

공리적 접근법을 이용한 패러글라이더 성능 개선에 관한 연구

류상우*(연세대 기계공학과), 차성운(연세대 기계전자공학부), 임응섭(연세대 대학원)

Improvement of Paraglider by Using Axiomatic Approach

S. W. Ryu(Mech. Eng. Dept., YSU),
S. W. Cha(Mech. & Elec. Eng. Dept., YSU), W. S. Lim(Grad. School, YSU)

ABSTRACT

Paraglider has been used for a good air sports instrument by many people in the world though its short history. And manufacturers have improved it continuously. It has the great growth from the first model like parachute to the latest model that has the extreme speed, but we can improve it in more parts. In this paper, we will show the method which can improve its performance by using Axiomatic Approach.

Key Words : Axiomatic Approach(공리적 접근), Paraglider(패러글라이더), Stall(실속), Airfoil(날개 단면), Vortex Flow(와류), Gliding(활공), Lift Force(양력), Drag Force(항력), L/D(양항비), Camber(캠버), Aspect Ratio(가로세로비), Angle of Attack(받음각), Stabilizer(수직안정판), Leading Edge Flap(앞전 플랩)

1. 서론

날고자 하는 인간의 욕망은 예로부터 여러 가지 방법으로 표출되어 왔다. 현대의 동력항공기가 등장하기 이전에 이미 무동력이나 인력비행체가 여러 사람들에 의해 고안되었으며, 그중 가장 대표적인 것은 낙하산과 글라이더 등이 있다. 1980년대 후반 프랑스에서 낙하산과 글라이더를 결합한 새로운 패러글라이더라는 개념의 비행체가 등장하였는데, 현재 항공 레저스포츠 인구의 절대다수를 차지할 만큼 폭발적인 전성기를 구가하고 있다. 이는 낙하산의 안정성과 이동간편성, 글라이더의 비행성능과 상승력을 동시에 결합한 획기적인 개념에 기인한 것이라고 할 수 있겠다.

본 논문에서는 활공기의 관건인 L/D(활공비)를 증가시키기 위한 중요한 요소인 항력을 감소시킬 수 있고, 양력을 증가시킬 수 있는 구조적인 개선과 더불어, 날개구조가 대부분 천으로 구성된 패러글라이더의 안정성을 공리적 접근방법을 이용하여 제시하고자 한다.

2. 이론

2.1 활공

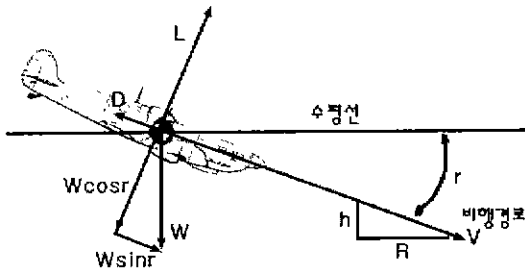
2.1.1 양항비(lift to drag ratio : L/D)

양력과 항력의 비율인 양항비가 높은 항공기가 주어진 위치에너지(고도)를 사용해 좀더 효율적인 비행을 할 수 있다. 양항비는 같은 받음각에서

$$\frac{L}{D} = \frac{\frac{1}{2} \rho V^2 S C_L}{\frac{1}{2} \rho V^2 S C_D} = \frac{C_L}{C_D} \quad (2-1)$$

여기서 L : 양력, D : 항력, S : 날개면적, C_L : 양력계수, C_D : 항력계수, ρ : 공기밀도, V : 속도

항공기가 최대 양항비에 이르기 위해서는 가장 적절한 받음각으로 비행할 때만 가능하다.



2.1.2 운동방정식

추력(T)이 없는 무동력 상태로 하강각(γ)로 하강 비행속도(V)를 일정하게 활공하는 비행기에서 작용하는 힘은 L(양력), D(항력), W(중력무게) 뿐이다. 이 비행기에 대한 힘의 균형과 속도성분을 나타내보면,

$$L - W \cos \gamma = 0 \quad (2-2)$$

$$D - W \sin \gamma = 0 \quad (2-3)$$

$$T - D = 0 \quad (2-4)$$

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \gamma \quad (2-5)$$

$$\frac{dh}{dt} = -V \sin \gamma \quad (2-6)$$

2.1.3 활공각(glide angle)

(2-3)식을 (2-2)식으로 나누면 아래의 활공각을 얻는다

$$\frac{\sin \gamma}{\cos \gamma} = \tan \gamma = \frac{D}{L} = \frac{1}{\left(\frac{C_L}{C_D}\right)} \quad (2-7)$$

2.1.4 활공비(glide ratio)

이런 고도 h에서 활공각 γ 로 활공을 시작하여 지면에 도달하는 수평거리를 활공거리(X)라고 하며, 활공거리를 활공고도로 나눈 값을 활공비라고 한다.

$$\text{활공비} = \frac{X}{h} \quad (2-8)$$

(2-5)식과 (2-6)식으로 활공각을 나타내면,

$$\frac{dx}{dh} = \frac{1}{\tan \gamma} \quad (2-9)$$

(2-9)식을 (2-7)식과 동치시키면

$$\text{활공비} = \frac{dX}{dh} = \frac{1}{\tan \gamma} = \frac{C_L}{C_D} \quad (2-10)$$

(2-10)식과 (2-1)식을 비교하면, 양항비와 활공비는 같다 따라서 글라이더의 최대관건인 활공비를 늘리려면, 양력계수를 크게 하고 항력계수를 줄여야 한다.

2.1.5 하강속도

활공비행중 어떤 고도에서의 비행속도는 (2-2)식에서 나타낼 수 있다.

$$L - W \cos \gamma = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L - W \cos \gamma = 0$$

$$V = \sqrt{\frac{2W \cos \gamma}{\rho S C_L}} \quad (2-11)$$

2.1.6 하강률(ratio of descent)

단위시간동안 고도의 감소율을 하강률이라 한다.

$$\text{하강률} = \frac{dh}{dt} = -V \sin \gamma \quad (2-12)$$

이 식은 (2-6)식과 같다.

하강각이 아주 작다고 하면 ($\gamma < 10^\circ$),

$\cos \gamma \approx 1$, $\sin \gamma \approx \gamma$ 이므로, (2-7)식과 (2-12)식으로부터 아래의 결과를 얻을 수 있다.

$$\text{하강률} = -V \gamma = -\sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} \left(\frac{C_D}{C_L}\right) = -\sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \frac{1}{\left(\frac{C_L}{C_D}\right)^{\frac{3}{2}}}$$

하강률을 최소로 하는 조건은 $\left(\frac{C_L}{C_D}\right)^{\frac{3}{2}}$ 를 최

대로 하는 것이며, 하강률이 작을수록, C_L 이 크고 C_D 가 적을수록 활공시간이 길어지게 된다.

3. 공리적 설계의 적용

우선적으로 페러글라이더의 원초적인 사용 목적을 고찰해보자. 페러글라이더의 목적은, 레저스포츠 기구로서 많은 사람들이 최대의 안정성을 누리면서 제한된 시간 안에 최대의 즐거움을 맛보게 하는 것이라고 할 수 있다. 최대의 안전을 보장하면서 한 번의 이륙으로 가능한 많은 시간을 공중에 떠있게 함으로써 최대의 즐거움을 주자는 것이다. 따라서 이런 요구사항을 만족시키기 위해 기존 모델의 특징을 알아봄으로써 개선된 설계 방향을 잡을 수 있다. 현재 페러글라이더의 특징은 아래와 같다.

- ① 이등, 보관이 간편하다.
- ② 일반 항공기에 비해 상대적으로 저속이다.
- ③ 골조가 없는 것이나 마찬가지로, 여러 방향으로 자유롭게 접힌다.
- ④ 꼬리날개가 없고, 기체 전체가 날개 형상이다.
- ⑤ 추력은 탑승자의 체중에 의해 계속 발생한다. (단, 이륙시 초기 추력은 조종자가 내달리는 힘에 의해 제공된다.)

위의 특징들을 고찰해 봤을 때, 성능과 안정성 개선에 있어서 가장 중요한 요인으로 작용할 특징은 ③번과 ④번일 것이다. 특히 ③번은 페러글라이더의 장점이자 단점이 될 수 있는데, 실제로 페러글라이더의 많은 사고가 기체의 접힘이 회복되지 않아서

일어나고 있다. 따라서 우리는 기체의 접힘과 흔들림을 단점으로 취급하고자 한다. 그리고 ④번의 경우에서 최대한의 성능을 끌어내어야 한다.

성능과 안정성 두가지를 만족시키기 위해서 다음과 같은 공리적 접근 방법을 이용하여 합리적인 설계를 도출할 수 있다

먼저, 공리적 접근의 첫 번째 단계인 기능적 요구 사항을 선정해야 한다.

FR1 : 활공비가 커야 한다.

활공비는 오래 떠있기 위한, 가장 멀리 가기 위해 가장 필요한 조건이다.

FR11 : 양력계수가 커야한다.

FR12 : 항력계수가 작아야한다.

그리고 FR11은 또 다시 아래의 하위개념으로 나뉘어진다

FR111 : 평면 익형을 변화시켜야 한다.

FR112 : 단면 익형을 변화시켜야 한다.

마찬가지로 FR12는 다음과 같이 하위개념으로 나뉘어진다. 항력에 가장 많은 영향을 미치는 두 가지 요소를 고려했다.

FR121 : 익단외류를 감소시켜야 한다.

FR122 : 변화하는 외부기류의 풍속에 대해서 적절한 받음각을 유지, 조절할 수 있어야 한다.

특히 받음각은 주어진 상황에서 정해진 기체를 놓고 보았을 때, 기체의 성능을 최대로 끌어올릴 수 있는, 조종이 가능한(주로 A라이저에 연결된 돛바나 A라이저 자체로 조종) 요소이다. 일정 속도 이상의 강풍에서 받음각을 줄여주지 않으면 강풍에 뒤로 밀리면서 위험한 상황에 빠질 수도 있는 것이다.

그리고 패러글라이더의 성능중에서 중요한 요소인 빠른 속력은 앞의 기능적 요구 사항의 항력 부분에 포함되어서(항력이 적으면 속력이 빨라지니까) 본 논문에서는 다루지 않겠다.

활공비의 증가라는 기능적 요구사항의 가장 관계 깊은 설계요소를 선정하면 다음과 같다.

DP1 : 기체의 외부구조를 개선한다.

이것을 다시 기능적 요구에 맞는 하위 설계요소로 나누면 아래와 같다.

DP11 : 양력을 증가시키는 구조로 개선한다.

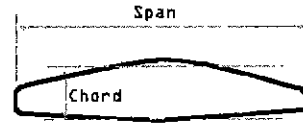
DP12 : 항력을 감소시키는 구조로 개선한다.

DP11을 다시 세분화 한다.

DP111 : 가로세로비를 최적화한다(허용하는 한도내에서 가능한 크게)

DP112 : 에어포일의 단면을 개선한다.

가로세로비는 날개의 전체길이(span)와 날개 평균치위(chord) 사이의 비로 정의한다.



DP12는 아래와 같이 세분화된다.

DP121 : 익단(stabilizer 포함)을 개조한다.

DP122 : 받음각 조절 시스템(엑셀레이터 라인+돛바)을 개선한다.

익단외류는 상당한 항력을 유발시키며, 이를 해결하게 되면 성능 개선에 있어서 큰 효과를 거둘 수 있다. 캐노피 끝부분 위쪽에 세일(sail) 등을 설치하면 항력을 상당히 줄일 수 있다. 또한 현재의 받음각 조절 시스템은 조종자가 하네스 아래쪽으로 도르래에 의해 연결된 돛바를 잡아줌으로써 받음각을 줄이든지, 아니면 브레이크 라이저 당김을 유지함으로써 받음각을 늘려주는 기능을 수행하고 있는데, 이 과정이 모두 조종자의 판단에 의해 수동적으로 이루어지고 있다. 따라서 숙련된 조종자가 아닐 경우 외부풍속에 대해 잘못된 판단을 내릴 가능성이 아주 크다. 이를 해결하기 위해 외부풍속에 대해 적절히 반응하는 기계적 자동 받음각 조절 시스템을 설치한다.

다음은 위의 FR's와 DP's간의 설계행렬이다.

$$\begin{Bmatrix} FR_{11} \\ FR_{12} \end{Bmatrix} = \begin{pmatrix} X & O \\ O & X \end{pmatrix} \begin{Bmatrix} DP_{11} \\ DP_{12} \end{Bmatrix}$$

$$\begin{Bmatrix} FR_{111} \\ FR_{112} \end{Bmatrix} = \begin{pmatrix} X & O \\ O & X \end{pmatrix} \begin{Bmatrix} DP_{111} \\ DP_{112} \end{Bmatrix}$$

$$\begin{Bmatrix} FR_{121} \\ FR_{122} \end{Bmatrix} = \begin{pmatrix} X & O \\ O & X \end{pmatrix} \begin{Bmatrix} DP_{121} \\ DP_{122} \end{Bmatrix}$$

FR11과 DP11, FR12와 DP12의 설계행렬은 비중복화 설계임을 나타내고 있다. 따라서 독립의 공리를 만족시킨다.

기능적 요구사항의 중요한 두 번째 요소는 아래와 같다.

FR2 : 안정성이 커야한다.

이는 아래의 세부적 하위개념으로 나뉘어진다.

FR21 : 실속이 시작되는 속도를 가능한 낮춰야 한다.(실속 가능성을 줄여야 한다)

FR22 : 불규칙한 난기류 속에서 접힘 회복능력이 커야한다.

패러글라이더는 기체 구조가 천으로 되어있는 특성상, 실속에 빠지게 되면 기체구조 자체가 찌그러지면서 그 형상을 잃고 자유낙하와 비슷한 상황에 빠지게 된다. 또한, 착륙시 과도한 브레이크 라이저

조작이나 돌풍(gust) 때문에 순간 실속에 빠져 하강 속도가 빨라져 다치는 경우가 많다. 또한 골짜기나 바람이 불어오는 능선 뒤편에서 발생하는 난기류 속에서 조종자를 추락으로부터 보호하려면 기체의 접힘 회복이 빨라야 할 것이다.

위의 기능적 요구사항에 관계 깊은 설계요소를 설정하면 다음과 같다.

- DP2 : 기체의 내부 구조를 개선한다.
- 이는 아래의 세부사항으로 나눌 수 있다.
- DP21 : 앞전 플랩(leading edge flap)을 설치한다.
- DP22 : 내부 응력 분산 시스템을 개선한다.

특히, 앞전 플랩의 설치 는 실제 항공기에 있어서 착륙시에 크게 효과를 발휘하는 것이다. 최대양력계수를 얻기 위한 고양력장치의 하나로서, 패러글라이더의 기체에 복잡한 구조 개조 없이 설치할 수 있다. 이것은 앞전을 굽혀서 캠버를 증가시키는 원리이다. 그리고 현재 범용으로 사용되고 있는 기체들은 모두 대각 보강 시스템이라는 공기흡입구 내부의 트러스형 대각 지지 구조로 설계되고 있다.(과거에는 오직 캠버 구조만 있었다.) 이를 좀더 효율적인 구조로 바꾼다면 훨씬 빠른 회복 시간을 갖출 수 있다.

다음은 위의 FR's와 DP's간의 설계행렬이다.

$$\begin{Bmatrix} FR_{21} \\ FR_{22} \end{Bmatrix} = \begin{pmatrix} X & X \\ O & X \end{pmatrix} \begin{Bmatrix} DP_{21} \\ DP_{22} \end{Bmatrix}$$

DP22는 FR21에 대해, 실속이 일어나려고 할 때 기체의 빠른 복귀를 도와준다. FR2와 DP2는 탈중복화 설계임을 나타내므로, 순서에 따라서 DP를 설정하면 독립의 공리를 만족시키게 된다. 이에 따라 DP22를 먼저 고려하여야 할 것이다.

FR1과 DP1, FR2와 DP2의 설계행렬을 나타내보면,

$$\begin{Bmatrix} FR_1 \\ FR_2 \end{Bmatrix} = \begin{pmatrix} X & O \\ X & X \end{pmatrix} \begin{Bmatrix} DP_1 \\ DP_2 \end{Bmatrix}$$

로 나타나는데, 이는 탈중복화 설계로서 독립의 공리를 만족한다. 이에 따라 성능을 위한 외부구조를 먼저 고려하고 나서, 안정성을 위한 내부구조를 고려해야 한다.

4. 결론

패러글라이더의 성능과 안정성 향상을 위하여 공리적 접근법을 사용하여 최적의 설계방향을 도출하였다 그 순서를 나열하면 다음과 같다.

- ① 가로세로비, 에어포일 단면, 익단 형상, 받음각 조절 시스템 개선

② 내부 응력 분산 시스템 개선

③ 앞전 플랩 설치

일반적으로 알려진, 성능과 안정성은 반비례한다는 통설을 깨고 현대의 패러글라이더 설계자들은 가장 효율적인 기체를 설계하기 위해 애쓰고 있다. 일례로 높은 가로세로비는 기체 전체의 안정성을 깨뜨리고 활공비는 증가하게 된다. 또, 단면이 얇아지면 속도가 증가하는 대신 불안정해지고, 단면이 두꺼워지면 안정성은 증가하지만 속도가 떨어지므로 이 두가지를 최적화 할 수 있는 설계가 필요하다 마찬가지로 DP's 중에서 어느 한쪽 방향으로만 흐르면 오히려 설계자의 본뜻을 해치는 효과가 나타나게 되어, 이 양극의 성질을 조화시킬 수 있는 설계가 요구된다.

본 논문에서는 공리적 접근법까지만 사용을 했으나, 추후 발표할 논문에서는 실제 설계를 통한 검증 을 하리 한다. 그 수단으로서 Computational Fluid Dynamics(CFD) 해석 프로그램을 사용할 것이다. CAD에서 만들어진 형상데이터를 불러들인 후, 격자와 경계 조건을 넣고 최종적으로 CFD 프로그램에서 해석하게 할 것이다.

후기

미흡한 본인을 여러 가지로 도와주신 교수님과 신소재 및 제품개발 연구실원 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

1. 조옥찬, 윤용현, "최신 비행역학", 京文社, 1998
2. 송운섭, "최신항공역학", 연경문화사, 2000
3. R.H Barnard & D.R. Philpott, 김승조 · 정인석 · 김기욱 · 김범수 · 박춘배 역, "항공기 어떻게 나는가", 京文社, 1994
4. 문기수, "복합소재 항공기 제작", 진한도서, 1999
5. Manufacturing Process Lab. Yonsei Univ, "Creative Design Method(Engineering Design 1999 Class Note)"
6. Barnes W. McCormick, "Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics", John Wiley & Sons, 2nd Edition, 1995
7. Ira H. Abbott & Albert E. von Doenhoff, "Theory of Wing Sections", Dover Publications, 1959