

## 주익과 미익의 양력계수를 각각 설정하는 항공기 개념 설계 기법

Aircraft Conceptual Design Techniques to Assign Lift Coefficients Separately to Main Wing and Horizontal Tail

---

저자 (Authors)	박배선, 이학태
출처 (Source)	<a href="#">한국항공우주학회 학술발표회 초록집</a> , 2014.11, 899-902(4 pages)
발행처 (Publisher)	<a href="#">한국항공우주학회</a> The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences
URL	<a href="http://www.dbpia.co.kr/journal/articleDetail?nodeId=NODE06294696">http://www.dbpia.co.kr/journal/articleDetail?nodeId=NODE06294696</a>
APA Style	박배선, 이학태 (2014). 주익과 미익의 양력계수를 각각 설정하는 항공기 개념 설계 기법. 한국항공우주학회 학술발표회 초록집, 899-902
이용정보 (Accessed)	인하대학교 165.246.75.*** 2020/05/20 14:09 (KST)

---

### 저작권 안내

DBpia에서 제공되는 모든 저작물의 저작권은 원저작자에게 있으며, 누리미디어는 각 저작물의 내용을 보증하거나 책임을 지지 않습니다. 그리고 DBpia에서 제공되는 저작물은 DBpia와 구독계약을 체결한 기관소속 이용자 혹은 해당 저작물의 개별 구매자가 비영리적으로만 이용할 수 있습니다. 그러므로 이에 위반하여 DBpia에서 제공되는 저작물을 복제, 전송 등의 방법으로 무단 이용하는 경우 관련 법령에 따라 민, 형사상의 책임을 질 수 있습니다.

### Copyright Information

Copyright of all literary works provided by DBpia belongs to the copyright holder(s) and Nurimedia does not guarantee contents of the literary work or assume responsibility for the same. In addition, the literary works provided by DBpia may only be used by the users affiliated to the institutions which executed a subscription agreement with DBpia or the individual purchasers of the literary work(s) for non-commercial purposes. Therefore, any person who illegally uses the literary works provided by DBpia by means of reproduction or transmission shall assume civil and criminal responsibility according to applicable laws and regulations.

# 주익과 미익의 양력계수를 각각 설정하는 항공기 개념 설계 기법

## Aircraft Conceptual Design Techniques to Assign Lift Coefficients Separately to Main Wing and Horizontal Tail

박배선\*, 이학태  
인하대학교

### 초 록

항공기를 설계할 때에, 일반적으로 초기 공력설계 단계에서 항공기의 임무에 맞는 양력계수를 설정하나, 이 양력계수에서 중 방향의 트림이 이루어지도록 하려면, 미익의 형상, 주익과 미익 사이의 거리, 붙임 각 등을 조절해야 하고, 경우에 따라서는 익형을 변화시켜 날개의 모멘트계수를 조절해야 한다. 본 논문에서는 3차원 공력 해석 도구 AVL과 트림 관계식을 이용하여, 주익과 미익의 양력 계수가 각각 주어지고, 정적여유가 정해져 있을 때 trim을 만족시키도록 설계 하는 기법을 제시한다.

### ABSTRACT

Cruise lift coefficients are generally determined during the aerodynamic design stage based on the requirements of the aircraft. To make the aircraft trim at this lift coefficient, shape, incidence angle, and position of the tail as well as the airfoil are adjusted. However, it is not trivial to achieve the longitudinal trim condition with prescribed static margin. In this paper, a design methodology that achieves the trim condition with separately given lift coefficients for main wing and horizontal tail under prescribed static margin using three dimensional aerodynamic analysis tool, AVL, and simple trim relation is presented.

Key Words : Conceptual Design(개념 설계), Trim(트림), Static Margin(정적여유)

## 1. 서 론

### 1.1 항공기 개념 설계

항공기 개념 설계 시에 대표적인 요구 조건으로 순항거리와 체공시간이 있다. 프로펠러 항공기에서 순항거리를 최대화하기 위해서는 양항비가 최대가 되어야 하고, 체공시간을 최대화하기 위해서는 유도항력이 기생항력의 3배가 되어야 한다.

일반적으로 원하는 성능을 얻기 위하여 공력과 구조 해석을 통하여 대략의 크기와 형상을 얻어 낸 후에 정적, 동적 안정성 해석을 하여 트림 조건을 얻어 낸다.<sup>(1)</sup> 이 경우 경험이 풍부하지 않은 설계자의 경우, 초기에 공력해석을 통하여 얻은 양력계수와 트림이 형성되는 양력계수가 서로 다른 경우가 흔하다. 본 논문에서는 안정성해석을 초기 단계에 도입하여 원하는 양력계수에서 트림을 얻을 수 있는 설계 기법을 제시한다.

### 1.2 해석 도구

신뢰성 있는 공력 설계를 수행하기 위해서는 날개의 양력분포와 상호간의 영향을 고려하여 3차원 형상에 대한 해석이 가능한 도구가 필요하다.

과거에 정적 세로 안정성 해석을 위해서는 DATCOM<sup>(2)</sup>과 같은 경험식을 기반으로 한 단순화된 모델을 사용하였으나, 최근 컴퓨터 성능의 향상으로 3차원 Vortex panel 모델을 쉽게 구동할 수 있기 때문에, 본 연구를 위해서는 MIT에서 개발된 AVL을 이용하였다.<sup>(3)</sup>

AVL은 얇은 Lifting surface를 구성하며, 이와 그 후류는 Horseshoe vortex filament들로 나누어진 Single-layer vortex sheet로 표현된다. 특히 익형을 입력할 경우, 자동으로 camber line을 해석하여 비교적 정확한  $C_M$ 을 얻을 수 있는 이점이 있다.

## 2. 트림 조건에 대한 해석

### 2.1 트림 관계식

트림상태에서 무게중심 (Center of gravity)에 걸리는 모멘트가 0이 되어야 한다.

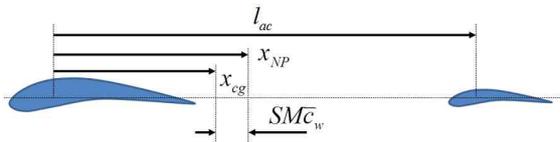


Fig. 1. Diagram for pitch trim

Fig. 1에서 받음각에 따라 작용하는 모멘트가 변하지 않는다는 조건을 이용하여 중립점 (Neutral point)을 구하면 식 (1)과 같이 표시된다. 여기에 주어진 정적여유 (Static margin)를 적용하면 무게중심의 위치가 결정된다. 이 무게중심에 작용하는 모멘트가 0이 되는 조건을 식으로 나타내면 식 (2)와 같다. 식 (2)에서 주익과 미익에 작용하는 유속은 같다고 가정하였다.

$$x_{NP} = \frac{r_S r_\alpha l_{ac}}{1 + r_S r_\alpha} \quad (1)$$

$$\frac{l_{ac}}{c_w} = \frac{(1 + r_S r_{C_L})SM - \frac{C_{M_w}}{C_{L_w}} - r_S r_c \frac{C_{M_t}}{C_{L_w}}}{r_S (r_\alpha - r_{C_L})} \quad (2)$$

식 (1)과 (2)에서  $l_{ac}$ 는 주익과 미익의 공력중심간의 거리,  $r_S$ 는 주익과 미익의 면적비 ( $S_t/S_w$ ),  $r_\alpha$ 는 주익과 미익의 Lift curve slope의 비 ( $C_{L_{at}}/C_{L_{aw}}$ ),  $r_{C_L}$ 은 주익과 미익의 양력계수의 비 ( $C_{L_t}/C_{L_w}$ ), 그리고  $r_c$ 는 주익과 미익의 코드길이의 비 ( $c_t/c_w$ )를 나타낸다.

## 3. 인간 동력 항공기

라이트 형제의 첫 비행 이후, 순수한 인간의 동력만으로 비행을 하려는 시도가 여러 차례 있어 왔다. 여러 인간 동력 항공기 중 가장 유명한 것은 1988년 지중해의 크레타 섬에서 그리스 산토리니 섬까지 비행하여 최장거리 비행 기록을 보

유한 MIT의 ‘Daedalus’이다.<sup>(4)</sup>

우리나라에는 2012년부터 항공우주연구원 (KARI)에서 주최하고 있는 인간 동력 항공기 대회가 있으며, KARI에서 제작한 시범기가 300m 이상 비행에 성공하였고, 인하대에서도 꾸준히 대회에 참가하고 있다.

본 논문에서는 인간 동력 항공기의 설계 과정에서 원하는 양력계수에서 트림이 이루어지도록 하는 기법을 제시하고자 한다.

### 3.1 인간 동력 항공기의 개념 설계

인간 동력 항공기는 사람의 한정된 동력으로 비행해야하기 때문에 일반적으로 최소 동력 조건, 또는 최장 체공 조건이 목표 설계점이 된다.

$$C_L = \sqrt{3\pi e AR C_{D_p}} \quad (3)$$

식 (3)에서 각각의 값을 보수적으로 작게 가정하여,  $e = 0.5$ ,  $AR = 20$ ,  $C_{D_p} = 0.02$  라고 하여도,  $C_L = 1.37$  이다. 즉 인간 동력 항공기 기체에서 최소 동력이 되는 이상적인  $C_L$ 의 값은 1.4 이상이 될 가능성이 매우 크다. 인간 동력 항공기로 세계 기록을 보유하고 있는 Daedalus에 사용된 DAE31 일반적인 비행 영역인 레이놀즈수 (Reynolds Number) 50만 부근에서, 2차원 최대  $C_l$ 이 1.4이기 때문에 기체 전체의  $C_L$ 을 1.4 정도까지 높이는 것은 사실상 불가능하다고 볼 수 있다.

이에 운반과 제작을 고려하여 날개의 크기를 작게 하면서도  $C_L$ 을 높이기 위한 방안으로 미익의 면적을 크게 하고, 미익이 양력을 발생시켜 총 중량의 일부를 담당하게 하는 것을 개념 설계의 전반적인 방향으로 설정하였다.

### 2.2 최초 크기 설정

Table 1. Initial sizing

	주익	수평미익
면적 ( $m^2$ )	20	5
$C_L$	1	0.5
chord (m)	1	0.5
$C_M$	-0.15	-0.1
Static Margin (%)	15	

초기 설정 값을 살펴보면,  $C_M$ 은 익형의  $C_m$ 을 기준으로 설정하였고, 캠버를 조절하여 어느 정도 조절이 가능하다는 사실을 염두 해 두고 있어야 한다. 주익의 경우 DAE31 익형을 사용하여  $C_L = 1$  근방에서  $C_M$ 이 -0.15 정도이다.

미익은 몇 가지 요구조건이 있는데, 일반적인 설계보다 면적이 크기 때문에 특히 양항비가 높은 익형이 필요하나 주익처럼 최대  $C_L$ 이 높을 필요가 없고 미익에서 발생되는 양력이 이미 충분한 Nose down 모멘트를 작용하기 때문에 캠버가 클 필요가 없다. 따라서 주익의 DAE31에서 캠버를 30% 줄인 익형을 사용하였다.

Table 1의 값들을 식 (2)에 대입하면 주익의 공력중심과 미익의 공력중심 사이의 거리를  $r_\alpha$ 에 대한 함수로 나타낼 수 있고, 이는 Fig. 2의 붉은색 실선으로 나타난다.

그러나 예시의 인간 동력 항공기와 같이 미익의 면적이 크고 주익과의 거리가 작은 경우,  $C_{L_\alpha}$ 의 비율이 형상에 따라 민감하게 변화할 수가 있다. 따라서 경험식을 사용하기 보다는 AVL을 통하여 직접 계산해야 한다. Fig. 2의 파란색 실선이 주익과 미익간의 거리에 따른  $r_\alpha$ 를 AVL을 통하여 구한 결과를 보여준다. 주익의 형상이 고정되어 있을 때  $r_\alpha$ 는 미익의 형상과 주익으로부터의 거리에 따라 달라지고, 날개의 불임각의 영향은 거의 없기 때문에 주익과 미익 모두 불임각을 0으로 설정하였다. 그리고 미익이 주익의 후류의 직접적인 영향 하에 놓이는 것을 방지하기 위하여 미익이 주익보다 30 cm 높게 위치하도록 하였다.

두 곡선이 만나는 지점이 실제로 트림이 이루어질 수 있는 설계 지점이라는 것을 알 수 있다. 이 지점에서 주익과 미익 사이의 거리( $l_{ac}/c_w$ )는 4.87이다.

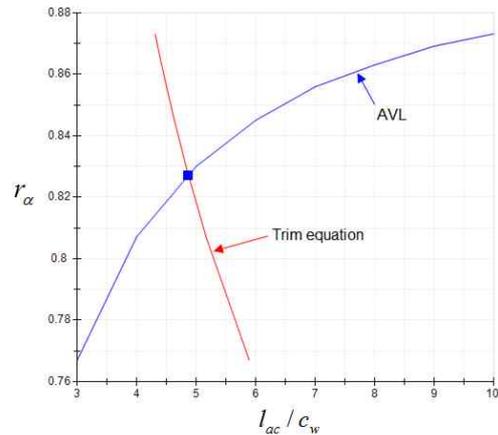


Fig. 2. Relation between the distance between the aerodynamic centers and the lift curve slope ratio

미익의 형상과 거리가 정해지면, 익형이나 불임각과는 상관없이 중립점의 위치가 정해진다. AVL로 중립점의 위치를 정하고 정적여유만큼 앞으로 이동하여 무게중심의 위치를 정한다.

주익과 미익 사이의 거리와 중립점, 무게중심이 정해졌으므로, 불임각 (Incidence angle)을 조절하여 주익과 미익이 각각 원하는 양력계수를 얻는 점을 찾아야 한다.

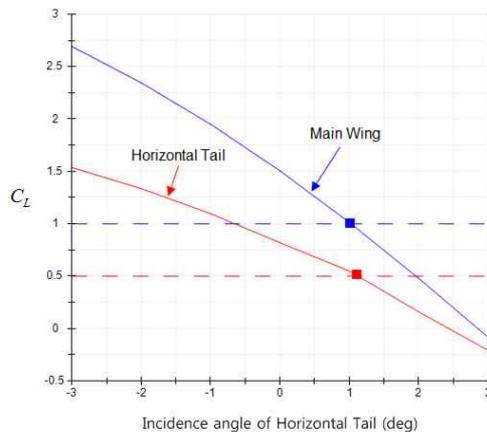


Fig. 3. Incidence angle vs Lift coefficient

Fig. 3은 주익의 불임각을 0으로 고정하고 미익의 불임각을 변화시키면서 트림이 이루어지는 받음각을 찾아 여기서의 주익과 미익의 양력계수를 표시한 것이다. 미익의 불임각이 1도일 때 주익과 미익이 각각 주어진 양력계수인 1과 0.5를 각각 만족시키는 것을 알 수 있다.

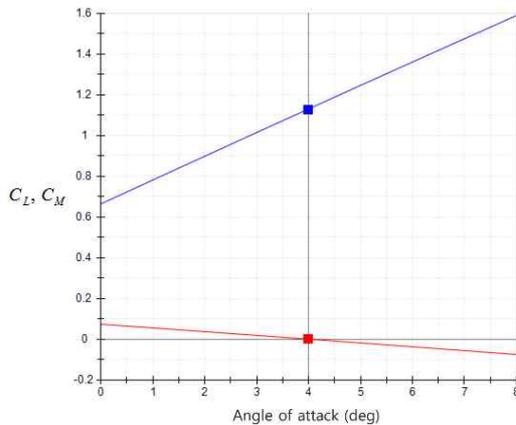


Fig. 4. Angle of attack vs Lift & Moment Coefficient

이 조건에서 받음각에 따른 기체 전체의 양력계수와 모멘트계수를 그려보면 (Fig. 4), 받음각 4도에서 트림이 이루어짐을 알 수 있다.

순항상태에서 받음각이 0이 되도록 불임각을 조절하면, Table 2와 같은 결과를 얻을 수 있다.

최종적으로 Tail volume을 확인하면 1.05가 되어 충분한 세로방향 조종성을 확보할 수 있음을 알 수 있다.

Table 2. Final results

	주익	미익
$C_L$	1.08	0.55
불임각 ( $^\circ$ )	4.6	5.6
$l_{ac}$ (m)	4.87	
$x_{NP}$ (m)	1.08	
$x_{cg}$ (m)	0.93	
Tail volume	1.05	

일련의 과정을 정리하면 Fig. 5와 같이 요약할 수 있다.

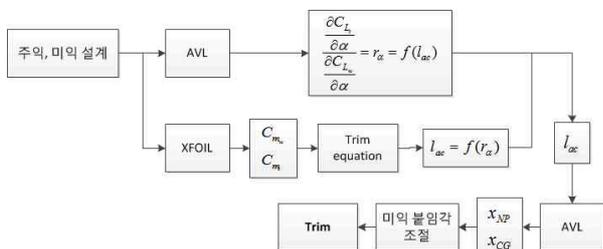


Fig. 5. Summary of the trim finding process

### 3.3 최적화

지금까지의 과정은 미익의 형상을 고정한 상태

에서 이루어졌으나 실제 설계에서는 미익의 형상 자체가 최적화의 대상이다. Table 3에서는 미익의 형상이 변화되면 결과가 어떻게 바뀌는지 보여준다. 설계자는 이러한 해석을 반복하여 필요한 요구조건에 가장 부합하는 형상을 찾아 낼 수 있다.

Table 3. Comparison with different sizes of tail wing

	$l_{ac}$ (m)	$C_{Di}$	Tail volume
$S=5, AR=20$	4.87	0.023	1.05
$S=5, AR=10$	6.10	0.027	1.32
$S=5, AR=7$	7.32	0.026	1.55

## 4. 결론

트림 관계식과 3차원 해석도구 AVL을 이용하여, 주익과 미익에 각각 원하는 양력계수를 부여하고, 주어진 정적여유를 만족하는 설계를 도출하는 방법을 제시하였다. 이 방법을 인간 동력 항공기의 설계에 적용하여, 미익의 양력을 이용하는 설계를 얻을 수 있었다.

## 참고문헌

- (1) Raymer, D. P., 1989, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, AIAA Education Series, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, Washington, D.C.
- (2) Fink, R. D., 1978, "The USAF Stability and Control DATCOM," McDonnell Douglas Corporation, AFWAL-TR-83-3048, Long Beach, CA.
- (3) Drela, M., and Youngren, H., 2006, *AVL 3.26 User Primer*, Department of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA.
- (4) Langford, J. S., et al., 1986, *The Feasibility of A Human-Powered Flight Between Crete and the Mainland of Greece*, Department of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology and Smithsonian Institution.