

論文

항공기 이륙추력 감소법 적용

노 건 수*

Application of Aircraft Reduced Takeoff Thrust Method

Kun-Soo Noh*

ABSTRACT

The benefits for using reduced takeoff thrust are many, ranging from lower maintenance and operating costs to improved engine and dispatch reliabilities. Some pilots, however, are apprehensive about using reduced thrust. They are particularly reluctant to use the maximum permissible level of reduced thrust. Two common arguments are (1)If reduced thrust is used, then the airplane will not be able to clear the obstacles if an engine fails during takeoff, and (2)If the maximum allowable assumed temperature is used, then there will be no stopping margin left if the takeoff is aborted. There is the notion that using reduced thrust sacrifices safety. The intent of this discussion is to: (1)Show that reduced thrust performance meets all regulatory requirements (2)Show that the Assumed Temperature method includes inherent extra performance margins (3)Show how to maximize performance margins while maximizing thrust reduction

Key Words : Assumed Temperature Method(가상온도법), True Airspeed Effect(진대기속도 효과), Thrust Breaking Temperature(추력급변온도), Obstacle Clearance(장애물통과), Climb Gradient(상승경사)

I. 서론

1. 연구배경 및 목적

경제운항의 일환으로 항공사에서 자주 사용하는 방법에는 이륙추력감소법(Reduced Takeoff Thrust Method)이 있다. 이것은 이륙시 허용이륙중량(Allowable Gross Takeoff Weight)과 실제이륙중량(Actual Takeoff Weight)의 차이가 커서 허용이륙중량에 맞는 추력을 사용하는 경우 잉여추력(Excess Thrust)이 생기기 때문에 사용하는 방법이다.

추력감소법에는 실제이륙중량에 해당하는 온도

를 가상온도(Assumed Temperature)로 정하여 그에 맞는 추력을 사용하는 가상온도법(Assumed Temperature Method)과 추력의 일정 퍼센트(%)를 미리 줄여서 사용하는 일정율감소법(Derate Method)이 있다. 본 논문에서는 외기온도(Outside Air Temperature)와의 함수인 가상온도법에 대하여 논하고자 한다. 추력감소법을 적용하는 편익은 정비 및 운항비용을 절감하고, 엔진 및 운항(Dispatch) 신뢰성을 향상시킨다. 그러나 일부 조종사들은 이륙추력감소법 적용을 우려하고 있으며, 특히 추력감소를 최대로 적용하기를 기피하고 있다. 조종사들이 우려하고 기피하는 이유는 첫째, 이륙추력감소법을 사용하면 이륙 중 엔진 하나가 고장났을 때 장애물을 통과하지 못하리라는 것이고 둘째, 최대허용 가상온도(Max. Allowable Assumed Temperature)를 사용하면 이륙단념(Rejected Takeoff)시 제동여유분이 없으리라는 것이다. 즉, 추력감소법을 적용하면

† 2007년 08월20일 접수~2007년 09월10일 심사완료

* 정회원, 한서대학교 항공교통관리학과 조교수

E-mail : ksnoh@hanseo.ac.kr

충남 태안군 남면 신은리 산105 한서대학교 태안비행장

운항안전성이 저하된다는 생각을 갖고 있는 것이다. 따라서 이러한 조종사들의 오해를 해소하기 위해 이륙추력감소법(가상온도법)을 실증적인 방법으로 분석하여 경제운항에 도움이 되고자 한다.

2. 연구범위 및 방법

최대이륙추력을 사용할 때 항공기 이륙성능이 제일 좋다는 사실에는 이견이 없다. 따라서 최대추력을 사용하는 것이 확실히 항공기의 실제 성능과 성능한계치 사이에서 가장 큰 여유분을 준다. 그러나 이륙추력감소법을 적용할 때 이륙성능에 대한 법적인 요건이 충족되지 않는다는 오해가 있다. 또한 최대허용 가상온도를 적용할 경우 아무런 성능여유분이 없다는 오해도 있다. 따라서 본 논문에서는 첫째, 추력감소법 적용 시의 성능이 모든 법적인 요건을 충족한다는 것을 보여주고, 둘째, 가상온도법이 고유의(내재된) 추가 성능 여유분을 포함한다는 것을 보여주고, 셋째, 최대추력감소 시 최대성능을 발휘한다는 것을 보여주고자 한다. 분석도구는 현재 항공사에서 사용하고 있는 이륙분석차트(Takeoff Analysis Chart)의 표준형과 1)AFM-DPI(Airplane Flight Manual-Digital Performance Information)를 이용하여 제한사항(Limit Code) 별로 분석하고자 한다.

II. 이론적 배경

1. 이륙추력감소법 적용 효과

이륙추력감소법을 적용하는 경우의 효과를 살펴보면 ①엔진 신뢰성 증가 ②항공기 운항 신뢰성 증가 ③엔진 운영비 감소 ④엔진 정비비용 감소로 요약할 수 있다. 그 중 정비관련 비용이 얼마나 절감되는지는 다음 <Fig. 1>에서 살펴볼 수 있다.

현재 적용되는 규정은 이륙추력에서 최대 25%까지 줄일 수 있도록 되어 있다. 평균적으로 이륙추력에서 18%를 줄일 수 있다면 정비자재비용(Maintenance Material Cost)이 40%까지 절감될 수 있다. 이는 비용절감 측면에서 보면 상당한 양이라고 할 수 있겠다.

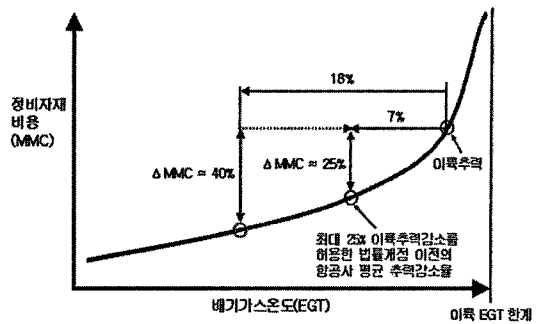


Fig. 1 이륙추력감소에 따른 정비비용 절감량

2. 법규 충족 여부

FAA Advisory Circular(AC) 25-13과 JAA Advisory Material Joint(AMJ) 25-13에 규정된 요건(Requirements)에 부합되도록 인가된 비행규정(Airplane Flight Manual)에는 “실제 외기온도보다 높은 가상온도에 근거하여 감소된 이륙추력으로 운항하는 것은 가능하다. 단, 항공기가 계획된 이륙중량과 감소된 추력설정으로 모든 성능상의 요건을 충족시켜야 한다.”라고 명시되어 있다. 그 성능상의 요건은 다음과 같다. ①이륙 중 한 개 엔진이 고장이 난 후 이륙을 계속하는 경우와 이륙을 단념하는 경우의 거리 및 전 엔진 작동 시 이륙에 필요한 거리의 115%에 해당하는 거리에 대한 충분한 활주로 길이가 있어야 한다. ②착륙 장치를 올리는 시점에서 엔진 한 개 고장 시의 상승경사는 최소 2.4%(쌍발 항공기)가 되어야 한다. ③항공기는 순비행경로(Net Flight Path)로 엔진 한 개가 고장인 상태에서 모든 장애물을 35 피트의 여유분을 두고 통과해야 한다. 따라서 비행규정에 포함된 인가받은 추력감소절차에 따라 이륙이 수행되면 모든 법적인 성능요건이 충족된다. 실제로 이런 요건들은 가상온도법에 내재된 추가 여유분으로 충족시킬 수 있다.

3. 진대기속도와 추력에 대한 대기의 영향

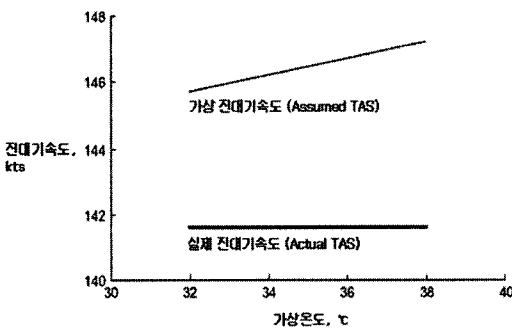
추가 여유분을 어떻게 확보하는 지를 이해하기 위해서는 대기조건이 어떻게 진대기속도와 엔진 추력에 영향을 미치는 가를 알아보는 것이 도움이 된다. 외기온도(OAT)는 진대기속도(True Airspeed)에 영향을 미친다. 지시대기속도(Indicated Airspeed)는 피토-정압(pitot-static) 시스템에서 공기압력의 차이로 결정된다. 낮은 외기온도에서는 공기밀도가 더 높다. 그러므로 주

1) 최근의 항공기는 시험비행을 거쳐 제공되는 AFM 중 성능(Performance) 부분을 Software 로 계산할 수 있도록 같이 인증받는데 이를 AFM-DPI 라고 한다.

어진 지시대기속도에 도달되는데 필요한 압력차이를 만들어내기 위해서는 더 저속인 공기흐름이면 충분하기 때문에 진대기속도는 더 낮아진다. 최근의 대표적인 고 바이패스(High-Bypass) 터보팬엔진은 팬(Fan)을 통해 공기를 가속함으로써 총 추력의 80%를 만들어낸다. 총 추력의 단지 20% 정도만이 엔진의 중심부를 통해 공기를 연소 및 가속함으로써 얻어진다. 그러므로 감소된 엔진추력설정(N1 이나 EPR)²⁾으로 보다 많은 공기가 팬을 통해 흘러가므로 공기밀도가 더 높아져서 더 많은 추력을 얻을 수 있다.

4. 가상온도법(Assumed Temperature Method)

가상온도법에서의 이륙성능은 더 높은 가상온도와 더 높은 진대기속도를 근거로 하고, 가상 이륙추력은 가상온도로 정해진 추력이다. 그러나 실제 공기온도는 가상온도보다 낮기 때문에 실제 진대기속도는 낮아지고 실제 추력은 많아진다. 더 많은 추력과 연계된 더 낮은 진대기속도는 가상성능에서의 거리보다 더 짧은 실제 지상거리(Actual Ground Distance)를 초래한다. 이것을 진대기속도 효과(True Airspeed Effect)라고 한다. 외기온도와 가상온도의 차이가 클수록 진대기속도 효과는 커진다.(Fig. 2 참조)



<Fig. 2> 진대기속도 효과

현재 차트형 이륙분석도표³⁾가 가상온도를 결정하는데 널리 사용되고 있으며, 일부 항공사에서는 이륙속도를 결정하는 데에도 사용하고 있다. <Table 1>은 가상온도와 이륙속도를 결정하는 전형적인 절차를 보여준다. 외기온도는 15°C, 이

륙중량은 70300 kg, 27K(27000 lb) 엔진등급이 이륙에 적용되고 있다. 이 경우 최대허용 가상온도는 38°C이고, 항공기성능은 7000 feet인 활주로 길이에 의해 제한되고 있다. 만일 감소된 이륙추력을 설정하는데 38°C가 사용된다면, 정확한 이륙속도는 38°C에 해당하는 이륙속도(V1 142, VR 144, V2 151 kts)이다.

Table 1 이륙분석도표 - 활주로길이제한

B737-800, CFM56-7B27엔진 공함 표고 0 feet 활주로길이 7000 feet, 건조활주로 장배를 없음 플랩 5, Air Conditioning AUTO, 표준이륙속도			
MAXIMUM RATED THRUST (27K)			
외기온도 (°C)	허용이륙중량 (KG)	성능제한요소	V1/VR/V2 (KT)
60	60400	Field Length	134/135/140
55	62200	Field Length	135/137/142
② 50	65000	Field Length	138/139/146
45	67200	Field Length	140/141/148
40	69300	Field Length	141/143/150
38	70300	Field Length	142/144/151
③ 36	71100	Field Length	142/145/152
34	72000	Field Length	143/145/153
32	72900	Field Length	143/146/154
30	73700	Field Length	144/147/155
25	74300	Field Length	144/147/156
20	75000	Field Length	145/148/156
15	75600	Field Length	146/149/157
10	76200	Field Length	146/149/157

추력급변온도(Thrust Break Temperature)가 30°C(해면기압 기준)이기 때문에, 이 경우 사용할 수 있는 가상온도는 31°C에서 38°C까지이다.

III. 실증 분석

1. 활주로길이 여유분(Field Length Margin)

가상온도법에 내재된 활주로 길이 여유분은 <Table 2>에서 볼 수 있다.

외기온도 38°C를 기준으로 한 가상성능은 7,000 Feet(활주로 전체 길이)의 활주로길이를 필요로 한다. 그러나 외기온도는 실제로 15°C이기 때문에 동일한 지시대기속도에서 실제 진대기속도는 6 Knots 더 작다. 38°C에 해당하는 감소된 추력(N1)설정에서 실제 각 엔진은 V1속도에서 206 lbs의 추력을 더 만들어 낸다. 더 많은 추력과 연계된 더 낮은 진대기속도는 6507 Feet의 실제 균형된 활주로길이⁴⁾를 초래하며, 이는 493

2) 추력에 대한 매개변수로 팬 속도를 사용하는 경우 N1이고, 엔진 압력비(Engine Pressure Ratio)를 사용하면 EPR로 표시한다.

3) Takeoff Analysis Charts, Airport Analysis Charts 또는 Runway Analysis Charts라고도 함.

4) 균형 활주로길이(Balanced Field Length)란 엔진 한 개 고장시의 이륙거리(Takeoff Distance)와 이륙단념시의 거리

Feet의 추가여유분을 만들어낸다. 만일 가상온도가 최대허용치보다 낮게 사용된다면, 이륙추력은 높아지게 된다.

Table 2 가상온도법의 내재된 여유분

항목	외기 온도 38℃	외기 온도 15℃ 가상 온도 38℃	추가 여유분
V1 (KIAS / KTAS)	142 / 148	142 / 142	6
VR (KIAS / KTAS)	144 / 150	144 / 144	6
V2 (KIAS / KTAS)	151 / 157	151 / 151	6
V1에서 엔진당 순추력 (LB)	23855	24061	206
VR에서 엔진당 순추력 (LB)	19833	20019	186
V2에서 엔진당 순추력 (LB)	19857	20034	177
엔진 한 개 고장시 이륙거리 (ft)	7000	6507	493
가속정지거리 (ft)	7000	6507	493
전엔진 이륙거리의 115% (ft)	6942	6464	478

적정 이륙속도를 사용함으로써 필요 활주로 길이는 더욱 짧아지고(Fig. 3), 더욱 많은 추가여유분을 얻을 것이다. 만일 최대이륙추력을 사용하면, 이 예에서 활주로길이의 추가여유분은 875 Feet이다. 그러나 더 낮은 가상온도를 사용함으로써 얻는 추가여유분 증가는 더 높은 추력과 더 낮은 V1과 VR(IAS: 지시대기속도)의 결과인 것이다. 외기온도와 더 낮게 사용된 가상온도 간의 차이가 적어지면 진대기속도 효과에 의한 추가여유분은 실제로 감소한다.(Fig. 2 참조)

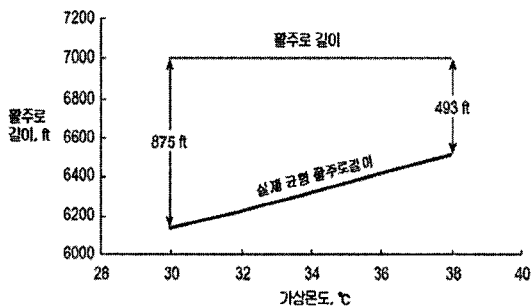


Fig. 3 활주로 길이 여유분

비록 정격추력(Rated Thrust)과 실제추력 모두 더 낮은 가상온도에서 증가하지만, 이 둘 사이의 여유분이 실제로 감소한다는 것을 <Fig. 4>에서 알 수 있다.

위에서 언급했듯이 진대기속도에 의한 추가여유분은 더 높은 가상온도에 비례하여 증가하는데, 이는 외기온도와 가상온도와의 더 큰 차이 때문이다. 즉, 온도차이가 크면 클수록 추가여유분은 더 많아진다.

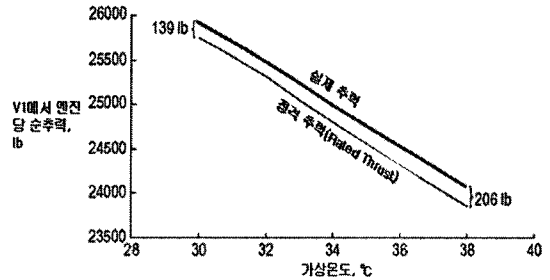


Fig. 4 실제추력 대 정격추력-1

만일 더 낮은 이륙중량이 더 높은 최대허용 가상온도를 가능하게 한다면(Table1의 ②부분), 이륙추력이 감소된다고 해도 더 큰 온도차이가 활주로길이에 대한 더 많은 추가여유분을 확보할 수 있다. 이륙중량이 60,400 kg이라면 최대허용 가상온도는 60°C이다. <Fig. 5, 6, 7>에 나타난 바와 같이 진대기속도 차이는 10 Knots이며, 엔진당 실제 추력은 V1속도에서 정격추력(Rated Thrust)⁵⁾보다 600 lbs 더 크며, 진대기속도 효과에 의한 활주로길이의 추가여유분은 1,035 Feet이다.

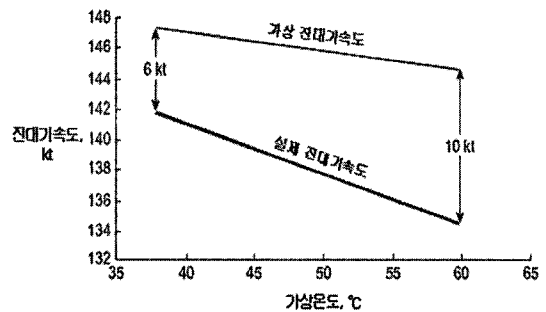


Fig. 5 진대기속도 효과-2

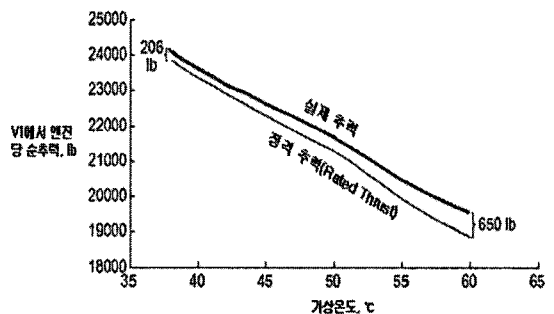


Fig. 6 실제추력 대 정격추력-2

(Accelerate-Stop Distance)가 동일한 조건이다.

5) 가상온도를 기준으로 한 추력.

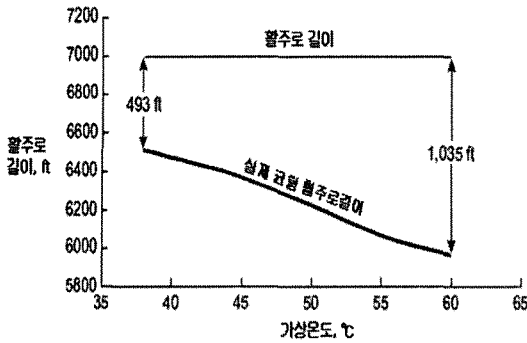


Fig. 7 활주로여유분-2

2. 상승경사 여유분 (Climb Gradient Margin)

이륙성능이 엔진 한 개 고장시의 최소상승경사 (Minimum Climb Gradient) 요건에 제한된다면, V2에서의 더 큰 실제추력은 더 높은 상승경사를 가능하게 한다. <Table 3, 4>는 해발고도가 높은 공항(여기서는 표고 5,000 Feet)에서의 이륙에 대한 상승경사 여유분의 예를 보여주는데, 이 경우 성능은 대부분 엔진 한 개 고장시의 두 번째 구간(Second Segment)⁶⁾에 대한 최소상승경사 요건에 제한된다.

Table 3 이륙분석도표 - 상승성능제한

B737-800, CFM56-7B27 엔진 공항 표고 5000 feet 활주로길이 12000 feet, 건조활주로 장애물 없음 플랩 5, Air Conditioning AUTO, 표준이륙속도			
MAXIMUM RATED THRUST (27K)			
외기온도 (°C)	허용이륙중량 (KG)	성능제한요소	V1/VR/V2 (KT)
60	57300	Climb Limit	124/124/126
55	59900	Climb Limit	126/126/129
② 50	62500	Climb Limit	129/129/132
45	65100	Climb Limit	132/132/134
40	69300	Climb Limit	135/135/138
35	71000	Climb Limit	138/138/141
① 30	73900	Climb Limit	140/141/144
25	75400	Climb Limit	143/144/147
20	76400	Climb Limit	146/147/151
15	76400	Climb Limit	146/147/151
10	76500	Climb Limit	146/147/151

6) 엔진 고장시의 상승단계 중 두 번째로 최소상승경사 요건이 제일 높다. 4발 항공기는 3.0%이고, 쌍발항공기는 2.4%이다.

외기온도는 10°C이고, 이륙중량은 71000 kg 이고, 27K 최대엔진등급이 이륙에 사용된다. 최대 허용 가상온도는 35°C이고 성능은 상승능력에 제한된다. 외기온도 35°C에 근거한 가상성능은 착륙장치를 올리는 시점에서 2.4%의 상승경사를 이루게 한다.(Table3의 ①부분)

그러나 외기온도가 실제로 10°C이기 때문에 각 엔진은 V2 속도에서 35°C의 정격추력보다 247 lbs의 추력을 더 발생시킨다. 더 큰 추력은 실제로 2.54%의 상승경사를 이루고, 이는 쌍발항공기의 법적 최소요건보다 0.14% 더 높다.

Table 4 상승여유분-1

항목	외기온도 35°C	외기온도 10°C 가상온도 35°C	추가 여유분
V2에서 엔진당 추력 (LB)	20108	20355	247
엔진 한 개 고장시 상승경사 (%)	2.4	2.54	0.14

가상온도가 최대허용치보다 낮게 사용된다면, 이륙추력은 더 높아진다. 더 높은 V2(IAS)와 연계되어 상승경사가 더욱 증가된다.(Fig. 8)

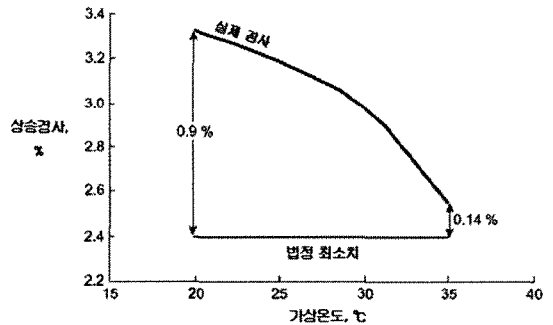


Fig. 8 상승여유분-2

최대이륙추력이 사용된다면 상승경사는 3.32%가 되어 이는 법적 최소치보다 0.92% 더 높다. 활주로 길이에 대한 경우와 비슷하게 더 낮은 이륙중량이 더 높은 최대허용 가상온도 사용을 가능하게 하고(Table3의 ②부분), 더 큰 온도차이가 더 큰 상승경사 여유분을 주는데, 이는 추력이 감소되었지만 진대기속도 효과 때문이다. <Fig. 9>에서와 같이, 이륙중량이 65100 kg 이라면, 최대허용 가상온도는 45°C이고, 상승경사는 2.65%이며, 이는 법정최소치보다 0.25% 높은 것이다.

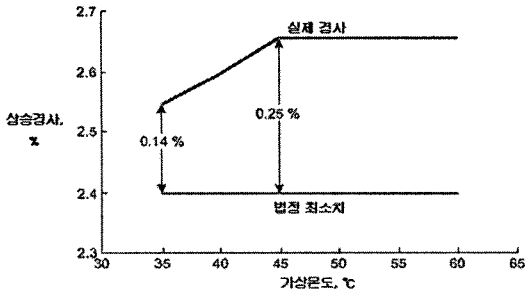


Fig. 9 상승여유분-3

3. 장애물 회피 고도 여유분 (Obstacle Clearance Margin)

이륙성능이 장애물 회피 고도의 법적 요건에 제한되면, 더 높은 상승경사와 더 짧은 이륙거리의 혼합효과가 이륙 비행경로 상에 있는 모든 장애물에 대한 더 높은 수직통과 여유분을 갖는다. <Table 5, 6>은 근접한 장애물을 통과하는 성능에 제한되는 장애물통과 여유분의 예를 보여준다.

Table 5 이륙분석도표 - 장애물제한

B737-800, CFM56-7B27 엔진 공함 표고 0 feet 활주로길이 9000 feet, 견조활주로 장애물: 이륙방향 끝에서부터 1000 ft 거리에 50 ft의 높이 플랩 5, Air Conditioning AUTO, 표준이륙속도			
MAXIMUM RATED THRUST (27K)			
외기온도 (°C)	허용이륙중량 (KG)	성능제한요소	V1/VR/V2 (KT)
60	62900	Obstacle	132/132/136
55	65200	Obstacle	134/134/138
② 50	68600	Obstacle	137/137/141
45	71300	Obstacle	139/140/144
43	72400	Obstacle	140/141/145
41	73500	Obstacle	141/142/146
① 39	74600	Obstacle	142/143/148
37	75700	Obstacle	143/144/149
35	76700	Obstacle	143/145/150
30	79300	Obstacle	146/147/153
25	79800	Obstacle	146/147/153
20	80300	Obstacle	147/148/153
15	80800	Obstacle	147/148/154
10	81300	Obstacle	147/149/154

Table 6 장애물 회피 고도 여유분-1

항목	외기온도 41°C	외기온도 15°C 가상온도 41°C	추가 여유분
순(Net) 통과 여유분	35 ft	61 ft	26 ft

이 경우, 장애물은 이륙방향의 끝부분에서 1,000 Feet의 거리에 50 Feet의 높이로 위치하고 있다. 외기온도는 15°C, 이륙중량은 73,500 kg이고, 이륙 시 최대추력은 27K이다. 최대허용 가상온도는 41°C이고, 성능은 장애물 통과에 제한된다. 41°C의 외기온도를 기준으로 한 가상성능은 엔진 한 개가 고장이 난 상태로 순비행경로(Net Flight Path)에서 35 Feet의 장애물 회피 고도 여유분을 준다.(법정 최소치) 그러나 외기온도는 실제로 15°C이고, 항공기의 순비행경로는 장애물을 61 feet의 여유분으로 통과하므로 진대기속도 효과에 의해 26 feet의 추가여유분을 확보하게 된다. 가상온도가 최대허용치보다 더 낮게 사용된 경우, 장애물통과 여유분에 대한 효과는 활주로 길이 및 상승경사의 경우와 비슷하다.(Fig. 10 참조)

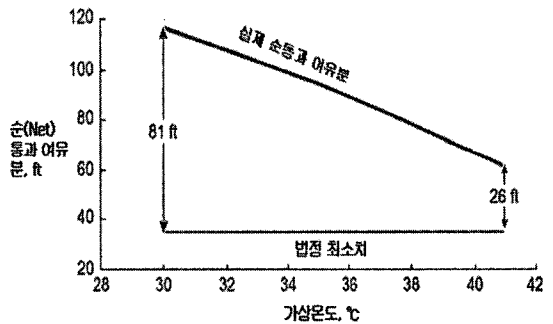


Fig. 10 장애물 회피 고도 여유분-2

이륙중량이 더 낮아서 더 높은 가상온도를 사용할 수 있으면(Table5의 ②부분), 진대기속도 효과에 의해 더 큰 온도차이가 더 큰 회피 고도 여유분을 만들어낸다.(Fig. 11 참조)

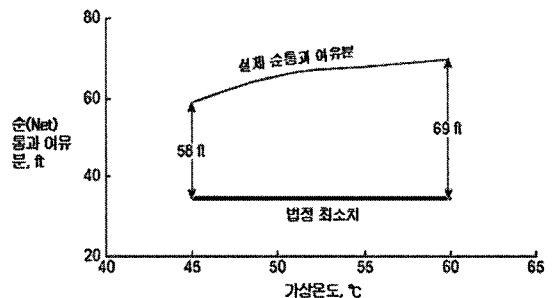


Fig. 11 장애물 회피 고도 여유분-3

인가된 가상온도법에는 진대기속도 효과에 의

한 이러한 추가 성능여유분이 내재되어 있다는 것을 강조할 필요가 있다. 항공기의 실제성능은 최대허용 가상온도를 사용하는 경우라도 가상성능(Assumed Performance)보다 항상 좋기 때문에 가상온도법을 사용하는 것이 여유분이 있다.

IV. 결론

항공사의 비행운영규정(FOM)에는 실제이륙중량이 허용이륙중량보다 낮은 경우 이륙추력감소법을 권장하고 있으며, 그 중에서도 가상온도법 사용을 권장하고 있다. 그러나 추력감소를 최대 할 수 있는 방법이나 질차는 명시하지 못하고 있으므로 이에 대한 이론적 배경이 필요하다고 판단하였다. 이륙성능에 제한되는 요소는 5가지이다. 이 중 브레이크 에너지 제한(Brake Energy Limit)과 타이어 속도 제한(Tire Speed Limit)은 특별한 경우 외에는 제한되지 않으므로 대부분의 경우 항공기의 이륙중량은 활주로길이(Field Length), 상승경사(Climb Gradient), 장애물 회피고도(Obstacle Clearance)에 제한된다고 할 수 있다. 위에서 이 3가지의 경우를 각각 분석한 바와 같이, 이륙추력감소법을 적용하는 경우 최대허용가상온도를 사용함으로써 최대 추가여유분을 확보할 수 있다는 것을 알 수 있다. 따라서 일선 조종사들의 우려는 사실과 다르다는 것을 알 수 있다. 항공기 기종별 특성을 살펴보면 4발 항공기는 주로 활주로 길이에 의해 제한되므로 최대허용가상온도를 사용하는 것이 외기온도에 의한 최대추력을 사용하는 것보다도 더 큰 추가여유분

을 준다. 실제로 중량이 무거운 항공기의 조종사들은 이륙추력 감소를 많이 하지 않는 경향이 있다. 그러나 이륙추력 감소를 많이 하는 것이 여유분 확보에 도움이 된다는 것이 사실이다. 쌍발 항공기는 주로 장애물 회피고도(일부는 상승경사)에 의해 제한되므로 이 경우에도 최대허용가상온도를 사용하는 것이 장애물 회피고도 여유분이 더 많다는 것을 알 수 있다. 본 논문에서는 국내선을 주로 운항하는 B737-800 항공기로 분석을 하였으나, 여유분에 대한 세부적인 온도는 항공기 별로 약간씩 다를 수 있지만 그 경향은 비슷하므로 모든 기종에 적용할 수 있을 것으로 판단된다.

참고문헌

- [1] 대한항공, Flight Operating Manual 6장. 정상운항절차, 2005
- [2] Boeing 737-800 Airplane Flight Manual-Digital Performance Information, 2006
- [3] Boeing 737-800 Flight Crew Training Manual, 2005
- [4] Boeing 737-800 Performance Engineer Manual, 1998
- [5] Boeing 737-800 Takeoff Analysis Charts (Standard), 2006
- [6] FAA Advisory Circular 25-13, Reduced and Derated Takeoff Thrust (Power) Procedures, 1988 April 4
- [7] FAR Part 25.101/1521/1581, 2006년