 임펠러의 슈라우드 케이싱에는 저속 영역에서의 서지 마진 확보를 위해 블리드(bleed) 방식의 케이싱 트리트먼트(casing treatment)를 적용하였는데, 본 연구에서는 통합단 압축기의 공력 성능을 시험 평가하기 전에 1단 압축기의 케이싱 트리트먼트 효과를 고찰하고자 상류 1단 압축기에 대한 성능시험을 수행하였다. 케이싱 트리트먼트는 임펠러의 스플리터 전연 팁 주변에 블리드 슬롯을 적용하였고, 기준 모델 대비 블리드 슬롯의 위

치를 변화시키면서 블리드 슬롯 위치에 따른 공력 성능 및 서지 마진의 변화를 고찰하여 그 결과를 소개하고자 한다.

2. 압축기 시험대상 및 시험리그

2.1 시험대상

Fig. 1은 개발 대상 1,000마력급 터보샤프트엔진⁽¹⁾의 개념도로서, 압축기 파트는 그림에서 짙게 칠한 부분에 해당하며 2단의 원심압축기로 설계되었다. 본 연구의 시험대상인 상류 1단은 Fig. 2와 같이 각 14개의 주날개(main blade)와 스플리터 날개(splitter blade)로 이루어진 임펠러(impeller), 21개 유로로 구분된 웨지(wedge) 타입 디퓨저(diffuser)로 구성되어 있다.

* 한국항공우주연구원 첨단항공엔진팀(Advanced Aeroengine Research Team, Korea Aerospace Research Institute)

** 한서대학교 항공기계공학과(Department of Aeronautical-Mechanical Engineering, Hanseo University)

*** 한화에어로스페이스(Hanwha Aerospace)

† 교신저자, E-mail : origel@kari.re.kr

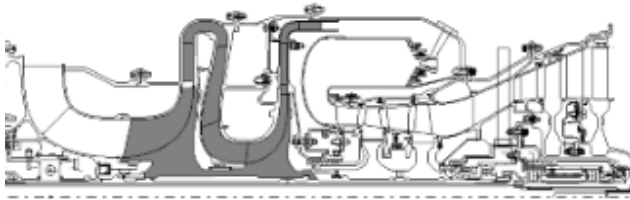


Fig. 1 Schematic of turboshaft engine and core components

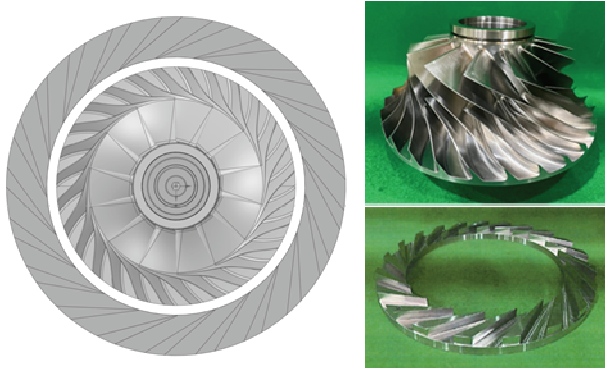


Fig. 2 Test article of the 1-stage centrifugal compressor

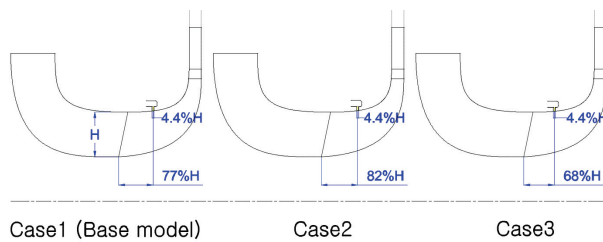


Fig. 3 Bleed slot position of bleed casing treatment

Table 1 Variation of bleed slot position

Bleed slot	Case1	Case2	Case3
Width(%H*)	4.4	4.4	4.4
Position**(%H)	77.3	81.7	68.4
Relative distance	-	+4.4%H	-8.8%H

* H is the blade height of impeller at inlet

** position from impeller leading edge at hub

한편 압축기의 작동 영역(operating range)을 향상시키기 위해 임펠러 인듀서(inducer) 영역의 슈라우드(shroud) 케이싱에는 케이싱 트리트먼트를 위한 폭 4.4%H의 블리드 슬롯이 Fig. 3과 같이 존재한다. 여기서 블리드 슬롯의 위치에 따른 공력 성능 및 서지 마진의 변화를 조사하기 위해 Case1의 블리드 슬롯 위치를 기준으로, 슬롯을 하류 방향으로 4.4%H(Case2), 상류 방향으로 8.8%H(Case3) 이동했을 때의 압축기 성능을 서로 비교하여 그 결과로부터 블리드 슬롯의 최종 위치를 선정하였다. 각 경우에 대한 블리드 슬롯의 형상 차이를 Table 1에 나타내었다.

2.2 시험설비 및 리그

압축기 성능시험을 수행하기 위한 시험설비를 Fig. 4에 나타내었는데, 상류 벤츄리(Venturi) 유량계에서 유량을 측정하고 시험리그 후단의 컨트롤 밸브를 이용하여 유량 및 출구 압력을 제어한다. 압축기는 3,600 rpm까지 회전하는 3,000 마력 전동모터를 인버터로 구동하며, 기어비 14.6의 증속 기어박스를 통해 압축기의 시험회전수를 확보하였다.

Fig. 5는 1단 원심압축기 시험리그의 단면을 개략적으로 나타낸 그림이다. 반경형 흡입구를 통해 공기가 유입된 후 임펠러 상류에 설치된 레이크(rake)에서 전압력(p_{01}), 전온도(T_{01})를 측정하고, 공간이 협소한 디퓨저 후단에는 Kiel 프로브를 통해 출구 전압력(p_{02}), 전온도(T_{02})를 측정하였다. 슈라우드 면에는 정압홀을 배치하여 자오선을 따라 정압 분포를 측정할 수 있도록 하였다.

케이싱 트리트먼트를 위한 슈라우드 케이싱의 블리드 유동은 압축기 운용 상황에 따라 그 패턴이 변화하는데⁽⁵⁾, 동일 속도에서 고유량 영역에서는 블리드 유입(bleed in), 저유량에서는 블리드 유출(bleed out)이 발생하여 서지 마진을 추가 확보할 수 있도록 하였다.

한편 압축기 축계는 동특성 해석(rotordynamics)을 통해

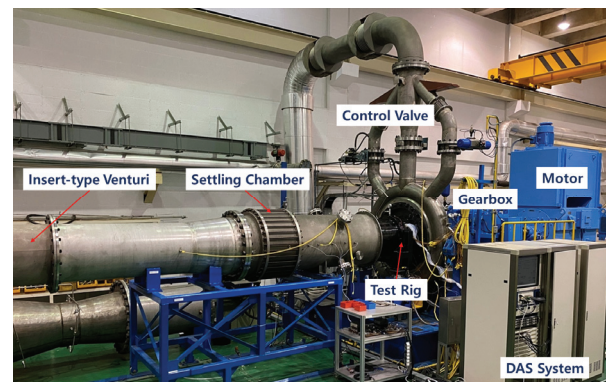


Fig. 4 Compressor test facility of KARI

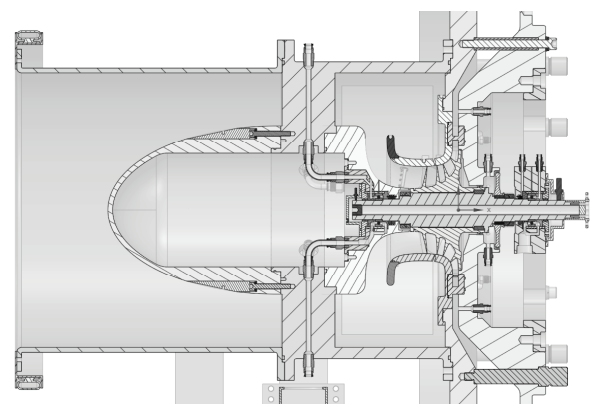


Fig. 5 Cross-sectional view of the 1-stage compressor performance test rig

Table 2 Test conditions of the 1-stage centrifugal compressor

Parameter	Notation	Unit	Value
Inlet pressure	p_{ref}	kPa	101.3
Inlet temperature	T_{ref}	K	288.15
Mass flow rate	$\dot{m}$	kg/s	3.3
Pressure ratio	PR	-	14 ^{***}

*** total-to-total pressure ratio of overall 2-stage compressor

시험회전수 범위 내 위험 속도(critical speed)가 존재하지 않도록 설계하였고, 저속에서의 위험 속도는 베어링 댐퍼(damper)를 추가하여 진동 진폭을 감소시켜 안전성을 확보하였다. 압축기의 전방 방향으로 발생하는 축 하중은 밸런스 디스크(balance disk)를 설치하고 디스크 챔버에 압축기 출구의 고압 토출 공기를 인가하여 상쇄되도록 설계하였고, 디스크 챔버 압력 및 축방향 갭센서의 거동을 실시간으로 모니터링함으로써 축하중에 따른 위험성을 사전에 체크할 수 있도록 하였다.

3. 압축기 성능시험

3.1 성능시험 조건

개발 대상 압축기는 2단으로 구성되며, 설계회전수에서 유량 3.3 kg/s에서 압력비 14를 목표로 개발되었으며⁽¹⁾, 여기서 상류 1단은 설계회전수(N_D) 대비 103.5% 회전수에서 압력비 5.3 이상을 확보할 수 있도록 설계되었다. 이에 따른 압축기 성능시험 조건을 Table 2에 나타내었다.

3.2 성능시험 방법

압축기 성능은 보정 유량($\dot{m}_{cor}$)에 대한 전압(total-to-total) 압력비(PR) 및 등엔트로피 효율(η_{is}), 서지 마진(SM) 분포를 기준으로 분석하였고, 아래 식 (1~4)를 사용하였다.

$$\dot{m}_{cor} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_{01}/T_{ref}}}{p_{01}/p_{ref}} \quad (1)$$

$$PR = \frac{p_{02}}{p_{01}}, \quad TR = \frac{T_{02}}{T_{01}} \quad (2)$$

$$\eta_{is} = \frac{1}{TR-1} \left(PR^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \quad (3)$$

$$SM = \frac{\dot{m}_D}{\dot{m}_S} \times \frac{PR_S}{PR_D} - 1 \quad @ \text{ constant speed} \quad (4)$$

여기서, 시험을 통해 측정된 유량($\dot{m}$)을 입구 압력 및 온도로 보정한 값이 보정 유량($\dot{m}_{cor}$)이고, 하첨자 0은 정체(stagnation) 상태를, 1, 2는 각각 압축기 입구, 출구를 의미한다. 서지 마진은 설계점(D) 상태 대비 서지(S) 상태에서의 질량유량 및 전압 압력비로 계산하였다.

데이터 계측 시스템(data acquisition system)은 정상 신호 수집용 SDAS(steady DAS)와 다이내믹 신호 수집용 DDAS(dynamic DAS) 장비로 구성된다. SDAS 장비는 NI사의 PXIe-1085 새시에 컨트롤러(PXIe-8861), 아날로그 입력 모듈(PXIe-4300) 및 열전대 온도 측정 모듈(PXIe-4353)을 장착하여 샘플링 속도 10Hz로 압축기 운용 시간 동안 지속적으로 데이터를 수집하며, DDAS 장비는 Dewetron사의 DEWE3-RM16 새시에 다이내믹 신호 분석 모듈(Trion3-1820)을 장착하여 Kulite사의 고속 압력 센서와 마그네틱 픽업 신호 등의 고속 신호를 필요한 순간에 250 kHz로 측정하였다. 압축기의 압력은 정확도(accuracy) 0.05% 이내인 PSI사의 9116 및 9816 압력계를 사용하여 계측하였는데, KOLAS 교정된 Mensor사의 CPC 8000을 이용하여 주기적으로 교정을 수행하였다.

압축기 시험은 시험 속도를 세팅한 후 출구 제어 밸브를 쓰로틀링(throttling)하여 유량과 토출 압력을 조정하며 데이터를 계측하는 절차를 따른다. 이때 서지 신호⁽⁶⁾가 발생하면 곧바로 서지 밸브를 오픈하여 서지를 회피한다.

3.3 시험결과

압축기 성능시험은 Table 1의 블리드 슬롯 위치별 3종의 케이싱 트리트먼트가 적용된 원심압축기에 대하여 설계회전수 대비 70, 80, 90, 100, 103.5%의 회전수에서 수행하였고

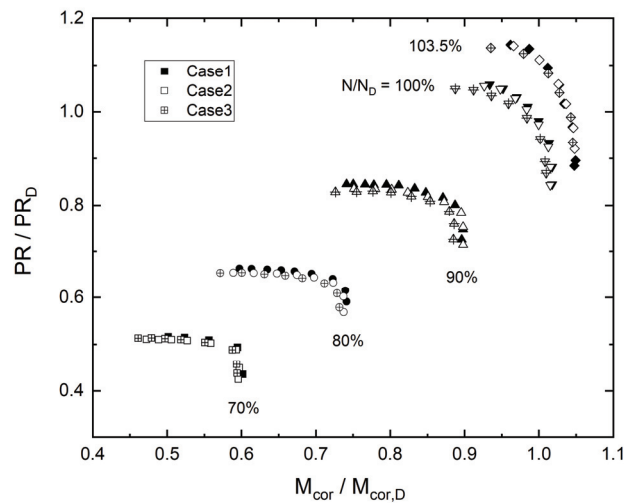


Fig. 6 Distributions of total-to-total pressure ratio of the 1-stage centrifugal compressor with bleed casing treatment

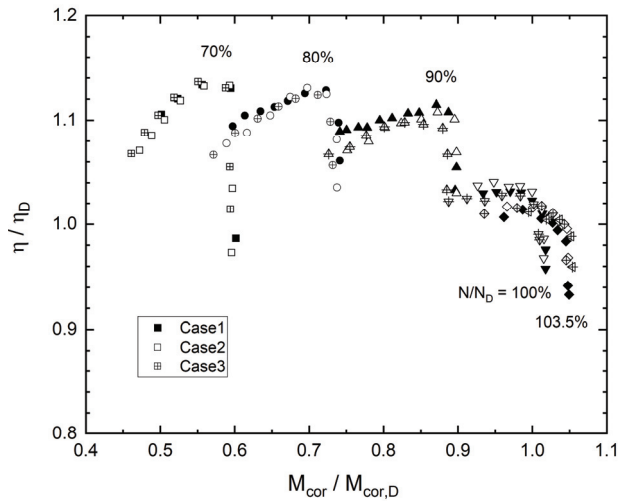


Fig. 7 Distributions of isentropic efficiency of the 1-stage centrifugal compressor with bleed casing treatment

그 결과를 비교하였다. 압축기 성능 중 전압력비 및 등엔트로피 효율을 설계값으로 무차원화하여 Figs. 6 및 7에 도시하였는데, 그림에서 블리드 슬롯 위치별 시험 케이스는 마크의 패턴(■solid, □blank, 田cross)으로 구분하였고, 회전속도 N70~103.5%는 마크 모양(□, ○, △, ▽, ◇)으로 구분하여 나타내었다.

Fig. 6에서 시험 케이스별 압력비를 살펴보면, N70~80%의 저속 구간에서는 거의 일치하여 겹쳐 있으며, N90% 이상의 고속 구간에서는 Case1 및 Case2에 비해 Case3의 압력비가 상대적으로 낮아졌지만, 그 차이는 최대출력 속도(N103.5%)에서 1% 이내 수준임을 알 수 있다. 하지만 Case3의 경우 다른 시험 케이스에 비해 서지 시작점이 더 낮은 유량에서 발생하는데, 여기서 서지 시작점은 유량에 대한 압력비 변화율이 0이 되는 지점으로 정의하였다. 서지 마진은 설계회전수의 운용점을 기준으로 Case1은 12.2%, Case2는 12.3%이며, Case3는 15.0%까지 증가하여 3%p 수준까지 향상됨을 확인하였다.

Fig. 7에서 도시한 블리드 슬롯 위치에 따른 단열 효율을 살펴보면, 압력비와 마찬가지로 고속 구간에 비해 저속 구간은 큰 차이가 존재하지 않으며, 고속 구간인 N103.5%에서 차이가 0.3%p 이내 수준임을 확인하였다.

서지 마진을 확인하기 위해 압축기 임펠러의 입/출구에 Kulite사의 고응답(high response) 압력 센서를 설치하였고, 설계회전수에서 서지가 발생하는 순간의 압력 신호 거동을 Fig. 8에 도시하였다. 서지가 발생하면 1초 이내로 서지 밸브를 열어 서지를 회피하게 되는데, 고속 압력 신호로부터 서지 주파수가 수 Hz 대역으로 존재함을 확인할 수 있다.

한편 슬리드 슬롯의 위치별 성능시험을 통해 최대출력 운용점에서의 목표 압력비 및 효율을 달성하였음을 확인하였고, 케이스에 따른 압력비와 효율은 차이가 크지 않음을 확

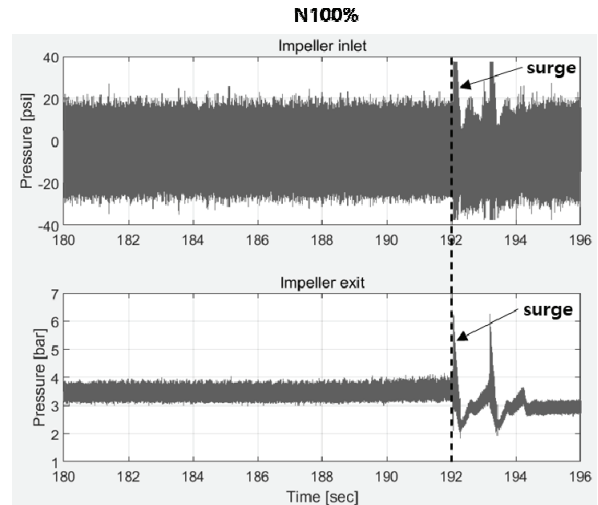


Fig. 8 Temporal variations of unsteady pressure at the inlet and exit of the impeller

인할 수 있었다. 특히 Case3의 경우 다른 케이스에 비해 서지 시작점이 더 낮은 유량에서 발생하여 상대적으로 우수한 서지마진이 확보되는 것을 확인하였으며, 추후 수행할 2단으로 구성된 통합단 압축기 시험에는 Case3의 블리드 슬롯을 적용하여 수행하도록 결정할 수 있었다.

4. 결 론

한국항공우주연구원은 1,000마력급 터보샤프트엔진용 2단 원심압축기의 공력 성능을 평가하기 전에, 선행 연구로 케이싱 트리트먼트가 적용된 1단 압축기에 대하여 공력 성능 및 서지 시험을 수행하였다. 1단 압축기에는 저속에서 서지 마진을 확보하기 위해 블리드 방식의 케이싱 트리트먼트를 적용하였는데, 블리드 슬롯 위치에 따라 3가지 종류의 슈라우드 케이싱을 사용하여 성능시험을 수행하였고, 공력 성능 및 서지 마진 변화를 비교함으로써 최종 모델을 선정할 수 있었다.

본 연구를 통해 확인된 시험설비 및 시험리그의 이슈를 개선하여 2단으로 구성된 통합단 압축기에 대하여 성능시험 수행에 반영할 수 있었다.

본 연구의 결과를 요약하면 다음과 같다.

- 1) 최대출력 속도에서 블리드 슬롯 위치별 압력비의 차이는 1% 이내이고, 효율은 0.3%p 이내로 크지 않음을 확인하였다.
- 2) Case3 경우의 서지 마진은 설계회전수의 운용점을 기준으로 15.0% 수준이며 다른 케이스에 비해 3%p 이상 향상됨을 확인하였다.
- 3) 최대출력 운용점에서 압력비 및 효율을 달성하였음을 확인하였고, 서지 마진이 우수한 Case3을 통합단 압축기에 적용하여 성능시험을 수행하도록 결정하였다.

후 기

본 연구는 ‘복합형 회전익용 터보샤프트엔진의 가스발생기 핵심기술 개발’과제(UC190008D)의 지원을 받아 연구를 수행하였다.

References

- (1) Ko, K. M., Cho, S.-H., Ahn, C., and Lee, B., 2021, “Preliminary Design of Turboshift Engine for UAV,” Proceeding of the 2021 KSPE Fall Conference, KSPE 2021-1035.
- (2) Lee, J., Kim, S., Park, J., Park, H., and Lee, B., 2020, “Aerodynamic Design Characteristics of Multi-Stage Centrifugal Compressor in Turboshift Engine,” Proceeding of the 2020 KSPE Fall Conference, KSPE 2020-2178.
- (3) Rhee, D.-H., Park, T. C., Kim, H. M., Chung, H., Kang, Y. S., and Kim, J., 2020, “Performance Test and Evaluation of Core Components in Turboshift Engine for UAV Applications,” Proceeding of the 2020 KSPE Fall Conference, KSPE 2020-2174.
- (4) Park, T. C., Park, S. H., Lim, B.-J., Cha, B. J., Rhee, D.-H., Kim, J., Lee, J. S., Ahn, C., and Lee, B., 2022, “Experimental Study on Aerodynamic Performance of First Stage Centrifugal Compressor in 1,000shp-Class Turboshift Engine,” Proceeding of the 2022 KSPE Fall Conference, pp. 103~104.
- (5) Palmer, D. L. and Waterman, W. F., 1994, “Design and Development of an Advanced Two-Stage Centrifugal Compressor,” ASME Turbo Expo, Hague, Netherlands, 94-GT-202.
- (6) Day, I. J., 2015, “Stall, Surge and 75 Years of Research,” ASME Turbo Expo, Montréal, Canada, GT2015-44109.