

전기체 낙하산 시스템의 장착에 대한 인증 고려사항

김성겸^{1,†}

¹한국항공우주연구원 항공우주제품보증센터

Consideration on certification of installation of whole airplane recovery parachute

Seung-Kyem Kim^{1,†}

¹Aerospace Product Assurance Center, Korea Aerospace Research Institute

Abstract : Whole airplane recovery parachute system(WARPS) is a auxiliary safety system to protect occupants in emergency situation where recovery to normal flight condition is impossible. In this paper, application and certification cases of WARPS for Part 23 small airplane is introduced and considerations in certification of the WARPS installed airplane are provided in terms of performance of parachute, function and operation, loads and strength and protection of occupants.

Key Words : WARPS, BRS, Certification, CAPS, SR-20, Ballistic Recovery System

1. 서 론

전기체 낙하산 시스템(WARPS, Whole Airplane Recovery Parachute System)은 비행기에 대한 통제력 상실(Loss of control), 방향 감각 상실, 기체 파손, 엔진 또는 중요 항공기 시스템의 고장, 연료 고갈 등의 위급 상황에서 작동하여 적절한 속도와 자세로 비행기가 착지 또는 착수할 수 있도록 함으로서 탑승자를 심각한 상해로부터 보호하기 위한 보조 안전시스템이다.

전기체 낙하산 시스템은 법적으로 요구되는 필수적인 시스템은 아니지만 관련 기술의 발전, 이를 탑재한 비행기의 상업적인 성공, 운용 경험을 통해 확인된 안전성 등에 힘입어 Part 23급 소형 비행기 개발에 있어

전기체 낙하산 시스템을 기본 설계로 채택하는 경우가 많아지고 있다. 몇 년 전 국내 최초로 형식증명을 획득한 한국항공우주산업(주)의 KC-100도 비록 개발 일정, 비용 등의 문제로 최종 설계에는 반영되지 못하였지만 개발 초기에는 전기체 낙하산 시스템의 탑재가 고려되었던 것으로 알려져 있다.

이 논문에서는 Part 23급 소형비행기를 중심으로 전기체 낙하산 시스템의 적용 및 인증 사례와 운용 실적을 간략히 소개하고 전기체 낙하산 시스템이 장착된 비행기의 인증과정에서 고려해야 할 사항을 제시하고자 한다.

2. 전기체 낙하산 시스템 적용 사례

2.1 전기체 낙하산 시스템의 개발과 적용

1929년 할리우드의 스탠트 조종사인 Roscoe Turner는 15,000명의 관중이 보는 가운데 중량

Received: Jan. 05, 2016 Revised: Mar. 07, 2016 Accepted: Mar. 08, 2016

† Corresponding Author

Tel: +82-42-860-2503, E-mail: skykim@kari.re.kr

Copyright © The Society for Aerospace System Engineering

2,800 파운드의 비행기(Lockheed Air Express)를 낙하산을 이용해 안전하게 착지시키는 묘기를 선보였는데 이것이 민간 분야에서 최초로 전기체 낙하산을 사용한 사례로 알려져 있다[1].

이 후에도 연구차원에서 전기체 낙하산을 이용한 시험이 몇 차례 이루어지기는 했지만 본격적인 상용화는 한참 후인 1980년 미국의 Boris Popov가 Ballistic Recovery Systems(이하 BRS사)를 설립하면서 시작되었다. BRS사에서는 1982년 초경량 항공기에 사용할 수 있는 시제품을 BRS라는 상품명으로 출시했으며 초경량 항공기 분야에서 축적된 경험을 바탕으로 1993년에는 Cessna 150을 대상으로 전기체 낙하산 시스템 장착을 위한 부가 형식증명(STC)를 FAA로부터 획득하였다.

현재 BRS사는 민간 부문의 전기체 낙하산 시스템 시장에서 거의 독점적인 지위를 차지하고 있다. BRS사의 전기체 낙하산 시스템이 본격적으로 명성을 얻게 된 것은 베스트셀러인 Cirrus사의 SR-20에 표준 시스템으로 탑재되면서부터이다. SR-20 개발과정에서 낙하산 시스템 자체는 BRS사에 의해 개발되었고 Cirrus사는 낙하산 시스템의 장착 관련 설계를 담당하였다. 이렇게 개발되어 SR-20에 적용된 전기체 낙하산 시스템은 CAPS(Cirrus Airframe Parachute System)라고 명명되었으며 SR-20은 1998년 FAA로부터 형식증명을 획득하게 된다. 시장에서의 SR-20의 성공에 힘입어 후속 기종인 SR-22에도 전기체 낙하산 시스템이 기본 탑재되었으며 역시 Cirrus사에서 개발 중인 6인승 소형 제트 비행기인 SF-50에도 탑재될 예정이다.

Cirrus사 외에도 Diamond사, Flight Design사와 같은 대표적인 소형 비행기 제작사에서도 현재 개발 중인 자사의 비행기에 전기체 낙하산 시스템을 표준 장비나 옵션 장비로 채택하고 있다.

2.2 전기체 낙하산 시스템의 안전성

BRS사에서는 현재까지 자사 시스템이 적용된 사례는 30,000건 이상으로 전기체 낙하산에 의해 생존할 수 있었던 인원은 2015년 8월 기준 324명이라고 밝히고 있다[2].

한편 전기체 낙하산 시스템이 표준 장비로 탑재된 SR-20/-22에 대해서 Cirrus 소유주 및 조종사 협회

에서 제공하는 사고 통계 자료에서는 2016년 1월 기준으로 CAPS가 작동된 사례가 총 74건이며 이 중 60건을 CAPS에 의해 전체 탑승자 또는 일부 탑승자의 생존이 가능했던 사고로 분류하고 있다. 나머지 14건의 대부분은 너무 낮은 고도에서 작동하여 낙하산이 완전히 펼쳐지기 전에 추락하거나 제한 속도를 초과한 속도에서 작동하여 낙하산이 파손되는 등 비정상적인 조건에서 발생한 것이다.¹⁾ Figure 1은 SR-20과 SR-22의 연도별 사망사고 건수와 CAPS에 의한 생존 사고의 수를 나타낸 것으로 CAPS에 의한 생존 사고의 수가 많을수록 사망사고의 수가 현저하게 감소하는 경향을 볼 수 있으며 전기체 낙하산이 치명적인 사고로부터 탑승자를 보호하는데 상당한 기여를 할 수 있다는 것을 확인할 수 있다.

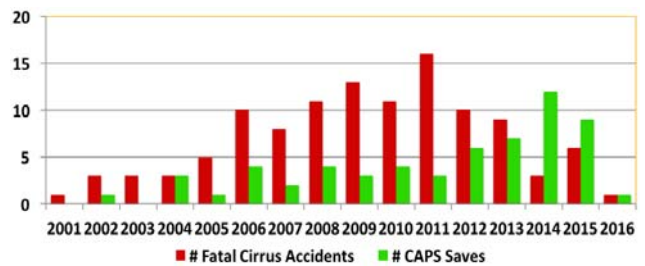


Fig. 1 Fatal accidents vs CAPS saves accidents of Cirrus airplanes[8]

3. 전기체 낙하산 시스템 인증 고려사항

소형 비행기에 대한 감항기술기준인 KAS Part 23에는 현재 전기체 낙하산 및 그 장착과 관련한 사항을 다룰 수 있는 적절한 요건이 제시되어 있지 않다. 따라서 전기체 낙하산이 장착된 항공기를 인증하기 위해서는 관련 사항을 특수 감항기술기준으로 수립해서 적용해야 한다. 경량스포츠비행기(LSA, Light Sport Airplane)에 적용되는 전기체 낙하산 시스템에 대한 표준인 ASTM F2316-12 “Standard Specification for Airframe Emergency Parachutes”나 FAA의 관련 특수 감항기술기준[4-6]이 유용한 참고자료가 될 수 있다. 이러한 자료에 대한 분석을 통해 전기체 낙하

1) 탑승자가 사망한 사고는 9건이며, 1건은 고체 로켓 작동 실패로 인한 사고이다.

산을 장착한 항공기에 적용되는 특수 감항기술기준 개발 시 고려할 주요 사항을 도출한 결과는 다음과 같다.

3.1 낙하산 자체 성능 요구사항

먼저 낙하산 자체에 요구되는 성능 기준이 정의되어야 한다. 전기체 낙하산에 대한 요건을 다루는 규격이나 표준이 없으므로 개인용 낙하산에 대한 규격을 참고하여 적용 가능한 요건을 식별/적용한다. 개인용 비상/예비 낙하산은 기술 표준품(TSO-C23f)으로 지정되어 있는데 TSO-C23f에서는 낙하산에 대한 세부 기술 요건으로 PIA(낙하산 산업 협회)의 TS-135를 적용할 것을 권고하고 있다. TS-135의 강도, 최소 낙하산 전개 속도, 작동 메카니즘, 최대 하강속도, 시험 방법에 대한 요건은 사람에 의한 사용을 전제로 하기 때문에 그대로 적용할 수 없으며 대상 비행기의 비행속도, 중량, 낙하산 장착 위치 및 기체와의 연결 구조 등을 고려하여 수정 적용해야 한다. 낙하산의 적절한 작동이 보장되어야 하는 보관 조건(온/습도)에 대한 기준, 낙하산 제작에 적용된 바느질 방식(바느질 실이 끊겼을 때 전체 실이 풀리지 않아야 함)과 같은 제작 요건은 그대로 적용할 수 있다.

3.2 기능 및 작동 요구사항

로켓 추진식 낙하산 시스템의 경우에는 로켓 화염으로 인한 화재 발생 위험성이 없어야 한다. 비행기에 대해 승인된 모든 기상 조건(예를 들어 결빙 조건)에서 정상적인 작동이 가능해야 하며 스핀 조건을 포함하여 낙하산 시스템의 작동이 예상되는 모든 비행 상태가 고려되어야 한다.

또한 낙하산 시스템은 의도치 않게 작동하는 일이 최소화되도록 설계되어야 한다. 조종사의 실수나 시스템의 고장으로 인해 작동 한계 조건을 벗어난 상태에서 우발적으로 작동할 경우 항공기 또는 낙하산 시스템의 파손과 같은 치명적인 결과를 초래할 수 있다. 시스템을 작동시키기 위해서 명확하게 2단계 이상의 구분되는 동작이 필요하도록 작동 메카니즘을 설계하고 가능한 범위에서 전기전자 부품을 최소화하고 소량의 부품으로 이루어진 단순한 기계적 작동 시스템으로 구성하는 것이 비교적 비용-효과적이며 작동 신뢰성을 입증하기도 용이한 방안이다. Figure 2는 SR-22의

CAPS 작동 시스템으로 레버를 당기기 위해서는 그림의 하단부에 보이는 덮개를 먼저 제거해야 한다. 실수에 의한 우발적인 작동 방지 요건에 대한 적합성은 이와 같은 설계를 통해 입증할 수 있다.

이 밖에 낙하산의 전개 과정이 설계에서 의도한 바대로 적절하게 진행되는 것이 확인되어야 한다. 예를 들어 여러 차례의 비행 시험을 통해 낙하산을 작동시키고 실제 작동되는 과정을 녹화/분석하여 낙하산의 전개 과정이 예상했던 대로 진행되는지, 완전한 전개에 이르기까지 낙하산이 비행기 동체에 걸리거나 부딪힐 가능성이 없는지 등을 확인할 필요가 있다.



Fig. 2 CAPS activation lever and its cover of SR-22[9]

3.3 하중 및 강도에 관한 요구사항

낙하산이 전개되는 과정에서 발생하는 구조 하중은 해석적인 방법으로 정확히 예측하는 것이 어려우므로 반드시 비행시험을 통해 하중을 측정하고 이를 이용하여 해석결과를 검증해야 한다. 낙하산 전개시 발생하는 하중에 영향을 미치는 주요 요소는 항공기 중량, 관성모멘트, 무게중심, 무게 중심에 대한 낙하산의 라이저(riser) 체결부의 상대 위치, 낙하산의 전개 메카니즘, 비행속도 등이 있다. 설계 제한 하중은 이러한 요소들의 가장 치명적인 조합을 고려한 것이어야 한다. 궁극적인 구조 강도는 제한 하중에 안전 계수를 곱한 극한 하중에 대해서 입증되어야 하는데, 일반적인 상황에서 적용되는 안전 계수인 1.5보다 낮은 안전 계수를 적용할 수도 있다. 안전 계수는 비행기의 안전성에 대한 관점에서 전기체 낙하산 시스템의 역할과 비행기의 전체적인 신뢰성, 운용자에게 요구되는 조종

기량 등을 종합적으로 고려하여 선정해야 한다. 예를 들어 특정한 감항 기술 기준의 요건을 충족하기 위해 전기체 낙하산이 필요한 경우는 안전 계수로 1.5를 적용하는 것이 타당하지만, 전기체 낙하산이 추가적인 안전성 향상에 기여하는 안전보조 시스템으로 기능하는 경우에는 더 낮은 안전계수를 적용하는 것이 허용될 수 있다.

낙하산 전개시 발생하는 하중은 대략적으로 비행 속도의 제곱에 비례하여 증가한다고 볼 수 있으므로 설계 속도를 어떻게 정하느냐 하는 것은 관련 구조부의 설계에 있어 매우 중요한 문제이다. 전기체 낙하산 시스템의 도입 초기에는 비행 교범 상의 최대 허용 속도인 초과 금지 속도(V_{NE})를 설계 속도로 하는 것이 일반적이었다. 이 당시의 비행기들은 초경량 비행기로 비행 속도가 그리 높지 않았고 중량도 낮아서 V_{NE} 를 설계 속도로 하더라도 낙하산 제작이나 낙하산과 항공기 기체의 체결 구조 설계에 큰 문제가 없었다. 하지만 SR-20와 같이 속도가 빠른 고성능 소형비행기에서는 V_{NE} 를 설계 속도로 적용하는 것이 현실적으로 불가능했다. 이에 대해 다양한 논의가 이루어졌으며 EASA나 FAA의 사례를 볼 때 현재는 특별한 경우가 아닌 한 최대 기동 속도(V_O)를 최소 설계 속도로 인정해주고 있는 것으로 보인다. 이는 소형 비행기의 경우 사고의 많은 부분이 최대 기동 속도 이하의 속도에서 과도한 조작으로 인해 유발되는 실속이나 스펀과 같은 조종능력상실 상황에서 발생하고 있다는 것이 고려된 것으로 판단된다.

3.4 탑승자 보호에 관한 요구사항

낙하산 전개에 따른 충격과 하강하여 비행기가 지상에 충돌했을 때 발생하는 충격으로부터 탑승자가 보호되어야 한다. 탑승자의 상해 기준으로는 감항기술기준 §23.562 비상 착륙 동적 조건에 규정된 HIC(Head Injury Criteria), 요추 하중, 골반 하중 기준을 적용하면 된다. 하강 속도는 비행 시험을 통해 실측된 값을 사용하거나 최소한 시험을 통해 검증된 값을 적용해야 하며 해당 비행기의 이착륙 가능 고도와 온도 조건을 고려하여 조정된 것이어야 한다. 지상 충돌시 15노트의 속도로 바람이 부는 기상 조건을 고려한다.

위와 같은 과정을 통해서 확인한 하강 속도가 충분

히 낮은 수준이라면 지상 충돌에 따른 탑승자 안전에 대한 별도의 입증은 불필요하나 그렇지 않을 경우 시험을 통한 평가가 필요하다.

참고로 감항기술기준 §23.562에 따른 충돌조건에서 수직 방향 충돌 속도는 약 4ft의 높이에서 자유 낙하했을 때의 속도에 해당한다. 또한 착륙장치 및 관련 구조부의 구조 강도를 확인하기 위한 §23.726의 동적 낙하시험 요건에서 요구하는 최대 낙하 높이(제한 낙하 높이의 2.25배)는 약 3.5ft 정도이다. 반면 SR-22이 낙하산을 전개했을 경우 최종 하강 속도는 자유 낙하 높이로 환산하면 약 13ft에 해당되며²⁾[7] 이는 감항기술기준의 요구조건에 규정되어 있는 최대 하강 속도에 따른 충돌 에너지의 약 3배를 넘는 크기이다. 낙하산 크기의 현실적인 제한을 고려할 때 SR-22와 중량이 크게 차이 나지 않을 것으로 판단되는 전형적인 형태의 4인승 단발 피스톤 비행기의 경우 낙하산 전개 상태에서의 하강 속도도 비슷할 것으로 예상할 수 있으며 이로 인한 착륙장치의 파손, 충격에 의한 탑승자 상해 등에 대해 추가적인 고려가 필요함을 알 수 있다. 아주 특수한 설계의 좌석이나 착륙장치 구조를 채택하지 않는다면 충격 흡수 능력을 고려한 동체 하부 구조 설계가 거의 필수적이라고 할 수 있겠다. 이 경우 동체 하부 구조를 알루미늄 허니컴 코어로 제작하는 것이 효과적인 방법이 될 수 있다. 알루미늄 허니컴 코어는 면외 방향으로 전달된 하중에 의하여 허니컴이 붕괴되면서 허니컴을 구성하는 얇은 알루미늄들이 소성변형하게 되고 이 과정에서 에너지를 흡수한다. 알루미늄 허니컴 코어는 에너지 흡수량 조절이 용이하며 많은 양의 충격에너지 흡수가 가능하고 간단한 구조로 알려져 있다[10].

전기체 낙하 시험을 통해 착륙장치를 포함한 항공기 구조부에 의한 에너지 흡수를 고려할 수 있으며 §23.562에 대한 적합성 입증 시험에 사용된 것과 같은 인체모형이 사용되어야 한다. 시험 결과 탑승자에게 가해진 충격이 증상에 이르게 할 만큼 크지 않고, 화재를 유발할 수 있는 연료 탱크의 파손과 같이 탑승자의 안전에 치명적일 수 있는 기체 파손이나 탑승자

-
- 2) 낙하산 전개 후 자세 안정화 시점에서 측정된 하강 속도를 기준으로 한 것으로서 충분한 고도가 확보된 상황에서의 중단 속도는 이보다 약간 더 낮다.

의 탈출을 불가능하게 하는 출입문 및 주변 구조부의 변형이 없다면 탑승자 보호에 대한 요구사항에 적합한 것으로 볼 수 있다.

3.5 기타 고려사항

위에서 논의한 사항 외에 전기체 낙하산 시스템을 장착한 항공기의 인증과 관련하여 고려해야 하는 사항은 다음과 같은 것들이 있다.

먼저 전기체 낙하산 시스템의 점검 및 재포장, 교환 주기 및 방법이 정비 교범에 제시되어야 하며, 시스템 작동 제한 사항과 작동 가능 영역이 규정되어 비행 교범에 제시되어야 한다. 작동 방법, 주의 사항 등에 관한 플래카드 및 마킹이 제공되어야 한다.

착지 후 강풍에 의해 탑승자가 위험한 상황에 처하지 않는다는 것이 입증되어야 한다. 이와 관련해서 지상에서 낙하산을 분리할 수 있게 하는 장치를 구비하는 것도 한 가지 입증 방법이 될 수가 있으나 공중에서 오작동할 경우 이로 인한 위험 부담이 너무 크기에 현재까지 채택된 사례는 없다. 착지 후 강풍에 의한 추가적인 충격에서 탑승자를 보호할 수 있도록 탑승 공간을 구성하는 구조부의 강도와 강성을 충분히 높이는 것이 이 목표를 달성할 수 있는 하나의 방법이 될 수 있다.

4. 결론

최근 보조 안전시스템으로 주목 받고 있는 전기체 낙하산 시스템이 적용된 사례를 간단히 살펴보고 항공기의 형식증명 또는 부가형식증명 과정에서 전기체 낙하산 시스템의 장착과 관련하여 고려해야 할 중요 요소들을 해외 인증 사례를 참고하여 낙하산 자체 성능, 기능과 작동, 하중 및 강도, 탑승자 보호 등의 관점에서 제시하였다. 인증 과정에서는 여기에 제시된 내용을 토대로 대상 항공기와 낙하산 시스템의 특성을 고려하여 인증당국과 신청자 간의 충분한 논의를 통해 세부 요구사항을 구체화하는 것이 필요하다.

참고 문헌

- [1] Mike Klesius, "How Things Work : Whole-Airplane Parachute", Air & Space Magazine, January 2011.
- [2] http://www.brsaerospace.com/lives_saved.aspx
- [3] https://www.cirruspilots.org/copa/safety_programs/w/safety_pages/723.cirrus-caps-history.aspx
- [4] FAA, Special condition 23-ACE-8 Superchute, Ltd Modified Cessna Airplanes, 1984
- [5] FAA, Special condition 23-ACE-33 Ballistic Recovery System, Inc, Modified Cessna 150/A150 Series Airplanes and 152/A152 Model Airplanes To Incorporate the GARD-150 System, 1987
- [6] FAA, Special condition 23-ACE-88, Ballistic Recovery Systems Cirrus SR-20 Installation, 1997
- [7] Cirrus Aircraft, Guide to the CIRRUS AIRFRAME PARACHUTE SYSTEM
- [8] https://www.cirruspilots.org/copa/safety_programs/w/safety_pages/721.cirrus-accident-rates.aspx
- [9] https://wikiwings.files.wordpress.com/2015/07/caps_activationhandle.jpg
- [10] 김신, 이혁희, 김현덕, 박정선, 임재혁, 황도순, "달 착륙선 충격흡수장치용 알루미늄 허니콤의 Crush Strength에 관한 연구", 항공우주시스템공학회지, 제 4권 제3호, pp 1-5, 2010.9

저자 소개



김성겸

1999년 KAIST 항공우주공학과 졸업.
2002년~현재 한국항공우주연구원 항공우주제품보증센터 품질기술팀. 관심분야는 항공우주제품의 품질보증.