

## CFD를 이용한 풍향에 따른 스마트무인기 흡기구 성능 변화 예측

정 용 운<sup>\*1</sup>, 전 용 민<sup>\*2</sup>, 양 수 석<sup>\*2</sup>

### Prediction of Performance Change for the Intake system of Smart UAV With Freestream Wind Direction Using CFD Analysis

Y. W. Jung, Y. M. Jun, S. S. Yang

The developing Smart UAV in KARI supposes high speed flight as like a conventional plane, as well as vertical takeoff and landing as like a helicopter. Therefore, the air intake system should be designed to provide the sufficient air flow to the engine and the maximum possible total pressure recovery at the engine intake screen over a wide range of flight conditions. For this purpose, we designed the intake system using a pitot type intake model and plenum chamber. In this paper, we designed the intake model and analyzed the performance of designed intake system using the general-purpose commercial CFD code, CFD-ACE+. For 3-D calculation, we generated mesh using the unstructured grid and used  $k-\epsilon$  turbulence model. The analysis results of the total pressure variation and the velocity distribution was illustrated in this paper. The pressure recovery and distortion coefficient at a plane coincident with the compressor inlet were calculated and streamline variation through the intake system was investigated at the worst condition as well as the standard flight condition.

**Key Words:** Intake(흡입구), UAV(무인기), Pressure recovery(압력회복율), Tilt-rotor(틸트로터)

### 1. 서 론

한국항공우주연구원은 2002년부터 과기부 주도하의 21세기 프론티어 사업의 하나로 스마트무인기 기술개발 사업을 수행중이다. 이 사업은 그간 국내에 축적된 무인항공기 분야의 연구기반 위에 수직이착륙과 고속비행이 가능하며 고신뢰도, 경량화 및 지능형 자율비행을 가능케 하는 스마트 기술을 접목하여 실용적인 민수 용도의 무인항공기를 개발하는 것을 목적으로 하고 있다. 지금까지 CRW, Tilt rotor 등을 포함한 여러 가지 비행체에 대한 연구를 진행하

였으며 현재는 비행체 형태를 Tilt rotor로 선택하고 개발이 진행 중이다.

본 연구에서는 turboshaft 엔진이 장착되는 추진시스템을 위하여 흡기구를 설계하고 여러 비행조건에서의 흡기구 성능 변화를 CFD 해석을 통하여 예측하였다. 특히 축풍과 배풍이 존재할 경우에 공기흡기구의 각 부분에 따른 압력 손실값을 비교함으로써 지상시험에서 발생할 수 있는 문제점을 미리 예측하고 이를 고려하여 최적화된 설계 및 시험방법을 제시하고자 하였다. 개발 중인 스마트무인기는 일반적인 고정익 비행기와 같은 고속 비행(440km/h)이 가능해야하고 이와 더불어 헬리콥터와 같이 수직이착륙이 가능함을 목표로 하고 있다. 특히, 비행체는 해면고도 표준대기조건에서 최대풍속 50km/h의 축풍 또는 배풍이 있을 경우에도 수직이착륙이 가능해야

\*1 한국항공우주연구원 항공추진그룹

\*2 한국항공우주연구원 항공추진그룹

\*3 한국항공우주연구원 항공추진그룹

\*E-mail : jyw@kari.re.kr

함을 비행체 요구사항으로 정의하고 있다.

본 연구에서 설계된 흡기구는 고속에서 전압력회복률을 높게 하기 위하여 pitot type으로 설계하였고, side intake를 갖는 turboshaft엔진의 특성으로 플레넘 챔버가 장착되도록 설계하였다. 이렇게 설계된 흡기구에서 50km/h의 측풍 및 배풍이 존재할 경우의 압력손실과 압력왜곡(pressure distortion)과 소용돌이(swirl) 현상에 대한 영향을 CFD-ACE+를 이용하여 계산하였다. 3차원 CFD 해석을 위하여 비정렬격자를 이용하여 3차원 모델의 격자를 형성하였고,  $k-\epsilon$  난류 모델을 사용하여 계산하였다.

## 2. 흡기구의 구성

본 연구에서의 흡기구는 현재 후보엔진중의 하나인 PWC206C turboshaft 엔진을 기준으로 설계되었다. 흡기구는 크게 Fig. 1과 같이 크게 세부분으로 나눌 수 있다. 흡기구의 입구, 즉 립(lip)과 cowl의 연결부분을 포함한 흡입구, 흡입구로 유입된 공기가 엔진까지 도달할 수 있는 흡기덕트, 그리고 흡기덕트와 엔진 intake screen 사이의 공간을 의미하는 플레넘 챔버이다.

### 2.1 플레넘 챔버 (Plenum chamber)

Side intake를 갖는 turboshaft 엔진은 흡기구를 통하여 유입된 공기가 속도가 줄어들어 균일하게 엔진으로 들어갈 수 있는 플레넘 챔버라는 공간이 필요하다. 이러한 플레넘 챔버를 통하여 비행속도에 의하여 발생한 동압이 가능한 높은 정압으로 변환되어 엔진 구동에 필요한 충분한 양의 공기를 공급할 수 있게 하는 역할을 한다.

엔진사는 충분한 engine의 성능을 보장하기 위하

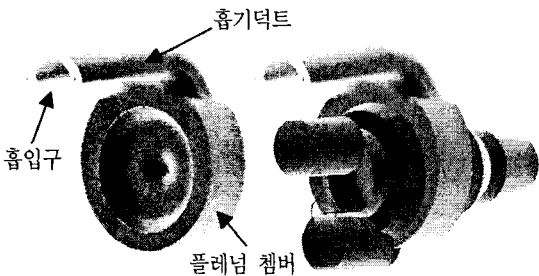


Fig. 1 Schematic drawing of intake system.

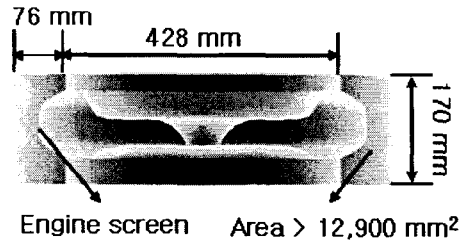


Fig.2 Cross-section view of plenum chamber.

여 플레넘 챔버를 설계할 때 고려되어야 하는 조건을 installation manual에 제시하였다. 본 연구의 플레넘 챔버는 PWC사의 PWC206C engine installation manual[1]을 참고로 하여 구성하였는데 설계한 플레넘 챔버는 Fig. 2와 같다. 여기서 엔진 스크린으로부터 안쪽 부분은 엔진 스크린으로부터 압축기까지의 유로를 나타내는데 엔진 주위의 경계 조건을 주기위하여 실물사진으로부터 데이터를 얻어서 구성한 부분이다. 이렇게 구성한 플레넘 챔버의 3차원 형태는 Fig. 3과 같다.

### 2.2 흡입구 및 흡기덕트

흡입구의 형태는 반원형을 기준으로 설계하였으며 흡입구의 면적은 엔진의 최대 필요 공기량에 외부물질 흡입방지 장치 및 블리드공기, 엔진냉각공기 등으로 추가될 수 있는 공기량을 15%로 산정하여 계산하였다. 이를 기준으로 계산된 흡입구의 면적은 20,126mm²이고, 흡입구로의 공기 유입이 용이하게 하고 항력을 줄이기 위하여 동체 표면의 기울기를

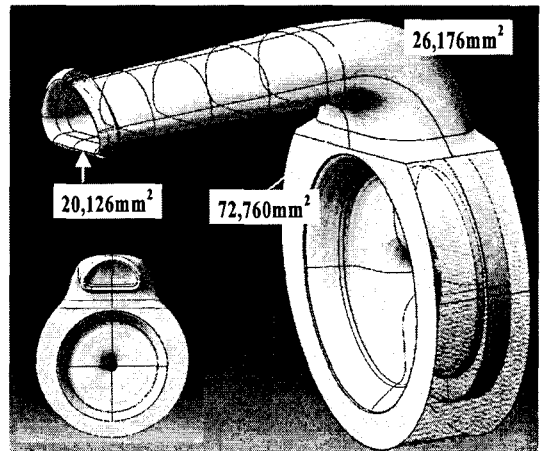


Fig. 3 Cross-section area in the intake duct.

따라 흡입구가 전방으로 5° 기울어지도록 설계하였다.

흡입구를 지난 유동은 흡기덕트의 확산부를 지나면서 면적이 증가할 경우 감속되면서 동압이 정압으로 변화되게 된다. 확산부의 경사각은 경계층의 역압력 구배에 의한 흐름의 박리가 발생하지 않는 범위 내의 값이어야 한다. 이를 위하여 확산부의 측면의 기울기가 5°를 초과하지 않도록 하고 상하벽면의 기울기가 6°를 초과하지 않아야 한다고 알려져 있으며 [3], 본 연구에서는 각각 5°, 4°의 각도로 설계하였다. 흡기덕트는 플레넘 챔버와 연결하기 위하여 굴절 덕트가 존재하게 되고 이를 고려하여 설계한 흡기덕트의 각 부분에서의 단면의 모양과 면적의 변화는 Fig. 3과 같다.

### 3. 흡기구 성능해석

본 연구에서는 CFD-ACE+를 이용하여 흡기구를 설계하고 설계된 흡기구의 성능을 해석하였다. 비정렬 격자를 이용하여 Fig. 4와 같이 3차원 격자(grid)를 구성하고, 흡입구 직경을 기준으로 한 레이놀즈수가  $1.4 \times 10^7$ 이기 때문에  $k-\epsilon$  난류모델을 이용하여 난류계산을 수행하였다. 자유흐름조건을 주기위하여 Fig. 4와 같이 흡기구 앞부분에도 C타입으로 격자를 구성하여 비행체 순항속도에 따른 영향을 조사하였으며, 압축기 뒷부분에는 가상의 덕트를 설치하여 수렴과 경계조건 설정이 용이하게 하였다. 압축기 출구 조건은 각 비행조건에 따라서 필요한 엔진 공기유량이 맞추어서 설정하였다.

#### 3.1 표준대기조건에서의 전압력손실

우선 흡기구의 기본성능을 살펴보기 위해서 고도 0km와 3km에서의 표준대기 조건에서의 성능을 계산하였다. 고도 0km에서는 최대흡입공기유량이 2.1kg/s이고 3km에서는 1.6kg/s이다. 각각의 조건에서 계산된 결과로부터 흡기구의 각 부분에서 전압력 손실값을 구하면 Fig. 5와 같다. X축은 흡기구의 각 부분을 나타내는데, 1에서 6까지의 숫자는 각각 자유흐름, 흡입구, 목, 플레넘 챔버 입구, 엔진 스크린 입구, 압축기 입구의 위치를 뜻하고, Y축은 각 부분에서의 전압력 손실값을 나타낸다.

순항속도가 증가할수록 전압력손실이 작아지는 것을 볼 수 있으며, 특히 제자리비행조건에서는 흡입구

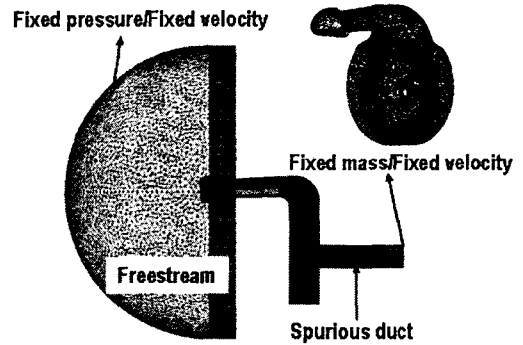
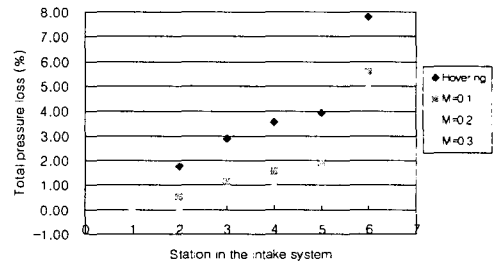


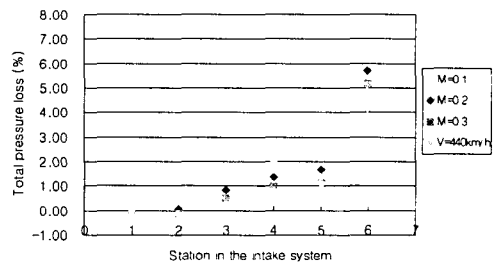
Fig. 4 Grid and boundary conditions.

주위에서 압력손실이 매우 큰 것을 알 수 있다. 일반적으로 흡기구에서의 전압력손실이라고 하는 것은 자유흐름영역에서 엔진입구까지의 손실을 뜻하는데, Table 1은 고도 3km에서 여러 비행조건에서의 전압력손실을 정리한 결과이다. 해면고도에서 표준대기조건에서 제자리 비행시 최대 4%의 압력손실이 발생하고, 3km 고도에서 최대순항속도로 비행할 경우에는 약 1%의 압력손실이 발생하게 된다.

계산결과의 검증을 위하여 본 연구에서 예측된 압력손실값과 일반적인 헬리콥터의 흡기구에서의 전압력회복률[2]을 비교한 그림은 Fig. 6과 같다. 전압력



(a) at 0km altitude



(b) at 3km altitude

Fig. 5 Total pressure loss in the intake system.

회복률은  $1 - \Delta P/q_{\infty}$ 로 계산되는 전압력손실과 동압력의 비를 의미한다. 본 논문의 유동해석을 통한 압력손실은 유동 흐름에 의한 것이기 때문에 마찰력에 의한 손실분을 고려하면 Fig. 6에서의 전압력회복률은 더 낮아질 것이다. 두 그래프를 비교해보면 약간 다른 경향을 보이는데 속도비에 따라서 전압력회복률이 증가하지만 0.5이하의 속도비에서는 현재 설계된 흡기구의 손실이 더 크게 나타난다. 이는 낮은 속도에서 현재 설계된 흡입구에서 손실이 크기 때문으로 생각된다.

본 연구에서 예측한 압력손실값에 마찰력에 의한 압력손실을 고려하면 흡기구에서의 총 전압력 손실값이 된다. 마찰력에 의한 압력손실은 CFD로 정확한 예측이 어렵기 때문에 경험식[2, 4]에 의하여 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\frac{\Delta P_{vis}}{q_c} = I f C_f \quad (1)$$

여기서, I와 f는 흡기덕트형상에 관련된 변수이고  $C_f$ 는 평판에서의 마찰계수이다.

이렇게 계산하면 약 2%의 압력손실이 마찰력에 의하여 발생함을 예측할 수 있는데, 이를 고려하면 해면고도에서 제자리 비행시는 6%, 3km고도에서 최대순항시는 3%의 압력손실이 예상된다.

### 3.2 풍향에 따른 흡기구 성능 변화

비행체 요구사항에 있는 15m/s(50km/h)의 측풍 또는 배풍이 존재할 경우에도 추진시스템의 성능에

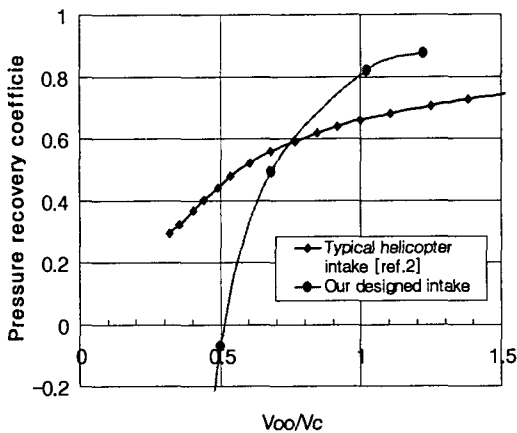


Fig. 6 Total pressure loss in the intake system.

Table 1 Total pressure loss comparison at several flight conditions at 3km.

3km	Cruise	Loiter	Max. speed
속도	400 km/h	250 km/h	440 km/h
공기량	1.6 kg/s	1.6 kg/s	1.6 kg/s
전압력손실	1.10 %	1.62 %	1.09 %

문제가 없어야 한다. Figure 7은 15m/s의 측풍이 있을 경우의 흡기구 내부의 유동흐름을 보여주고 있다. 측풍의 방향에 따라서 시계방향과 시계반대방향의 소용돌이(swirl) 현상이 발생하게 된다. 이때 흡기구 각 부분에서의 압력손실값을 보면 Fig. 9와 같다. 제자리 비행때의 결과와 비교해볼 때 플레넘 챔버의 입구에서 압력손실이 크게 발생함을 볼 수 있다. 또한 압축기 입구에서의 소용돌이 현상은 회전방향과 입사각도에 따라서 압축기 성능에 영향을 미치게 된다. 즉 측풍이 존재할 경우에 압력손실이 커지고 소용돌이 현상으로 인하여 압축기 특성이 변하기 때문에 이를 고려한 엔진의 성능 해석이 함께 되어야 할 것이다.

측풍이 존재할 경우와는 달리 배풍이 존재할 경우에는 Fig. 8과 같이 대칭적인 유동흐름이 크게 영향을 받지 않는다. 각 부분에 따른 전압력손실을 정리해 놓은 Fig. 9로부터 배풍이 있을 경우에는 부분적으로 제자리비행시보다 압력손실이 적어짐을 볼 수 있다. 하지만 변화정도가 크지 않아서 배풍에 의한 흡기구 성능변화는 거의 영향이 없다고 볼 수 있다.

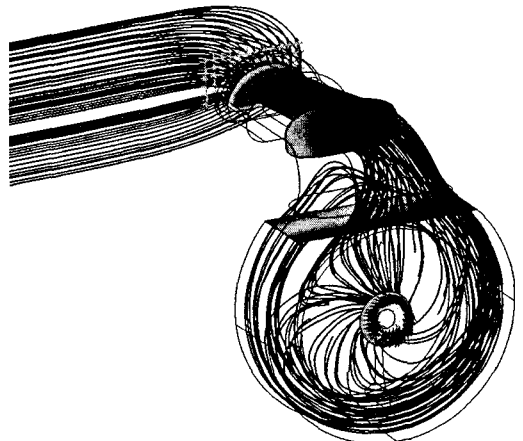


Fig. 7 Streamline distribution in the case of side wind(15m/s).

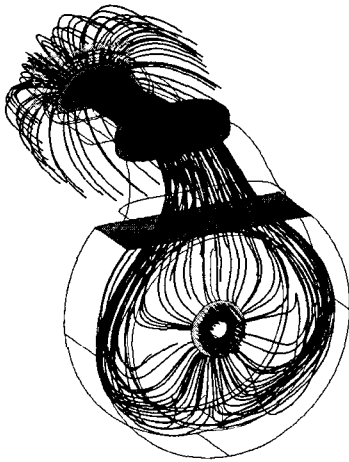


Fig. 8 Streamline distribution in the case of back wind(15m/s).

Side intake를 갖는 turboshaft 엔진은 압축기 입구에서의 면적이 엔진 스크린에서의 면적보다 약 1/10으로 크게 줄어들게 된다. 그렇기 때문에 플레넘 챔버를 장착한 흡기구에서는 엔진과 직접 연결된 흡기구에 비해서 압력손실은 조금 크지만 공기가 압축기로 들어가기 전에 압력과 속도의 변화정도 및 왜곡현상이 크게 줄어들게 된다. 이는 플레넘 챔버를 장착한 흡기구의 장점이기도 하다. 본 연구에서도 축풍이 불어 소용돌이 현상이 발생하더라도 압축기 입구에서의 압력분포는 균일함을 볼 수 있었다. 즉, 엔진 스크린 주위에서는 균일하지 않던 압력분포가 면적비가 큰 압축기 입구에서는 매우 균일해져 있고 왜곡현상도 적은 것은 볼 수 있었다.

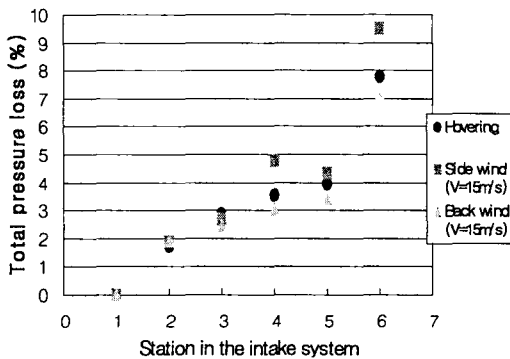


Fig. 9 Total pressure loss in the intake system with wind direction.

## 5. 결 론

본 연구에서 turboshaft 엔진이 장착될 스마트무인기의 추진시스템에 적합한 흡기구를 설계하고 CFD를 통하여 여러 조건에서의 흡기구 성능해석을 수행하였다.

해면고도 표준대기조건에서 제자리 비행시 최대 3.95%의 전압력손실이 발생하게 된다. 여기에 마찰력에 의한 압력손실 2%를 고려하면 공기 흡입장치를 통해서 최대 6%의 전압력 손실이 발생함을 알 수 있다. 이는 대략 10%의 엔진출력손실이 발생함을 뜻한다.

축풍이 불 때는 소용돌이 현상이 발생하지만 급격한 압력손실은 없었으며 플레넘 챔버가 장착된 흡입장치의 특성상 모든 조건에서 유동왜곡현상의 발생은 적었다.

## 후기

이 연구는 과학기술부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인기기술개발)의 일환으로 수행되었습니다.

## 참고문헌

- [1] PWC Installation Manual PWC206C Turboshaft Engine
- [2] Seddon, J. and Goldsmith, E.L., *Intake Aerodynamics*, AIAA Education series, (1985).
- [3] PWC, "Air inlet system," PT6A series Engine Installation Handbook, (1985).
- [4] Roskam, J., *Airplane design: Part IV Preliminary calculation of aerodynamic, thrust and power characteristics*, University of Kansas, (1990).