스마트 무인기 흡기구 설계 및 성능해석

정용운*, 전용민**, 양수석***

Design and Performance Analysis for the Intake System of Smart UAV

Yong-Wun Jung*, Yong-Min Jun**, Soo-Seok Yang***

Abstract

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+. The analysis results of the total pressure variation and the velocity distribution were 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 flight condition as well as the standard flight condition.

초 록

현재 개발중인 스마트 무인기는 일반적인 헬리콥터와 같이 수직이착륙이 가능할 뿐만 아니라 고정익기와 같이 고속의 비행이 가능함을 목표로 하고 있다. 그러므로 흡기구는 여러 비행조건에서 엔진이 제 효율을 낼 수 있도록 충분한 공기를 흡입할 수 있어야 함은 물론이고 비행체의 운행속도에 따라서도 그 효율이 어느 이상 저하되지 않도록 설계되어야 한다. 본 논문에서는 고속 비행체에 적합한 pitot형태와 엔진 특성에 따른 플레넘 챔버를 장착한 흡기구를 설계하였다. 그리고 CFD-ACE를 이용하여 설계된 흡기구의 성능 해석을 수행하였으며 엔진 내부에서의 swirl과 distortion을 조사하고 압력손실에 대해서 연구하였다.

키워드 : 흡입구(intake), 무인기(UAV), 압력회복율(pressure recovery), 틸트로터(tilt-rotor)

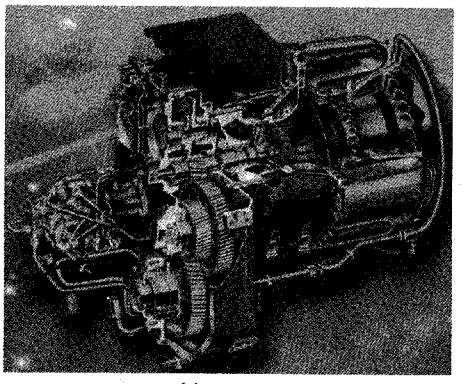
* 항공추진그룹/jyw@kari.re.kr
** 항공추진그룹/ymjun@kari.re.kr
*** 항공추진그룹/ssyang@kari.re.kr

1. 서 론

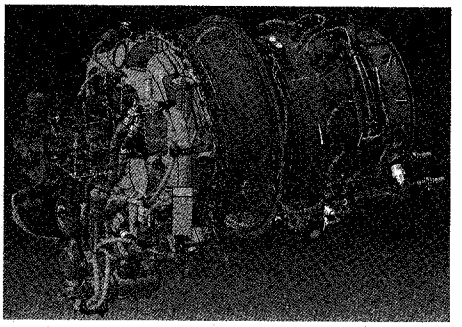
한국항공우주연구원(이하 항우연)은 2002년부터 과기부 주도하의 21세기 프론티어 사업의 하나로 스마트무인기 기술개발 사업을 수행중이다. 이 사업은 그간 국내에 축적된 무인항공기 분야의 연구기반 위에 수직이착륙과 고속비행이 가능하며 고신뢰도, 경량화 및 지능형 자율비행을 가능케 하는 스마트 기술을 접목하여 실용적인 민수 용도의 무인항공기를 개발하는 것을 목적으로 하고 있다. 지금까지 CRW, 틸트로터(Tilt rotor) 등을 포함한 여러 가지 비행체에 대한 연구를 진행하였으며 현재는 비행체 형태를 틸트로터로 정하고 개발이 진행 중이다.

틸트로터는 헬리콥터와 같이 turboshaft 엔진을 장착하고 엔진으로 양쪽 날개의 로터를 회전시켜 양력 및 추력을 얻게 된다. 본 연구에서는 turboshaft 엔진이 장착되는 추진시스템을 위한 공기 흡기구를 설계하고 이의 성능을 CFD를 해석을 통하여 검증하였다. 개발 중인 스마트무인기는 일반적인 헬리콥터와 같이 수직이착륙이 가능해야 하고 이와 더불어 전통적인 고정익 비행기와 같은 고속 비행(440km/h)이 가능함을 목표로 하고 있다. 그러므로 공기 흡기구는 비행체 요구사항에 정의된 모든 비행조건에서 엔진에 충분한 공기를 공급하고 전압력 손실이 최소가 되도록 설계되어야 한다.

설계된 공기 흡기구는 고속에서 전압력회복률(pressure recovery)을 높게 하기 위하여 pitot type으로 설계하였고, 대상의 turboshaft 엔진이 Fig. 1과 같이 side intake를 갖고 있기 때문에 엔진 intake 주위에 플레넘 챔버를 장착하여 설계하였다. 플레넘 챔버의 기본적인 설계 사양은 엔진사가 제시하는데 본 논문에서는 지금까지 제안되어 있는 설계제한 요건들을 정리하고 이를 바탕으로 설계를 수행하였다. 그리고 설계된 흡기구의 성능해석을 위하여 CFD-ACE+를 이용하여 CFD 유동해석을 수행하고 여러 비행조건에서의 전압력손실을 예측하였다. 또한 압축기 입구에서의 소용돌이(swirl) 현상의 발생과 왜곡계수



(a) HTS700



(b) PWC206C

Fig. 1 Candidate turboshaft engine.

(distortion coefficient)를 조사하여 비행 조건에 따라 야기될 수 있는 엔진성능 저하 요인에 대해서 살펴보았다.

2. 흡기구의 구성

스마트 무인기에 장착될 엔진으로는 크게 Fig. 1과 같이 Honeywell사의 HTS700엔진과 PWC사의 PWC206C엔진이 고려되고 있다. Honeywell사의 HTS700엔진은 Fig. 1에서 볼 수 있듯이 플레넘 챔버가 엔진과 함께 제작되어 있기 때문에 본 연구에서의 플레넘 챔버를 포함한 흡기구는 PWC206C turboshaft 엔진을 기준으로 설계되었다. 흡기구는 크게 Fig. 2과 같이 세부분으로 나눌 수 있다. 흡기구의 입구, 즉 립(lip)과 cowl의 연결부분을 포함한 흡입구, 흡입구로 유입된 공기가 엔진까지 도달할 수 있는 흡기덕트, 그리고

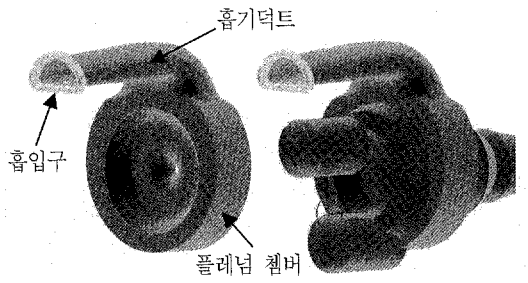


Fig. 2 Schematic drawing of intake system.

흡기덕트와 엔진 intake screen 사이의 공간을 의미하는 플레넘 챔버이다. 그리고 필요에 따라 먼지와 엔진에 손상을 줄 수 있는 작은 물질들을 걸러낼 수 있는 외부물질 흡입방지장치가 포함되기도 한다. 본 연구에서는 외부물질 흡입방지장치를 제외한 세 부분에 대해서 설계하였다.

2.1 Turboshaft 엔진 특성

Turboshaft 엔진을 포함한 가스터빈 엔진의 성능은 흡기구와 배기구 내부의 압력손실 및 엔진 압축기 입구에서의 소용돌이(swirl)와 왜곡(distortion) 정도에 따라 매우 민감하게 변한다. 앞에서 언급하였듯이 개발 중인 틸트로터 비행체에는 turboshaft 엔진이 사용되는데 주로 로터축 및 기어박스 뒤에 장착되며 이를 고려하여 Fig. 1과 같이 대부분 side engine intake로 구성되어 있다. Side engine intake에는 그 주위를 감싸는 플레넘 챔버가 설치되는데 Fig. 1a의 Honeywell 사의 엔진과 같이 엔진에 플레넘 챔버가 장착되어 제작된 엔진도 있지만 대부분은 이러한 플레넘 챔버는 비행체에 맞게 설계하여야 한다. Figure 1b의 PWC사 엔진의 경우에도 엔진사에서 제시한 제한조건에 따라서 설계하여 비행체에 장착하여야 한다.

PWC206C는 550마력(최대동력 410kW)급 엔진인데, 엔진 성능해석 프로그램으로 고도 3km, 표준대기조건에서 비행체가 마하 0.4로 비행할 경우의 pressure recovery($1-\Delta P/P_\infty$)에 따른 엔진 동력손실(power loss)을 계산하면 Fig. 3과 같다. 위의 비행조건에서 흡기구/배기구로부터 압력손실이 없을 경우에 발생하는 최대 동력은 381kW이고, 이 값을 기준으로 하여 동력손실을 나타내었다. 4%의 전압력 손실은 약 7%의 동력손실을 야기함을 알 수 있다. 이와 같이 전압력회복률에 따라서 엔진의 동력이 크게 영향을 받기 때문에 고속에서 비행이 가능하기 위해서는 고속에서 압력손실이 최소가 되어 비행이 가능한 엔진동력이 나오도록 흡기구가 설계되어야 한다.

2.2 플레넘 챔버

앞에서도 언급하였듯이 side intake를 갖는 엔진은 엔진 스크린을 통하여 흡기구로 유입된 공기가 정체되어 엔진으로 들어갈 수 있는 플레넘 챔버가 필요하다. 플레넘 챔버는 흡입구에서의 높은 흡입속도가 플레넘 챔버까지 도달하면서 속도가 일반적으로 1/5로 떨어지게 되고, 이를 통하여 비행속도에 의하여 발생한 동압이 가능한 높은 정압으로 변환되어 엔진 구동에 충분한 양의 공기를 공급할 수 있게 하는 역할을 한다. 플레넘 챔버는 엔진의 장착위치와 비행체의 형상에 따라서 달라지는데 일반적인 side-facing intake를 갖는 헬리콥터에서는 엔진베이(engine bay)와 비행체 동체를 이용하여 구성하고, forward- facing intake를 갖는 비행기는 비행체 내부에 따로 플

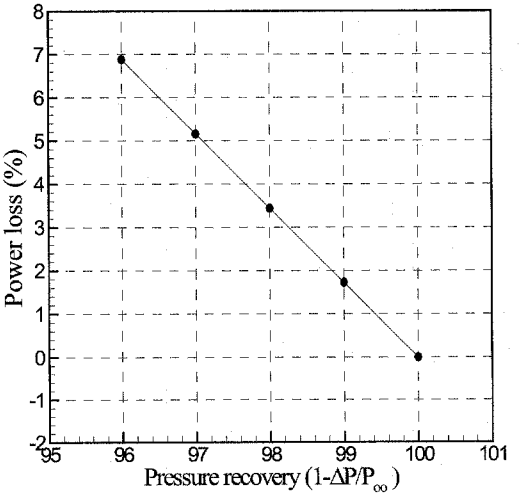


Fig. 3 Engine power loss related to the total pressure recovery.

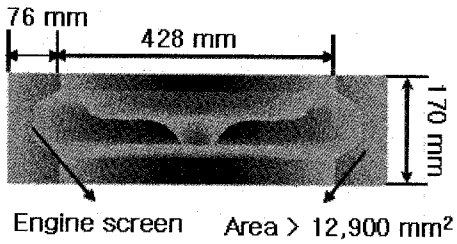


Fig. 4 Cross-section view of plenum chamber.

레넘 챔버를 구성하기도 한다. 본 논문에서 설계한 플레넘 챔버는 Bell사의 Eagle Eye TR-911D 모델[1]을 참조하여 PWC사의 PWC206C engine installation manual[2]을 참고하여 구성하였다.

PWC의 installation manual에 따르면 충분한 engine의 성능을 보장하기 위하여 다음과 같은 사항이 플레넘 챔버를 설계할 때 고려되어야 한다고 되어있다.

1) 플레넘 챔버의 입구에서 볼 때 엔진의 양쪽 side 부분의 플레넘 챔버 단면적(cross-section area)이 12,900mm^{2}이상 되어야 한다.
2) 엔진 스크린과 플레넘 챔버 또는 cowling wall까지는 3"의 간격이 유지되어야 한다.
3) 엔진 intake에서 대칭적인 유동 분포를 유지할 수 있는 모양과 특성을 가져야 한다.

이와 같은 사항을 고려하여 설계한 플레넘 챔버의 결과는 Fig. 4와 같다. 여기서 엔진 스크린으로부터 안쪽 부분은 엔진 intake로부터 압축기까지의 엔진 내부를 유동해석을 위하여 엔진 사진으로 얻은 데이터로부터 구성한 부분이다. 이렇게 구성한 플레넘 챔버의 3차원 형태는 Fig. 5와 같다. 이 플레넘 챔버의 내부에는 유동의 흐름을 방해할 수 있는 어떤 튜브나 전선, 그리고 막대 등이 존재해서는 안 된다.

Figure 4에서도 볼 수 있듯이 side intake를 갖는 turboshaft 엔진은 압축기 입구에서의 면적이 엔진 스크린에서의 면적보다 약 1/10으로 크게 줄어들게 된다. 그렇기 때문에 플레넘 챔버를 장착한 흡기구에서는 직접 연결된 흡기구에 비해서 압력손실은 조금 크지만 공기가 압축기로 들어가기 전에 압력과 속도의 변화정도 및 왜곡현상이 크게 줄어들게 된다. 플레넘 챔버를 장착한 흡기구의 장점이기도 한다.

2.3 흡입구 및 흡기덕트

흡입구의 형태는 반원형을 기준으로 하였으며 흡입구의 면적은 엔진의 최대 필요 공기량에 외부물질 흡입방지 장치가 장착될 경우 스케빈지 덕트(scavenge duct)로 배출될 공기량을 15%로 고려하여 계산하였다. 이를 기준으로 계산된 흡입구의 면적은 20,126mm^{2}이고 흡입구로의 공기 유입이 용이하게 하고 항력을 줄이기 위하여 동체 표면의 기울기를 따라 전방으로 5° 기울어지도록 설계하였다. 일반적인 헬리콥터에서의 흡기구 형태에 따른 전압력손실[3]을 기준으로 설계된 면적의 흡기구에서 예상되는 압력손실은 Fig. 6과 같이 약 3%이다. 흡입구의 면적이 감소할수록 그리고 스케빈지 덕트로 배출되는 공기량이 많아질수록 압력손실은 더 커지게 된다. 또한 제자리 비행시 최대 압력손실을 나타내는 것을 알 수 있다.

최대순항속도로 비행할 경우에 신개념 비행체는 흡입구에서의 유속이 자유흐름의 유속보다 작으므로(M_{in}/M_{∞}<1) 유동의 정체점은 흡입구 내부에 존재하게 된다[3]. 따라서 립(lip) 부근에서 내부유동의 박리 현상은 일어날 가능성이 없게 되

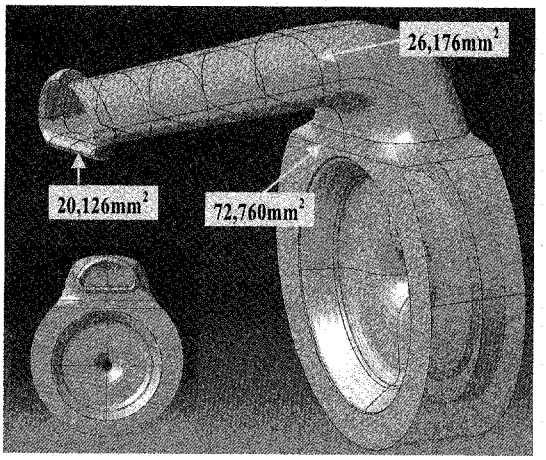


Fig. 5 Cross-section area in the intake duct.

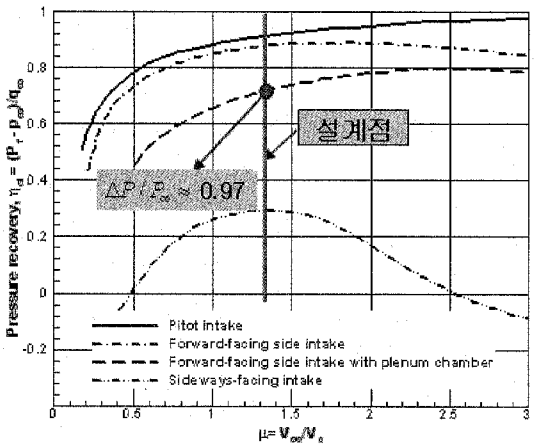


Fig. 6 Pressure recovery at the design point.

며 유동의 경계층은 흡기구 목(throat)까지는 순압력 구배로 진행하다가 목 이후에서부터는 확산부 표면을 따라 확산부의 면적변화에 따라 순압력/역압력 구배로 진행하게 되어 도관 내부의 압력 회복률은 거의 경계층 내에서의 전압력 손실에 의하여 좌우된다고 볼 수 있다. 흡입구의 립형상은 압력손실에 큰 영향을 미치므로 설계에 주의를 요한다. 설계중인 흡입구의 립형상은 기하하적인 면을 고려하여 1:3 타원형으로 설계하였다.

흡입구를 지난 유동은 흡기덕트의 확산부를 지나면서 단면적이 증가하여 감속되면서 동압이 정압으로 변화되게 된다. 확산부의 경사각은 경계층의 역압력 구배에 의한 흐름의 박리가 발생하지 않는 범위내의 값이어야 한다. 이를 위하여 확산부의 측면 및 상하벽면의 기울기가 5°를 초과하지 않아야 한다고 알려져 있다[4]. 본 논문의 흡기덕트는 플레넘 챔버와 연결하기 위하여 굴절덕트 부분이 존재하게 되고 이를 고려하여 Fig. 5와 같이 설계하였다. 덕트 단면의 상하길이가 비행체의 형상으로부터 제한되기 때문에 덕트의 흡기덕트의 측면은 최대값인 5°를 기준으로 설계하고 윗면은 4°로 확산되도록 설계하였다. 이렇게 설계된 흡기덕트의 각 부분에서의 단면의 모양과 면적의 변화는 Fig. 5와 같다.

이렇게 설계된 흡기구를 현재 설계된 스마트 비행체 모델(TR-S3)에 장착한 결과는 Fig.7과 같다.

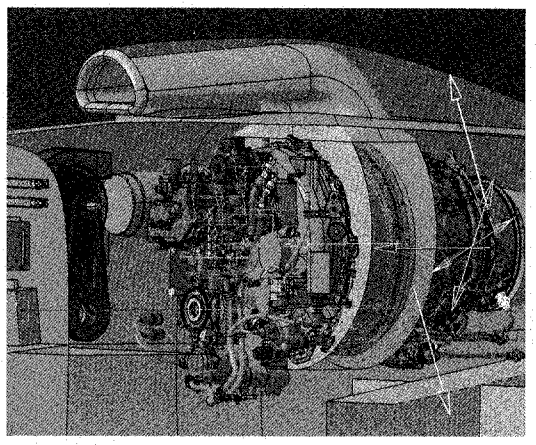


Fig. 7 Intake model installed in the fuselage.

3. 흡기구 성능해석

설계된 공기 흡기구의 성능을 해석하기 위하여 본 연구에서는 CFD-ACE+를 이용하였다. 비정렬 격자를 이용하여 Fig. 8과 같이 3차원 격자(grid)를 구성하고, 흡입구 직경을 기준으로 한 레이놀즈수가 1.4×10^7이기 때문에 $k-\epsilon$ 난류모델을 이용하여 난류유동해석을 수행하였다. 자유흐름조건을 주기위하여 Fig. 8과 같이 흡기구 앞부분에도 C타입으로 격자를 구성하여 비행체 순항속도에 따른 영향을 조사하였으며, 압축기 뒷부분에는 가상의 덕트를 설치하여 수렴과 경계조건 설정이 용이하게 하였다. 엔진내부에서 압축

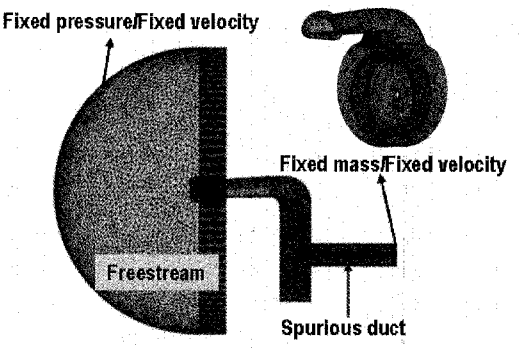
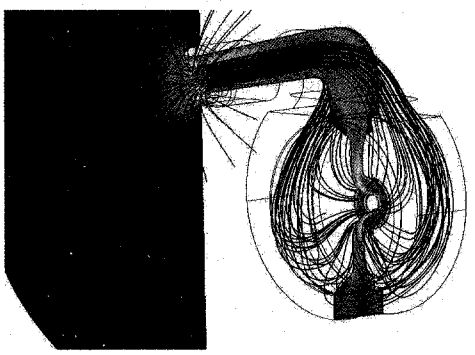
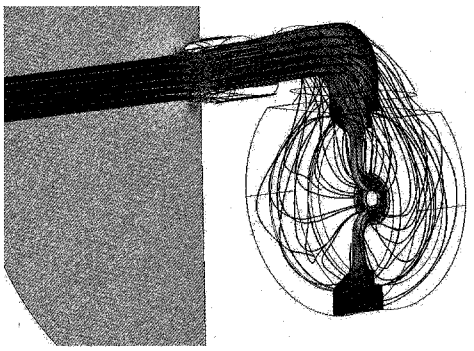


Fig. 8 Grid and boundary conditions.



(a) Hovering



(b) Max. cruise

Fig. 9 Pressure contour and streamline distribution at (a) hovering; (b) max. cruise condition.

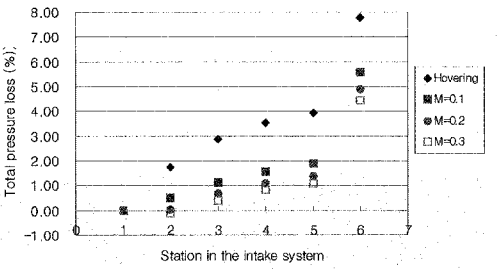
기 입구조건은 각 비행조건에 따라서 필요한 공기유량이 엔진으로 일정하게 유입되도록 설정하였다. 스마트무인기는 최대 순항속도가 고도 3km에서 440km/h이기 때문에 자유흐름속도를 0에서 440km/h까지 바꿔가면서 계산을 수행하였다.

3.1 표준대기조건에서의 압력손실

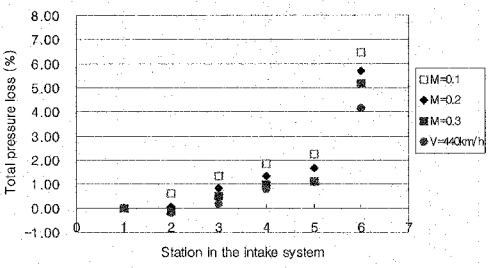
우선 흡기구의 기본성능을 살펴보기 위해서 고도 0km와 3km에서의 표준대기 조건에서의 성능을 계산하였다. Figure.9는 고도 0km에서 제자리비행조건과 고도 3km에서 최대순항조건에서의 전압력분포 및 유선을 도시한 그림이다. 제자리 비행과 최대 순항조건에서 전체적으로 흡기구내 유동이 대칭적으로 고르게 흐르고 있는 모습을 볼 수 있다. 특히 플레넘 챔버를 통하여 압축기까지의 흐름이 박리나 순환영역 없이 부드럽게 형성되고 있는 것을 확인할 수 있으며 이를 통하여 설계된 플레넘 챔버의 형상에 문제점이 없는 것을 확인하였다. 고도 0km에서는 최대흡입공기유량이 2.1kg/s이며 3km에서는 1.6kg/s이다. 각각의 조건에서 계산된 결과로부터 흡기구의 각 부분에서 전압력 손실값을 구하면 Fig. 10과 같다. X축은 흡기구의 각 부분을 나타내는데, 1에서 6까지의 숫자는 각각 자유흐름, 흡입구, 목(throat), 플레넘 챔버 입구, 엔진 입구, 압축기 입구의 위치를 뜻한다. Y축은 각 부분에서의 전압력 손실값으로 다음 (1)식과 같다.

$$Total\ pressure\ loss = \frac{\triangle P}{P_\infty} = \frac{P_\infty - P}{P_\infty} \qquad (1)$$

순항속도가 증가할수록 압력손실이 커지는 것을 볼 수 있으며 특히 제자리비행조건에서는 흡입구 주위에서 압력손실이 매우 큰 것을 볼 수 있다. Figure 11은 각각 제자리비행, 그리고 마하수 0.1, 0.2, 0.3의 순항속도일 때의 압력분포와 유선을 나타낸 그림이다. 제자리 비행때는 흡입구 주위에서 모든 방향으로부터 공기가 흡입되기



(a) at 0km altitude



(b) at 3km altitude

Fig. 10 Total pressure loss in the intake system.

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

3km	Cruise	Loiter	Max. cruise
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 %

때문에 흡입구를 지나면서 압력손실이 크게 발생하게 된다. 그리고 순항속도가 증가하면서 정체점은 흡입구의 외부에서 내부로 이동하게 되고 흡입구에서의 압력손실도 점점 줄어드는 것을 볼 수 있다. 흡입구의 면적이 증가할수록 흡입구에서의 압력손실을 줄어들게 되지만 면적이 증가하게 되면 비행시 항력이 증가하게 된다.

일반적으로 흡기구에서의 전압력손실이라고 하는 것은 자유흐름으로부터 엔진입구까지의 손실을 뜻하는데, 이러한 전압력손실을 고도 3km에서 여러 비행조건에 따라서 정리한 결과는 Table 1과 같다. 해면고도 표준대기조건에서 제자리 비행시 최대 4%의 압력손실이 발생함을 상기해볼 때, 3km 고도에서 순항중일 때는 압력손실이 상대적으로 작아지는 것을 알 수 있다. 3km 고도에서 최대순항속도로 비행할 경우에는 약1%의 압력손실이 발생하게 된다. 계산결과의 검증을 위하여 본 연구에서 계산된 전압력손실값과 일반적인 헬리콥터의 흡기구에서의 전압력회복률[2]을 비교한 그림은 Fig. 12와 같다.

전압력회복률은 $1-\Delta P/q_{\infty}$로 계산되는 전압력손실과 동압력의 비를 의미한다. 본 논문의 유동해석을 통한 압력손실은 유동 흐름에 의한 것이기 때문에 마찰력에 의한 손실분을 고려하면 Fig. 12에서의 전압력회복률은 더 낮아질 것이다. 참고문헌에 있는 흡기구에 대한 압력회복률이 어떠한 조건에서의 결과인지 나타나있지 않아서 정확한 비교는 어렵지만 두 그래프의 속도에 따른

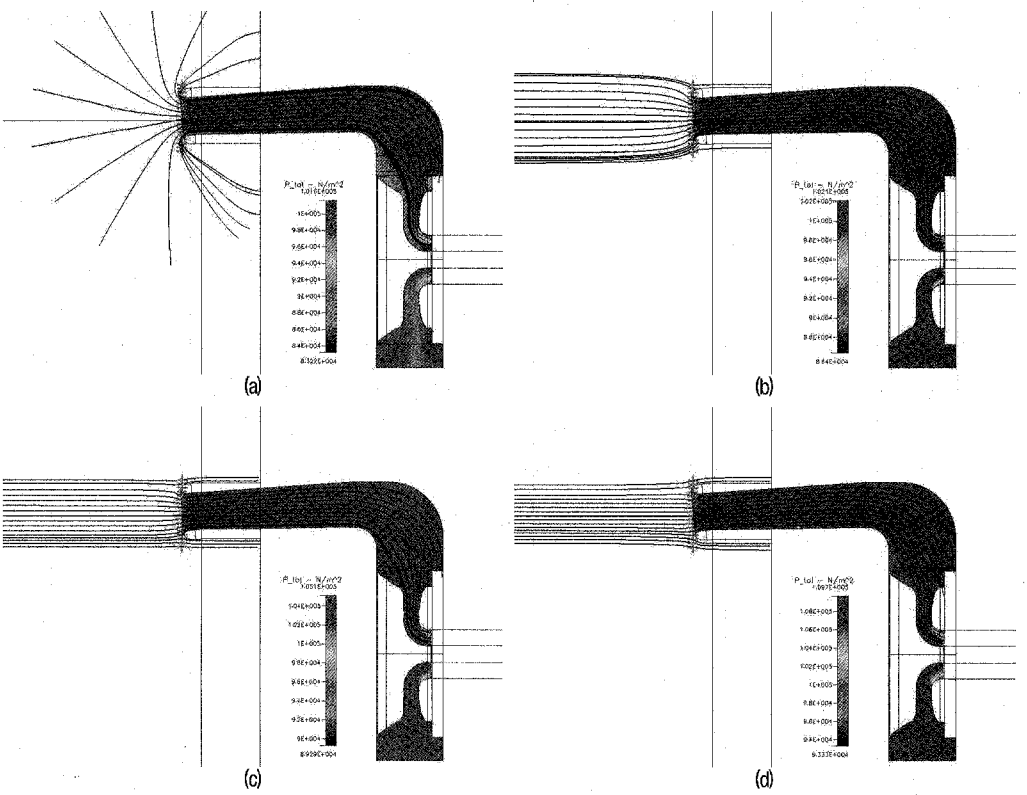


Fig. 11 Total pressure distribution and streamlines at several flight conditions: (a) Hovering; (b) M=0.1; (c) M=0.2; (d) M=0.3.

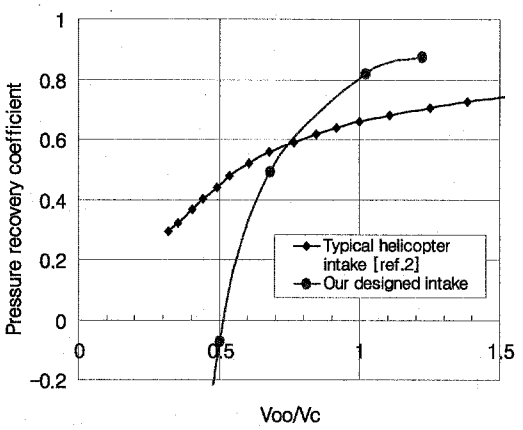


Fig. 12 Total pressure loss in the intake system.

변화 경향을 비교해보면 속도비(V_∞/V_c)가 증가할수록 전압력회복률이 증가하지만 속도비가 작은 영역에서 현재 설계된 흡기구의 전압력회복률이 훨씬 더 크게 감소하는 것을 볼 수 있다.

본 논문의 유동해석을 통한 압력손실은 박리 등의 유동 흐름에 의한 것이고 여기에 마찰력에 의한 압력손실을 고려하면 흡기구에서의 총 전압력 손실값이 된다. 마찰력에 의한 압력손실은 CFD로 정확한 예측이 어렵기 때문에 경험식[3, 5]에 의하여 다음과 같이 구하였다.

$$\frac{\triangle P_{vis}}{q_c} = IfC_F \qquad (2)$$

여기서, I와 f는 흡기덕트형상에 관련된 변수이고 C_F는 평판에서의 마찰계수이다.

이러한 계산을 통하여 약 2%의 압력손실이 마찰력에 의하여 발생함을 예측할 수 있다. 이를 고려하면 해면고도에서 제자리 비행시는 6%, 3km고도에서 최대순항시는 3%의 전압력손실의 발생이 예상된다.

Table 3 Total pressure loss at each condition.

0km	Standard day	Hot-day	Cold-day
온도	15 ℃	35 ℃	-20 ℃
공기량	2.1 kg/s	1.8 kg/s	2.0 kg/s
전압력손실	3.95%	2.51%	3.23%

각각의 조건에서 계산된 전압력손실값을 바탕으로 엔진 성능해석 프로그램을 이용하여 조건에 따른 최대가용동력(available power)을 계산하면 Table 2와 같다. 배기구에 의한 손실은 3%로 가정하였다. 엔진요구동력과 비교해볼 때 최대순항속도로 비행중일 경우에도 비행이 가능한 동력을 제공함을 확인할 수 있다. 하지만 325kW의 요구동력보다 7%밖에 크지 않기 때문에 앞으로 더 정확한 요구동력과 최대동력의 분석이 필요할 것으로 생각된다.

3.2 Hot-day와 cold-day에서의 압력손실

해면고도에서 제자리 비행시 hot-day와 cold-day, 그리고 표준대기 조건에 따라 계산된 압력손실을 정리하면 Table 3과 같다. Hot-day, cold-day는 각각 표준대기 조건(해면고도에서 15°C)에 비하여 20°C, -35°C의 온도 변화가 있는 경우를 의미한다. Hot-day와 cold-day에서는 표준대기조건과 비교하여 동일한 동력을 내기위해

Table 2 Maximum available power related to the total pressure loss at each condition.

비행조건	대기조건	속도 (km/h)	요구동력 (kW)	흡입손실	배기손실	최대동력 (kW)
Take off	ISA	0	306	6.0	3.0	410
Take off	ISA+20	0	318	4.5	3.0	351
Cruise	ISA, Alt=3km	400	282	3.1	3.0	342
Loiter	ISA, Alt=3km	250	151	3.6	3.0	321
Max cruise	ISA, Alt=3km	440	325	3.1	3.0	348
Take off 측풍	ISA, Alt=0km	50	306	6.3	3.0	361

서 필요공기량이 각각 1.8kg/s, 2.0kg/s로 줄고 연료량이 늘어나게 된다. 이에 따라서 hot-day와 cold-day에서 압력손실이 2.5%, 3.2%로 표준대기조건에서보다 줄어들게 된다. 표준대기조건에 비해 공기량이 줄어들수록 압력손실도 줄어드는 것을 알 수 있다. 흡입 공기량이 줄어든다는 의미는 흡입구에서의 속도가 그에 비례하여 줄어드는 것을 뜻하므로 흡입구에서 속도가 커질수록 압력손실이 커지는 것을 알 수 있다. 흡기구의 성능에 대기조건에 따른 대기압의 변화도 영향을 미치겠지만 이에 대한 영향은 압축기 내부의 압력을 정확히 알기 어렵기 때문에 대기압 변화에 따른 영향은 본 논문에서는 포함되지 않았다.

Hot-day와 cold-day 조건에서 계산된 전압력손실값을 바탕으로 계산된 최대가용동력도 Table 2에 정리되어 있다. 엔진요구동력과 비교해볼 때 hot-day조건에서도 비행이 가능한 동력을 낼 수 있음을 확인할 수 있다.

3.3 풍향에 따른 흡기구 성능 변화

비행체 요구사항에 의하면 개발중인 스마트 무인기는 제자리 비행시 50km/h의 바람이 있는 상태에서도 360°의 방향전환이 가능해야 한다. 이를 만족시키기 위하여 50km/h의 측풍 또는 배풍이 존재할 경우에도 추진시스템의 성능에 문제가 없어야 하기 때문에 이에 대한 해석도 수행하였다.

Figure 13은 15m/s의 측풍이 있을 경우의 흡기구 내부의 유동흐름을 보여주고 있다. 측풍의 방향에 따라서 시계방향과 시계반대방향의 소용돌이(swirl) 현상이 발생하게 된다. 이때 흡기구 각 부분에서의 전압력손실값을 보면 Fig. 14와 같다. 측풍이 없을 경우 제자리 비행의 결과와 비교해볼 때 플레넘 챔버의 입구에서 압력손실이 증가하는 것을 볼 수 있다. 하지만 압력손실 증가에 따른 엔진성능변화보다는 압축기 입구에서의 소용돌이 현상이 엔진의 성능변화에 더 큰 영향을 줄 것으로 생각된다. 소용돌이 현상의 회전방향과 압축기로의 입사각도에 따라서 압축기 성

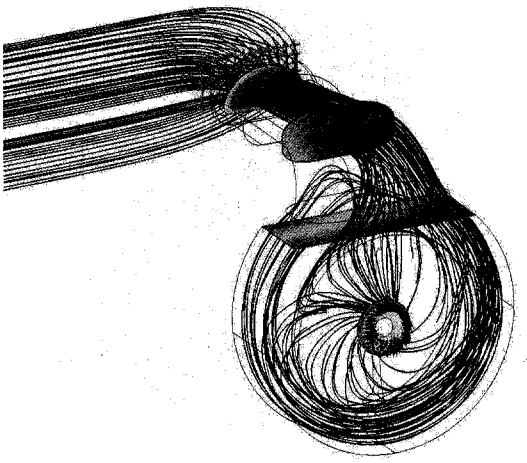


Fig. 13 Streamline distribution in the case of side wind(15m/s).

능이 변하기 때문이다. 다시 말하면 압축기 회전방향과 유동회전의 방향이 순방향인지 역방향인지 그리고 입사각도는 어떠한지에 따라서 압축기가 흡입하는 공기량과 압축기 입구와 출구에서의 압축비가 변하게 되는데 이는 압축기에 따라서 달라진다. 압축기 특성이 달라지면 엔진의 성능이 직접적으로 영향을 받기 때문에 엔진이 결정된 후 엔진사와 해석결과에 따른 영향평가가 이루어질 예정이다.

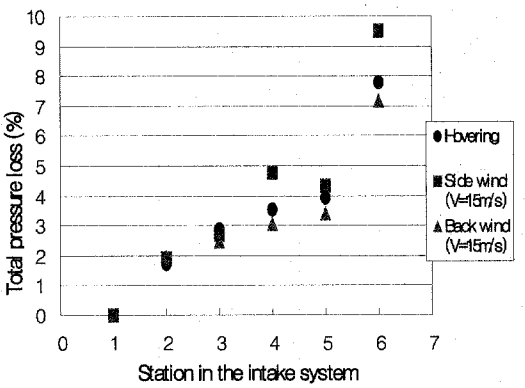


Fig. 14 Total pressure loss in the intake system with wind direction.

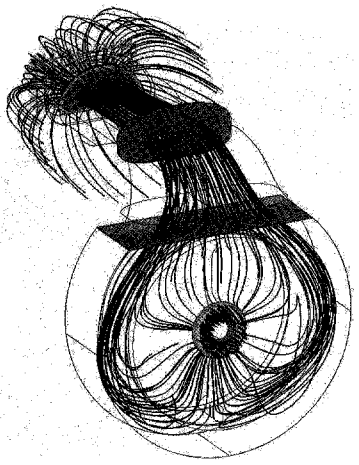


Fig. 15 Streamline distribution in the case of back wind(15m/s).

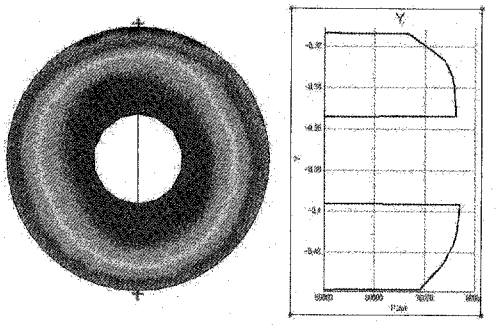


Fig. 16 Total pressure distribution at the compressor inlet.

측풍이 존재할 경우와는 달리 배풍이 존재할 경우에는 Fig. 15와 같이 대칭적인 유동흐름이 크게 영향을 받지 않는다. 각 부분에 따른 전압력손실을 정리해 놓은 Fig. 14로부터 배풍이 있을 경우에는 부분적으로 제자리비행시보다 압력손실이 적어짐을 볼 수 있다. 하지만 변화정도가 크지 않아서 배풍에 의한 흡기구 성능변화는 거의 영향이 없다고 볼 수 있다.

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 Fig. 16과 같이 측풍이 불어 소용돌이 현상이 발생하더라도 압축기 입구에서의 압력분포는 균일함을 볼 수 있었다. 즉, 엔진 스크린 주위에서는 균일하지 않던 압력분포가 면적비가 큰 압축기 입구에서는 매우 균일해지고 왜곡현상도 적어지는 것을 볼 수 있다.

4. 결 론

본 논문에서 turboshaft 엔진이 장착될 스마트 무인기의 추진시스템에 적합한 공기 흡기구를 설계하고 CFD를 통하여 유동해석을 하고 성능해석을 수행하였다.

해면고도 표준대기조건에서 제자리 비행시 최대 3.95%의 전압력손실이 발생하게 된다. 여기에 마찰력에 의한 전압력손실 2%를 고려하면 공기흡기구를 통해서 최대 6%의 전압력 손실이 발생함을 예측할 수 있다. 또한 여러 비행조건에서 계산된 전압력손실값을 기준으로 최대가용동력을 계산하고 각 조건에서 요구되는 동력과 비교함으로써 설계된 흡기구의 성능을 확인하였다.

측풍이 불 때는 흡기구내 압력손실이 증가하고 플레넘 챔버내에서 소용돌이 현상이 발생하기 때문에 엔진 동력 손실이 커지게 된다. 하지만 배풍에 대한 성능변화는 적음을 알 수 있었다. 그리고 플레넘 챔버가 장착된 흡기구의 특성상 모든 조건에서 유동왜곡현상의 발생은 적었다.

참 고 문 헌

1. Settle, B. and Wise, T., "Bell Eagle Eye TR-911X - Tiltrotor unmanned aerial vehicle: recent developments, autoland integration,

and flight test demonstrations," American Helicopter Society 56th Annual Forum, Virginia, 2000.
2. PWC Installation Manual PWC206C Turboshaft Engine.
3. Seddon, J. and Goldsmith, E. L., Intake Aerodynamics, AIAA Education series, 1985.
4. PWC, "Air inlet system," PT6A series Engine Installation Handbook, 1985.
5. Roskam, J., Airplane design: Part IV Preliminary calculation of aerodynamic, thrust and power characteristics, University of Kansas, 1990.