

항공기준사고 조사보고서

이륙상승 선회 중 엔진출력 감소로 불시착
한국교통대학교 비행훈련원

SR20, HL1258

전남 여수시 소라면 덕양리 산 52

2019. 6. 13



2021. 4. 29.

이 항공기준사고 조사보고서는 대한민국 「항공·철도 사고조사에 관한 법률」 제25조에 따라 작성되었다.

대한민국 「항공·철도 사고조사에 관한 법률」 제30조에는

*“사고조사는 민·형사상 책임과 관련된 사법절차, 행정처분절차, 또는 행정쟁송절차와 분리·수행되어야 한다.”*라고 규정하고 있으며,

국제민간항공조약 부속서 13, 3.1항과 5.4.1항에는

*“사고나 준사고 조사의 궁극적인 목적은 사고나 준사고를 방지하기 위함이며, 비난이나 책임을 묻기 위한 목적으로 사용하여서는 아니 된다. 비난이나 책임을 묻기 위한 사법적 또는 행정적 소송절차는 본 부속서의 규정 하에 수행된 어떠한 조사와도 분리되어야 한다.”*라고 규정하고 있다.

그러므로 이 보고서는 항공안전을 증진시킬 목적 이외의 용도로 사용하여서는 아니 된다.

만일 이 사고조사 보고서의 해석에 있어서 한글판과 영문판의 차이가 있을 때는 한글판이 우선한다.

항공기준사고 조사보고서

항공·철도사고조사위원회, 이륙상승 선회 중 엔진출력 감소로 불시착,
한국교통대학교 비행훈련원, SR20, HL1258, 전남 여수시 소라면 덕양
리 산 52, 2019.6.13., 항공기준사고 조사보고서 ARAIB/AIR1903,
대한민국 세종특별자치시

대한민국 항공·철도사고조사위원회는 독립된 항공사고조사를 위한 정부
기구이며, 「항공·철도 사고조사에 관한 법률」 및 「국제민간항공조약」
부속서 13의 규정에 의거하여 사고조사를 수행한다.

항공·철도사고조사위원회의 사고 또는 준사고 조사 목적은 비난이나
책임을 묻고자 하는 것이 아니라 유사 사고 및 준사고의 재발을 방지
하고자 하는 것이다.

주 사무실은 세종특별자치시에 위치하고 있다.

주소: 세종특별자치시 가림로 232, 세종비즈니스센터 A동 604호

우편번호: 30121

전화: 044-201-5447

팩스: 044-201-5698

전자우편: araib@korea.kr

홈페이지: <http://www.araib.go.kr>

차 레

이륙상승 선회 중 엔진출력 감소로 불시착

개 요	1
1. 사실 정보	2
1.1 비행 경위	2
1.2 인명 피해	4
1.3 항공기 손상	4
1.4 기타 손상	5
1.5 인적 정보	5
1.5.1 학생조종사	5
1.6 항공기 정보	6
1.6.1 항공기의 일반정보	6
1.6.2 항공기 제원	7
1.6.3 장착 엔진 및 프로펠러 일반정보	8
1.6.4 항공기 정비이력	9
1.6.5 연료펌프 교체 관련 정비개선회보(Service Bulletin)	10
1.6.6 중량 및 평형	11
1.7 기상정보	12
1.8 항행안전시설	13
1.9 통신	13
1.10 비행장 정보	13
1.11 비행자료기록장치	14
1.11.1 RDM(Recoverable Data Module)	15
1.11.2 FDL(Flight Data Log)	16
1.11.3 엔진출력 변화 및 불시착 과정	17
1.12 잔해 및 충격 정보	18
1.12.1 불시착 지점 및 자세	18
1.12.2 항공기 충격 정보	20
1.12.3 김포공항으로 이동 및 정밀조사	22
1.13 의학 및 병리학적 정보	22
1.14 화재	22

1.15 생존분야	22
1.16 시험 및 연구	23
1.17 조직 및 관리정보	23
1.17.1 교통대학교 비행훈련원의 조직 및 관리	23
1.17.2 보유 항공기 및 주요 훈련장비 현황	25
1.18 기타사항	25
1.18.1 관계자 진술	25
1.18.1.1 학생조종사 진술	25
1.18.1.2 목격자 진술	27
1.18.2 엔진제작사 변경	27
1.18.3 연료사용에 관한 일반적 조작	28
1.18.4 비상낙하산 작동원리 및 작동절차	29
1.18.4.1 비상낙하산 작동원리	29
1.18.4.2 비상낙하산 작동기준	30
1.18.4.3 비상낙하산 작동절차	31
1.18.5 비행 중 엔진고장 시 비상절차	32
1.18.6 학생조종사의 비상절차 교육	33
2. 분석	34
2.1 일반	34
2.2 학생조종사의 비상절차 수행	34
2.3 준사고 발생 전 정비이력	37
2.3.1 엔진교환 관련 결함	37
2.3.2 항공기 이륙 포기 사례	40
2.4 국내 동일기종 엔진 출력감소 유사 사례	42
2.5 국외 동일기종 항공기 사고 사례	43
2.6 연료소모량 및 엔진출력 상관관계	44
2.6.1 비행단계별 연료소모량	44
2.6.2 불시착 당시 연료공급량 및 엔진출력	45
2.7 연료량 조사	47
2.7.1 잔여연료량 측정	48
2.7.1.1 우측 연료탱크 잔여연료량 측정	48
2.7.1.2 좌측 연료탱크 잔여연료량 측정	49
2.7.2 좌우측 잔여연료량 차이 분석 결과	50

2.8 연료계통 조사	50
2.8.1 연료지시계통 조사	51
2.8.2 연료공급계통 조사	52
2.9 연료 및 엔진오일 성분 분석	53
2.9.1 연료 성분 비교분석	53
2.9.2 엔진오일 성분 분석	54
2.10 엔진 및 관련부품 조사	55
2.10.1 엔진 외부상태 조사	56
2.10.2 엔진 작동상태 조사	56
2.10.3 실린더 기밀상태 조사	57
2.10.4 엔진연료계통 부품 조사	57
2.11 엔진출력 감소 가능성 분석	58
2.11.1 증기폐쇄(Vapor lock) 현상	58
2.11.2 보조연료펌프(electric fuel pump)를 통한 공기유입 가능성	60
2.11.3 인적요인에 의한 엔진 출력감소 가능성	61
2.11.4 엔진출력 감소 추정 원인	62
2.12 비상낙하산 전개에 대한 타당성 분석	63
2.13 실속 및 비상절차	64
3. 결론	65
3.1 조사 결과	65
3.2 원인	68
4. 안전 권고	69
4.1 교통대학교 및 SR20 항공기 운영업체에 대하여	69

표 차례

[표 1] HL1258의 일반정보	7
[표 2] HL1258 성능 및 제원	7
[표 3] 엔진 및 프로펠러 일반정보	8
[표 4] 정시점검 수행현황	9
[표 5] HL1258의 중량과 평형 자료	11
[표 6] 기상청 기상관측 자료	12
[표 7] HL1258과 여수관제탑의 교신 내용	13
[표 8] 주요지점의 비행자세	18
[표 9] 비상낙하산 작동절차	32
[표 10] 비행중 엔진 결함시 조치사항	33
[표 11] 엔진 교환 후 고장탐구 및 조치사항	40
[표 12] HL1258의 연료소모량	45
[표 13] HL1258 연료탱크에서 확인된 배유량	47
[표 14] 연료공급계통 조사 결과	53
[표 15] 실린더 기밀상태 조사 결과	57
[표 16] 엔진계통 부품 정밀검사	58
[표 17] SR20의 실속속도	64

그림 차례

[그림 1] HL1258의 비행경로	2
[그림 2] HL1258의 불시착 경로 및 모습	4
[그림 3] 항공기 손상상태	5
[그림 4] HL1258 규격	8
[그림 5] HL1258의 중량과 평형표	12
[그림 6] 여수공항의 활주로 구성	14
[그림 7] RDM 항공기관 관련 비행기록자료	15
[그림 8] RDM 엔진 관련 비행기록자료	16
[그림 9] FDL 비행기록 자료	17
[그림 10] HL1258 불시착 경로	18
[그림 11] 비행방향 및 불시착 자세	19

[그림 12] 항공기 불시착상태	19
[그림 13] 기체 외부의 손상 부위	20
[그림 14] 비상낙하산 줄(좌우측)에 의한 기체외부 손상부위	20
[그림 15] 항공기 날개 손상상태	21
[그림 16] 프로펠러 블레이드 끝단 손상	21
[그림 17] 비행훈련원 조직도	24
[그림 18] 비행 중 조종사의 일반적인 조작	29
[그림 19] 비상낙하산, 작동손잡이 및 낙하산전개	29
[그림 20] 비상낙하산 작동 모습	30
[그림 21] RDM 엔진 자료	35
[그림 22] RDM 항공기 자료	35
[그림 23] 엔진 및 연료펌프	38
[그림 24] 손상된 5번 실린더 및 발견된 이물질	39
[그림 25] 엔진 출력저하로 이륙 포기한 4월 22일자 FDL 자료	41
[그림 26] HL1258 비행기록자료(RDM) 분석	46
[그림 27] 우측날개의 잔여연료량 확인	48
[그림 28] 우측 연료탱크 및 통풍구	49
[그림 29] 주 연료탱크의 연료량 지시치 변화	51
[그림 30] SR20 항공기의 연료계통 및 연료흐름도	52
[그림 31] 연료 적외선 분광기 비교검사 결과	54
[그림 32] 오일 적외선 분광기 비교검사 결과	55
[그림 33] 엔진 시운전	56
[그림 34] 엔진 연료부품 벤치테스트	58
[그림 35] 보조연료펌프 및 연료흐름	60
[그림 36] 지표고도별 최대 활공 가능거리	63

이륙상승 선회 중 엔진출력 감소로 불시착

- 항공기 운영자: 한국교통대학교 비행훈련원
- 항공기 제작사: 미국 시러스사(CIRRUS AIRCRAFT)
- 항공기 형식: SR20
- 항공기 등록부호: HL1258
- 발생장소: 전남 여수시 소라면 덕양리 산 52
(34° 47' 37"N, 127° 37' 35"E)
- 발생일시: 2019년 6월 13일 13:59경(한국표준시각)¹⁾

개요

2019년 6월 13일 12:37경 무안국제공항을 이륙한 한국교통대학교 비행훈련원 소속 훈련용 항공기 SR20(HL1258)가 학생조종사의 장거리 단독비행 훈련을 위해 여수공항에 도착, 활주로에 접지 후 이륙하여 상승 우선회 중, 고도 약 1,553ft에서 엔진출력이 감소하고 고도가 떨어지자 항공기용 비상낙하산을 전개하여 여수공항 남쪽 약 3NM²⁾(5.5km) 떨어진 야산에 불시착하였다.

이 준사고로 인명피해는 없었으나, 항공기의 양쪽날개 일부 및 프로펠러 등이 손상되었다.

항공·철도사고조사위원회(이하 “위원회”라 한다)는 이 준사고 원인을 「이륙상승 선회 중 미상의 이유로 연료공급량이 일시적으로 감소하였고 엔진출력이 급감하여, 조종자는 비상낙하산을 전개하여 불시착하였다」라고 결정한다.

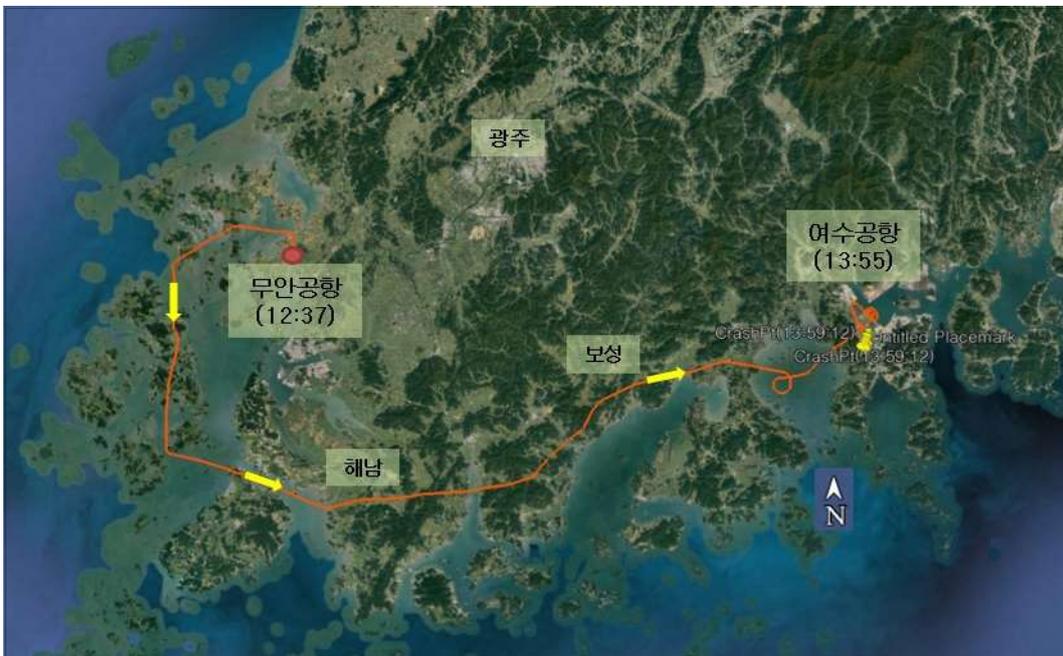
위원회는 준사고 조사 결과에 따라서 한국교통대학교 및 SR20 항공기 운영체에 대하여 안전권고 5건을 발행한다.

1) 이 보고서상의 모든 시간은 24시를 기준으로 한 한국표준시간 임.
2) 노티컬마일(NM, Nautical Mile): 바다의 거리를 나타내는 단위로 지구 위도 1분에 해당하는 길이. 선박이나 항공기에서 사용하며, 1NM은 1,852m임. 본 보고서에서는 수평거리를 NM로 표기함.

1. 사실 정보

1.1 비행 경위

2019년 6월 13일 12:37경, 한국교통대학교 비행훈련원(이하 “교통대학교”라 한다) 소속 훈련용 항공기 SR20, HL1258(이하 “HL1258”이라 한다)가 학생조종사의 장거리 단독비행 훈련을 위해 무안국제공항을 정상 이륙 후 시계비행방식으로 [그림 1]과 같이 해남, 보성을 경유하여 여수공항으로 비행하였다.



[그림 1] HL1258의 비행경로

HL1258은 13:55경 여수공항 활주로 17에 접지 후 이륙 상승하여 속도 82kts³⁾에서 플랩 업(Flap up)⁴⁾한 후, 101kts까지 증속되면서 상승하였다.

13:57:27경, HL1258은 이륙상승 중 여수관제탑으로부터 우 선회를 승인받아 엔진출력 약 90%, 속도 약 95kts, 고도 약 1,500ft에서 15도 경사각으로 상승

3) kts(knot): 속도를 나타내는 단위(1kts = 1,852km/h)

4) Flap position: Up, 50% 100%이 있으며, Up은 Flap을 사용하지 않은 상태임

선회를 시작하였으며, 이때 학생조종사는 미세한 기체진동을 느꼈지만 급변풍(wind shear)⁵⁾에 의한 일시적 현상으로 생각하였다.

13:57:44경, 비행고도 약 1,553ft에서 항공기 기체의 진동이 심해지면서 엔진출력이 줄어들기 시작하였고, 13:57:55경에는 엔진출력이 61%까지 줄어들었다. 약 3초 후 엔진출력이 79%까지 회복하더니 다시 줄어들기 시작하자, 학생조종사는 기수(pitch)를 유지하고 자세를 회복하기 위해 조종간을 당겼으나, 13:58:05경 엔진출력은 6%까지 감소하고 항공기 속도는 74kts로 감소하면서 실속경고가 울렸다.

13:58:08경 HL1258은 최고 고도 1,783ft에 도달한 후 항공기 기수가 점차 내려갔고, 속도는 70kts 이하로 감소하며 고도가 침하하기 시작하였다.

HL1258은 양력을 상실하여 강하자세로 바뀌었고, 비상절차를 수행하기에는 고도가 너무 낮아 산에 충돌할 것으로 우려된다고 판단한 학생조종사는 13:58:10경 고도 약 1,774ft에서 조종실 위에 설치된 비상낙하산(CAPS)⁶⁾ 핸들을 당겨 비상낙하산을 전개하였다.

HL1258은 비상낙하산에 의지하여 13:59:10경 여수공항에서 남쪽으로 약 3NM 떨어진 고도 약 480ft 지점의 경사진 야산에 불시착하였다.

13:59:32경, 학생조종사는 여수관제탑에 불시착 상황을 알렸고, 잠시 후 교관조종사와 휴대전화로 통화하여 교관의 지시에 따라 14:00:26경 엔진을 정지시켰다.

학생조종사는 좌석벨트를 착용한 상태로 조종석에 앉아 구조를 기다렸고, 출동한 119구급대의 도움으로 항공기에서 빠져나올 수 있었다.

5) 급변풍(wind shear): 일종의 난기류로 항공기의 위층과 아래층에서 바람의 방향과 속도에 차이가 나타나면서 갑자기 강력한 돌풍이 발생하는 현상

6) CAPS(Cirrus Airframe Parachute System): 항공기 기체에 장착되어 있는 항공기 비상낙하산 시스템으로써, 비행 중 비상상황 발생 시 안전하게 기체를 지상에 접지시킬 수 있도록 함

HL1258의 여수공항 접근부터 불시착까지의 경로와 불시착 모습은 [그림 2]와 같다.



[그림 2] HL1258의 불시착 경로 및 모습

1.2 인명 피해

이 준사고로 인한 인명 피해는 없었다.

1.3 항공기 손상

HL1258은 항공기 비상낙하산을 전개하여 경사진 야산 중턱에 기체가 전방으로 약 6도 상향, 우측으로 약 33도 하향 경사진 상태로 불시착하였다. 이 과정에서 프로펠러, 전방착륙장치, 좌우측 날개와 전방동체 일부가 손상되었고, 전방타이어는 파열되었으며 비상낙하산 전개로 낙하산 줄이 동체 표면내부에서 돌출되면서 동체 표면이 손상되었다.

위원회는 불시착 장소에서 1차 현장조사를 마친 후 정밀조사를 위해 산림항공본부 소속 헬리콥터 지원을 받아 HL1258를 여수공항으로 이동시켰다. 이를 위해 [그림 3]과 같이 추가로 주변의 수목을 제거하였으며, 항공기의 외부 표면에 작은 손상이 추가로 발생되었다.



[그림 3] 항공기 손상상태

1.4 기타 손상

불시착 당시 주변의 수목들이 부러지거나 손상되었으며, 항공기 이동을 위한 공간 확보를 위해 추가로 일부 수목이 잘려졌다. 그 밖에 손상은 없었다.

1.5 인적 정보

1.5.1 학생조종사

학생조종사(24세, 남)는 단독비행에 유효한 자격⁸⁾ 및 제1종 항공신체검사

7) 여수공항 APRON2 인근의 주기장

8) 항공기조종연습허가서(서울지방항공청 제98xx호), 단독비행기능증명(비행기육상단발, SR-20, '19.5.31), 항공무선통신사(자격번호:15-34-4-01xx, '18.8.31 발급)

증명)을 보유하고 있었다.

총 비행시간은 62.9시간으로 모두 해당 기종의 비행시간이며, 단독비행시간은 7.1시간이었다. 최근 3개월 동안의 비행시간은 45.2시간, 최근 1개월 동안 24.2시간, 최근 1주일 동안에는 비행경험이 없었다.

준사고가 발생했던 비행구간은 2019년 5월 29일에 교관과 동승하여 훈련비행을 실시한 적이 있었던 구간이었다. 또한 무안국제공항에서 국지단독비행을 4회 실시한 경험이 있었으며 이번 비행은 다섯 번째 단독비행이었다.

준사고 전 3일간은 비행훈련이 없어 주간에는 비행훈련원에 출근하여 비행연구 및 자습을 하였고, 퇴근 후에는 숙소에서 휴식을 취한 후 취침하는 등 특이사항은 없었다.

준사고 발생일인 6월 13일에는 07:50에 기상하여 08:45에 출근 후 10:30까지 단독비행훈련을 준비했고, 11:00경 비행계획을 비행정보실에 제출하여 승인 받고 12:00경부터 항공기 내·외부 점검을 실시한 후에 항공기에 탑승하여 12:37경 이륙하였다.

비행 전 24시간 이내에 음주나 허가되지 않은 약물을 복용하지 않았다.

1.6 항공기 정보

1.6.1 항공기의 일반정보

HL1258은 2015년9월30일 미국 시러스사¹⁰⁾에서 제작되었으며, 교통대학교는 2015년12월3일 국토교통부에 HL1258를 등록하였다.

9) 신체검사증명(1종, 증명서번호:135-67xx, '19,12.31까지 유효)

10) 미국 미네소타주 델루스에 소재하고 있는 SR20, SR22, SR22T 항공기 제작사

HL1258의 일반정보는 [표 1]과 같다.

제작국	미국	제작사	CIRRUS DESIGN CO.
제작일자	2015.09.30.	제작일련번호	2299
항공기형식	SR20	도입일자	2015.12.03.
최대이륙중량	1,361kg	총 사용시간	2,311.8시간

[표 1] HL1258의 일반정보

HL1258은 유효한 등록증명서¹¹⁾, 감항증명서¹²⁾, 운용한계지정서¹³⁾, 무선국검사 증명서¹⁴⁾ 및 무선국허가증¹⁵⁾을 보유하고 있었고, 연료는 100LL¹⁶⁾을 사용하였다.

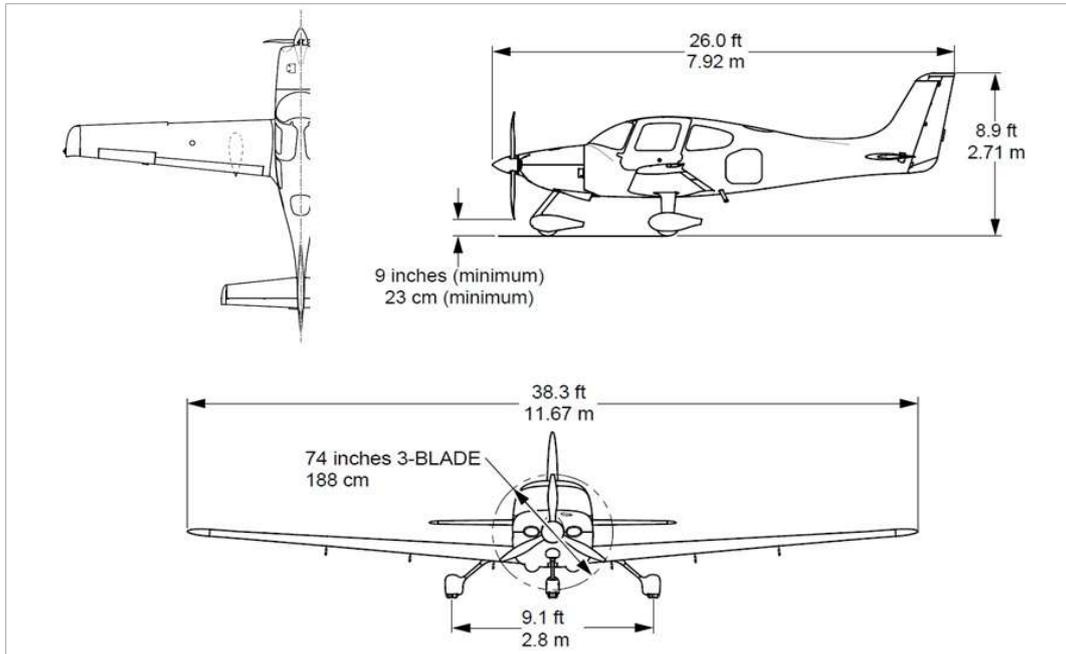
1.6.2 항공기 제원

HL1258의 일반제원은 [표 2] 및 [그림 4]와 같다.

구 분	성능 및 제원	구 분	성능 및 제원	
최대순항고도	17,500ft	속 도	69kts(flap up)	
자중	930kg		실속(Vs)	59kts(flap 100%)
연료 탑재량	212 ℓ (56gal)		초과금지	200kts
엔진출력	200HP		순항	110kts
엔진최대 RPM	2,700RPM		탑승자한계	4명

[표 2] HL1258 성능 및 제원

11) 등록증명서 번호: 2015-177(발행일: 2015.12.3.)
 12) 감항증명번호: AB18068(유효기간: 2018.12.13.~2019.12.12.)
 13) 지정번호: ABOL18068(발행일: 2018.11.30.)
 14) 허가(신고)번호: 46-2015-30-0000014(발행일: 2018.9.7.)
 15) 허가번호: 46-2015-30-0000014(발행일: 2015.11.26.)
 16) 100LL(Low Lead): 납 화합물이 적게 첨가된 항공기 왕복기관에 사용하는 연료



[그림 4] HL1258 규격

1.6.3 장착 엔진 및 프로펠러 일반정보

HL1258에는 [표 3]과 같이 미국의 콘티넨탈사가 제작한 엔진과 하젤사가 제작한 프로펠러가 장착되어 있었다.

엔진			
제작국	미국	제작사	Continental Co.
품명번호	IO-360-ES-26B	제작일련번호	1037071
제작일자	2019.01.22.	장착일자	2019.03.14.
총 사용시간	145.3시간	수리 후 사용시간	NIL
프로펠러			
제작국	미국	제작사	Hartzell Propeller
품명번호	PHC-J3YF-1RF	제작일련번호	FP8666B
제작일자	2015.09.05.	장착일자	2015.10.06.
총 사용시간	2,311.8시간	수리 후 사용시간	NIL

[표 3] 엔진 및 프로펠러 일반정보

1.6.4 항공기 정비이력

HL1258의 정시점검은 제작사 권고방식에 따라 교통대학교 자체정비로 수행되었으며, 준사고 이전 6개월간 탑재용 항공일지에 기록된 계획 및 비계획 정비의 주요내용은 [표 4]와 같다.

Type	주기	작업일자	항공기 시간	비 고
연간 점검	1년	2018.12.31	2,080.8	
50시간	50시간	2019.01.30	2,125.8	
Phase1	100시간	2019.03.14	2,166.5	엔진교환
50시간	150시간	2019.04.16	2,214.3	
Phase2	200시간	2019.05.19	2,263.2	
50시간	250시간	2019.06.04	2,303.3	

[표 4] 정시점검 수행현황

탑재용항공일지에는 준사고 발생 약 3개월 전인 2019년 3월 14일 정시점검 중에 제작사권고 사용한계시간¹⁷⁾이 도래한 엔진을 새로운 엔진으로 교체¹⁸⁾하였으며, 엔진교환으로 발생한 결함 해소를 위하여 4회 시험비행을 실시한 것으로 기록되어 있었다.

또한, 준사고 발생 약 2개월 전인 2019년 4월 22일 이륙할주 중 PFD에 'RED X¹⁹⁾'가 시현되어 조종사는 이륙을 포기하고 탑재용항공일지에 기록하였다. 정비사는 'RED X' 시현을 수정하기 위해 PFD커넥터를 세척 후 정상 작동을 확인하였고 엔진 시동점검을 24분 수행 후 정상 작동이 된 것으로 기록되어 있었다.

위원회는 탑재용항공일지에 기록된 위 2건에 대하여 정밀조사를 실시하였으나, 이 준사고에 직접적인 영향을 주거나 관련되었다는 증거는 확인할 수 없었

17) 엔진 사용한계시간: 2,200시간 (시러스 정비교범 05-10)

18) 장탈 엔진(일련번호: 1031126, 사용시간: 2,165.5h), 장착 엔진(일련번호: 1037071 사용시간: 0h)

19) RED X: 감지 된 값을 사용 또는 신뢰 할 수 없거나 배선 분리, 전원 제거, 센서 오류로 인해 실패한 경우 화면에 표시됨 (Cirrus Perspective System Line Maintenance Manual Page:3-6)

다. 이들 건에 대한 정밀조사 분석결과는 이 보고서의 분석 부분에서 다루었다.

1.6.5 연료펌프 교체 관련 정비개선회보(Service Bulletin)

엔진제작사인 콘티넨탈사는 연료펌프에 장착된 아네로이드²⁰⁾에 사용된 벨로우즈²¹⁾가 인증시험을 통과했으나 사용수명이 감소되는 잠재적 문제가 있다는 사례를 부품제작사로부터 정보를 접수하였다.

확인 결과, 결함이 있는 벨로우즈는 차압에 대해 설계대로 작동하지 않았고, 특히 고출력 설정에 설계기준보다 연료혼합비를 희박하게 하는 원인이 되었으며 다음과 같은 현상이 발생할 수 있음을 알게 되었다.

- 연료공급량/연료압력의 감소
- 일반적인 CHT(cylinder head temperature) 보다 높은 온도 발생
- 사양에 맞는 연료계통 조절 불능
- 이륙 시 출력 감소

이러한 사유로 엔진제작사는 2013년 8월 23일 정비개선회보 SB13-4를 발행하여 해당 연료펌프를 50시간 이내 혹은 연료펌프 정비작업 시 교체하도록 권고²²⁾하였다.

제작사는 이에 관한 주의사항으로 조종사는 AFM(Aircraft Flight Manual)과 POH(Pilot's Operating Handbook)의 권고사항을 준수할 것과 이륙 시 RPM, 매니폴드 압력, 연료공급량 및 연료압력 등을 교차 확인할 것을 강조하고 있다.

HL1258의 연료펌프는 정비개선회보의 적용대상이 아니었지만, 이번 준사고에서 나타난 엔진 고출력시 발생된 연료공급량의 감소 및 엔진출력 감소

20) 아네로이드(aneroid): 공기압에 따라 다이어프램을 이동시켜, 이러한 움직임에 따라 눈금에서 바늘의 위치가 결정되어 압력을 나타내는 기압계의 일종

21) 벨로우즈(Bellows): 외주에 주름상자형의 주름을 갖고 있는 금속박판 원통상으로 그 내부 또는 외부에 압력을 받으면 중심축 방향으로 팽창 및 수축을 일으키는 압력계의 일종

22) 정비개선키지시 SB13-4 적용대상: 2012.1.30.~2012.6.28.에 제작된 연료펌프 195개

현상은 정비개선회보에서 소개한 내용과 매우 흡사하였다.

1.6.6 중량 및 평형

무안공항에서 이륙 시 HL1258의 중량은 2,677lbs이고, 불시착 시의 계산된 중량은 2,582lbs로, 각각 최대이륙중량인 3,050lbs 이하였다. 무게중심거리 (CG)는 각각 144.7inch, 144.4inch이며, 조종사 핸드북²³⁾(Pilot's operating handbook, 이하 "POH"라 한다)의 허용범위²⁴⁾ 안에 있었다.

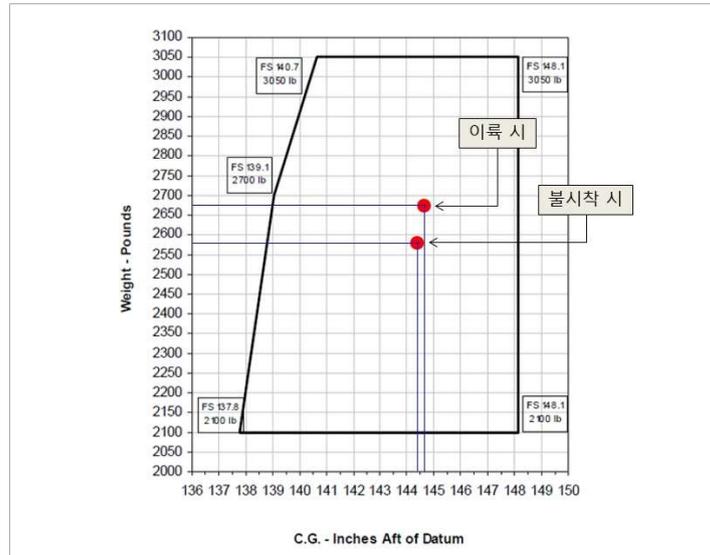
HL1258의 중량 및 평형 자료는 [표 5] 및 [그림 5]와 같다.

구분	이륙 시			불시착 시			비고
	무게 (lbs)	Arm (inch)	모멘트 (lbs·inch)	무게 (lbs)	Arm (inch)	모멘트 (lbs·inch)	
기본 자체중량	2,143	142.5	305,377.5	2,143	142.5	305,377.5	
탑재연료	336	153.8	51,676.8	241	153.8	37,065.8	104분 비행 (95lbs소모)
전방좌석	165	143.5	23,677.5	165	143.5	23,677.5	
화물	33.0	208.0	6,864.0	33.0	208.0	6,864.0	
총계	2,677	144.7	387,595.8	2,582	144.4	372,984.8	

[표 5] HL1258의 중량과 평형 자료

23) FAA Approved, 2013.1.14.

24) CIRRUS DESIGN SR20 Model POH Section 2 Limitations



[그림 5] HL1258의 중량과 평형표

1.7 기상정보

여수공항의 14:00 정시관측 기상정보에 따르면, 바람은 170도 방향, 풍속은 8kts (4.1m/s)이며, 기온은 섭씨 26도, 시정은 10km 이상으로 시계비행기상 상태였으며, 여수공항 지역의 기상이 이 준사고에 영향을 주었다는 증거는 없었다.

13:00부터 14:00까지 여수공항의 기상청 기상관측 자료는 [표 6]과 같다.

[매분관측자료] 여수(공) 167 (18m) / 2019.06.13.14:00 / 전라남도 여주시 울촌면 신흥리

시:분	강수	강수15	강수60	강수3해	강수6해	강수12해	일강수	기온	풍향1	풍속1(m/s)	풍향10	풍속10(m/s)	습도	해면기압		
14:00	-	0	0	0	0	0	0	25.7	180.0	S	3.2	170.0	S	4.0	58	1010.2
13:50	-	0	0	0	0	0	0	26.6	170.0	S	3.9	120.0	ESE	2.7	54	1010.2
13:40	-	0	0	0	0	0	0	26.2	70.0	ENE	2.8	90.0	E	3.4	52	1010.2
13:30	-	0	0	0	0	0	0	26.0	80.0	E	3.8	80.0	E	4.3	52	1010.3
13:20	-	0	0	0	0	0	0	26.2	70.0	ENE	4.2	80.0	E	4.3	52	1010.4
13:10	-	0	0	0	0	0	0	25.6	80.0	E	4.5	80.0	E	4.8	53	1010.6
13:00	-	0	0	0	0	0	0	25.9	90.0	E	5.1	70.0	ENE	3.8	49	1010.6

[표 6] 기상청 기상관측 자료

1.8 항행안전시설

HL1258은 시계비행방식으로 비행하면서 항행안전시설을 참고하였으며, 모든 항행안전시설은 정상적으로 작동되었다.

1.9 통신

HL1258과 여수공항관제탑의 교신내용은 [표 7]과 같으며, 교신 중 통신장애는 없었다.

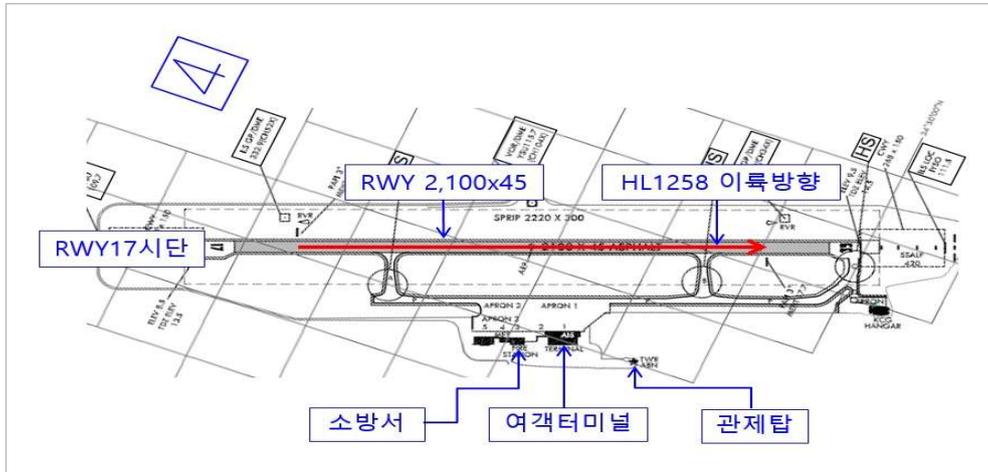
시간	교신자	교신 내용
13:57:24	KTU58S	Yeosu Tower KTU58S Request Right Turn for VFR to Muan
13:57:27	관제탑	KTU58S Right Turn Approved Report Leaving Control Zone
13:57:31	KTU58S	Right Turn Approved Report Leaving Control Zone KTU58S
13:59:26	KTU58S	Yeosu Tower Yeosu Tower KTU58S
13:59:27	관제탑	KTU58S Yeosu Tower Go Ahead
13:59:32	KTU58S	아 저 지금 패러슈트 펼치고 떨어져서 인근 산에 지금 불시착했습니다. KTU58S
13:59:33	관제탑	아 Roger KTU58S 현재 위치 어디십니까? KTU58 Yeosu Tower 현재 위치 어디십니까?
13:59:34	KTU58S	Say Again KTU58S?
13:59:36	관제탑	예 KTU58S SAY..위..위치가 어디십니까?
13:59:43	KTU58S	지금 17에서 떠서 3마일 쪽 산에 패러슈트 펼치고 불시착했습니다.
13:59:45	관제탑	3마일 부근이요. 알겠습니다.

* 관제탑: 여수관제탑, KTU58S: HL1258

[표 7] HL1258과 여수관제탑의 교신 내용

1.10 비행장 정보

여수공항 활주로는 17/35방향으로 폭 45m, 길이 2,100m의 아스팔트로 포장되어 있으며, 활주로 양쪽 끝에는 폭 150m, 길이 300m의 개방구역(Clearway)이 있다. HL1258은 활주로17을 이용하였고, 여수공항 활주로 구성은 [그림 6]과 같다.



[그림 6] 여수공항의 활주로 구성

1.11 비행자료기록장치

HL1258의 비행자료기록은 RDM(Recoverable Data Module)과 FDL(Flight Data Log)로 저장되고 있었으며, 조종실음성녹음장치가 장착되어있지 않아 조종실음성기록은 확보할 수 없었다.

RDM은 항공기 사고조사를 목적으로 항공기의 수직꼬리날개 부분에 장착되어 있었으며 파일에는 비행고도, 속도, 위치 등 70개의 비행자료가 1초 간격의 수치 또는 문자정보 형태로 기록되어 있었다.

FDL은 운영자가 손쉽게 자료를 확인할 수 있도록 SD카드²⁵⁾형태로 비행자료 파일이 저장되며 비행고도, 속도, 위치 등 총 71개의 비행자료가 1초 간격의 수치 또는 문자정보 형태로 기록된다.

위원회는 RDM을 미연방교통안전위원회(NTSB)로 보내 자료를 인출하여 함께 조사에 활용하였고, FDL은 직접 인출하여 조사에 활용하였다.

본 준사고 조사는 RDM 자료를 기준으로 하였으나, RDM 자료에 포함되어

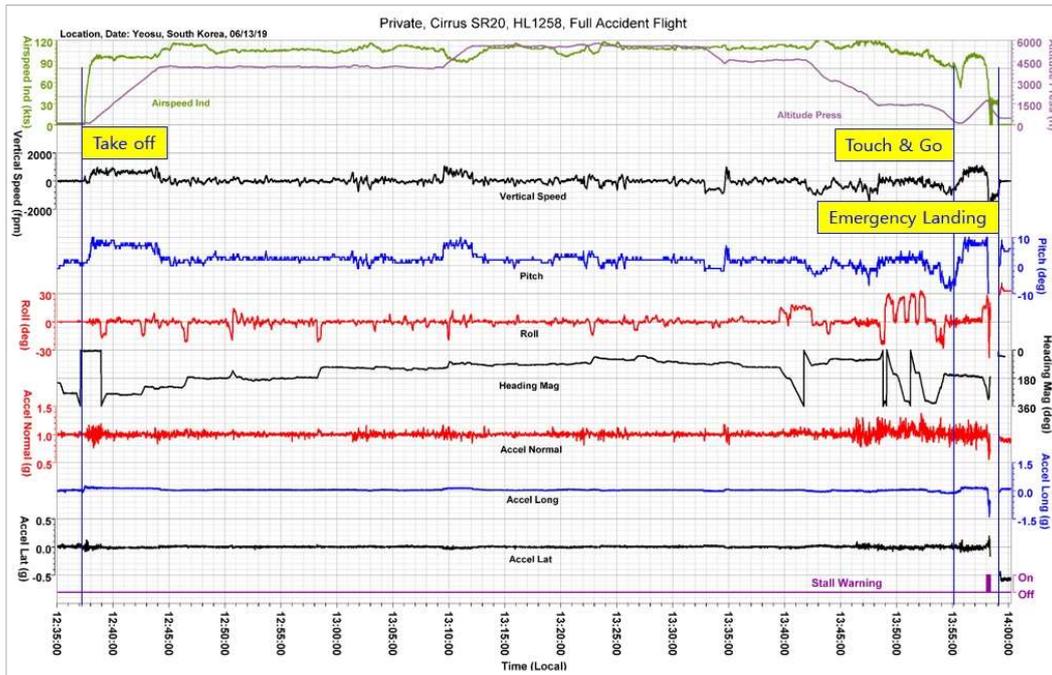
25) SD(Secure Digital): 파일을 보관하는 플래시 메모리의 한 종류로 높은 저장 능력을 갖고 있음

있지 않는 주 연료탱크의 잔여연료량은 FDL 자료를 활용하였다.

1.11.1 RDM(Recoverable Data Module)

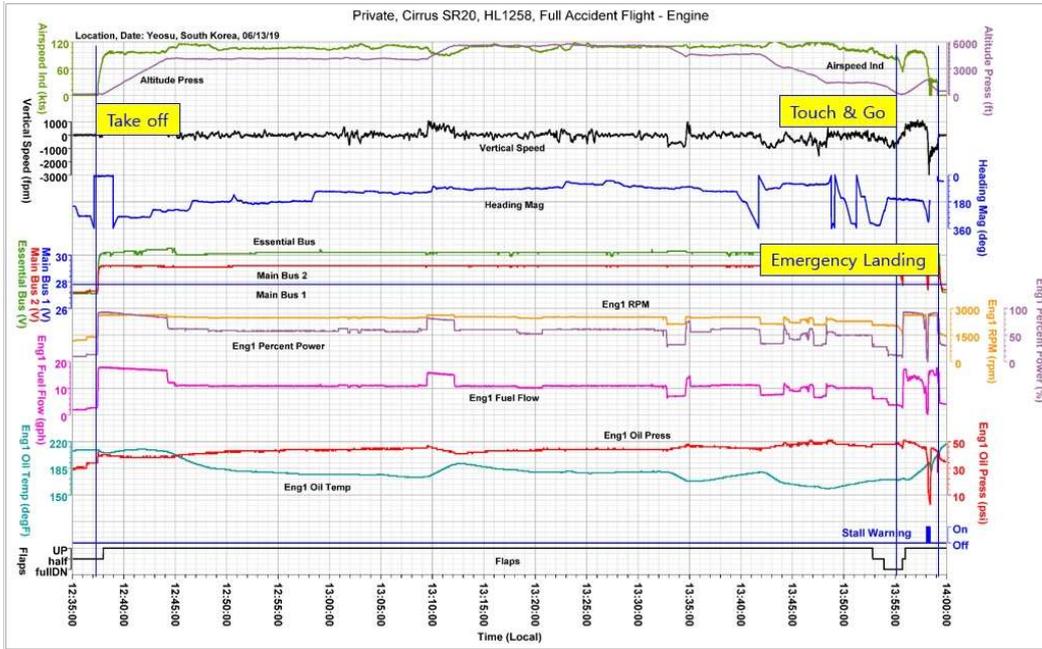
RDM 자료는 비행 파라미터가 1초 간격의 수치 값 또는 문자정보 형태로 기록되고 있었으며, 이 수치는 항공기가 상승 및 우선회 방향을 양의 값(+), 강하 및 좌선회 방향을 음의 값(-)으로 표시된다.

[그림 7]은 항공기속도, 압력고도, 수직속도, 피치, 롤, 헤딩, 가속도 및 실속경고 등 RDM에 기록된 항공기에 대한 12:35:00부터 14:00:22까지의 비행기록 현황을 보여주고 있다.



[그림 7] RDM 항공기관관련 비행기록자료

[그림 8]은 속도, 고도 등 주요 비행기록 자료와 엔진에 관련된 엔진회전수, 엔진출력, 오일온도, 오일압력, 실속경고 신호 등 RDM에 기록된 엔진에 대한 12:35:00부터 14:00:22까지의 비행기록 현황을 보여주고 있다.

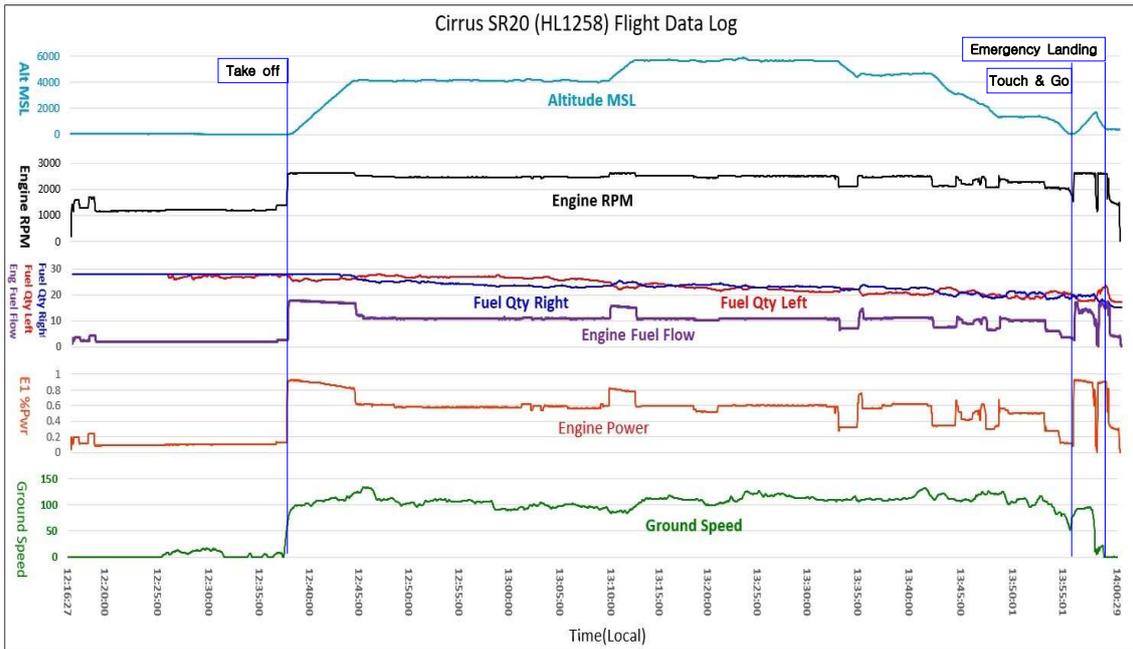


[그림 8] RDM 엔진관련 비행기록자료

RDM에 기록된 주요 정보에 따르면, 12:37경 무안공항 이륙, 13:55경 여수공항 접지 후 이륙, 13:58경 엔진 비정상 및 실속경고 등의 상황을 확인할 수 있다.

1.11.2 FDL(Flight Data Log)

FDL 자료에서는 RDM에 포함되지 않은 좌우측 연료탱크의 잔여연료량을 확인할 수 있었으며, [그림 9]는 고도, 속도, 자세, 좌우측 연료량, 연료흐름 및 주요 엔진파라미터 등의 기록을 보여주고 있다.



[그림 9] FDL 비행기록 자료

학생조종사가 비행 중에 연료선택밸브(selector valve)로 좌측과 우측의 연료탱크를 교대로 선택하여 사용함에 따라 좌우측 연료탱크의 잔여연료량이 교차적으로 줄어드는 것을 FDL 기록에서 확인할 수 있다. 그 밖의 비행자료는 RDM과 동일하였다.

1.11.3 엔진출력 변화 및 불시착 과정

비행자료기록장치에 기록된 자료를 근거로 여수공항에서 이륙 상승 시 엔진출력이 감소되기 시작하는 시점에서 불시착까지의 주요변화를 비행경로와 비행자세를 정리하면 [그림 10] 및 [표 8]과 같다.



[그림 10] HL1258 불시착 경로

위치	수평 속도 (kts)	수직 속도 (fpm)	헤딩 (deg)	피치 (deg)	롤 (deg)	엔진 출력 (%)	엔진 회전수	연료 공급량 (GPH)
①	96	432	180	8	15	87	2,601	11.6
②	74	512	264	11	24	6	1,497	0.7
③	67	288	286	8	25	7	1,274	0.9
④	65	-96	298	3	25	0	1,179	0.3
⑤	30	-2,944	278	-35	-38	88	2,599	16.3
⑥	0	-608	29	-	-	61	1,851	13.2

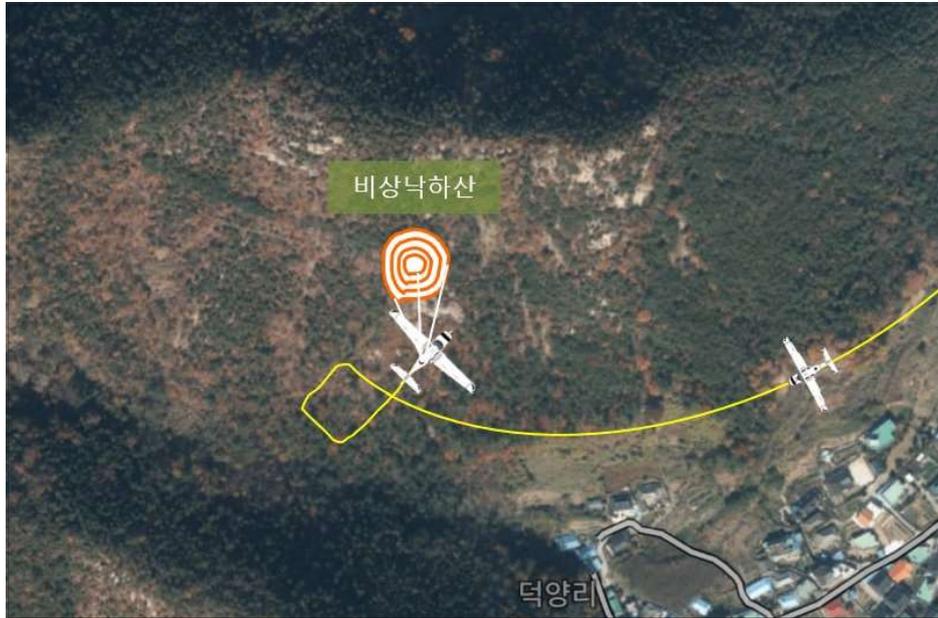
[표 8] 주요지점의 비행자세

1.12 잔해 및 충격 정보

1.12.1 불시착 지점 및 자세

HL1258은 항공기 기체 비상낙하산을 전개하여 [그림 11]과 같이 여수공항에서 남쪽으로 약 3NM정도 떨어진 소라면 비봉산 중턱 고도 약 480ft 지점

에 불시착하였다.



[그림 11] 비행방향 및 불시착 자세

항공기용 비상낙하산은 바람의 방향에 따라 산 위쪽방향으로 캐노피가 전개된 상태로 나무 위에 걸쳐져 있었다.

[그림 12]의 좌측사진은 HL1258이 비상낙하산을 전개하여 불시착한 상태의 모습이며, 우측사진은 경사진 야산에 불시착한 기체가 우측으로 약 33도 기울지고, 수평면에 대하여는 전방으로 약 6도 상향 자세로, 기수방향은 41도를 향하고 있는 모습이다.



[그림 12] 항공기 불시착상태

1.12.2 항공기 충격 정보

[그림 13]과 같이 항공기 좌측 전방동체의 표면 일부가 충격에 의해 눌리고 찢어지는 손상이 발생되었으며 전방타이어는 파열되었다.



[그림 13] 기체 외부의 손상 부위

비상낙하산이 전개되었을 때 동체의 표면내부에 설치되어 있던 좌측과 우측의 낙하산 줄이 동체의 표면외부로 드러나면서 [그림 14]와 같이 좌우측 전방동체 표면이 훼손되었다.



[그림 14] 비상낙하산 줄(좌우측)에 의한 기체외부 손상부위

비상낙하산의 캐노피와 낙하산 줄은 주변 수목에 엉키고 손상되었다.

주 날개는 불시착시 주변의 나무와 부딪혀 [그림 15]와 같이 좌측 날개의 앞전(leading edge) 일부가 떨어져 나갔으며, 날개 전방 위쪽의 날개깃 표면 일부가 떨어져 나갔다. 우측 날개는 앞전 위쪽의 날개깃 표면 일부가 떨어져 나갔다.



[그림 15] 항공기 날개 손상상태

프로펠러는 [그림 16]과 같이 3개의 블레이드 중에서 1개는 끝단이 잘려 나갔으며 나머지 2개는 끝단이 구부러졌다.



[그림 16] 프로펠러 블레이드 끝단 손상

1.12.3 김포공항으로 이동 및 정밀조사

교통대학교는 여수공항에 주기 중이던 HL1258을 위원회 잔해보관 격납고로 이동을 건의하였고, 육로 수송을 위해 양쪽 날개를 절단²⁶⁾하였으며 2019년 12월 13일 위원회 잔해보관 격납고가 있는 김포공항으로 이동시켰다. 위원회는 HL1258 우측날개의 잔여연료량 측정 등 잔해에 대한 추가적인 정밀 조사를 실시하였다.

1.13 의학 및 병리학적 정보

학생조종사의 업무수행 능력에 영향을 줄 수 있는 의학 및 병리학적 요소는 없었다.

1.14 화재

운항 중 또는 충돌 이후 화재가 발생했다는 증거는 없었다.

1.15 생존분야

학생조종사는 비상착륙 후 13:59경 불시착한 사실을 여수공항 관제탑에 알렸고, 비슷한 시간에 인근의 목격자(여, 30대)는 항공기 불시착 사실을 119에 신고하였다. 항공기 불시착 신고를 받은 여수소방서 119구조대와 소라119안전센터의 구급대원은 14:19경 현장에 도착하여 조종석에 있던 학생을 구조하였다.

15:08경, 소라119안전센터의 구급대원은 학생조종사를 여천 전남병원으로

26) 고속도로를 이용할 수 있는 최대허용 넓이는 3.1m이므로, 좌우측 날개 끝의 길이가 11.67m인 HL1258를 고속도로 이동하기 위해서 날개를 절단하였음

이송 후 15:58경 복귀하였고, 여수소방서 119구조대는 현장에 소화기 비치 등 안전조치를 완료한 후 16:25경 복귀하였다.

학생조종사는 병원에서 엑스레이 검사 및 기본적인 검사를 받았으며, 활동에 지장이 없었고 검사결과에도 이상이 없다고 판정되어 당일 퇴원하였다.

당시 출동인원은 소방대원 4명과 구급대원 2명을 포함하여 6명이었고, 출동장비는 지휘차 1대, 구조구급차 1대 및 구급장비가 투입되었다.

1.16 시험 및 연구

위원회는 HL1258에서 수거한 연료와 엔진오일의 오염여부를 확인하기 위한 성분 분석을 실시하였고, 엔진출력이 일시적으로 저하된 원인을 규명하기 위한 연료지시계통, 연료공급계통 및 비행기록자료 등을 조사하였다.

엔진의 비정상 작동여부를 확인하기 위하여 엔진제작사인 컨티넨탈사(Continental Aerospace Technologies)²⁷⁾에서 위원회 조사관과 미국 연방항공청(FAA) 감독관 입회하에 엔진 손상 및 작동상태 조사를 실시하였다.

이들 건에 대한 세부적인 시험분석 결과는 이 보고서의 분석 부분에서 다루었다.

1.17 조직 및 관리정보

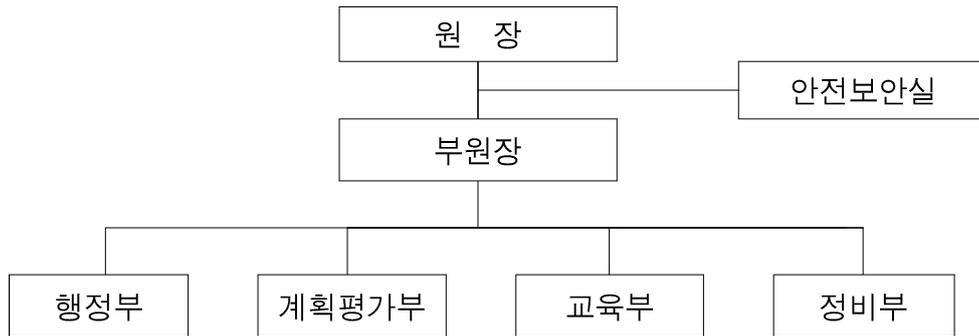
1.17.1 교통대학교 비행훈련원의 조직 및 관리

교통대학교는 충북 충주시에 캠퍼스를 두고 있는 국립대학교로서 학과별로

27) 미국 앨라바마주 모빌시 소재 컨티넨탈사, 2019.8.27.~8.29.

증평캠퍼스 및 의왕캠퍼스도 운영하고 있다.

비행훈련원은 교통대학교의 부속기관으로 국토교통부의 인가를 받은 전문교육기관이며, 전라남도 무안국제공항 내에 위치하고 있다. 비행훈련원의 조직도는 [그림 17]과 같다.



[그림 17] 비행훈련원 조직도

비행훈련원의 각 부서별 기능을 정리하면 다음과 같다.

안전보안실은 아래의 업무를 수행한다.

- ✓ 비행훈련원 내 안전 및 보안분야의 전반에 대한 사항을 교수 및 훈련생에게 전파
- ✓ 비행훈련원의 항공안전관리시스템(SMS) 매뉴얼의 승인, 재·개정 및 운영
- ✓ 안전 및 보안에 관한 보고서를 수집하여 분석하고 대책을 수립 및 시행
- ✓ 각 부문의 안전심사, 평가 및 관련교육과 안전증진을 위한 업무
- ✓ 사고조사, 재발방지대책 수립 및 대관업무

정비부는 아래의 업무를 수행한다.

- ✓ 비행훈련원 내 정비정책의 전반에 대한 사항 수립 및 전파
- ✓ 정비사 교육, 훈련 및 평가
- ✓ 항공기에 대한 기술검토, 품질관리, 정비계획, 자재보급 등 정비관리업무
- ✓ 각종 정비기록 문서관리 및 보관

행정부는 아래의 업무를 수행한다.

- ✓ 비행훈련원의 행정, 운항관리, 전산 및 학사관리 업무
- ✓ 비행훈련원의 정책, 예산수립 및 집행, 경리, 시설관리
- ✓ 인사관리, 홍보, 학생선발 및 일반관리
- ✓ 운항 및 정비 등 관련 관계기관과 필요한 업무 조율
- ✓ 운항관리 업무

교육부는 아래의 업무를 수행한다.

- ✓ 운항 및 교육과 관련된 업무 총괄
- ✓ 운항분야 및 안전분야의 전반에 대한 사항을 운항승무원에게 전파하며 이행 여부 감독
- ✓ 비행계획 수립 및 비행훈련
- ✓ 전문교육기관 관련업무 유지 및 관리
- ✓ 교수 정기교육 훈련계획 수립
- ✓ 운항업무에 대한 각종기록 및 문서관리

1.17.2 보유 항공기 및 주요 훈련장비 현황

비행훈련원은 SR20 훈련용 항공기 5대와 모의비행장치 3대²⁸⁾를 운영하고 있다.

1.18 기타사항

1.18.1 관계자 진술

1.18.1.1 학생조종사 진술

08:45경 출근하여 10:30경 까지 단독비행을 준비하여 11:00경 무안공항 비행 정보실에 비행계획을 제출하였으며, 여수공항 비행 정보실에 이륙계획을 제출하여 각각 승인받았다.

28) Red bird AATD SR20: 1대, Model SIM SR20: 2대

12:00경 필요물품을 준비하여 비행교관과 계류장에 도착 후 절차대로 항공기 내외부 점검, 탑재용항공일지 서명, 항공기 탑승, 엔진시동 및 이륙전 점검사항을 수행하였으며 모든 점검사항이 정상임을 확인하였다.

비행계획에 따라 장거리 단독야외훈련비행을 목적으로 12:37경 무안국제공항에서 이륙하여 시계비행방식으로 해남, 보성을 경유하여 여수공항 활주로 17에 접지 후 이륙을 승인받아 플랩 다운(flap down) 조작하였다.

13:50경 활주로 17에 접지 후 이륙상승 중에 속도 85kts 이상임을 확인하고 플랩 업(flap up) 조작을 하였으며, 최적상승률(V_y)²⁹⁾인 속도 94~96kts를 유지하면서 이륙상승 중에 보성방향으로 우선회하기 위하여 관제탑에 우선회를 요청하여 고도 약 1,700ft에서 15도 경사각으로 선회를 시작하였다.

선회 중 미세한 진동이 느껴졌지만 급변풍(wind shear)에 의한 일시적인 현상이라고 생각하고 계속 상승 선회하였다.

이후 80%후반에서 90%초반이던 파워게이지(엔진출력)가 소폭으로 줄며, 진동이 심해지면서 62%에서 40%로 큰 폭으로 엔진출력이 줄어들기 시작하였다.

이후 회복을 위해 수평으로 만들었으나, 프로펠러 회전음이 고요해지더니 자세가 침하하기 시작했다. 회복을 위해 기수를 유지하려고 조종간을 당겼으나 기수는 계속 내려가며 실속 경고가 울렸다.

엔진이 정지된 것으로 판단하였고, 그 후 항공기는 양력을 모두 손실하고 강하자세가 되었으며 비상절차를 수행하기에는 고도가 너무 낮고 인근 산에 충돌할 것이 우려되어 기체에 장착된 비상낙하산을 전개하고 야산에 불시착 후 여수관제탑에 사실을 송신하였다.

잠시 후 비행훈련원 담당교관으로 부터 휴대전화가 와서 상황을 설명하였

29) 최적상승률(Best rate of climb, V_y): 최단시간 내 최대고도를 확보할 수 있는 비행속도. 이 속도는 일반적으로 이륙 후 장애물 없는 안전한 고도에 이를 때까지 적용됨

으며, 교관의 권고에 따라 엔진의 시동을 정지³⁰⁾시킨 후 좌석벨트를 착용한 상태로 조종석에 계속 대기하고 있다가 출동한 119구급대원들의 도움으로 항공기에서 빠져나왔다.

119구급대원에 의해 구조되기 전에 항공기에서 대기하면서 발생한 엔진 출력감소 문제의 원인을 파악하기 위해 연료계기 및 관련 장치를 점검하였으나 이상을 발견하지 못했다. 잔여연료량은 좌측연료탱크에 약 20갤런, 우측연료탱크에 약 15갤런의 연료량이 지시되고 있음을 확인하였다.

무안공항을 이륙해서 불시착전 까지 6~7회 정도 연료선택밸브의 위치를 변경하면서 좌우측 연료탱크의 연료를 고르게 사용했으며, 좌우측 연료탱크의 연료량차이가 7.5갤런 이상 나타날 때 발생하는 연료량차이 경고음 및 경고등이 비행 중 시현된 사실은 없었다.

1.18.1.2 목격자 진술

항공기 불시착 지점의 인근의 목격자(여, 30대)는 낙하산이 전개된 후 안정적인 자세로 강하하는 항공기를 목격 후 불시착 사실을 119에 신고하였다.

1.18.2 엔진제작사 변경

교통대학교는 HL1258 준사고 이후 새로운 SR20 항공기³¹⁾를 도입하여 2019년 12월 18일 국토교통부에 등록하였다. 신규 도입된 항공기에는 기존의 컨티넨탈 엔진이 아닌 라이코밍 엔진³²⁾이 장착되어 있었다.

장착 엔진의 변경사유에 대해 항공기제작사인 시러스사는 저렴한 운용비용 등 고객의 요청에 따라 장기간의 준비 끝에 2017년 2월부터 라이코밍 엔진으로 교체하여 공급하고 있다고 하였다.

30) 스로틀레버 아이들, 믹스처레버 cut-off, 마스터스위치 off, magneto off

31) 등록기호: HL1284, 제작일련번호: 2510(2019.8.23.)

32) 엔진형식: IO-360-C1F(최대출력 215HP)

또한 엔진제작사인 컨티넨탈사는 시러스사가 엔진을 변경한 사유를 알 수 없으며, 언급할 입장도 아니라고 하였다.

1.18.3 연료사용에 관한 일반적 조작

조종석 중앙콘솔에 위치한 연료선택밸브(selector valve)는 선택위치에 따라 아래와 같이 세 가지 기능을 한다.

- ✓ 좌측 - 좌측연료탱크의 연료사용
- ✓ 우측 - 우측연료탱크의 연료사용
- ✓ OFF - 양쪽 연료탱크로부터 연료사용 차단

POH에 따르면 좌우측 연료탱크의 연료량이 5.5갤런 이상 차이가 발생하면 주비행계기판(primary flight display)에 알림메시지(advisory)가 나타나고, 7.5갤런 이상이면 경고등(warning light)과 경고음(warning hone)이 작동된다.

조종사는 비행 중 좌우측 연료탱크의 연료량이 균등하게 유지되도록 [그림 18]의 좌측 하단에 있는 연료선택밸브를 전환하며 비행하여야 한다.

비행자료기록장치에는 연료선택밸브의 위치에 관한 기록 자료는 없었다. 비행 중 조종사가 연료선택밸브를 조작한 위치, 시점 등을 확인할 수 있는 방법은 없었다.

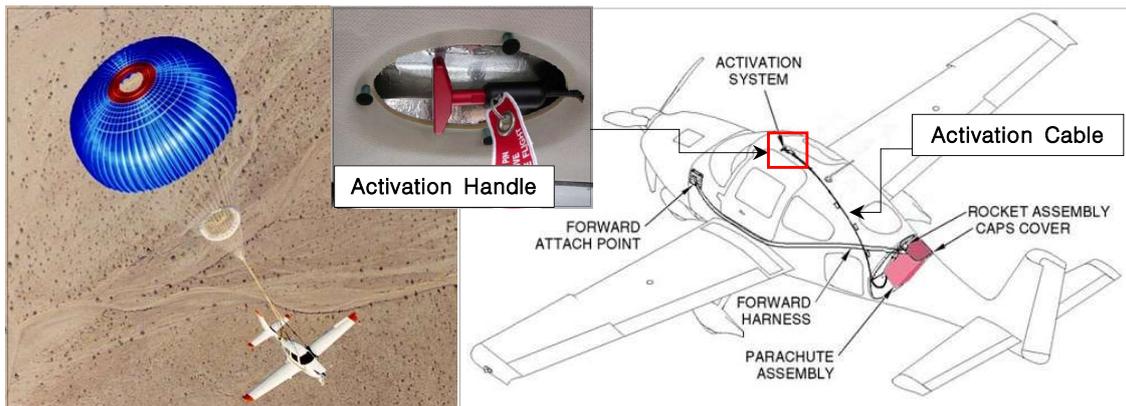


[그림 18] 비행 중 조종사의 일반적인 조작

1.18.4 비상낙하산 작동원리 및 작동절차

1.18.4.1 비상낙하산 작동원리

SR20 항공기의 비상낙하산(CAPS)은 비행 중 비상상황 발생 시 안전하게 기체를 지상에 접지시킬 수 있도록 [그림 19]와 같이 기체에 장착되어 있다.

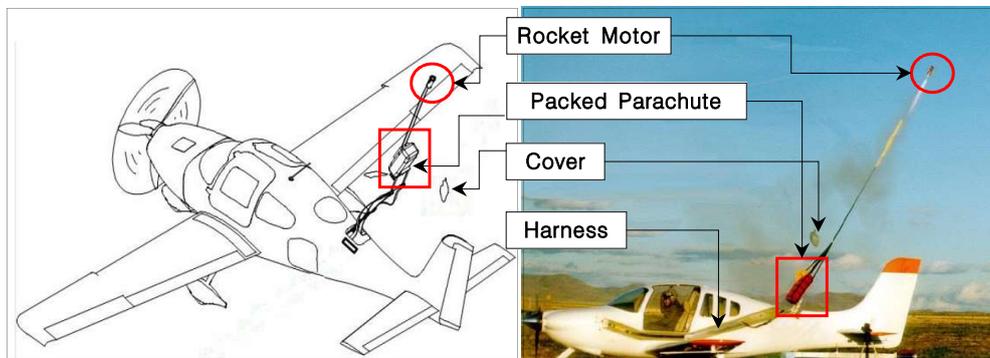


[그림 19] 비상낙하산, 작동손잡이 및 낙하산전개

조종사가 조종실 상부 우측 천장에 장착된 작동손잡이를 당기면 약 8초 후에 낙하산이 전개되어 항공기의 낙하속도를 감속시킨다.

작동손잡이를 당기면 연결케이블이 로켓모터의 뇌관을 점화시켜 [그림 20]과 같이 점화된 로켓모터가 사출구 덮개를 뚫고 상승하면서 비상낙하산을 장착위치에서 기체 밖으로 사출시킨다.

로켓모터가 비상낙하산 포장주머니에서 캐노피를 뽑아내면 캐노피는 풍압에 의해 전개되며, 동체에 설치된 하네스는 당겨져 3점 자세를 이루며 항공기 기체와 캐노피를 연결하여 매달린 상태로 안전하게 지면에 착지하게 된다.



[그림 20] 비상낙하산 작동 모습

1.18.4.2 비상낙하산 작동기준

조종사가 비행 중 생명에 위협을 느끼는 비상사태가 발생할 경우 계속 비행하는 것보다 비상낙하산을 사용하는 것이 안전하다고 판단되는 상황에서 비상낙하산을 사용한다. 비상사태는 다음과 같은 상황이 포함된다.

- ✓ 공중충돌 등으로 비행이 불가능한 경우
- ✓ 비행 중 항공기의 구조적 결함이 발생한 경우
- ✓ 항공기 조종계통이 손상되어 정상적으로 비행이 불가능한 경우
- ✓ 안전한 불시착이 불가능한 산악지역이나 수상착륙이 예상되는 경우
- ✓ 비행 중 조종사가 조종불능 상황³³⁾에 놓인 상황에서 동승자에 의한 조종이 불가능한 경우

33) 조종사가 의식을 상실한 경우 포함

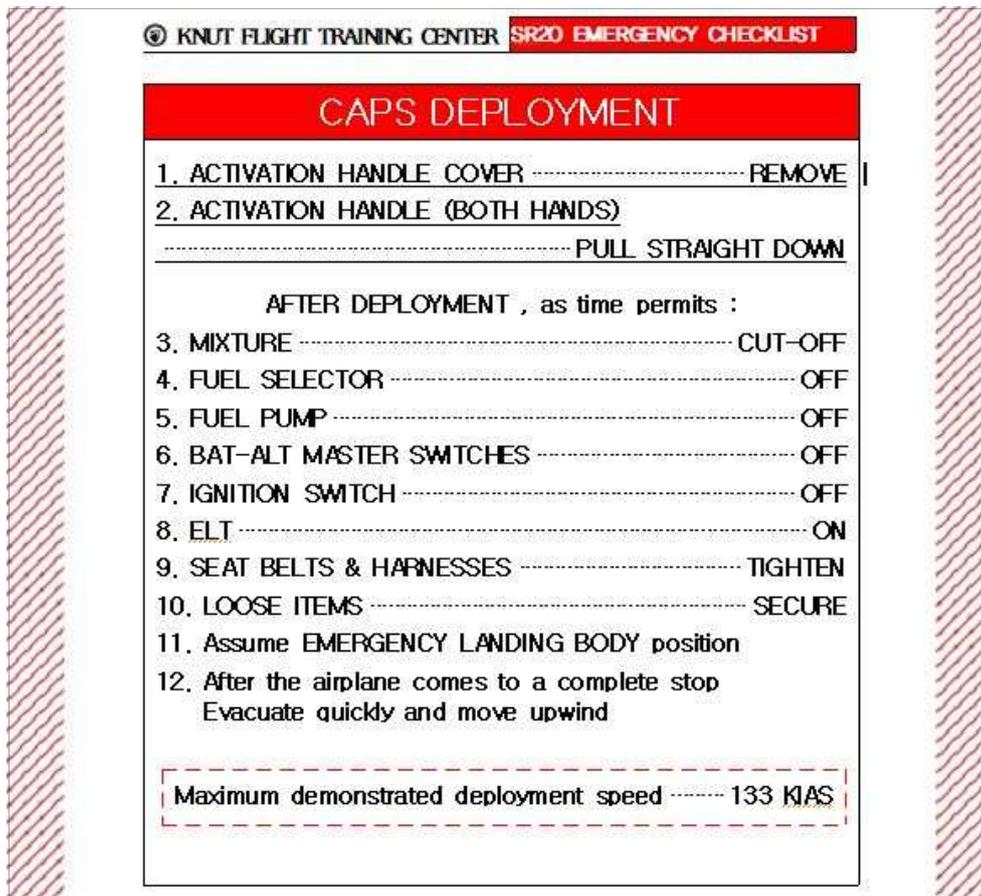
비상낙하산의 작동가능 고도는 항공기의 자세, 고도, 속도, 풍향 및 풍속 등 환경적 요인에 따라 유효 작동고도가 달라지기 때문에 별도로 지정되어 있지 않다.

그러나 과도하게 지면과 가까운 고도에서 비상낙하산을 사용할 경우 성공 가능성이 줄어들게 되지만, 조종사는 비상상황으로 인해 생존가능성이 희박한 경우에도 고도에 관계없이 언제든지 비상낙하산을 사용할 수 있어야 한다.

일반적으로 수평비행 중 비상낙하산을 전개시키는 것이 고도손실을 최소화하여 안전성이 증가되며, 항공기가 수직 강하 중 전개시키는 것은 고도 손실이 크게 되어 안전성이 감소되므로 가능하면 충분한 시간과 고도(지표고도 2,000ft)에서 비상낙하산을 사용하는 것이 바람직하다.

1.18.4.3 비상낙하산 작동절차

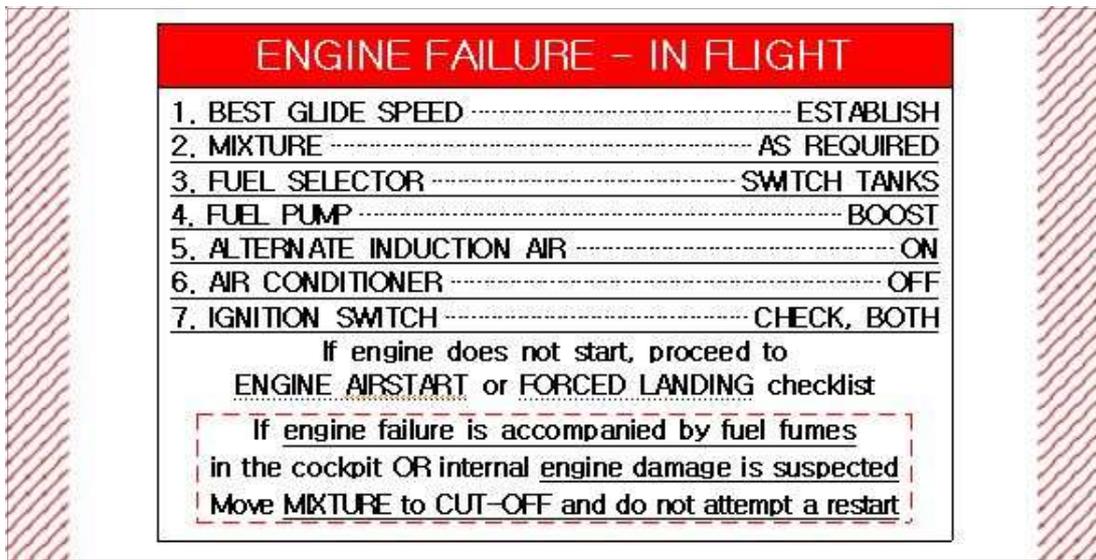
SR20 항공기 POH 제3장 비상절차(Emergency Procedure)에 비상낙하산 작동절차가 소개되어 있으며, 이에 따라 비행훈련원에서는 비상절차점검표(EMERGENCY CHECKLIST)를 [표 9]와 같이 정리하여 운영하고 있다.



[표 9] 비상낙하산 작동절차

1.18.5 비행 중 엔진고장 시 비상절차

SR20 항공기 POH 제3장 비상절차에 비행 중 엔진고장 시 조종사가 조치해야 할 비상절차가 소개되어 있으며, 이에 따라 비행훈련원에서는 비상절차 점검표(EMERGENCY CHECKLIST)를 [표 10]과 같이 정리하여 운영하고 있다.



* 항공기중량 2,500lbs의 BEST GLIDE SPEED(Vg)³⁴는 95kts임.

[표 10] 비행중 엔진 결함시 조치사항

1.18.6 학생조종사의 비상절차 교육

교통대학교는 학생조종사의 비상절차 및 비상착수와 관한 이론교육을 교과과정에 따라 비행교육 입과 후 표준화 지상학술과정을 통해 실시하고 있다. 비상착륙훈련은 주로 모의비행장치를 활용하여 실시되고 있지만, 실제 비행 중 비상착륙훈련은 비행장 상공에서 스로틀을 최소로 줄여 엔진정지를 가정한 상태로 접근 및 착륙하는 방식으로 실시되고 있었다.

비상낙하산 작동에 관한 이론교육은 지상 학과시간에 실시되며, 비상낙하산 작동 훈련은 모의비행장치를 이용하여 실시되고 있었다.

교통대학교는 준사고 이후 비행교관 및 학생을 대상으로 엔진출력 등 비정상 상황에 대한 강화된 초동조치와 실속회복 및 비상 낙하산 전개훈련 등을 모의비행장치와 실비행을 통해 실시하고 있으며, 정비작업절차 강화로 재발 방지 노력을 기울이고 있었다.

34) BEST GLIDE SPEED(Vg): 최적 활공속도를 의미하며, 활공거리를 최대로 확보 할 수 있는 항공기 속도

2. 분석

2.1 일반

당시 여수공항의 기상은 시계비행기상 상태로 항공기 운항에 영향을 미치지 않았고, 항행안전시설, 통신 및 공항시설이 이 준사고에 영향을 주었다는 증거는 없었다.

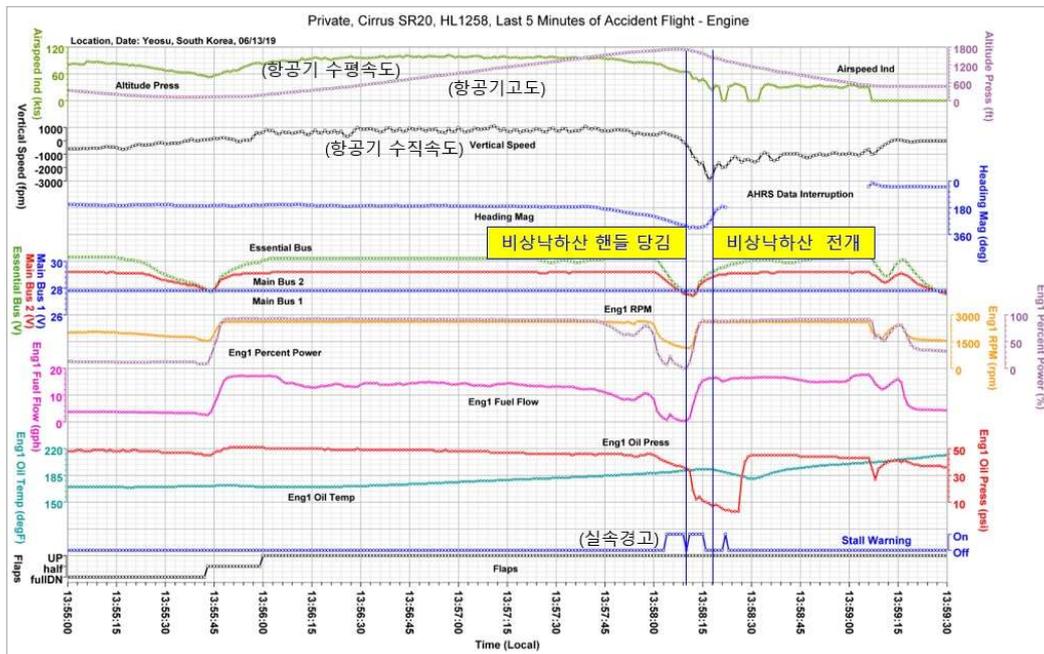
위원회는 사실조사 과정에서 확인된 학생조종사의 비상절차 수행과정, 준사고 발생 전 정비이력, 엔진출력 감소에 영향을 줄 수 있는 엔진과 연료공급계통의 작동, 좌우측 연료탱크의 잔여량 차이, 비상낙하산의 전개 등 다양한 의문점에 대하여 중점적으로 분석하였다.

2.2 학생조종사의 비상절차 수행

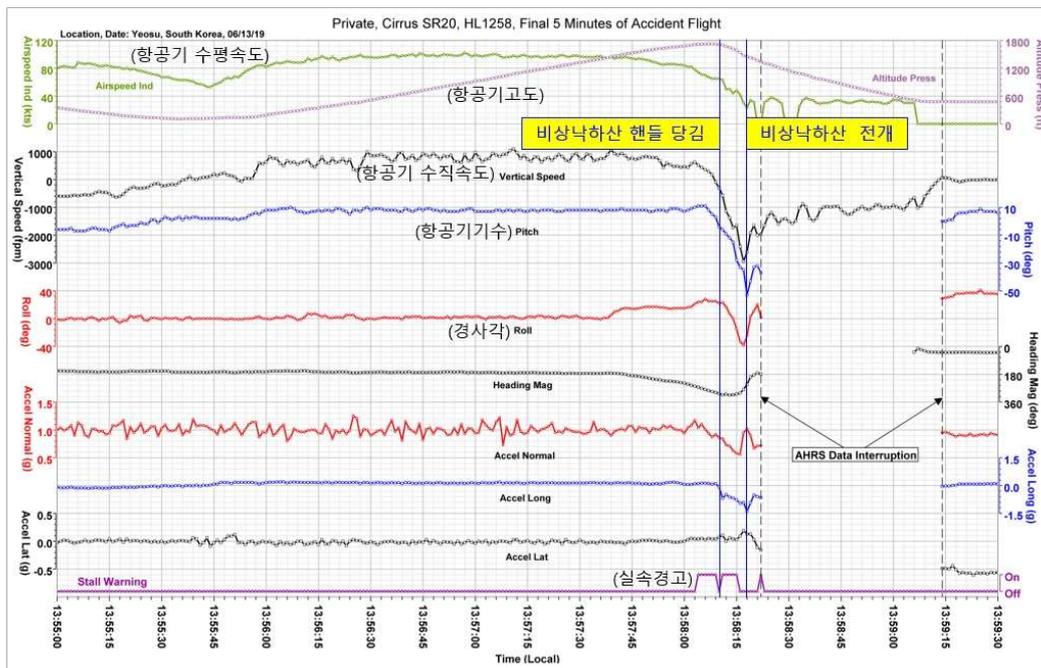
학생조종사가 항공기 엔진출력 저하로 인한 비상절차 수행 내용에 대한 분석을 위하여 준사고 당시의 상황을 세부적으로 조사하였다.

비행기록장치(RDM) 자료 [그림 21] 및 [그림 22]에 따르면 13:57:44경, 비행 고도 약 1,553ft에서 항공기 기체의 진동이 심해지면서 엔진출력이 87% 이하로 줄어들기 시작하여 13:57:55경 61%까지 계속 줄어들었고, 이후 3초 동안 79%까지 증가하는 동안 학생조종사는 항공기 기수를 8도, 경사각(bank)을 15도로 유지하면서 선회하고 있었다.

13:57:59경 엔진출력이 79%에서 다시 급격히 감소하여 약 6초 후에는 6%까지 줄어들었고, 학생조종사는 항공기 기수를 8도에서 11도로, 경사각은 15도에서 24도로 증가시켰으며, 첫 번째 실속경고가 13:58:05에 울렸다. 항공기는 관성에 의해서 고도는 계속 상승하여 13:58:08에 최고고도 1,783ft에 도달한 후 감소하기 시작하였다.



[그림 21] RDM 엔진 자료



[그림 22] RDM 항공기 자료

항공기 속도는 엔진출력이 줄어들기 시작하는 순간인 13:57:44경 96kts에서 계속 감소하여 실속경고 울린 13:58:05에는 74kts, 비상낙하산이 전개된 13:58:18에는 30kts로 줄어들었다.

비상낙하산이 전개된 시점은 수직강하 최대속도(-2,944f/m)가 줄어들기 시작한 13:58:18이며, 비상낙하산 핸들을 당긴 약 8초 후에 비상낙하산(CAPS)이 전개된다는 제작사 자료에 따르면, 학생조종사는 13:58:10에 비상낙하산 핸들을 당긴 것으로 판단된다.

학생조종사가 비상낙하산 핸들을 당긴 시점은 실속경고 발생 5초 후이며, 최대고도를 지난 2초 후였다. 당시 항공기 속도는 65kts, 엔진출력은 0%, 엔진회전수는 1,179rpm, 항공기 기수가 3도에서 -4도로 바뀌는 시점, 경사각은 25도였다.

SR20 비상 점검표(emergency checklist)에 따르면 비행중 엔진고장 시에는 최적 활공속도(Vg, best glide speed)를 유지하도록 명시되어 있으며, 이를 위해 항공기 기수를 낮추고 경사각(roll)을 줄여 양력을 최대³⁵⁾로 확보하여야 한다.

그러나 학생조종사는 엔진출력이 감소하고 속도가 줄어드는 상황에서 항공기의 자세를 유지하려고 항공기 기수를 8도에서 11도까지, 경사각을 15도에서 24도까지 증가시켰다. 그러자 항공기 속도는 70kts 이하로 계속 줄었고 실속경고가 울렸다.

POH는 비상낙하산을 사용 시 고도손실을 감안하여 지표고도 2,000ft이상에서 전개하는 것을 권고하고 있고, 학생조종사는 지표고도 1,570ft(해발고도 1,774ft))에서 비상낙하산을 전개하였으며, 비상절차를 수행하기에는 고도가 너무 낮아 산에 충돌할 것으로 우려되었다고 진술하고 있어 학생조종사의 비상낙하산 전개 조치가 부적절하다고는 판단되지는 않는다.

그러나 학생조종사가 비상점검표(emergency checklist)에서 명시하고 있는 엔진 고장 시 엔진출력을 회복하려는 시도 또는 항공기가 실속되지 않도록 최적 활공속도를 유지하려는 노력은 보이지 않았다.

35) 엔진출력이 감소되고 항공기 속도가 줄어들면 항공기 실속을 방지하기 위해 현재의 피치상태에서 기수를 내리고, 선회각을 줄여야 최적 활공속도를 유지할 수 있다.

수평비행 또는 선회비행 시 엔진출력이 감소하는 상황에서 학생조종사가 항공기 실속회복 등 안정되게 조종할 수 있는 능력을 고양할 수 있도록 교통대학교는 비상절차 훈련을 강화할 필요가 있는 것으로 판단된다.

HL1258이 낙하산을 전개하여 불시착한 후에도 항공기 엔진은 약 1분 이상 계속 작동하고 있었다. 학생조종사는 교관조종사와 휴대전화로 통화하여 교관조종사의 지시에 따라 뒤늦게 엔진을 정지시켰다.

교통대학교는 항공기 불시착과 같은 상황에서 누유로 인해 화재가 발생할 수 있으므로 신속하게 엔진을 정지시킬 수 있도록 비상착륙 후 조치사항을 비상낙하산 전개절차 훈련과정에 추가하여 교육할 필요가 있다고 판단된다.

2.3 준사고 발생 전 정비이력

2.3.1 엔진교환 관련 결함

준사고 발생 약 3개월 전인 2019년 3월 14일에 교통대학교는 정시점검 중 제작사권고 사용한계시간³⁶⁾이 도래한 엔진을 새 엔진으로 교체³⁷⁾하였다. 이때 교통대학교는 새 엔진에서 연료펌프³⁸⁾를 탈거하여 차기 사용을 위해 자재보관실에 보관하였고, 새 엔진에는 장탈한 엔진에서 사용 중이던 연료펌프³⁹⁾를 장착하였다.

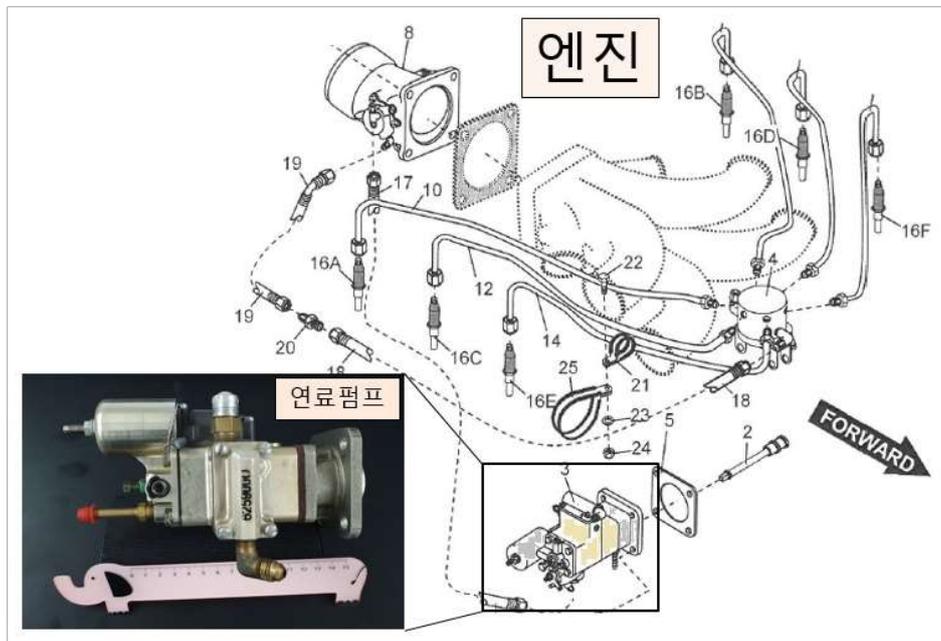
연료펌프는 엔진전방 하부에 장착되어 있으며, 엔진 및 연료펌프는 [그림 23]과 같다.

36) 엔진 사용한계시간: 2,200시간 (시러스 정비교범 05-10)

37) 장탈 엔진(일련번호: 1031126, 사용시간: 2,165.5h), 장착 엔진(일련번호: 1037071 사용시간: 0h)

38) 연료펌프 일련번호: B18EA178(사용시간: 0h)

39) 연료펌프 일련번호: B16IA018(사용시간: 1,379.3h)



[그림 23] 엔진 및 연료펌프

이러한 부품유용은 항공기 운영 중 수요가 많은 부품의 재고 확보를 위한 조치사항이다.

2019년 3월 18일, 엔진교환에 따른 시험비행 결과, 엔진회전수가 허용한계를 초과⁴⁰⁾하여 정비교범에 따라 프로펠러 거버너를 조절⁴¹⁾한 후 다시 시험비행을 실시하였다.

시험비행 결과 엔진회전수는 기준치 이내를 지시하였으나, 5번 실린더헤드 온도가 다른 실린더에 비해 낮게 지시되어 시험비행을 종료 후 5번 실린더⁴²⁾를 분해하여 검사하였다.

실린더 검사 결과 [그림 24]와 같이 실린더 내에서 고무재질위에 금속으로 씌워진 타원형 이물질이 발견되었고, 이물질로 인해 피스톤헤드와 실린더 내부가 손상되어 있는 것이 확인되었다.

40) 엔진회전수 허용한계는 2,700RPM이나, 시험비행에서 최대 2,980.9 지시

41) 엔진회전수 허용한계를 맞추기 위해 정비교범 61-20에 따라 프로펠러 피치각을 조절(rigging)함

42) 탈거 실린더 일련번호: ACI8JA582



[그림 24] 손상된 5번 실린더 및 발견된 이물질

교통대학교는 손상된 피스톤 및 실린더의 검사내용과 함께 발견된 이물질을 엔진제작사에 송부하여 원인규명을 요청하였으나, 엔진제작사는 발견된 이물질을 규명하지 못하였고 해당 실린더와 피스톤을 교환할 것을 권고하였다.

이물질은 엔진제작사에서 엔진조립 과정이나, 항공기 운영자가 엔진을 항공기에 장착할 때 에어 매니폴드(Air Manifold)를 통해 유입될 가능성이 있다. 그러나 엔진제작사나 교통대학교는 어떻게 이물질이 유입되었는지 확인할 수 없었다.

엔진제작사 및 항공기 운영자는 엔진조립과정이나 엔진정비작업 시 작업장을 청결하게 하는 등 엔진 내부로 이물질이 유입되는 것을 방지하기 위한 조치가 필요하다고 판단된다.

교통대학교는 엔진제작사의 권고에 따라 손상된 피스톤헤드와 실린더를 폐기하고 새로운 부품으로 교환 장착⁴³⁾ 후 시험비행을 실시한 결과, 엔진회전수가 허용한계를 초과⁴⁴⁾하고 연료공급량이 불규칙하게 나타났다.

43) 장착 실린더 일련번호:ACI6IA806(사용시간: 0h)

44) 최대 2,768RPM 지시 (한계 엔진회전수: 2,700RPM)

교통대학교는 이 결함을 수정하기 위하여 보관 중이던 새 연료펌프⁴⁵⁾로 교환 장착하고 시험비행을 실시한 결과, 정상으로 회복되었다.

엔진 교환 후 발생한 결함을 수정하기 위하여 수행된 고장탐구와 정비사항을 정리하면 [표 11]과 같다.

날짜	수행 내용	비 고
2019.3.14	엔진교환	떼어낸 엔진의 연료펌프를 새 엔진에 장착
	엔진교환 후 시험비행	Over RPM(MAX 2,980.9 지시)
2019.3.18	프로펠러 가버너 리깅 후 시험비행	#5 실린더헤드 온도 감소하여 분해 검사 결과 이물질 발견
2019.3.26	#5실린더 교환 후 시험비행	Over RPM(Max 2,768 지시) 및 연료공급량 불규칙
	연료펌프 교환 후 시험비행	정상
2019.4.3	25시간 점검	정상

[표 11] 엔진 교환 후 고장탐구 및 조치사항

엔진 교환 후 연료공급량이 불규칙하게 나타났던 결함은 새 엔진에 장착되어있던 원래의 연료펌프를 다시 장착함으로써 해소되었다.

새 엔진으로 교환 장착하면서 새 연료펌프를 기존에 사용하던 것으로 교체(부품유용 - cannibalization)을 할 경우에는 연료압력 조절 등으로 인한 비정상작동이 우려되므로 가급적 부품유용하지 않는 것이 바람직하다고 판단된다.

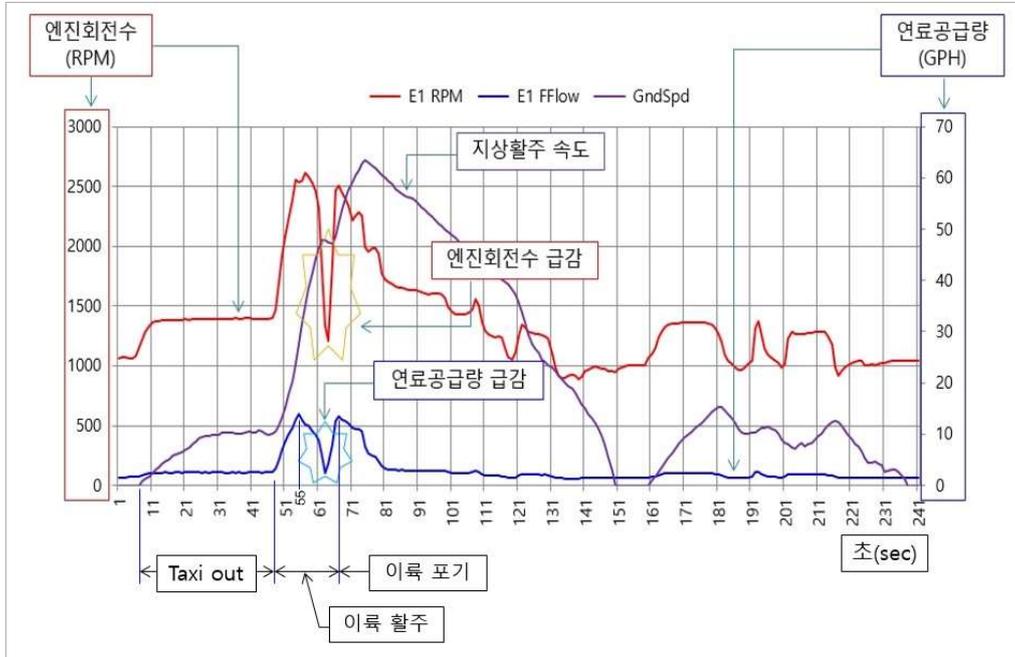
2.3.2 항공기 이륙 포기 사례

HL1258의 비행 특이사항을 파악하기 위해 비행기록자료(FDL)를 조사하는 과정에서 준사고 발생 약 2개월 전인 2019년 4월 22일⁴⁶⁾ 이륙할주 중 엔진출력이 감소되어 이륙을 포기했던 사례가 확인되었다.

45) 장착 연료펌프 S/N: B16EA160(사용시간: 0h)

46) 항공기 비행시간: 2,225.1, 엔진 사용시간: 58.7, 준사고 발생 86.6시간 전이었다.

당시 비행기록자료에 나타난 관련자료 중 지상활주 속도, 엔진회전수, 연료공급량은 [그림 25]와 같다.



[그림 25] 엔진 출력저하로 이륙 포기한 4월 22일자 FDL 자료

[그림 25]에서 보는 바와 같이 항공기 지상이동(taxi out) 약 50초 동안의 지상이동속도, 연료공급량, 엔진회전수는 안정적이었으며, 이륙을 위한 지상 활주 초기 약 5초간의 자료도 모두 정상적으로 증가하였다.

그러나 이륙활주 중, 약 55초를 경과하는 시점에 갑자기 연료공급량과 엔진회전수가 감소한 후 다시 회복되는 비정상적인 현상이 나타났다.

조종사는 탑재용항공일지에 ‘PFD VOR NAVIGATION RED X’ 시현되었다고 기록하였고, 정비사는 PFD 커넥터를 세척⁴⁷⁾한 후 엔진 시동점검을 24분 수행한 것으로 탑재용항공일지에 기록하였다.

교통대학교는 ‘RED X’ 시현 결함에 대해서만 정비조치를 하였고 FDL자료 분석까지는 수행하지 않았다. 본 사례와 관련하여 유사사례 발생에 대비하

47) 커넥터 세척근거: Cirrus Perspective System Line Maintenance Manual Page 3-13

여 FDL자료 확인 및 제작사에 문의하는 등 적극적으로 결함을 해소하는 조치가 필요하다고 판단된다.

2.4 국내 동일기종 엔진 출력감소 유사 사례

2019년 10월 23일 17:50경 동일 항공기 기종을 운영하는 경운대학교 비행교육원 항공기(HL1218)가 학생조종사의 비행 훈련을 위해 무안국제공항을 계기비행으로 이륙 상승 중, 고도 약 4,000ft에서 엔진출력이 감소하고, 엔진회전수가 1,000RPM⁴⁸⁾까지 떨어지며 고도가 강하하는 현상이 발생하였다.

교관조종사는 조종간을 이양 받아 즉시 기수를 낮추고 항공기를 강하자세로 유지하여 속도를 증가시키고 보조연료펌프를 재작동하면서 스로틀을 최대로 증가시켰다. 항공기는 강하하여 고도 약 2,500ft에서 엔진 회전수 2,600RPM으로 회복되었으며 시계비행으로 전환 후 무안국제공항에 착륙하였다.

경운대학교는 보유 항공기의 운영을 일시 중단('19.10.24~10.27)하고 고장탐구를 실시하였으나 원인을 규명하지 못하여, 항공기제작사에 기술적 지원을 요청하였고, 제작사는 아래와 같은 검사를 수행하도록 권고하였다.

- ✓ 항공기 연료탱크 검사
- ✓ 항공기 연료탱크 통풍구(Fuel vent)검사
- ✓ 항공기 연료필터 검사
- ✓ 보조연료펌프 검사 및 작동검사

검사결과 보조연료펌프에서 미세한 연료누설이 발견되었으나 항공기에 특별히 비정상적인 사항은 확인되지 않았다.

이 건에 대하여 경운대는 일시적인 엔진출력 감소에 대한 추정원인으로

48) 정상적인 엔진의 경우 이륙 상승 중 엔진회전수 범위는 2,600~2700RPM임.

보조연료펌프 또는 연료계통의 일시적 성능 저하로 판단하여 예방조치로 보조연료펌프를 교체하였으며 연료계통의 압력을 높게 조절⁴⁹⁾하였다.

후속 조치로 경운대는 해당 항공기의 엔진 및 보조연료펌프를 지속적으로 모니터링 하고 있으며, 조종사들에게는 비행 중 엔진출력감소에 대비한 비상 처치절차를 완벽하게 수행할 수 있도록 강조하였다.

이 사례는 교통대학교 준사고 약 4개월 후에 발생한 것으로 유사한 결함 양상을 보이고 있지만 결함원인이 명확하게 규명되지는 않았다. 제작사에서 기술개선회보(SB)를 발행하여 일련의 개선조치를 하였다. 그러나 엔진출력 감소 원인은 해소되지 않은 것으로 판단된다.

2.5 국외 동일기종 항공기 사고 사례

항공기제작국인 미국에서 2008년 이후 발생한 SR20항공기 사고 및 준사고 조사를 종결하여 미연방교통안전위원회(NTSB) 홈페이지에 등재된 보고서는 총 55건으로, 원인별로 분류하면 아래와 같다.

- ✓ 조종사 관련 45건
- ✓ 동물충돌 및 연료부족 등 기타 4건
- ✓ 정비관련 6건

이들 중 정비관련 사고는 아래와 같다.

- ✓ 기계적 결함에 의한 엔진출력감소 2건: 크랭크축 파손 1건, 실린더 배기관 결함 1건
- ✓ 엔진오일 부족에 의한 엔진출력감소 1건
- ✓ 연료분사노즐 막힘에 의한 엔진출력감소 1건
- ✓ 전방착륙장치 용접불량에 의한 비정상착륙 1건

49) 엔진제작사 매뉴얼에 따라 Unmetered Pressure 7~9psi 범위 중 8.4psi로 Mixture Rise 25~50RPM 범위 중 50RPM으로 조절하였음

✓ 전선결함에 의한 조종불능 1건

미국 NTSB와 SR20항공기를 운영하는 주요국가⁵⁰⁾ 사고조사당국이 공표한 보고서를 조사하였고, 운영국 사고조사당국에 이메일로 연료공급량 감소로 인한 엔진출력 감소사례자료를 요청한 바, 본 준사고와 유사한 사유에 의한 사례는 확인되지 않았다.

한편, 미국 미연방교통안전위원회(NTSB)는 동일제작사에서 제작된 SR22 항공기에 대한 2008년 이후 발생한 유사 사례에 대하여 엔진출력 감소관련 17건⁵¹⁾을 조사하였고 그 중 7건에 대한 원인을 밝혀내지 못하였다.

SR22 항공기는 SR20과 외부규격은 동일하지만, 엔진출력을 310마력으로 증가시킨 SR20항공기의 엔진과 다른 모델 IO-550-N⁵²⁾을 장착하고 있다.

2.6 연료소모량 및 엔진출력 상관관계

HL1258 당일 비행경로에서의 연료소모량을 확인하고 연료공급량과 엔진출력에 대한 상관관계를 조사하였다.

2.6.1 비행단계별 연료소모량

준사고 전날인 6월 12일 비행종료 후 연료탱크에 연료를 가득 채운 것으로 탑재용항공일지에 기록되어 있었다. 참고로 연료탱크의 용량은 총 56갤런 (약 212리터)이다.

비행기록장치(FDL, RDM)의 기록내용을 확인결과, HL1258이 무안공항을 출발하여 준사고가 발생할 때까지 소모된 연료는 약 15.9갤런이며, 총 잔여연료량

50) 독일, 이탈리아, 일본, 영국, 캐나다, 프랑스, 호주 등

51) 원인미상 7건, 조사 중 5건, 엔진정비 4건 및 연료과다공급 1건

52) 엔진제작사:컨티넨탈사, 엔진출력:310HP

은 약 40.1갤런이었다.

비행 단계별로 구분하여, 연료소모율 및 비행시간을 기초로 연료소모량을 계산한 결과 [표 12]와 같다. 계산 결과는 HL1258의 실제 연료소모량 및 잔여연료량과 동일하였으며, HL1258의 연료소모량은 정상적인 것으로 판단되었다.

시간	비행 상황	연료소모율 (GPH ⁵³)	운항시간	연료소모량 (갤론)	잔여연료량 (갤론)
12:16:27~12:37:29	엔진시동, 지상이동	2	21분03초	0.7	40.1갤런 (152리터)
12:37:30~12:44:17	무안공항 이륙활주, 상승	17	6분48초	1.8	
12:44:18~13:32:48	순항	11	48분31초	9.0	
13:32:49~13:55:32	강하	8	22분44초	2.8	
13:55:33~13:58:09	여수공항 지상활주, 상승	17	2분37초	1.1	
13:58:10~14:00:38	비상낙하산전개, 하강, 엔진정지	4	2분28초	0.5	
합계			1:44:11	15.9갤런 (60리터)	

[표 12] HL1258의 연료소모량

참고로 동일구간에서 유사한 조건으로 비행한 항공기⁵⁴⁾ 자료를 조사한 결과 소모된 연료량은 본 HL1258이 소모한 연료량과 유사하였다.

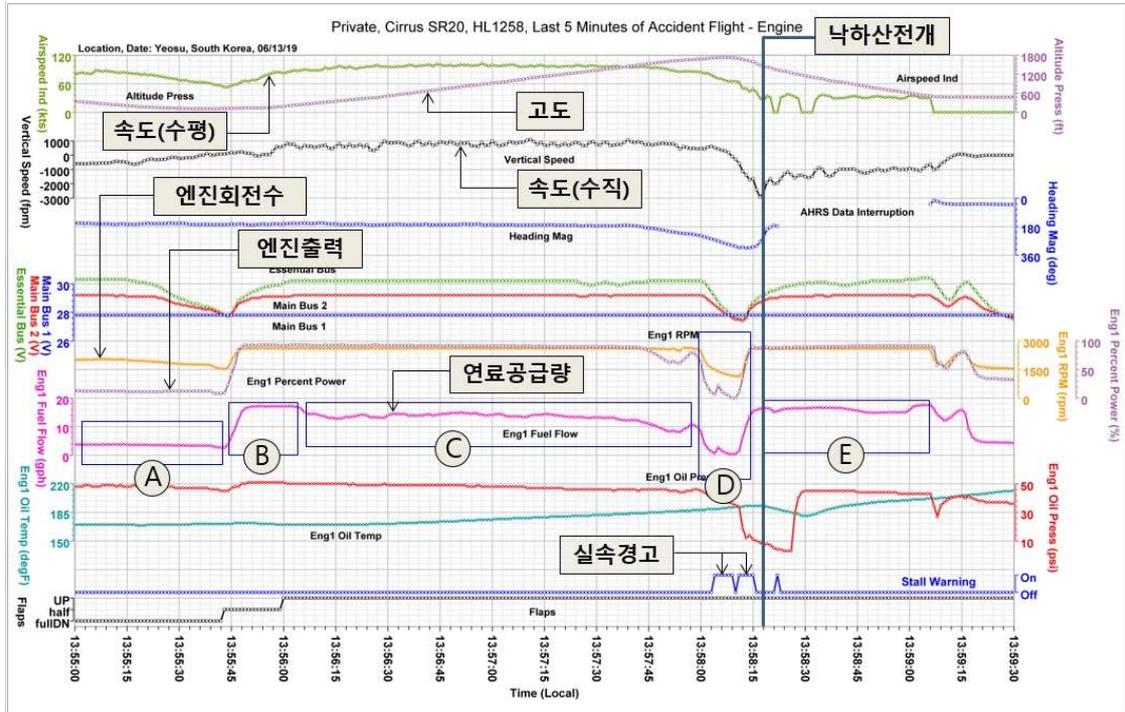
2.6.2 불시착 당시 연료공급량 및 엔진출력

위원회는 [그림 26]과 같이 준사고 발생 이전 약 4분 30초 동안⁵⁵⁾의 비행 기록자료에 기록된 연료공급량을 그 외의 비행자료와 연관하여 조사하였다.

53) GPH(Gallon per Hour): 시간당 연료소모량(1갤런=3.785리터)

54) 동일구간, 일인비행, 비슷한 기온의 5차례 비행자료(HL1207 19.5.13, HL1207 19.5.31, HL1207 19.10.14, HL1208 19.10.14, HL1209 19.10.16)

55) 13:55:00~13:59:30



[그림 26] HL1258 비행기록자료(RDM) 분석

각 시간대별 상황에 따른 연료공급량 및 엔진출력 변화는 다음과 같다.

- Ⓐ 13:55:00~13:55:40: 여수공항에 접지하여 활주하는 동안 연료공급량은 약 3.4GPH으로 일정하였다. 이 구간에서 연료공급량은 정상이었다.
- Ⓑ 13:55:45~13:56:00: 이륙을 위해 엔진출력을 상승하여 약 15초간의 연료공급량은 17GPH로 증가되었다. 이 구간에서 연료공급량은 정상이었다.
- Ⓒ 13:56:05~13:58:00: 이륙 후 고도 220ft에서 1,732ft까지 지속적으로 상승하는 구간으로 연료공급량이 약 17~18GPH여야 하지만 8.1 ~ 16.9GPH로 불규칙하였다. 이 구간의 끝부분에서 연료량이 급격히 감소 후 회복되었으며 엔진출력도 연료공급량에 연동하여 감소 후 회복되었다.
- Ⓓ 13:58:00~13:58:15: 연료공급량이 비정상적으로 감소되어 0.3GPH까지 줄어들었고, 고도는 항공기의 관성에 따라 계속 상승하여 최고 1,783ft에 도달 후 강하하였고, 엔진출력, 엔진회전수, 오일 압력, 수직 상승속도는 급격히 감소되었으며 실속경고가 2차례 울렸다. 이 구간에서 연료공급량은 비정상적으로 감소된 후 약 15초 후에 정상으로 환원되었다.

㉔ 13:58:18~13:59:10: 비상낙하산이 전개되어 항공기의 자세가 크게 요동치며 고도가 강하하여 불시착하였고, 연료공급량은 15~17GPH로 회복되어 엔진출력, 엔진회전수 및 오일 압력 등 엔진작동은 거의 정상으로 회복되었다.

㉓와 ㉔의 상황과 같이 HL1258은 엔진출력이 급격하게 감소하기 115초 전에 연료공급이 비정상적으로 나타나기 시작했고, 13:58:00경 연료공급이 거의 중단되면서 엔진출력이 급격하게 감소되었다.

이 후 연료공급량이 회복되면서 엔진출력이 회복된 것으로 보아 엔진출력 감소는 비정상적인 연료공급량에 기인한 것으로 판단된다.

2.7 연료량 조사

HL1258는 우측날개가 약 33도 하향 경사진 상태로 불시착하였으며, 좌우측 연료탱크에서 배유⁵⁶⁾한 잔여연료의 측정 결과는 [표 13]과 같다.

구분	배유량	배유 방법
좌측연료탱크	약 23.7갤런(90리터)	배유구를 통해 배유
우측연료탱크	약 7.9갤런(30리터)	날개의 점검창(Access cover)을 통해 배유
총 배유량	약 31.6갤런(120리터)	

[표 13] HL1258 연료탱크에서 확인된 배유량

좌우측 연료탱크의 배유량 차이가 약 15.8갤런(60리터)로 과도하게 나타남에 따라 엔진출력의 일시적 저하 원인과 관련이 있었는지를 규명하기 위한 조사가 필요하였다.

56) 조사관 입회하에 2019년6월14일 교통대학교 정비사가 수행하였다.

2.7.1 잔여연료량 측정

HL1258이 여수공항에 도착했을 때 FDL에 기록된 연료량은 좌측 연료탱크 약 21갤런, 우측 연료탱크 약 20갤런으로 거의 비슷하였다. FDL에 기록된 잔여연료량과 실제 배유된 연료량의 차이를 규명하기 위해 위원회는 다음과 같은 방법으로 배유량을 조사하였다.

2.7.1.1 우측 연료탱크 잔여연료량 측정

위원회는 [그림 27]과 같이 HL1258의 우측날개⁵⁷⁾ 주연료탱크에 약 15갤런의 물을 채운 후, 날개뿌리와 끝의 경사를 약 33도로 유지하여 불시착 시의 날개 자세를 재현하였다.



[그림 27] 우측날개의 잔여연료량 확인

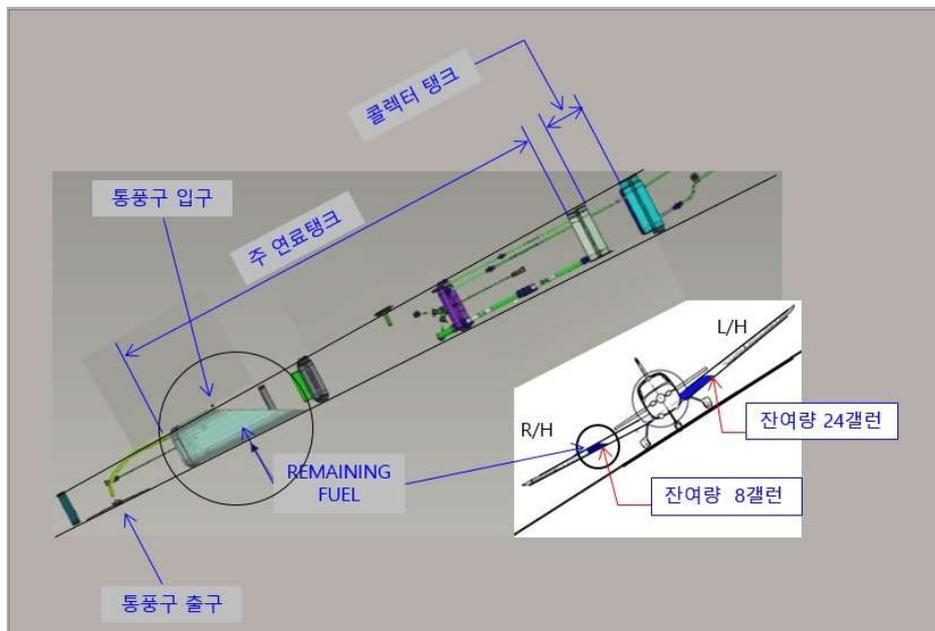
날개를 경사지게 하는 과정에서 날개의 통풍구(vent hole)를 통해 채운 물의 일부가 벤트(vent)되었고, 벤트가 멈춘 후 날개 내부에 남아 있는 물의 양

57) 좌우측 날개는 여수공항에서 위원회 격납고로 육로이동하기 위해 여수공항에서 항공기로부터 분리하였음

을 배유한 결과 약 8갤런으로 측정되어, 불시착 지점에서 배유된 양인 7.9갤런과 유사하게 확인되었다.

따라서 HL1258이 우 하향 불시착 자세에서 우측 연료탱크의 연료는 통풍구를 통해 일부가 벤트 되었으며, 남아 있던 약 7.9갤런이 배유되었음이 검증되었다.

SR20항공기는 [그림 28]과 같이 연료탱크의 통풍구가 좌우측 날개의 연료탱크 아웃보드(out board)에 설치되어 있다.



[그림 28] 우측 연료탱크 및 통풍구

최초로 현장에 도착한 훈련원의 교관(남, 60대)은 항공기 주변에서 연료냄새가 많이 났다고 진술하였으며, 이 연료냄새는 우측 연료탱크의 날개 통풍구를 통해 벤트된 연료에 의한 것으로 추정된다.

2.7.1.2 좌측 연료탱크 잔여연료량 측정

한편 HL1258의 좌측연료탱크에서 배유된 연료량은 약 23.7갤런으로 여수

공항에 도착했을 때, 비행기록장치에 기록된 연료량 21갤런에 비해 많이 배유되었다.

HL1258 불시착시 좌측날개는 상향되어 있어 통풍구로 벤트된 연료는 없었고, 주 연료탱크에서 동체 쪽에 인접한 콜렉터 탱크⁵⁸⁾에 있던 약 2.8갤런의 연료가 함께 배유되어 실제 비행자료기록장치에 기록된 연료량(21갤런)보다 많은 약 23.7갤런이 배유된 것으로 확인되었다.

따라서 HL1258이 좌 상향 불시착 자세에서 좌측 연료탱크에서 배유된 연료 23.7갤런이 검증되었다.

2.7.2 좌우측 잔여연료량 차이 분석 결과

우측 연료탱크의 연료는 총 28갤런 중 비행중 소모된량은 약 8갤런 이었고, 불시착 후 통풍구로 유출된량은 약 12.1갤런 이었으며, 배유된 잔여량은 약 7.9갤런(30리터)로 확인되었다. 또한 좌측 연료탱크의 연료는 총 28갤런 중 비행중 소모된량은 7갤런 이었고, 불시착 후 연료탱크에 21갤런이 있었고, 콜렉터탱크에 2.7갤런이 있었으며 총 배유된 잔여량은 약 23.7갤런(90리터)로 확인되었다.

결론적으로 연료잔여량 차이가 크게 발생한 원인이 검증되어 문제가 없는 것으로 확인되었으며, 좌우측 배유량 차이가 엔진출력에 영향을 미쳤다는 증거는 없었다.

2.8 연료계통 조사

위원회는 연료지시계통 및 연료공급계통이 불시착 당시 정상적으로 작동되었는지를 확인하기 위한 조사를 실시하였다.

58) 각 콜렉터탱크의 용량은 약 2.8갤런(10.6리터)이며, 연료량 지시계기에는 나타나지 않음

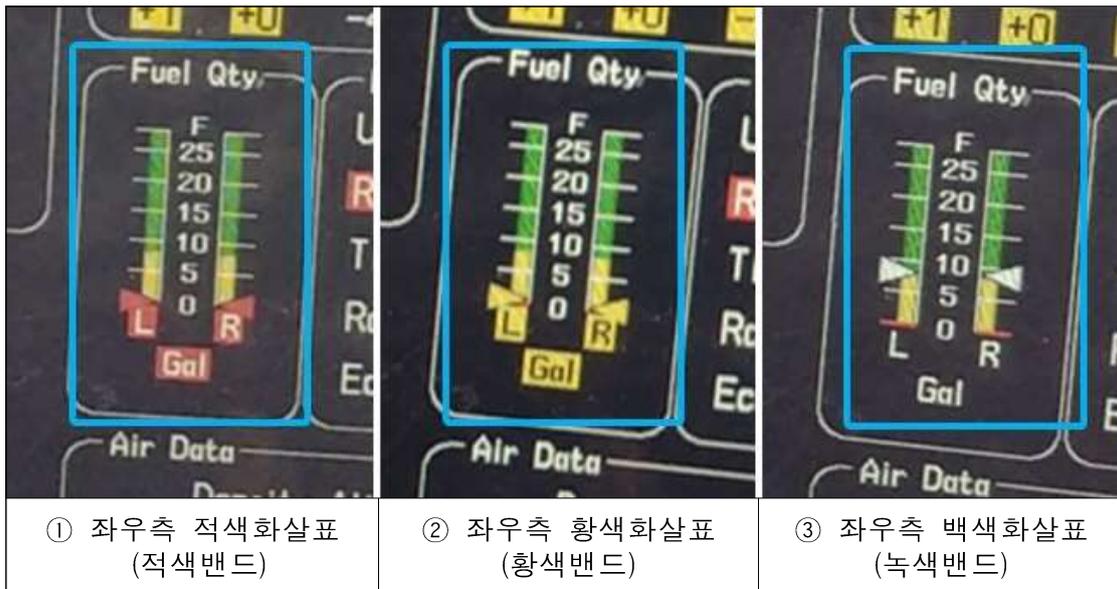
2.8.1 연료지시계통 조사

좌우측 연료탱크에서 배유된 실제 연료량이 약 15.8갤런(60리터)의 차이가 확인되어 연료지시계통의 정상 작동여부를 조사하였다.

조사 방법은 여수공항에서 수평이 유지된 상태의 HL1258 양쪽 연료탱크에서 연료를 완전히 배유한 후 각각의 연료탱크에 연료를 0.5갤런씩 주입해 가며 연료지시계통의 작동상태를 확인⁵⁹⁾하였다.

아래 [그림 29]의 좌측사진은 주 연료탱크에서 연료를 완전히 배유한 상태의 연료계기 지시(적색밴드, 적색화살표)이며, 중앙사진은 연료를 약 1.5갤런 주입했을 때 연료계기 지시(황색밴드, 황색화살표) 상태이며, 우측사진은 연료를 약 9갤런 주입했을 때 연료계기 지시(녹색밴드, 백색화살표)로 바뀐 상태이다.

추가하여 역으로 연료탱크에서 연료를 배유하면서 측정된 결과도 유사하게 지시되었다.



[그림 29] 주 연료탱크의 연료량 지시치 변화

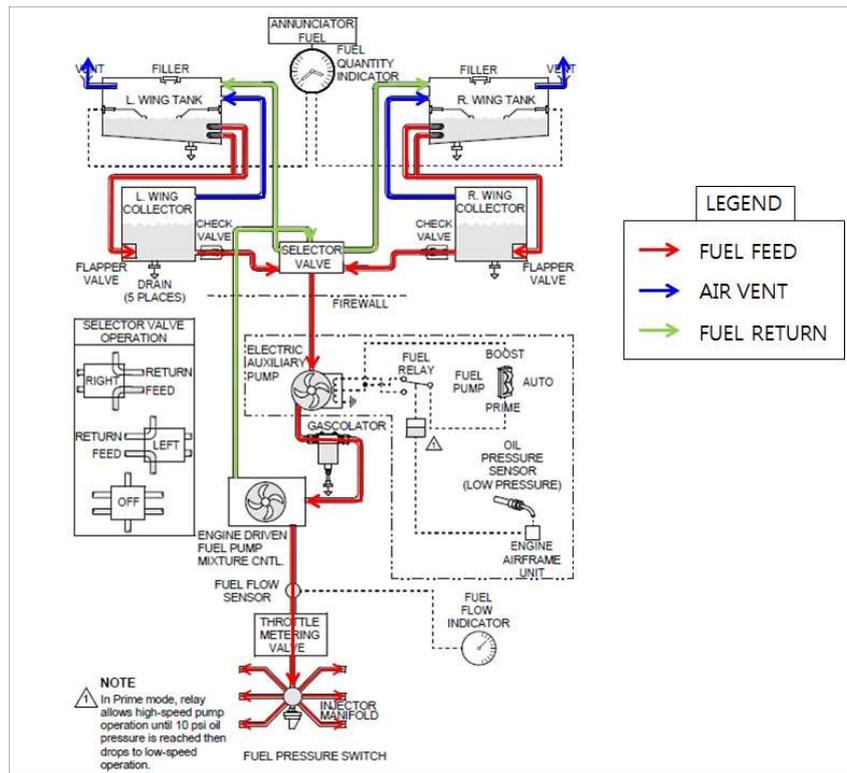
59) 2019년 6월 27일 조사관 입회하에 교통대학교 정비사 수행

HL1258의 연료량 지시치는 정비교범과 POH에서 소개된 연료량 지시범위(60)와 일치하며, 연료량 지시계통은 정상적으로 작동되고 있음이 확인되었다.

2.8.2 연료공급계통 조사

SR20 형식의 항공기 연료는 양쪽 날개에 각각 28갤런 용량의 주 연료탱크와 2.8갤런 용량의 콜렉터탱크에 보관되어 있으며, 조종석에 있는 연료선택 밸브(selector valve)로 사용 할 연료탱크를 선택할 수 있다.

연료는 [그림 30]과 같이 각 연료탱크에서 해당 콜렉터탱크로 중력에 의해 공급되며, 엔진구동 연료펌프가 작동하여 엔진내부로 분사된다.



[그림 30] SR20 항공기의 연료계통 및 연료흐름도

위원회는 교통대학교 정비팀과 함께 연료공급계통의 정상여부를 확인하기

60) POH의 연료량 지시범위: 적색밴드(적색화살표) - 비어있는 상태, 황색밴드(황색화살표) - 0~8.2갤런의 연료가 보급된 상태, 녹색밴드(백색화살표) - 8.2~28갤런의 연료가 보급된 상태

위해 연료탱크 및 연료공급계통에 대해 정밀 조사를 실시하였으며, 주요 조사내용을 정리하면 [표 14]와 같다.

부품명	기능	점검내용
주 연료탱크	연료 보관 장소	내부 육안검사 잔여연료량 및 연료게이지의 작동상태
연료 벤트 (Fuel Vent)	연료탱크 압력의 외부 통로	내부 육안검사
컬렉터 탱크	연료가 주 연료탱크에서 엔진으로 전달되기 전에 경유하는 연료집수탱크	연료집수기능 및 체크밸브점검
연료여과기	연료가 엔진에 유입되기 전에 위치하는 필터	손상 및 이물질 포착 여부검사
보조연료펌프	오링 및 장착상태	장탈하면서 오링상태 육안검사
기타	흡기계통 및 배기계통	육안검사
	엔진연료계통 튜브, 호스 및 전기배선	

[표 14] 연료공급계통 조사 결과

조사결과 항공기 연료공급계통이 비정상적으로 작동되었다는 증거는 확인할 수 없었다.

2.9 연료 및 엔진오일 성분 분석

HL1258에서 수거한 연료와 엔진오일의 성분 분석을 위하여 위원회 시험 분석실에서 21종⁶¹⁾의 무기원소를 기준시료와 비교하였고 유기물의 성분을 분석하였다.

2.9.1 연료 성분 비교분석

연료의 성분 비교분석은 급유차량에서 수거한 기준시료(A)⁶²⁾와 항공기의

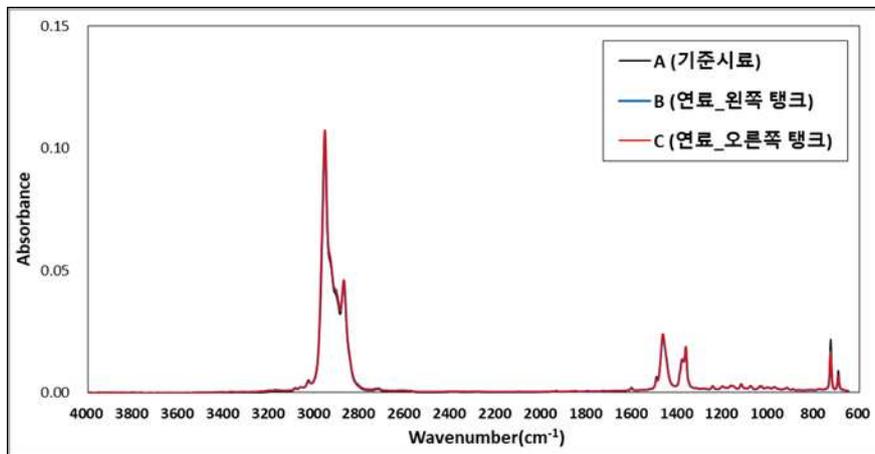
61) 21종의 분석 원소: Ag, Al, B, Ba, Ca, Cd, Cr, Cu, Fe, Mg, Mn, Mo, Na, Ni, P, Pb, Si, Sn, Ti, V, Zn

62) 연료 기준시료(reference): 기준시료로 제공된 Aviation Grade 100LL

좌우측 연료탱크에서 채취한 연료시료(B, C)를 비교하기 위하여 유도결합 플라즈마 분광기(ICP-OES)⁶³⁾ 및 적외선 분광기(FT-IR)⁶⁴⁾를 이용하였다.

불순물 성분 분석을 위해 유도결합 플라즈마 분광기(ICP-OES)를 이용한 분석 결과 특이사항은 없었다.

유기물 성분분석을 위해 적외선 분광기(FT-IR)를 이용하여 분석한 결과, [그림 31]과 같이 3개의 시료를 상대로 비교한 스펙트럼의 피크가 일치하는 동일한 구조로 확인되었다.



[그림 31] 연료 적외선 분광기 비교검사 결과

연료에 대한 불순물 및 유기물 성분 분석 결과, 연료가 오염되거나 변질되었다는 증거는 발견되지 않았다.

2.9.2 엔진오일 성분 분석

엔진에 사용하는 동일제품의 기준시료(D)⁶⁵⁾와 엔진에서 채취한 엔진오일

63) 유도결합 플라즈마 분광기(Inductively Coupled Plasma-Optical Emission Spectrometer): 유도자기장을 이용하여 아르곤(Ar)가스를 플라즈마화 시킨 후 액상의 시료를 미세한 입자상태로 주입하여 무기물질을 정량 분석하는 장비

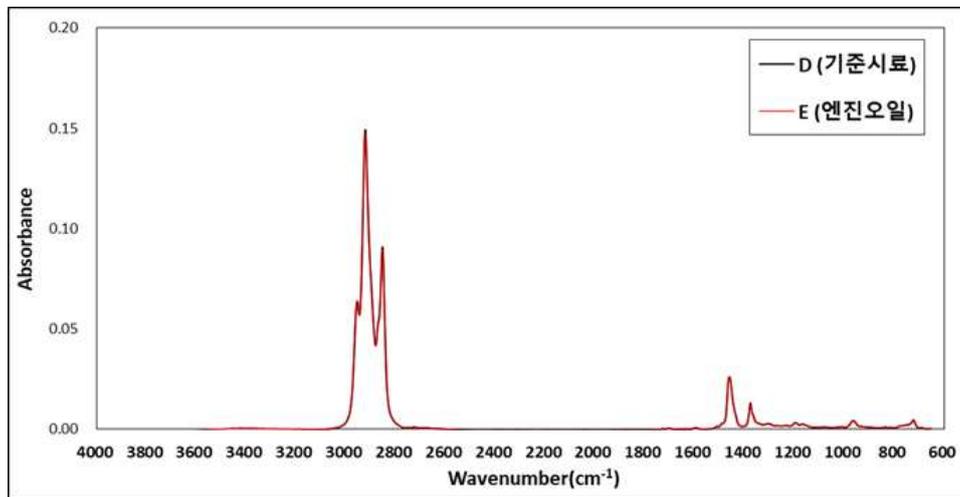
64) 적외선 분광기(FT-IR): 시료에 빛을 조사하여 흡수하는 에너지를 스펙트럼으로 나타내는 분석 장비로써 유기 시료의 구조를 바탕으로 성분을 분석한다.

65) 엔진오일 기준시료(reference): Aeroshell사의 W15W-50

(E)의 불순물과 유기성분에 대한 비교분석을 위해 유도결합 플라즈마 분광기(ICP-OES) 및 적외선 분광기(FT-IR)를 이용하였다.

불순물 검사를 위해 유도결합 플라즈마 분광기(ICP-OES)를 사용하여 무기 원소에 대한 성분 함량 비교 결과 특이사항은 없었다.

유기물 성분분석을 위해 적외선 분광기(FT-IR)를 이용해 엔진에서 채취한 오일시료와 기준시료를 상대 비교한 결과 [그림 32]와 같이 스펙트럼의 피크가 일치하는 동일한 구조로 확인되었다.



[그림 32] 오일 적외선 분광기 비교검사 결과

엔진오일에 대한 불순물 및 유기물 성분 분석 결과, 엔진오일이 비정상적인 오염이나 변질된 증거는 발견되지 않았다.

2.10 엔진 및 관련부품 조사

위원회는 HL1258 엔진을 장탈하여 엔진제작사인 컨티넨탈사(Continental Aerospace Technologies)로 보내 미국 연방항공청 감독관(이하 “FAA 감독관”) 입회하에 엔진 손상 및 작동 상태를 조사⁶⁶⁾하였다.

2.10.1 엔진 외부상태 조사

엔진제작사 전문가, FAA감독관 및 우리 위원회 조사관이 엔진 포장박스를 개봉하였고, 엔진의 외부상태를 조사한 결과 이송에 관련한 손상, 변형, 누유의 흔적은 없었으며 폭발이나 화재 흔적이 없음을 확인하였다.

2.10.2 엔진 작동상태 조사

엔진의 외부상태 조사를 마친 후 [그림 33]과 같이 엔진 시운전을 실시하였다.



[그림 33] 엔진 시운전

엔진제작사의 시운전 담당자는 엔진 최대출력 작동 확인을 위해 스로틀을 단계적으로 증가시켰으나 처음에는 엔진 최대회전수에 미치지 못하고 최대 2,660RPM을 지시하였다. 담당자는 엔진을 정지시킨 후 매뉴얼에 따라 프로펠러 거버너를 조절하여 엔진 최대회전수를 2,700RPM에 맞췄다.

이후 스로틀을 신속하게 증감시켜 엔진 급가속, 급감속 및 최대출력 상태를 확인하였다.

66) 미국 앨라바마주 모빌시 소재 컨티넨탈사, 2019.8.27.~8.29.

엔진 작동조사 결과, 연료공급량이나 엔진회전수가 안정적이었고, 불규칙하거나 특이사항이 없이 정상적으로 가속 및 감속되었으며 비정상적인 작동으로 판단되는 증거는 발견되지 않았다.

2.10.3 실린더 기밀상태 조사

엔진 작동조사를 위한 시운전 완료 후 매뉴얼에 따라 각 실린더에 80PSI의 압력을 적용하여 실린더의 기밀상태를 조사하였다. 조사결과는 [표 15]와 같이 나타났으며, 엔진정비교범⁶⁷⁾에서 규정한 작동허용범위 이내⁶⁸⁾로 확인되었다.

실린더	유지 압력(PSI)	실린더	유지 압력(PSI)
1번 실린더	70	2번 실린더	60
3번 실린더	65	4번 실린더	70
5번 실린더	67	6번 실린더	61

[표 15] 실린더 기밀상태 조사 결과

2.10.4 엔진연료계통 부품 조사

엔진 시운전 후에 [그림 34]와 같이 엔진구동 연료펌프, 연료매니폴드밸브 및 스토틀바디/연료계량기에 대한 벤치테스트(bench test)⁶⁹⁾를 실시하였으나, 엔진구동에 영향을 미칠만한 요인은 없었으며 항공기 운용 중에 조절이 가능한 범위 내에 있음이 확인되었다.

67) 엔진매뉴얼 M-0, page 6-106(cylinder differential pressure test)

68) master orifice reading: 43PSI(43PSI이상을 유지하면 정상이라는 의미임)

69) 벤치테스트(bench test):기능 및 작동검사를 통해 각 부품의 건전성을 확인하는 검사



[그림 34] 엔진 연료부품 벤치테스트

그 밖에 엔진제작사의 조사능력을 초과하는 부품은 [표 16]과 같이 각각의 부품제작사에 송부하였고, 각각 FAA 감독관 입회하에 정밀검사를 실시한 결과, 모두 매뉴얼에서 허용하는 작동범위 안에 있는 것으로 조사되었다.

부품 명	수량	제작사	결과
Electric Fuel Pump assy	1	Aerofluid Products(OH)	Pass
Fuel Level Sending Unit assy	4	CIES Inc.(OR)	Pass
Selector Valve	1	Cirrus(MN) 항공기제작사	Pass
Fuel Flow Transducer	1		Pass

[표 16] 엔진계통 부품 정밀검사

2.11 엔진출력 감소 가능성 분석

2.11.1 증기폐쇄(Vapor lock) 현상

항공기제작사 자료에 따르면, SR20의 형식인증을 위하여 연료계통의 증기 폐쇄 여부를 검증하는 시험⁷⁰⁾을 실시하였고 증기폐쇄 우려는 없는 것으로 확인되었다. 이는 FAR 23.961⁷¹⁾을 충족하고 있음을 보여주고 있다.

70) 외기온도 29°C에서 항공기의 연료탱크 주변을 검정색 비닐로 감싼 상태에서 공기히터를 이용하여 연료탱크 구조물의 온도를 60°C (140°F)로 유지시킨 상태에서 100LL연료를 45°C (113°F)로 가열하여 우측연료탱크에 주입 후 엔진을 운전(1998. 9. 9.실시)

71) Sec. 23.961 Fuel system hot weather operation

내연기관의 연료공급 장치에 증기나 기포가 발생해 연료 흐름이 부분적으로 또는 완전히 중단되는 현상을 증기폐쇄현상(Vapor Lock)이라 하며, 증기폐쇄 발생 가능성이 있는 다섯 가지의 경우에 대한 검토결과는 아래와 같다.

1. 높은 외기온도로 엔진이 과열될 경우

SR20 항공기 작동한계온도⁷²⁾는 하한선을 -10°F(-23°C)로 제한하지만 상한선은 특정하여 명시하지 않고 있다. 이는 외기온도가 높아도 항공기 운용에는 제한사항이 없는 것으로 해석할 수 있으며, 준사고 당시 외기온도는 약 26°C 정도였으므로, 높은 외기온도에 의한 증기폐쇄 가능성은 없는 것으로 판단된다.

2. 연료 비등점이 낮아지는 높은 고도에서 비행할 경우

준사고 당시 HL1258의 최고 고도는 1,783ft으로 SR20 항공기의 최대운용고도⁷³⁾인 17,500ft에 미치지 못하므로 높은 고도에 의한 증기폐쇄 가능성은 없는 것으로 판단된다.

3. 연료라인에 구조적으로 심한 굴곡이 있는 경우

HL1258의 연료공급시스템의 심한 굴곡이 생길 수 있는 설계변경이나 구조적 변형이 없는 것으로 확인되어 연료라인의 심한 굴곡에 의한 증기폐쇄 가능성은 없는 것으로 판단된다.

4. 항공기가 심하게 기동할 경우

본 준사고는 접지 후 이륙상승 우선회 과정에서 선회반경이 완만했으며 항공기자세도 안정적이었다고 볼 수 있으므로 심한 기동상태에 의한 증기폐쇄 가능성은 없는 것으로 판단된다.

5. 불량 연료를 사용할 경우

항공기에서 채취한 연료의 분석 결과 Aviation Grade 100LL으로 확인되었고, 연료성분은 정상적으로 분석되어 불량 연료 사용에 의한 증기폐쇄 가능성은 없는 것으로 판단된다.

72) POH REV A1, 2-17쪽, 항공기 운용온도, 하한선:-10°F(-23°C), 상한선:없음

73) POH REV A1, 2-17쪽, 항공기 운용고도 최대이륙고도:10,000ft, 최대운용고도:17,500ft

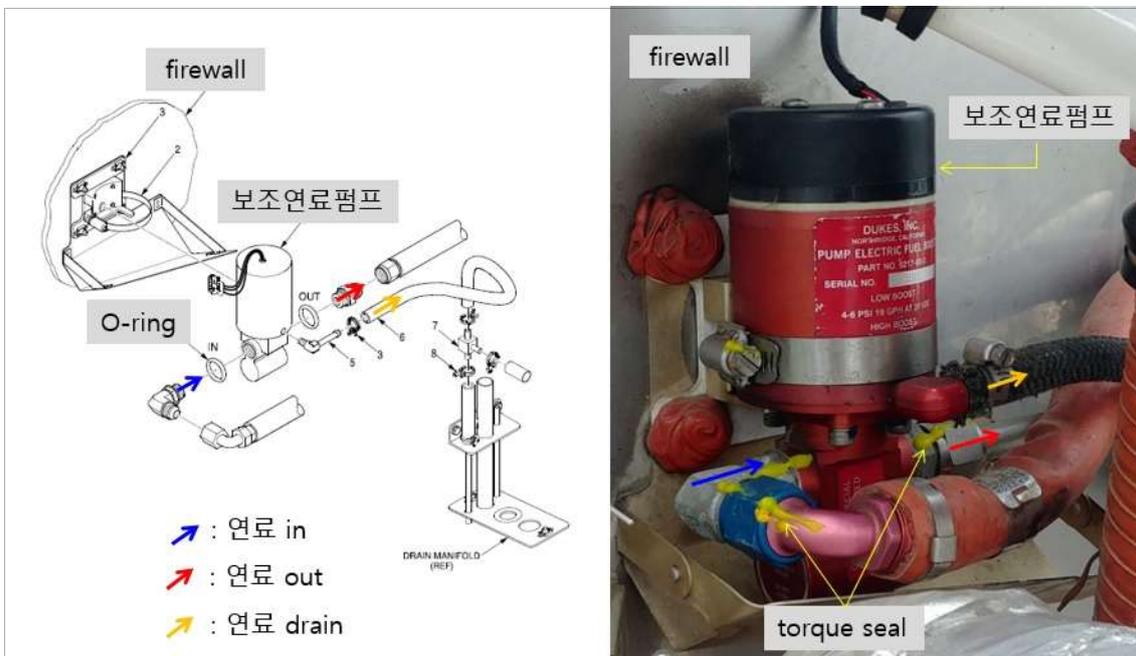
상기 검토 결과에 따라, 증기폐쇄에 의해 엔진출력 감소가 발생하였다는 증거는 없었다.

2.11.2 보조연료펌프(electric fuel pump)를 통한 공기유입 가능성

엔진제작사 자료에 의하면 보조연료펌프 장착 오링(O-ring)을 통한 기밀부분에 공기가 유입되어 연료공급 및 엔진출력을 감소시킨 사례가 있었다.

보조연료펌프는 엔진후방에 있는 화재차단 막(firewall)전면에 장착되어 있다. 보조연료펌프 오링의 장착 상태가 불량할 경우 기밀부분에 공기가 유입될 가능성이 있다.

HL1258의 보조연료펌프 및 오링의 장착상태를 조사결과 [그림 35]와 같이 풀림상태 확인용 마커(torque seal)가 훼손되지 않았으며, 연료호스/튜브의 체결상태가 양호한 것으로 확인되어 보조연료펌프 장착 오링을 통한 공기가 유입된 흔적은 없었다고 추정된다.



[그림 35] 보조연료펌프 및 연료흐름

추가로 제작사에서 보조연료펌프 정밀조사 결과 공기유입 흔적을 확인할 수 없었으며 이로 인하여 연료공급량이 감소하였다는 증거를 확인할 수 없었다.

2.11.3 인적요인에 의한 엔진 출력감소 가능성

비행기록장치의 기록에 따르면 13:56:05경 연료공급량과 함께 엔진출력이 조금씩 감소하기 시작하였으며, 13:58:00경 부터 급격히 감소되어 엔진저속상태(idle, 이하 “아이들상태”)⁷⁴⁾이하로 감소된 후 약 15초 경과되어 정상으로 환원되었다.

이러한 엔진의 출력 변동이 조종사의 인위적, 즉 실수 또는 고의에 의한 항공기의 연료혼합기 레버 조작으로 발생할 수 있는지 확인하기 위해 동일 기종의 다른 항공기⁷⁵⁾를 이용하여 지상에서 작동 시험을 실시하였다.

엔진 시동 후, 연료혼합기(mixture) 레버를 최상단(full open)에 두고, 스로틀 레버를 최하단에 위치시켜 아이들상태에서 5분간 엔진을 안정시켰다. 이 상태에서 연료공급량은 1.3GPH로 지시되었으며, 전기연료펌프⁷⁶⁾를 작동할 경우 1.4GPH로 지시되었다.

엔진 작동 중 연료공급량인 1.3GPH 이하로 지시되는 상황을 구현하기 위해 아이들상태에서 연료혼합기 레버를 조금씩 내리면서 연료공급량의 변화량을 확인하였다.

연료혼합기 레버를 상단(100%)으로부터 중간지점(약 50%)으로 내릴 때까지 엔진 출력, 회전수 및 연료공급량 등의 변동은 없었으나 그 이하로 내리게 되면 엔진 회전수와 연료공급량이 연동되어 감소하였고, 연료혼합기 레버의 위치가 하단지점(약 20%)에서 엔진에 진동이 발생하면서 정지되었다.

74) 저속상태(Idle): 엔진은 작동중이나 출력은 최저인 상태를 말하며, 스로틀 레버가 최저위치에 놓였을 때 SR20 엔진출력은 약 10%, RPM은 700~800회, 연료공급량은 1.3GPH로 공회전하고 있는 상태이다.

75) HL1207(SR20항공기, 일련번호:2265, 제작일:2014.6.30.)

76) 항공기 이륙, 상승, 기동, 및 착륙시 연료를 추가 공급하기 위한 장치

교통대학교 관계자⁷⁷⁾들은 비행 중 항상 연료혼합기 레버를 상단에 놓고 비행하도록 교육하고 있으며, 학생조종사는 연료혼합기 레버의 위치를 변경하지 않았다고 진술하였다. 또한, 상승비행 중에 연료혼합기 레버를 조작할 경우 엔진출력이 감소될 수 있기 때문에 학생조종사가 연료혼합기의 위치를 내릴만한 이유는 없었다.

따라서 연료혼합기 레버를 내렸을 경우 엔진출력이 감소될 수 있으나 계속 상승비행을 해야 하는 상황에서 조종사가 연료혼합기 레버를 내려 엔진출력을 줄이는 실수 또는 의도 등으로 엔진 출력을 감소시킬 가능성은 매우 희박하다고 판단된다.

2.11.4 엔진출력 감소 추정 원인

엔진출력의 감소원인으로는 엔진결함, 증기폐쇄현상, 연료공급계통 결함, 연료 부족 등에 의해 발생할 수 있지만, 조사결과 엔진출력 감소원인으로 확인된 사항이 없었다.

엔진제작사 자료에 의하면 보조연료펌프 기밀 부분에서 공기 유입으로 인한 연료공급 감소로 엔진출력이 감소할 가능성이 있다고 추정되지만 조사결과, 이를 확인할 수는 없었다.

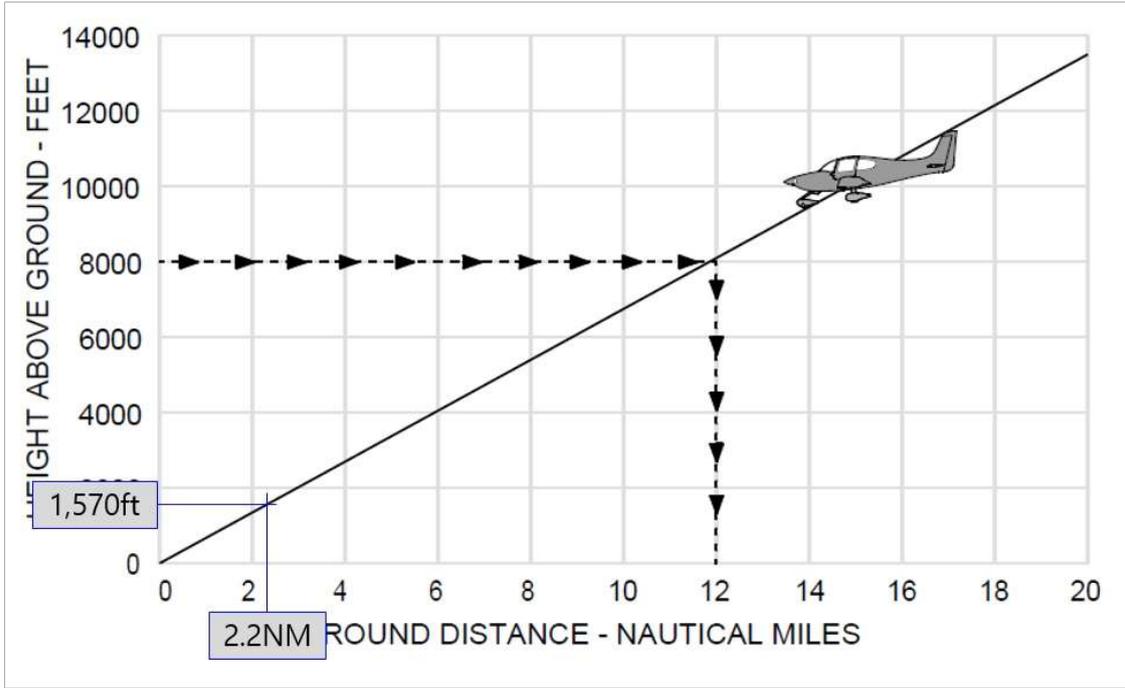
또한 인적요인에 의해 엔진출력 감소 가능성은 없었다.

따라서 본 준사고를 유발시킨 엔진의 출력감소는 연료공급량 부족에 의해 일시적으로 발생된 후 그 원인이 사라지면서 엔진출력이 정상으로 환원된 것으로 추정된다.

77) 교관조종사, 정비사 및 학생 등 모든 내부자

2.12 비상낙하산 전개에 대한 타당성 분석

SR20 항공기 POH 제3장 비상절차에 지표고도별 최대 활공 가능거리가 [그림 36]과 같이 소개되어 있다.



[그림 36] 지표고도별 최대 활공 가능거리

엔진이 꺼졌다고 판단한 학생조종사는 여수공항까지의 지형이 산악과 민가로 이루어져 있어 개활지를 확보하기가 어려웠기 때문에 비상낙하산 사용을 선택하였다.

학생조종사가 불시착을 고려한 위치는 지표고도 약 1,570ft(해발고도 약 1,774ft)였으며, 자료에 따르면 최대 2.2NM까지 활공이 가능하다. 그러나 여수공항까지는 약 3.0NM의 거리였기 때문에 활공하여 활주로에 안전하게 착륙하는 것은 불가능하다고 판단된다.

2.13 실속 및 비상절차

SR20 형식 항공기의 이륙중량 3,050파운드 기준으로 플랩이 완전히 올려지고(Flaps 0%, Full Up), 경사각(Bank Angle)이 0°인 경우 실속 속도⁷⁸⁾는 [표 17]과 같이 69kts로 명시되어 있다.

Weight	Bank Angle	STALL SPEEDS					
		Flaps 0% Full Up		Flaps 50%		Flaps 100% Full Down	
		KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS
3050 Most FWD C.G.	0	69	67	66	63	61	59
	15	70	68	67	65	62	60
	30	74	72	70	68	64	63
	45	81	80	76	75	70	70
	60	95	95	89	90	83	83
3050 Most AFT C.G.	0	69	67	63	60	59	56
	15	75	68	64	61	60	57
	30	77	72	66	64	62	60
	45	83	79	72	71	68	67
	60	99	94	85	85	79	79

* Altitude loss during wings level stall may be 250 feet or more
 * KIAS values may not be accurate at stall.

[표 17] SR20의 실속속도

HL1258은 접지 및 이륙상승 중 13:58:05경 고도 1,714ft, 속도 74kts, 수직속도 512fpm, 피치11도, 롤24도에서 최초의 실속경고 나타났다.

HL1258은 이륙상승 중이었으며 플랩은 완전히 올라간 상태였고, 경사각이 23~24°의 우선회 중이었으므로 첫 번째 실속경고는 [표 18]에서 제시된 69kts보다 높은 74kts에서 발생되었으며, 본 실속경고는 정상적인 작동이었다고 판단⁷⁹⁾된다.

78) POH(PILOT'S OPERATING HANDBOOK, FAA Approved, 2013.1.14.) 5-12쪽, Stall Speed.

79) 피치 및 롤 등 항공기의 비행자세를 감안하여 판단

3. 결론

3.1 조사 결과

1. 학생조종사는 항공기운항에 필요한 자격증명과 유효한 신체검사 증명을 보유하고, 비행에 영향을 미칠 수 있는 건강상의 장애요소는 없었다.
2. HL1258는 유효한 등록증명서, 감항증명서, 운용한계지정서, 무선국검사증명서, 무선국허가증을 유지하고 있었다.
3. HL1258의 비행자료기록장치는 RDM과 FDR이 장착되어 있었고, 조종실음성기록장치(CVR)는 장착되어 있지 않았다.
4. 기상청의 기상관측 자료에 따르면 여수공항 지역 기상은 시정 10km 이상, 풍속은 8kts (4.1m/s) 이내로 시계비행기상 상태로 기상에 의한 제한사항은 없었다.
5. HL1258의 이륙 및 착륙시의 무게중심은 허용범위 안에 있었다.
6. HL1258이 여수공항에서 접지 후 이륙 상승할 때까지의 비행 단계별 연료소모량은 정상적인 것으로 확인되었다.
7. HL1258은 이륙상승 중 엔진추력이 감소되고 자세가 침하되어 학생조종사는 비상낙하산을 전개하여 여수공항으로부터 남쪽으로 약 3NM 떨어진 야산에 우 하향 약 33도 기울진 상태로 불시착하였다.
8. 엔진출력이 급격하게 감소하기 115초 전에 연료공급이 비정상적으로 나타나기 시작했고, 엔진출력이 급격하게 감소된 후 약 18초 후에 연료공급량이 회복되면서 엔진출력이 회복된 것으로 보아 엔진출력 감소는 비정상적인 연료공급량에 기인한 것으로 판단된다.

9. 불시착 후 우측연료탱크 배유량은 좌측연료탱크보다 약 15.8갤런 적었지만, 확인결과 우측연료 일부가 통풍구(vent hole)를 통해 벤트된 것으로 판단되어, 배유량 차이에 따른 문제는 없었다.
10. 연료탱크에 연료를 주입해가며 연료지시계통 작동상태를 조사결과 항공기 연료지시계통이 비정상적으로 작동되었다는 증거는 확인할 수 없었다.
11. 연료탱크 및 연료공급계통에 대해 정밀 조사를 실시한 결과 항공기 연료공급계통이 비정상적으로 작동되었다는 증거는 확인할 수 없었다.
12. 항공기에서 수거한 연료와 엔진오일 성분을 분석한 결과 이상이 발견되지 않았다.
13. 엔진의 외부상태는 이상이 없었고, 엔진작동 시운전 및 연료펌프, 연료매니폴드밸브 및 스토틀바디/연료계량기에 대한 벤치테스트(bench test)에서 엔진작동에 영향을 미칠만한 요인은 확인되지 않았으며, 조절이 가능한 범위 내에 있었다.
14. 엔진제작사에서 제작되지 않은 일부 부품은 해당 부품제작사에 송부하여 FAA 감독관 입회하에 정밀검사를 실시하였으며 모두 매뉴얼에서 허용하는 작동범위 안에 있는 것으로 조사되었다.
15. 엔진출력의 감소원인으로는 엔진결함, 증기폐쇄현상, 연료량 부족 등에 의해 발생할 수 있지만 이 건의 원인으로 확인된 사항은 없었으며, 학생 조종사의 실수 또는 고의로 엔진출력이 감소될 가능성은 없는 것으로 확인되었다.
16. 보조연료펌프 기밀 부분에서 공기 유입으로 인한 연료공급 감소로 엔진출력이 감소할 가능성이 있다고 추정되지만, 보조연료펌프 장착 연결부위(O-ring)를 통해 공기가 유입되었다는 흔적은 확인할 수는 없었다.

17. 본 준사고를 유발시킨 엔진의 출력감소는 연료공급량 감소로 인해 일시적으로 발생한 후, 정상으로 회복되었으며 연료공급량 감소의 원인은 확인할 수 없었다.
18. 학생조종사는 엔진이 정지된 것으로 판단하였으며 비상절차를 수행하기에는 고도가 너무 낮고 인근 산에 충돌할 것이 우려되어 비상낙하산을 전개하여 불시착 하였다고 진술하였다.
19. 준사고 3개월 전에 실시한 엔진교환 후 시험비행에서 5번 실린더 내의 이물질로 비정상적으로 엔진이 작동하여 해당 실린더와 피스톤을 교환하였다. 교통대학교는 엔진교환을 포함한 정비작업 시 엔진 내부로 이물질이 유입되지 않도록 작업장 청결에 유의하는 등 재발방지를 위한 조치가 필요하다고 판단된다.
20. 준사고 2개월 전 이륙활주 중 발생한 RED X 시현된 사례에 대해서는 정비조치를 하였으나, FDL자료분석은 수행하지 않았다. 향후 유사사례 발생에 대비하여 FDL자료 확인과 제작사에 문의하는 등 고장탐구 절차를 강화하여 결함을 완벽하게 해소하는 조치가 필요하다고 판단된다.
21. 교통대학교는 비행 중 엔진출력 저하 등 비정상 상황 발생을 대비하여 초동조치 및 실속회복 등 비행기량을 향상할 수 있도록 비상절차훈련을 강화할 필요가 있다고 판단된다.
22. 교통대학교는 비상낙하산 전개절차 훈련을 실시할 때, 비상절차점검표에 있는 대로 완전하게 엔진을 정지하는 절차까지 수행할 수 있도록 강조해야 할 것으로 판단된다.

3.2 원인

위원회는 이 준사고 원인을 「이륙상승 선회 중 미상의 이유로 연료공급량이 일시적으로 감소하였고 엔진출력이 급감하여, 조종자는 비상낙하산을 전개하여 불시착하였다」라고 결정한다.

위원회는 준사고 조사 결과에 따라서 한국교통대학교 및 SR20 항공기 운영체에 대하여 안전권고 5건을 발행한다.

4. 안전 권고

위원회는 HL1258이 접지 및 이륙 훈련중 엔진출력이 감소하고 고도가 떨어지기 시작하여 항공기에 장착된 비상낙하산을 전개 후 불시착한 준사고 조사 결과에 따라 다음과 같이 안전권고를 발행한다.

4.1 한국교통대학교 및 SR20 항공기 운영업체에 대하여

1. 엔진교환을 포함한 정비작업 시 엔진 내부로 이물질이 유입되지 않도록 작업장 청결에 유의하고, 이물질 유입 여부를 확인하는 방안검토(AIR1903-1)
2. 비행중 'RED X' 시현 및 엔진 출력감소 발생 시 반드시 FDL자료를 확인하고 제작사에 문의하여 결함을 완전하게 해소하고 운항(AIR1903-2)
3. 운항승무원들에게 결함사례를 전파하고, 엔진출력 감소현상을 지속적으로 모니터링 실시 및 기록(AIR1903-3)
4. 비행 중 엔진출력 저하 등 비정상 상황에 대비한 초동조치 및 실속회복 등 조종능력 향상을 위한 비상절차훈련 강화(AIR1903-4)
5. 비상낙하산 전개 교육훈련 시 비상절차점검표에 따라 엔진정지 절차까지 수행토록 강조(AIR1903-5)