

무인항공기 이중화 대기자료시스템 설계 및 통합 연구

원대연^{*,1)} · 윤성훈¹⁾ · 이홍주¹⁾ · 홍진성¹⁾ · 황선유¹⁾ · 임흥식¹⁾ · 김태겸²⁾

¹⁾ 국방과학연구소 항공기술연구원

²⁾ (주)대한항공 항공기술연구원

Design and Integration of a Dual Redundancy Air Data System for Unmanned Air Vehicles

Dae-Yeon Won^{*,1)} · Seonghun Yun¹⁾ · Hongju Lee¹⁾ · Jin-Sung Hong¹⁾ · Sun-Yu Hwang¹⁾ · Heung-Sik Lim¹⁾ · Taekyeum Kim²⁾

¹⁾ *Aerospace Technology Research Institute, Agency for Defense Development, Korea*

²⁾ *Korean Air R&D Center, Korea*

(Received 3 June 2020 / Revised 17 September 2020 / Accepted 9 October 2020)

Abstract

Air data systems measure airspeed, pressure altitude, angle of attack and angle of sideslip. These measurements are essential for operating flight control laws to ensure safe flights. Since the loss or corruption of air data measurements is considered as catastrophic, a high level of operational reliability needs to be achieved for air data systems. In the case of unmanned air vehicles, failure of any of air data sensors is more critical due to the absence of onboard pilot decision aid. This paper presents design of a dual redundancy air data system and the integration process for an unmanned air vehicle. The proposed dual-redundant architecture is based on two independent air data probes and redundancy management by central processing in two independent flight control computers. Starting from unit testing of single air data sensor, details are provided of system level tests used to meet overall requirements. Test results from system integration demonstrate the efficiency of the proposed process.

Key Words : Air Data System(대기 자료 시스템), Dual Redundancy Design(이중화 설계), System Integration(체계 통합), Air Data Calibration(대기 자료 보정)

1. 서론

대기자료시스템은 비행제어컴퓨터의 입력으로 요구되는 항공기의 속도, 고도, 받음각, 옆미끄럼각 등의 대기자료 상태정보를 제공하는 장비이다. 무인항공기의 비행제어컴퓨터 내부 제어법칙은 대기자료시스템 출력 정보를 통해 고도 및 속도 명령을 추종하고 고

* Corresponding author, E-mail: dywon@add.re.kr
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

받음각이나 과속 상태를 방지하기 위한 비행영역 보호 로직을 동작시킨다. 때문에 대기자료시스템 고장이 발생하는 경우 비행 필수 기능을 정상적으로 유지하는 것이 불가능하며, 고장의 유형과 심각도에 따라 항공기의 치명적인 손실로 이어질 수 있다. 특히 대기자료시스템의 측정부는 동체 외부에 장착되어 착빙 환경이나 조류 충돌과 같은 외부 요인에 노출되므로 운용 중 고장에 따른 위험성을 항상 내포하고 있다. 또한 무인항공기에서는 유인항공기의 경우처럼 운용 상황을 반영한 조종사의 직관적인 판단과 비상 상황 조치를 적용할 수 없다는 제한을 갖는다. 이처럼 대기자료시스템의 고장은 무인항공기 비행 필수 기능의 불능을 야기할 수 있기 때문에 신뢰성 높은 대기자료시스템을 구축하는 것은 무인항공기 개발 과정에서 필수적인 요소이다.

무인항공기 대기자료시스템 개발을 설계 및 통합으로 구분해보면, 설계 단계는 대상 항공기의 운용 범위와 목적에 부합하는 성능규격의 구성품을 선정하는 것부터 시작하여 체계 안전요구도를 충족하기 위해 다중화 수준을 설정하고 운용방안을 수립하는 과정으로 마무리 된다. 대기자료시스템 다중화 수준은 손실에 따른 체계 안전 영향성과 구성품의 고장률을 고려하여 설계하며, 요구되는 수량만큼 독립적인 센서를 구성하여 동일한 신호를 측정하도록 구현하는 것이 일반적이다¹¹. 다중화 구조에서 출력되는 복수의 신호를 처리하는 방식은 항공전자 분야에서 여러 기법이 연구되어 왔으며, 비행제어컴퓨터와 같이 중앙처리 기능을 담당하는 장비에서 내부 상호채널 데이터링크(Cross Channel Data Link, CCDL)를 통해 자료를 공유하는 방식을 근간으로 한다. 기본적인 접근 방식은 각 센서의 자가진단결과와 측정 신호를 개별적으로 분석하여 고장 여부를 판단하고 우선순위에 따라 관리하는 방식이다¹²⁻¹⁷. 다른 접근 방식으로 동일 신호에 대한 다중 입력을 융합하여 최적값을 추정하거나 변동 추이를 항공기의 동역학적 특성과 비교하여 센서 고장을 식별하는 기법도 적용되고 있다^{18,19}.

한편 통합 단계에서는 대기자료시스템 각 구성품의 기능 및 내부 연동을 점검할 뿐만 아니라 항공기와 지상통제체계를 통합한 형상에서 모드 전환 및 히터 운용과 같은 기능의 정상 동작과 운용 적합성을 검증하고 비행시험을 통해 대기자료시스템의 출력이 요구 성능을 충족하는지 확인해야 한다. 통합과정에서 고려해야 할 오차는 단품 오차와 위치 오차로 구분되는데

단품에서 발생하는 오차는 센서 개발 및 제작 단계에서 발생하는 오차이며, 위치오차는 유동의 자유흐름에 대한 항공기 표면의 국부 압력 차이에서 발생하는 오차이다¹⁰. 단품 오차는 총조립 전후 확인 절차를 통해 허용범위를 벗어나지 않도록 검증하고, 위치 오차는 전산유체해석 및 비행시험 결과 분석을 통해서 보상하는 방식으로 시스템의 최종 출력값에 대한 정확도를 보장한다¹¹⁻¹². 대기자료시스템 통합 측면 기존의 연구 결과는 다중화 구조 연동을 검증하거나 위치 오차를 보상하기 위한 보정 기법에 많은 초점을 맞추고 있다. 비행 안전 필수 시스템을 위한 검증 활동은 기본 운용 프로파일 외에도 다양한 복합 고장 시나리오 설정을 반영해야하기 때문에 상당한 비용과 노력을 요구한다. 높은 수준의 품질을 유지하여 무인항공기의 비행안전성을 확보하면서 효과적으로 개발 목표를 달성하기 위해서는 정형화된 설계 및 검증 절차의 정립이 필요하다.

본 논문에서는 무인항공기 신뢰성 향상에 기여하기 위한 이중화 대기자료시스템 설계 및 통합 결과를 크게 두 부분으로 나누어 기술하였다. 2장에서는 대상 무인항공기를 위한 대기자료시스템 요구도를 정의하고, 그에 따른 이중화 구조 및 구성품 연동과 운용 설계 결과를 기술하였다. 3장에서는 이중화 대기자료시스템을 무인항공기에 통합하고 최종 운용 판정에 이르기까지의 단계별 통합 절차를 제안하고 개발사례에 비추어 각 단계에서 요구되는 상세시험 항목을 식별하였다. 보안상의 이유로 대상 무인항공기의 형상 및 운용 범위와 관련된 수치는 명시하지 않음을 밝혀둔다.

2. 무인항공기 대기자료시스템 설계

2.1 대기자료시스템 요구도

대기자료시스템 상세 설계를 위해서 대상 무인항공기의 임무 프로파일과 형상에 부합하는 요구도를 Table 1과 같이 설정하였다. 대기자료시스템의 체계안전 요구도는 비행제어시스템의 안전성 평가를 통해서 설정된다. 대기자료시스템의 고장은 대기자료 상실 및 제어불능 상태 발생 위험으로 식별되기 때문에 Catastrophic 기능 고장으로 분류할 수 있다. 따라서 대기자료시스템의 안전 요구조건은 $10^{-6}/FH$ 을 충족해야 하며 고장계통분석(Fault Tree Analysis)를 통해서 이를 입증해야한다.

Table 1. Air data system requirements

| 기능 및 성능 요구 | 내 용 |
|------------|---|
| 측정 범위 요구도 | 대상 항공기 운용 범위 적용 |
| 체계 안전 요구도 | 10 ⁻⁶ /FH 충족을 위해 다중화 설계구현 |
| 낙뢰 요구도 | 항공기가 낙뢰에 피격되었을 때 대기자료시스템으로 유기되는 전압 및 전류에 의한 기능 동작 영향이 없어야 함 |
| 대기자료 보정 기능 | 개발용 형상과 양산용 형상을 구분하여 개발 단계에서는 별도로 비행시험용 대기자료센서를 항공기 기수에 추가로 장착하여 대기자료 보정을 위한 기준 자료를 획득함 |
| 방빙 기능 | 착빙을 방지하기 위한 전기적 히터 구성 |

2.2 대기자료시스템 구성

개발 요구도를 충족하기 위한 대기자료시스템 구성은 Fig. 1과 같다. 다중화 구조는 여분의 하드웨어를 통합하는 방식을 채택하여 2개의 통합형 대기자료센서(Air Data Sensor, ADS)를 주익의 좌우에 각각 배치하는 양산용 형상을 갖는다. 장착 위치는 주익에 의한 유동 간섭을 최소화하는 한편, 비행제어컴퓨터(Flight Control Computer, FCC) 및 전원과의 거리 기준을 벗어나지 않도록 고려하여 대칭 구조로 선정한다. 개발 비행시험 간 대기자료 보정을 위해 사용되는 시험용 대기자료센서는 붐 타입의 프로브(Testboom)를 기수에 장착하고 대기자료 연산을 위한 컴퓨터(Air Data Unit, ADU)는 이중화하여 비행제어컴퓨터와 연동하는 방식으로 설계하였다.

양산용으로 활용되는 대기자료센서는 Fig. 2(a)와 같은 5공 압력 프로브 방식을 선정하였으며 주익 리딩 엣지의 하단부에 브라켓을 통해 장착되는 구조를 갖는다. 해당 타입은 속도 및 고도 뿐만 아니라 받음각 및 옆미끄럼각까지 센서 주위로 형성되는 압력 분포를 이용하여 측정하는 방식이다. 붐에 반구 형태의 측정부가 구성되어 있으며, 전압을 측정하기 위한 압력공을 중앙에 위치하고, 받음각 및 옆미끄럼각을 측정하기 위한 압력공이 각각 2개씩 십자 형태로 배치되

어 있다. 정압 측정을 위한 압력공은 전방부에 붐의 둘레를 따라서 8개가 등간격으로 위치하고 있다. 이러한 형상은 받음각 및 옆미끄럼각을 측정하기 위해서 피치 및 요 축 베인을 이용하지 않고 5공에서 측정되는 압력 차이를 이용하는 원리이기 때문에 유동 흐름에 따라 회전하는 구성품의 관성 효과나 부정확성을 해소할 수 있다는 장점을 갖는다. 선정 장비는 통합형이기 때문에 내부 컴퓨터에서 대기자료 산출 기능을 처리한다.

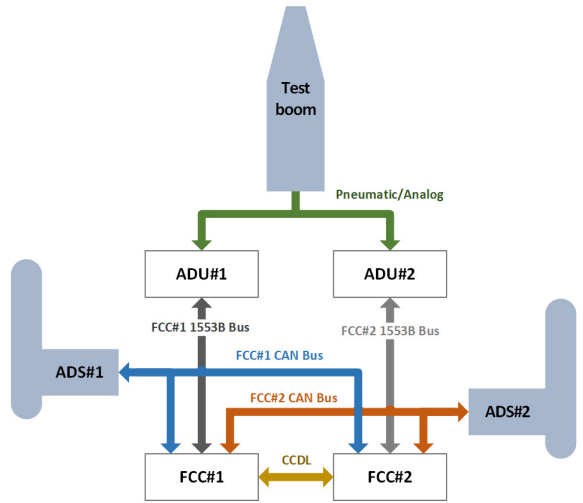
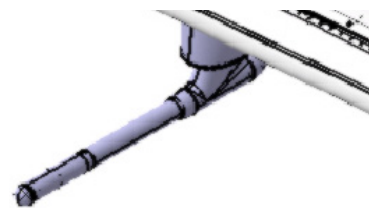
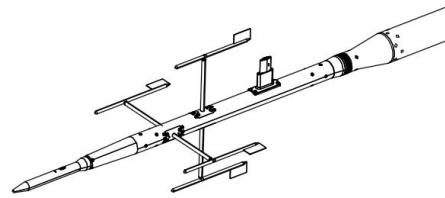


Fig. 1. Dual redundancy air data system architecture for UAVs



(a) Main wing mounted air data probe



(b) Nose mounted flight test boom

Fig. 2. Two different types of air data sensor

개발 단계에서만 장착 운용되는 시험용 대기자료센서는 Fig. 2(b)와 같이 프로브 1대가 항공기 기수에 장착되는 구성이다. 양산용 대기자료센서가 복수의 압력공을 통해 압력분포를 산출하는 압력공 방식이라면, 시험용 대기자료센서는 베인이 장착되어 바람 방향에 따른 회전 각도를 직접 측정하는 기계식 방식이다¹³⁾. 시험용 대기자료센서는 양산용 대기자료센서 보정을 위해 유동의 자유흐름을 최대한 정확하게 측정해야 하므로 동체 직경을 고려하여 기수로부터 충분한 거리를 가질 수 있도록 장착하는 것이 중요하다.

낙뢰요구도에 대한 설계는 대기자료센서 장비 외부에 낙뢰보호필터를 장착하는 방식으로 구성하였다. 낙뢰보호필터는 대기자료센서 커넥터에 직접 결합하여 외부에서 유입되는 간접낙뢰 영향으로부터 장비를 보호하는 방식이다. 낙뢰보호필터의 설계 시 대기자료시스템에 요구되는 간접낙뢰 기준 레벨과 커넥터의 핀별 특성에 적합한 소자를 선정해야 하며, 낙뢰보호필터로 인하여 대기자료센서와 비행제어컴퓨터 간 통신에 영향을 주지 않도록 정전용량과 전기적 본딩을 고려하여 설계한다.

2.3 대기자료시스템 연동 설계

대기자료시스템의 내외부 연동은 Fig. 1에 표현된 바와 같이 연방형 구조를 기반으로 하여 버스 통제 역할을 하는 이중화 비행제어컴퓨터를 중심으로 각각의 데이터 버스를 통해 연동 장비 간 메시지를 송수신하는 방식이다.

양산용 대기자료센서는 비행제어컴퓨터와 CAN 버스 방식으로 네트워크를 구성하였다. 데이터통신 프로토콜은 항공전자시스템 적용 목적으로 표준화 된 CANaerospace를 채용하였다. 각각의 CAN 버스는 대기자료센서 1대와 이중화 된 비행제어컴퓨터를 직접 연동하여 복합 고장이 발생하는 경우에도 여분의 통신 경로를 통해 대처 가능하도록 하였다. 예를 들면, CAN 버스 및 각 장비 상태가 모두 정상일 때는 FCC#1-ADS#1 및 FCC#2-ADS#2 연동만 운용하고 CCDL을 통해 FCC#1과 FCC#2 간 상태정보를 공유하지만, FCC#1 및 ADS#2 장비가 고장인 경우 FCC#2에서 ADS#1 CAN Bus를 통제하여 ADS#1와 통신을 수행하는 방식이다. 시험용 대기자료센서의 경우 양산용 대기자료센서와 달리 각각의 1553B 버스가 대기자료컴퓨터 1대와 단일 비행제어컴퓨터 모듈로 구성되어 각 채널을 통해 일대일 통신만 수행하도록 구성하였다.

대기자료 처리 흐름은 각 대기자료센서 프로브에서 장착 위치 기준 국부유동 대기자료 특성을 측정하는 것으로 시작된다. 이후 각각의 통합형 대기자료센서 내부 컴퓨터는 데이터 버스 채널을 통해서 측정값을 비행제어컴퓨터로 전송한다. 비행제어컴퓨터는 이중화 대기자료시스템의 측정값을 입력받아서 장착 위치에 따른 오차를 보정한 뒤에 선택 채널의 상태정보를 비행제어법칙 입력값으로 처리하고 운용자의 감시가 요구되는 항목에 대해서는 데이터링크를 통해 지상통제체로 전송하는 과정을 매 처리 주기마다 반복한다.

2.4 대기자료시스템 운용 설계

이중화 대기자료시스템을 위한 운용 설계 결과는 Fig. 3와 같다. 채널 관리는 이중화 비행제어컴퓨터가 각 데이터 버스의 주 채널을 통제하고, 어느 한 채널에서 고장이 발생하는 경우 가용한 데이터 전송 경로를 통해서 대기자료를 유통하여 비행필수 기능이 유지될 수 있도록 한다. 비행제어컴퓨터는 매 동작 주기마다 대기자료센서 고장상태를 모니터링하고 채널 유지 또는 전환 여부를 결정한다. 대기자료센서에 대한 고장상태 식별은 장비의 자가진단 결과와 센서 출력 신호의 유효성을 판별하여 최종 결정하게 된다. 채널 전환 여부가 결정되면 비행제어컴퓨터는 선택 채널의 대기자료를 제어법칙 산출 로직으로 입력한다.

센서 고장 탐지 기능은 이중화 대기자료센서 출력을 비교하여 대기자료 불일치 경고 신호를 생성하는 역할을 담당한다. 경고 신호는 지상할주 구간을 포함한 각 비행 단계에서 고도, 속도, 반응각, 옆미끄럼각에 해당하는 측정값이 일정 수준 이상으로 연속하여 편차가 발생할 때 발행한다. 대기자료시스템 비상 해제 기능은 각 장비의 자가진단 결과는 정상이지만 운

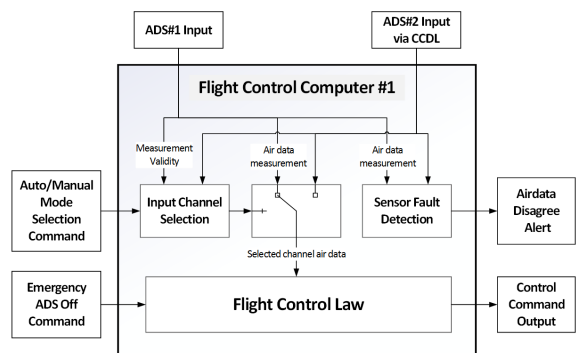


Fig. 3. Air data system operational concept

용자가 대기자료 측정값을 신뢰할 수 없다고 판단될 때 사용하는 기능이다. 비상 해제 기능이 사용되는 경우 제어법칙은 항법센서 출력만 사용하여 고도 및 속도 제어를 수행하는 방식으로 로직을 전환하여 대기자료 비정상 지시에 따른 영향성을 최소화한다.

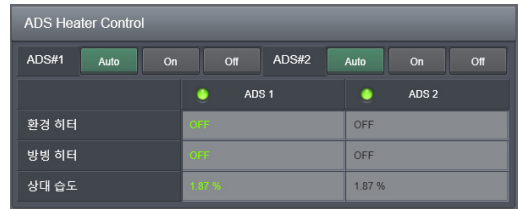
무인항공기 운용자는 비행 중 대기자료 불일치 경고가 시현되면 두 가지 중 하나로 비상 절차를 진행한다. 첫째는 경고 발생 전후 항공기 거동을 고려할 때 운용자가 이중화 대기자료센서 중 어느 하나를 정상이라고 판단할 수 있는 경우이며, 이때는 수동 채널 선택 기능을 이용해 운용자가 직접 제어법칙에서 사용할 대기자료를 선택한다. 둘째는 대기자료 상태가 급변하여 이중화 대기자료센서 모두 비정상이라고 판단되는 경우로, 이때는 신속하게 비상 대기자료시스템 해제 기능을 인가함으로써 비정상 대기자료 상태정보가 제어법칙에 입력되어 불안정한 항공기 기동이 유발되는 것을 방지한다. 비상 대기자료시스템 해제 기능을 유지하면서 점검 비행을 수행하는 동안 경고 상황이 해소되면 해제 기능을 풀고 다시 항공기를 정상 운용한다. 대기자료 불일치 경고가 유지되고 정상 대기자료센서 또한 판단할 수 없는 경우에는 운용자의 직접적인 통제 하에 복귀한다. 삼중화 비행제어시스템에서는 보팅 기법을 통해 건전한 데이터를 비행제어 컴퓨터에서 자동 선택하는 방식을 우선 적용할 수 있지만, 이중화 구조에서는 비행제어컴퓨터의 역할이 시스템의 이상을 감지하는 수준으로 제한되기 때문에 비정상 상황 대처에 있어 운용자의 적극적인 개입이 요구된다. 이중화 대기자료시스템의 상태정보 모니터링 및 채널 선택 기능을 위한 사용자 인터페이스 구현결과는 Fig. 4(a)와 같다.

대기자료시스템의 히터는 외기온도(Outside Air Temperature, OAT)와 항공기 접지 상태(Weight On Wheel, WOW)에 따라서 동작 여부를 결정하는 자동모드를 반영하여 Fig. 5와 같이 상태전이 조건을 설계하였다. 항공기가 지상에 접지하고 있는 동안에는 대기자료센서 내부 기능에 따라 외기온도에 따라 차체 판단하는 동작 상태를 따른다. 비행 상태가 되면 대기자료센서는 비행제어컴퓨터 명령에 따라 내부 모드를 변경하여 강제 인가상태로 동작한다. 이러한 자동모드 설계는 대기자료시스템의 히터 구성 및 과열 방지 기능 보유 여부를 고려하여 항공기 운용 환경에 따라 최적화할 수 있다. 전체 임무구간에서 대기자료시스템 방빙히터는 자동모드로 운용하는 것을 기본으로 하지

만 기능 점검이나 운용자의 판단에 따라 인가 및 해제가 가능하도록 설계하였다. 히터 상태정보 확인 및 통제를 위한 운용 화면은 Fig. 4(b)와 같이 이중화 장비를 개별적으로 통제할 수 있도록 독립적으로 구현한다.



(a) Air data monitoring and channel selection



(b) Air data system heater control

Fig. 4. User interface design for air data system

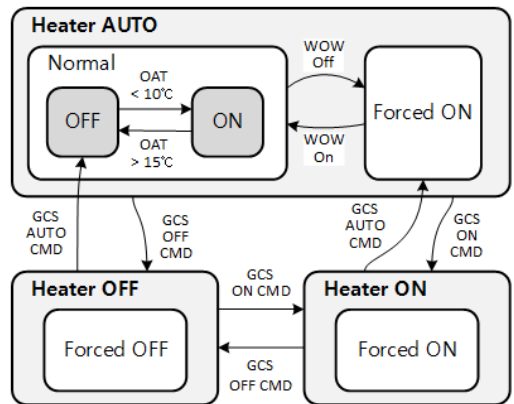


Fig. 5. State transition diagram of anti-ice heater for the air data system

3. 무인항공기 대기자료시스템 통합

본 장에서는 상세설계 결과로 구현된 대기자료시스템을 무인항공기에 통합하기 위한 절차 수립 결과를 기술하였다. 먼저 대기자료시스템의 무인항공기 체계 통합 과정은 Fig. 6와 같이 단품 점검에서부터 최종 운용에 이르기까지 5가지 단계로 구성하였다^[14]. 첫 번째 단계는 전용 점검장비를 통해 대기자료센서 단품의 정상 동작 유무를 점검하는 가장 기본적인 절차이다. 이 단계에서는 전용 점검장비와 대기자료센서를 통신 케이블 및 공압관으로 연결하여 센서의 자가진단 결과를 모니터링한다. 측정 성능의 정확도는 점검장비의 동정압 모사 기능을 통해 오차 범위 내 출력되는지를 확인한다. 단품 점검이 완료되면 체계통합시험, 체계시험, 보정을 거쳐 운용 결정으로 마무리된다. 각 단계의 시험 결과가 해당 기준을 충족하지 못하거나 결함사항이 식별되는 경우에는 고장탐구 및 설계 변경을 수행하고 회귀시험을 통해 이전 단계에서의 이상 유무를 재확인한다.

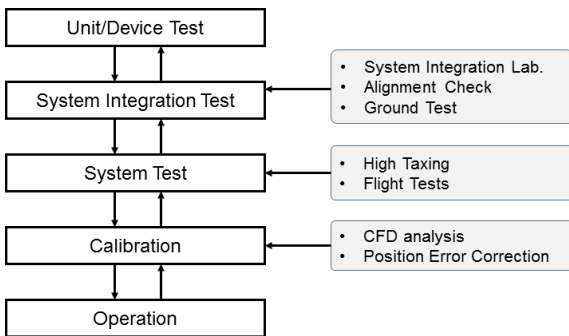


Fig. 6. Air data system integration process

3.1 체계통합시험

3.1.1 체계통합시험실(System Integration Lab.)

단품 성능이 확인된 대기자료센서는 체계통합시험실에 장착하여 다른 탑재장비들과 연동하고 통합 기능을 시험한다. 체계통합시험실은 실내에서 항공기 및 지상통제체계에 탑재되는 실장비를 실제와 같이 연결하여 체계 연동설계를 검증할 수 있는 환경을 제공한다. 또한 체계통합시험실에서는 항공기 모의 시뮬레이터, 신호모사장치를 통제하여 각종 운용 시나리오를 실행하고 대기자료시스템이 상위 요구도 및 설계 의도에 따라 동작하는지를 확인할 수 있다^[15]. 시험실 환

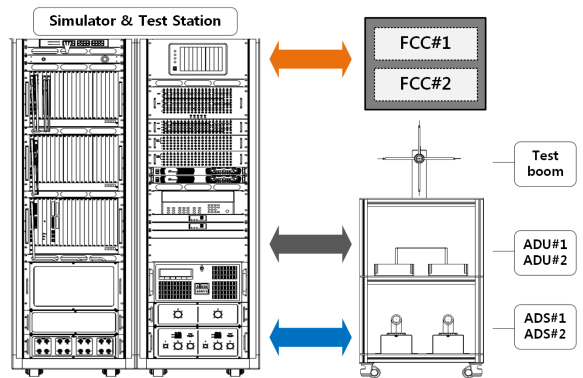


Fig. 7. UAV system integration laboratory configuration for the air data system

Table 2. Air data system verification test cases for a system integration laboratory

| 구분 | 시험항목 | 시험내용 |
|----------|--------------|---|
| 단위 기능 | 자가진단 결과 확인 | • 지상통제체계를 통한 자가진단 요청 및 결과 확인 |
| | 히터 모드 통제 | • 히터 모드 전환 동작 확인 • 각 히터 모드에서 외기온도 및 항공기 접지 상태에 따른 히터 동작 여부 점검 |
| | 대기자료 출력 확인 | • 공압장비 모사를 통해 속도, 고도, AoA(Angle of Attack), AoS(Angle of Sideslip) 오차범위 내 지시 확인 |
| | 통신 품질 점검 | • 비행제어컴퓨터와 대기자료시스템 간 연동결함 발생 여부 확인 • 오실로스코프로 통신 파형 측정을 통해 에러 프레임 발생 여부 등 품질 확인 |
| 체계 운용 기능 | 이중화 채널 자동 전환 | • 단일 장비 고장 또는 연동결함 주입 시 비행제어컴퓨터의 채널 전환 동작 확인 |
| | 이중화 채널 수동 선택 | • 지상통제체계 운용자의 채널 선택 명령에 따른 비행제어컴퓨터의 채널 전환 동작 확인 |
| | 비상 해제 기능 | • 지상통제체계 운용자의 비상 해제 기능 인가 시 비행제어컴퓨터의 대기자료 미사용 상태 확인 |

경에서는 항공기 장착 상태에서 직접적인 확인이 제한되는 탑재장비 간 송수신 메시지 모니터링이나 통신 품질 점검이 가능하기 때문에 이 과정에서 전기적 통합 특성을 확인하는 절차를 반영할 수 있다. 대기자료시스템 검증 관련 체계통합시험실 구성은 Fig. 7과 같다.

체계통합시험실에서 요구되는 시험의 종류를 세분화하면 개루프 환경에서 단위 명령에 따른 응답을 확인하여 비행운용프로그램의 요구도 충족성을 검증하기 위한 독립객체시험(Stand Alone Verification and Validation)과 임의 고장 시나리오를 주입하여 시스템 강건성을 확인하는 고장주입 후 영향성 평가시험(Failure Modes and Effects Test)의 두 가지 방식으로 구분할 수 있다. Table 2는 체계통합시험실에서 확인되어야 할 대기자료시스템 기능을 구성품의 단위 기능과 체계 연동상태에서 수행되어야 할 체계운용 기능으로 구분하여 나열한 것이다. 단위 기능에 대한 시험은 독립객체시험 절차를 수립하고 체계 운용기능에 대해서는 고장 상황에서의 시스템 영향성을 고려하여 고장주입 후 영향성 평가시험 절차를 수립한다.

3.1.2 장착 정렬 검사

대기자료센서의 기구학적인 장착 정렬 검사는 항공기 총조립 과정 중 주익 제작 치구에서 수행된다. 대기자료센서는 대기 흐름에 대한 항공기의 상태를 측정하는 것이므로 허용 오차 이내로 정렬이 이루어져야 측정값의 정확도를 보장할 수 있다. 대기자료센서 장착 정렬 검사는 항공기 좌표 대비 상대적인 자세가 중요하기 때문에 레이저 트래커를 이용하여 항공기에 외부 검사점의 위치를 기준으로 절대 좌표에 대한 롤, 피치, 요 축 별 정렬 결과를 측정한다. 대기자료센서 장착 허용 오차는 롤, 피치, 요 방향으로 $\pm 0.5^\circ$ 로 설정하였으며, 주익 제작 치구에서 측정하므로 이후 주익 조립 시 발생하는 주익 비틀림각(피치), 주익 상반각(롤), 주익 불임각(피치), 주익 젖힘각(요) 오차를 제외한 값으로 선정한다.

항공기 기체 정렬 검사에 소요되는 검사점은 치구 기준점과 외부 검사점으로 구분된다. 치구 기준점은 기체구조 조립 치구에서 정확한 위치가 정의된 구조 중에서 선정하며, 외부 검사점의 위치 선정은 Fig. 8과 같이 대기자료센서의 전방과 후방 각 1개소와 장착 패스너 2개소를 포함한 총 4개소를 측정한다. 전방과 후방 2개소를 일직선으로 만들어 피치, 요를 측정

하며, 장착 패스너 2개소를 일직선으로 만들어 롤을 측정한다. 측정된 롤, 피치, 요의 오차 값이 허용 오차를 초과하지 않는지 확인하고 만약 허용 오차를 초과할 경우, 추가 오차 발생 원인을 파악하여 대기자료센서의 조립을 수정한다.

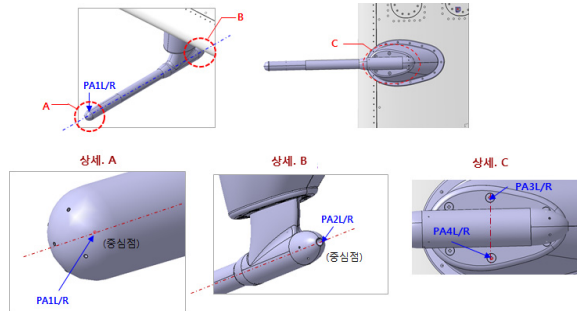


Fig. 8. Air data probe alignment check points

3.1.3 지상시험(Ground Test)

대기자료센서의 항공기 장착이 완료되면 체계통합시험의 마지막 단계인 지상시험을 수행한다. 지상시험에서는 항공기와 항공기 점검장비를 유선 연동하여 대기자료시스템의 자가진단, 히터 모드 통제 등과 같은 단위 기능뿐만 아니라 이중화 연동, 비상 해제와 같은 체계 운용 기능이 총조립 완료 상태에서 정상 동작하는지를 확인한다. 또한 체계통합시험실의 대기자료시스템 전기적 연동이 항공기와 완전히 동일한 것은 아니므로 지상시험 단계에서 통신 품질 점검을 재수행하고 시험실 환경 점검 대비 차이가 발생하는지 결과를 비교한다. 동정압 시험장비를 이용한 대기자료 출력 확인 시험 항목에서는 점검장비에 시험되는 고도, 속도, 반응각, 옆미끄럼각이 비행제어컴퓨터를 통해 보정식이 반영된 결과이므로 별도 점검표를 통해서 확인한다.

3.2 체계시험

지상시험을 통과하면 무인항공기 대기자료시스템은 항공기 장착 상태에서 지상 활용 기능 범위까지 검증을 완료한 상태가 된다. 체계시험 단계에서는 활주 및 비행시험을 통해서 대기자료센서의 측정 성능이 장비 규격에서 허용하는 범위를 충족하는지를 확인하고 보정을 통해 최종 운용 형상을 확정한다. 대기자료시스템의 단위 및 체계운용 기능에 대한 단계별 검증 항목을 지상시험과 비교하면 Table 3과 같다.

Table 3. Air data system verification for system test phase

| 구분 | 시험항목 | 검증단계 | | |
|----------|--------------|-------|-------|-------|
| | | 지상 시험 | 활주 시험 | 비행 시험 |
| 단위 기능 | 자가진단 결과 확인 | ○ | ○ | ○ |
| | 히터 모드 통제 | ○ | × | ○ |
| | 대기자료 출력 확인 | ○ | ○ | ○ |
| | 통신 품질 점검 | ○ | × | × |
| 체계 운용 기능 | 이중화 채널 자동 전환 | ○ | × | × |
| | 이중화 채널 수동 선택 | ○ | × | ○ |
| | 비상 해제 기능 | ○ | × | ○ |

일부는 실험실 환경 시험절차와 동일하더라도 항공기 통합 상태에서 최종 확인한다. 체계시험에서는 인위적인 고장 주입이 제한되기 때문에 대부분의 시험절차는 정상 운용 상황에서의 기본 기능을 점검하고 특이사항 발생 여부를 확인하는 순서로 정리된다.

3.2.1 활주시험

활주시험은 지상에서 비행시험 전 무인항공기 준비 상태를 최종 점검하기 위한 목적으로 수행되며 대기자료시스템 전반에 걸쳐 정상적인 작동 및 기능을 확인한다. 이전 시험 단계에서는 대기자료 측정 성능을 확인하기 위해 동정압 모사 장비를 이용해야 하는 제한사항이 있었으나, 활주 상태에서는 항공기 대기자료 측정값에 실제 국부 유동의 흐름이 반영된다. 따라서 활주시험에서는 활주로의 바람 조건과 지상 속도를 종합하여 대기자료 측정값의 방향 및 오차가 예측 범위에 부합하는지 점검한다.

3.2.2 비행시험

비행시험은 대기자료시스템 개발요구도 충족여부를 평가하는 최종 검증 단계이다. 시험계획은 무인항공기 운용 범위와 대기자료 보정에 요구되는 표본 수를 고려하여 수립한다. 최초안전비행에서는 시험용 대기자료센서를 기준으로 비행을 수행하고 조종성을 평가하기 위한 각종 기동을 수행하는 동안 안전추적기를 통해 특이사항 발생 여부를 점검하도록 한다.

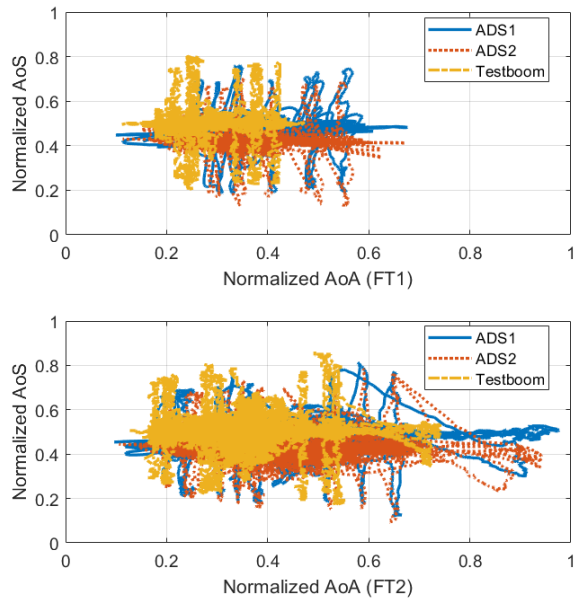


Fig. 9. Normalized AoA and AoS data during flight tests(FT1, FT2)

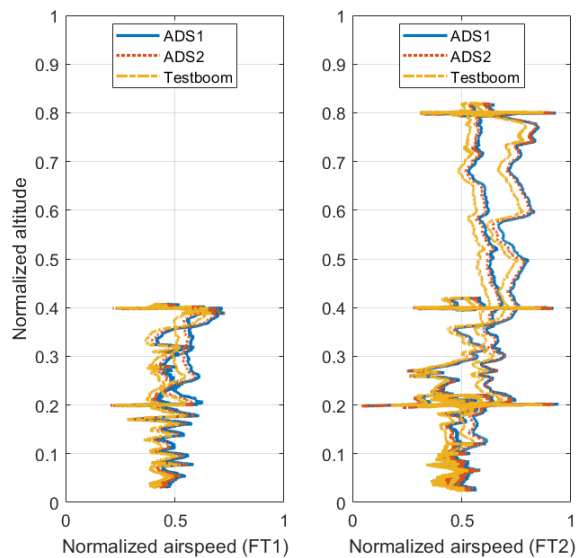


Fig. 10. Normalized airspeed and altitude data during flight tests(FT1, FT2)

본 연구에서는 2회의 최초안전비행 동안 Figs. 9-10 과 같이 비행 영역을 확장하면서 대기자료시스템의 기능 및 성능을 평가하였다. 양산용 대기자료센서에 대해서는 비행제어컴퓨터 연산을 통해 전산유체해석

을 통한 위치오차 보정을 우선 반영하였다. 시험 결과 전 비행구간에서 시험용 대기자료센서 출력 대비 양산용 대기자료센서의 고도 및 옆미끄럼각은 편차가 허용 수준 이내임을 확인하였다. 속도 및 받음각의 경우 양산용 대기자료센서가 시험용 대기자료센서보다 일정 비율 높게 측정된 것을 볼 수 있다. 당시 안전추적기의 속도 추종을 통해서 해당 오차는 시험용 대기자료센서에서 발생하는 위치 오차임을 확인하였으며, 받음각의 경우 수평비행 시 피치 자세까지 비교한 결과 시험용 대기자료센서를 기준으로 양산용 대기자료센서의 받음각에 대한 보정이 필요함을 식별하였다.

3.3 보정 및 운용

대기자료시스템의 출력값은 비행제어컴퓨터에서 보정을 적용하여 장착 위치에 따른 국부 유동 영향성을 보상해야 한다. 운용 적합성을 최종 판단하기 위해서는 비행시험 결과를 분석하여 풍동시험 또는 전산유체해석으로부터 산출된 양산용 대기자료센서의 보정 결과가 운용에 적합한지를 평가하는 과정이 요구된다. 보정에 사용되는 파라미터는 속도, 고도, 받음각, 옆미끄럼각, 착륙장치 형상, 플랩 형상을 포함하고 있으며 비행 조건 대비 국부 유동 특성을 분석하여 보정 테이블을 구성한다. 비행시험을 거듭하여 축적된 자료는 보정 테이블을 최종 확정하기 위한 기반 자료로 활용된다.

본 연구에서는 추가 보정 여부를 판정하는 기준으로 총 3가지 방식을 적용하였다. 첫 번째는 안전추적기를 활용하는 방법으로 무인항공기와 안전추적기가 동시에 비행하면서 고도 및 속도를 동기화하는 방식이다. 안전추적기의 대기자료 출력은 사전에 보정이 완료된 상태이므로 비행을 수행하면서 고도 및 속도에 대해 무인항공기 대기자료시스템의 정확도를 바로 확인할 수 있다는 장점을 갖는다. 본 연구의 최초안전비행에서는 안전추적기의 고도 및 속도 추종을 통해 시험용 대기자료센서의 고도는 정확하게 측정되나 속도는 계속 낮게 측정됨을 운용 중 확인하였다.

두 번째 방식은 시험용 대기자료센서 대비 양산용 대기자료센서의 편차를 사후 분석하는 방식이다. 시험용 대기자료센서는 항공기의 위치별 압력오차 분포가 자유흐름에 가장 가까운 기수 전방에 장착되기 때문에 해당 대기자료 측정값을 기준으로 양산용 대기자

료센서 측정치를 비교할 수 있다. 전 구간에서 비교자료가 획득되기 때문에 안전추적기로 확보하기 어려운 운용 구간에서도 자료가 확보될 뿐만 아니라 착륙장치 및 플랩에 의한 영향성을 분석하여 대기자료 보정표에 반영하기 용이하다는 장점이 있다.

마지막 방식은 GPS 기반 위치오차 보정 기법을 통해 대기속도 측정값을 분석하는 것이다. 이 방식은 시험용 대기자료센서 기준 일정한 대기속도로 수평 선회하면서 대기자료센서 및 GPS 출력을 획득하면, 다양한 방위각에서의 지면 속도의 변화를 분석함으로써 진대기속도와 바람 성분을 추출할 수 있게 된다¹⁶⁾. 본 연구에서는 Fig. 11과 같이 고속 및 저속 조건 선회기동을 수행하였으며, 각 조건에서의 대기속도 및 바람 정보는 Table 4와 같이 분석되어 시험용 대기자료센서의 속도 보정에 반영하였다.

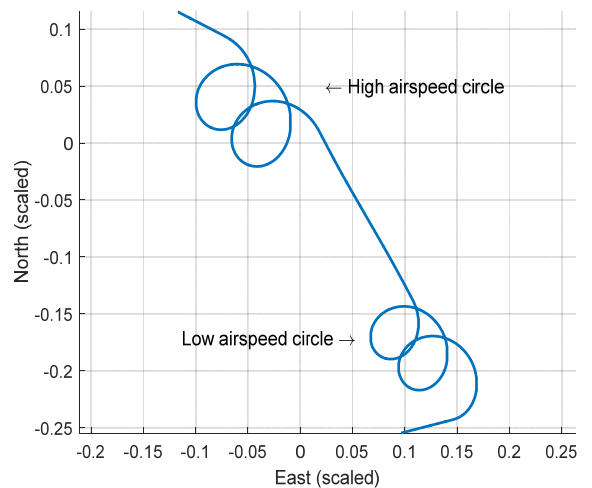


Fig. 11. Flight trajectory of position error correction maneuvers

Table 4. Position error correction results

| 구분 | Airspeed Reference | Normalized Airspeed | V_{wind}/V_{max} | Wind Dir |
|-------|--------------------|---------------------|--------------------|-------------|
| 저속 선회 | GPS 기반 산출 | 0.42 | 0.03 | 132.6 (deg) |
| | 시험용 대기자료센서 | 0.36 | | |
| 고속 선회 | GPS 기반 산출 | 0.88 | 0.03 | 126.2 (deg) |
| | 시험용 대기자료센서 | 0.82 | | |

양산용 대기자료센서의 위치오차 보정은 전산유체 해석으로부터 산출된 보정을 기반으로 비행시험을 통해 상기 3가지 방식으로 식별된 추가 오차를 순람표(Look-up table) 형태로 보정식에 반영하여 최종 확정한다.

4. 결론

무인항공기 대기자료시스템은 비행 필수 요소로서의 수준 높은 신뢰성을 보장하면서 개발 기간과 비용은 줄여나가야 하는 당면 과제를 안고 있다. 본 논문에서는 이러한 요구를 만족시키기 위해서 이중화 대기자료시스템 상세설계를 제안하고 이에 적합한 단계별 검증 절차를 정립하였으며 적용 사례로부터 제시된 방안에 대한 유효성을 확인하였다.

차기 무인항공기 대기자료시스템 개발 시 대상 항공기의 특성을 고려하여 세부적인 설계 보완이 필요할 것이나 본 연구 결과를 통해 기본적인 성능 및 신뢰성 요구도에 부합하는 설계안을 신속하게 마련할 수 있을 뿐만 아니라 통합 과정에서 시행오차를 방지함으로써 개발 기간 단축과 비용 절감이라는 효과를 달성할 수 있을 것으로 기대된다.

References

- [1] H. Lim and G. Hur, "Development on Flight Control System for Long-Endurance UAV," KSAS Fall Conference Proceedings, pp. 954-957, 2013.
- [2] D. Kim, B. Kim, and C. Park, "FCS Flight Safety and Redundancy Management - Triple Redundant Sensor Simultaneous Fault Detection and Isolation," KSAS Fall Conference Proceedings, pp. 614-618, 2005.
- [3] S. Park, Jae-Yong Kim, In-Je Cho, Byung-Moon Hwang, "Redundancy Management Design for Triplex Flight Control System," Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 38, No. 2, pp. 169-179, 2010.
- [4] S. Lee, J. Lee, E. Kim and K. Seong, "Sensor Redundancy Management for a Duplex Flight Control System," KSAS Fall Conference Proceedings, pp. 469-472, 2010.
- [5] T. Oh and H. Yoon, "Development of Operational Flight Program for Dual-redundant Flight Control System of Unmanned Aerial Vehicle," KSAS Fall Conference Proceedings, pp. 1276-1277, 2016.
- [6] Y. Kim, D. Han and H. Yoon, "Research on the Fault Diagnosis Isolation and Recovery for Dual-Redundant Sensors," KSAS Fall Conference Proceedings, pp. 1262-1263, 2016.
- [7] J. Lee, H. Choi, H. Ryu and H. Shim, "Research on Air Data System Faults Detection Method of High-Altitude and Long-Endurance Electrical UAV," KSAS Fall Conference Proceedings, pp. 2070-2073, 2015.
- [8] P. Lu, V. Eykeren, E. Kampen, C. Visser, and Q. Chu, "Adaptive Three-Step Kalman Filter for Air Data Sensor Fault Detection and Diagnosis," Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 39, No. 3, 2016.
- [9] S. Park, "Wind and Airspeed Error Estimation with GPS and Pitot-static System for Small UAV," International Journal of Aeronautical and Space Sciences, Vol. 18, No. 2, pp. 344-351, 2017.
- [10] S. Park, D. Choi, I. Kang and I. Cho, "A Study of Development and Testing for the T-50 Flight Control Air Data System," KSAS Spring Conference Proceedings, pp. 700-703, 2006.
- [11] H. Noh, Y. Park, K. Bae, W. Jeong and I. Lee, "Technique and Result of Low Altitude Fly-by for Calibration of T-50 Flight Test Air Data System," KSAS Spring Conference Proceedings, pp. 509-513, 2003.
- [12] A. Cho, Y. Kang, Y. Lee, B. Park, C. Yoo and S. Koo, "Air data System Calibration of Smart UAV through Flight Tests," KSAS Fall Conference Proceedings, pp. 1057-1062, 2011.
- [13] H. Bang, S. Yoon and L. An, "Trend of Air Data System and Review of 5-hole Pressure Sensor," KIMST Annual Conference Proceedings, pp. 561-562, 2018.
- [14] D. Won, S. Yoon, H. Lee, J. Hong, H. Lim and T. Kim, "Integration of Air Data Sensors for a UAV," KIMST Annual Conference Proceedings, pp. 209-

- 210, 2019.
- [15] J. Byun, G. Hur, K. Lee, and J. Suk, "A Study on UAV Flight Control System HILS Test Environment," Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 44, No. 4, pp. 316-323, 2016.
- [16] S. Yoon, Y. Choi, H. Lim and K. Lee, "Airspeed Calibration of Air Data System using Global Positioning System Velocity," KSAS 2017 Fall Conference Proceedings, pp. 579-580, 2017.