

주익장착방식의 추진기관 장착설계

진광석* · 최광윤*, 공창덕**

Propulsion Installation Design on Wing-Mounted-Nacelle Type

Kwong-Suk Chin*, Kwang-Yoon Choi* and Chang-Duk Kong**

ABSTRACT

Installation design methods and results of an aircraft engine on the wing-mounted-nacelle type aircraft has been presented in this paper. The design process starts from design requirements and constraints and covers some major aspects of the engine installation design such as wing-nacelle interference drag, roll clearance, ground clearance, nose gear collapse margin, rotor burst and fuel tank capacity. The method was applied to 100-seat class airplane(K100). Results of the design suggest optimum nacelle location and nacelle installation angle(toe-in, incidence, droop angle) which satisfies in stalled engine performance and size/location of wing dry day

초 록

이 연구에서는 100인승 항공기 급의 저익-주익장착나셀(wing mounted nacelle)의 추진기관 장착설계 방법을 제시하였다. 장착설계 방법을 구체적으로 설명하기 위해 세부적인 설계제한조건(design constraint)과 설계요구조건(design requirement and objectives)을 정의하고, 그러한 기준을 근거로 실례의 항공기(K100)를 사용하여 주익장착방식의 장착설계를 수행하였다. 장착설계는 간섭항력(interference drag), roll clearance, ground clearance, nose gear collapse margin, rotor burst, 연료탱크용량 등의 설계제한사항들을 고려하여 엔진성능을 만족시킬 수 있는 최적의 나셀 장착위치(spanwise, FS, WL)와 장착각도(toe-in, incidence, droop angle), wing dry bay의 위치와 크기를 결정하여 향후에 개발될 주익장착방식의 추진기관 장착설계에 활용될 수 있는 설계절차를 구축하였다.

1. 서 론

이 연구에서는 100인승 항공기 급의 추진기관 장

착설계를 저익-주익장착나셀 형상으로 설계하는 과정을 제시하였다. 장착설계는 운용성과 안정성에 관련되는 기계적 설계 고려사항과 항공기 성능과 연료

*삼성항공우주연구소(Samsung Aerospace Engineering Center)

**조선대학교 항공우주공학과(Chosun Univ. Department of Aerospace Engineering)

효율에 관련된 공기역학적 설계 고려사항으로 구분하여 최적의 엔진성능을 갖도록 장착설계를 수행하였다. 장착설계에 사용된 나셀은 20,000lb 급 엔진의 Short Duct Separate Jet(SDSJ) 나셀 형상이며 파일론은 일반적인 대칭형 파일론으로 사용하여 장착설계 및 해석을 수행하였다.

2. 주익장착방식의 장착설계

일반적으로 중형급 항공기가 저익-주익장착나셀 방식으로 설계된다면 장착측면에서 SDSJ가 LDMJ Long Duct Mixed Jet)보다 양호하고, 후방동체장착 방식으로 설계된다면 LDMJ가 양호하다고 볼 수 있다. 그러나 항공기에서 주익장착 방식과 후방동체장착 방식 중 어느 방법이 더 효율적인가 하는 판단은 쉽게 내릴 수 없으며 항공기의 예상 직접운용비용의 결과와 항공기 제작 사들이 그 동안 설계를 진행하면서 추구하였던 선호도에 의해 결정된다.

2.1 장착설계 대상항공기

장착설계를 위해 사용된 항공기(K100)는 100인승, 항속거리 1600nm의 중, 단거리 여객수송용인 가상의 항공기이고, 사용된 추진기관은 향후 확장형을 고려한다는 가정 하에 추력 20,000lb의 BR715-56 엔진 형상을 사용하였다.

Table 1, 2에는 K100 및 장착된 엔진 및 나셀에 관련된 설계 변수이며, Table 3은 K100의 나셀 장착설계를 위한 설계요구조건과 목표이다.

Table 1. K100 performance

design mission range (nm)	1,600
maximum takeoff weight (lb)	103,500
number of passenger for standard layout (all economy)	100
seat abreast	5
engine	20,000lb 급 high bypass turbofan
number of engine	2

Table 2. Engine/nacelle design parameters

thrust (lb, derate condition)	17,000
fan diameter (in.)	56.64
maximum fan cowl diameter (in.)	74.34
total engine length (in.)	187.77
fan cowl length (in.)	128.07
wetted area per nacelle (ft ²)	212.8

Table 3. 설계 요구조건과 목표

흡입구	Fan face에서의 전압력 회수율 (비행전구간)	0.995~0.997 (정상작동)
	One dimensional throat Mn	0.8 이하
	side slip 조건과 고 받음각에서 fuselage wake, wing wake, lift dumper wake가 흡입구로 재 흡입되지 않아야 하며, 이러한 영향으로 엔진이 작동 한계를 넘지 않도록 하여야 한다.	
구	항공기의 실속 상태에서 흡입구의 공기 흐름이 엔진 서지를 유발하지 않도록 설계 하고, 충분한 추력으로 정상 비행으로의 회복이 가능하도록 설계하여야 한다.	
	고속 buffet 조건에서 주익과 동체로부터 박리된 흐름의 유도로 발생된 shock에 의하여 흡입공기가 영향을 받아서는 안된다.	
엔진 배기	엔진 배기의 위치는 좋은 조종안정성을 가질 수 있도록 선정하여야 하며, 전 비행 영역에서 flap과 간섭이 없어야 한다.	
나셀	0.85 이상의 nacelle drag divergence Mn	
	One-engine-inoperative 조건이나 순항 비행 시 낮은 항력을 갖도록 external cowl surface를 설계하여야 한다.	
	주익-나셀의 간섭항력을 최소화하기 위하여 channel에서 아음속이 유지 되어야 한다.	
흡입공기량	흡입구의 초기 설계 비행조건	max. climb rating ISA/37,000ft, Mn = 0.78
	흡입구 용량 (순항비행에서 최소 흡입 공기량)	6%의 공기 증가량 고려 - 10%의 추력 증가 - 2%의 공기량 여유 (엔진간 유량변동)
	저속에서의 흡입공기량	One-engine-inoperative, windmilling 조건 고려
흐름 왜곡	DC60 parameter	-0.1 미만

2.2 초기 나셀위치

K100의 추진기관 장착설계는 기본적인 clearance 요구조건들을 만족하는 범위 내에서 기존 항공기들의 장착위치 경향을 기준으로 Table 4와 같은 장착 제한조건을 결정하여 초기 나셀위치를 결정하였다. 초기 장착설계에서는 incidence angle과 toe-in angle을 정의하지 않았는데 이것은 설계과정 중에 incidence angle과 toe-in angle을 변화시켰을 때 설계에 얼마나 많은 변화를 줄 것인가를 확인하기 위함이었다. 초기 나셀장착위치는 NAC01이고 Fig 1과 같다.

최종 추진기관 장착설계 형상결정을 위해 초기 장착위치와 장착각도를 기준으로 위치(전후, 좌우, 상하 방향)와 각도를 각각 변경해 가면서 공력해석과 dry bay의 용량 계산 등을 계산하여 최적의 장착형상이 되도록 반복작업을 수행하였다. 그러나 주어진

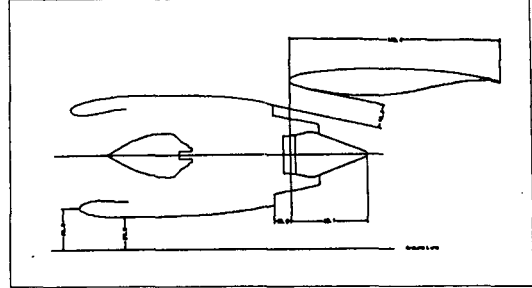


Fig 1. K100 나셀의 clearance check (NAC01)

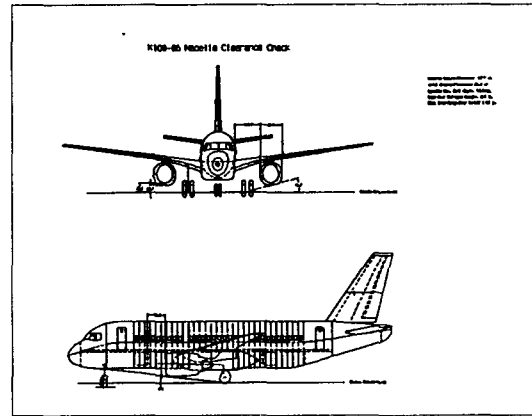


Fig 2. K100 나셀의 clearance check

Table 4. Nacelle installation constraints

항 목	조 건
Nacelle ground clearance	최소 18" 이상(활주로 등 높이), 22" 이상 추천
Inlet ground clearance	$\frac{Inlet\ Ground\ Clearance}{D_{inlet}} > 0.45$
화물문과의 거리	> 40"
Nacelle spanwise location	$1.18 < \frac{Y}{D_{m_Nacelle}} < 0.668$
Jet impingement on flaps	허용 안됨
Nose L/G water spray A(top view angle) B(side view angle)	최소 22° 이상, 31° 이상 추천 > 10°
Roll clearance	> 12°
Dry bay volume	비행 요구 연료량 만족
Nacelle drag count	< 30 counts
Nose wheel collapse margin	> 0"

- 주) 1. $D_{m_nacelle}$ (최대 나셀 직경) : 83.5 inch
- 2. D_{inlet} (흡입구 직경) : 56 inch

제한조건 내에서 도저히 만족스러운 결과를 얻을 수 없는 경우에는 항공기의 타 부분의 설계 변경도 동반하였다(앞, 뒤 날개보 위치 변경, 착륙장치 스트러트 길이 변경 등). 이러한 반복적인 설계변경과 해석을 통하여 중간과정인 NAC02와 NAC03을 거쳐 최종적인 K100의 나셀장착위치와 장착각도를 결정하였다. Fig 2는 최종장착의 나셀 clearance를 보여주고 있다.

2.3 나셀의 스펜방향 위치결정

스펜방향의 나셀위치($Y/D_{max_nacelle}$) 설계제한조건은 Table 4와 같이 가능한 0.668~1.18 범위에 있어야 하나 K100은 고바이패스와 다소 큰 추력의 엔진을 사용하였기 때문에 gully height에 의한 간섭 항력을 일정한 범위 이내로 유지하면서 충분한 ground clearance도 동시에 확보하기가 쉽지 않았다. 따라서 나셀의 스펜방향 위치를 날개의 kink point 근처에서 가능한 바깥쪽으로 잡아 gully

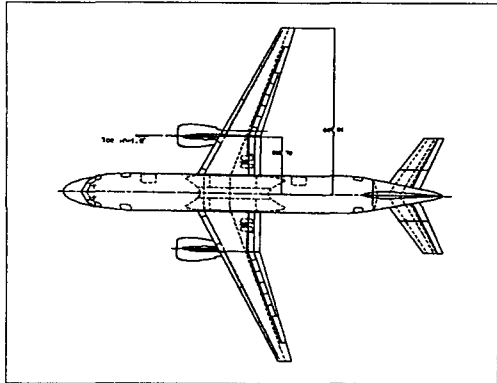


Fig 3. K100-06 나셀의 스펠방향 위치

height와 ground clearance에 여유를 주도록 설계하였다. 최종 결정된 $Y/D_{max_nacelle}$ 는 Fig 3에서 보는 바와 같이 1.193(동체 중심으로부터 스펠방향으로 205.72 inch<34.227%>)으로 다소 범위에서 벗어난 경향이 있으므로 실제 항공기 설계에서는 설계 변경이 필요하다.

2.4 나셀의 전후(FS), 상하 위치(WL)

K100 형상에서는 개정된 FAA 규정에 따라 동체 중간에 비상탈출구를 설치하지 않았으며, 화물 문은 엔진흡입구로부터 충분한 간격을 두고(요구조건이 40"인데 비해 NAC01에서 62") 배치되어 있으므로 설계 과정에서는 이러한 두 가지 설계 제한조건을 고려할 필요가 없었다. 따라서 초기 NAC01의 전후, 상하위치를 결정할 때에는 Fig 4와 Fig 5의 gulley height의 경향과 각종 clearance들을 고려하여 초기 위치를 결정하였고, 이후 NAC02, NAC03을 거쳐 최종형상을 도출할 때까지 간섭항력과 dry bay의 크기를 줄이는데 주력하면서 장착위치를 설정하였다.

Fig 4와 Fig 5에서 NAC01의 gulley height는 다른 항공기들의 일반적인 경향과 비슷하지만 NAC02이 후에는 다른 항공기들에 비해 gulley height 비율(h/c)이 상당히 크다는 것을 알 수 있다. NAC02이후 설계부터는 높은 입계 마하수의 확보와 공력성능 향상 및 충분한 gulley height 비율(h/c)을 얻기 위해 supercritical wing을 사용하였다. Supercritical wing의 사용은 일정한 gulley height(h)을 유지하더라도 기존 conventional wing에 비해 local chord length가 짧아져 충분한 gulley height 비율

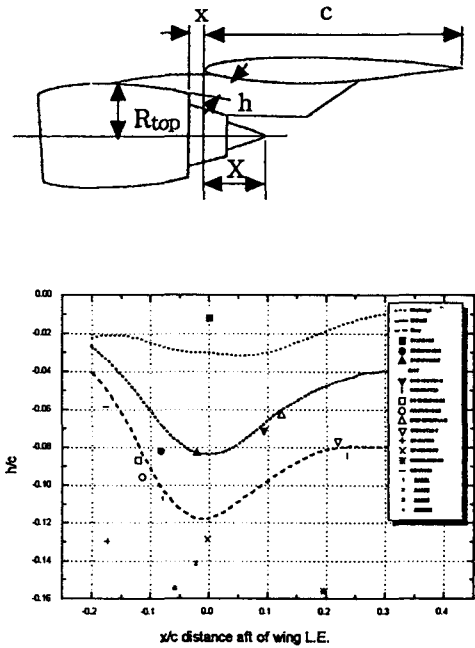


Fig 4. Gulley height에 대한 고려 1

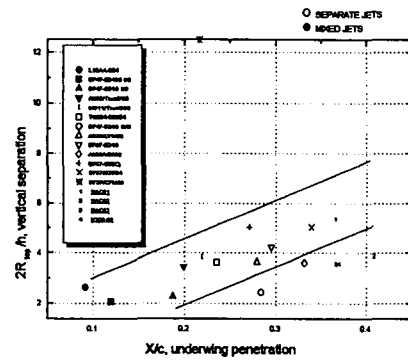


Fig 5. Gulley height에 대한 고려 2

(h/c)을 얻게 된다.

나셀의 전후, 상하위치를 결정하기 위해서 날개의 플러터에 대한 고려도 해야 하나 이 연구에서는 추진기관 장착설계 초점을 맞추었기 때문에 세부적인 날개 플러터 해석은 수행하지 않았다. 다만 나셀이 날개에 대해 앞으로 나갈수록 날개 플러터가 심해지므로 가능한 기존 항공기의 위치 경향을 토대로 엔진을 날개 쪽에 가깝게 위치하도록 설계하였다.

NAC01을 기준으로 장착위치와 장착각도를 바꾸

Table 5. Nacelle/pylon installed aerodynamic data
($C_L=0.52$, $M=0.78$, nacelle flow through condition)

case	FS, WL 방향 이동	I/A, T/A (°)	나셀총 항력 (CTS)	사용 날개 형상	참 고
0	-	-	-	KX-1	나셀 탈착
1	기준, 기준	기준, 기준	47.0		기준 위치
3	0,-5	0,0	43.9		나셀을 X-Y 평면에 수직 장착
4	0,-5	2,0	41.0		
5	0,-5	2,1	38.7		
6	0,-7	0,0	40.7		
7	0,-9	0,0	31.2		
8	-5,-9	0,0	35.0		
9	+5,-9	0,0	30.0		
10	+10,-9	0,0	29.7		
11	0,-5	2,1	29.8	KX-2	
12	-5,-5	2,1	27.9		
13	+5,-5	2,1	37.8		
14	0,-5	1.5,1	31.5		
23	0,-5	1.5,1	31.2		
24	+1,-5	1.5,1	31.4		
25	+2,-5	1.5,1	33.6		

- 주) 1. I/A : incidence angle
2. T/A : toe-in angle
3. 나셀항력 = 간섭항력 + 표면마찰

면서 간섭항력을 해석한 결과는 Table 5와 같다. 해석은 MGAERO(Euler Code)를 사용하였고, 나셀의 흡입구는 flow through 조건을 사용하였다. 엔진 작동 조건에서도 해석을 수행하여 비교하여 하였으나 이 조건에서 해석한 결과가 예측한 결과와 상이하여 나셀 flow through 조건에서의 결과만을 이용하였다. 일반적으로 엔진 작동 조건에서는 flow through 조건을 사용했을 때보다 항력이 1~2 count 정도 더 커지는 것으로 알려져 있다. Case 1~10을 보면 초기 항력 값에 비해 -Z (지면) 방향으로 9° 내려갔을 때의 항력 값이 상당히 작은 것을 알 수 있고 이 위치가 바람직하리라 판단되지만 실제 장착에서는 ground clearance 제한조건 때문에 5"이상 내

려갈 수가 없었다. 착륙장치의 길이를 늘이면 ground clearance가 커지기는 하지만 주의의 착륙장치 장착공간에 한계가 있기 때문에 길이를 많이 늘일 수 없었고, 또한 착륙장치의 길이를 길게 하여 나셀의 ground clearance를 늘릴 경우에는 화물문의 높이가 높아져서 화물문 높이 설계 요구조건(59")을 만족할 수 없게 되는 문제가 있었다. 그래서 착륙장치의 길이의 한계 이내에서 나셀의 위치를 결정해야했고 그 결과 나셀이 NAC01 기준으로 5" 이상 내려갈 수 없어 최종 위치는 case 23으로 결정했다.

2.5 Dry bay의 크기 및 위치와 연료탱크 용량

주어진 날개에서 최대 연료용량을 확보하기 위해 앞날개보나 뒷날개보의 최적위치 설계도 필요하지만 dry bay를 최소화함으로써 불필요한 구조물을 줄일 수 있고, 연료 용량도 최대로 확보할 수 있게 된다. Dry bay의 크기는 나셀이 날개에 대하여 상대적으로 아래(-Z 방향)에 위치할수록 그리고 앞(-X 방향)에 위치할수록 작게 된다.

Rotor burst를 고려한 K100-NAC03의 dry bay는 Fig 6과 같다. 이 그림에서 표시된 dry bay는 absolute minimum dry bay로부터 실제 날개를 제작할 때의 제작상의 문제를 고려하여 날개 구조물(stringer, rib)을 따라서 absolute minimum dry bay 전체를 포함하도록 한 실제 dry bay이다. 이때의 연료탱크 용량을 구하면 Table 6과 같다. K100의 form factor는 0.9로 결정하여 사용하였다.

Table 6에서 요구연료량과 연료탱크용량을 비교하면 연료탱크용량이 요구조건을 만족하는 것을 알 수 있다.

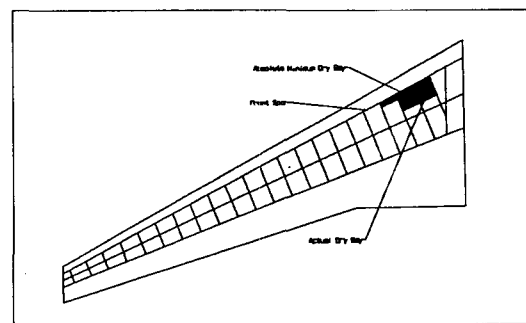


Fig. 6. NAC03의 actual dry bay

Table 6. Dry bay & fuel tank capacity of NAC03

항 목	용 량 (lb)
① Wing box size	20,968
② Required fuel	19,530
③ Absolute min. dry bay	544 (604)
④ Actual dry bay	1,384 (1,538)
⑤ Fuel tank size	19,584 [=①-④]
⑥ Fuel margin	54 [=⑤-②]

주) () : form factor를 고려하지 않은 dry bay size

2.6 나셀의 incidence angle과 toe-in angle

Incidence angle 결정에는 간섭항력 및 gulley height, 배기가스와 플랩의 간섭(jet impingement), 추력과 항공기 진행방향의 불일치로 인한 추력손실 등이 관계되어 있다. 나셀 incidence angle을 결정할 때에는 되도록 순항 시에 항공기 진행방향의 추력손실과 항력이 작아지도록 결정하여야 하며, 일반적으로 날개에 엔진을 장착할 때에는 나셀 incidence angle은 1°~2° 정도에서 결정한다.

K100 형상에서는 이런 요소들을 고려하여 나셀 incidence angle을 동체축 기준으로 1.5°로 사용하기로 결정하였다. Table 7에 나타난 incidence angle은 local chord line에 대한 각도이기 때문에 동체기준의 incidence angle보다 local chord의 twist angle(0.7114°)만큼 작게 나타나 있다.

간섭항력을 위해 공력해석을 수행한 결과 나셀만의 항력은 incidence angle이 2°인 경우가 1.5°일 때보다 약 1.4 count 작았으나(Table 5에서 case 11과 case 23 비교), 간섭항력이 고려된 전기체항력은 incidence angle이 1.5°일 때 더 양호한 것으로 나타났다. 이 연구에서는 최적 점을 찾기보다는 설계 개념에 역점을 두었기 때문에 더욱 세분된 incidence angle 분포에서 간섭항력을 계산하지 않고 incidence angle 그대로 1.5°로 결정하여 장착설계를 진행하였다. 그러나 실제 설계과정에서는 항력 계수와 추력손실을 고려하여 최적의 incidence angle을 결정하여야 한다.

초기 위치인 NAC01에서는 gulley height가 작고, incidence angle이 0°이었기 때문에 엔진으로부터 나오는 배기가스와 플랩 간의 간섭이 생겼고 그

Table 7. Variables related to K100 nacelle installation

		NAC01	NAC02	NAC03	K100-06
wing type		U/S	S	S	S
nacelle normal to		span	WRP	WRP	WRP
nacelle ground clearance(in)		20	22.5	22.5	25.7
inlet ground clearance(in)		26	30.1	30.1	33.3
gulley height, h(in)		-14.3	-19.1	-20.9	-20.9
local chord length, c(in)		135.4	137	136.9	136.7
h/c		-0.1056	-0.1394	-0.1527	-0.1529
wing overlap, x(in)		-10.8	-3	-8	-8.2
x/c		-0.080	-0.022	-0.058	-0.060
span-wise position	Y	95.472	95.472	95.472	100.2
	Y/D _{m,nacelle}	1.1434	1.1434	1.1434	1.193
distance from front cargo door(in)		62.81	69	64	69
droop angle(°)		4	4	4	4
toe-in angle(°)		0	1	1	1
incidence angle(°)		0	0.7886	0.7886	0.7886
nose L/G water spray	A(°)	35.76	35.06	35.38	36.30
	B(°)	12.86	13.50	13.76	14.67
nose L/G margin(in)		-	3.2	2.7	3.6
roll clearance		0.0	1.0	2.3	2.5
dry bay volume (gal/wing)		116.88	59.84	45.04	59.08
drag counts	C _{d,A/C}	317	316.7	308.7	300
	C _{d,NACELLE}	38.1	37.8	29.8	31.2

- 주) 1. U/S : un-sheared wing
- 2. S : sheared wing
- 3. D_{m,nacelle} : 83.5 inch

결과 간섭이 생기는 부분(inboard flap과 outboard flap사이)에 빈 공간을 두어야만 했다. 하지만 K100 최종형상에서는 gulley height와 나셀의 incidence angle이 커지면서 엔진배기가스와 플랩 간의 간섭이 없어졌고(Fig 7 참조) 그 결과 빈 공간을 둘 필요가 없어 플랩의 면적이 넓어졌고 이에 따라 전체 항공기의 저속 공력특성도 향상되었다. Fig 7에서 두 개의 플랩 그림들은 각각 이륙 시와 approach시의 플랩의 위치를 나타낸다. 점선은 fan 유동 출구에서 엔진 중

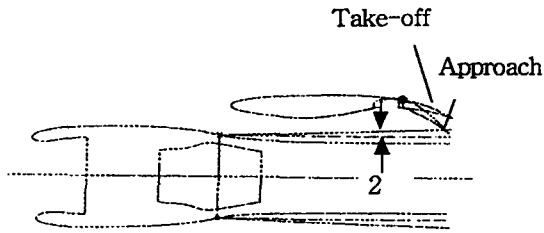


Fig 7. K100 배기가스와 플랩의 간섭 조사

심선과 평행하게 그은 선이며, 실선은 이륙시의 exhaust plume, 이점쇄선은 approach시의 exhaust plume을 나타낸다. 따라서 이 그림에서 두 가지 경우 모두 플랩과 배기가스의 간섭이 일어나지 않는 것을 알 수 있다. 그리고 이 두 가지 경우에 플랩과 엔진배기가스의 간섭이 일어나지 않는다면 다른 비행조건에서도 역시 간섭이 일어나지 않으므로 K100-06은 요구조건대로 전 비행영역에서 플랩과 엔진배기가스의 간섭이 일어나지 않음을 알 수 있다.

위에서 설명한 바와 같이 여러 제약조건들을 만족시키면서 항공기 성능을 고려하여 K100의 초기 toe-in angle과 incidence angle을 결정했으나, 실제 개발단계의 설계에서는 toe-in angle과 incidence angle의 변화가 항공기 성능에 미치는 영향을 자세하게 분석하여 최적의 각도를 결정해야 할 것이다.

2.7 Droop angle

K100 형상에서는 나셀 incidence angle 1.5° 와 순항시의 받음각 2° 및 upwash를 고려하여 droop angle을 4° 로 결정했다.

3. 결 론

NAC01, NAC02, NAC03을 거쳐 K100의 최종 나셀 장착형상을 결정하는 과정에서의 중요한 변수들의 결과는 Tble 7과 같다. 설계가 진행되면서 gully height의 충분한 여유를 확보하기 위해 주의의 형상도 un-sheared wing에서 sheared wing으로 전환되었고, nacelle의 장착 기준축도 span에서 wing reference plane으로 변경하였다. 나셀과

inlet clearance, water spray, roll clearance, nose wheel collapse margin 및 jet impingement는 나셀의 전후, 상하 방향과 incidence angle의 변경으로 모두 제한조건을 만족하는 여유를 갖게 되었다. Dry bay는 나셀의 이동만으로 연료용량을 충족시키지 못하여 날개의 앞날개보와 뒷날개보의 이동을 추가하여 연료용량 요구조건을 만족시켰다. 간섭 항력은 25가지 경우에 대하여 한 결과 나셀항력이 30 count 이하인 경우도 발견하였으나 모든 제한조건에 가장 만족스러운 31.2 count의 경우의 형상을 최종 형상으로 결정하였다. 그러나 전인한 바와 같이 이 연구의 목적이 실례를 활용한 장착설계 절차 구축에 있었기 때문에 세밀한 이동간의 공력해석은 추가적으로 수행하지 않았다. 미세한 이동과 설계변경이 추가된다면 충분히 30 count이하의 항력을 갖는 형상을 결정할 수 있으리라 사료된다.

결론적으로 이 연구에서는 중형급 항공기의 저익-주익장착나셀의 설계방법을 제시하여 향후 중형급 항공기 개발 시 설계에 활용될 수 있도록 정리하였는데 그 의의가 있다고 할 수 있다.

참 고 문 헌

1. 진광석, 박지완, 공창덕, "추진기관 장착개념별 성능분석 및 장착설계", 한국항공우주학회, 제25권, 제5호, 1997년 11월, pp159~169
2. AIAA-89-2486, "Design and Testing of a Common Engine and Nacelle for the Fokker 100 and Gulfstream G-IV Airplanes", 1989. 7. 10
3. Egbert Torenbeck, "Synthesis of subsonic airplane design", 1976.
4. Dennis L. Berry, "The Boeing 777 Engine/Aircraft Integration Aerodynamic Design Process", ICA-94-6.4.4
5. "Design Considerations for Minimizing Hazards Caused by Uncontained Turbine Engine and Auxiliary Power Unit Rotor and Fan Blade Failures", FAA AC 20-128