<항공기 개념설계 프로젝트>

서울-LA 간 300인승 항공기 AAD 결과 및 최종 보고서

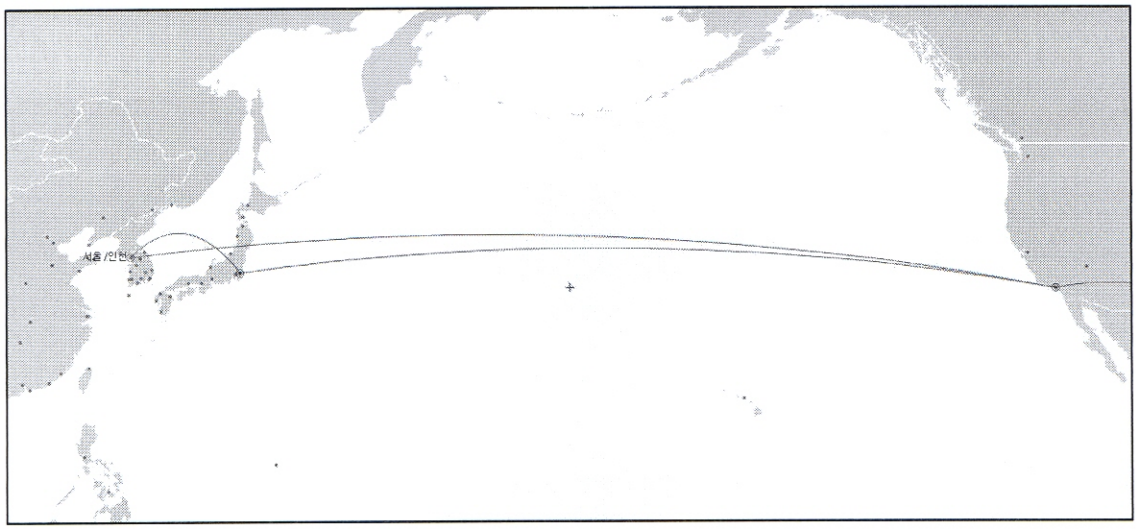
1. 초기 설계

1.1 설계 요구 조건

(1) 비행시간 :

- 인천 → LA(LAX) : 11시간 00 분
- LA(LAX) → 인천 : 12시간 20 분

(2) 비행거리 : 9581㎞ (5968mile)



(3) 탑승인원 수(Boeing 777-200ER 기준)

- 조종사 수 : 3명 * 220lb = 660 lb
- 승무원 수 : 14명 * 220lb = 3080lb
    - deluxe seat : 승객 12명당 attendant 1명
    - normal seat : 승객 25명당 attendant 1명

(4) 이·착륙 거리

- 이륙거리 : 10,000ft
- 착륙거리 : 6667ft

1.2 초기값 설정

* Requirement

▶탑승인원 = 300명

▶승객무게 = 155lb

▶Normal Seat

·좌석수 = 252개 (pitch/width =3.33/1.83 ft)

·통로 = 2개 (폭 =1.25ft)

·Number per section =10

▶Delux Seat

·좌석수 = 48개 (pitch/width =4.583/2.5ft)

·통로 = 2개

·Number per section = 6

▶Max Ma =0.75
▶L/D =12
▶이륙거리 =10000ft, 착륙거리 =6666.67ft
▶실속속도 =601.4m/s
▶SFC =0.324
▶Max load factor =1.5[1)]
▶항속거리 =52000nm
▶비행고도 =35000ft
▶Cruise Ma =0.74
▶날개에 엔진 2개 부착
▶High bypass engine 사용

* Component Build

▶동체 설계
·동체 길이 = 158.58ft
·동체 너비 = 21.259ft
·Front 길이 = 18ft
·Clearance angle = 46.75 degrees
▶나셀 설계
·(x,y,z)=(65,25,-10)
·Under wing 형태로 날개에 부착
▶엔진 설계
·Bypass ratio= 8.4

* Lifting Surface Build

▶주날개 설계
·날개 면적 =4600ft^2
·AR =8.669
·taper ratio =0.149
·LE sweep angle =31.6
·(x,z) =(75,-5)
·dihedral angle =7도
·incidence angle = 1.5
▶수평꼬리날개 설계
·날개 면적 =1089ft^2
·AR =4.5

---

1) FAR 23, 25 규정에서 민간항공기의 load factor는 -1g에서 2.5g로 명시되어 있음.
http://en.wikipedia.org/wiki/Load_factor_%28aerodynamics%29

·테이퍼비 =0.3
·후퇴각 =35
·(x,z) =(150,0)
▶수직꼬리날개 설계
·날개 면적 =573ft^2
·AR =1.5
·테이퍼비 =0.6
·후퇴각 =5
·(x,z) =(135,0)
초기치는 우리가 참고 항공기로 정한 Boeing 777-200ER의 데이터를 입력하였다.

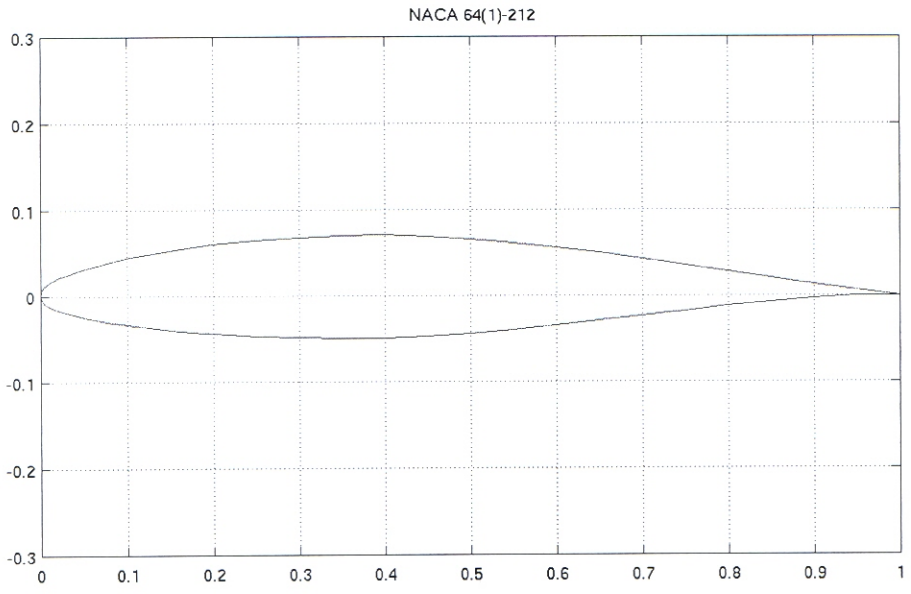
* Input에서 바꾼 초기치

▶Take off max gross weight =400000lb
▶Uninstalled sea level thrust =187400lb
▶Required empty weight =191000lb

* Main Wing Airfoil 형상

AAD에 입력되어있는 기본 airfoil에 비해 임계마하수가 훨씬 높은 Boeing-777 등에 쓰인 Supercritical airfoil의 데이터는 구할 수 없어 NACA64(1)-212의 데이터를 입력하였다.

NACA 64-212(NACA64212,Contour Data)



NACA 64-212				NACA 64-212			
(Stations and ordinates given inpercentofairfoilchord)				(Stations and ordinates given inpercentofairfoilchord)			
Upper Surface		Lower Surface		Upper Surface		Lower Surface	
Station	Ordinate	Station	Ordinate	Station	Ordinate	Station	Ordinate
0	0	0	0	0	0	0	0
0.5	1.1064	0.5	-0.8518	0.4183	1.0204	0.5817	-0.9202
0.75	1.3222	0.75	-1.046	0.6586	1.2464	0.8414	-1.1058
1.25	1.6558	1.25	-1.3293	1.1466	1.5939	1.3534	-1.38
2.5	2.2656	2.5	-1.8057	2.3817	2.2151	2.6183	-1.8429
5	3.1608	5	-2.4592	4.8686	3.1203	5.1314	-2.4884
7.5	3.8461	7.5	-2.9414	7.3645	3.8125	7.6355	-2.9646
10	4.4085	10	-3.3263	9.8649	4.3802	10.1351	-3.3454
15	5.3077	15	-3.9295	14.8726	5.288	15.1274	-3.9424
20	5.9796	20	-4.3646	19.8859	5.966	20.1141	-4.3732
25	6.4743	25	-4.6714	24.9026	6.4662	25.0974	-4.6762
30	6.814	30	-4.8631	29.9213	6.8097	30.0787	-4.8653
35	7.0105	35	-4.9478	34.9411	7.009	35.0589	-4.9481
40	7.0458	40	-4.9049	39.9614	7.0462	40.0386	-4.904
45	6.8915	45	-4.7031	44.9815	6.8925	45.0185	-4.7021
50	6.5818	50	-4.3754	50	6.5818	50	-4.3754
55	6.1519	55	-3.9578	55.0161	6.15	54.9839	-3.9596
60	5.6208	60	-3.4721	60.0293	5.6174	59.9707	-3.4751
65	5.0075	65	-2.9372	65.0391	5.0024	64.9609	-2.9416
70	4.3277	70	-2.3707	70.0452	4.3208	69.9548	-2.3764
75	3.5954	75	-1.7925	75.0471	3.5881	74.9529	-1.7981
80	2.8324	80	-1.2267	80.0448	2.8249	79.9552	-1.232
85	2.0601	85	-0.7047	85.0381	2.0541	84.9619	-0.7085
90	1.3073	90	-0.266	90.0275	1.303	89.9725	-0.2682
95	0.6049	95	0.0286	95.0135	0.6036	94.9865	0.0283
100	0	100	0	100	0	100	0
L.E. radius = 1.004 percent c				L.E. radius = 1.004 percent c			
slope of mean line at LE = 0.0421				slope of mean line at LE = 0.0421			

NACA 64-110 AIRFOIL maximum thickness position : 0.3936

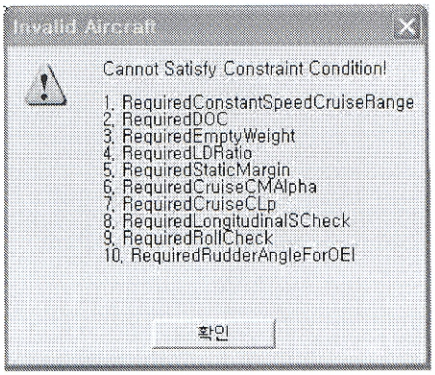
위의 데이터를 토대로 다음과 같은 wing airfoil 초기치를 바꾸어 주었다.

- ▶ Wing Airfoil CLalpha = 0.042
- ▶ Wing Airfoil Leading Edge Radius = 0.01004
- ▶ Wing Airfoil Max Cl = 2
- ▶ Wing Max Thickness Position = 0.3936

그 결과 Critical Mach Number가 약 0.8로 증가함을 알 수 있었다.

2. ADD 설계 과정

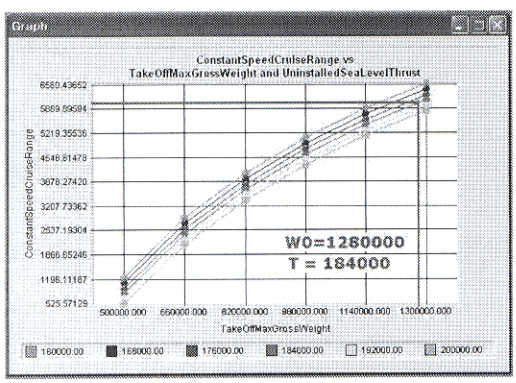
(1) 초기치 결과 대입

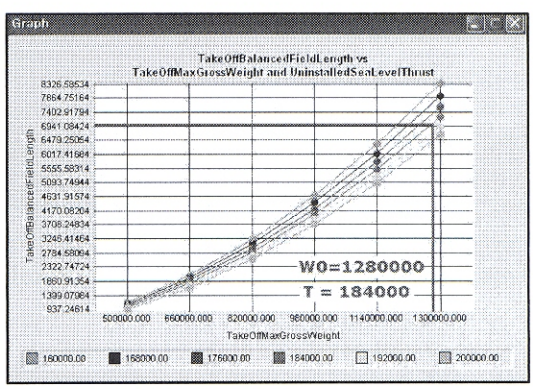


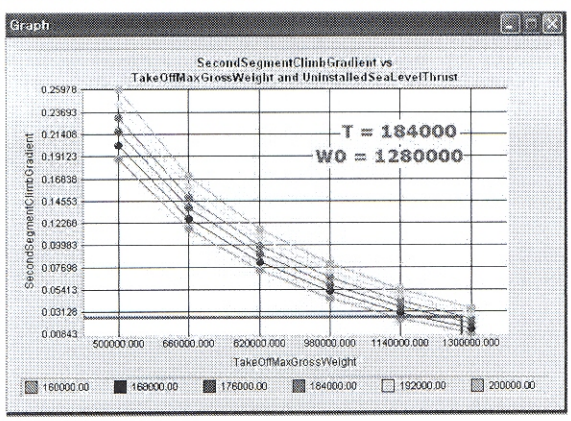
초기치를 모두 입력하고 report를 누른 결과 Cruise range와 제어 관련 error가 뜨는 것을 확인할 수 있다. 우선 제어관련 변수는 무시하고 Cruise range error를 없애보자.

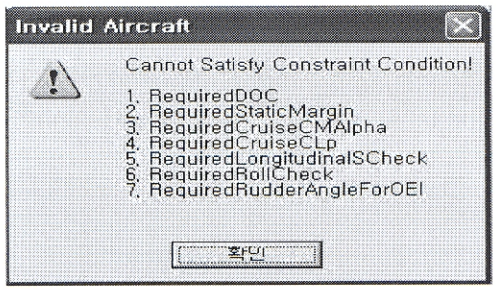
(2) TO field length, second gradient angle 오류 수정

Cruise range와 관련된 중요한 변수 중 이륙 총 중량과 추력을 조절하여 순항거리를 만족하도록 해보았다. 그런데 이륙 총 중량과 추력은 TO field length와 Second segment gradient angle과도 밀접한 관련이 있으므로 이 두 값에 대해서도 그래프를 그려 적당한 이륙 총 중량과 추력을 결정하였다($W_0 = 1280000\ lb$, $T = 184000\ lb$).





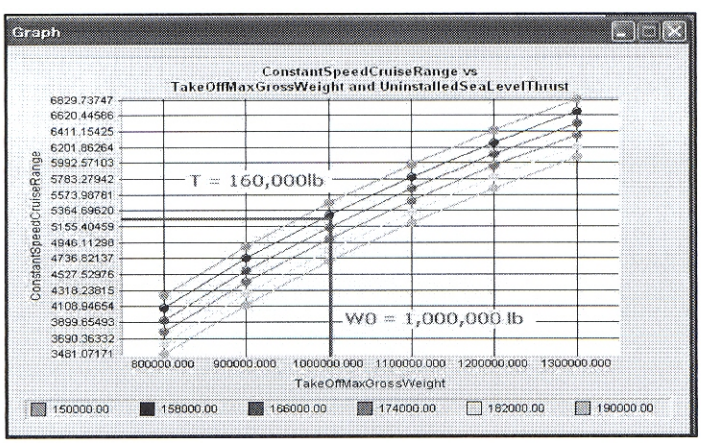




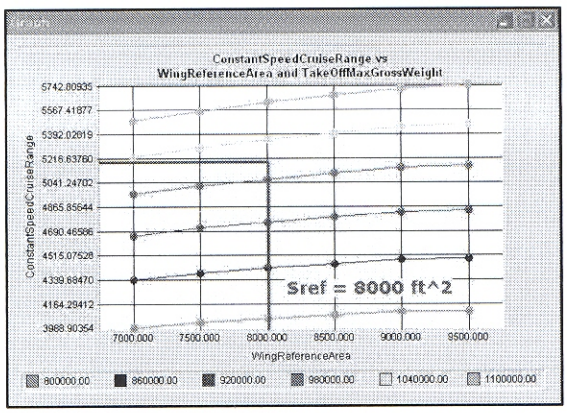
그 결과 cruise range에 관련된 error가 없어진 것을 확인할 수 있다.

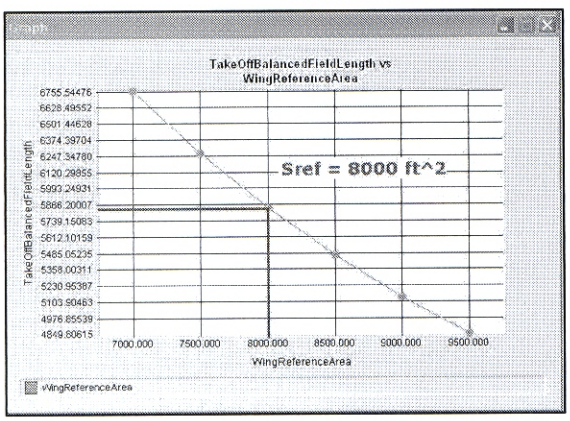
(3) Required cruise range를 6000nm에서 5200nm로 변경

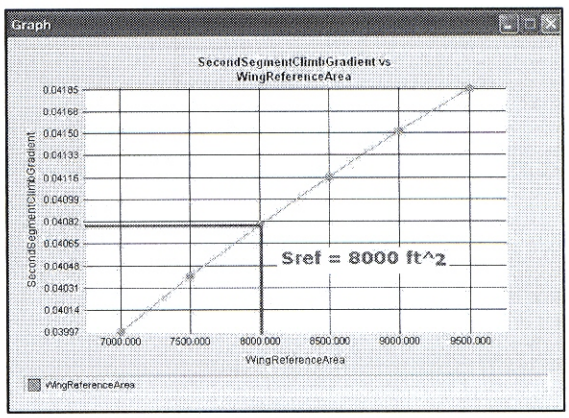
현재 비행기가 over design되어 있으므로 새로 설정된 Range를 만족하도록 이륙 총 중량과 추력을 감소시켜 보았다. Report를 눌러보니 cruise range error가 발생하였다. 역시 TO field length와 second segment gradient angle의 값을 고려하여 이 두 수치에서 error가 생기지 않는 범위 내에서 이륙 총 중량과 추력을 각각 1,000,000lb, 160,000lb로 조절하였다.



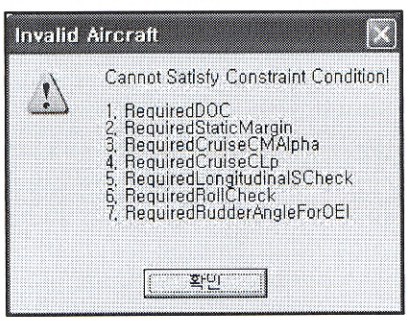
다시 Report를 해보니 Cruise range error는 없어졌다. 한편, 현재 cruise range와 take off field length, second gradient 등의 값에 여유가 있으므로 지나치게 큰 날개의 면적을 줄이기로 하였다. 날개 면적을 줄이면 연료 무게가 줄어 이륙 총 중량을 낮출 수 있으며 항력도 동시에 감소하여 cruise range를 높일 수 있는 장점이 있다. 그러나 항속거리 등의 요구사항이 고정되어 있으므로 일정량 이상의 연료는 필요하다. 따라서 주 날개 면적과 밀접한 관련이 있는 tank volume error가 생기지 않도록 날개의 면적을 8000 ft^2으로 줄여보았다.





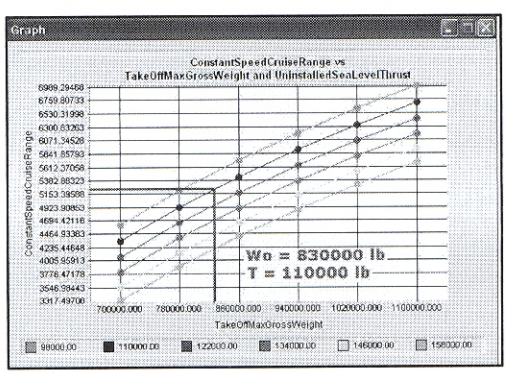


그 결과 report를 눌러보니 제어 및 DOC관련 error만 남은 것을 확인할 수 있었다.



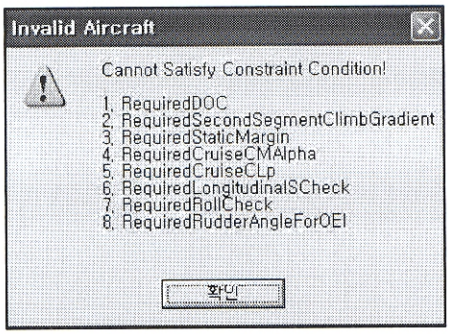
(4) 이륙 총 중량과 추력 감소시키기

TO field length, second segment gradient angle의 여유가 있으므로 이륙중량과 추력을 더 줄인다.

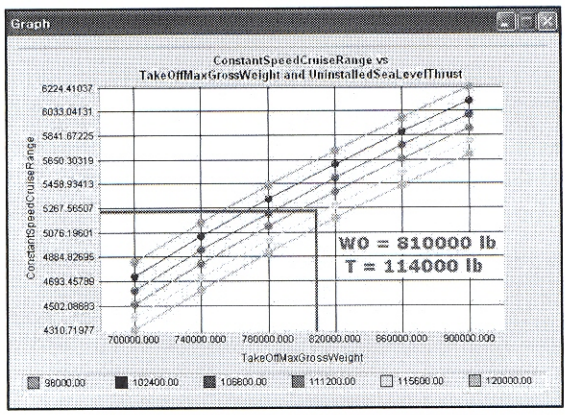


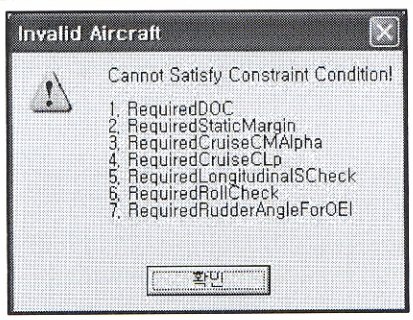
현재 cruise range와 field length, second segment gradient angle에 여유가 있으므로

이륙 총 중량과 추력을 낮추어 준다.

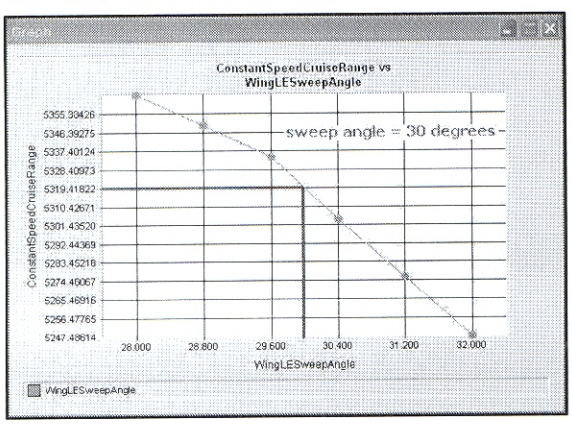


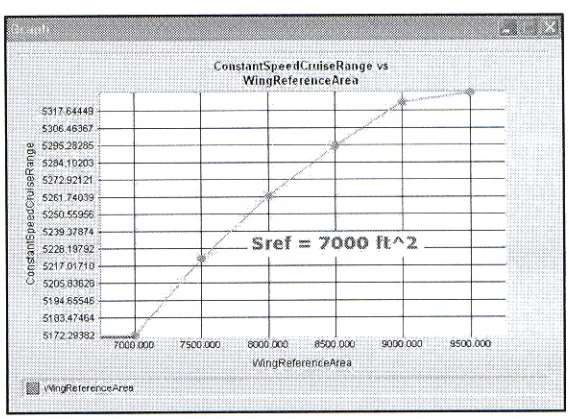
그 결과 second segment gradient angle에 error가 떴다. 현재 cruise range에 여유가 있으므로 이륙 총 중량을 줄이고, 추력은 4000정도 증가시켜 second segment gradient angle error를 없애주었다.





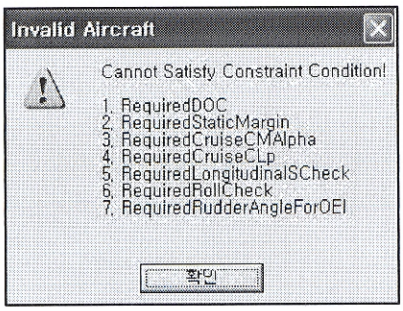
(5) 날개 면적 축소(최적화)





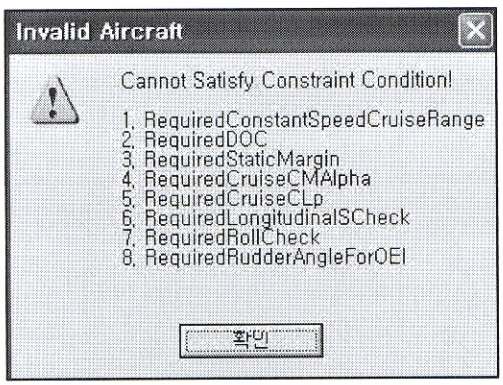
second segment gradient angle과 cruise range에 여유가 있으므로 과도하게 큰 날개

면적을 축소시킨다. 요구된 cruise range를 만족하고 이륙 총 중량은 더 이상 늘리지 않고 날개의 면적을 감소시키기 위해 주 날개의 sweep angle을 31.6도에서 30도까지 감소시켰다. Sweep angle을 감소시키면 날개의 형상이 가장 효과적인 날개 형상인 타원형에 가까워져 양력이 증가하고 그에 따라 cruise range를 증가시킬 수 있다. 따라서 cruise range에 생긴 여유만큼 다시 날개를 증가시킬 수 있는 것이다. Tank volume error를 고려하여 날개 면적을 7000 ft^2으로 증가시킨 후 Report한 결과는 다음과 같았다. 역시 제어와 DOC관련 이외의 error는 나타나지 않았다.



(6) 제어관련 변수 에러 없애기 - 동체 길이 증가

현재의 동체 길이(158.4ft)로는 static margin을 양의 값으로 맞출 수 없어 동체 길이를 늘리기로 하였다. 기존의 항공기인 Boeing 777-200ER의 형상을 참고하여 우리 비행기의 동체 길이를 210.323ft로 증가시켰다. 동시에 Boeing 777-200ER의 비율을 고려하여 수직미익과 수평미익의 면적도 증가시켰다. 동체길이 증가는 좌석의 pitch값과 seat per section을 알맞게 조정하여 증가시켰다.

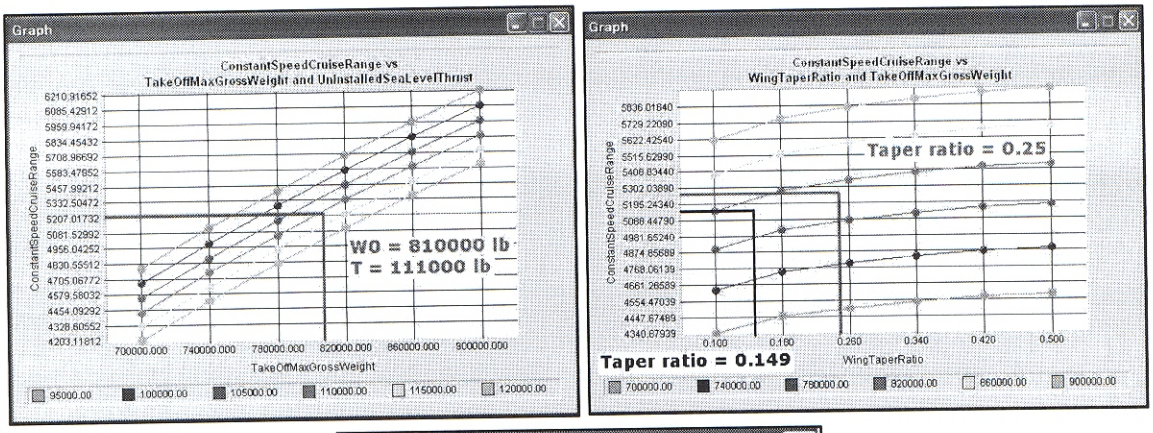


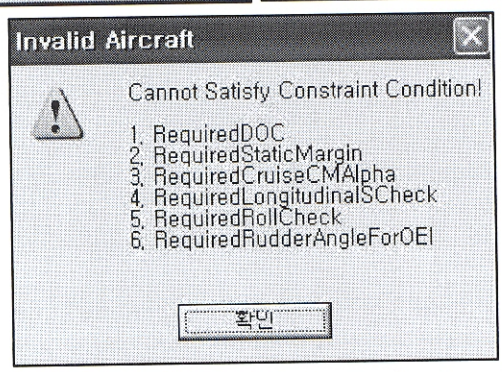
동체의 길이를 늘리고 Nacelle, Main Wing, H tail wing, V tail wing 의 위치를 알맞게 조절한 후 Report를 한 결과 결과는 위와 같았다. 원래 없었던 Constant Speed Cruise range error가 다시 생긴 것을 볼 수 있다.

(7) 다시 생긴 cruise range error 없애기

현재 TO field length와 second segment gradient angle에 여유가 있으므로 추력을 4000정도 낮추어 TO field length와 second segment gradient angle을 조금 낮추는 대신 cruise range를 높여 주었다. 하지만 Report를 해보니 그래프에서 본 값과 달리 cruise range 값이 5200nm미만이었고 여전히 cruise range는 만족하지 못했다. 따라서 이륙 총 중량과 추력을 바꾸지 않고 cruise range를 증가시키는 방안이 필요했다. 한편 자료 조사

중, 우리가 설계하고자 하는 항공기와 spec이 비슷한 A340의 경우 테이퍼 비가 0.25정도 되는 것을 확인하고 현재 우리 항공기의 테이퍼 비인 0.149에서 0.25로 높일 경우 양력 증가의 효과를 얻을 수 있을 것이다. 따라서 테이퍼 비와 이륙 총 중량, cruise range의 2D 그래프를 그려서 테이퍼 비를 0.25로 바꿀 경우 cruise range를 높일 수 있음을 알 수 있었다.

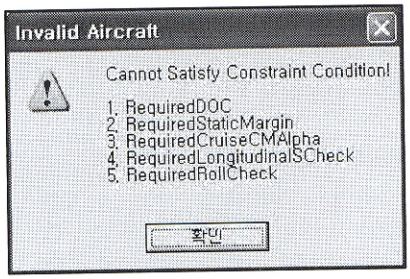




Cruise range error를 없애기 위해 반복해서 iteration을 하는 과정에서 Required Cruise CLp error가 사라졌다. Cruise CLp와 관련된 input variable을 살펴보았더니 wing taper ratio가 있음을 확인할 수 있었다. Constant Speed Cruise range error를 없애기 위해 taper ratio를 조절했던 것이 Required Cruise CLp error도 해결한 것을 알 수 있다.

(8) Required Rudder Angle For OEI error 없애기

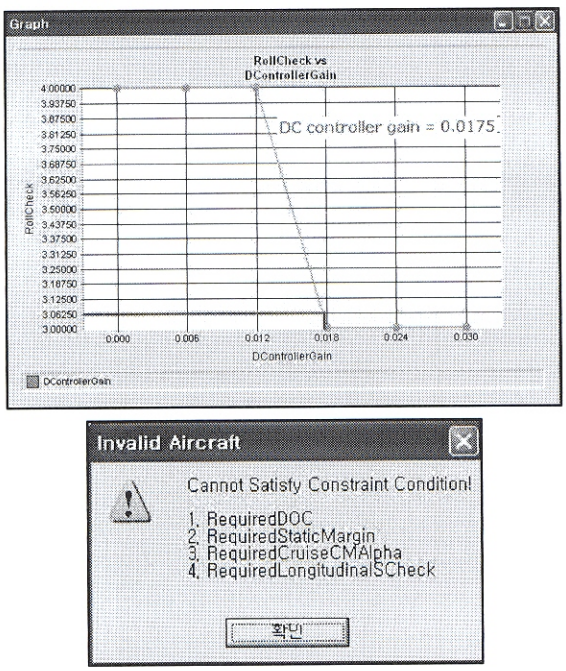
Nacelle Y position을 변경하여 엔진 하나가 꺼졌을 시 발생하는 모멘트를 상쇄시켰고 수직 미익의 required rudder angle for OEI 값을 30도로 바꿈으로서 해결하였다. 실제 Airbus사의 A300-600의 경우 rudder deflection angle은 ±30°[2] 이므로 이 값은 현실성 있다고 볼 수 있다. 그 결과는 다음과 같다.



2) National Transportation Safety Board Safety Recommendation, Marion C. Blakey, 2002

(9) Required Roll Check error 없애기

Required Roll Check error는 교과서 518페이지를 참조하여 해결하였다. Required Roll Check에 대한 경고 메시지의 해결은 항공기 공력특성 전반을 변화시키는 주날개의 형상과 관련되어 있으므로 적절한 제어기를 설계함으로서 소프트웨어적으로 해결하는 것이 타당하다고 나와 있다. 따라서 Roll Check와 DC controller gain과의 그래프를 그려 required roll check값인 3.1 이하의 값을 만족하는 gain값인 0.0175을 선택하였다.



(10) Required Static Margin, Required Cruise CMAlpha, Required Longitudinal S Check error 해결

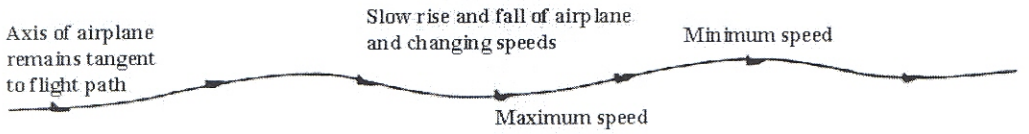
H tail의 위치를 무게 중심으로부터 멀게 위치시킬수록 moment arm이 커져 Required Cruise CMAlpha를 음의 값으로 만들 수 있다. 따라서 H tail의 위치를 보다 후방으로 위치시킬 수 있도록 수직미익의 type을 T-tail로 정하고 H tail의 X position을 증가시켰다.

한편, longitudinal S check error 해결을 위해 기계항공공학부 학부졸업 논문중 'AAD를 이용한 한국형 도시 간 여객기 설계'[3]에서 자료를 찾아보았다.

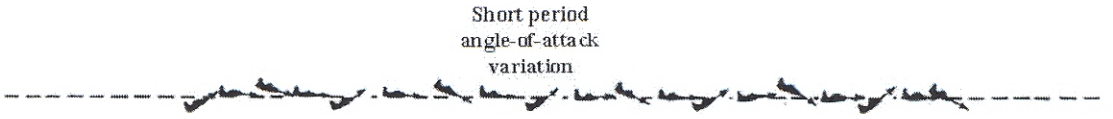
"……. 이에 앞서, 항공기의 동적 세로 안정성에 관련된 longitudinal oscillation(세로 진동)에 대해서 언급하기로 한다. 먼저 동적 안정성이란, 정적 안정성을 갖는 항공기가 외란 후에 평형상태로 돌아오는 경향에 관한 것이다.

세로방향 진동에는 장주기 진동과 단주기 진동이 있는데 이를 아래의 그림에 나타내었다.

3) 김주현, 신산호, 정지훈"AAD를 이용한 한국형 도시 간 여객기 설계" 2003



(a) Phugoid longitudinal oscillation.



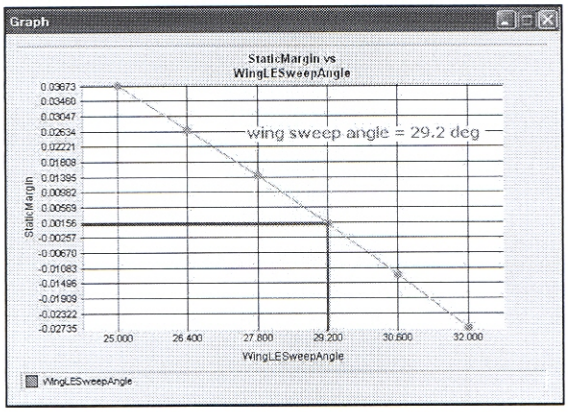
(b) Short-period longitudinal oscillation.

<Short-Period longitudinal oscillation>

Phugoid longitudinal oscillation은 장주기 진동으로, 비행경로가 위 아래로 천천히 진동하는 현상이며 이것은 조종사가 직접 제어할 수 있다. 그런데 short-period longitudinal oscillation은 단주기 진동으로써 받음각(angle of attack)이 빠르게 변화하며 진동하는 현상이다. 단주기 진동은 보통, 조종사의 특별한 노력 없이 자동적으로 매우 빠르게 감소하게 된다. 그러나 조종사가 의도적으로 조종간을 사용하여 이 진동을 없애려고 할 때 조종사의 느린 반응 속도(reaction time)로 인한 어긋남이 발생하여 고유 단주기 진동의 진폭을 오히려 확대시키고 결국 파괴적인 결과를 야기할 수도 있다. 또 다른 단주기 진동의 형태는 elevator가 자유롭게 놓아져 있을 때 발생하며 이것을 'porpoising mode'라고 한다. 이것은 elevator의 균형(balance)문제에 의해 야기되는 것이며 자유롭게 움직이는 elevator와 항공기가 연동되어, 제어할 수 없을 정도의 수직 가속도를 발생시키는 것이다. 적절한 설계로써 이를 방지할 수 있다.
본 설계에서는 주익을 약간 앞으로 움직여서 항공기 무게중심에 대해 수평미익에 의한 공력 moment를 증가시킴으로써 이를 해결하도록 한다. 수평미익의 면적을 증가시켜 공력의 증가에 따른 moment의 증가를 고려할 수도 있으나, 수평미익의 증가는 유해항력을 증가시키고 전체 중량에 대해서도 좋지 않은 영향을 미치기 때문에 moment arm의 길이 증가를 위해 주익의 위치만을 변경한다. ....."

따라서 우리의 AAD 설계에서도 주 날개의 X position만을 변경하기로 하였다.

또한, wing sweep angle과 static margin의 그래프를 그려 static margin을 양으로 하도록 sweep angle의 값을 29.2도로 조절하여 무게중심을 앞쪽으로 이동시켰다.



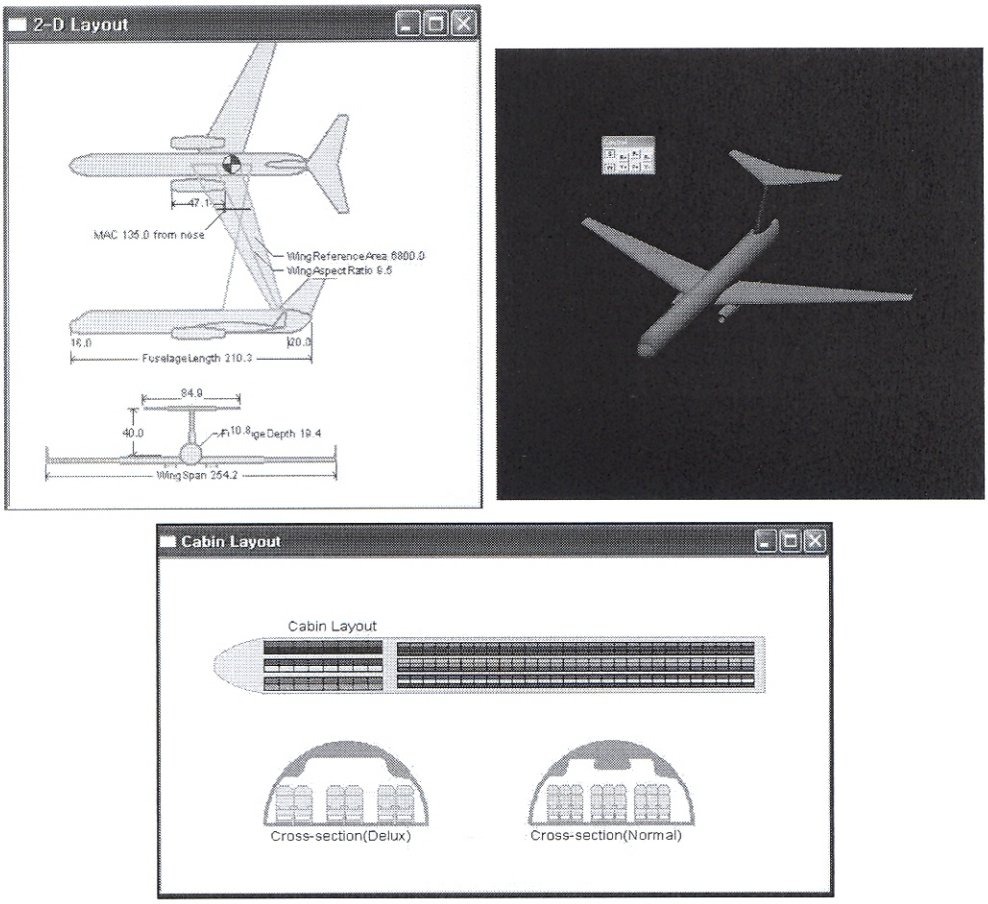
그 결과 Longitudinal Stability와 관련된 제어 관련 error들이 없어졌다.

(11) Required DOC error 해결

기존에 입력되어있던 DOC = 7.5였으나 이는 현재의 물가가 반영되지 않은 현실성이 없는 수치이다. 그래서 실제 인천에서 LAX까지 운행하는 편도 항공요금을 조사하여 이를 DOC에 반영하였다. DOC의 단위는 cent/seat/mile인데 실제 가격이 가장 높은 국적기, 대한항공의 일반 편도요금과 가장 가격이 낮은 탑항공에서의 일반 편도요금을 조사하여 본 결과 DOC는 16.4 ~ 18.39의 값을 나타내었다. 그래서 설계자의 입장에서 가장 불리한 환경을 고려해야하므로 16.4를 DOC값으로 취하여 error를 해결하였다.

탑항공 가격 기준(비수기)	
6월 13일 기준 환율 : 1,029.90원	
1,008,400	원
979.1241868	달러
97,912.41868	cent
5,968	mile
DOC(일반석기준)	16.4062364
대한항공 가격 기준(비수기)	
6월 13일 기준 환율 : 1,029.90원	
1,130,400	원
1,097.58229	달러
109,758.229	cent
5,968	mile
DOC(일반석기준)	18.3911242

3. 최종 설계된 항공기



4. 설계된 항공기와 기존 항공기 비교

Specifications	B777-200ER	A340-500	Hong3
Take off Gross Weight(lb)	545,000	820,100	810,000
Uninstalled Sea level Thrust(lb)	154,000	223,600	111,000
Thrust to weight ratio	0.283	0.273	0.137
Empty weight(lb)	307,000	375,668	309,364
fuselage length(ft)	209.083	222.864	210.324
Wing ref. area(ft^2)	4,604	4707.058	6,800
Wing Span(ft)	200.7874	197.833	254
Wing loading	118.375	174.23	119.12
Wing AR	8.669	8.565	9.500
Wing taper ratio	0.149	0.220	0.250
Wing dihedral angle(deg)	7.000	5.000	7.000
Wing sweep angle(deg)	31.6	31.1	29.2
Cruise Mach number	0.840	0.82	0.740

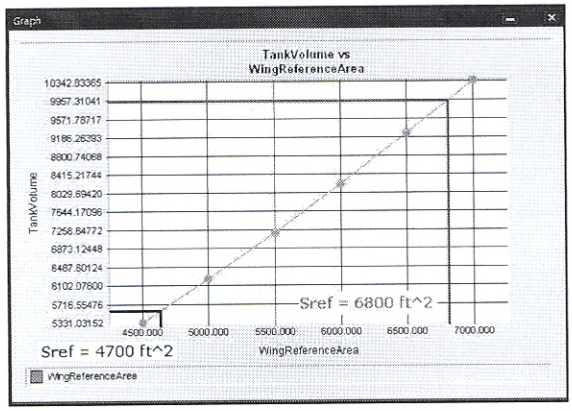
1) 다른 항공기에 비해 순항 마하수가 작은 원인

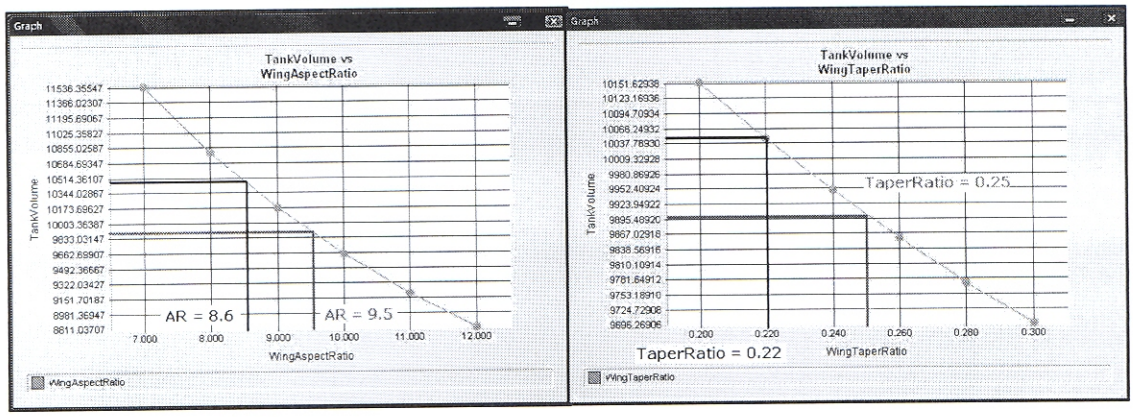
- AAD에 입력되어있는 기본 airfoil에 비해 임계마하수가 훨씬 높은 Boeing-777 등에 쓰인 Supercritical airfoil의 데이터는 구할 수 없어 NACA64(1)-212의[4] 데이터를 입력하였으나 기존의 아음속용 airfoil인 NACA series의 airfoil인 이상 임계마하수의 상승효과는 미미하였다. 그래서 Cruise Mach number를 0.74로 할 수 밖에 없었다.

2) AAD에 입력되어 있는 엔진 초기 데이터를 그대로 사용할 수밖에 없었다. 우리가 조사한 엔진의 SFC 값을 바탕으로 기존의 값인 0.4에서 0.324로 변경하였으나 전체적인 항공기 성능에는 전혀 변화가 없었다. 따라서 엔진의 초기 데이터에 의해서 연료 소모율은 고정되어 있는 것으로밖에 볼 수 없다. 이러한 사실 때문에 동일한 항속거리를 가는 기존의 항공기보다 연료의 양이 약 25% 많아질 수밖에 없고 그에 따라 날개면적, 이륙 총 중량 등의 값이 전체적으로 증가할 수밖에 없었다.

3) 다른 항공기에 비해 날개가 큰 원인

앞에서 우리의 항공기가 항속거리가 같은 기존의 항공기보다 연료의 양을 약 25% 더 소모하여 이륙 총 중량이 커질 수밖에 없다. 또한 연료를 담기 위해 필요한 Tank volume의 부피도 커져야 하므로 날개의 면적이 커질 수밖에 없다. 이를 자세히 알아보기 위해 우리 비행기와 Boeing 777-200ER과 A340-500의 tank volume과 관련된 Wing reference area, Wing aspect ratio와 wing taper ratio에 대한 1D 그래프를 그려보았다.





4) 최소 압력점이 40% 시위에 있음, 항력계수가 최소가 되는 양력계수 범위가 ±0.1임, 설계 양력계수가 0.2임, 최대두께가 시위의 12%. 6계열 NACA익형은 최소압력의 크기를 낮추어 임계마하수가 비교적 크며, 앞전 반경이 작아 최대양력 계수값은 NACA계열 익형 중 가장 낮다.

Tank volume에 대한 AR, TR, 그리고 날개 면적 각각의 관계를 살펴보면 AR과 TR의 경우는 날개 면적에 비해 Tank volume에 큰 영향을 주지 못했다. 따라서 우리가 설계한 비행기의 날개 면적이 Boeing 777-200ER과 A340-500보다 더 커져야 함을 알 수 있다.

- AR에 의한 tank volume의 차이 약 700(ft^3)
- Taper ratio에 의한 tank volume의 차이 약 150(ft^3)

5. References

1. 항공기 개념설계, 항공기 설계 교육 연구회, 2001
2. 김주현, 신산호, 정지훈"AAD를 이용한 한국형 도시 간 여객기 설계", 2003
3. www.wikipedia.org
4. 비행동역학 및 제어, 김병수, 김유단 외. 2007
5. http://www.pdas.com/sections6a.htm#64A212
6. http://www.geae.com/engines/index.html
7. http://www.boeing.com/commercial/777family/pf/pf_200product.html
8. http://www.rclab.co.kr/TheoryLab/DesignPerformance/chapter4.htm
9. National Transportation Safety Board Safety Recommendation, Marion C. Blakey, 2002