

# 이륙 직후 동력 상실시 활주로로 선회 착륙을 위한 안전 고도에 관한 연구\*\*

송병흠\*, 김갑수\*\*

A Study on the Safe Altitude of Aircraft turning back  
to the Runway with Power Failure just after Take Off

Byung-Heum Song , Kap-Soo Kim

## 목 차

- I. 서론
- II. 항공 역학적 활공 성능에 관한 이론
  - 2.1 선회 성능과 속도와의 관계
  - 2.2 활공각과 양항비와의 관계
  - 2.3 활공 성능에 영향을 미치는 요소들
- III. 설문 조사 및 비행 시험 결과
  - 3.1 설문 조사 결과
  - 3.2 비행 시험 결과
- IV. 분석
  - 4.1 선회 소요 시간과 고도 손실
  - 4.2 선회율과 활공 속도와의 관계
- V. 결론

\* 한국항공대학교 항공운항학과 조교수

\*\* 영남대학교 도시공학과 교수

\*\*\* 본 연구는 「조종사에 있어서 Impossible Turn에 관한 고찰」(송병흠, 한국항공운항학회지 제 2권 pp.183~199)의 내용을 조종 성향에 대한 설문 조사와 항공역학적요소에 근거한 비행 시험을 통하여 연구 발전시킨 것임

## 요 약

본 연구에서는 항공기 사고의 70%이상을 차지하는 이·착륙단계 중에서, 이륙 직후 저고도에서 동력이 상실되었을 경우에 이륙활주로 방향으로 Turning Back하는 것은 어떠한 안전 한계를 지니고 있는지를 알아보기 위하여, 우선 조종사에 대한 설문 조사를 실시하여 비행 경력별로 이륙 직후 동력 상실시의 비상 처치 경향과 위험에 처할 확률을 조사하였다. 그리고 실제 활공 성능이 우수한 M20J 항공기와 기동 성능이 우수한 FH20 항공기를 이용한 비행 시험을 통하여 이륙 직후 Turning Back to Runway 조작 시의 고도 손실과 선회시 하강율을 실험 자료로 구하였다. 비행 시험 자료를 비교 적용함은 물론 선회 소요 시간과 고도 손실, 선회율과 활공 속도와의 관계 등의 항공 역학적 이론을 적용한 분석 근거에 기초하여 안전하게 Turning Back to Runway 조작을 시작할 수 있는 안전 고도 한계 및 선회율을 제시하였다.

## I. 서 론

항공기 운항에 있어서 가장 중요한 비행 단계는 이륙과 착륙이라고 할 수 있다. 왜냐하면 비행 단계별 항공기 사고의 약 70%가 이·착륙 단계에서 발생하기 때문이다. 그래서 본 장에서는 이륙 직후 동력 상실의 비상 상태에 조우하여 조종사가 할 수 있는 선회는 어떠한 범위까지인지를 실례를 들면서 서술하기로 한다.

### [ 실례 1 ]

오래 전 미국 남부의 작은 공항에서 경비행기가 이륙하여 아름다운 작은 새처럼 사뭇히 날아오르고 있었다. 그런데 갑자기 엔진이 꺼졌고, 그 앞에는 약간 거친 벌판이 있어 조종사는 비행기를 이륙활주로 쪽으로 선회하려고 하고 있었다. 비행기는 선회를 시작한 후 얼마 되지 않아서 이미 선회 경사각이 90° 이상 들어갔고 기수 강하와 더불어 스펜에 진입했다. 비행기는 낮은 고도에서 불과 한 바퀴도 돌기 전에 crash하여 산산조각이 되었다. 다행히 불은 나지 않았지만, 조종사의 모습은 볼 수가 없었다.

### [ 실례 2 ]

신형 4인승 경비행기가 전쟁으로 유명해진 런던 근처의 Biggin Hill에서 이륙하였다. 활주로는 비행장 표고보다 200ft정도 낮은 계곡과 인접해 있었다. 약 250ft의 고도에서 엔진이 갑자기 정지하여 비행기 전방에는 활공할 수 있는 수백 ft가량의 계곡이 아래에 펼쳐져 있었다. 올바른 처치는 전방으로 그대로 비상 착륙시키는 것이었지만, 조종사는 비행기의 기수를 돌려 급기야는 활주로 주기장 근처에서 스펜에 진입하여 추락하였다. 조종사와 승객 1명은 사망하고 다른 두 탑승자는 매우 심각하게 다치고 말았다.

위의 두 실례에서 [실례1]은 숙련된 시험비행 조종사였고 [실례2]는 자가용 조종사의 경우였다. 두 경우 모두 이륙 방향의 전방에 비상 착륙을 시도하는 것이 이상적인 처치임에도 불구하고,

조종사는 이륙활주로 쪽으로 선회하여 위험스러운 경사각과 배풍 착륙을 시도하는 오류를 범하였다. 이러한 실례는 매우 귀중한 교훈이며 이러한 경험과 결과에 근거하여 만들어진 비행 교본과 비행 절차는 조종사의 숙련도에 관계없이 반드시 지켜져야 한다고 생각한다.

모든 행동을 자유스럽게 할 수 있다는 것이 인간의 기본적인 특권이라 할지라도, 조종사들은 이륙 상승 초기 단계에서 엔진의 이상 징후를 감지했다면 절대로 이륙활주로 쪽으로 기수를 돌리지 말아야 한다. 이러한 상황에서 기수를 활주로 쪽으로 되돌려서 무사했던 경험을 자랑삼아 이야기하는 사람도 있지만, 그러한 상황은 확률이 거의 없는 경우라고 할 수 있으며 절단코 180° 선회를 피하고 전방으로 내렸어야 했던 것이다.

그러면 “왜 기수를 활주로 쪽으로 돌리면 안되는가?”하는 물음에 “crash할지라도 차라리 비행장에서 그 파편들을 치우는 편이 훨씬 더 낫지 않겠어?”라는 대답이 멋진 말처럼 들릴지 모른다. 그러나 이런 사람들은 이륙 장주에서 배풍 착륙의 시도에 대한 명확한 위험도와 스펜에 진입하지 않으면서 활주로까지 도달할 수 있는 충분한 고도를 이론적으로 고려하지 못하는 실수를 범하고 있는 것이다.

본 논문에서는 선회 소요 시간과 고도 손실, 선회율과 활공 속도와의 관계를 비행 시험과 함께 이론적으로 분석하여 이륙 활주로로 Turning Back하는 것이 과연 안전한지를 논증해 본다.

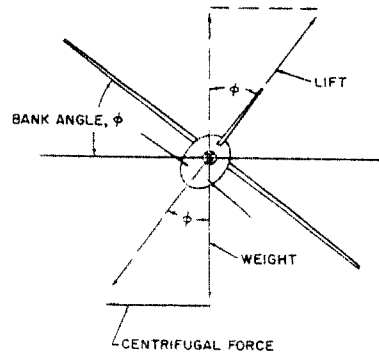
## II. 항공 역학적 활공 성능에 관한 이론

### 2.1 선회 성능과 속도와의 관계

직진 수평비행 시에는 양력(L)과 중량(W), 추력(T)과 항력(D)이 각각 같아서 안정된 비행을 하게 된다. 그러나 선회 시 이와 같이 안정된 조화 선회를 한다면 양력의 수직 성분이 항공기 중량과 같아져 다음과 같은 식을 얻을 수 있다.

$$n = \frac{L}{W} = \frac{1}{\cos \phi} = \sec \phi \quad (2.1)$$

- 여기서, n : 하중 계수 (G)
- L : 양력 (lbs)
- W : 중량 (lbs)
- $\phi$  : 경사각 (degrees)



이 관계식은 안정된 조화 선회에서 경사각( $\phi$ )에 따라 하중 계수(n)가 변화해 됨을 알 수 있다.

그림 2.1 선회시 작용하는 힘

양력의 수평 성분은 안정된 선회비행시 원심력과 같으므로 경사각과 속도에 따른 선회 반경과 선회율을 다음 식에서 구할 수 있다.

$$\gamma = \frac{V^2}{11.26 \cdot \tan \varphi} \quad (2.2)$$

$$\omega = \frac{1091 \cdot \tan \varphi}{V} \quad (2.3)$$

여기서,  $\gamma$  : 선회 반경 (ft)  
 $\omega$  : 선회율 (degrees/sec)  
 $V$  : 속도 (knots, TAS)  
 $\varphi$  : 경사각 (degrees)

각 항공기에 따른 실속 속도( $V_s$ )도 경사각( $\varphi$ ) 즉 하중 계수( $n$ )의 변화에 따라 변화하게 되는데, 조종 가능한 최소 속도와 하중 계수와의 관계는 다음과 같다.

$$V_p = V_s \sqrt{n} \quad (2.4)$$

여기서,  $V_p$  : 최소 조종 가능 속도 (knot)  
 $V_s$  : 실속 속도 (knots)  
 $n$  : 하중 계수 (G)

## 2.2 활공각과 양항비와의 관계

활공각과 양항비를 설명하기 위하여 먼저 상승 중인 항공기에 작용하는 힘을 수식으로 표현하면 다음과 같다.

$$\sin \gamma = \frac{T - D}{W} \quad (2.5)$$

여기서,  $\gamma$  : 상승각  
 $T$  : 추력 (lbs)  
 $D$  : 항력 (lbs)  
 $W$  : 중량 (lbs)

동력이 상실되면 추력( $T$ )이 "0"이 되므로 활공 성능은 식(2.6)과 같이 표시된다.

$$\sin \gamma = - \frac{D}{W} \quad (2.6)$$

식(2.6)에서 최소 활공각 혹은 최소 (-)상승각은 활공각으로 전체 항력이 최소가 되는 공기역학적 상태에서 얻을 수 있다. 항공기의 양력은 중량과 같기 때문에 최소 활공각은 항공기가 최대 양항비(L/D)max에서 운용될 때 얻어진다. 즉, 최소 활공각에서 활공 거리와 활공 고도의 비는 항공기의 양항비와 같게 된다. 즉, 식(2.7)으로 나타낼 수 있다.

$$\text{활공비} = \frac{\text{활공거리}}{\text{활공고도}} = \frac{L}{D} \quad (2.7)$$

그림 2.2에서는 동력이 상실된 상태에서의 항공기에 작용하는 힘을 설명하고 있다.

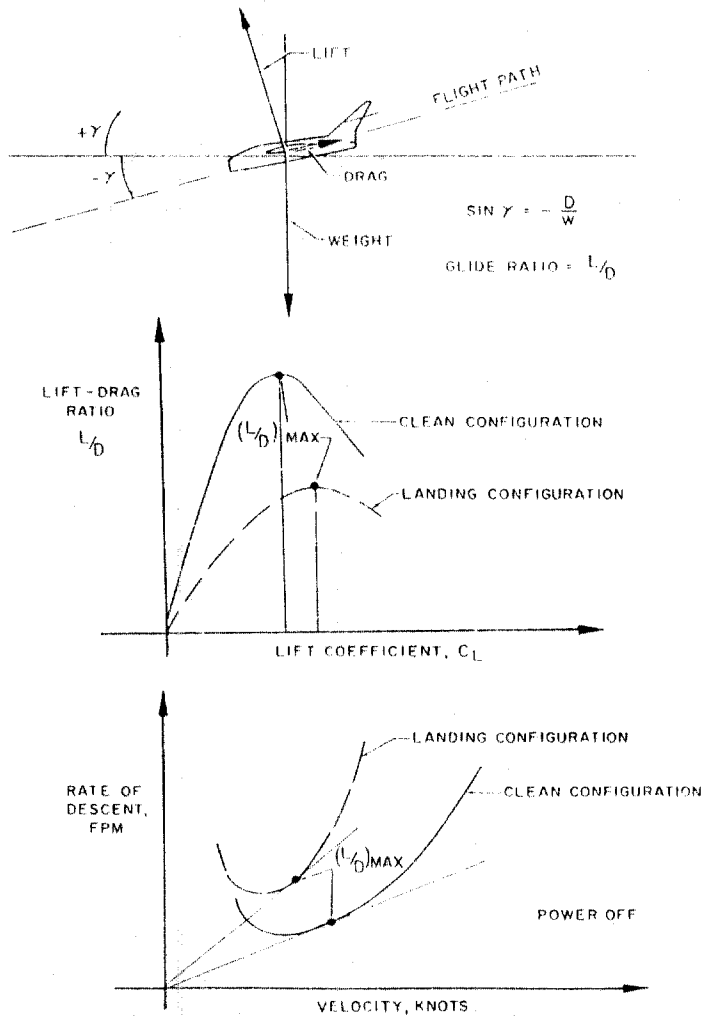


그림 2.2 활공 성능

안정된 활공의 균형은 수직과 수평 방향의 힘의 합이 "0"일 때 얻어진다. 최대 활공비를 얻기 위해서 항공기의 받음각과 양력 계수가 최대의 양항비를 제공하는 곳에서 운용되어야 한다. 그림 2.2는 항공기의 외장이 플랩이나 바퀴 다리가 들어가 있는 크린 상태와 그 반대인 착륙 상태에서 양항비(L/D)와 양력 계수( $C_L$ )의 변화를 상세히 보여준다.

각각의 형태에서 최대 양항비(L/D)max는 양력 계수( $C_L$ )의 어떤 특정 값에서 발생하는데 이때 역시 특정 받음각이 된다. 그러므로 주어진 형태에서 최대 활공 성능은 항공기가 (L/D)max에서 운용될 때는 총 중량과 고도에 영향을 받지 않는다. 물론 예외적으로 아주 높은 고도에서의 압축성 효과는 공기 역학적 특성을 변하게 한다.

최고 값의 양항비(L/D)는 크린(clean)외장상태에서 발생한다. 항공기가 착륙을 위해서는 반드시 착륙외장상태로 되는 비행 단계를 거치게 된다. 그러므로 착륙 외장에서 최적 활공 속도는 일반적으로 크린(clean)외장에서의 최적 활공 속도보다는 감소된다.

동력 차단 상태의 활공 성능은 그림 2.2에서처럼 강하율과 속도로 설명 할 수 있다. 곡선에서 직선의 접점은 속도와 강하율에 대한 최대 비율로서 이 상태에서 최대 활공비를 제공한다. 즉, 강하율은 필요 출력과 비례하기 때문에 접점은 공기 역학적으로 (L/D)max상태를 나타낸다.

### 2.3 활공 성능에 영향을 미치는 요소들

대기 중에서 최소 활공각을 얻기 위해서 항공기는 (L/D)max상태에서 운용되어야 한다. 어떤 항공기 외장의 아음속 (L/D)max는 특정 값의 양력 계수와 받음각에서 얻어진다. 그렇지만, 그림 2.2에서의 곡선에서 알 수 있는 것처럼, 최적의  $C_L$ 에서 약간 벗어나더라도 양항비(L/D)와 활공비는 그렇게 크게 감소되지 않는다. 요컨대, 최적 활공 속도로부터 5%정도 벗어나더라도 활공비는 크게 감소하지 않는다.

그림 2.2에서 보는 것처럼  $C_L$ 이 최적의 값 이상이나 이하일 때는 양항비도 최대치 이하가 된다. 만약 항공기 받음각이 (L/D)max가 되는 값 이상으로 증가하면 강하율의 일시적인 감소는 일어나지만 이 과정은 착륙 과정 중에는 반드시 있어야 한다. 최종적으로 안정된 상태가 얻어지고 증가된 받음각은 더 낮은 속도를 갖게 하고 결국 양항비와 활공비를 감소시킨다.

활공 성능에서 총 중량의 영향은 설명하기 어렵다. 주어진 항공기 외장에서 (L/D)max는 특정한  $C_L$ 값에서 발생하기 때문에 항공기의 총중량은 만약 항공기가 최적의  $C_L$ 에서 운용될 때 활공비에는 영향을 미치지 않는다. 따라서 총중량은 다르지만 동일한 항공 역학적 외장을 갖는 두 항공기는 같은 고도에서 같은 거리를 활공한다. 물론, 이 것은 항공기가 (L/D)max를 만들어 내는  $C_L$ 에서 운용될 때는 사실이다. 원칙적인 차이는 더 무거운 항공기는 더 빠른 속도로 비행해서 최적의  $C_L$ 에서 더 큰 중량을 유지할 수 있도록 하는 것이다. 부연하면, 더 무거운 항공기가 같은 비행 경로를 따라서 더 빠른 속도로 비행할 때는 더 큰 강하율을 만든다. 이러한 관계들을 종합하

여 불 때 특정  $C_L$ 에서의 총중량과 속도와의 관계는 다음과 같다.

$$\frac{V_2}{V_1} = \sqrt{\frac{W_2}{W_1}} \quad (\text{constant } C_L) \quad (2.8)$$

여기서,  $V_1$  : 원래 총중량( $W_1$ )에서의 최적 활공 속도

$V_2$  : 새로운 총중량( $W_2$ )에서의 최적 활공 속도

식(2.8)에서 보면 10%의 총중량의 증가는 5% 활공 속도를 증가시켜서 (L/D)max를 유지할 수 있다. 총중량의 작은 변화가 최적 활공 속도에 상당한 변화를 주는 반면에 양항비와 활공비에는 큰 변화 없이 최적의  $C_L$ 값으로부터 약간만 벗어날 수 있다. 이런 이유로 표준적인 하나의 활공 속도는 총중량의 변화가 적고 활공 성능에 아주 중요한 일정 범위 내에서 규정될 수도 있다. 총중량이 정상보다 상당히 크게 다를 때에는 최적 활공 속도를 수정시켜야만 최적 활공비를 유지할 수 있다.

활공 성능에 대한 고도의 영향은 (L/D)max에 변화만 없다면 별로 중요하지 않다. 일반적으로 대부분 항공기의 활공 성능은 아음속 범위이고, 고도 변화에 따른 현저한 (L/D)max의 변화는 보이지 않는다. 어떤 특정 총중량에서 특정 항공기 외장은 (L/D)max를 위한  $C_L$ 상태에서 비행을 계속하기 위해 특정한 값의 동압을 필요로 할 것이다. 그러면 항공기는 고도와 무관한 대등 속도(EAS)인 최적 활공 속도를 갖게 될 것이다. 사용상의 편리를 위하여 최적 활공 속도는 지시 속도(IAS)로 나타내고, 일반적으로 압축성 효과와 위치 오차는 무시되어 진다. 고도의 기본적인 영향은 고고도에서 최적 활공 경로로 비행할 때 진대기 속도(TAS)와 강하율이 저고도 상태보다는 증가한다는 것이다. 그러나 (L/D)max가 계속 유지된다면 활공각과 활공비는 저고도 상태에서도 동일하다.

항공기 외장의 영향은 플랩(flap), 바퀴다리(landing gear), 스피드 브레이크(speed brake) 등에 의한 추가된 유해 항력으로 인해서 최대 양항비가 감소되어 활공비의 감소를 일으킨다. 먼 활공 거리가 필요할 경우라면 항공기 외장을 크린 상태로 유지해서 (L/D)max상태로 비행해야 한다.

활공 성능에 대한 풍향의 영향은 순항 거리에 미치는 풍향의 영향과 비슷하여 항상 정풍은 활공 거리를 감소시키고 배풍은 증가시킨다. 무풍 상태에서 최대 활공 거리는 (L/D)max상태로 비행해서 얻을 수 있으나, 풍향이 있는 곳에서는 (L/D)max 상태라도 다르게 된다. 만약 정풍이 존재하면 최적 활공 속도는 증가되어 지상 거리와 고도의 최대 비율을 얻게 한다. 이러한 활공 속도의 증가는 정풍의 나쁜 영향을 최소화시키게 된다. 배풍의 경우에서 최적 활공 속도는 배풍의 좋은 영향을 오히려 감소시킨다. 일반적인 무풍 상태에서 활공 속도를 유지하는 것이 최적이지만, 풍향·풍속에 따라 활공 거리가 다소 차이나는 것을 인정해야 한다. 그렇지만 풍향이 극히 심하게 변하고 풍속이 활공 속도와 비교해서 상당히 클 때 즉, 풍속이 활공 속도보다 25% 이상 더 클 때는 활공 속도를 변화시켜서 가능한 최대의 지상 활공 거리를 얻어야 한다.

선회의 영향은 양력 발생 방향의 변화가 근원이 되어 발생하는 것으로 선회중 최적 활공 속도를 얻기 위해서는 양력의 수직 분력 감소로 강하율 및 실속 속도가 증가하기 때문에 식(2.4)을 준용한 활공 속도의 증가가 필요하다.

### III. 설문 조사 및 비행 시험 결과

#### 3.1 설문 조사 결과

설문 조사에서는 다음과 같은 6개 항목의 설문 내용을 질문하였고, 이성적이고 이론적인 답변을 요구한 것이 아니라 실제 비행에서 조종사의 순간적인 판단에 영향을 주기 쉬운 개인의 평소 생각이나 감성적인 선호도에 따른 답변이 되도록 하기 위하여 즉흥적으로 설문지를 작성하게 하였다.

- ① 이륙후 이륙 경로(up wind leg)에서 동력 상실의 처치 방법
- ② 위 ①항의 처치시 소요되는 반응시간
- ③ 안전하게 Turning Back to Runway를 할 수 있는 고도.
- ④ Turning Back시의 사용 경사각
- ⑤ 이러한 비상상태시 활주로의 귀소 본능을 지수 지표로 표시한 값  
( 활주로로 항상 돌아가고 싶다 : 100, 보통이다 : 50, 전혀 돌아가고 싶지 않다 : 0 )
- ⑥ 현재 비행시간과 현재까지의 비행 생활 년수

표 3.1 이륙 직후 저고도에서 동력 상실시 비상 처치 조작에 대한 설문 조사 결과

비행 경험	이륙 활주로에 착륙할 확률(%)		이륙 경로 전방에 착륙할 확률(%)		반응 시간 (초)	활주로 쪽으로 선회를 시작하기 위한 안전 고도(ft)		선회 조작시 경사각 (°)	활주로의 귀소 본능 지수(%)	표본 수
	FH20	M20J	FH20	M20J		FH20	M20J			
1년 (자가용조종사과정) 비행시간 50시간미만	60	75	40	25	4.3	560	525	30	68	10
2년 (사업용조종사과정) 비행시간 200시간미만	20	30	80	70	4.1	620	530	24	58	10
15년이상 (비행시간 1500시간 이상의 숙련 조종사)	8	16	92	84	3.5	641	568	18	50	12
평 균 처	29	40	71	60	4	607	541	24	59	11



위와 같은 설문 조사에서는 많은 표본수를 확보하기가 어려워서 32명의 조종사에 대하여 비행 경력별로 평균 11명을 되게끔 설문을 실시하였고, 표 3.1 과 같은 결과를 얻을 수 있었다.

표3.1에서 보면 비행 경험이 적은 조종사일수록 활주로로의 귀소 본능이 높고 활주로로 선회하기 위한 안전 고도도 낮게 생각하고 있어서 이륙 직후 동력 상실시 선회하여 활주로로 착륙하겠다는 응답이 20~75%로 높았으며, 숙련된 조종사의 경우도 8 ~ 16%의 확률을 가지고 있었다. 비행 경험이 적은 조종사일수록 반응시간이 약간 많이 소요된다고 생각하였지만 별 차이가 없었으며, 전체적인 평균 반응시간은 FAA에서 실험한 4초와 일치하였다. 항공기별로는 활공 성능이 비교적 우수한 M20J 항공기 조종시에도 안전 고도를 더 낮게 생각하여 활주로로 선회하여 착륙할 확률이 FH20보다 M20J항공기가 더 높게 보였다.

### 3.2 비행 시험 결과

비행 시험에 이용한 항공기는 일반 항공에서 비교적 기동 성능이 우수한 FH20 항공기와 활공 성능이 우수한 M20J 항공기로 하였다. 비행 시험 방법은 1000ft를 가상 활주로 표고(0ft AGL)로 가상하여 이륙출력 및 이륙의장으로 1500ft (가상 500ft AGL) 까지 상승후 THROTTLE을 IDLE위치로 하여 동력상실시와 비슷한 가상 활공 조건을 만든 후, 최적활공속도(약 85~90knots)를 유지하면서 경사각을 각각 15°, 30°, 45°, 60°로 조화 선회를 한 후 최단 비행 경로로 가상 활주로 상공까지 활공 시의 평균 고도 손실을 알아보았다. 비행 시험 실시 회수는 경사각별로 각각 5회씩 총 20회를 실시하여 평균치를 표3.2에 기록하였다. 비행시험시 기상 상태는 1000ft상공 기온이 15 ~ 20℃, 상대 습도는 70%정도 였고, 바람 조건은 이륙 방향에서 정풍 4~ 5 kts미만의 조건에서 실시하여 풍속의 영향이 활공 속도의 5%이상이 되지 않도록 하였다.

표 3.2 Turning Back to Runway 조작 시의 고도 손실

항공기 기종	경사각(°)	선회시 강하율(fpm)	가상 활주로까지의 고도손실 (ft)
FH20	0	1200	-
	15	1350	1200
	30	1550	1100
	45	1750	900
	60	-	1100
M20J	0	750	-
	15	800	900
	30	850	800
	45	950	700
	60	-	750

표3.2의 자료는 항상 최저 활공 속도로만 비행한 결과로서 항공기별 성능에 따라 다소 차이가 있지만 최소한 700~1200ft의 고도 손실이 있었다. 그렇지만, 본 논문의 2.2절에서 언급한 것처럼 착륙을 위해 반드시 필요한 착륙의장으로의 접근 단계를 고려한다면 실제 비상착륙시에는 이보다 더 많은 고도 손실이 예상된다. 본 비행 시험에서는 경사각 45° 부근에서 고도 손실이 가장 적었으며, 30°~45°의 경사각(약 7°/sec~12°/sec로 대략 9°/sec 근처)이 고도 손실과 조종 성능을 고려할 때 적합하다고 판단되었고 또한 FAA에서도 이러한 경사각을 추천하였다.

그리고 표 3.2는 조화된 선회로 실시한 비행 시험의 결과이고, 비행 시험 중 경사각을 15°로 유지하면서 방향타를 선회 방향으로 많이 적용하며 Turning Back to Runway를 시도하여 보니 표3.2의 결과보다 200~300ft의 고도 손실을 적게 하며 수행할 수도 있었으나, 조화 선회가 되지 못하여 계속되는 실속 경보와 함께 항공기가 불안정하여 실속에 진입할 확률이 높은 것으로 판단되어 정상적인 비행 조작 방법으로 고려하지 않았다.

## IV. 분석

### 4.1 선회 소요 시간과 고도 손실

이륙장주(Upwind Leg)에서 선회가 이루어지는 범위를 그림4.1에 도시하였다. 그리고 본 설문 조사 및 FAA실험에 의해 밝혀진 조종사들의 평균 반응시간은 적어도 4초가 걸리며, 예기치 않은 비정상적인 상황에 직면했을 때 대부분의 조종사들이 반응하는데 걸리는 최소한의 시간이라 할 수 있다.

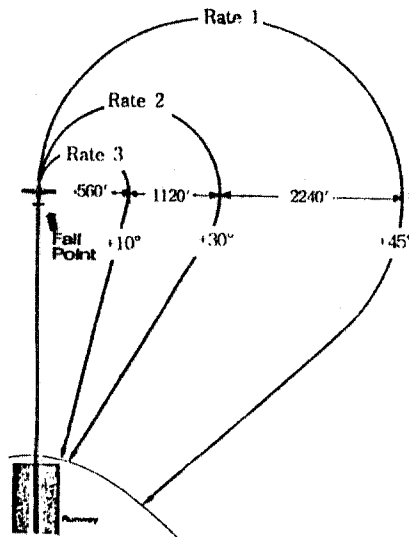


그림 4.1 선회율과 선회 반경

(Turning Back to Runway 조작시 선회율을 두배로 하면 선회 반경은 반으로 감소되지만 실속 속도는 크게 늘어난다.)

비행 시험의 예를 들어, 비행기가 정상적으로 이륙하여 500ft 까지 상승한 후 동력이 상실되었을 경우를 가상해 보기로 한다. 4초후 조종사가 이 사실을 인지한 후, 기수를 낮추고 최적 활공 속도를 유지하는 단계에서 활주로로 선회를 시작하였다. 스피드에 진입하지 않고 안전하게 선회하기 위해서 표준선회율( $3^\circ/\text{sec}$ )을 적용한다면  $180^\circ$  를 완전히 도는데 60초가 소요된다.

그리고, 최적 활공 속도가 일반 항공에서 일반적인 70knots인 경우라도 선회 반경은 식(2.2)과 식(2.3)에 의하여 약 2,240ft나 된다. 기수 방향을 바꾸는 시간까지 계산하면, 비행기는 활주로로부터 거의 1mile이나 떨어진 지점에 있게 된다. 또한, 그림4.1에서 나타낸 바와 같이 비행기의 기수가 활주로 방향에 평행하게 선회한 후 활주로로 향하기 위해서는  $45^\circ$  를 더 선회해야 한다. 따라서, 총 선회량은  $180^\circ + 45^\circ = 225^\circ$  가 된다. 소요 시간도 60초+15초=75초가 되므로 엔진 정지 후 총 소요 시간은 상황 반응에 필요한 4초를 더하여 79초가 되고, 일반적인 경비행기가 활공선회시 1000rpm으로 강하한다고 가정하면 약 1,316ft의 고도 손실을 가져온다. 결국 500ft(AGL)에서 이륙 활주로로 활공 선회를 시작한다면 선회를 마친 후 비행기는 지하 816ft에 있게 된다는 것이다.

## 4.2 선회율과 활공 속도와의 관계

만약 표준 선회로 이륙 활주로로 선회하는 것이 최선의 비행 조치가 아니라고 제기한다면, 이에 대한 이론적인 근거를 제시하고자 한다.

표4.1을 살펴보면 수직하중때문에 경사각에 따라 실속 속도가 증가한다는 것을 알 수 있고 선회 경사각이  $90^\circ$  가 되면 실속 속도는 두배가 된다. 안전한 고도에서 엔진고장시 이륙 활주로로 비상착륙을 하기 위한 선회에서는 최소한  $45^\circ$  이내의 경사각으로 선회를 해야 한다. 반면에 경사각이 증가하면 속도가 증가해야 되고, 이에 따라 강하율도 증가한다. 만약 70knots의 비행기가  $45^\circ$  경사각으로 선회한다면 속도가 약 80knot가 되어 하는데, 이는 식(2.4)에서 나타냈듯이 양력 발생 방향이 기울어지므로 중력 반대 방향으로 작용하는 분력의 감소로 인하여 강하율과 실속 속도가 증가하기 때문이다. 그리고 20%이상의 속도 증가는 강하율과 선회 반경을 고려할 때 적절하지 않다고 판단된다.

표 4.1 경사각에 따른 실속 속도의 변화

경 사 각 ( $^\circ$ )	실 속 속 도(knots)	증 가 율 (%)
0	49	0
30	53	8
45	59	20
60	71	43
75	97	97

또한, 속도 80knots를 유지하면서 45° 경사각으로 선회를 하면, 식(2.3)에 의하여 선회율이 표준선회의 거의 4배(13 %/sec)에 이르게 되어 180° 선회를 하는데 14초가 소요된다. 그림3.1에서 나타낸 것과 같이 70knots로 선회를 하면 활공 속도는 13knots가 늘어나지만 선회 반경은 610ft로 그다지 큰 차이가 나지 않는다. 소요 시간은 반응시간이 4초, 180° 선회에 14초, 10° 를 더 선회하는데 1초가 소요되어 총 19초가 된다. 강하율은 실제로는 1000fpm보다 더 증가하게 되지만 계속 일정하게 유지된다 하더라도, 45° 경사각으로 19초동안 선회하면 317ft이상 강하하게 된다. 이 경우 역시 300ft(AGL)에서 이륙 활주로로 비상 착륙을 시도하였다면 그 선회중 지상에 crash 하게 되고, 또한 500ft(AGL)에서 이륙 활주로로 비상착륙을 실시하더라도 선회시 317ft이상 강하하게 되고 활주로까지 거리가 남아 있어서 이륙 속도를 60knots로 작게 잡고 상승률을 800fpm으로 가정하더라도 37초동안 617ft를 더 강하하게 되어 활주루에 도저히 도달할 수 없게 된다. 비행 시험에서도 활공 성능이 아주 우수한 항공기가 아니라면 약 900ft정도의 고도 손실이 있다고 나타나 비교적 일치하고 있다.

표 4.2 Turning back to the runway조작시 필요한 추가적인 선회량과 소요 시간

Turn Rate	Time to Turn 180°	Additional Turn Required	Total Time
standard (3° /sec.)	60 sec.	45°	75 sec.
twice standard (6° /sec.)	30 sec.	30°	35 sec.
four times standard (12° /sec.)	15 sec.	10°	15.8 sec.

표4.2는 각 선회율에 따른 선회소요시간을 나타내었다. 그림4.1처럼 활공 속도가 70knots인 경우에 선회율이 표준선회율의 2배, 4배로 증가됨에 따라 속도의 증가는 선회 반경을 더욱 크게 하고 있고 선회후 활주로까지의 거리도 크게 하고 있다. 따라서, 그림3.2에서와 같이 최저 안전 고도 이하에서는 이륙 직후 turning back하지 말아야 하며 반드시 이륙 경로의 좌우 60° 안에 있는 가용할 수 있는 비상 착륙장을 선택하여 비상착륙을 실시하여야 한다. 그림3.2는 이륙 경로의 좌우 60° 안에 있는 가용할 수 있는 비상착륙장의 범위를 그림으로 표시한 것이다.

FAA에서는 최소한 600ft(AGL)이하에서는 Turning back to the runway조작을 금지해야 한다고 권고하지만, 본 연구의 결과에서는 일반 항공에서처럼 65~90knots의 활공 속도를 갖는 항공기의 경우에는 일반적으로 900ft(AGL)가 Turning back to the runway조작을 시작하기 위한 최저 안전 고도라고 판단되며, 600~900ft 고도에서는 각 항공기 성능에 따라 조종사의 판단이 요구된다. 그러나 설문 조사 결과에서 보면 대부분 조종사들이 안전 고도를 실제 필요한 고도보다 250ft이상 낮게 잡고 있어서 이와 같은 비상 상황에서 사고발생요인을 항상 내포하고 있으며, 특히 비행 경험이 적은 조종사일 수록 안전 고도를 더욱 낮게 잡고 있고 활주로로 선회할 확률이 75%까지 되어서 더욱 위험하다고 할 수 있다.

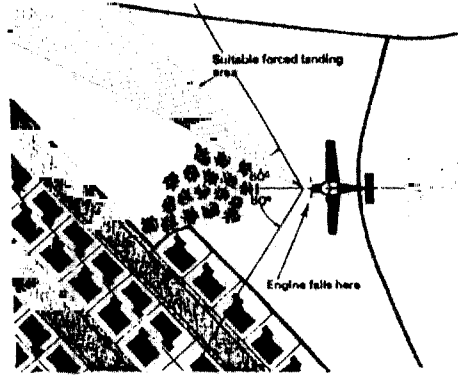


그림 4.2 이륙 직후 저고도에서 동력 상실시 가용할 수 있는 비상 착륙장

## V. 결 론

이상과 같이, 조종사가 이륙 직후 저고도에서 turning back해야 할 다른 이유가 있더라도 극히 위험한 상황으로 돌입하지 않게 하기 위하여, 이륙활주로 쪽으로 turning back하는 것은 이론적으로도 안전하지 않다는 것을 본론에서 증명하였고, 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

첫째, 이륙 직후 이륙활주로 쪽으로의 turning back은, 비행장주내의 항공교통흐름을 위반하는 것으로 항공교통상의 충돌잠재요인이 내포 도하지만, 예상보다 큰 고도 손실과 급선회 및 고도손실방지로 인한 실속 위험으로 기수의 선방에 있는 생지(밭)에 착륙하는 것보다 더 위험도를 갖는다. 이러한 위험에 처할 확률은 비행 경력이 100시간 이하의 조종사에 있어서는 1500시간 이상의 숙련된 조종사에 비하여 4~6배정도 더 높았다.

둘째, 항공기의 성능에 따라 이륙후 900ft(AGL)이상의 고도에서 동력이 상실되었을 경우에는 항공기의 조종 안전성과 강하율을 고려할 때  $45^\circ$ 이내의 경사각인  $9^\circ/\text{sec}$ 의 선회율로 활공 선회를 지체없이 시작하면 약 10knot의 활공 속도 증가와 함께 활주로에 비상착륙을 할 수 있는 확률이 비교적 높지만, 그러나 이 경우에도 선회를 끝내고 나면 어려운 착륙 상황에 처해 있게 될 지도 모른다. 무엇보다도 항공기의 활공 성능, 조종사의 능력과 주위환경 요인이 비상착륙에 많은 영향을 미치기 때문이다. 따라서 최소한 900ft(AGL)이상에서만 조화된 선회로 활주로에 비상착륙을 시도하는 것이 더 바람직하다고 판단된다. 그리고 고도 600~900ft(AGL)에서는 항공기의 활공 성능에 따라 판단하는 것이 안전하다.

셋째, 이륙 직후 600ft이하에서 동력이 상실되었을 경우에는 지체없이 이륙 경로의 좌우  $60^\circ$  안에 있는 상대적으로 안전한 장소를 찾아 완만한 경사각으로 기수를 그 방향으로 향하면서 최적 활공각으로 활공한 후 비상착륙을 시도하여야 한다.

■참고문헌

1. H. H. Hurt, JR. Aerodynamics for Naval Aviators, 1965, p.35~38, p.150~200.
2. FAA General Aviation Community, Accident Prevention Program, FAA-P. 8740-44
3. FAA, Flight Training Handbook, 1991, p.72~130.
4. William K. Kershner, The Advanced Pilot's Flight Manual, 1990, p.106~111.
5. Trevor Thom, Pilot's Manual Instrument Flying, 1990, p.5~20.
6. Fuji Heavy Industries LTD., Airplane Flight Manual, 1973, p.27~52.
7. Mooney Aircraft CORP., Pilot's Operating Handbook, 1993, p.3-9, p.5-1~5-35.
8. 翼醇, 航空力學, 日本航空整備協會, 1980, p.54~68
9. 李奉俊, 航空力學, 韓國航空大學出版部, 1988, p.245~318.
10. 尹勝重外 4人, 飛行機操縱, 航空運航學科編, 1989, p.23~112.