

技術論文

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.7.608

유량평형시험을 통한 환경제어계통 설계 검증

박동명*, 정용인*, 문우용*, 박성순**

Design Verification of Environmental Control System
by Flow Balance Test

Dong-Myung Park*, Yong-In Joung*, Woo-Yong Moon* and Sung-Sun Park**

ABSTRACT

In this study, we analyzed the system impedance of Unmanned Aerial Vehicle avionics bay and Environmental Control System(ECS), and estimated the proper air flow rate to be supplied avionics equipments. As the result of estimation, we evaluated the performance of ECS after analysing the flow balance rate and the air flow rate about each outlet port, and simultaneously decided the flow balance rate after evaluating the thermal substantiality by the thermal analysis of avionics bay. In order to verify the property of analysis result, we conducted the flow balance test using the actual avionics equipments and finally deduced the flow rate to be met system requirements of avionics equipments. Also, as the analysis results, we verified the satisfaction of system requirements at midium altitude condition and proved the performance characteristics of an Environmental Control System(ECS).

초 록

본 연구는 무인항공기의 항전베이와 환경제어계통이 가지고 있는 시스템 특성을 분석하여 항전장비에 공급되는 적정 유량을 예측하였다. 예측된 결과를 바탕으로, 각 토출구에서 토출되는 유량과 유량 분포를 분석하여 환경제어계통에 대한 성능을 분석함과 동시에 항전베이에 대한 열해석을 수행하여 유량 분포의 적절성을 입증하였다. 분석된 결과에 대한 타당성을 검증하기위해 실제 환경제어계통을 이용하여 유량평형 시험장비를 구축하고, 유량평형시험을 수행하였으며, 항전장비의 시스템 요구조건에 부합되는 유량을 최종 도출하였다. 또한, 중고도 운용환경에서 시스템 요구조건의 충족여부를 검증하고 환경제어계통에 대한 열교환 성능을 입증하였다.

Key Words : Unmanned Aerial Vehicle(무인항공기, UAV), Environmental Control System(환경제어계통, ECS), Avionics Bay(항전베이), Flow Balance(유량평형), Thermal Sustainability(열적안정성), Thermal Analysis(열해석), System Requirement(시스템 요구조건)

† 2012년 4월 16일 접수 ~ 2012년 6월 26일 심사완료

* 정희원, 삼성탈레스(주)

교신저자, E-mai : dongmyung.park@samsung.com

경기도 용인시 처인구 남사면 창리 304번지

** 정희원, 국방과학연구소

1. 서 론

일반적으로, 항공기용 환경제어계통은 조종실과 항전장비 등에 운용환경에 따른 온도와 습도, 압력을 조절하는 공기조화장치로써, 냉매를 이용

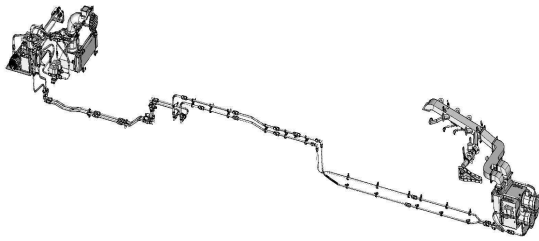


Fig. 1. Environmental Control System

한 증기사이클(Vapor Cycle)보다 항공기 주엔진의 압축기에서 추출된 공기를 이용한 공기사이클(Air Cycle)을 채택하고 있다[1].

본 연구에서는 Fig. 1과 같이, 무인항공기 운용 개념을 토대로 시스템 최적화를 수행하여 항공기 연료와 열교환을 하는 액체냉각 시스템(Liquid Cooling System)을 채택하였다.

무인항공기용 환경제어계통은 항공기 자체의 밀폐된 공간과 중고도 운용환경, 항전장비의 발열량, 항전장비의 과열/과냉 등을 고려하여 항전베이(Avionics Bay)에 장착된 항전장비의 열적안정성(Thermal Sustainability)을 확보하는 시스템이며, 주요 항전장비에 대한 적절한 유량의 냉각 공기 공급과 공급공기의 온도제어 기능을 수행한다. 본 연구에서는 무인항공기용 환경제어계통(UAV Environmental Control System)에 대한 설계 검증을 위해 유량평형시험(Flow Balance Test)을 수행하여, 중고도 운용환경에서 항전장비의 시스템 요구조건을 검증하였다[2].

또한, 본 연구에서 송풍팬 자체의 성능특성과 환경제어계통이 가지고 있는 압력특성에 대하여 분석을 수행하여 항전장비에 공급되는 적정 유량을 예측하였다. 예측된 결과를 바탕으로, 각 토출구(Outlet)에서 토출되는 유량과 유량 분포를 분석하여 환경제어계통에 대한 성능예측과 항전베이에 대한 열해석을 수행하고, 유량 분포의 적절성을 입증하였다. 분석된 결과에 대한 타당성을 검증하기위해 실제 계통 시험을 위한 시험장비를 구현하여 유량평형시험을 수행하였고, 항전장비의 요구조건에 부합되는 유량을 최종 도출하였다. 이를 바탕으로, 중고도 운용환경에서 시스템의 요구조건 충족성을 검증하고 환경제어계통에 대한 열교환 성능을 입증하였다.

II. 본 론

2.1 환경제어계통

무인항공기용 환경제어계통은 Fig. 2와 같이 항공기의 연료를 이용하여 항전베이(Bay #1/#2)

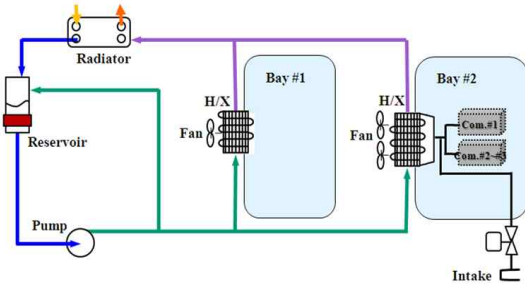


Fig. 2. ECS schematic diagram

를 생각하는 시스템으로써, 항공기와는 항공기 연료를 이용한 액체대액체형태의 열교환기(Liquid to Liquid Heat Exchanger)로 구현하였으며 계통 내에서는 공기대액체형태의 열교환기(Air to Liquid Heat Exchanger)로 구현하였다.

특히, 항공기의 주요 항전장비가 탑재되어 있는 항전베이(Bay #2)는 열교환기에서 토출되는 냉각공기를 유량평형(Flow Balance)을 통해 각 항전장비로 공급함으로써, 항전장비의 열적안정성을 보장한다. 또한, 환경제어계통은 항공기의 운용환경에 따라 운용모드에 맞춰 자동제어되며, 상태정보가 항전장비로 전송되어 실시간 감시된다[3].

2.2 분석절차

본 연구는 유량평형시험을 통해 중고도 운용환경에서의 시스템 요구조건을 검증하기 위해 하기와 같은 분석절차에 따라 연구를 수행하였다.

- 해석(CFD)를 통한 항전베이의 시스템 저항(System Impedance)을 분석함
- 시스템 압력저항 특성과 송풍팬의 성능곡선(Performance Curve)을 연계하여 송풍팬의 송풍량 추정함
- 추정된 결과를 바탕으로, 열해석을 위한 해석모델과 경계조건을 정의함
- 각 운용상태에 대한 열해석을 수행하여 항전베이의 열적안정성을 분석하여 유량분배 비율을 정의함
- 실제, 유량평형시험을 통해 유량분배 비율을 검증함과 동시에 시스템 요구조건을 입증함
- 분석된 결과를 바탕으로, 중고도 운용환경에서 환경제어계통의 설계 타당성에 대해 검증함

2.3 시스템 특성 분석

시스템에서 요구하는 공급유량은 Table 1과 같으며, 체계 항전장비(Com.#1~#3)의 열적안정

Table 1. Requirement of supply air mass flow rate at Com.#1/Com.#2~#3

Unit	20℃	-20℃
Com.#1	≥0.07482kg/min	≥0.03629kg/min
Com.#2~#3		

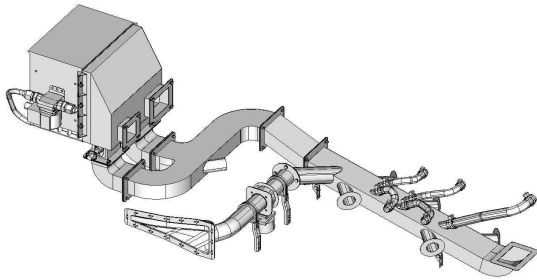


Fig. 3. Structure of heat exchanger assembly

화를 이루기 위해서 필요한 최소 유량이다. 본 환경제어계통에서는 유량평형을 통해 항진장비에서 요구하는 유량이상을 공급하며, 항진장비를 제외하거나 장비의 발열량을 고려하여야 한다.

항진장비에서 요구하는 유량을 검증하기 위해 항전베이(Bay #2)의 시스템 압력저항 특성(System Impedance), 유량분배덕트의 압력저항, 항전베이 자체의 압력저항, 열교환기의 압력저항을 하기와 같이 분석하였다[4].

Fig. 3에서와 같이, 열교환기 조립체는 유량분배덕트와 열교환기, 송풍팬으로 구성되어 있다. 유량분배덕트(Flow Distribution Duct, FDD)와 항전베이(Avionics Bay, AB), 열교환기(Heat Exchanger, HX)는 송풍팬에 의해 유량을 직렬로 공급받는 시스템으로 가정할 수 있으며, 각 시스템의 질량유량(ρQ)과 수두손실(H)은 식 (1)~(2)로 정의된다.

$$\rho Q_{FDD} = \rho Q_{AB} = \rho Q_{HX} \quad (1)$$

$$\Delta H = \Delta H_{FDD} + \Delta H_{AB} + \Delta H_{HX} \quad (2)$$

상기와 같이, 각 시스템의 질량유량은 동일하며 총 수두손실(ΔH)은 각 시스템 수두손실 합이 된다. 이 때, 수두손실과 압력손실의 관계는 식 (3)으로 정의된다.

$$\Delta H = \frac{\Delta P}{\rho g} \quad (3)$$

해당고도에 대한 시스템의 밀도(ρ)와 중력 가

속도(g)는 동일하다고 가정할 수 있으므로, 총 압력손실(ΔP)은 식 (4)와 같이 각 시스템의 압력손실의 합과 같다.

$$\Delta P = \Delta P_{FDD} + \Delta P_{AB} + \Delta P_{HX} \quad (4)$$

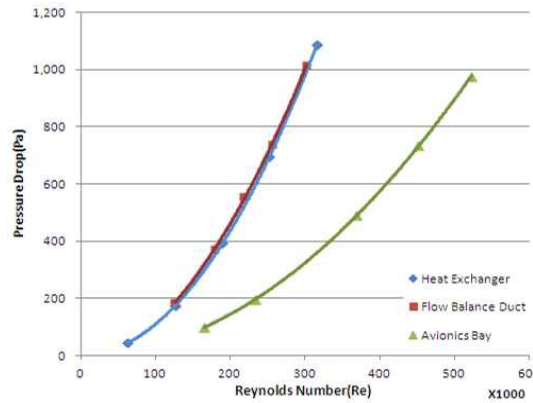


Fig. 4. System impedance

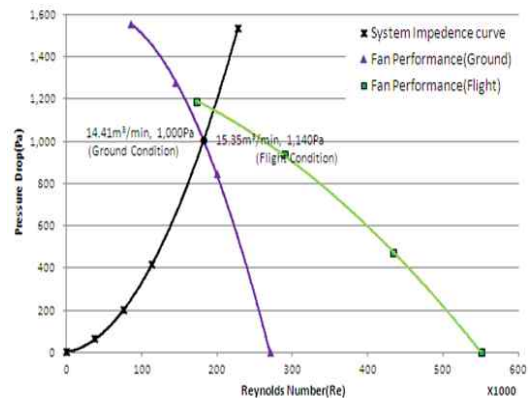


Fig. 5. Operating point of bay #2

Table 2. Requirement of flow balance at Com.#1/Com.#2~#3

Input		Flow Balance
Normal Case	Air Flow Rate : 14.41m ³ /min±5% Air Temp. : Room Temp.	Com.#1: ≥4.5%
		Com.#2: ≥6.0%
		Com.#3: ≥6.0%
EBS Case	Air Flow Rate : 5.95m ³ /min±5% Air Temp. : Room Temp.	Com.#1: ≥4.5%
		Com.#2: ≥6.0%
		Com.#3: ≥6.0%

* EBS : Emergency Back-up Subsystem

따라서, 각 시스템의 유량에 따른 압력손실 변화는 Fig. 4와 같다. 분석된 결과를 바탕으로 열교환기 송풍팬의 성능곡선(Performance Curve)과 연계하여 지상운용조건과 비행운용조건에 대해 열교환기에 장착된 송풍팬의 송풍량을 Fig. 5와 같이 결정하였다.

열교환기의 송풍량이 정의되면, 항전장비에서 요구하는 공기량 공급을 위해 출력단에 장착된 오리피스 구경을 조절하여 Table 2와 같이 항전장비에서 요구하는 유량평형 비율을 도출하였다.

2.4 항전베이 열적안정성 분석

시스템 분석을 통해 도출된 유량을 바탕으로 항전베이의 열적안정성 분석을 수행하였다. 항전베이의 열해석을 위해 Fig. 6과 같이 간략화하였으며, Fig. 7과 같이 항전베이를 묘사한 전산해석(CFD)용 해석모델(Flotherm 8.0)을 구성하였다.

고도별 대기온도는 MIL-HDBK-310 Table XIX에서 제시된 20% Hot Day를 적용하여 Table 3과 같이, 지상운용조건(Ground Condition)과 비행운용조건(Flight Condition)에 대해 경계조건(송풍팬 공급유량(Flow Rate)과 장비 발열량(Heat Load))을 정의하였다[5].

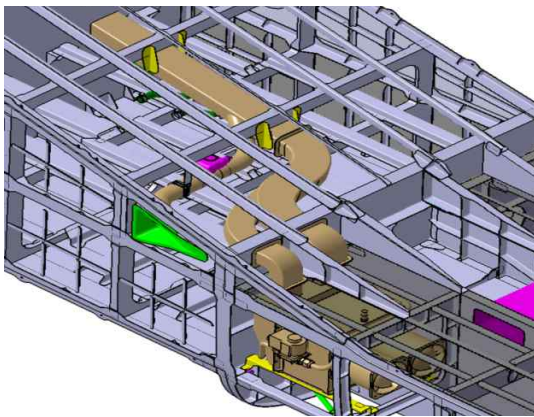


Fig. 6. Configuration of bay #2

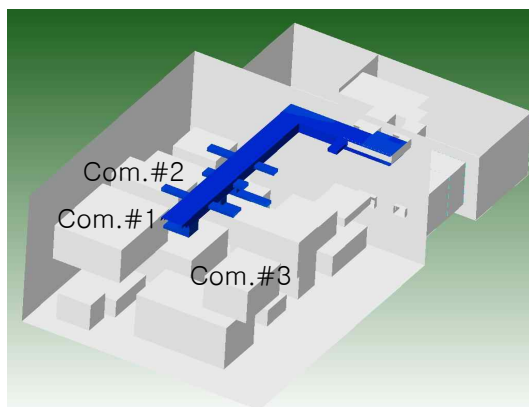


Fig. 7. CFD model of bay #2

Table 3. Boundary condition of CFD

Operating Condition	Ground (Sea Level)	Flight
Ambient Temperature	43°C	-40°C
Flow Rate	14.41m ³ /min	15.35m ³ /min
Heat Load	1.12kW	2.32kW

Table 4. Monitoring point of CFD

Monitoring Point		
Above Com.#1	Above Com.#2	Above Com.#3

또한, 열해석의 정밀도를 향상시키기 위해 종횡비(Aspect Ratio)를 10으로 설정하고 입방격자 1,000,000개를 생성하였다. 그리고, Table 4와 같은 관측점(Monitoring Point)에 대해 과도상태와 정상상태 온도변화를 분석하였다.

본 연구에서 수행된 열해석 결과는 항전장비의 열적안정성 분석을 위한 경계조건으로 부여되기 때문에, 이러한 측면에서 관측점을 선정하여 관찰하였다.

지상운용조건에 대해 과도상태 해석(Transient State Analysis)을 통해 항전베이의 열적안정성을 분석하였고, 분석 결과는 Fig. 8~9와 Table 5와 같이, 지상운용환경에서 항공기의 이륙전상태까지 항전장비 주변 온도가 50°C을 초과하지 않음을 알 수 있다.

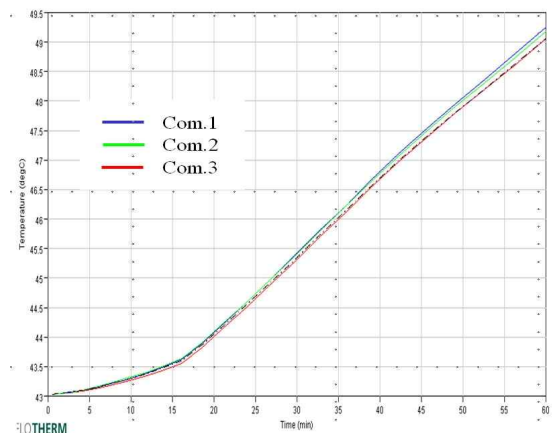


Fig. 8. Result of transient state analysis in ground condition

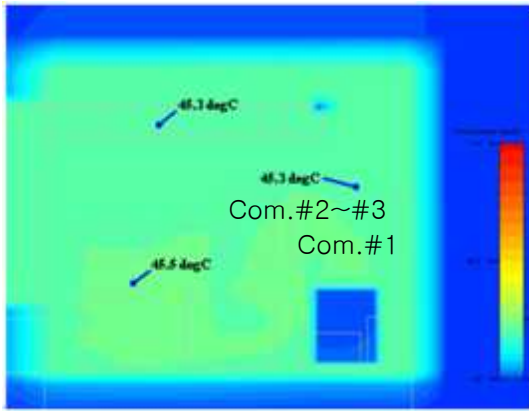


Fig. 9. Temperature field in ground condition

Table 5. Result of thermal analysis in ground condition

Monitoring Point	Above Com.#1	Above Com.#2	Above Com.#3
Analysis Result	49.1°C	49.3°C	49.2°C

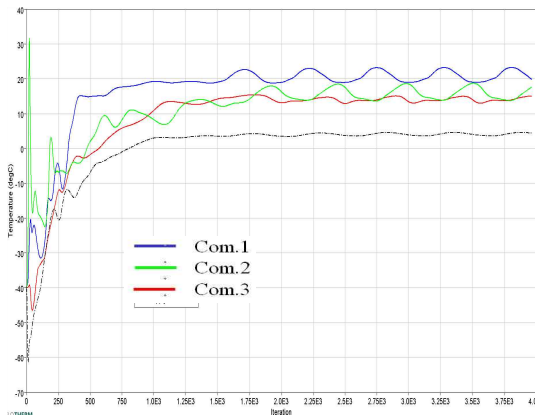


Fig. 10. Result of steady state analysis in flight condition

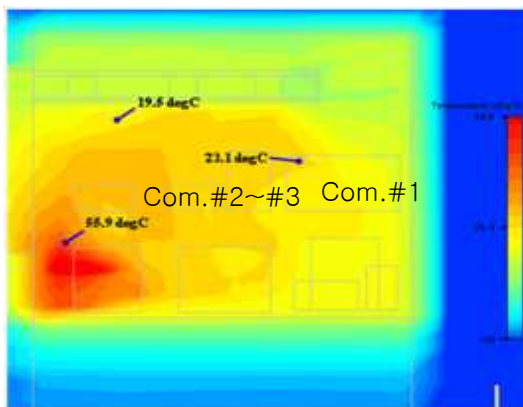


Fig. 11. Temperature field in flight condition

Table 6. Result of thermal analysis in flight condition

Monitoring Point	Above Com.#1	Above Com.#2	Above Com.#3
Analysis Result	15.0°C	19.8°C	17.5°C

비행운용조건에 대한 정상상태 해석(Steady State Analysis)을 통해 항전베이의 열적안정성을 분석하였으며, 그 결과는 Fig. 10~11과 Table 6과 같이, 비행운용환경에서 항전장비 주변 온도가 20°C을 초과하지 않음을 알 수 있다.

2.5 유량평형시험

환경제어계통 내, 유량평형시험을 위해 Fig. 11(a)/11(b), Fig. 12와 같이 실제 열교환기와 유량분배덕트, 항전장비 등을 이용하여 구현하였으며, 시험 측정결과에 대한 정확도를 향상시키기 위해 계측용 센서는 검교정을 거쳐 적용하였다. 본 시험은 정상운용조건(Normal Case)과 비상운용조건(EBS Case)에 대해 수행하였다[6][7].

항전장비의 압력강하 특성은 보정유량 W_e 과 압력손실 $\frac{\Delta P}{P_t}$ 의 함수로 표현되며, 보정유량은 토출유량 W 과 공기온도 T , 정압 P_s , 전압 P_t 의 관계를 이용하여 항전장비 압력강하 모사시험을 수행하였다[8].

$$W_e = \frac{W\sqrt{T}}{P_s} \tag{5}$$



Fig. 11(a). Schematic diagram of flow balance test(1) in normal case



Fig. 11(b). Schematic diagram of flow balance test(2) in normal case



Fig. 12. Schematic diagram of flow balance test in EBS case

보정유량 W_e 은 식 (6)에 의해 구해진다[10].

$$\frac{W\sqrt{T}}{P_s A} = 0.9178Ma\sqrt{1 + 0.2Ma^2} \quad (6)$$

압력손실 $\frac{\Delta P}{P_t}$ 는 식 (7)에 의해 구해진다[9].

$$\frac{\Delta P}{P_t} = 1 - (\sqrt{1 + 0.2Ma^2})^{-7} \quad (7)$$

상기 상관관계를 이용하여 계통 내 보정유량에 대한 압력강하 특성시험 결과는 Fig. 13과 같으며, 유량시험 결과는 Table 7과 Fig. 14와 같이, 시스템 요구사항을 만족함을 알 수 있다.

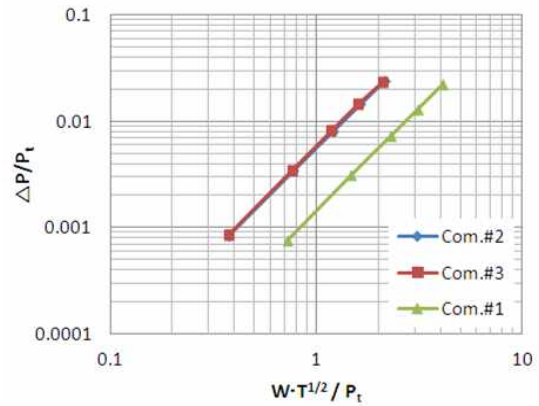


Fig. 13. Pressure drop in normal case

Table 7. Flow rate in normal case

Supply Air Flow Rate	Requirements	Measuring Data
14.69m ³ /min (14.41m ³ /min ±5%)	Com.#1: ≥4.5%	6.1%
	Com.#2: ≥6.0%	6.4%
	Com.#3: ≥6.0%	6.1%

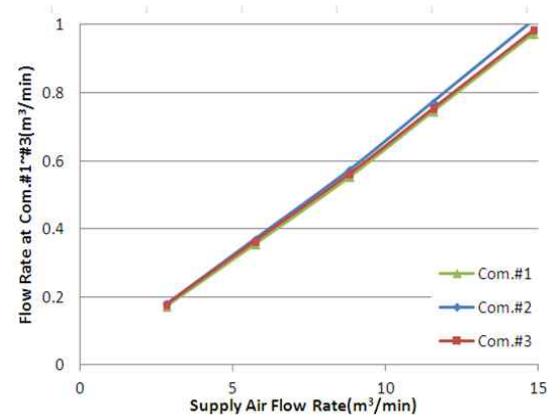


Fig. 14. Flow rate in normal case

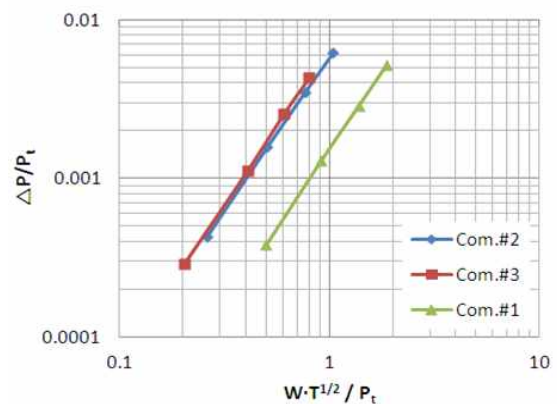


Fig. 15. Pressure drop in EBS case

Table 8. Flow rate in EBS case

Supply Air Flow Rate	Requirements	Measuring Data
6.10m ³ /min	Com.#1: ≥4.5%	7.8%
(5.95m ³ /min ±5%)	Com.#2: ≥6.0%	8.4%
	Com.#3: ≥6.0%	6.2%

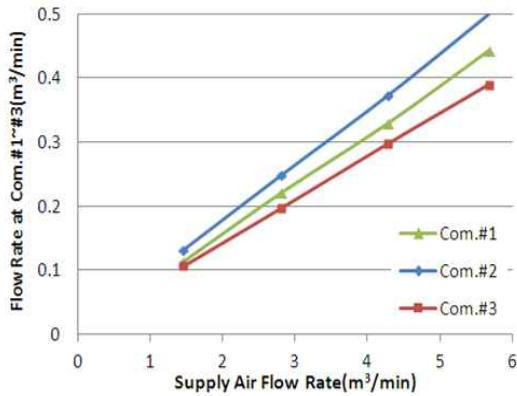


Fig. 16. Flow rate in EBS case

또한, 비상운용조건에서 계통 내의 공급유량에 대한 압력강하 특성시험 결과는 Fig. 15와 같으며, 항전장비에 공급되는 유량시험 결과는 Table 8과 Fig. 16과 같이, 시스템에서 요구하는 공급유량 조건을 만족함을 알 수 있다.

실제, 비행운용조건인 중고도 운용환경에서의 공기밀도 변화로 항전장비에서 요구하는 질량유량이 변화된다. 이러한 유량 변화에 따른 항전장비의 요구조건 만족여부를 검토하였고, 검토 결과는 Fig. 17~18과 같다.

Fig. 17~18에서와 같이, 시스템에서 요구하는 조건을 만족시키기 위해 환경제어계통에서 공급하는 공기량이 5.37m³/min 이상이면, 요구조건을 만족함을 알 수 있다.

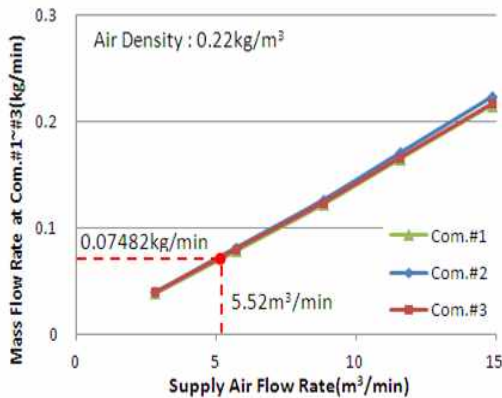


Fig. 17. Requirement satisfaction at flight altitude in normal case

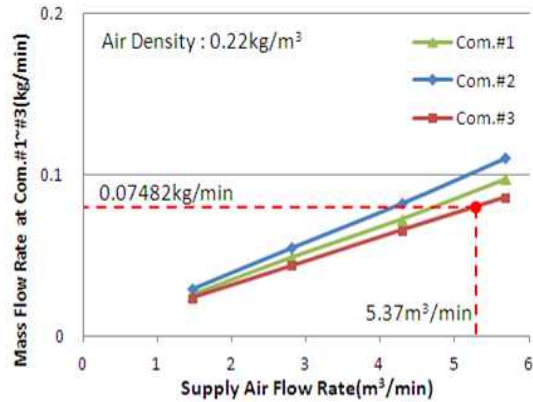


Fig. 18. Requirement satisfaction at flight altitude in EBS case

III. 결 론

본 연구는 무인항공기용 환경제어계통(UAV ECS)의 설계 검증을 위해 시스템 압력특성을 분석하고, 그 결과를 이용하여 열해석을 수행하여 환경제어계통의 성능을 입증함과 동시에 유량평형 비율을 분석하였다.

또한, 유량평형 비율의 적정성을 검증하기 위해 실제장비를 이용하여 유량평형 시험장비를 구현하여 유량평형시험을 수행하였고, 적정성에 대해 검증하였다.

본 연구를 통해 지상운용조건과 비행운용조건에서 항전장비의 요구조건인 6.0%(Com.#2~#3)와 4.5%(Com.#1) 이상 만족함을 확인하였고, 항전배이 내부의 열해석을 수행하여 항전장비 주변온도가 50℃(지상운용조건)와 20℃(비행운용조건) 이내로 유지됨을 알 수 있다.

따라서, 본 연구는 환경제어계통 기능과 항전배이의 열적안정성과의 밀접한 관계때문에 환경제어계통의 설계단계부터 입증단계까지의 전단계에 대해 단계별로 해석과 시험을 병행하였고, 시험결과를 항전배이에 대한 열해석과 연계함으로써 열적안정성(Thermal Sustainability) 분석에 대한 신뢰도를 향상시켰다.

참고문헌

- 1) 차재병, 강병찬, 오태식, “항공기 환경제어계통의 열역학적 특성”, *대한기계학회논문집*, 제 19권 제4호, 1995, pp.1116~1124.
- 2) 정용인, 박동명, 문우용, 강석순, 박성순, “항공기 PAO-공기 열교환기 성능변수에 관한 실험적 연구”, *2011년도 항공우주 무기체계 발전세*

미나, 2011, pp.984~987.

3) 정용인, 박동명, 문우용, 강석순, 박성순, “환경제어계통(ECS)의 성능검증을 위한 실험적 연구”, 2012년도 한국항공우주학회 춘계학술대회 논문집(I), 2012, pp.730~734.

4) Frank M. White, Fluid Mechanics, McGraw-Hill, NewYork.

5) MIL-HDBK-310, “Global climatic data for developing military products”, 1997년.

6) 문경일, 오영진, 안정민, 최석, 이제동, “환경제어계통 Flow Balancing 해석 결과”, 2011년도 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집, 2011,

pp.984~987.

7) 문경일, 고진호, 유민영, “환경제어 시스템 Flow Balancing 해석”, 2008년도 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집(I), 2008, pp.453~456.

8) 서동연, 손원익, 오영진, 김주형, 박성순, “T-50 비행시험을 통한 조종실 여압시스템의 설계검증”, 한국항공우주학회지, 제34권 제11호, 2006, pp.70~75.

9) 서동연, 김명호, 한경아, 김범용, “항공기 Avionics Flow Balance Test 수행 연구”, 2010년도 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집(II), 2010, pp.1310~1314.