

95인승급 터보프롭 중형항공기 꼬리날개 사이징

이장호* · 강영신** · 배효길* · 이해창***

Tail Sizing of 95-Seat Type Turboprop Aircraft

Jangho Lee* · Youngsin Kang** · Hyogil Bae* · Hae-Chang Lee***

ABSTRACT

Tail wing is important to designing of civil aircrafts, because it is responsible for aircraft stability and control. Tail wing has a role in aircraft control and makes aircraft fly stably without any pilot control input. Also, designing of tail wing determine trim drag force in whole aircraft. Center of gravity(CG) of aircraft travels with various effects as placement of passenger's seats, location of cargo bay, etc. In designing horizontal tail volume, aircraft CG travel has to be considered to have margin so that it should be sized to provide adequate stability and control for the airplane's entire CG range throughout the flight envelope. Finally, it is essential to have sufficient elevator control to perform stall at forward CG for all flaps down configurations. Such stalls establish the FAR stall speed which airplane take-off and landing performance. This paper deals with the process for tail wing design regarding the aircraft CG travel and results for 95-seat type turboprop aircraft.

Key Words : Sizing, Horizontal Tail, Vertical Tail, Volume Ratio Coefficient, Turboprop Aircraft

기호설명

S_H : 수평꼬리날개 면적 [ft^2]
 S_V : 수직꼬리날개 면적 [ft^2]
 S_W : 주날개 면적 [ft^2]
 \bar{c} : 평균 시위선 [ft]
 l_h : 항공기 무게중심과 수평꼬리

날개 공력중심과의 거리 [ft^2]

X_{cg} : 기준점과 무게중심간 길이 [ft]
 X_{NP} : 기준점과 공력중심간 길이 [ft]

1. 서 론

항공기 설계에 있어 꼬리날개는 항공기의 안정성과 조종을 담당하기 때문에 항공기 설계에 있어 반드시 필요한 구성요소이다. 꼬리날개는 항공기를 조종하는 역할과 동시에 별도의 조종

†2013년 7월 16일 접수 ~ 2013년 9월 24일 심사완료

* 한국항공우주연구원 중형기체계설계팀

** 한국항공우주연구원 무인체계팀

*** 한국항공우주연구원 중형기체계실
 연락처, E-mail: jh7677@kari.re.kr

이 없더라도 외부의 영향에 의해 안정한 비행을 가능하게 한다. 또한 꼬리날개의 설계는 항공기 전체의 트림항력을 결정하는 요소가 된다. 또한, 꼬리날개 설계시 고려되어야 할 점은 날개의 위치선정으로서 이는 트림항력을 결정짓는 중요한 요소이기 때문이다. 꼬리날개의 위치와 크기를 최적화함으로써 항공기를 효율적으로 설계할 수 있다[2-4].

항공우주연구원에서는 최근 95인승급의 터보프롭 항공기에 대한 개념설계를 수행중이다. 개념설계 단계에서 꼬리날개 및 조종면에 대한 크기 및 위치 결정은 공력데이터를 바탕으로 신속하고 비교적 정확하게 이루어져야 개발기간을 줄일 수 있고 비용이 급격하게 증가하는 것을 방지할 수 있다.

본 논문에서는 항공기 수평 꼬리날개와 수직 꼬리날개의 크기 설정 과정과 설계결과를 다루고 있다.

2. 수평 꼬리날개 사이징

2.1 수평꼬리 날개의 체적계수

안정성과 조종력을 높이기 위해 꼬리날개를 크게 설계한다면 이에 따라 항력도 함께 증가하기 때문에 효율이 낮아진다. 따라서 초기 설계단계에서 꼬리날개의 크기를 결정할 수 있는 간단하고 효율적인 방법이 꼬리날개의 체적계수 (Volume ratio)를 확인하는 것이다. 일반적으로 항공기는 비슷한 정적 안정 특성을 갖기 때문에 체적계수의 경향이 비슷하게 나타난다.

수평 꼬리날개의 체적계수는 Eq. 1과 같이 정의되며, 수평 꼬리날개의 크기 및 항공기 무게 중심과 수평 꼬리날개 공력중심의 거리(l_H)에 비례한다.

$$V_H = \frac{S_H \cdot l_H}{S_W \cdot c} \quad (1)$$

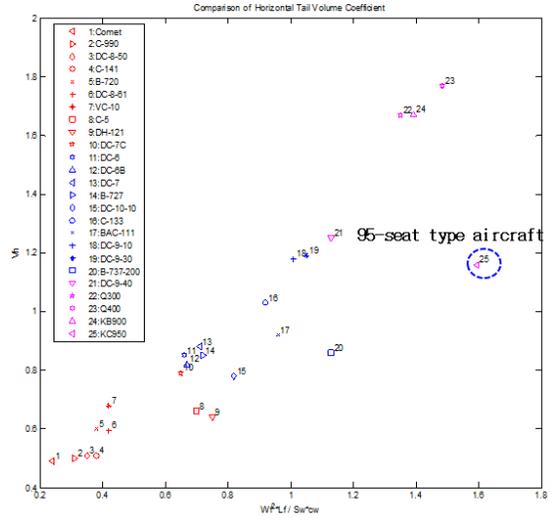


Fig. 1 Volume Ratio Coefficient of Horizontal Tail

2.2 무게중심 이동범위

꼬리날개의 크기설정에서 만족하여야 하는 요구 조건은 항공기 전체의 무게중심 이동범위이다. 주어진 무게중심 이동범위가 설계된 꼬리날개의 체적비가 규정하는 무게중심 범위 내에 위치하도록 설계되어야 한다.

항공기의 무게중심 이동범위는 Table 1과 같다. 일반적으로 공력중심이 무게중심 후방에 위치해야 안정하게 된다. 승객이나 화물의 배치에 의해 무게중심이 동체 후방으로 이동하더라도 무게중심이 주착륙장치 뒤에 위치할 수 없다. 이것은 꼬리날개 설계시 중요한 독립적 경계조건으로 작용한다. 항공기 무게중심의 이동범위는 4개의 경계조건으로부터 구할 수 있다. 이 중 2개는 전방한계 조건이고 나머지 2개는 후방한계 경계조건이다. 이 중 무게중심이 후방으로 이동할 때 항공기 안정성이 더욱 중요한 문제가 될 수 있으므로 각별히 유의하여 설계하여야 한다.

Table 1. C.G. Range

기종	C.G Range	Note
Boeing 707	16~34% MAC	Narrow
Boeing 727	7~42% MAC	Wide
Boeing 737	10~31% MAC	Narrow
Boeing 747	12~32% MAC	Narrow

2.3 경계조건

꼬리날개의 설계에 사용되는 데이터는 항공기 형상데이터와 각 비행상태에 따른 공력데이터이다. 일반적으로 공력데이터에 따라 꼬리날개의 크기가 민감하게 반응하기도 하는데 적절한 범위내의 값을 사용하여야 한다. 이를 위해 공력계수를 정확하게 추정하여야 하며, 해석상 오류 방지를 위해 실험값의 데이터베이스를 구축하는 것이 바람직하다. 95석급 항공기 꼬리날개 설계에 사용되는 공력데이터는 DATCOM을 통해 구하였다.

2.3.1 Landing Approach

착륙접근 비행조건은 꼬리날개의 경계조건은 Torenbeek 정의로부터 Eq. 2와 같이 표현된다 [1]. 여기서, $C_{L_{max}}^{WB}$ 는 동체-날개의 최대양력계수, C_{L_H} 는 수평꼬리날개의 양력계수, $C_{m_{0.25\bar{c}}}$ 는 평균시위 25%에서의 피칭모멘트, X_{cg}^{MAC} 는 평균 공력중심과 무게중심과의 거리를 나타낸다.

$$V_{H_{0.25\bar{c}}} = \frac{C_{L_{max}}^{WB}}{\eta_H C_{L_H}} \left[\frac{C_{m_{0.25\bar{c}}} + \frac{X_{cg}^{MAC}}{\bar{c}} - 0.25}{C_{L_{max}}} \right] \quad (2)$$

여기서, η_H 는 Eq. 3과 같다.

$$\eta_H = \frac{X_H - X_{cg}}{l_H} \left(\frac{\bar{q}_H}{q} \right) \quad (3)$$

2.3.2 Take-Off Rotation

이륙시 노즈기어(Nose Gear)가 들리는 상태의 경계조건으로서 항공기 이륙시 무게중심 위치가 전방으로 치우쳐 있으면 꼬리날개에서 발생하는 양력으로 기수를 들어 올릴 수 있는 모멘트를 발생시키기가 어렵다. 특히 이륙시 활주로 상에서의 항공기 종방향 회전축은 무게중심이 아니라 주착륙장치를 기준으로 이루어지기 때문에 무게중심은 적정한 위치 내에 있어야 한다.

이륙시 경계조건은 Torenbeek 정의로부터 Eq. 4와 같이 나타낸다[1].

$$V_{H_{0.25\bar{c}}} = \frac{C_{L_{max}}^{WB}}{\eta_H \eta_H q C_{L_H}} \times \left\{ \frac{C_{m_{0.25\bar{c}}}^{WB}}{C_{L_{max}}^{WB}} - \left(\frac{V_S}{V_R} \right)^2 \left[\frac{X_{LG}^{MAC}}{\bar{c}} - \frac{\sum(T \cdot z_T)}{W_{TO} \bar{c}} - \frac{X_{cg}^{MAC}}{\bar{c}} \right] \right\} + \frac{C_{L_R}}{C_{L_H}} \left(\frac{X_{LG}^{MAC}}{\bar{c}} - 0.25 \right) \quad (4)$$

여기서 T 는 엔진 1개당 추력이며, z_T 는 엔진의 추력선과 무게중심점 사이의 수직거리이다. 그리고 회전시의 속도 V_R 은 규정에 따라 실속속도 V_S 보다 1.05배 이상 큰 속도여야 한다.

2.3.3 Speed Stability

꼬리날개의 크기를 설정할 때 무게중심의 전방한계보다 후방한계가 더욱 중요하며, 순항비행 중 후방한계를 결정하는 경계조건도 전방한계와 같이 두 가지가 있다.

첫 번째 경계조건은 속도의 증가에 의한 조종간에 걸리는 힘의 증가율을 규정한 조건으로부터 도출되며, Eq. 5와 같이 나타낸다[1].

$$\frac{X_{NP}^{MAC}}{\bar{c}} = 0.25\bar{c} - \frac{\left[C_{m_a}^{WB} - V_H C_{L_{\alpha H}} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) \right]}{C_{L_{\alpha}}^{Tail-On}} \quad (5)$$

2.3.4 Maneuver Stability

무게중심의 후방한계중 또 하나의 경계조건은 조종간을 일정하게 당길 때의 하중계수의 증가율에 대한 한계로부터 유도된다. 이 때의 경계조건은 Eq. 6과 같이 표현된다[1].

$$\frac{X_{np}^{MAC}}{\bar{c}} = 0.25\bar{c} - \frac{C_{m_{\alpha_{0.25\bar{c}}}}^{WB}}{C_{L_{\alpha}}^{Tail-On}} + V_H C_{L_{\alpha H}} \left\{ \frac{1}{C_{L_{\alpha}}^{Tail-On}} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) + \frac{1}{C_L} \left(\frac{l_H \cdot g}{V^2} \right) \right\} \quad (6)$$

Eq. 5와 Eq. 6을 체적비(V_H)에 대해 풀어 주어진 무게중심의 이동범위가 후방한계 내에 들어

올 수 있도록 수평 꼬리날개의 체적비를 구할 수 있다.

2.3.5 수평꼬리 날개 크기 설정

앞에서 언급한 경계조건으로부터 Fig. 2와 같이 무게중심의 이동에 따른 꼬리날개 체적비를 나타낼 수 있다. 가로축은 날개의 평균공력 시위에서의 무게중심의 위치를 나타낸다. 세로축은 꼬리날개의 체적비이다.

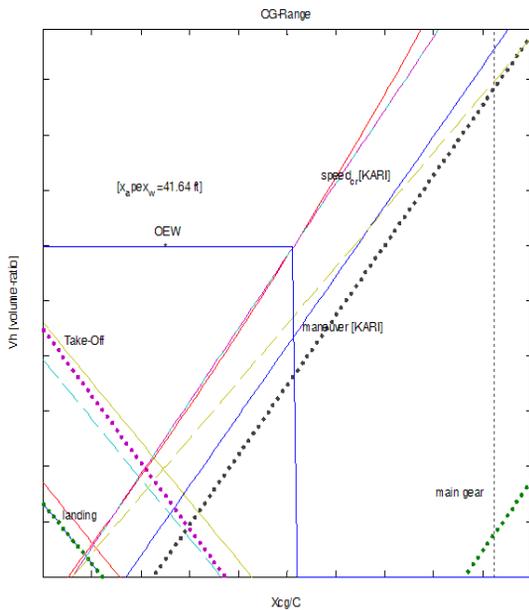


Fig. 2 Boundary Conditions on Horizontal Tail Sizing and Volume Ratio Coefficient (X_{cg}/c : 평균시위 길이에 대한 앞전으로부터 무게중심까지 길이 비율)

Figure 2에서 음의 기울기를 갖는 앞의 직선으로 된 경계는 무게중심의 전방한계를 나타낸다. 후방한계는 여러개의 직선과 곡선으로 나타나는데 직각방향의 직선은 주착륙장치의 위치를 나타낸다. 무게중심이 이것보다 뒤쪽으로 오면 지상에서 뒤로 넘어지기 때문에 이 경계를 넘지 말아야 한다.

3. 수직 꼬리날개 사이징

수직 꼬리날개의 체적계수는 Eq. 7과 같이 정의되며, 수직 꼬리날개의 크기 및 항공기 무게중심과 수직 꼬리날개 공력중심의 거리에 비례한다. 여기서, l_V 는 항공기 무게중심에서 수직 꼬리날개 공력중심까지의 거리이고, b 는 항공기 날개 스패น(span) 길이를 나타낸다.

$$V_V = \frac{S_V \cdot l_V}{S_W \cdot b} \quad (7)$$

체적계수를 결정하면 이에 따라 수직 꼬리날개의 크기와 위치를 결정할 수 있게 된다.

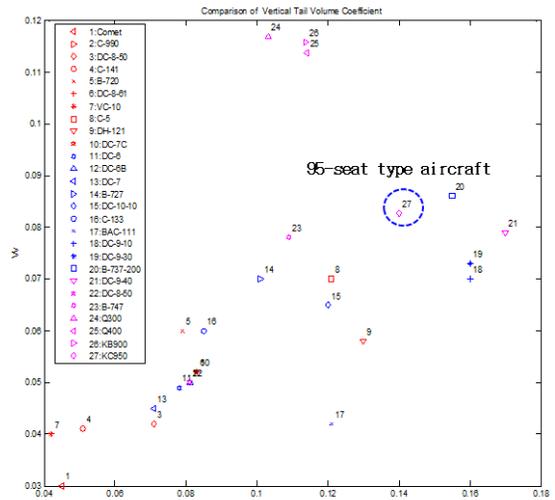


Fig. 3 Volume Ratio Coefficient of Vertical Tail

4. 결 론

항공기 기하형상의 정의에 의해 도출된 수평 꼬리날개의 체적비는 무게중심의 이동범위에 대해 평균시위 대비 약 0~52% MAC로서 설계중인 95 인승급 터보프롭 중형항공기의 무게중심 이동범위인 약 10~40% MAC 범위에 대해 충분한 여유를 갖고 있음을 확인하였다. 수직 꼬리날개도 충분한 여유를 갖고 설계되었음을 확인하였다.

후 기

본 연구는 산업통상자원부 차세대 중형항공기 핵심기술 개발사업 수행 결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

[1] Egbert Torenbeek. "Synthesis of Subsonic

Airplane Design". Delft University Press. 1982.

[2] R.C. Nelson. "Flight Stability and Automatic Control." McGraw-Hill. 1989.

[3] Roskam, J. "Airplane Flight Dynamics - part I". University of Kansas. 1982.

[4] Stevens, B. L & Lewis, F. L. "Aircraft Control and Simulation". Jhon Willy & Sons. 1992.