

날개 유형을 중심으로 한 UAM(도시 항공 모빌리티) 동체의 조형적 접근

구 상*

홍익대학교 산업디자인학과

An Approach to UAM(Urban Air Mobility) Fuselage Designs Focused on Wing Types

Sang Koo*

Department of Industrial Design, Hongik University, Seoul 04066, Korea
(Received 18 June 2024 / Revised 18 June 2024 / Accepted 23 October 2024)

Abstract : The interest in urban air mobility as efficient transportation means for inter-city long distance transportation has increased recently. This study is aimed at creating implications for the fuselage design of the urban air mobility in relation to wing structure and other structural factors. The study began by reviewing the concept and mechanism of the airfoil and propulsion method to clarify differences according to the wing structures of fixed monoplane, biplane, rotor wing, and combined type. This study also reviewed various closed wing types that have abundant lift and anti-stall potentiality. The results of the study include: flying stability and anti-stall capability are important in future urban air mobility, and further study is required before deploying closed type wings. The design study is also necessary in exploring the applications of closed type wings, such as biplane, box wing, and combined wing, for stability and the safety of both passengers and residents.

Key words : UAM(도시 항공 모빌리티), Wing type(날개 유형), Fixed wing aircraft(고정익기), Rotor aircraft(회전익기), Hybrid wing aircraft(복합익기), Closed wing(닫힌 구조 날개)

1. 서론

최근에 시가지 간 장거리 이동 수단으로써 도심 항공 모빌리티(UAM; Urban Air Mobility)를 향한 관심이 높아지고 있다. 「삼정 KPMG(Samjong KPMG)」의 보고서에서는 서기 2030년에 전 세계의 도심 항공 모빌리티 이용자는 연간 1,200만 명이 되며, 서기 2050년에는 4억 4,500만 명까지 늘어날 것으로 전망 한 바 있다. 도심 항공 모빌리티를 주로 이용할 10개 도시로는 도쿄, 상하이, 베이징, 텔리, 뉴욕, 서울, 로스앤젤레스, 뭄바이, 오사카, 광저우 등을 꼽았다.¹⁾

또한, 투자은행 「모건스탠리(Morgan Stanley)」는 서기 2040년에는 도심 항공 모빌리티 시장이 1조 5,000억 달러(약 1,750조 원) 규모로 성장할 것으로 전망²⁾한 바 있는데, 이는 도시 간 이동이 기존의 육상 운송 수단 중심에서 비행체 형식의 모빌리티로 확장될 것이라는 예측

을 반영하는 것이다.

한국경제신문은 도심 항공 모빌리티의 세계시장규모가 서기 2030년에 730조 원에 달할 것이라고 분석하면서, “도심 항공 모빌리티 개발은 해외에서 시작됐지만 2025년에 국내에서 서비스 시작을 목표로 이제 시장이 열리는 단계이고 개념도 점차 정립되는 상황³⁾”이라고 보도했으며, 실제로 내년에는 강남에서 인천공항까지 헬리콥터를 이용해 20분 만에 비행하는 도심 항공 모빌리티 서비스가 유료로 시작된다⁴⁾는 보도를 볼 수 있다.

도심 항공 모빌리티의 시초가 된 플라잉카(Flying car)는 1960년대부터 발명이 시도됐는데, 기능적으로는 차량의 주행 기능에 비행이 더해진 것이었다. 그러나 최근에 등장하는 도심 항공 모빌리티는 이착륙 방식, 비행 속도, 추진 방식 등에서 플라잉카와는 차이를 보인다. 특히 지상 주행을 전혀 하지 않는 도심 항공 모빌리티는 양력

*Corresponding author, E-mail: koosang@hongik.ac.kr

¹⁾This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License(<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium provided the original work is properly cited.

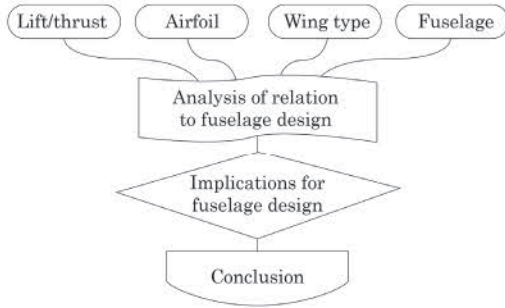


Fig. 1 Research structure model

(揚力; Lift)과 추력(推力; Thrust)의 확보, 경량화 등에서 전적으로 항공기의 특성을 가질 것으로 보인다. 이에 따라 양력 발생을 위한 날개 형상(Airfoil)과 동체(Fuselage) 형태와의 관계 고찰이 요구된다.

Fig. 1은 본 논문의 연구 구조를 가시화한 것으로, 도심 항공 모빌리티의 창의적 동체 조형의 시사점 도출 구조를 보여준다.

연구의 전반부에서는 양력과 추력 발생에 관련된 구조적 요인과 항공기의 날개 종류에 따른 기체 유형별 특징을 고찰한다. 그리고 날개 구조와 양력 획득 방식에 따른 변화 요인 고찰과 종합을 통해 도심 항공 모빌리티 동체 조형의 시사점을 도출하는 구조를 보여준다. 이러한 연구 구조를 통해 본 논문은 다음의 세 가지로 내용을 정리하게 된다.

- 양력 및 추력, 실속 현상의 특성
- 다양한 날개 형태와 구조, 기능 특징
- 도심 항공 모빌리티 동체 디자인의 시사점

2. 항공 모빌리티의 고찰

2.1 항공 모빌리티의 특징

모빌리티 서비스(Mobility service) 개념의 확산으로 최근에는 육상 운송의 수단 중심에서 항공기를 포함하는 다양한 유형의 모빌리티 개발로 기술 범위가 확대되고 있으며, 그에 따라 다양한 유형의 항공 모빌리티가 연구되고 있다.

이러한 항공 모빌리티 관심 증대와 개발의 시도 이전부터 이미 개인용 항공기 시장의 규모가 컸던 미국은 항공기 관제와 운용 규제를 명확히 하기 위해 1996년에 「미국항공우주국(NASA)」에서 개인용 항공기(Personal Air Vehicle)의 기준을 공식적으로 제시한 바 있다. 여기에서 개인용 항공기(PAV)는 5인 미만의 승객 탑승, 순항속도 240 ~ 320 km/h, 비행 거리 1,300 km 수준에 개인이 이용하는 것이 가능한 소형 기체 등의 내용⁵⁾을 볼 수 있다. 그리고 이러한 기준은 도심 항공 모빌리티의 개발에도 영

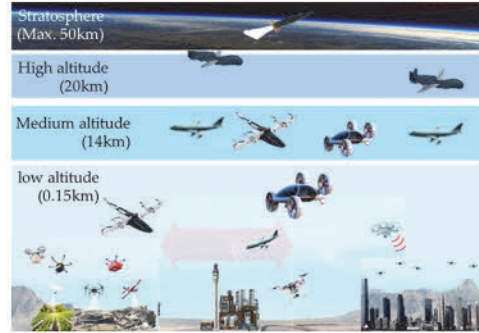


Fig. 2 UAM classification according to operating altitude

향을 끼쳐서 이와 유사한 범위에서 기술개발이 이루어지고 있다고 할 수 있다.

Fig. 2는 다양한 종류의 비행체 운항 고도를 보여주고 있는데, 도심 항공 모빌리티는 0.15 km(약 150 m)의 고도 이내의 저고도(低高度)에서 운항하는 비행체로 구분하고 있음을 볼 수 있다. 한편 이처럼 낮은 고도로 운행되는 비행체에 설치된 카메라와 센서는 다양한 영상정보를 수집하므로, 이는 도시 거주민들의 사생활 침해 문제가 대두될 수 있다. 그리고 거주민에게는 창밖에서 비행체가 저공·근접 비행할 때 불안감이 야기된다는 주장⁶⁾도 있다.

또 다른 문제로는 도시 경관에의 영향과 비행에 의한 소음 문제이다. 현재 개발되는 도심 항공 모빌리티는 전동화에 의해 기존의 항공기나 헬리콥터 등에 비해 조용할 것이라고 하나, 비행 소음을 완벽히 배제하기는 어려울 것으로 보인다.




이처럼 다양한 가능성과 제약조건을 동시에 가지고 있는 도심 항공 모빌리티에서 요구되는 것은 첫째, 수직 이착륙(VTOL; Vertical Take off and Landing) 기능으로 기체 수용이 가능한, 즉 주기(駐機) 면적이 확보된 곳에 수직으로 이착륙할 수 있어야 한다.

둘째는 높은 수준의 자동화 기술이 요구되는데, 이는 복잡한 도심지 상공을 비행하기 위해서는 정밀한 제어와 관제 체계(管制體系; Air Traffic Control System)가 필요하기 때문이다.

셋째는 분산 추진 기술로, 대형 엔진을 쓰는 기존의 항공기와 달리 소형화 및 전동화된 추진 장치로 동력을 분산시킴으로써 소음 감소와 신뢰도 향상, 그리고 기체 형태의 다양화가 가능해야 한다.

넷째는 배터리 기술로, 소음과 배기가스 발생이 없는 전기동력을 사용하므로, 이를 충족시키는 배터리 개발이 요구된다. 그리고 여기에 더해 비행체로서의 안전 기술이 요구되는데, 비상 상황에서 탈출하기 위한 기체 구조나 보조장비⁷⁾ 등이 그것이다.

Table 1 UAM classification by wing shape retrieved from <https://transportup.com/> (accessed on 7 March 2024)

Category	Shape	Type
Winged eVTOLs		Airplane type
Wingless eVTOLs		Drone type
Hover bikes		Bike type

2.2 항공 모빌리티의 구분

항공 모빌리티는 드론(Drone)에서부터 기존의 여객기 기체와 유사한 항공기 형태에 이르기까지 다양하다. Table 1은 기체 형태와 추진 방식 등에 따른 항공 모빌리티의 종류를 나타낸 것이다. 이 구분은 「TransportUP」⁸⁾ 웹 사이트에 정의된 날개 모양을 기준으로 하는 직관적 방식의 항공 모빌리티 분류를 보여 준다.⁹⁾

여기에서는 날개를 가진 기체 형태이면서 수직 이착륙이 가능한 항공기형, 날개 없이 수직 이착륙이 가능한 드론형, 그리고 드론의 구조가 응용돼 정지 비행(Hovering)이 가능한 바이크 형태의 호버 바이크 등으로 구분한 것을 볼 수 있다.

항공 모빌리티의 실용화가 가장 먼저 시작된 분야는 드론을 이용한 물품 배송업으로, 인력 운송보다 위험 부담이 상대적으로 작은 2~3 kg 중량의 물품을 10마일 거리의 범위에서 20분 이내의 시간에 문 앞까지의 배달(Door to door delivery) 임무를 수행하는 것이었다. 이와 관련해 「골드만삭스(Goldman Sachs)」는 무인 배송 시장에서 2030년에 최초로 이익이 발생할 것으로 예상¹⁰⁾ 했다.

그것을 위해서는 드론 간의 충돌을 방지하는 관제 체계가 요구되는데, 「미연방항공청(FAA)」과 「미항공우주국(NASA)」은 클라우드 기반의 실시간 무인항공기 관제 체계(Real time tracing system)를 개발 중이라고 알려졌으며, 이 분야 기술의 진보가 운항 실현의 주요 과제가 될 것으로 보인다.

3. 비행 요소의 고찰

3.1 기체와 4분력

모든 항공기 기체에는 양력(揚力; Lift) 항력(抗力, Drag), 추력(推力; Thrust), 중력(重力; Gravity) 등의 네 가지 힘이 작용한다. 이들 중 항력과 중력은 들어 올려져 공기 중에서 이동하는 모든 대상에 작용하는 자연의 힘이다.

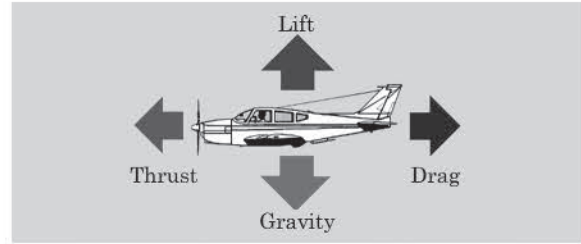


Fig. 3 Forces acting on an airplane

반면에 추력과 양력은 자연의 힘을 극복하고 비행체가 날 수 있도록 하기 위해 인위적으로 생성된 힘이다. 항공기의 엔진과 프로펠러는 항력을 극복하는 추력을 생성하며, 날개는 중력을 극복하는 양력을 생성한다. 그리고 이들 간의 균형과 안배(按配)를 통해 기체는 비행하게 된다.¹¹⁾

인공 구조물로써 날개에 의한 양력을 얻기 위해서는 추력이 요구된다. 한편, 양력은 직선 및 수평, 항속 비행에서는 무게와 같으며 추력은 항력과 같지만, 이들 간의 균형 관계는 항상 같지 않다. 즉, 양력과 중력 간의 불균형을 이용해 기체는 상승 또는 하강한다. 그리고 직선 및 수평 비행을 유지하는 동안 추력과 항력 사이의 불균형이 발생하면 두 힘이 균형을 이룰 때까지 기체는 가속 또는 감속된다.

3.2 에어포일과 양력

에어포일(Airfoil) 또는 에어로포일(Aerofoil)은 항공기의 날개를 통합적으로 이르는 용어로서, 날개를 수직으로 자른 단면 형상으로 나타난다. 에어포일의 형상은 유선형(流線型; Streamline)으로써 공기 중을 운동하면서 날개에 큰 양력과 적은 항력, 그리고 모멘트(Moment)를 발생시킨다.

에어포일은 1884년에 호레이쇼(Horatio F. Phillips)가 실험을 통해 형상을 만들기 시작했으며, 1902년의 라이트 형제(Wilbur Wright & Orville Wright)의 개선을 거쳐 1930년대에 미국의 「NACA(National Advisory Committee for Aeronautics)」에서 형상 변수를 체계화¹²⁾했다고 알려져 있다.

「NACA」에서 체계화시킨 에어포일은 각 부분의 형태 구성과 크기에 의해 「NACA 4415」 등의 4자리 숫자 계열과 「NACA 23015」 등의 5자리 계열, 그 이외의 1자리와 6자리 숫자 계열 등 다수의 종류¹³⁾가 있다. 에어포일의 주요 명칭¹⁴⁾을 살펴보면 Fig. 4에 나타난 바와 같다.

- 앞전(Leading edge) : 에어포일의 둥근 앞부분
- 뒷전(Trailing edge) : 에어포일의 뒤 끝부분
- 시위선(Chord line) : 앞전과 뒷전을 연결한 선

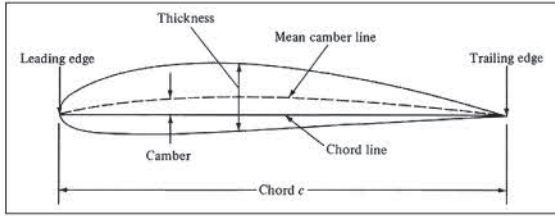


Fig. 4 Airfoil Nomenclature based on NACA 4415

- 시위 길이(Chord c) : 앞전에서 뒷전까지 거리
- 평균캠버선(Mean camber line) : 날개의 아래 면과 윗면의 중심선
- 캠버(Camber) : 시위선과 평균캠버선의 간격
- 두께(Thickness) : 날개 윗면과 아래 면의 높이 중의 최댓값

에어포일 형상의 날개가 공기 중을 비행할 때 공기 흐름은 날개 표면의 점성관성력(粘性慣性力)에 의한 코안다 효과(Coandă effect)¹⁵⁾가 유발하는 압력 차이로 힘과 모멘트가 발생하며, 이때의 공기력은 하나의 점에 작용하지 않고 날개 표면에 분포해 발생 된다. 주요 힘과 각도는 Fig. 5와 같다.

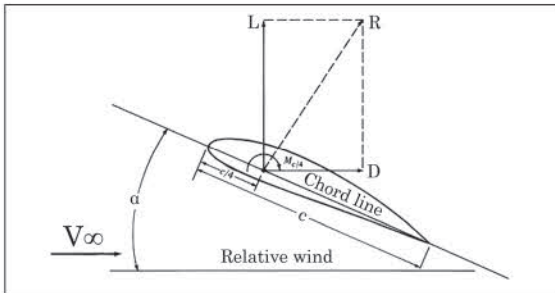


Fig. 5 Forces and moments deployed to airfoil

- 양력(Lift, L): 공기 흐름의 방향에 대하여 수직으로 작용하는 힘
 - 항력(Drag, D): 공기 흐름의 방향에 대하여 수평으로 작용하는 힘
 - 벡터(Lift, R): 양력과 항력의 합력에 의한 벡터의 힘
 - 받음각(Angle of attack, α): 공기 흐름의 방향과 에어포일의 시위선(Chord line)이 이루는 각
- 에어포일의 단면 형상을 가지는 날개는 받음각의 증가에 따라 양력계수도 증가하지만, 어느 순간에 공기 흐름의 박리(剝離; Separation)에 의한 갑작스러운 양력 상실, 즉 실속(失速; Stall) 현상이 나타난다. 즉 일정 받음각

이상이 되면 날개 위 표면을 따라 흐르는 공기층의 점성관성 손실이 일어나면서 뒷전 부분의 높은 압력의 부작용으로 역방향 와류(渦流)가 발생하면서 박리 현상이 유발된다.¹⁰⁾

Fig. 6의 그래프와 같이 높은 받음각에서 공기 흐름의 박리점은 오히려 뒷전에서 앞쪽으로 이동하며, 후부에서 와류 발생 면적이 넓어지면서 특정 받음각 이상에서 양력계수 감소와 동시에 항력계수가 오히려 증가하면서 실속 현상이 유발되는 것을 보여준다. 즉, 활주 이륙 시에 기수(機首)를 급격하게 상승시키면 받음각 증가에 의한 박리와 실속으로 이어져 기체가 이륙에 실패하거나 활주로에 다시 추락하는 사고로 이어지기도 한다.¹²⁾

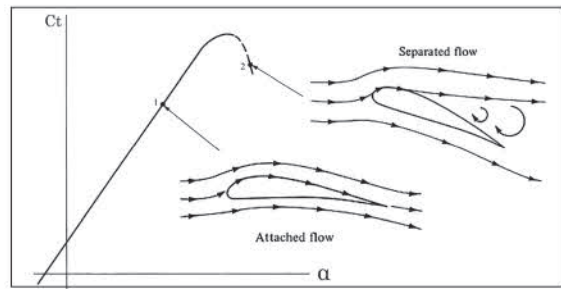


Fig. 6 Changes of lift force with attached and separated flow of airfoil

이를 방지하기 위해서 Fig. 7에서와 같은 슬릿(Slat)이라는 앞전 플랩(Leading edge flap), 그리고 미드 플랩(Mid flap), 애프터 플랩(After flap) 등으로 불리는 뒷전 플랩(Trailing edge flap)을 설치한다. 그리고 이착륙 시에 이들 플랩 간의 간격, 거리, 각도 등을 조절해 에어포일의 단면적을 늘리고 전체의 받음각을 가상적으로 줄여서 날개 표면의 점성마찰력을 유지해 양력 상실을 늦추어 실속을 방지하게 된다.

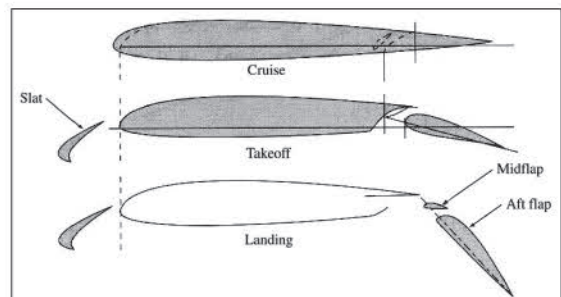


Fig. 7 Airfoil changes for higher lift with slat and flaps for cruise, take off, and landing

4. 날개와 동체의 고찰

4.1 날개의 윤곽 형태

항공기 기체 날개의 윤곽 형태를 지칭하는 용어로는 「윙 플랜폼(Wing plan-form)」, 또는 「윙 플랜트폼(Wing plant-form)」 등이 사용된다.¹⁶⁾ 다양한 유형의 항공기 날개의 윤곽 형태는 특징에 따라 구분되나, Fig. 8의 기하학적 형태 구분¹⁷⁾에 따라 주요 유형을 살펴볼 수 있다.

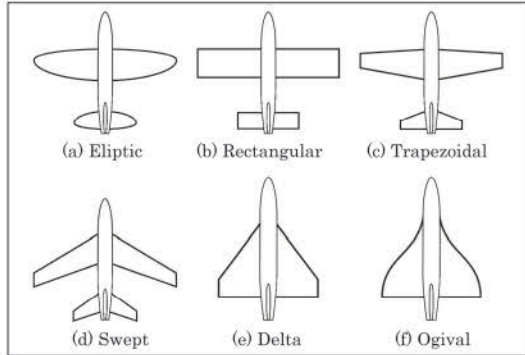


Fig. 8 Major types of wing plan-forms

(a) 타원형(Elliptic) 날개는 전체 항력을 줄이는 둥근 모양을 가지고 있는데, 이 형태는 기동성이 높은 기체로 알려졌던 제2차 세계대전 시기의 전투기 「슈퍼마린 스피트파이어(Super-marine Spitfire)」가 채택했다.

(b) 직사각형(Rectangular) 날개는 소형 항공기에 사용되는 형태이다. 평행한 형태로 일정한 너비(Width)를 가지며, 앞쪽 가장자리와 뒤쪽 가장자리도 서로 평행하다. 높은 양력과 안정성을 가지므로 일반 항공기 및 훈련용 항공기에 쓰인다.

(c) 사다리꼴(Trapezoidal) 날개는 뿌리부터 끝까지 점차 감소하는 너비를 가지고 있으며, 항력을 줄이고 양력 분포를 증가시켜 고속 항공기에 유리해 「Boeing 737」 및 「Airbus A320」과 같은 상업용 항공기에 사용한다.

(d) 후퇴형(Swept) 날개는 기체의 세로축을 따라 뒤로 기울어진 날개로, 각도는 항공기마다 다르다. 초음속 충격파의 시작을 지연시켜 항력을 줄이고 속도를 높일 수 있어서 대체로 군용 전투기와 고속 상업용 항공기에 사용된다.

(e) 델타(Delta) 날개는 삼각형 모양을 형성하는 날개로, 양력 대 항력의 비율이 높고 저속에서도 유리한 기동성을 가진다.

(f) 곡선형 델타(Ogival delta)는 델타 날개에서 진화된 곡선 형태로, 식물에서 볼 수 있는 곡선에 의한 부분적인 타원 형태이다.

4.2 날개와 동체

Fig. 9에서 제시된 날개와 동체의 결합 방식의 구분을 살펴보면 날개가 동체에 연결되는 위치에 따른 조형적 구분^{18,19)}을 볼 수 있다.

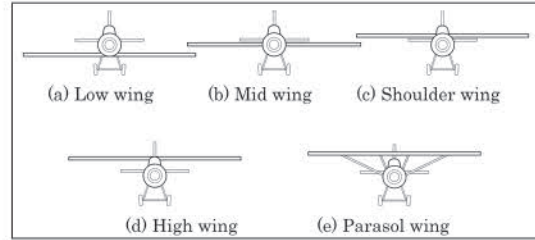


Fig. 9 Vertical positions of wing

(a) 낮은 날개(Low wing): 동체 바닥 근처 또는 아래에 장착되는 유형

(b) 중간 날개(Mid wing): 동체의 대략 중간쯤에 장착되는 유형

(c) 어깨 날개(Shoulder wing): 동체의 상부 또는 동체 모서리에 장착되며 동체 상단에서 약간 아래에 있는 유형

(d) 높은 날개(High wing): 동체 상부에 장착되며, 어깨 날개와 대비되는 유형으로 동체 상단 위의 캐빈 지붕의 돌출부에 날개가 설치되는 유형

(e) 파라솔 날개(Parasol wing): 동체에서 완벽히 분리된 날개를 처마 지지대(cabana struts), 동체 연결구(Pylon) 또는 버팀대(Pedestal) 등으로 동체와 연결해 설치하는 유형

4.3 평면형 날개와 결합형 날개

평면형 날개는 대부분 항공기가 가지고 있는 날개의 형태와 구조이며, 단엽 구조의 날개는 에어포일로써 양력을 확보할 수 있다. 그러나 Fig. 10에서와 같이 길이가 제한된 단엽 구조의 날개의 끝단에서 발생하는 소용돌이(Wing-tip vortex)에 의해 항력 증대와 양력 손실 등이 나타나기도 한다.

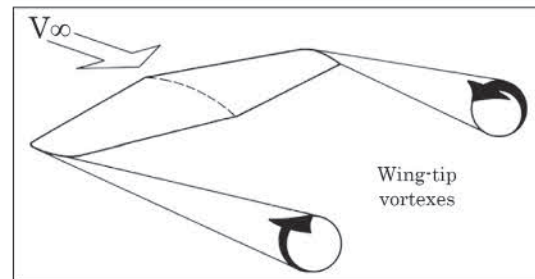


Fig. 10 Wing-tip vortexes of mono-finite wing

이러한 소용돌이를 줄이는 방안으로 닫힌 구조의 결합형 날개²⁰⁾를 양력 확보와 실속 예방성을 검토할 수 있다. 닫힌 구조의 결합형 날개는 두 장이 결합한 복엽, 세장이 결합한 삼엽, 또는 원형의 형태를 가진 환형(丸形) 등이 있다. 이들은 모두 날개의 평면이 어떤 방식으로든 구조적으로 다른 날개와 병합되거나 결합한 구조로, 전체 강성을 높이며 공기역학적 손실을 줄이는 역할을 한다. 이러한 결합형 날개는 다수의 유형이 있으며, 그것은 Fig. 11에서와 같이 여러 종류를 볼 수 있다.

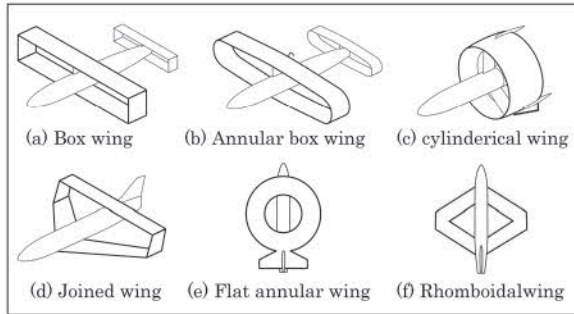


Fig. 11 Closed type wings

(a) 상자형 날개(Box Wing): 위쪽과 아래쪽 평면은 양 끝에서 수직 핀(Fin)으로 연결된다. 이러한 구조로 공식적으로 비행한 기체는 「Santos-Dumont 14-bis」이며, 직렬식 상자 날개(Tandem box wing)도 연구되었다.

(b) 환형 상자 날개(Annular box Wing): 양 끝단의 수직 핀 부분이 곡선을 이루며 날개 끝부분에서 부드럽게 연결되는 상자 날개 유형이다. 초기 사례로는 두 개의 환형 날개가 나란히 있다고 알려진 바 있는 「Blériot III」가 있다.

(c) 환형(Cylindrical Wing): 날개가 원통 모양이며, 「Coléoptère」는 동심원 날개와 동체를 가졌다. 이 기체는 수직으로 이륙하고 착륙하지만 수평 비행은 하지 못했다. 동체 상단에 날개를 장착한 설계도 등장했지만 제작되지는 않았다.

(d) 결합 날개(Joined Wing): 앞쪽의 낮은 날개가 뒤로 스위프(Sweep) 또는 뒤쪽 높은 날개가 앞으로 스위프 되어 끝부분이나 근처에서 결합하여 다이아몬드 또는 삼각형 모양의 연속 표면을 형성하는 직렬 날개 레이아웃이다.²¹⁾

(e) 평면 환형 날개(Flat annular Wing): 원형의 연속 표면을 형성하는 직렬 날개 레이아웃이다.

(f) 마름모형 날개(Rhomboidal Wing): 다이아몬드 배열로 4개의 표면으로 구성된 날개이다. 1911년의 「Edwards Rhomboidal」 복엽기는 양쪽 날개가 같은 평면을 가진 복합구조였지만 비행은 실패²²⁾했다.

Table 2 Comparisons of wing types

Wing types		Features	Wing shapes
Biplane types	Box wing	Upper and lower planes are joined by a vertical fin	Closed wing
	Annular wing	A type of box wing whose vertical fins curve continuously, blending smoothly into the wing tips.	Closed wing
	Cylindrical wing	Took off and landed vertically, but never achieved transition to horizontal flight	Closed wing
	Joined wing	Form a continuous surface in a hollow diamond or triangle shape	Closed wing
Monoplane types	Flat annular wing	Flat ring shaped wing	Flat wing
	Rhomboidal wing	Wing consisting of four surfaces in a diamond arrangement	Flat wing

이들 내용을 종합한 Table 2에서와 같이 면의 연결로써 결합한 형태의 날개에서는 날개 양끝단의 소용돌이 감소를 통한 양력 증가와 안정성 향상에 성과가 있기도 했으나, 실린더 형태는 비행이 확인되지 못했음도 볼 수 있다. 그러나 공통으로 평면형 날개보다는 결합형 날개가 양력과 안정성에서 유리하다는 연구²²⁾를 볼 수 있다. 동시에 날개의 단면적 증대에 의한 속도의 제한 또한 결합된 형태의 닫힌 구조 날개의 한계이기도 하다.

5. 기체의 고찰

5.1 고정익-단엽/복엽 항공기

경비행기에서 대형 여객기, 초음속 전투기에 이르기까지 대부분 항공기는 고정된 날개를 동체에 붙인 고정익기(固定翼機, Fixed Wing Aircraft)이다. 고정된 한 장의 날개를 결합한 구조를 단엽기(單葉機, Monoplane)라고 구분하며, 이 유형의 경비행기로 대표적 기종인 「Cessna 172」는 1956년에 개발되었다. 1 m 내외의 날개 너비와 11 m의 날개폭(Wing span)에 위쪽의 큰 곡률과 아래쪽의 평평한 곡률의 에어포일 단면을 가지고 있다. 가벼운 기체와 양력 발생이 큰 에어포일로 인해 「Cessna 172」는 이륙 가능 속도와 실속 속도가 약 80 km/h이다.²³⁾



Fig. 12 Cessna 172 Sky hawk



Fig. 13 Boeing 747

보잉(Boeing)사의 「747」이 대형 여객기로는 대표적이며, Fig. 15의 날개 단면 형태²⁴⁾ 중에서는 약 8 m 나비의 에어포일로 제시된 형태를 가지고 있다. 그러나 이 정도 규모의 대형 기체가 추력으로 가속해 양력을 얻어 이륙하기 위해서는 200 km/h 이상의 활주 속도와 3 km 내외의 긴 활주로가 필요하다. 또한 양력 향상과 실속 방지를 위해 날개의 앞전과 뒷전에 다양한 종류의 플랩을 가지고 있다.

초음속 전투기 「F-22」 등은 양력 확보보다는 엔진 추력에 의한 초음속의 비행 속도와 기동성을 위한 항력 감소 목적으로 얇은 두께의 에어포일의 날개를 가지고 있다.



Fig. 14 Lockheed Martin F-22 Raptor

반면에 소형 항공기에 추력을 발생시키는 데에 쓰이는 프로펠러 날개(Propeller blade)는 매우 큰 곡률의 에어포일로써 큰 기압 차를 발생시키는 형태임을 Fig. 15에서 볼 수 있다.

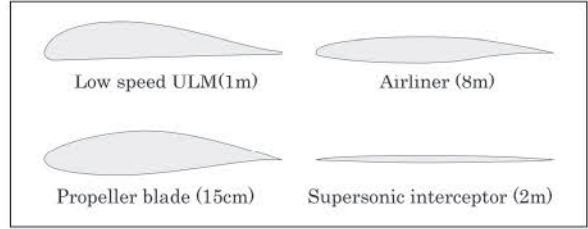


Fig. 15 Airfoils on various vehicles

고정익이 두 장 설치된 복엽기(複葉機; Biplane)에서 「An-2」는 20세기에 개발된 마지막 복엽기로 알려져 있으며, 구소련의 「안토노프 항공국(Antonov Design Bureau)」에서 개발해 1947년부터 생산되었다.



Fig. 16 Russian biplane An-2

금속 프레임에 직물(織物; Canvas) 재질의 표피를 가진 날개를 가지고 있으며, 두 장의 날개에 의한 복엽 구조의 높은 양력으로 비행 중 엔진이 꺼지더라도 글라이딩 하강이 가능하다.

약 200 m의 활주 거리로써 이·착륙이 가능²⁵⁾하며, 최고 속도는 258 km/h(160 mph, 139 kn), 순항속도는 190 km/h, 항속거리는 845 km이며, 최소 실속 속도 및 이륙 가능 속도는 50 km/h이다. 또한, 두 장의 날개에 의한 높은 양력으로 인해 일상적인 풍속 조건인 초속 16 m의 바람에서 생성되는 양력으로도 기체가 공중에 뜬 채 멈추어 있기도 했다는 일화가 알려져 있으며 실속으로 인한 추락 사고도 없었다²⁶⁾고 알려져 있다.

그러나 날개 부피에 의한 항력이 상대적으로 커서 속도를 높이기 어렵다는 단점도 있다. 이에 따라 복엽기는 상승력이 크고 급선회가 가능한 특징 등으로 현재에도 곡예비행의 용도 등으로 사용된다.

5.2 회전익 항공기

회전익기(回傳翼機; Rotor Aircraft)는 활주 거리가 필요 없는 수직 이착륙을 위해 에어포일 단면의 날개를 회전시켜 양력을 얻는 기체를 통칭한다. 그러나 고정익 구조에 비해 상대적으로 풍속이나 풍향 변화의 영향을 받



Fig. 17 AH-64 Apache Helicopter



Fig. 18 Delivery Drone



Fig. 19 V-22 Osprey Tilt rotor

아 불안정하다.²⁷⁾ 헬리콥터(Helicopter)와 드론(Drone) 등으로 대표되며, 로터 2개를 병렬로 구성해 엔진과 로터의 각도를 바꾸는 방식을 가진 기체로 틸트 로터(Tilt rotor)도 있다.

헬리콥터의 영어 명칭 「Helicopter」는 나선을 뜻하는 「helico-」와 날개를 뜻하는 「Ptero-」가 합쳐진 것²⁸⁾이다. 로터라고 불리는 헬리콥터의 회전익은 한 개의 수직축에 설치된 둘 이상의 회전 날개(Rotor blade)로 구성돼 있으며, 터보 샤프트 엔진(Turbo shaft engine)에 의해 반시계 방향으로 회전된다. 즉 회전축에 설치된 에어포일 단면을 가진 회전 날개의 받음각 제어를 통해 양력을 불균등하게 배분해서 비행 고도와 방향을 바꾸게 된다.

상세 구조를 보면, 회전하는 로터에 부착된 회전 날개가 기체가 움직이고자 하는 방향에 대응하는 특정 위치로 회전해 오면 그의 받음각을 높거나 낮게 바꾸어주는 비 균일 제어²⁹⁾를 하는 로터 허브(Rotor hub)를 가지고 있다. 이것은 로터가 단순히 축에 고정된 구조의 드론과는 크게 대비된다.

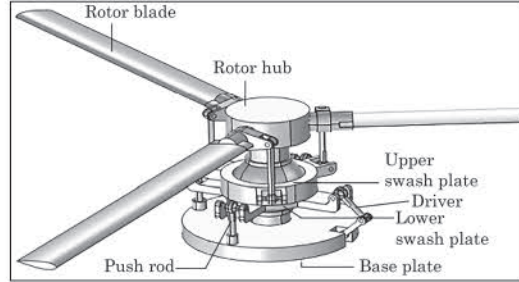


Fig. 20 Swash plates for helicopter rotor control



Fig. 21 Open tail rotor and Fenestron

이 구조에서 회전 날개는 상단 스와시 플레이트(Upper swash plate)에 의해 회전 방향에 대응하는 불균일 받음각을 회전 날개에 전달해 기체의 X축 방향 비행 각도를 바꾸는 사이클 피치(Cyclic pitch)를 발생시킨다. 또한 기체가 상승하거나 하강하기 위해서는 스와시 플레이트 전체를 아래위로 움직여서 모든 로터의 받음각을 바꾸는 집단 피치(Collective pitch)를 생성한다.³⁰⁾

한편, 기체 중앙의 로터 회전에 의한 반작용으로 생기는 기체의 역회전 방향 회전 모멘트를 상쇄하기 위해 테일 로터(Tail rotor)를 사용해 측면 추력을 발생시켜야 한다. 그리고 이착륙 시의 안전성 향상을 위해 개방형 구조의 테일 로터를 수직 미익(尾翼) 안쪽에 넣은 구조의 에어버스(Airbus)사의 설계를 「펜스트론(Fenestron)」이라고 구분하기도 한다.

또한 드론의 외형은 양력 확보를 위한 들출된 로터만 존재하므로, 고정익 항공기 기체 형태와는 큰 차이를 보인다. 그러나 드론 역시 비행 시에는 양력, 항력, 추력, 중력 등의 네 가지 힘이 고정익 항공기와 똑같이 작용하며, 이들 간의 균형과 안배를 통해 비행하게 된다. Table 3은 독립된 네 개의 전기 모터로 구동되는 각 로터의 속도 제어를 통해 전진과 후진, 좌우 선회 등을 하는 드론의 이동 방식을 정리한 것이다.

Table 3 Flying mechanism of generic drone

	Features
Turning directions of rotors are opposite to others to prevent torque steer	
Controller & Drone	
Pitch (Forward)	
Pitch (Backward)	
Roll (Left)	
Roll (Right)	

대부분 드론의 구조는 로터가 4개 또는 6개의 구조로 돼 있으며, 각 로터는 한 개의 모터 축에 로터가 고정된 구조이다. 로터 회전의 반작용으로 기체가 반대 방향으로 회전하는 토크 스티어(Torque steer) 현상을 막기 위해 각 각의 로터는 서로 반대 방향으로 회전하도록 설계된다.

이러한 배치에서 모든 로터를 같은 속도로 회전시키면 전체 양력을 발생시켜 수직으로 이륙하고, 전진할 때는 진행 방향 뒤쪽 로터 2개의 회전수를 높여 피칭 모멘트(Pitching moment)를 만들어서 전진 방향 벡터를 만든다. 그리고 후진 시에는 앞쪽 로터 2개의 회전수를 높여 반대의 피칭 모멘트를 만들어 후진 방향 벡터를 만든다. 좌측으로 진행할 때는 오른쪽 로터 2개의 회전수를 높여 롤링 모멘트(Rolling moment)를 만들어 왼쪽 벡터를 만들어 방향을 바꾼다.³¹⁾



Fig. 22 UAM S-A1, 2020



Fig. 23 Future image of UAM transfer terminal for UAM S-A1

5.3 복합방식 항공기

5장 2절에서 살펴본 바와 같이 회전익기는 수직 이착륙이 확보되지만, 안정성과 속도, 실속 예방성 등에서 상대적으로 불리함을 볼 수 있었다. 이에 따라 수직 이착륙과 안정성을 양립시키는 날개 구조로서 복합 결합 방식이 등장한다.

2020년에 공개된 「S-A1」은 기체 길이와 폭, 높이가 10.7×16×15 (m)로 미항공우주국이 정의하는 개인이 운항 가능한 소형 PAV에는 해당하지 않으므로, 전문 조종사가 필요하다. 운항 방식은 2×4 개의 수평 로터, 4개의 틸트 로터, 그리고 고정익에 의한 양력 발생 구조를 가진 복합형 기체(Hybrid wing aircraft)이다.

수직 이착륙 기능을 가진 소형 여객기의 형태로서, 환승용 거점 허브(Hub)에 이착륙하는 콘셉트를 통해 도시 간 이동을 위한 UAM과 환승 터미널에서 최종 목적지까지 운행되는 목적 기반 차량(PBV) 등 미래 도시의 변화도 제안³²⁾하였다.

- 전기동력 비행체로 1회 충전으로 최대 100 km 거리 비행 가능
- 최고 속도 240 km/h
- 전기 추진 기반 수직이착륙(Electric VTOL)
- 연료전지 수소 충전 5~7분 소요
- 틸트로터(양력/추력) 4기
- 양력 로터 8기(2×4기)
- 직사각형 날개
- 2인 조종사+4인 승객



Fig. 24 Bird's eye view of UAM S-A1

「S-A1」은 양력을 확보하는 고정된 드론 로터가 8기 존재하며, 양력과 추력으로 변환되는 틸트 로터가 4기 장비돼 있어 수직 이륙 후 비행 전환 시에 양력에서 추력으로 전환되는 구조이다.

6. 항공 모빌리티 동체 디자인 요인

6.1 유형별 특성 분석

5장에서 살펴본 날개 유형별 추력과 양력과 관련된 기체 유형별 특징을 비교하여 Table 4에서 내용을 정리하였다.

Table 4 Comparisons of advantages by wing types

	Wing types	VTOL	Stability	Velocity	Anti-stall
Fixed wing aircraft	Monoplane	×	○	◎	△
	Biplane	×	◎	△	◎
Rotor aircraft	Helicopter	◎	△	○	△
	Drone	◎	△	△	△
	Tilt rotor	◎	○	○	△
Hybrid wing aircraft	Monoplane	×	○	◎	△
	Drone	◎	△	△	△
	Tilt rotor	◎	○	○	△

분석 항목은 수직 이착륙기능(VTOL)의 실현 여부, 양력 발생 시의 안정성(Stability), 비행 속도(Velocity), 그리고 실속 예방성(Anti-stall) 등이다. 이들 내용을 단엽 및 복엽 고정익기, 헬리콥터, 드론, 틸트 로터 등의 회전익기, 그리고 복합방식 항공기로 구분해 정리하였다. 여기에서 복합방식 항공기의 구성요소는 다시 단엽 날개, 드론, 틸트로터 등의 세부 요소로 다시 구분하였다.

단엽 고정익기는 속도에서의 장점을 볼 수 있으며, 복엽기는 안정성과 실속 예방성에서 장점을 볼 수 있다. 그러나 헬리콥터와 드론, 틸트 로터 등의 회전익기는 활주

로가 필요치 않은 수직 이착륙 기능의 장점이 있으나, 비행안정성과 실속 예방성에서는 상대적으로 불리하다. 한편, 단엽 고정익과 드론 로터, 그리고 틸트 로터를 모두 통합한 복합방식의 기체는 수직 이착륙기능과 단엽 고정익 기체의 속도에서의 장점이 결합해 있음을 볼 수 있다.

6.2 UAM 동체의 시사점

도심 항공 모빌리티는 지금까지의 도시와 도시 간의 이동이 지상 운송 수단에 의해서 2차원 평면적인 선형(線形)으로 이루어지면서 교통 체증과 복잡한 선형을 가지던 것에서, 3차원의 입체적 공간으로 차원이 변화되면서 평면의 제약을 뛰어넘는 효율적 이동을 가능하게 해주는 모빌리티이다.

도시 환경에서의 수직 이착륙과 양력의 충분한 발생에 의한 실속 예방성은 비행체 자체의 안전은 물론이고 이 비행체가 운항하는 도시의 관점에서 더욱 중요한 요인이다. 따라서 속도보다는 높은 양력과 그에 따른 실속 예방성이 높은 유형의 날개가 채택되어야 할 것으로 보인다. 그러한 맥락에서 Table 5에서 제시된 날개의 유형 중에서 복엽, 또는 환형, 결합 구조 등 높은 양력과 실속 예방성을 가진 날개 유형 도입 검토가 요구된다.

Table 5 Comparisons of wing types

Wing types		Advantage/Disadvantage	Anti-stall
Closed wing types	Box wing	High lift/ Moderate drag	◎
	Annular wing	High lift/ Moderate drag	◎
	Cylindrical wing	VTOL/Rare lift	◎
	Joined wing	High lift/ Moderate drag	◎
	Flat annular wing	-	-
	Rhomboidal wing	-	-

또한, 도심 항공 모빌리티는 기존의 항공기와 비교해 매우 낮은 고도로 비행하므로 현실적으로 도시 시민들의 머리 위로 날아다니는 비행체라는 점에서 고려되어야 할 점들은 기술적, 물리적 신뢰성과 아울러, 유사시의 탑승 승객 안전 대책과, 추락에 의한 지상의 거주민과 도시의 안전성을 위한 방법 등이다. 이는 사실상 도심 항공 모빌리티 기체 개발에서 직접적 기술 요인이 아니지만, 모빌리티 사용성의 관점에서 중요한 요인이다.

저공 비행하는 도심 항공 모빌리티는 모빌리티 자체의 추력과 양력, 기동성 등의 성능도 중요하지만, 그와 아울러 중요한 점은 그것이 비행하는 상공 아래의 불특정 다수에 대한 안전성 보장이다. 이는 단지 기체 디자인에서 외관의 심미성 차원이 아니라, 비행체의 양력 확보와 실속 예방성 등의 형태와 구조를 통한 직간접적 안전성과 신뢰성 차원에서 다루어질 문제이다.

7. 결론

본 연구에서는 도심 항공 모빌리티의 기능과 형태의 중심이 되는 수직 이착륙과 양력 확보의 관점에서 날개 구조와 동체의 관계를 살펴보았다. 이를 통해 수직 이착륙과 양력의 충분한 발생에 의한 실속 예방성은 비행체 자체의 안전은 물론이고 이 비행체가 운항하는 도시의 관점에서 더욱 중요한 요인임을 발견할 수 있었다. 그리고 그러한 맥락에서 속도보다는 높은 양력과 그에 따른 실속 예방성이 높은 유형의 날개가 채택되어야 할 것으로 보인다. 따라서 단엽 구조의 날개를 포함한 복엽, 또는 환형, 결합 구조 등 날개의 관점에서 높은 양력을 가진 구조의 도입에 관한 검토가 요구된다.

미래의 모빌리티가 탑승자의 개별성에 보다 더 높은 비중을 가진다는 점에서, 승객 개인의 이동 요구는 미래의 모든 모빌리티 디자인에서 주요 요소가 될 것이다. 이에 따라 플라잉카와 UAM으로 대표되는 항공 모빌리티는 보다 빈번한 항공기 운항이 이루어지는 개인용 항공기라는 특성을 바탕으로 개발될 것으로 보인다. 따라서 고양력 기체에 의한 실속 예방성은 가장 중요한 기체 디자인 개발의 특성이 될 것으로 보인다.

한편으로 항공 모빌리티에 관한 공개된 기술 자료의 제한과 상세 제원 자료의 부족으로 인해, 고찰 내용과 시사점 등이 거시적 방향 제시로 한정된 점은 본 연구의 한계라고 할 것이다. 그러나 현재는 도심 항공 모빌리티 개발 초기이므로, 향후의 추가적 기술 자료 수집을 통해 디자인 개발의 방향을 제시하는 것이 가능할 것으로 보인다. 따라서 항공 모빌리티 동체 디자인 콘셉트 구축을 위한 기반 연구로서 본 논문 이후에 실질적 동체 디자인 개발에서 구체적 데이터와 기술 특성을 반영해 구체화 된 연구가 가능할 것으로 보인다.

후 기

이 논문은 2024년도 홍익대학교 학술연구비 지원으로 수행된 연구임.

References

- 1) Samjong KPMG Business Report, "Insight 70," Retrieved from <https://home.kpmg/kr/ko/home/insights/2020/03/insight-70.html>, 2024-05-03.
- 2) UPI News, "UAM Industry of the World," 2020. 1.8.
- 3) R. A. Kim, "Urban Air Mobility," Retrieved from <http://marketinsight.hankyung.com/apps.free/free.news.view?aid>, 2020-04-13.
- 4) UAM in Seoul, Retrieved from <https://www.newspim.com/news/view/20240611000205>, 2024-06-14.
- 5) NASA, Retrieved from <https://www.nasa.gov>, 2023-04-30.
- 6) A Study on Finding Partners Through Patent Network Analysis of UAM (Urban Air Mobility), Retrieved from <https://www.mdpi.com/2076-3417/12/21/10705>.
- 7) G. Warwick, "Problems Aerospace Still Has to Solve," Aviation Week & Space Technology, 2020-04-13.
- 8) Facebook, Retrieved from <https://www.facebook.com/photo/?fbid=639806594855636&set=a.639806568188972>.
- 9) Y. G. Kim, J. H. Jo, D. H. Kim, H. Lee and R. S. Myong, "Effects of Lightning on UAM Aircraft: Complex Zoning and Direct Effects on Composite Prop-Rotor Blade," Aerospace Science and Technology, Vol.124, Paper No.107560, 2022.
- 10) Goldman Sachs, Goldman Sachs Insights, Retrieved from <https://www.goldmansachs.com>, 2020-04-13.
- 11) Forces Acting on an Airplane, Retrieved from <http://www.aviation-history.com/theory/force.htm>, 2024-06-01.
- 12) B. Allen, "NACA Airfoils," NASA, Retrieved from <https://www.nasa.gov>, 2020-07-27.
- 13) R. C. Nelson, Flight Stability and Automatic Control, McGraw-Hill, 1997.
- 14) Design and Construction of NACA-4415 Airfoil, Retrieved from <https://www.semanticscholar.org/paper/Design-and-Construction-of-NACA-4415-Airfoil-with-Mustak/4f39cac3aef2538ed79f351cd49fa10c5e84fe98>.
- 15) D. J. Tritton, Physical Fluid Dynamics, Van Nostrand Reinhold, 1977 (reprinted 1980), Section 22.7, The Coandă Effect.
- 16) Aeronautics Guide, Retrieved from <https://www.aircraftsystemstech.com/2017/07/effect-of-wing-planform.html>.
- 17) Wing, Retrieved from <https://eng.libretexts.org/Book>

- shelves/Aerospace_Engineering/Fundamentals_of_Aerospace_Engineering_(Arnedo)/02%3A_Generalities/2.02%3A_Parts_of_the_aircraft/2.2.02%3A_Wing.
- 18) J. Taylor (Ed.), Jane's All the World's Aircraft 1980-81, Jane's, 1980.
 - 19) W. Green, Warplanes of the Second World War, Vol.5, Flying Boats, Macdonald, 1962, p.131.
 - 20) I. Kroo, "Nonplanar Wing Concepts for Increased Aircraft Efficiency," VKI Lecture Series on Innovative Configurations and Advanced Concepts for Future Civil Aircraft, June 6-10, 2005.
 - 21) A. Marcel, The Ligeti Stratos, ultralightaircraftaustralia.com, 2024, Retrieved on May 13, 2022.
 - 22) E. Angelucco and P. Matriardi, World Aircraft Origins-World War 1, Sampson Low, 1977.
 - 23) Cessna Aircraft, Retrieved from <https://cessna.txtav.com>, 2024-06-08.
 - 24) W. J. Morris II, A Universal Prediction of Stall Onset for Airfoils at a Wide Range of Reynolds Number Flows, Ph. D. Thesis, Harvard University, 2009.
 - 25) Designations of Soviet and Russian Military Aircraft and Missiles, Designation-systems.net, Archived on October 11, 2017, Retrieved on March 8, 2014.
 - 26) Y. Gordon and D. Komissarov, Antonov An-2, Midland: Hinkley, 2004.
 - 27) F. Smith, Legacy of Wings; The Harold F. Pitcairn Story, Jason Aronson, Inc., New York, 1981.
 - 28) Google Dictionary, Retrieved from <https://languages.oup.com/google-dictionary-en/>.
 - 29) M. J. Hirschberg and D. K. Dailey, "Sikorsky," Archived on December 18, 2007, US and Russian Helicopter Development in the 20th Century, American Helicopter Society, International, July 7, 2000.
 - 30) COMSOL, Retrieved from https://doc.comsol.com/6.0/doc/com.comsol.help.models.mbd.helicopter_swashplate/helicopter_swashplate.html.
 - 31) How to Fly a Drone, Retrieved from <https://uavcoach.com/how-to-fly-a-quadcopter-guide/>.
 - 32) H. R. Kim, Hyundai Motor-Uber Joined, UPI News, Retrieved from <http://www.upinews.kr/newsView/2020.1.8>.