



Technical Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2019.23.5.107>

무인기 S형 흡기구의 단면 형상에 따른 흡기구 성능 특성

엄희옥^a · 배지열^a · 이남규^a · 김지혁^a · 남주영^a · 조하나^b · 조형희^{a,*}

Intake Performance Characteristics according to S-duct Cross-section Shape in UAV

Hee-Ok Eom^a · Ji-Yeul Bae^a · Namkyu Lee^a · Jihyuk Kim^a ·

Juyeong Nam^a · Hana Jo^b · Hyung Hee Cho^{a,*}

^aDepartment of Mechanical Engineering, Yonsei University, Korea

^bAgency for Defense Development, Korea

*Corresponding author. E-mail: hhcho@yonsei.ac.kr

ABSTRACT

In many military aircraft, s-shaped diffusers are used to prevent the fan blades of the turbofan engine from being exposed to the outside. The inlet configurations of the air intakes for military aircraft vary, such as the rectangular intake of the F-22, the crescent-like intake of the F-16, elliptical intake of the MQ-25. In this study, the aerodynamic performance of s-shaped diffusers with various inlet configurations was evaluated using numerical analysis. In addition, the configuration of the middle section of an s-shape duct was changed to the crescent shape, and the effects on its aerodynamic performance were investigated. As a result, there was a slight difference in total pressure recovery according to various inlet configurations with ellipse-shaped middle sections. Also, the total pressure distortion was the lowest in the rectangular inlet shape. When the configuration of the middle section was changed from an ellipse to a crescent shape, the total pressure recovery remained at a high level, except for the ellipse-shaped inlet configuration. In terms of total pressure distortion, the duct with the crescent-shaped middle section showed a significantly more uniform pressure distribution than that with the ellipse-shaped middle section.

초 록

다양한 군용기에서, S자 형상의 디퓨저(흡입구)는 터보팬 엔진의 블레이드가 외부에 노출되는 것을 방지하기 위해 사용된다. 군용 항공기의 흡입구 형상은 F-22와 같은 직사각형, F-16과 같은 초승달모양, MG-25와 같은 타원형 등으로 다양하다. 본 연구에서는 수치해석을 통해 다양한 입구 형상을 갖는 S자 디퓨저의 공력 성능을 평가하였다. 또한, S형 덕트 중단부 단면 형상을 초승달 모양으로 변경하여 공력 성능에 미치는 영향을 분석하였다. 결과적으로, 공력 성능은 다양한 입구 모양에 따라 압력회복률에 약간의 차이를 보였다. 또한 압력왜곡은 직사각형 입구 형태에서 가장 낮았다. 중단단면의 형상이 타원형에서 초승달 모양으로 변경되었을 때, 전체 압력 회복은 높은 수준을 유지했다. 압력왜곡의 경우 초승달 형의 중간 단면을 갖는 덕트가 타원형 중단 단면 덕트보다 균일한 압력 분포를 나타내었다.

Key Words: S-shaped Diffuser(S형 디퓨저), S-duct(S 덕트), Air Intake(흡기구), Inlet Shape(입구 형상), Cross Sectional Shape(단면 형상)

Received 23 May 2019 / Revised 20 August 2019 / Accepted 26 August 2019

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

1. 서 론

터보팬 엔진은 높은 기동성과 효율성을 동시에 갖고 있어 군용항공기에 널리 쓰인다. 그러나 터보팬 엔진의 팬 블레이드는 레이더파를 반사시켜 레이더 신호의 주요원인으로 지목된다[1]. 따라서 S형으로 구부러진 흡입덕트를 사용하여 엔진을 항공기 내부로 위치시키고 팬 블레이드가 외부에서 직접적으로 노출되는 것을 차폐시켜 반사되는 레이더 신호를 감소시키려는 연구들이 진행되었다[2]. 이러한 S형 덕트는 입출구의 높이차가 있으며 덕트의 중심선이 곡률을 갖는 덕트를 말한다. 전투기의 스텔스 성능에 대한 중요성이 증대됨에 따라 F-16, F-22의 유인 전투기를 비롯하여 최근 개발되고 있는 X-47 등과 같은 무인기에서도 S형 덕트가 널리 사용되고 있다.

문제는 S형 덕트의 곡률로 인해 흡입되는 유동의 전압력 손실과 엔진 입구면에서의 전압력 분포의 불균일이 더욱 심화되는 것이다[3]. 특히, 입구에서부터 출구에 이르기까지 계속되는 단면적의 확산은 역압력 구배를 형성시켜 덕트의 설계를 더욱 어렵게 하는 요소이다. 전압력의 손실은 추력의 감소를 야기하고 전압력 분포의 불균일은 엔진의 안정성에 영향을 주어 심한 경우 서지(surge)를 초래하는 것으로 알려져 있다[4].

S형 덕트가 사용되고 있는 항공기의 흡입구 형상은 매우 다양한 형태로 나타난다. F-16 전투기나 X-47 같은 무인전투기의 경우 초승달 형태의 흡입구의 입구 형상이 관찰된다. F-22나 F-35인 전투기의 경우 직사각형의 흡입구 입구 형상을 보인다. 가장 최근에 개발되고 있는 MQ-25와 같은 무인급유기의 경우에는 거의 타원형에 가까운 입구 형상을 사용하고 있다. 따라서, 이러한 입구 형상에 따른 영향을 보기위해 기존 연구자들이 연구를 수행한바 있다.

Saha et al.[5]은 다양한 입구 형상에 따른 S형 덕트의 공력 성능을 수치해석을 통하여 평가하였다. 전압력 회복의 경우 반원형과 직사각형에서 높은 전압력 회복을 나타내었고, 전압력의 왜곡의 경우 타원형과 반원형에서 낮은 왜곡도를 나타냈다. Lee et al.[6]은 타원형의 입구 형상에

대해 세장비를 변화시키며 S형 덕트의 공력 성능을 평가하였으며, 곡률반경 바깥쪽으로 볼록한 타원형태의 입구 형상에서 가장 높은 공력 성능을 나타냈다. 하지만 S형 덕트의 입구 형상에 대한 연구가 아직 부족할 실정이며, 이로 인해 최근에 적용되는 전투기들의 형상에 대한 유동 특성 분석이 필요한 실정이다.

본 연구에서는 다양한 입구 형상에 따라 발생하는 S형 덕트의 유동 특성에 대해서 분석하고자 한다. S형 덕트의 유동해석을 통해 전압력 회복 및 왜곡도를 계산하였다. 기존 S형 덕트의 공력 성능을 개선하기 위하여 S형 덕트의 중간단면을 초승달 형태로 변경하였다. 또한, 개선된 초승달 형태의 중간단면을 기준으로 다양한 입구 형상에 대한 공력 성능을 평가하였다.

2. 수치해석 모델

2.1 형상

Fig. 1은 본 연구에 사용한 덕트의 형상을 나타낸 그림이다. 덕트의 중심선 곡률 및 단면적의 분포는 RAE M2129 모델을 사용하였으며 이는 식 (1) 및 (2)에 나타난 바와 같다[7]. Z_d 는 덕트 입구와 출구 사이의 오프셋(offset), L 은 덕트의 x방향으로의 길이, R_i 는 덕트 입구에서의 반지름, R_{AIP} 는 엔진 입구면에서의 반지름, R 은 x 좌표가 x_d 인 위치에서의 덕트 반지름을 뜻한다.

$$Z_d = TRIANGLEZ_d [1 - \cos(\frac{\pi X}{L})] \quad (1)$$

$$(\frac{R - R_i}{R_{AIP} - R_i}) = 3(\frac{1 - x_d}{L})^4 - 4(1 - \frac{x_d}{L})^3 + 1 \quad (2)$$

$$R_{AIP} = 0.70m, R_i^2 = R_{AIP}^2 \times 1.14, L = 7 \times R_{AIP}$$

이 때 입출구 면적비는 1.14이며, 입구 : 중간단면 : 출구의 단면적 비율이 1 : 1.1 : 1.14로 제1덕트에서 면적이 크게 증가하고 제2덕트에서 면적이 완만하게 증가하는 형태이다. 흡입덕트의

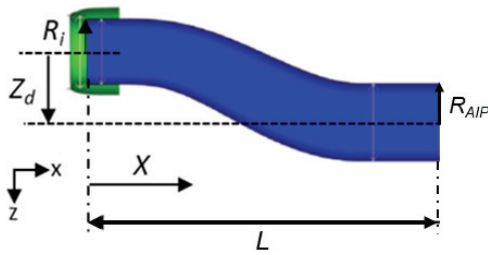


Fig. 1 Geometry of S-shaped duct.

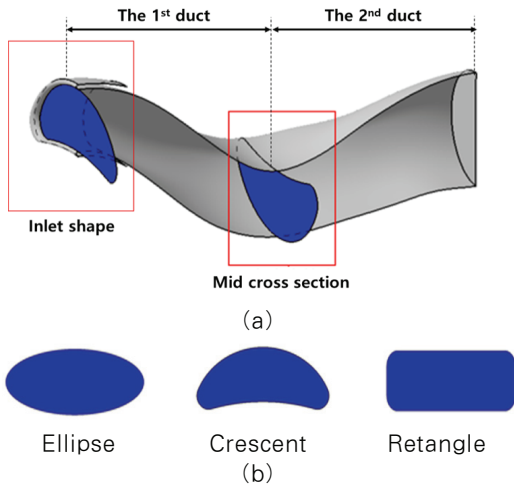


Fig. 2 Mid cross section shape(crescent).

총 길이는 AIP(Aerodynamic Interface Plane) 직경의 3.5 배이다. 해당 수치를 기반으로 Fig. 2(a)는 S형 흡입덕트의 형상을 나타낸 그림이다. Fig. 2(a)에서 볼 수 있듯이, 중심선의 높이가 하강하는 제 1 덕트와 중심선의 높이가 상승하는 제 2 덕트로 이루어진 두 번 구부러진 S형 덕트를 사용하였다. 제 1 덕트와 제 2 덕트 사이에 위치한 중간 단면의 높이는 덕트로 인해 팬 블레이드가 차폐될 수 있도록 구축하였다. 또한, 이후에 위치한 팬 블레이드의 허브에 의한 영향을 반영하기 위해 항공기 설계 도면을 참고하여 직경 0.16 m의 허브를 모사하였다.

입구 및 중간 단면 형상은 Fig. 2(b)와 같이 타원형(Ellipse), 초승달형(Crescent), 직사각형(Rectangle)로 변화시켜 공력 성능을 평가하였다. 직사각형은 코너 와류에 의한 영향을 감소시키기 위해 실제 항공기 흡기구 사진을 기반으로 직사각형의 세로길이의 1/5배의 곡률반경을 갖

Table 1. Boundary conditions

Free stream Pressure far field	Ma	0.6
	P_s	18.7 kPa,
Outlet (external)	T_s	216 K
	P_s	18.7 kPa
	T_s	216 K
Outlet (AIP)	Re #	5,100,000
	P_s	18.7 kPa
	T_s	216 K
	Target mass flow rate	9.3 kg/s (for half)
Wall	No-slip, adiabatic	
Symmetry	-	

P_s : Static pressure T_s : Static temperature

도록 모서리를 둥글게 처리하였다. 이 경우에 제 1 덕트와 제 2 덕트 사이에 위치한 중간단면의 형상은 일반적으로 사용되는 타원형을 사용하였다.

2.2 수치해석 조건

수치 해석은 Ansys Fluent v.17.2을 사용하였다. 난류모델은 SST k- ω 모델을 사용하였으며 해석기법은 Reynolds Averaged Navier-stokes 기법을 사용하였다. 전기체를 모사하기 위해 덕트를 감싸는 반지름 5 m의 반구형태의 유동장을 사용하였다. 흡입덕트는 Wellborn et al.[7]의 실험 논문과 유사하게 입구 단면적의 1.15배의 단면적을 갖는 카울립 형태의 입구형상을 사용하였다.

유동장의 입구 조건은 원거리 압력 조건을 사용하였으며, 고도 40,000 ft, 비행 마하수 0.6 으로 가정하여 해당 고도와 비행 마하수에서의 압력과 온도를 사용하였다. AIP에 대한 경계조건으로는 엔진으로 일정한 질량 유량이 흡입되도록 하는 목표 질량 유량 조건을 사용하였다[8]. 덕트의 내부 벽면은 단열, 점착조건(no-slip condition)을 사용하였다. 해석에 사용된 조건은 Table 1과 같이 정리된다.

유동 해석을 위한 격자는 총 220만개 이상의 체적 격자를 사용하였으며, 덕트 내부의 박리를

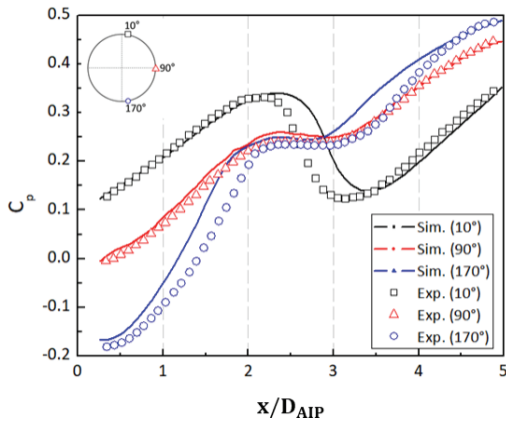


Fig. 3 Validation of numerical simulation with experimental results (pressure coefficient).

예측하기 위해 벽면 근처의 격자를 집중하여 넣었다. 수치해석에 대한 검증은 S형 덕트에 관한 Wellborn et al.[9]의 실험적 연구를 수치 해석과 비교하였다. 실험값과 수치해석을 비교한 결과는 Fig. 3와 같으며, 90°와 170°에서 전반적인 압력 계수의 상승 및, X/D_{AIP} 2 ~ 3에 있는 박리 구간의 예측이 실험값과 일치하는 것을 확인하였다.

2.3 공력성능 평가 지표

흡입구의 공력 성능은 AIP(Aerodynamic Interface Plane, 흡입구와 엔진의 공기역학적 접합면)에서의 전압력 회복계수와 전압력 왜곡계수로 평가하였다. 전압력 회복은 다음 식 (3)과 같이 나타내며, 여기서 $P_{t,\infty}$ 는 자유유동의 평균전압력, $P_{t,AIP}$ 는 AIP의 평균전압력을 뜻한다.

$$PR = \frac{P_{t,AIP}}{P_{t,\infty}} \quad (3)$$

전압력 왜곡은 Rolls Royce에서 개발되어 널리 사용되는 DC60이라는 지표를 사용하였다. DC60은 AIP의 평균 전압력과 AIP에서 가장 전압력이 낮은 60° 영역의 평균 전압력의 차이를 무차원화한 값이며, 식 (4)와 같이 정의한다.

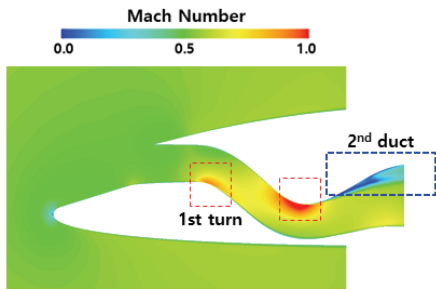
$$DC60 = \frac{\max[P_{t,AIP} - P_{t,(60^\circ)}]}{P_{d,AIP}} \quad (4)$$

여기서 $P_{t,AIP}$ 는 AIP의 평균전압력, $P_{t,(60^\circ)}$ 은 AIP에서 가장 전압력이 낮은 60° 영역에서의 평균전압력, $P_{d,AIP}$ 은 AIP의 평균 동압력을 의미한다. 전압력 회복은 높을수록, 전압력 왜곡은 낮을수록 흡입구의 공력 성능이 좋다고 할 수 있으며 특히 전압력 왜곡은 각각의 엔진마다 허용치가 엄격히 정해져 있다. 문헌에 따르면 전압력 회복계수 95% 이상, 전압력 왜곡 계수 0.20 이하로 설계점이 제시되고 있다[10].

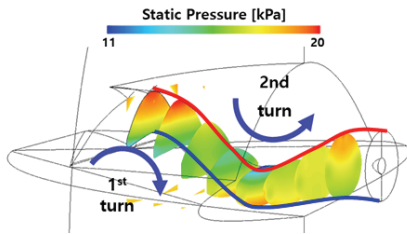
3. 결 과

3.1 기본 형상에 대한 유동 특성

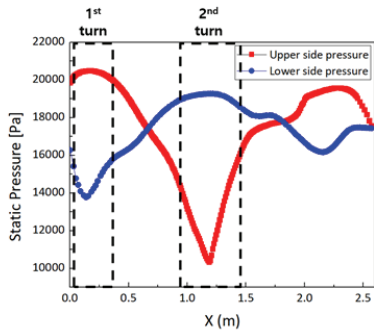
Fig. 4는 기본 형상에 대한 유동 특성을 나타낸 그림이다. 기본 형상은 초승달형 입구-타원형 중간단면을 의미한다. Fig. 4(a)에서 볼 수 있듯이, S형 흡입덕트는 2 번의 유동 회전이 발생하게 되어 후단부에 엔진 입구 부의 유동 박리를 야기하게 된다. 이러한 유동 현상은 유동 회전에 의해 발생하는 속도의 불균형으로 인해 압력 불균형이 발생하고, 이로 인해 이차 유동이 발생하여 엔진부로의 유동 형태를 교란하기 때문으로 판단된다. 이를 자세하게 확인하기 위해 유로를 따라 발생하는 정압력을 분석하였다. Fig. 4(b)는 유로에 따라 발생하는 정압력 분포를 나타낸 그림이다. 그림에서 볼 수 있듯이 두 번의 회전으로 인해 압력의 불균일이 발생하며, 이로 인해 일반적인 내부 유로의 유동과 달리 불균일한 것을 확인할 수 있다. Fig. 4(c)는 대칭면의 상/하부 벽면을 따라 정압력을 그린 그래프이다. 그래프에서 볼 수 있듯이, 코안다 효과로 인한 유동 가속으로 인해 박리 현상이 제 1 만곡부(1st turn) 및 제 2 만곡부(2nd turn)에서 발생하게 되고, 이로 인해 이차 유동이 발생하는 것으로 이해할 수 있다. 또한, 제 1 만곡부 보다는 제 2 만곡부에서 더 큰 유동 박리가 나타난다고 판단할 수 있는데, 이는 이미 편향된 유동으로 인해 압력 구배가 더 크게 발생한다고 생각된다.



(a) Mach number contour at the symmetric plane



(b) Pressure contour along with the S-shaped inlet duct

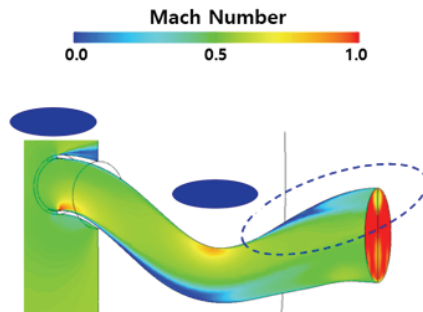


(c) Pressure distribution along with the upper and lower side

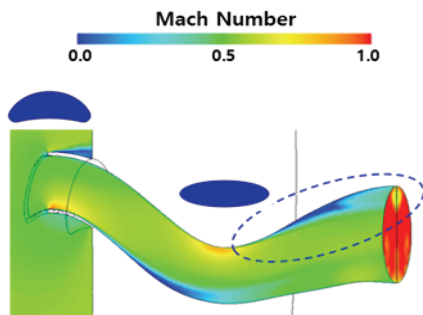
Fig. 4. Flow characteristics of S-shaped inlet duct having crescent inlet and ellipse mid cross-section.

3.2 입구 형상에 따른 유동 특성

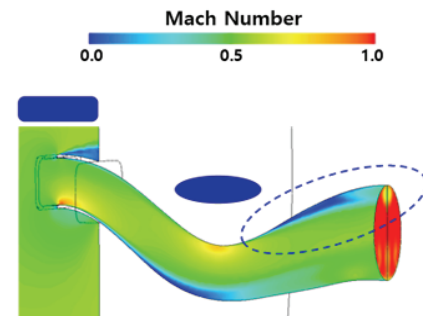
기본 형상을 바탕으로 입구 형상의 변화에 따른 유동 현상을 분석하고자 하였다. Fig. 5는 중간 단면 (타원형)을 기준으로 입구 형상을 타원형, 초승달형, 직사각형으로 변화하면서 내부 흡입덕트의 속도장(마하수)를 관측한 그림이다. 그림에서 볼 수 있듯이 전체적인 유동 구조는 크게 변화하지 않는 것을 확인할 수 있다. 제 1 만



(a) Ellipse-Ellipse S-shaped inlet duct



(b) Crescent-Ellipse S-shaped inlet duct



(c) Rectangular-Ellipse S-shaped inlet duct

Fig. 5 Mach number contour for various inlet shape (mid-cross section : ellipse).

곡부에서 덕트 하단부에서 박리 현상이 발생하며, 제 2 만곡부에서 덕트 상단부에서 발생하여 엔진 입구부 유동장에 영향을 준다는 부분이 기준 덕트 형상과 같다고 판단하였다. 이러한 부분은 AIP면의 압력 회복계수 그림에서도 확인할 수 있다. Fig. 6은 입구 형상 변화에 따른 압력 회복 계수 분포이다. 그림에서 볼 수 있듯이, 입구 형상 변화에 따라서 압력 회복 계수가 크게

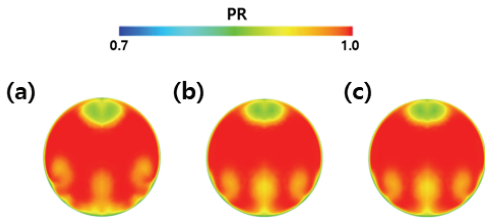
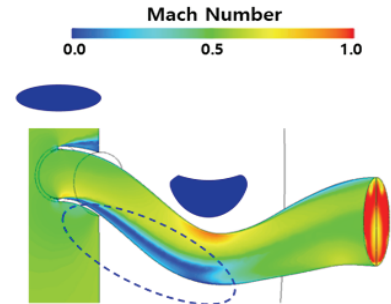


Fig. 6 Pressure Recovery contour for various inlet shape (mid-cross section : ellipse).

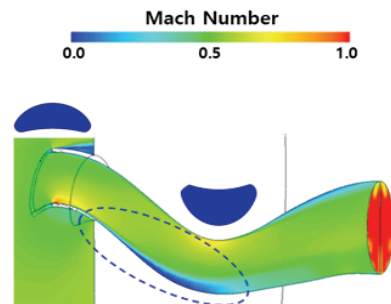
변화하지 않는 것을 확인할 수 있다. 따라서 중간 단면이 타원형인 경우 입구 형상 변화에 따른 유동 구조의 변화가 거의 발생하지 않으며, S형 흡입 덕트 형상에 의해 지배적으로 발생한다는 것을 판단할 수 있었다. 이를 통해 기본 형상에서 변화가 컸던 제 2 만곡부 단면 형상 변화가 엔진 입구부 유동에 영향을 줄 수 있을 것이라고 판단하여, 중간 단면을 변경하여 연구를 수행하였다.

Fig. 7은 중간단면이 초승달 형태일 때 각각의 입구 형상에 따른 대칭면(symmetry)의 마하수 분포도를 나타낸 그림이다. 중간단면의 형상이 타원 형태인 Fig. 5 와 비교하였을 때 초승달 형상인 케이스의 경우 제 2 덕트 상부에서의 박리 영역이 크게 감소하는 경향이 나타났다. 또한, 제 1 덕트 바닥면에서의 박리 영역이 크게 나타나는 경향도 공통적으로 관찰되었다. 입구 형상이 초승달이고 중간단면의 형상이 초승달 형태인 케이스의 경우 제 1 덕트 바닥면에서의 박리가 비교적 심하지 않은 것으로 관찰된다.

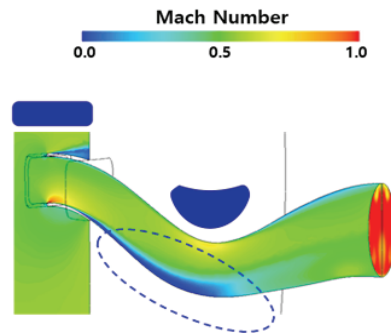
Fig. 8은 중간 단면이 초승달형일 때의 AIP 면의 압력 회복계수를 나타낸 그림이다. 그림에서 볼 수 있듯이, AIP 상부의 낮은 전압 영역이 감소하였으며 원주 방향으로 넓게 퍼지는 패턴으로 변화하였다. 이는 초승달 형상으로 인해 S형 덕트를 따라 흐르는 유동의 박리가 감소하여, 유동의 패턴이 변화한 것으로 판단된다. 반면에, 입구 형상이 타원형 형태인 케이스에서는 AIP 하부의 전압 손실 영역이 커지는 것을 확인하였다. 이는 제 1 만곡부에서의 박리가 초승달 형태의 중간 단면과의 상호작용으로 인해 박리된 유동이 회복되지 않고, 후단부까지 유지되면서



(a) Ellipse-Crescent S-shaped inlet duct



(b) Crescent-Crescent S-shaped inlet duct



(c) Rectangular-Crescent S-shaped inlet duct

Fig. 7 Mach number contour for various inlet shape (mid-cross section : crescent).

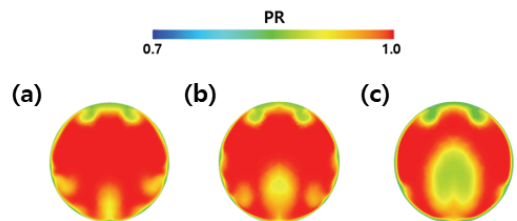
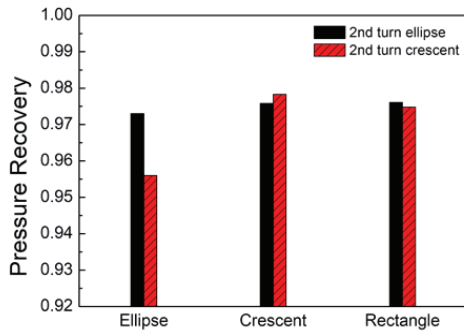
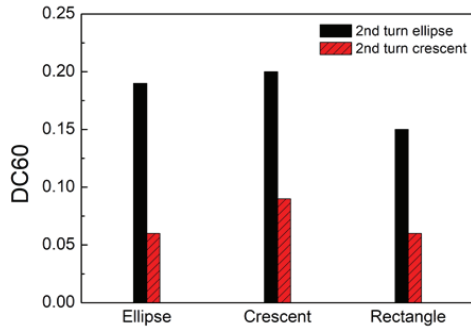


Fig. 8 Pressure Recovery contour for various inlet shape (mid-cross section : crescent).



(a) Graph of pressure recovery considering the inlet & mid cross section configuration



(b) Graph of DC 60 considering the inlet & mid cross section configuration

Fig. 9 Evaluation of fluidic performance of S-shaped inlet duct

전압력 손실이 커지는 결과를 도출하였다고 판단하고 있다. 이러한 기본 유동 특성을 바탕으로 입구 형상 및 중간 단면 형상에 따른 압력 회복 계수 및 왜곡 계수를 평가하였다.

3.3 입구 형상 및 중간 단면 형상에 따른 압력 회복 계수 및 왜곡 계수 평가

Fig. 9는 입구 형상 및 중간 단면 형상에 따른 압력 회복 계수 및 왜곡 계수를 평가한 그래프이다. Fig. 9(a)는 전압력 회복 계수를 나타낸 그림이다. 앞서 분석한 것과 같이 S형 흡입 덕트 구조에 의해서 전압력 회복 계수가 결정되는 것으로 판단된다. 입구가 타원형인 경우에는 제 1 만곡부에서 발생한 유동 박리가 초승달형 중간

단면에서 회복되지 못하고 후단부까지 이어지면서 유동의 회복계수가 낮아지는 것을 확인할 수 있다. Fig. 9(b)는 압력 왜곡 계수를 나타낸 그래프이다. 그래프에서 볼 수 있듯이, 중간 단면을 초승달 형태로 변경하였을 경우 압력 회복 계수가 낮아지는 것을 확인할 수 있다. 다만, 입구 형상이 타원형인 경우 전압력 회복이 낮아지면서 압력 왜곡 계수가 일반적인 방향과 다르게 나왔다고 판단할 수 있다. 이와 같은 영향도 분석을 통해 결론적으로 직사각형-초승달형의 S형 입구 덕트에서 가장 우수한 유동 성능이 나온다는 것을 확인할 수 있었으며, 타원형-초승달형에서 압력 회복 계수가 가장 낮은 것을 확인하였다. 또한, 모든 케이스에서 S형 입구 덕트 성능을 만족하는 것을 확인하였다. 따라서 향후 피탐지 성능과 연관지어 S형 흡입 덕트의 형상 정보를 평가하는 것이 필요하다고 판단된다.

4. 결 론

본 연구에서는 입구 형상에 따른 공력성능의 평가와, 각각의 입구 형상에 대하여 중간단면의 형상을 초승달 형태로 하였을 때 공력성능에 미치는 영향을 평가하였다.

입구 형상이 초승달형, 직사각형, 타원형으로 변화함에 따라 전압력 회복에는 크게 영향을 미치지 않았으며 입구 형상이 직사각형일 때 다소 낮은 유동 왜곡을 보였다. 다음으로 각각의 입구 형상에 대하여 중간단면의 형상을 초승달 형태로 변화시킨 결과, 전반적으로 유동 왜곡이 크게 개선되었다. 특히 입구 형상이 직사각형이고 중간단면의 형상이 초승달 형태인 경우 높은 전압력 회복과 낮은 유동 왜곡을 나타내었다. 그리고, 입구 형상이 타원형이고, 중간단면의 형상이 초승달 형태일 경우 가장 낮은 전압력 회복계수를 나타내는 것을 확인하였다. 본 연구를 통해 입구 및 중간 단면 형상에 따른 유동 형상을 이해할 수 있었으며, 이를 통해 향후 피탐지를 고려한 설계가 추가되어야 할 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소가 지원하는 UD-170058JD 저피탐을 고려한 항공기 흡/배기구 최적 형상설계 연구과제로 수행되었습니다.

References

1. Howe, D., "Introduction to the Basic Technology of Stealth Aircraft: Part 1—Basic Considerations and Aircraft Self-Emitted Signals—Passive Considerations," *Journal of Engineering for Gas Turbine and Power*, Vol. 113, No. 1, pp. 75-79, 1990.
2. Menzies, R., "Computational Investigation of Flows in Diffusing S-shaped Intakes," *Acta Polytechnica*, Vol. 41, No. 4-5, pp. 61-67, 2001.
3. Menzies, R.D.D. and Eng, M., "Investigation of S-shaped Intake Aerodynamics Using Computational Fluid Dynamics," Ph. D. Dissertation, Department of Aerospace Engineering, University of Glasgow, Glasgow, Scotland, UK, 2002.
4. Kurzke, J., "Effects of Inlet Flow Distortion on the Performance of Aircraft Gas Turbines," *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 130, pp. 117-125, 2008.
5. Saha, K., Singh, S.N., Seshadri, V., and Mukhopadhyay, S., "Computational Analysis on Flow through Transition S-diffusers: Effect of Inlet Shape," *Journal of Aircraft*, Vol. 44, No. 1, pp. 187-193, 2007.
6. Lee, J., Choi, H., Ryu, M., and Cho, J., "A Study on Flow Characteristics of the Inlet Shape for the S-Duct," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 43, No. 2, pp. 109-117, 2015.
7. Berens, T.M., Delot, A.L., Chevalier, M., Muijden, J.V., Waaijer, R.A., and Tattersall, P., "GARTEUR AD/AG-43 Application of CFD to High Offset Intake Diffusers," GAUTEUR TP-173, 2012.
8. Papadopoulos, F., Valakas, I., and Nikolos, I.K., "Design of an S-duct Intake for UAV Applications," *Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal*, Vol. 84, Issue 6, pp. 439-456, 2012.
9. Wellborn, S.R., Reichert, B.A., and Okiishi, T.H., "An Experimental Investigation of the Flow in a Diffusing S-duct," *The 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Nashville, Tennessee, U.S.A., AIAA-92-3622, Jul. 1992.
10. Johansson, M., "FOT25 2003 - 2005: Propulsion Integration Final Report," FOI-R-2017-SE, 2006.