

# DUP 가 있는 위그선의 공력학 특성 및 고도 안정성

박경우\* · 김진배\*\* · 이주희†

(2009년 6월 26일 접수, 2009년 10월 27일 수정, 2009년 11월 9일 심사완료)

## Aerodynamic Characteristics and Static Height Stability of WIG Effect Vehicle with Direct Underside Pressurization

Kyoungwoo Park, Jin-Bae Kim and Juhee Lee

**Key Words :** Aerodynamics(공기역학), CFD(전산유체역학), DUP(Direct underside pressurization), Ground effect(지면효과), Static height stability(고도안정성), WIG effect vehicle(위그선)

### Abstract

A 3-dimensional numerical investigation of a WIG effect vehicle with DUP (direct underside pressurization) is performed to predict aerodynamic characteristics and the static height stability. DUP can considerably reduce take-off speed and minimize the hump drag while the vehicle accelerates on the water to take off. The DUP of the model vehicle, Aircat, consists of a propeller in the middle of the fuselage and an air chamber under the fuselage. The air accelerated by the propeller comes into the camber through the channel in the middle of fuselage and augments lift by changing its dynamic pressure to static pressure dramatically. However, the air accelerated by a propeller produces excessive drag and reduces static height stability.

### 기호설명

- $A$  : 주날개 면적( $m^2$ )
- $c$  : 활줄길이( $m$ )
- $C_D$  : 항력계수 ( $D/(0.5\rho v^2 A)$ )
- $C_L$  : 양력계수 ( $L/(0.5\rho v^2 A)$ )
- $D$  : 항력( $N$ )
- $L$  : 양력( $N$ )
- $v$  : 비행속도( $m/s$ )
- $v_{prop}$  : 프로펠러 평균 토출속도( $m/s$ )
- $v_r$  : 속도비 ( $v_{prop}/v$ )
- $\alpha$  : 피치각
- $\rho$  : 밀도 ( $kg/m^3$ )

### 1. 서론

지면에서 충분히 떨어진 높은 고도에서 비행하는 일반항공기와는 달리 지면 혹은 수면 가까이 비행 ( $h/c \square 1.0$ )하는 위그선(WIG effect vehicle)은 후연(trailing edge)과 지면의 좁은 틈새로 인하여 전연(leading edge)으로 유입되는 공기는 날개(wing) 아래에서 정체(stagnation) 된다. 이러한 날개 하부에서 발생하는 정체현상은 동압(dynamic pressure)을 정압(static pressure)으로 변화시켜 날개 아래면의 압력을 급격히 증가시킨다. 또한 지면으로 인하여 날개 끝단(wing tip)에 발생하는 내리흐름(downwash)이 줄어들어 항력이 감소하고 유효날개길이(effective span)가 증가하는 효과를 유발시킨다<sup>(1)</sup>. 이러한 지면효과(ground effect)로 인하여 비행체의 중요한 공기역학적 특성인 양항비가 일반항공기에 비하여 증가하게 된다.

위그선은 운행효율이 높고 조파 저항이 없어 항공기와 같은 고속의 운행이 가능하다는 장점이 있지만 이륙시 선박과 같이 수면을 항주하게 됨으로

[이 논문은 대한기계학회 2009년도 충청지부 춘계학술대회 (2009. 5. 15., 대전컨벤션센터) 발표논문임]

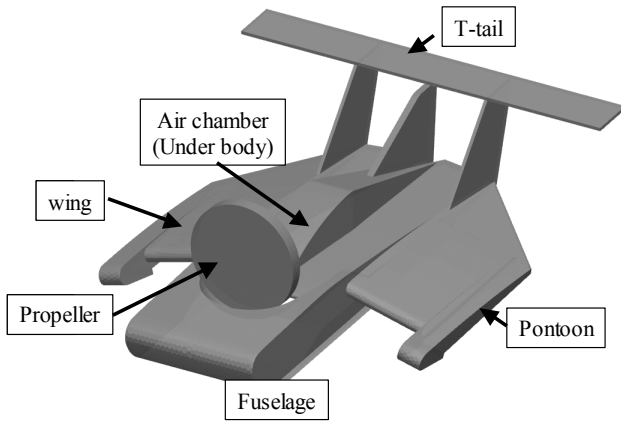
† 책임저자, 회원, 호서대학교, 메카트로닉스공학과

E-mail : juheelee@hoseo.edu

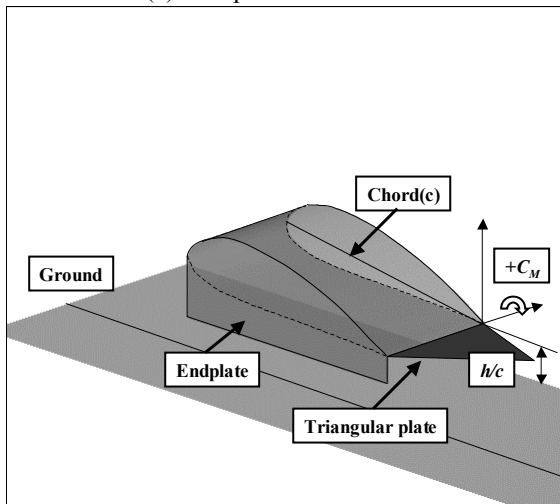
TEL : (041)540-9669 FAX : (041)540-5246

\* 회원, 호서대학교, 기계공학과

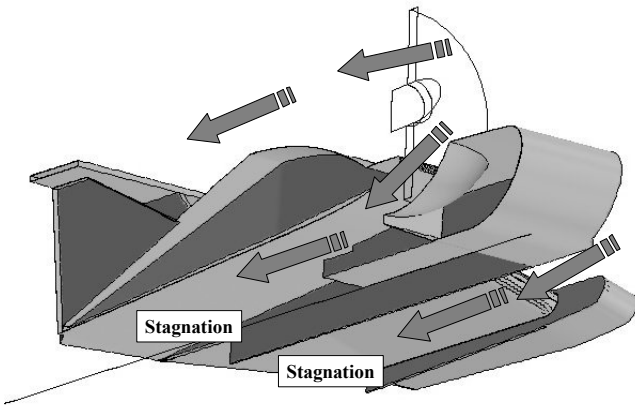
\*\* 회원, 호서대학교, 화학공학과



(a) Compartment of Aircat



(b) Definition of height ( $h/c$ ) and chord length ( $c$ )



(c) Air stagnation under the wing and chamber

Fig. 1 3-dimensional view of WIG effect vehicle

순항에 필요한 추력보다 3 배 이상 높은 추력을 필요로 하게 되며, 이러한 과도한 동력은 오히려 순항 시 운행효율을 저하시키며 동시에 구조적인 문제를 일으킬 수 있다<sup>(2)</sup>. 이러한 문제점을 극복하기 위하여

다음과 같은 여러 가지 형태의 고양력 장치들이 고안되었다.<sup>(3)</sup> 날개 아래에 정체된 높은 압력의 공기가 날개의 끝단(wing tip)으로 빠져나가는 것을 막아 양력을 높이는 끝단판(endplate)을 이용하는 방법,<sup>(4)</sup> 일반 항공기에서 사용하는 플랩과 같은 공기역학적 고양력장치(aerodynamic high-lift devices), 하이드로 스키(hydroski) 그리고 하이드로포일(hydrofoil)과 같은 수력학적 고양력장치(hydrodynamic high-lift devices), 위그선만을 위하여 특별히 고안된 PARWIG(power augmentation WIG)와 같은 DUP(direct underside pressurization)가 있다. 특히 DUP 는 추진장치의 제트(jet) 혹은 프로펠러 추력의 일부를 날개 또는 동체아래로 직접 분사시킴으로서 발생하는 에어쿠션(air cushion)으로 인하여 고양력을 얻는 장치이다. 이렇게 얻어진 양력은 추진장치의 추력의 일부를 직접 사용함으로써 다른 장치들과 달리 저속에서도 고양력을 얻을 수 있어 위그선 이륙에 필요한 동력을 줄일 수 있는 매우 유용한 메커니즘이다.

이 연구에서는 프로펠러 추력의 일부를 동체의 하부로 직접 분사하여 추가적인 양력을 얻는 DUP 장치가 위그선의 이륙과 같은 저속에 미치는 영향을 수치적인 방법을 통하여 고찰하고자 한다.

## 2. 지배방정식과 위그선의 구성

### 2.1 위그선의 구성

해석을 위해 이 연구에서 사용한 모델은 Designs Unlimited 사의 “Aircat”이며, 완성된 모델을 실측하여 계산모델을 구성하는 역설계 방법을 이용하였다. Aircat 은 Fig. 1 에 보는 것과 같이 프로펠러, 주날개, 안정성을 높이기 위한 T 자형의 꼬리날개 그리고 동체로 구성되어 있다. Aircat 의 특징은 동체의 아래부분에 공기부양실(air chamber)을 가지고 있으며 여기에 프로펠러에서 가속된 공기의 일부를 강제로 유입시켜 날개에서뿐 아니라 동체에서 추가적인 양력을 얻을 수 있다. 이러한 DUP 는 위그선의 가장 큰 문제점 중 하나인 이륙시 필요한 추력과 운행시 필요한 추력의 차이를 줄여주는 중요한 역할을 한다.

날개의 형태는 후연에 플랩(flap)과 같은 삼각형의 판(triangular plate)이 부착되어 있어 날개의 전체적인 모양이 역삼각형(reverse delta wing)에 가까우며, 하반각(anhedral angle), 전진각(sweep forward)이 있는 Lippisch 형 날개와 비슷하다. 모델에 대한 자세한 제원은 Table 1 에 나타내었다. Table 1 에서 활줄길이( $c$ )는 플랩형태의 삼각판을 제외하고 날개가 동체와 연결되는 곳에서의 길이로 하였다.

### 2.2 지배방정식

위그선 익형 주위의 정상상태유동을 지배하는

Table 1 Specification of Aircat

Maximum Speed	About 25 m/s (72 km/h)
Cruise Speed	15 m/s (54km/h)
Engine Power	1 ps at 15000rpm
Propeller Diameter	24 cm(9.5inch)
Main Wing Area	0.10976 m <sup>2</sup>
Tail Wing Area	0.07558 m <sup>2</sup>
Control Surface	Rudder
Total Weight	About 2.7 kg
Total Length	1 m
Span	0.7 m
Chord Length	33.4 cm

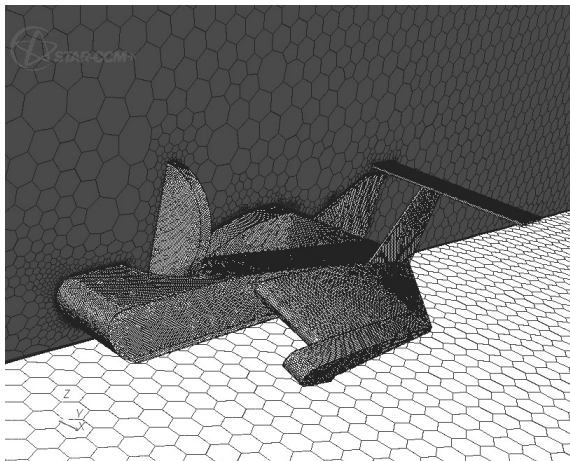


Fig. 2 Non-uniformly distributed polyhedral meshes and layer meshes on the surface

보존방정식을 텐서형태로 나타내면 다음과 같다.

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j) = 0 \quad (1)$$

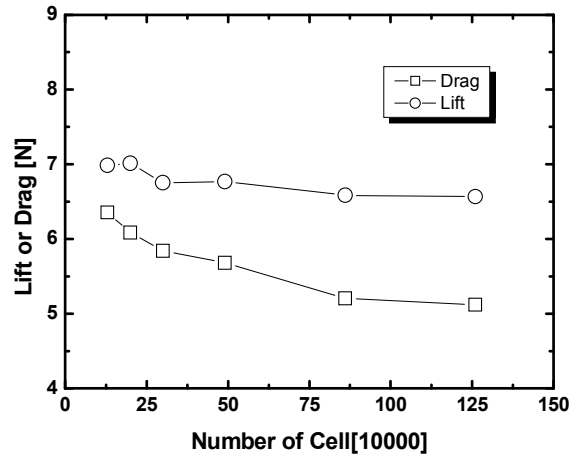
$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j u_i - \tau_{ij}) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + s_i \quad (2)$$

여기서,  $u_i$ ,  $u_j$  는 속도성분을,  $p$  는 압력을 나타낸다.  $\tau_{ij}$ ,  $s_i$  은 각각 응력 텐서, 운동량 추가 생성량을 의미한다. 유동은 3 차원 점성, 비압축성 정상 유동으로 가정하였으며, 유동해석은 상용 소프트웨어인 STAR-CCM+<sup>(6)</sup>를 사용하였다. 그리고 난류모델은 표준  $k-\epsilon$  난류모델을 적용하였다.

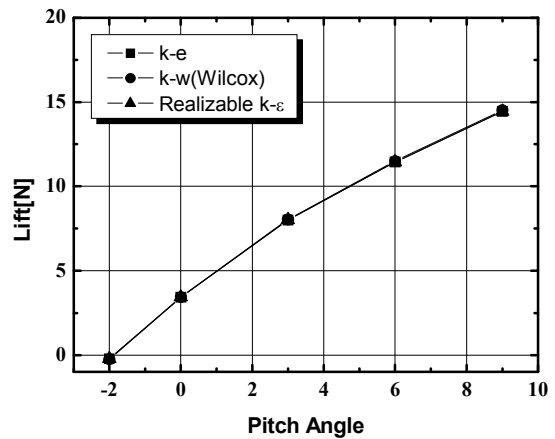
### 3. 결과 및 고찰

#### 3.1 유동해석 및 경계조건

Aircat 은 프로펠러를 제외하면 좌우 대칭인 형상



(a) Variations in lift and drag according to the number of cells



(b) Variations in turbulent models

Fig. 3 Grid dependency and turbulent models

형상이므로 계산의 효율성을 높이기 위하여 비행체의 반을 계산 영역으로 삼았다. 외부 경계의 영향을 최소화 하기 위하여 동체의 앞 방향으로 동체길이의 6 배, 후방으로 10 배, 상방으로 5 배 확장 하였다. 그리고 Aircat 주변의 유동을 정확하게 모사하기 위하여 Fig. 2 에서 보듯이 동체 주변에 조밀한 격자를 사용하였으며 동체와 날개 주위의 경계층을 모사하기 위하여 4 개의 프리즘형태의 층격자(layer mesh)를 사용하였다. 고도( $h/c$ )는 Fig. 1(b)에 보듯이 동체와 날개가 붙는 위치(wing root)에서 지면과 후연사이의 거리로 하였다. 피치각(pitch angle) 또한 같은 후연을 중심으로 동체를 회전함으로 여러 가지 받음각에 대해서 같은 높이를 유지하도록 하여 비행체에 작용하는 힘들을 비교할 수 있도록 하였다.

프로펠러에 의한 유동을 모사하기 위하여 운동량

생성(momentum source)방법을 사용하였다. 경계조건은 저속의 이륙상태를 모사하기 위하여 비행체의 속도를 10m/s 로 정상 항주(15m/s)보다 느린 속도로 비행한다고 가정하여 입구에 10m/s 의 균일한 속도를 주었으며, 출구는 압력조건을 사용했다. 또한 지면은 입구와 같은 속도를 부여하여 비행체가 정지해 있는 지면을 지나가는 상대운동을 모사하도록 하였다. 그 외 경계면들은 비행체로부터 충분히 멀리 떨어져 비행체에 의한 교란이 없다고 가정하여 미끄럼경계조건(slip boundary condition)을 사용하였다. 활줄 길이(c)를 기준으로 Reynolds 수는  $2.14 \times 10^5$  이며, 적절한 계산 격자수를 결정하기 위하여 격자의 개수를 점차적으로 늘려가며 동일한 조건에 대하여 연산을 수행하였다. 이때 격자의 개수를 조정하기 위하여 위그선 표면 격자의 조밀도를 조정하였으며, 이에 따라 위그선 주변영역의 격자도 동시에 조밀해지게 된다. Fig. 3(a)에 나타낸 것과 같이 연속한 두 격자(약 86 만개와 약 125 만개) 간의 상대오차가 0.26%(양력), 1.6%(항력)로 줄어드는 약 86 만 개의 격자에 해당하는 격자 생성 조건을 사용하여 모든 연산을 수행하였다. 또 계산을 위한 적절한 난류모델을 선정하기 위하여 대표적인 3 가지 난류모델에 따른 양력을 Fig. 3(b)에 도시하였다. 그림에서 보듯이 3 경우 모두 미미한 차이만을 보일 뿐 동일한 결과를 보여주고 있다. 이러한 현상은 위그선의 양력을 얻는 방식과 밀접한 관계를 가지고 있다. 일반항공기는 날개의 흡입면의 빠른 속도로 인한 압력차, 또는 이로 인한 회전(circulation)에 의해 양력이 발생한다. 그러므로 3 차원 유동 즉 유동박리나 끝단와(tip vortex)에 의해 복잡한 유동의 영향을 받게 된다. 그러나 위그선은 날개나 동체로 들어오는 공기의 정체에 의한 압력상승을 이용하여 양력을 발생시킴으로 이러한 복잡한 3 차원 유동이 공력에 미치는 영향이 비교적 적다.

전반적인 유동 특성을 살펴보기 위하여 Fig. 4 에 유선을 도시하였다. 위그선 전면으로 들어온 유동은 Fig. 4 에 보는 것과 같이 크게 4 가지로 구분 가능하다. 먼저 동체의 전면 하단으로 들어온 공기는 동체의 아래를 통과하여 공기부양실로 들어간다. 이때 프로펠러에 의해 가속된 공기에 의해 하면을 따라 직진하지 못하고 동체의 바깥으로 밀려나는 경향을 보이고 있다. 프로펠러에 의해 가속된 공기의 일부는 동체의 중심부의 통로를 통해 공기부양실로 들어가 정체되어 양력을 증가시키는 중요한 역할을 하게 된다. 나머지 가속된 공기는 동체의 상부를 따라 하류로 흘러 내려가게 된다. 이때 높은 동압으로 인하여 항력을 증가시

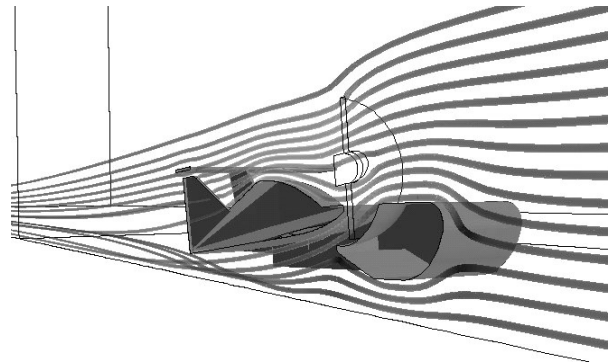


Fig. 4 Flow stream around Aircat ( $h/c = 0.3, \alpha = 3$ )

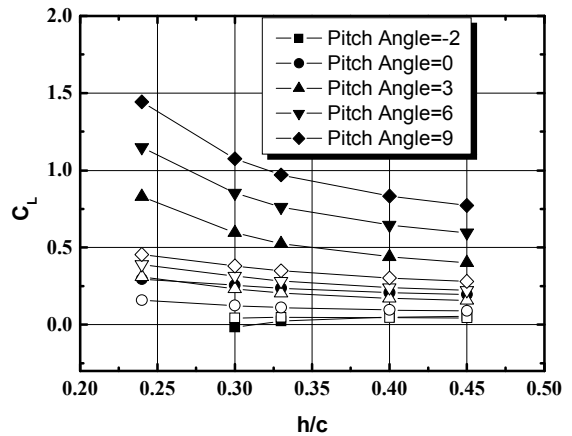


Fig. 5 Effect of DUP on lift augmentation at  $v_r = 2$ ; lift of whole vehicle (filled) and wing (hollow)

키는 주요 요인 중의 하나가 된다. 그 외 날개로 들어온 공기는 날개 아래에 정체하게 되어 지면에 의한 양력을 발생시키는 역할을 하게 된다.

### 3.2 DUP의 공력특성

DUP는 동체의 중심에 위치한 프로펠러에 의해 생성된 높은 에너지를 지닌 공기가 동체의 통로를 통하여 부양실로 들어가 정체됨으로 양력을 발생시키는 구조로 되어 있다. 이륙이나 착륙시에는 비행체가 매우 저속이기 때문에 DUP에 의한 양력이 주도적인 역할을 하게 된다. 그러나 정상 항주시에는 프로펠러보다는 전면으로 들어온 공기에 의해 양력이 주로 발생하게 된다. DUP가 저속 이륙에 미치는 영향을 보기 위하여 여러 속도비 ( $v_r = 0, 2, 3, 4, 6$ )에 따른 공기역학적 힘들을 관찰하였으며, 이 중  $v_r = 0$ 와 2에 대한 결과를 주로 표시하였다. 먼저 전체 양력에서 DUP의 기여도를 보기 위하여 Fig. 5에 고도( $h/c$ )에 따른 동체 전

전체에서 발생한 양력과 날개에 의해 발생한 양력을 여러가지 피치각에 대하여 표시하였다.  $\alpha = -2^\circ$ ,  $h/c = 0.3$  인 경우에는 오히려 전체 비행체에 의한 양력이 더 적게 나타나는데 이는 동체의 앞부분과 지면사이의 간격이 축소 및 확장되면서 나타나는 벤츄리효과(venturi effect)에 의해 음(-)의 압력이 발생하고 이로 인하여 날개에 의해 발생한 양력이 상쇄되어 전체적으로 음의 양력값을 가지게 된다. 이러한 벤츄리효과는 일반적으로 캠버가 없고 두께가 두꺼운 대칭형 날개에서 많이 나타나는 현상이나 이전의 몇몇 연구<sup>(6,7)</sup>에서는 캠버가 있는 NACA4412 에서도 받음각이 적은 경우 벤츄리효과에 의한 양력의 감소현상을 지적하고 있다. 그러나 본 연구에서는 날개가 아닌 동체에 이러한 벤츄리효과가 나타나고 있다. 그러므로 DUP 가 동체의 중심에 있어 전면부로 들어오는 공기의 흡입을 촉진하는 경우, 동체의 단면형상의 설계에 세심한 주의를 필요함을 알 수 있다. Fig. 5 에서 피치각이 크고 고도( $h/c$ )가 낮은 경우 DUP 에 의한 양력증가 현상이 더욱 뚜렷하게 나타나고 있다. 이것은 양력의 상당부분이 DUP 에서 발생하고 이륙과 같은 저속에서 DUP 가 중요한 역할을 하고 있음을 알 수 있다. 그러나 고도가 높고 피치각이 적은 경우에는 날개와 전체 동체에서 얻어지는 양력이 거의 같다. 이는 양력의 대부분이 날개에서 발생하며 DUP 가 양력에 기여하지 못하기 때문이다.

DUP 가 양력에 미치는 영향을 보기 위하여 DUP 가 없는 경우( $v_r = 0$ )와 비교하여 프로펠러 구동에 따른 양력계수를 Fig. 6 에 나타내었다.  $\alpha \leq 0^\circ$  을 제외하면 모든 경우 지면으로 가까갈수록 또한 피치각이 증가할수록 양력이 증가하는 일반적인 지면효과를 잘 보여주고 있다. 먼저,

$h/c \geq 0.4$  인 경우 공기부양실로 들어온 공기는 적절히 정체되지 않고 공기부양실과 지면사이의 공간사이로 빠져나가게 됨으로  $v_r = 0$  에 비하여 미미한 양력 증가를 보여주고 있다. 이러한 현상은 기존의 PAR(power augmentation)제트를 이용한 Chun 등<sup>(2)</sup> 의 연구에서도 나타나 있다. Fig. 6 에서 특이한 것은  $\alpha = 0$  인 경우, 공기 부양실과 날개에 의한 양력증가 효과와 동체의 앞부분에 공기 흡입으로 벤츄리 효과로 인한 양력감소효과가 서로 상쇄되어 양력이 거의 일정하다는 것이다. 또한,  $v_r = 0$  에 비하여  $v_r = 2$  의 경우 양력이 1.15~1.5 배 증가하였다. 그럼에 표시하지는 않았으나  $v_r = 3$  인 경우 최고 2 배까지 양력이 증가하였다.

DUP 는 동체 중심에서 공기를 가속하게 됨으로 프로펠러의 전면에서는 흡입으로 인하여 유속이 증가하고, 후면에서는 정체압이 증가하게 된다. 그러므로 양력뿐 아니라 이로 인한 항력도 증가하게 된다. Fig. 7 에 DUP 가 양력과 항력에 미치는 영향을 보기 위하여  $v_r = 0, 2$  에 대하여 고도 및 피치각에 따른 양항비를 나타내었다.  $v_r = 2$  인 경우가  $v_r = 0$  에 비하여 전체적으로 양항비가 떨어지고 있는데 이는 프로펠러의 추력의 일부를 양력으로 변환함으로써 양력이 증가하게 되나 상대적으로 더 큰 항력의 증가를 가져오기 때문이다.  $h/c = 0.25$  에서 두 경우 모두  $\alpha = 6^\circ$  에서 최대값을 나타내며  $\alpha = 9^\circ$  에서 오히려 약간 떨어지는 경향을 보여주고 있다. 이러한 양항비의 감소는 Ahmed et al.<sup>(6)</sup>가 언급한 것처럼 압력이 작용하는 방향으로 인한 압력항력의 급격한 증가로 생각되어 진다. DUP 는 고양력장치로서 저속이륙을 가능하게 하는 매우 유용한 장치이나 양력 증가와 함께 항력을 급격히 증가시킴으로 운행 중  $v_r$  을 높

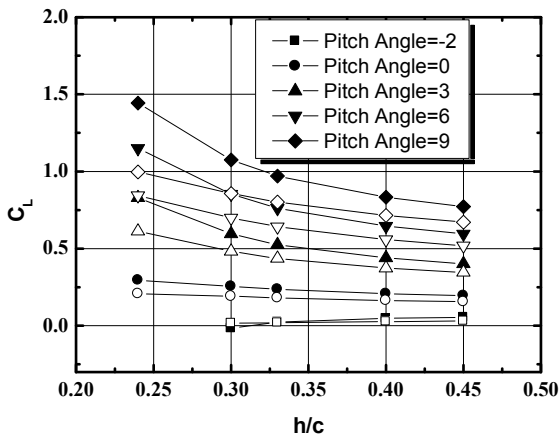


Fig. 6 Comparison of lift coefficients for  $v_r = 0$  (hollow) and  $v_r = 2$  (filled)

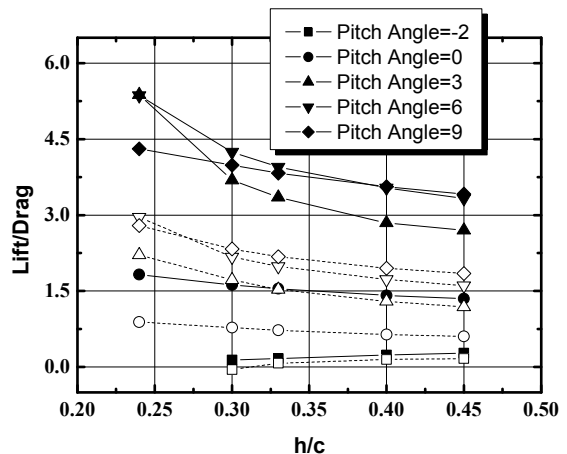


Fig. 7 Comparison of lift/drag ratios at  $v_r = 0$  (hollow) and  $v_r = 2$  (filled)

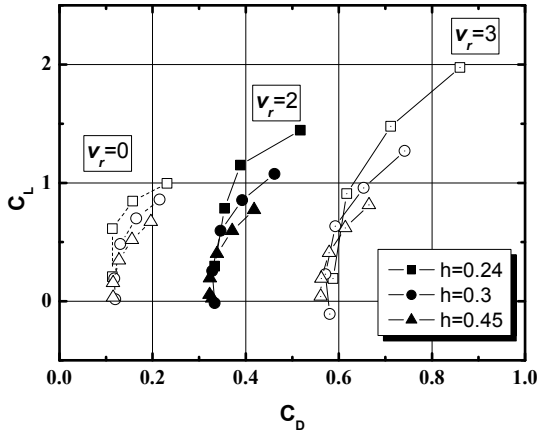


Fig. 8 Comparison of drag polars

게 유지하면 운행효율이 낮아지기 때문에 설계 시 주의를 요한다.

Fig. 8의 양항력곡선(drag polar)에서 항력의 증가는  $v_r$ 의 값에 따라 뚜렷한 차이를 보이고 있다. Fig. 7에서 보인 것과 마찬가지로 실제적으로 DUP에 의한 항력의 증가가 운행효율을 감소시킴을 알 수 있다. 그러므로 이륙 후에는  $v_r$ 을 줄이고 DUP에 의한 양력보다는 날개와 동체의 앞면으로 유입되는 공기에 의한 양력을 이용하는 것이 효과적일 것으로 생각된다. 위그선에서 발생하는 항력은 크게 마찰에 의한 항력과 압력에 의한 항력으로 생각할 수 있다. 그 외 유도항력(induced drag)을 생각할 수 있으나 정확하게 그 값을 분리할 수 없으므로 마찰항력과 압력항력 두 가지 만을 생각하기로 한다. 이 두 항력을 비교해 보면 마찰에 의한 항력은 전체의 약 10%정도를 차지하며 그 외는 모두 압력에 의한 항력이다. DUP가 존재하는  $v_r=2, 3$ 는  $v=0$ 에 비하여 대부분의 동체에서 속도가 높아지고 이로 인해 동압에 의한 마찰력과 압력에 의한 항력이 동시에 증가하여 Fig. 8와 같은 뚜렷한 항력의 차이를 가지게 된다. 특히 동체 상부의 통로로 프로펠러에 의해 가속된 공기가 유입되면서 그 입구에 정체점이 생기게 되며 면적은 적으나 항력에 미치는 영향은 크다.

3.3 고도 안정성(Height static Stability)

고도안정성은 Irodov<sup>(8)</sup>에 의해 제안된 다음의 수식을 사용하였다.

$$HS = x_\alpha - x_h = \frac{C_{m,\alpha}}{C_{L,\alpha}} - \frac{C_{m,h}}{C_{L,h}} \quad (3)$$

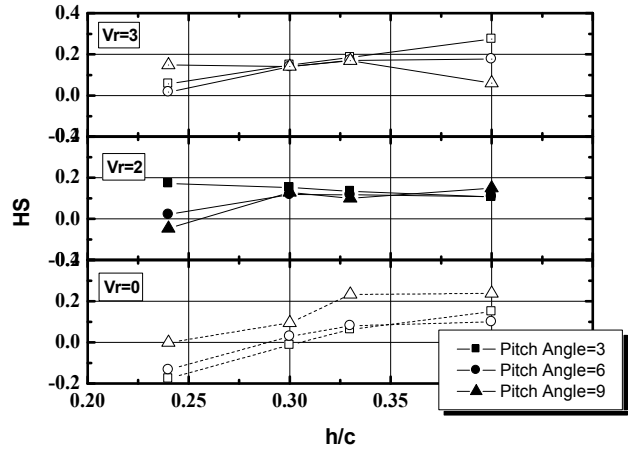


Fig. 9 Comparison of static height stability (HS)

여기서  $x_h$ 는 고도에 따른 공력중심,  $x_\alpha$  피치각에 따른 공력중심이다. 식(3)은 두 공력중심의 거리이며 무게중심의 위치와는 무관하다. Fig. 9은 고도 및 피치각에 따른 안정성(HS)를 DUP가 없는 경우( $v_r=0$ )과 DUP가 존재하는 경우( $v_r=2, 3$ )에 대해 나타낸 그림이다. 피치각이 작은 경우 적절한 미분값들을 구할 수 없어 Fig. 9에서 이를 제외하였다. Fig. 9에서 보는 것과 같이 DUP가 있는 경우 전체적으로 안정성이 떨어지며,  $v_r=2$ 보다  $v_r=3$ 가 대체적으로 큰 값(안정성이 떨어짐)을 나타내고 있다. 또 모든 속도비에 있어서 고도가 낮아지면 효과가 있는 경우는 안정성이 향상되고 있다. DUP가 있는  $v_r=2, 3$ 의 경우 공기부양실의 공기정체로 인하여 고도에 따라 양력이 급격하게 변하기 때문에  $x_h$ 는 후연 근방에 위치하게 되어 안정성이 떨어지는 원인이 된다. 즉 DUP로 인해 공기부양실에 정체압이 증가하게 되어 양력은 증가하나 이로 인하여 고도에 따라 급격한 압력의 변화를 가져오게 되어 안정성 면에서 불리하게 작용하는 것이다.  $v_r=0$ 인 경우에는  $h/c=0.3$ ,  $\alpha \leq 3^\circ$ 에서 안정함을 알 수 있다. 그러나 그보다 높은 고도에서는 고도 안정성을 확보하지 못하고 있다. 그러므로 이륙 직후 프로펠러의 속도를 줄이고, 운행고도( $h/c$ )를 0.3 이하로 제한할 필요가 있다.

4. 결론

날개와 동체, 프로펠러를 포함한 위그선 전체 동체에 대한 유동해석을 수행하였으며, 이를 통하여 저속 이착륙을 가능하게 하는 DUP에 대한 공기 역학적 특성과 비행 정안정성에 관하여 고찰하였다. DUP가 있는 경우 양력은 주로 DUP에 의한 공기 부양실의 압력증가에 의해 발생하였으며, 공기 부양실에 의한 양력의 증가(약 1.15~2 배)로 위

그선의 가장 큰 문제점 중의 한 가지인 저속이륙을 가능하게 하는 고양력장치임을 알 수 있었다. 또한  $\alpha = -2^\circ$  인 경우 DUP 가 있는 경우와 없는 경우 모두 비행체가 지면에 근접함에 따라 전면부의 단면형상의 축소/확대에 기인한 벤츄리효과에 의한 압력의 급격한 감소를 나타내었다. 고도안정성 ( $HS$ ) 면에서 DUP 가 있는 경우가 없는 경우에 비하여 안정성이 떨어졌으며 항력은 동압의 증가로 인하여 마찰항력과 압력항력 모두 뚜렷한 증가 현상을 보였다. 이로 인해 양항비가 급격히 낮아지고 운행 효율은 떨어짐을 알 수 있었다.

### 후 기

이 논문은 2008 년도 호서대학교의 재원으로 학술연구비 지원(2008-0181)을 받아 수행된 연구임.

### 참고문헌

(1) Rozhdestvensky, Kirill V., 2000, "Aerodynamics of

- a Lifting System in Extreme Ground Effect," *Springer*.
- (2) Chun, H. H., Chang, J. H., Paik, K. J. and Shin, M.S., 2000, "Wind Tunnel Test on the Aerodynamic Characteristics of a PARWIG Craft," *Journal of the Society of Naval Architects of Korea*, Vol. 37, No. 3, pp. 57~68.
- (3) Rozhdestvensky, Kirill V., 2006, "Wing-in-ground effect vehicles," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 42, pp. 211~283.
- (4) Kyoungwoo Park and Juhee Lee, 2008, "Influence of endplate on aerodynamic characteristics of low-aspect-ratio wing in ground effect," *J. of Mechanical Science and Technology*, Vol. 22, pp. 2578~2589.
- (5) STAR-CCM+ v3.04 Methodology, 2007, Computational Dynamics Co., London. U. K.
- (6) Ahmed, M. R., Takasaki, T. and Kohama, Y., 2007, "Aerodynamics of a NACA4412 Airfoil in Ground Effect," *AIAA Journal*, Vol. 45, No. 1, pp. 37~47.
- (7) Hsiun, C. and Chen, C., 1996, "Aerodynamic Characteristics of a Two-Dimensional Airfoil Ground Effect," *J. of Aircraft*, Vol. 33, No. 2, pp. 386~392.
- (8) Irodov, R. D., 1970, Criteria of longitudinal stability of ekranoplan, *Ucheiye Zapiki TSAGI*, Vol. 1, No. 4, pp. 63~74.