

틸트로터 무인항공기 냉각 시스템 설계

Design of Cooling System for Tilt-Rotor UAV

박일경*, 김근배, 최선우(한국항공우주연구원)

1. 서론

틸트로터 항공기는 주익의 양 끝단에 위치하는 프로펠러에서 발생하는 추력의 크기 및 방향 전환을 통해 수직이착륙, 제자리 비행, 저속 및 고속 전진비행 가능한 다목적 비행체이다. 틸트로터 항공기는 1950년 초반부터 미국 Bell Helicopter에서 연구가 시작되었으며, 현재 군용 항공기인 V-22 Osprey와 민간용 항공기인 BA-609가 개발되어 양산을 위한 시험이 수행되고 있다. 틸트로터 항공기는 헬리콥터와 같이 로터를 회전시키기 위한 터보샤프트엔진과 드라이브 시스템을 갖추고 있으며, 고정익항공기와 같은 양력을 발생시키기 위한 주익, 수평미익, 수직미익과 조종면을 갖고 있다. 이와 같이 회전익 항공기와 고정익 항공기의 특징을 모두 갖고 있는 틸트로터 항공기는 다양한 임무영역에서 사용될 수 있는 비행체로서 앞서 기술한 유인항공기 뿐만 아니라, 무인항공기에 적용이 용이한 비행체이다. 그림 1의 미국 Bell Helicopter사의 Eagle-Eye는 틸트로터 방식을 적용한 무인항공기로서 시제기인 TR-911X의 개발이 종료되고, 현재는 양산형 틸트로터 무인항공기인 TR-911D의 개발이 진행되고 있다.

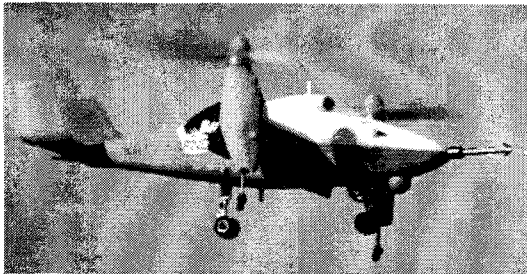


그림 1. TR-911X Eagle-Eye

그림 2의 스마트 무인기는 현재 국내에서 개발 중인 틸트로터 무인항공기로서 21세기 프론티어 연구과제의 일환으로 수행되고 있다. 본 논문은 스마트 무인기 내부 구성품의 냉각 시스템의 개념을 정리하고, 이 개념을 적용하기 위한 시스템 설계 과정을 담고 있다.

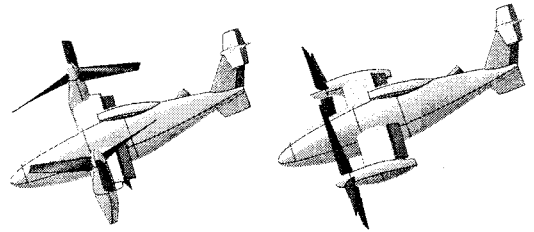


그림 215. 스마트 무인기(틸트로터 무인기)

2. 스마트 무인기 내부 냉각 시스템

틸트로터 항공기인 스마트 무인기는 회전익 항공기인 헬리콥터와 프로펠러 추진 방식 고정익항공기의 개념을 동시에 갖고 있는 항공기이다. 비행체를 구성하고 있는 각 구성품들은 기본적으로 헬리콥터와 매우 유사한 것으로, 동체 후미에 위치하고 있는 엔진에서 발생한 회전력을 동체 중앙에 있는 중간기어박스로 전달하고 전달된 회전력은 중간기어박스에 연결되어 있는 파일런 기어박스로 다시 전달되어 최종적으로 프로펠러를 회전시켜 추력을 발생시킨다. 틸트로터 항공기는 헬리콥터 모드로 비행할 때 고정익 모드에 비해 약 25% 정도 로터가 빨리 회전하게 된다. 그러므로 헬리콥터 모드로 비행할 때 큰 동력을 소모하게 되고 이에 따라 엔진 및 기어박스의 발열량이 가장 높게 되며, 내부 시스템의 오일냉각에도 가장 큰 냉각공기를 필

요로 한다. 따라서 스마트 무인기 엔진 및 기어박스 오일 냉각공기 유입 방안을 일반 헬리콥터에서 사용되고 있는 개념으로 설정하였다. 그림 3은 500MD 헬리콥터에 적용된 냉각공기의 유입방식을 보여주고 있다.

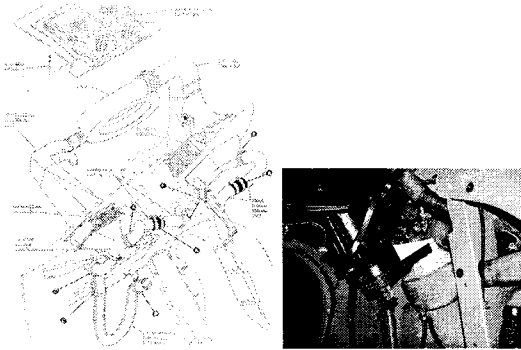


그림 216. 500MD 적용 냉각공기 유입방식

일반 헬리콥터에서 사용되는 냉각공기 유입방식은 송풍기(Blower)를 통해 외부 공기를 강제로 유입시키는 방법으로, 전진에 의해 유도되는 램에어와 로터 회전에 의해 발생하는 후류의 유량이 냉각에 충분하지 않기 때문에, 외부 공기를 강제적으로 유입시키는 방법을 사용한다. 무인기의 환경제어 장치와 유인기의 환경제어 장치와의 차이점은 조종석 및 승객석의 환경제어 기능이 필요치 않고, 유인기에 비해 상대적으로 많은 부분을 차지하고 있는 항전장비 및 통신탑재장비의 냉각을 담당하는 것이다. 특히, 스마트 무인기는 매우 많은 항전장비, 탑재통신장비 및 임무장비들을 항전Bay 내부에 탑재하고 있고, 각 장치들에서 작동 중에 발생하는 열을 제어해야만 한다. 항전Bay에 탑재된 장비들의 온도 제어 개념은 항전Bay 내부의 공기를 일정한 온도로 유지하도록 내부의 공기를 지속적으로 외부공기로 순환시켜주는 것이다. 지속적으로 공급되는 외부공기는 앞서 기술한 송풍기에 의한 강제유입을 이용하는 것으로, 냉각공기 흡입구를 항전Bay 전방부에 설치하여 흡입된 공기가 항전Bay를 통과한 후 송풍기로 유입되도록 했다. 그림 4는 앞서 기술한 스마트 무인기 내부 냉각 개념을 개략적으로 나타내는 그림이다.

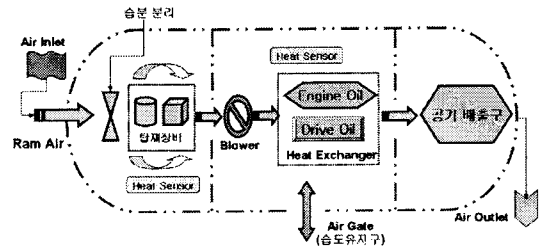


그림 4. 스마트 무인기 내부 냉각시스템

3. 스마트 무인기 내부 냉각 시스템 모델링

스마트 무인기 내부 냉각장치는 크게 항전 Bay 냉각부, 송풍기, 엔진 및 기어박스 오일 냉각부, 덕트로 구성되어 있으며, 송풍기를 제외한 구성품은 전체 환경제어 시스템에서 압력손실부로 작용하며, 송풍기는 손실부에서 강화된 압력을 상승시키는 역할을 수행한다. 그러므로 스마트 무인기 내부 냉각장치의 설계는 엔진 및 드라이브장치 열교환기에 오일 냉각에 필요한 유량을 공급할 때 냉각 시스템에서 발생하는 전체 압력손실을 예측하고 필요유량과 전체 압력손실량보다 큰 전압을 발생시키는 송풍기를 설계하는 과정으로 수행된다. 그런데, 내부 냉각 장치에 사용될 송풍기는 송풍기 회전력 전달방식, 송풍기가 장착될 내부 공간의 제약사항, 개발 예산의 효율화 등의 이유로 기존 항공기에 사용된 OTS(Off-The Shelf)를 활용하기로 하였으며, 고성능 고효율 송풍기인 500MD 헬리콥터용 송풍기를 사용하기로 하였다. 그림 5는 500MD에 사용된 송풍기의 모델을 보여주고 있으며, 그림 6은 적용된 송풍기의 성능곡선을 나타내고 있다.

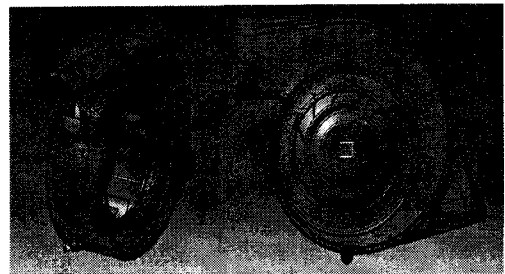


그림 5. 500MD 적용 송풍기 CATIA 모델

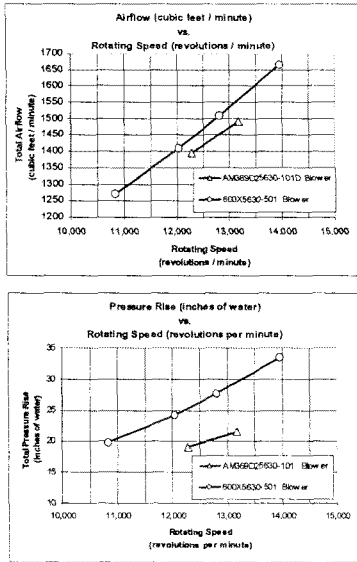


그림 6. 500MD 송풍기 성능곡선

그림 7는 스마트 무인기 내부 냉각 시스템 각 부분의 압력손실을 구하기 위한 내부 냉각 시스템 모델링을 보여주고 있다.

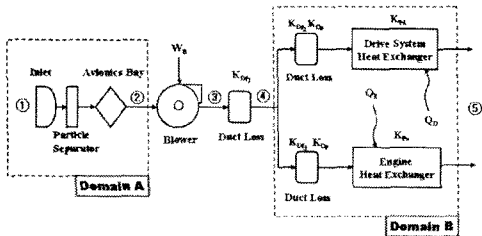


그림 7. 내부 냉각 시스템 모델링

위 시스템은 각 덕트를 지나는 유속성분의 최대 Mach수가 0.2 이하로 설계되며, 시스템에 열전달이 발생하는 열교환기 부분이 유동 전달의 마지막 부분에 위치하고 있으므로, 전체 시스템을 비압축성유동이라 가정하였으며, 전체 시스템 해석에 유동해석과 열해석은 분리수행을 가정하였다. 그리고 전체 유동시스템 해석은 그림 4에서 도시된 Domain A를 제외하여 수행된다. Domain A 영역은 공기흡입구, 입자분리기, 항전Bay로 구성된 영역으로 3차원적인 형상을 갖고 있으며, 매우 복잡한 장비 배치로 인해 압

력손실을 이론적으로 접근하기 힘들다. 그래서 Domain A 영역의 압력손실을 구하기 위해 CFD 해석을 사용하였다.

4. 항전Bay CFD 해석

그림 8은 항전Bay CFD 해석을 위한 형상모델을 보여주고 있으며, CATIA V5를 이용하여 생성하였다. 항전Bay 내부로 공기를 유입시키기 위한 공기흡입구는 인입구 형상에 의해 발생하는 항력을 최소화하기 위해 NACA Scoop를 이용하였다.

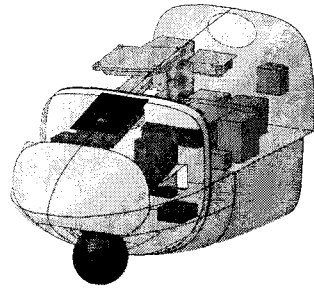


그림 8. 항전Bay 형상 모델

공기흡입구의 크기 및 배치는 내부로 유입되는 공기유량과 기체 구조와의 간섭을 고려하여 설계하였으며, 기수 측면에 각각 배치하였으며, 기체 내부로 유입되는 공기유량은 엔진 및 드라이브 장치 열교환기에서 필요로 하는 냉각공기유량으로 설정하였다. 각 장치 열교환기 필요 냉각유량은 엔진 열교환기에 0.33 m³/s, 드라이브 장치 열교환기에 0.236 m³/s이다.

스마트 무인기 항전 Bay는 기수 부에 위치하고 있는 탑재통신장비 공간과 배터리, DFCC(Drone Flight Control Computer), 전원분배기 등이 위치하는 공간으로 나누어진다. 앞쪽에 위치하는 탑재통신장비는 탑재되는 항전장비들 중 가장 큰 열을 발생시키는 장비로, 항전 Bay 냉각에 가장 중요한 영향을 미치게 된다. 그래서 두 공간 사이에 공기통로의 위치를 탑재통신장비에 최대한 가깝게 배치하였다. 항전Bay CFD 해석을 수행하기 위한 격자는 항전Bay 내부 Domain과 공기흡입구로의 공기유입에 영향을 미치는 외부형상 Domain으로 나누어 생성되

있다. 그림 9는 항전Bay 내부 Domain의 격자의 형상을 보여주고 있다. 항전Bay 내부의 격자는 923351개의 Unstructured mesh로 이루어져 있으며, 기체 외부 격자는 456651개의 Unstructured mesh로 이루어져 있다. CFD 해석은 상용 CFD 해석 프로그램인 STAR-CD를 이용하였으며, 항전Bay 내부 압력 손실 계수를 확인하기 위해 내부 냉각 유량이 0.5188 m³/s, 0.613 m³/s, 0.7075 m³/s 의 경우로 나누어 수행하였다.

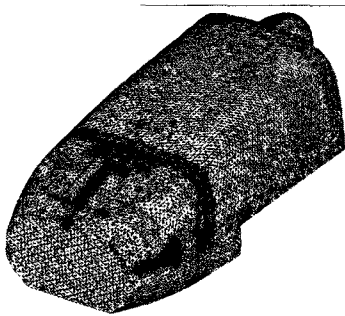


그림 9. 항전Bay CFD 해석 모델

그림 10은 내부 냉각 유량이 0.613 m³/s일 때의 내부 압력분포로 전방 항전Bay와 후방 항전Bay사이의 압력변화가 크게 발생하는 것을 볼 수 있다. 이것은 전방 항전Bay와 후방 항전Bay 사이의 공기통로가 매우 협소하기 때문에 발생하는 현상이다.

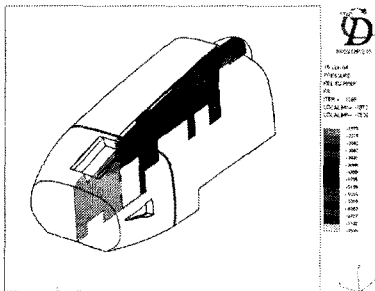


그림 10. 항전Bay 내부 압력분포

그림 11은 항전Bay 내부의 유동상태를 보여주는 것으로, 항전Bay 내부 공간에 환기가 매우

원활히 이루어지는 것을 확인할 수 있다. 그러나 각 장비마다 발생하는 발열량의 크기 차이가 있으며, 냉각공기가 그다지 필요로 하지 않는 장비 주변까지 유동이 발생함으로써, 내부에서 발생하는 압력손실이 커지게 된다.

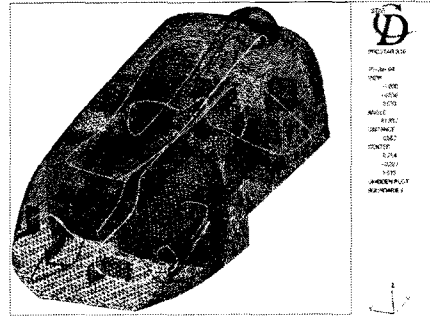


그림 11. 항전Bay 내부 유동

그림 12는 CFD 해석을 통해 예측된 항전Bay 압력손실을 나타낸 것으로, 압력손실이 내부유량의 제곱에 비례하고 있음을 확인할 수 있다.

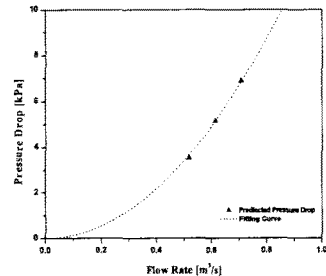


그림 12. 항전Bay 내부 압력강하 곡선

5. 스마트 무인기내부 냉각 시스템 해석

앞서 수행된 항전Bay CFD 해석을 통해 공기흡입기로부터 송풍기 입구까지 공기가 유입되는 과정에서의 압력손실을 확인하였다. 전체 시스템에서의 압력손실은 그림 7의 냉각 시스템 모델링에서 도시되어 있는 바와 같이 각 장치의 열교환기에 냉각 공기가 통과할 때 발생하는 손실, 송풍기와 열교환기를 연결하며 냉각공기를 전달하는 가요성 덕트에서 발생하는 손실, 덕트

와 열교환기를 연결하며 열교환기 공기 통과면을 고르게 하기 위한 디퓨저 등에서 발생하는 손실을 모두 더함으로써 얻을 수 있다. 송풍기에서 열교환기 사이에서 냉각공기를 전달하기 위한 가요성 덕트에서 발생하는 압력손실을 계산하였다. 각 장치의 열교환기로 공급되는 냉각공기는 병렬유로 시스템으로 전달되어진다. 병렬유로를 통해 열교환기에 공급된 공기는 기체외부로 배출된다. 이 때 배출구에서의 압력이 두 병렬유로에서 일정하기 때문에 두 병렬유로에서의 압력손실은 일정한 값을 갖게 된다. 엔진 열교환기로 향하는 유량이 앞서 기술한 바와 같이 드라이브 장치 열교환기에 비해 큰 값을 갖기 때문에 엔진 열교환기와 이를 연결하는 덕트에서 발생하는 압력손실을 계산하고 이와 동일한 손실을 발생시키고 필요한 유량을 제공할 수 있는 드라이브 장치 열교환기 유로를 설계하는 방식으로 병렬유로 설계를 수행하였다. 그림 13은 스마트 무인기 중앙동체부의 구성품 배치개념을 보여주고 있으며 공간상의 협소함 때문에 덕트의 형상이 매우 복잡하게 구성되었다.

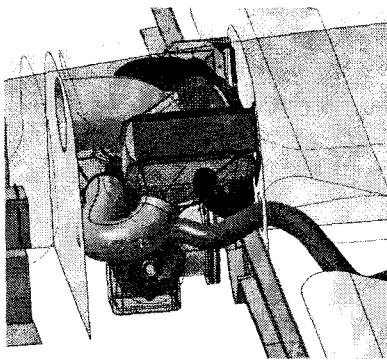


그림 13. 초기 중앙 동체 공간

엔진 열교환기에서 발생하는 압력손실은 열교환기 제작사가 제공한 압력손실 데이터에 근거하였으며, 필요 공급 유량이 공급될 때 약 800 Pa 정도가 발생한다. 엔진 교환기에 냉각공기를 제공하는 연결덕트는 약 700 Pa의 마찰손실과 중앙동체부에 배치를 위한 가요성 덕트의 형상에 의해 발생하는 압력손실과 열교환기에 가요성 덕트를 연결하기 위한 디퓨저에서 발생하는 압력손실은 약 2.7 kPa이 발생한다. 그

러므로 두 개의 병렬유로와 항전Bay에서 발생하는 압력손실은 약 8.7 kPa이 된다. 계산된 전체 압력손실 데이터는 그림 6의 송풍기 성능곡선 중 회전수에 대한 송풍기 전압 곡선에서 약 14000 rpm에 해당하며, 이 회전수로 송풍기가 회전할 때 발생하는 유량은 0.79 m³/s 에 이른다. 그런데, 발생하는 유량이 요구되는 유량에 비해 크기 때문에 각 장치의 과냉각이 발생하며, 동력의 소모가 증가하게 된다. 그러므로 앞서 구성된 엔진 및 드라이브 장치의 냉각 시스템의 구성요소가 압력손실이 최소화 될 수 있도록 변경되었다. 그림 14는 재구성된 중앙동체부를 보여주는 것으로, 송풍기 양 토출구에 바로 열교환기를 연결하여 덕트 마찰, 덕트 형상에 의해 발생하는 압력손실을 제거하였다. 또 항전Bay와 송풍기 간의 연결덕트를 기준을 90도 곡관에서 직선관으로 변경하여 손실을 줄였다.

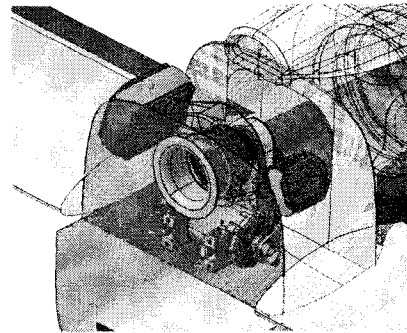


그림 14. 변경된 중앙 동체 공간

변경된 중앙동체부의 압력손실은 약 2.7 kPa이 발생하는 것으로 예측되었으며, 이 때 송풍기는 12000 rpm 으로 회전하며, 발생유량은 0.613 m³/s, 전압은 6 kPa 발생시킨다. 그런데, 앞서 CFD 해석을 통해 얻은 항전Bay의 압력손실은 약 5 kPa 정도로 현재 시스템의 손실이 여전히 송풍기가 발생시키는 전압에 비해 큰 것을 알 수 있다. 초과되는 압력손실을 줄일 수 있는 방법은 현재 연구되고 있다.

5. 결론

본 연구를 통해 틸트로터 무인항공기 내부

냉각 시스템의 개념을 마련하였으며, 항전Bay 및 각 장치의 열교환기 냉각을 위해 필요한 시스템의 구성품을 최소화 할 수 있는 방안을 마련하였다. 그리고 복잡한 형상의 항전Bay 내부의 압력손실을 CFD 해석을 통해 예측하였으며, 이를 바탕으로 효율적으로 비행체 내부를 냉각시킬 수 있는 틸트로터 무인항공기 내부 냉각 시스템의 설계를 수행할 수 있었다.

5. 후기

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

참고문헌

1. Philip. M, Gerhart., Richard. J, Gross., and John, I. Hochstein., "Fundamentals of Fluid Mechanics," -2nd Edition, Addison-Wesley, 1992.
2. Moody, L.F., "Friction Factors for Pipe Flow," Transactions of ASME, vol. 66, 1944.
3. Frank, P. Bleier., "Fan Handbook: Selection, Application, and Design," McGraw-Hill, New York, 1988.
4. "Hughes 500 Model 369D Series Service Training Manual," Hughes Helicopter.
5. Colebrook, C. F., "Turbulent Flow in Pipes with Particular Reference to the Transition Between the Smooth and Rough Pipe Laws," J. Inst. Civ. Eng. Long., vol. 11, 1939.
6. "STAR-CD V3150A User's Manual," Cd-Adapco, Inc, 2002.
7. Ben Settle, Thomas Wise , "Bell Eagle Eye TR-911X-Tiltrotor Unmanned Aeroal Vehicle: Recent Developments, Autoland Integration, And Fight Test Demonstrations," American Helicopter Society 56th Annual Forum, Virginia Beach, Virginia, May 2.4, 2000.