

論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.7.655

DUP (Direct Underside Pressurization)을 가진 위그선의 공력특성에 관한 연구

이주희*

Aerodynamic Characteristics of WIG Effect Vehicle with Direct Underside Pressurization

Juhee Lee*

ABSTRACT

DUP (direct underside pressurization) is a device that can considerably increase lift, reduce take-off speed and minimize hump drag when a WIG effect vehicle takes off on the water surface. A 3-dimensional numerical investigation of a WIG effect vehicle with DUP is performed to analyze aerodynamic characteristics and the static height stability. The model vehicle, named Aircat, consists of a propeller in the middle of a fuselage, an air chamber under the fuselage, Lippisch-type wings and a large horizontal T-tail. The lift is mainly increased by the stagnation of the accelerated air coming into the air chamber through the channel in the middle of the fuselage. However, the accelerated air increases drag as well as reduces static height stability.

초 록

DUP(direct underside pressurization)는 위그선이 이륙하기 위하여 수면 위를 항주할 때 낮은 속도에서 이륙할 수 있도록 양력을 증가시키는 역할을 한다. 이러한 DUP가 위그선의 안정성과 공기역학적인 힘에 미치는 영향에 관하여 3차원 수치해석을 수행하였다. 해석에 사용된 위그선인 "Aircat"은 동체의 중심에 프로펠러가 있고 동체하부에 공기부양실이 있으며 Lippisch형의 날개와 큰 T자형의 수평꼬리날개를 가지고 있다. 저속에서 대부분의 양력은 프로펠러에 의해 가속된 공기가 동체의 가운데 통로를 통하여 공기부양실로 들어가 정체됨으로써 발생한다. 그러나 DUP에 의해 가속된 공기는 동압의 증가로 인하여 항력을 증가시킬 뿐만 아니라 안정성에 영향을 주게 된다.

Key Words : Air chamber(공기부양실), Lift augmentation(양력향상), DUP(Direct Underside Pressurization), Ground effect(지면효과), Static height stability(고도안정성), WIG effect vehicle(위그선)

1. 서 론

지면효과(ground effect)란 비행체가 지면(혹은 수면) 가까이 비행 ($h/c < 0.5$)할 때 비행체에 작용하는 공기역학적 힘들이 변하는 현상을 말한다. 비행체가 지면에 가까워짐에 따라 전연(leading edge)의 정체점이 아래로 이동하게 되

† 2010년 2월 1일 접수 ~ 2010년 5월 18일 심사완료

* 정회원, 호서대학교, 메카트로닉스공학과
교신저자, E-mail : juheeleee@hoseo.edu
충남 아산시 배방면 세출리 165

며, 날개로 유입되는 공기는 날개와 지면사이에 정체(stagnation)하게 되어 날개의 아랫면에 압력이 급격히 증가한다. 또한 지면으로 인해 내리흐름(downwash)이 줄어들고 항력이 감소하게 되며 이로 인해 실질적인 날개길이(effective span)가 길어지는 효과가 있다[1]. 결과적으로 비행체의 중요한 공기역학적 특성인 양항비가 증가하게 된다. 지면효과에 관해서는 항공기 역사의 초창기인 1910년대에 라이트 형제와 그 이후 여러 비행사들에 의해 이미 인식되었다[1]. 이러한 지면효과를 엔지니어링관점에서 적극적으로 이용한 것은 구소련의 R. Alexeyev였으며 "Caspian Sea Monster"로 알려진 KM을 개발하면서부터였다[2]. 국내에서도 지면효과[3-5] 뿐 아니라 최근 새로운 형태의 위그선을 개발하려는 움직임이 보이고 있다[6,7]. 지면효과를 이용한 비행체(WIG effect vehicle)는 다량의 화물을 적은 비용으로 운송할 수 있는 선박의 특성과 소량의 화물을 고속으로 운송할 수 있는 항공기의 특성을 모두 갖춘 저비용 고효율의 운송체제라고 할 수 있다. 그러나 험프저항(hump drag)으로 인해 이륙 시 필요한 추력은 순항에 필요한 추력의 3배 이상으로 높아 잉여의 추진장치를 필요로 한다[8]. 이러한 잉여의 추진장치는 순항 시 오히려 항력을 증가시켜 순항성능이 떨어지며 또한 구조적인 문제를 일으킨다. 이러한 문제점을 극복하기 위하여 여러 가지 형태의 고양력 장치들이 고안되었다[2]. 일반항공기에서 사용하는 플랩[9], 끝단판(endplate)[10] 같은 공기역학적장치(Aerodynamic lift devices), 고속정에서 사용하는 하이드로 스키 (hydroski)나 하이드로포일(hydrofoil)과 같은 수력학적 고양력장치(hydrodynamic high-lift devices), 위그선을 위하여 특별히 고안된 PARWIG(power augmentation WIG)와 같은 DUP(direct underside pressurization)가 있다. DUP는 추진장치의 제트(jet) 혹은 프로펠러추력의 일부를 날개 혹은 동체 아래로 직접 분사함으로써 에어쿠션(air cushion)에 의한 고양력을 발생하는 장치이다. 이러한 고양력은 추진장치의 추력의 일부를 직접 사용함으로써 저속에서도 고양력을 얻을 수 있어 이착륙 시 DUP가 없는 경우보다 낮은 속도에서 수면 위로 부상할 수 있는 양력을 제공하여 추력장치의 불균형(mismatch)을 줄일 수 있다.

본 연구에서는 Designs Unlimited사의 모형선인 Aircat을 사용하여 DUP에 의한 공기역학적 특성을 수치적으로 고찰하였다. Aircat은 Lippisch형의 하반각(anhedral angle)이 있는 역삼각 날개를 가지고 있으며 특이하게 프로펠러가

동체의 중간에 달려 있고 프로펠러 추력의 일부를 동체의 상부와 하부를 연결하는 통로를 통해 직접 동체 아래의 공기부양실(air chamber)로 보내 에어쿠션(air cushion)에 의한 저속 이륙이 가능하도록 설계되어 있다. 본 연구에서는 이러한 형태의 DUP가 이륙과 같은 저속에 미치는 영향에 관하여 고찰하였다.

II. 지배 방정식과 모델의 구성

2.1 지배방정식

위그선 익형 주위의 정상상태유동을 지배하는 보존방정식을 텐서형태로 나타내면 다음과 같다.

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

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

여기서, u_i, u_j 는 속도 성분을, p 는 압력을 나타낸다. τ_{ij}, S_i 는 각각 응력 텐서, 운동량 추가 생성량을 의미하며, 난류점성 유동에 대한 응력 텐서는 다음과 같다.

$$\tau_{ij} = 2\mu s_{ij} - \overline{\rho u_i' u_j'} \quad (3)$$

$$\overline{\rho u_i' u_j'} = -\mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) + \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \quad (4)$$

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (5)$$

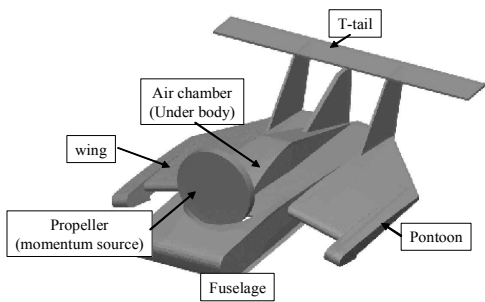
난류유동에 있어서 u_i, p 와 τ_{ij} 를 포함한 모든 종속변수들은 시간에 대해 양상불 평균된 것으로, $\overline{\rho u_i' u_j'}$ 항은 Reynolds 응력을, μ_t 는 난류점성계수를 나타낸다. μ, ε, k 를 구하기 위해서는 지배 방정식의 닫힌문제를 해결하여야 하는데, 본 연구에서는 표준 $k-\varepsilon$ 난류모델을 이용한다. 유동해석은 상용소프트웨어인 STAR-CCM+[11]를 사용하였으며, 3차원 점성, 비압축성 정상 유동으로 가정하였다.

2.2 위그선의 구성

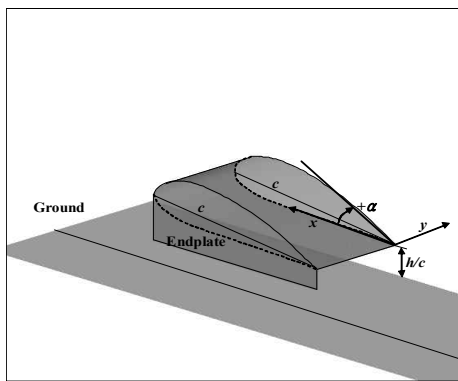
전산유체역학해석(CFD)을 위한 모델은 실측과 도면을 이용한 역설계방법으로 재구성하였다. Aircat은 Fig. 1(a)에 보는 것과 같이 추진을 얻

기 위한 프로펠러, 1쌍의 주 날개, T자형의 꼬리 날개와 동체로 이루어져 있다.

Aircat의 특징은 동체의 아래 부분이 쌍동선의 하부와 같은 형태의 공기부양실을 가지고 있으며 Fig. 1(a)에서 보는 것과 같이 프로펠러에서 가속된 공기의 일부를 동체의 상하부를 연결하는 통로를 통하여 직접 밀어 넣어 날개에서 뿐 아니라 동체에서도 추가적인 양력을 얻는 구조로 되어 있다는 점이다. 이러한 에어쿠션은 위그선의 가장 큰 문제점 중 한 가지인 이륙 시 필요한 추력과 운행 시 필요한 추력의 차이를 줄여주는 중요한 역할을 한다. 날개의 끝단에 부양체(pontoon)가 있으며 부양체 아래로 끝단판(endplate)이 나와 있어 부양체역할과 끝단판의 역할을 동시에 하고 있다. 날개의 형태는 후연에 플랩(flap)과 같은 삼각형의 판이 부착되어 있다. 이로 인해 날개의 전체적인 모양이 역삼각형(reverse delta wing), 하반각(anhedral angle), 전진각(sweep forward)이 있는 Lippisch형과 유사하다. 모델에 대한 자세한 제원은 Table 1에 나와 있다.



(a) 3-dimensional view of WIG effect vehicle



(b) Height and pitch angle

Fig. 1. Computational model and definition of height and pitch angle

Table 1. Specification of Aircat

Maximum Speed	25m/s (72km/h)
Cruise Speed	15m/s (54km/h)
Engine Power	1ps at 15000rpm
Propeller Diameter	30.5cm(12inch)
Main Wing Area	0.10976m ²
Tail wing Area	0.07558m ²
Control Surface	Rudder
Total Weight	2.7kg
Total Length	1m
Span	0.7m

2.3 해석모델과 경계조건

계산모델은 프로펠러를 제외하면 좌우 대칭임으로 계산의 효율성을 높이기 위하여 비행체의 반만을 계산 영역으로 하였다. 외부 경계의 영향을 최소화하기 위하여 계산 영역은 앞 방향(upstream)으로 동체길이의 6배, 후방(downstream)으로 10배, 상방으로 5배를 확장 하였다. 그리고 동체주변의 유동을 정확하게 모사하기 위하여 전방으로 1.5배, 후방으로 2배 상부로 1.5배, 스펠(span)방향으로 1.5배 영역에 대해서는 Fig. 2에서 보는 것과 같이 조밀한 격자를 사용하였으며 날개와 동체주위에는 상대적으로 더욱 조밀한 격자를 사용하였다. 또한 동체와 날개 주위의 경계층을 정확하게 모사하기 위하여 4개의 프리즘형태의 층격자(layer mesh)를 사용하였다. 날개의 시위길이(c)로 무차원 높이(h/c)는 Fig. 1(b)에 보는 것과 같이 지면에서 후연까지의 거리로 하였다. 이 때 시위길이(c)는 날개의 뒷부분에 덧붙여진 역삼각형모양을 제외한 단면적이 일정한 날개 길이로 하였다. 날개의 설치각은 약 1.8°로 되어 있으며 동체를 중심으로 피치각(a)을 정의하였다.

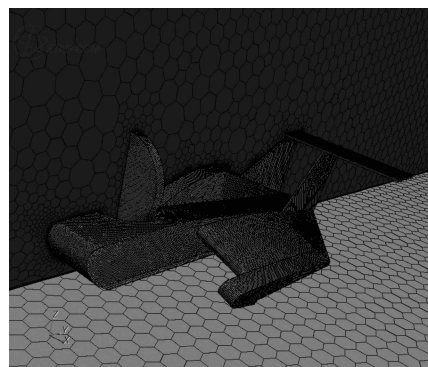


Fig. 2. Non-uniformly distributed polyhedral meshes around WIG effect vehicle

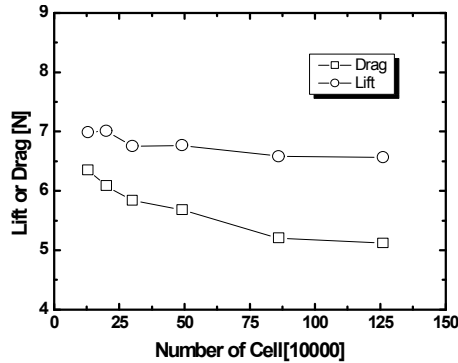


Fig. 3. Variations in lift and drag according to the number of cells

프로펠러를 수치적으로 고려하는 방법에는 프로펠러를 모델링하여 이동격자(moving grid)를 사용하는 방법, MRF(multiple rotating reference frame)을 이용하는 방법, 모멘텀소스(momentum source)를 이용하는 방법이 있다. 이들 중 본 연구에서는 회전에 의한 영향 보다는 동체 아래의 에어쿠션(air cushion)에 의한 공기역학적힘들의 변화에 주로 관심을 가지고 있기 때문에 모멘텀소스를 이용하였다. 경계조건은 저속의 이류상태를 모사하기 위하여 정상 항주(15 m/s)보다 느린 속도(10 m/s)로 비행한다고 가정하여 입구에 10 m/s의 균일한 속도로 주었으며 출구는 압력조건, 고요한 공기 중을 비행체가 지나가는 것을 모사하기 위하여 바닥면은 입구와 같이 10 m/s의 속도를 주었다. 그 외 경계면들은 비행체에서 충분히 멀리 떨어져 교란이 없다고 가정하여 속도 구배가 없는 미끄럼경계조건(slip boundary condition)을 사용하였다. 날개시위를 기준으로 $Re = 2.14 \times 10^5$ 이다.

적절한 격자개수와 수치모델의 정확성을 검증하기 위하여 먼저 격자개수에 따른 양력과 항력값의 경향을 Fig. 3에 나타내었다. 86만개이상의 격자에서는 양력과 항력의 상대오차가 각각 0.26%, 1.6%이며 거의 일정한 값을 가짐을 알 수 있다. 그러므로 계산 격자는 약 86만개의 격자를 이용하여 나머지 계산을 수행하였다. 본 논문에서 나타내지 않았으나 적절한 난류모델을 선정하기 위하여 대표적인 3가지 난류모델(standard $k-\epsilon$, $k-\omega$, realizable $k-\epsilon$)에 대하여 계산을 수행하였다. 모든 계산에서 모델 간에 미미한 차이만을 보일 뿐 동일한 결과를 보여주었다. 이러한 현상은 위그선의 양력을 얻는 방식과 밀접한 관계를 가지고 있다. 일반항공기는 날개의 흡입면의 빠

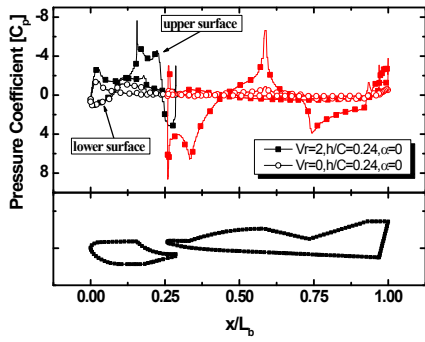
른 속도로 인한 압력차, 또는 이로 인한 회전(circulation)에 의해 양력이 발생한다. 그러므로 3차원 유동 즉 유동박리나 끝단와(tip vortex)에 의해 복잡한 유동의 영향을 받게 된다. 그러나 위그선은 주로 공기의 정체에 의한 압력상승을 이용하여 양력을 발생시킴으로 이러한 복잡한 3차원 유동이 공력에 미치는 영향이 비교적 적다.

III. 결과 및 고찰

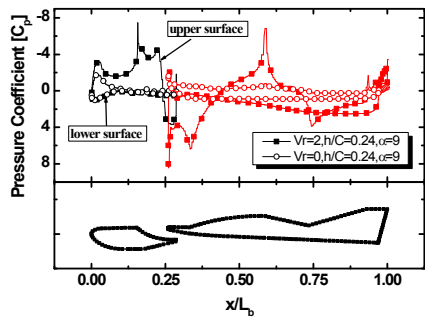
3.1 압력분포

DUP는 동체 중심 상부에 설치된 프로펠러로부터 나온 높은 에너지를 가진 공기가 동체 아래로 연결된 통로를 통하여 직접 동체하부로 들어가게 된다. 동체하부에는 날개로 빠져나가는 유동을 막기 위하여 스케그(skeg)형태의 분리판으로 둘러싸인 공기부양실이 있다. 이륙 시나 착륙 시에는 동체의 일부가 물속에 잠겨 공기부양실이 완전히 외부와 격리되고 에어쿠션에 의한 양력이 더욱 증가하게 된다. 공기부양실로 들어온 공기는 동압을 잃고 정체되어 정압으로 변환되고, 정압에 의한 압력상승에 의해 높은 양력을 발생시킨다. 동체중심부의 연결통로 외에 전진비행으로 인하여 수면과 동체 아랫부분의 얇은 공간을 통해 들어온 공기도 공기부양실에 정체되게 된다. 동체의 상부에서 가속되어 들어오는 공기는 주로 저속에서 양력을 발생시키는 반면에 동체의 앞부분으로 들어오는 유동은 비행체가 정상항주 할 때 양력을 발생시킨다.

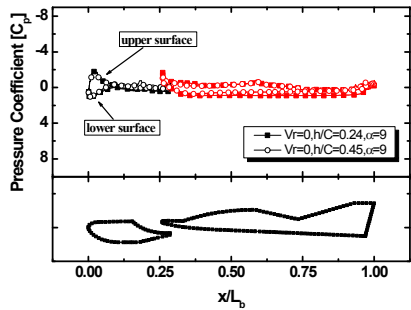
저속기동 시 DUP의 영향을 보기 위하여 비행체의 중심을 따라 압력분포를 Fig. 4에 나타내었다. 프로펠러의 위치는 비행체의 전면으로부터 약 25%에 해당하는 곳에 위치한다. 프로펠러에 의해 가속된 일부 공기만이 공기부양실로 들어가고 나머지는 동체상부를 통과해 하류로 빠져나가게 된다. 이로 인하여 동체의 전 영역에 걸쳐 유속이 증가 된다. 또한 공기부양실로 들어오는 빠른 공기의 흐름은 동체 하단에 강한 흡입효과를 발생시켜 이후에 설명할 벤츨리효과를 증가시키는 효과가 있다. 먼저 피치각(α)과 고도(h/c)가 같고 프로펠러의 속도가 각각 $v_r = 0$ 와 $v_r = 2$ 인 경우에 대하여 압력(C_p)을 Fig. 4(a)와 (b)에 도시하였다. 여기서 $v_r = v_{prop} / v_\infty$ 으로 비행체의 전진속도(v_∞)에 대한 프로펠러의 토출속도(v_{prop})의 비를 나타낸다. 비행체의 전진에 의해 공기가 흡입되는 동체의 전면부 하부 일부를 제외하고는



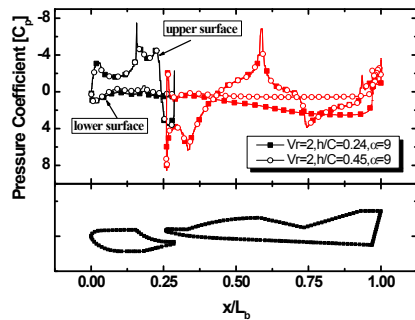
(a) C_p distribution for $h/c = 0.24$ and $\alpha = 0$



(b) C_p distribution for $h/c = 0.24$ and $\alpha = 9$



(c) C_p distribution for $v_r = 0$ and $\alpha = 9$



(d) C_p distribution for $v_r = 2$ and $\alpha = 9$

Fig. 4. Comparison of pressure distributions

DUP ($v_r = 2$)에 의하여 압력분포가 크게 변화되고 있다. 동체를 상부와 하부로 나누어 생각해 보면 Fig. 4 (a)와 (b)에서 동체상부 압력의 차이는 대부분 프로펠러에 가속된 공기의 동압에 의해 나타나는 현상이다. 그러므로 단면적의 변화에 따라 급격한 압력의 변화들을 보이고 있다. 프로펠러 이전의 동체 상부에서도 급격한 압력의 증가와 감소현상을 관찰할 수 있는데 이는 프로펠러의 흡입에 의하여 공기가 가속되면서 나타나는 현상이다. 이러한 공기의 흡입과 가속은 프로펠러의 동력에 의해 나타나는 현상이므로 상부의 압력분포는 피치각에 무관하게 거의 일정한 값을 보이고 된다. 또한 양력에는 별로 기여하지 않으며 항력의 증가를 가져오는 중요한 요인 중의 한 가지 이다. Fig. 4(a)에서 동체 전면부 하부에서 단면형상의 변화(급격한 축소와 확대)에 의한 벤츄리효과(venturi effect)가 발생하여 급격한 압력강하현상을 볼 수 있다. 또한 DUP가 있는 경우 프로펠러에 의해 가속된 공기가 동체의 연결통로로 지나감에 따라 전면부에 더욱 강한 흡입이 발생하며 이는 벤츄리효과에 의한 압력강하를 더욱 강화시킨다. 이는 이후에 보일 양력곡선에 있어서 낮은 피치각에서 C_L 의 급격한 감소와 깊은 관계를 가지고 있다. 그러나 피치각이 큰 경우 ($\alpha = 9$)는 Fig. 4(b)에서 보듯이 이러한 흡입에 의한 압력의 급격한 변화는 일어나지 않는다. Fig. 4(b)의 $v_r = 2$ 인 경우 공기 부양실에서 프로펠러에 의한 압력의 상승을 보이고 있는데 이러한 상승은 동체의 뒷단으로 갈수록 더욱 증가하고 있다. 또 피치각이 클수록 뒷단의 압력이 더욱 증가하는데 이는 동체의 끝단이 더욱 수면에 접근하여 부양실의 공기가 빠져나가지 못하고 정체되기 때문이다. Fig. 4(c)와 (d)는 각각 DUP가 없는 경우와 있는 경우에 고도(h/c)에 따라 압력의 변화를 나타낸 것이다. Fig. 4(c)는 동체 하부와 상부압력의 변화가 비교적 적고 특히 피치각이 크기 때문에 Fig. 4(a)와 다르게 하부에서 벤츄리에 의한 압력감소효과는 나타나지 않고 있다. 동체가 지면에 가까워짐에 따라 공기부양실의 압력 또한 미미하게 변화하고 있다. 반면에 Fig. 4(d)의 상부 압력은 비슷한 양상을 보이나 하부의 압력은 고도에 따른 지면효과에 의해 급격히 변하고 있다. 앞에서 언급한 것과 같이 $h/c = 0.24$ 인 경우 공기부양실에 공기가 충분히 정체됨으로 압력이 $h/c = 0.45$ 에 비해 큰 값을 나타내고 또한 후면으로 갈수록 압력이 더욱 증가하고 있다. 이는 피치각이 크기 때문에 비행체가 지면에 근접

할수록 동체의 끝단과 지면의 간격이 더욱 줄어들어 공기부양실에서 빠져나가는 공기량이 줄고 이로 인해 후면에서 압력이 더욱 증가하게 된다.

3.2 DUP의 공력특성

DUP는 양력 뿐 아니라 공기역학적 힘 전반에 걸쳐 영향을 준다. 먼저 DUP에 의한 양력의 증가를 보기 위하여 DUP가 있는 경우($v_r=2$)와 없는 경우($v_r=0$)에 대한 양력계수를 Fig. 5에 표시하였다. 대체적으로 DUP가 있는 경우가 그렇지 않은 경우에 비하여 양력은 증가하고 있으며 고도가 낮을수록 그 효과가 커지는 일반적인 지면효과와 경향을 잘 보여주고 있다. 특히 $\alpha=9$, $h/c=0.24$ 에서 가장 큰 양력증가현상을 보이고 있는데 그 값은 약 1.5배에 해당한다. 그러나 $\alpha \leq 0$ 인 경우는 양력의 증가가 미미하거나 오히려 더 낮게 나타나고 있다. 이러한 원인은 크게 2가지로 생각할 수 있다. 첫 번째는 공기부양실로 들어오는 공기의 밀폐이고 둘째는 동체의 전단면에 발생한 벤츄리효과이다. 특히 Fig. 4에서 보듯이 벤츄리효과는 피치각이 작은 경우에 더 강하게 나타난다. 그러므로 $\alpha=-2$ 에서 현격하게 나타나고 있는데 $h/c=0.3$ 에서 $v_r=0$ 보다도 더 작은 값을 보이고 있다. 또한 $h/c > 0.4$ 에서는 공기부양실로 들어온 공기는 피치각에 상관없이 적절히 정체되지 않고 공기부양실과 지면 사이의 공간사이로 빠져나가게 됨으로 압력상승에 의한 양력증대의 효과가 줄어들게 된다. 그러므로 Fig. 5에서 보듯이 고도가 높은 경우에는 양력 증대효과가 미미하게 나타나고 있다. 이러한 현상은 Park and Lee [10]의 연구에서도 잘 나타나고 있다. 고도(h/c)가 0.3이상으로 운행되는 경우 끝단판(endplate)옆과 후연(trailing edge)으로 공기가 빠져나가게 됨으로 양력이 증가하지 않음을 지적하였다. 고도가 낮고 피치각이 큰 경우에 공기부양실의 효과가 더욱 크게 나타나게 된다. 즉 위그선이 이륙을 위해 항주하는 경우 동체의 일부는 물속에 잠겨 있게 됨으로 DUP에 의한 양력증대효과가 더욱 커지게 된다. Fig. 6은 속도비에 따른 양력증가현상을 보기 위하여 $v_r=2, 3$ 의 양력을 $v_r=0$ 의 양력으로 나누어 그 비를 표시하였다. 대부분의 양력이 공기부양실에 정체되는 공기에 의해 발생하게 됨으로 v_r 이 증가함에 따라 그리고 고도가 낮아짐 따라 혹은 피치각이 증가함에 따라 더욱 커지게 된다. 피치각이 음(-)인 경우를 제외하고 대체적으로 1.15~2.0정도의 범위를 나타내고 있다.

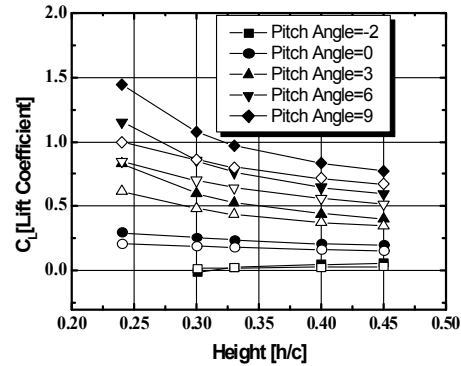


Fig. 5. Comparison of lift coefficients for $v_r=0$ (hollow) and 2(filled)

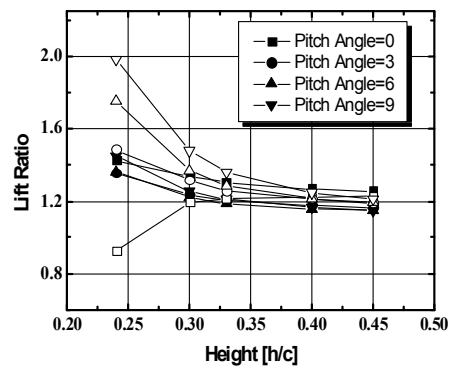


Fig. 6. Lift ratio of $v_r=2$ (filled) and 3(hollow) with respect to $v_r=0$

$v_r=3$ 인 경우 최대 2배까지 증가하고 있음을 알 수 있다. 반대로 피치각이 적은 경우 벤츄리 효과에 의해 1보다 작은 값을 나타낸다. 이러한 벤츄리효과는 저속뿐 아니라 정상항주에서도 발생할 수 있으므로 과도한 피치각의 변화는 갑작스러운 음(-)의 양력 발생으로 인한 수면과의 충돌이 예상됨으로 주의를 요한다. $\alpha=6$, $h/c=0.24$ 인 경우 양력계수를 양력으로 환산하면 $v_r=0$ 인 경우 약 11.3N, $v_r=2$ 인 경우 약 15.4N, $v_r=3$ 인 경우 약 19.8이 된다. 동체의 무게는 엔진을 포함하여 총 1.38kg(반쪽)이며 필요 양력은 약 13.5N이다. DUP가 있는 경우 10 m/s에서 비행체를 들어 올릴 수 있는 충분한 양력이 발생하고 있으며 실제 이륙 시에는 일부가 물속에 잠겨있는 상태임으로 고도가 $h/c=0.24$ 보다 작으며, DUP가 있는 경우 이 보다 낮은 속도에서도 이륙이 가능할 것으로 예상된다.

DUP가 순항성능에 미치는 영향을 보기 위하여 $v_r=0, 2, 3$ 에 대하여 양항곡선(drag polar)을 Fig. 7에 나타내었다. DUP는 양력을 증가시켜 저속이륙을 가능하게 하나 다른 한편 동체의 중심에 있는 프로펠러로 인한 항력의 급격한 증가현상을 보여주고 있다. 이로 인하여 v_r 이 증가함에 따라 뚜렷한 항력의 증가현상과 함께 순항성능이 떨어질 것을 예상할 수 있다. 항력은 마찰에 의한 항력(friction drag)과 압력에 의한 항력(pressure drag)으로 크게 생각할 수 있다. 그 외에 유도항력이 있으나 정확하게 구분할 수 없으므로 논외로 하였다. 이 두 가지 항력을 비교해보면 $\alpha=0, h/c=100$ 에서 $v_r=2$ 인 경우 $C_{D_{fric}}/C_D=0.034/0.32$ 이며 $v_r=3$ 인 경우 $C_{D_{fric}}/C_D=0.059/0.57$, $v_r=0$ 인 경우 $C_{D_{fric}}/C_D=0.015/0.12$ 으로 마찰에 의한 항력은 전체의 약 10%정도를 차지하였다. v_r 이 커짐에 따라 동체의 대부분에서 속도가 높아지고 이로 인해 동압에 의한 마찰력과 압력에 의한 항력이 동시에 증가하게 된다. 특히 공기부양실로 연결되는 통로의 입구는 프로펠러에 의해 가속된 유동에 의한 또 하나의 정체점이 생기게 됨으로 Fig. 4에서 보는 것과 같이 압력이 급격히 상승하고 면적은 적으나 항력에 미치는 영향은 매우 크다. 같은 속도비(v_r)에 대해서는 양항곡선은 세 경우 모두 비슷한 경향을 보이고 있다. 즉 고도가 낮을수록 순항성능은 높아지고 있다. DUP는 고양력장치로서 저속이륙을 가능하게 하여 위그선에 아주 유용한 장치이나 양력 증가와 함께 항력을 급격히 증가시켜 순항성능을 떨어뜨리는 단점도 가지고 있다. 그러므로 동체의 표면형상과 연결통로의 설계 시 주의를 요한다.

무게중심(center of gravity)에서 피칭 모멘트를 Fig. 8에 나타내었다. 기수가 들어올러지는 경우(nose-up moment)를 양(+의 값으로 정의하였다. 전체적으로 두 경우 모두 피치각에 따라 음(-)의 기울기를 가지고 있으므로 비행체의 무게중심에 대하여 안정함을 알 수 있다. $v_r=0$ 인 경우에 모든 피치각에서 음(-)값을 가지고 있다. 그러므로 비행체를 유지할 충분한 양력을 받으면서 자세(trim)를 유지할 수 없음을 나타낸다. $v_r=2$ 인 경우 $v_r=0$ 에 비하여 모멘트의 변화가 급격하다. 특히 $h/c=0.24$ 인 경우 가장 급격하게 변하는 것을 알 수 있다. 이는 전술한바와 같이 공기부양실에 의해 정체된 공기가 피치각이 적어짐으로 인하여 급격하게 빠져나가기 때문이다. 또 다른 원인으로 정체된 공기에 의해 Fig. 1에 보

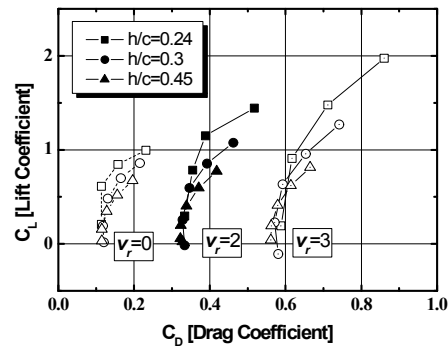


Fig. 7. Comparison of drag polars for $v_r=0, 2$ and 3

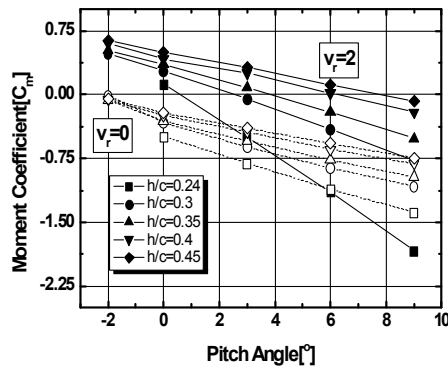


Fig. 8. Comparison of moment coefficients (c_m) for $v_r=0$ (hollow) and 2 (filled)

듯이 동체의 후면으로 갈수록 압력이 높아짐으로 음(-)의 모멘트를 더욱 증가시키게 된다.

3.3 고도안정성

Fig. 9는 DUP에 있어서 프로펠러 속도비에 따른 고도안정성(static height stability)값을 나타낸 것이다. 고도안정성은 Irodov[12]가 제시한 다음과 같은 수식을 사용하였다.

$$HS = x_a - x_h = \frac{C_{M,\alpha}}{C_{L,\alpha}} - \frac{C_{M,h}}{C_{L,h}} < 0 \quad (7)$$

이때 x_a 는 피치각에 대한 공력중심, x_h 는 고도에 대한 공력중심을 나타낸다. 또 C_M 는 피칭모멘트, C_L 은 양력계수를 각각 나타낸다. 모멘트계수와 양력계수의 α 와 h 는 각각 피치각과 고도에 관한 미분을 나타낸다. x 는 Fig. 1에서 보듯이 날개의 뒷전에서 상류방향이다. 위그선은 $HS < 0$ 일 때 안정성을 가진다. 피

치각이 작은 경우는 Fig. 4에서 보는 것과 같이 양력계수의 변화가 없어 적절한 미분값들을 구할 수 없기 때문에 Fig. 9에 포함시키지 않았다. Fig. 9에서 보는 것과 같이 DUP가 없는 경우 보다 DUP가 있는 경우에 안정성이 떨어지는 것을 알 수 있다. 또한 고도가 높아지면 모든 경우에 안정성을 만족하지 못하고 있다. 이는 이륙직후 비행체가 가장 불안정할 수 있음을 나타낸다. $v_r=0$ 인 경우에는 $h/c=0.3$, $\alpha=3$ 에서 안정함을 알 수 있다. 그러나 이 보다 높은 고도에서는 고도안정성을 확보하지 못하고 있다. 그러므로 이륙직후 운행고도를 0.3이하로 하고 위그선이 수면을 벗어나면 추력을 줄이고 고도를 낮추어 지면효과 내에서 운행하도록 하여야 한다. 식(7)의 고도안정성에 각 요소들이 미치는 영향을 알아보기 위하여 Fig. 10과 11에 각각 x_{hr} , x_a 를 고도에 따라 나타내었다. Fig. 10을 보면 대체적으로 고도가 높아짐에 따라 x_a 는 전방(upstream)으로 이동하고 있으며 모든 속도비에 대하여 비슷한 경향들을 보이고 있다. 반대로 x_b 에 대해서는 서로 상반되는 효과를 보여주고 있다. 고도가 높아짐에 따라 $v_r=0$ 인 경우는 감소하는 반면에 DUP가 있는 경우는 증가하고 있다. 이 두 가지의 종합적인 효과로 인하여 DUP가 Fig. 9에 보는 것과 같이 안정성이 나빠지고 있다. $v_r=0$ 이며 $h/c=0.24$ 인 경우 전방으로부터 x_b 가 $c/5$ 근방에 위치하며, x_a 는 $c/2$ 근방에 위치한다. 같은 경우DUP가 있는 경우는 x_a 는 $3c/5$ 근방에 있는 반면, x_b 는 $4c/5$ 근방에 존재한다. DUP가 있는 경우 x_b 가 후연근방에 존재하게 되는 이유는 고도에 따른 양력의 변화가 고도에 따른 모멘트의 변화보다 크기 때문이다. 즉 고도가 높아짐에 따라 공기부양실의 압력이 급격히 낮아지고 이로 인해 양력이 급격히 감소하기 때문이다.

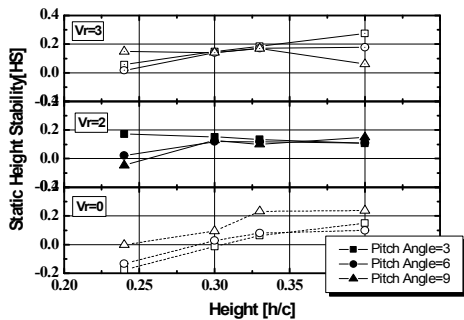


Fig. 9. Static height stability (HS) for $v_r=0, 2$ and 3

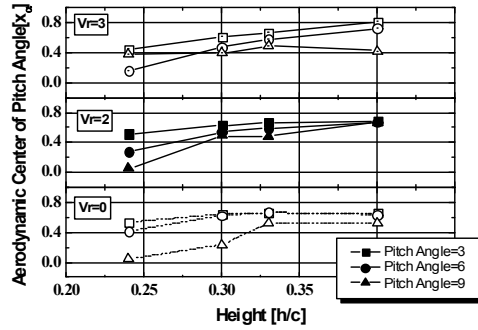


Fig. 10. Aerodynamic center of pitch angle (x_a) for $v_r=0, 2$ and 3

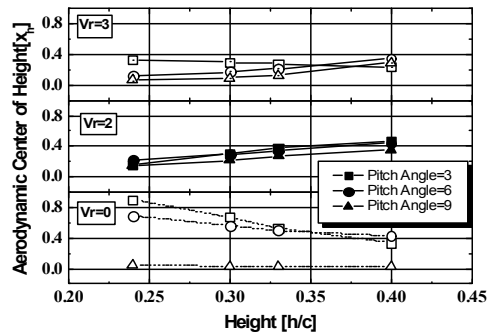


Fig. 11. Aerodynamic center of height (x_b) for $v_r=0, 2$ and 3

IV. 결 론

날개와 동체, 프로펠러를 포함한 전체 기체에 대한 비압축성 점성 난류 유동해석을 수행하였으며 이를 통하여 저속 이착륙을 가능하게 하는 DUP에 대한 공기역학적 특성과 고도정안정성에 관하여 고찰하였다. DUP는 저속에서 공기 부양실의 압력을 증가시킴으로 양력을 증가시켜 위그선의 가장 큰 문제점 중의 한 가지인 저속이륙을 가능하게 하는 고양력장치임을 알 수 있었다. DUP가 있는 경우 양력은 주로 DUP에 의한 공기 부양실의 압력증가에 의해 발생하였다. $\alpha=0$ 인 경우 DUP가 있는 경우와 없는 경우 모두 비행체가 지면에 근접함에 따라 전면부의 단면형상의 축소/확대에 의한 벤츄리효과에 의한 압력의 급격히 감소하였다. 또한 DUP가 있는 경우에 벤츄리효과에 의한 양력의 감소현상이 더욱 두드러지게 나타났다. 이로 인하여 $\alpha=-2$ 에서 음(-)의 양력이 발생하였다. DUP에 의하여 양력은

1.15~2배까지 증가하였으며 10 m/s 이하에서도 비행체를 수면위로 이륙할 충분한 양력이 발생하며 낮은 속도에서 이착륙이 가능하도록 하였다. 그러나 비행체의 안정성면에서 고도에 따른 양력의 급격한 변화로 인하여 x_h 가 하류에 존재하게 되며 안정성을 저해하는 요소로 작용하였다. 또한 동압의 증가로 인하여 마찰항력과 압력항력 모두 뚜렷하게 증가하였으며 이로 인해 양항비가 급격히 낮아지고 순항성능이 떨어짐을 알 수 있었다. DUP를 가진 위그선에서는 대부분 비슷한 현상들이 존재할 것으로 생각되며 운행 시나 설계 시주의를 요한다. 끝으로 본 연구에서는 프로펠러를 모멘텀소스방법으로 모사함으로 프로펠러의 회전성분에 의한 요잉모멘트, 롤링모멘트와 같은 3차원 효과에 대한 모사가 부족한 것으로 생각되며 향후 회전성분을 고려한 해석이 필요할 것으로 생각된다.

참고문헌

1) Rozhdestvensky, Kirill V., *Aerodynamics of a Lifting System in Extreme Ground Effect*, Springer, 2000.
 2) Rozhestvensky, Kirill V., "Wing-in-ground effect vehicles", *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 42, 2006, pp. 211~283.
 3) 김양준, 조창열, 반응표면법을 이용한 지면 효과익기 익형의 공력 설계최적화, 한국항공우주

학회지 제33권, 제5호, 2005, pp. 18~27.
 4) 조창열, 김양준, 지면효과익기 날개에 대한 전산 공력 해석, 한국항공우주학회지, 제32권, 제8호, 2004, pp. 37~46.
 5) 임예훈, 장근식, "지면효과를 받는 3차원 날개의 유동해석", 한국항공우주학회지, 제29권, 제5호, 2001, pp. 1~8.
 6) 한철희, 김학기, 조진수, "비평면 지면효과를 받는 날개들의 종방향 정안정성", 한국항공우주학회지, 제34권, 제7호, 2006, pp. 12~17.
 7) 조연우, 조정현, 조진수, "비평면 지면을 비행하는 FAST의 정상상태 공력특성", 한국항공우주학회지, 제35권, 제6호, 2007, pp. 483~488.
 8) 전호환, 장중희, 백광준, 신명수, "PARWIG 선의 공력특성에 관한 풍동실험", 대한조선학회 논문집 제37권, 제3호, 2000, pp. 57~68.
 9) Recant, Isidore G., *Wind-Tunnel Investigation of Ground Effect on Wings with Flaps*, NACA TN No. 705, 1939.
 10) Park, Kyoungwoo and Lee, Juhee, "Influence of endplate on aerodynamic characteristics of low-aspect-ratio wing in ground effect", *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 22, 2008, pp. 2578~2589.
 11) STAR-CCM+ v3.04 Methodology, Computational Dynamics, Co., London. U. K., 2007.
 12) Irodov, R. D., "Criteria of Longitudinal Stability of Ekranoplan", *Ucheniye Zapiski TSAGI*, Vol. 1. No. 3, 1970.