

## DUP 와 프로펠러가 있는 위그선 주위의 유동특성<sup>§</sup>

이주희\* · 김병삼\*\* · 박경우\*\*\*†

\* 호서대학교 메카트로닉스공학과, \*\* 호서대학교 자동차공학과, \*\*\* 호서대학교 기계공학과

### Flow Characteristics of WIG-Effect Vehicle with Direct-Underside-Pressurization System and Propeller

Juhee Lee<sup>\*</sup>, Byeong-Sam Kim<sup>\*\*</sup> and Kyoungwoo Park<sup>†</sup>

<sup>\*</sup> Dept. of Mechatronics Engineering, Hoseo Univ.,

<sup>\*\*</sup> Dept. of Automotive Engineering, Hoseo Univ.,

<sup>\*\*\*</sup> Dept. of Mechanical Engineering, Hoseo Univ.

(Received January 8, 2010 ; Revised April 27, 2010 ; Accepted April 29, 2010)

**Key Words** : Aerodynamic Characteristics(공기역학적 특성), CFD(전산유체역학), DUP(Direct Underside Pressurization), Ground Effect(지면효과), Wing-In-Ground Effect Vehicle(WIG, 위그선), Yawing and Rolling Moment(요잉/롤링 모멘트)

**초록** : DUP (direct underside pressurization)-장치와 프로펠러가 있는 3 차원 형상의 위그선(WIG-craft) 주위의 유동특성을 수치적으로 해석하였다. 이를 통하여 위그선 주위의 공기역학 관점의 힘들과 모멘트에 대해 고찰하였다. 이 연구의 해석에 사용된 모델은 프로펠러, 동체, 날개와 동체아래의 압력실 (air chamber)을 포함한 전 영역에 대하여 수행하였다. DUP 장치는 추력의 일부를 동체 아래의 압력실에 정체시킴으로 이륙 시와 같이 낮은 속도에도 효과적으로 양력을 증가시켜 이륙 속도를 줄이는 장치이다. 이러한 DUP 장치는 동압의 증가로 인하여 항력이 증가하고 공기의 회전성분으로 인하여 추가적인 모멘트를 생성하게 된다. 위그선의 비대칭 유동에 의해 발생하는 요잉 및 롤링 모멘트가 위그선의 안정성에 미치는 영향은 매우 미미하였다.

**Abstract**: A three-dimensional numerical study of the WIG-effect vehicle with a direct-underside-pressurization (DUP) system and a propeller is performed to analyze the aerodynamic forces and moments acting on the vehicle. The computational model includes all the compartments of a WIG-effect vehicle, including a propeller in the middle of the fuselage and an air chamber under the fuselage. The DUP system and propeller help considerably reduce the take-off speed and minimize the effect of the hump drag when the vehicle accelerates to take off on water. The airflow is accelerated by a propeller, and the air then enters the air chamber through a channel in the middle of the fuselage, this air helps increase the lift since the dynamic pressure of air is converted to static pressure. However, the air accelerated by the propeller produces excessive drag and creates yawing moment. It is found that the effect of yawing and rolling moments on static stability is negligible.

- 기호설명 -

$A$  : 날개 면적( $m^2$ )

$c$  : 시위길이( $m$ )

$C_D$  : 항력계수( $D/(0.5\rho v^2 A)$ )

$C_L$  : 양력계수( $L/(0.5\rho v^2 A)$ )

$D$  : 항력( $N$ )

$h/c$  : 후연에서의 무차원 높이

$L$  : 양력( $N$ )

$P$  : 압력( $Pa$ )

$P_{ref}$  : 기준압력( $Pa$ )

$u_i, u_j$  : 속도성분( $m/s$ )

$\rho$  : 밀도( $kg/m^3$ )

### 1. 서론

§ 이 논문은 대한기계학회 2009 년도 추계학술대회 (2009. 11. 4.-6., 용평리조트) 발표논문임

† Corresponding Author, kpark@hoseo.edu

일반적으로 비행체가 지면(혹은 수면)에 가까이 비행 ( $h/c < 1.0$ )하는 경우 비행체에 있어서 날개

로 유입되는 공기는 비행체가 지면에 가까워짐에 따라 전연(leading edge)의 정체점이 아래로 이동하게 된다. 또 날개와 지면 사이에 공기는 속도가 느려져 정체(stagnation)하게 되며 이로 인하여 날개 아래 면에 압력이 급격히 증가한다. 또한 지면으로 인해 내리흐름(downwash)이 줄어들고 항력이 감소하여 실제적인 날개의 길이(effective span)가 길어지는 효과를 가진다<sup>(1)</sup>. 이러한 두 가지 효과에 의해 결과적으로 위그선의 양항비가 증가하게 된다. 이러한 현상을 지면효과(ground effect)라고 하며, 지면효과에 관해서는 항공기 역사의 초창기인 라이트 형제와 그 이후 여러 비행사들에 의해 1910 년대에 이미 인식되었다.<sup>(1)</sup> 이러한 지면효과를 엔지니어링 관점에서 적극적으로 이용한 것은 구소련의 Rostislav E. Alexeyev 였으며 “Caspian Sea Monster” 로 알려진 KM 을 개발하면서부터 였다.<sup>(2)</sup> 지면효과를 이용한 비행체인 위그선(wing-in-ground effect vehicle, WIG)는 다량의 화물이나 승객을 낮은 비용으로 운송할 수 있는 선박의 특성과 소량의 화물을 고속으로 운송할 수 있는 항공기의 특성을 모두 갖춘 저비용 고효율의 운송체제라 할 수 있다.

위그선은 지면 혹은 수면에 가까이 운행함으로써 양항비가 올라가 운행효율이 높고 조파 저항이 없어 항공기와 같은 고속의 운행이 가능하다는 장점이 있으나 이륙 시 험프저항(hump drag)으로 인해 순항에 필요한 추력의 3 배 이상으로 높아 잉여의 추진장치를 필요로 한다. 이러한 잉여의 추진장치는 순항 시 오히려 항력을 증가시켜 운행효율이 떨어지며 구조적인 문제를 일으킨다.<sup>(3)</sup> 이러한 문제점을 극복하기 위하여 여러 가지 형태의 고탄력 장치들이 고안되었다.<sup>(2)</sup> 일반항공기에서 사용하는 플랩과 같은 공기역학적 고탄력장치(Aerodynamic high-lift devices), 고속정에서 사용하는 하이드로 스키(hydro-ski)나 하이드로포일(hydrofoil)과 같은 수력학적 고탄력장치 (hydro-dynamic high-lift devices), 위그선만을 위하여 특별히 고안된 PARWIG(power argumentation WIG)와 같은 DUP(direct underside pressurization)이 있다. 이 중 DUP 는 추진장치의 제트(jet) 혹은 프로펠러추력의 일부를 날개 혹은 동체아래로 직접 분사함으로써 유동을 정체시켜 에어쿠션(air cushion)에 의한 고탄력을 발생하는 장치이다. 이러한 양력은 추진장치의 추력의 일부를 사용함으로써 저속에서도 고탄력을 얻을 수 있어 이/착륙 시 DUP 가 없는 경우보다 낮은 속도에서도 수면 위로 부상할 수 있는 양

력을 제공한다. 최근에 박경우 등<sup>(4)</sup>은 DUP-장치가 장착된 위그선의 공력학적인 특성을 수치적으로 연구하였다. 이들은 위그선이 대칭적인 형상을 갖는다고 하여 요잉 및 롤링모멘트의 영향을 무시한 상태에서 위그선의 정적인 안정성 등을 예측하였다.

따라서 이 연구에서는 DUP-장치가 설치된 위그선을 선정하여, DUP-장치가 이륙과 같은 저속의 운행조건에서 위그선의 공력학적 특성에 미치는 영향을 수치적으로 규명한다. 특히, 추력장치인 프로펠러의 회전에 의한 비대칭(asymmetry)적인 위그선 주위의 유동 특성과 각종 모멘트 및 양/항력 등 공기역학적 힘들의 변화에 대해 고찰하였다.

## 2. 이론해석

### 2.1 지배방정식

3 차원, 비압축성, 정상상태, 난류인 WIG 선 주위 유동을 지배하는 보존형 방정식을 텐서형태로 나타내면 다음과 같다.

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

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

여기서,  $u_i$ ,  $u_j$  는 속도성분,  $p$  는 압력을 나타낸다.  $\tau_{ij}$ ,  $s_m$ ,  $s_i$  은 각각 응력 텐서, 질량추가 생성량, 운동량 추가 생성량이며, 난류점성 유동에 대한 응력텐서는 다음과 같이 정의된다.

$$\tau_{ij} = 2\mu s_{ij} - \overline{\rho u'_i u'_j} \quad (3)$$

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

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

난류유동에 있어서  $u_i$ ,  $p$  와  $\tau_{ij}$  를 포함한 모든 종속변수들은 시간에 대해 양상불 평균된 것으로,  $\overline{\rho u'_i u'_j}$  항은 Reynolds 응력을,  $\mu_t$  는 난류점성계수를 의미한다.  $\mu_t$ ,  $\varepsilon$ ,  $k$  구하기 위해서 지배방정식의 닫힌문제를 해결하여야 하는데, 이 연구에서는 표준  $k-\varepsilon$  난류모델을 이용하며 난류운동에너지( $k$ )와 이의 소산율( $\varepsilon$ ) 방정식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \rho u_j - \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] = \mu_t (P + P_B) - \rho \varepsilon \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \rho u_j \varepsilon - \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] \\ = C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} \mu_t P + C_{\varepsilon 3} \frac{\varepsilon}{k} \mu_t P_B - C_{\varepsilon 2} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \end{aligned} \quad (7)$$

이 연구에서 사용한 표준  $k-\varepsilon$  모델의 상수값 및 함수는 참고문헌(6)에 잘 나타나 있다. 유동해석은 상용소프트웨어인 STAR-CCM+를 사용하였다.

### 2.2 위그(WIG)선의 구성

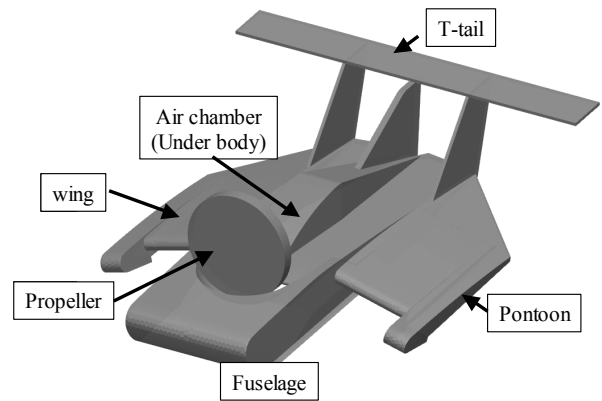
이 연구에서 고려한 위그선은 Designs Unlimited 사의 Aircat 모델로서, Fig. 1(a)에 나타낸 바와 같이 추력을 얻기 위한 프로펠러, 1쌍의 주날개, T자형의 꼬리날개와 동체 등으로 구성되어 있다. Aircat는 동체하부에 공기부양실(air chamber)이 설치되어, 이 공간에 프로펠러에서 가속된 공기의 일부가 유입되도록 함으로서 날개 및 동체에 추가적인 양력을 얻을 수 있는 특징이 있다. 이러한 에어쿠션은 위그선의 가장 큰 문제점 중 하나인 이륙에 필요한 추력과 운행 시 필요한 추력의 차이를 줄여주는 중요한 역할을 한다. 또한 Aircat은 날개의 끝단에 부양체 역할을 하는 부교(pontoon)가 장착되어 있으며, 부교 아래로 끝단판(endplate)이 설치되어 있다. 날개의 형태는 후연에 플랩(flap)과 같은 삼각형의 판이 부착되어 있어 날개의 전체적인 모양이 역삼각형이며 하반각(anhedral angle)과 전진각(sweep forward)이 있는 Lippisch 형과 비슷하다. Lippisch형 날개는 1963년 Alexander Lippisch에 의해 개발되어 X-112에 처음 적용되었다. 모델에 대한 자세한 제원을 Table 1에 나타내었다.

### 2.3 해석방법

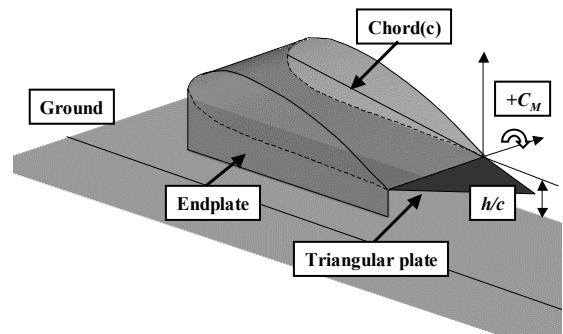
Aircat의 형상은 전체적으로 좌우 대칭이지만 프로펠러의 회전성분으로 인하여 유동은 비대칭을 이루게 된다. 그러므로 이 연구에서는 프로펠러를 포함한 동체 전체를 계산 영역으로 삼았다. 또한 외부경계의 영향을 최소화 하기 위하여 동체의 전방( $x^+$ )으로 동체길이의 6 배, 후방( $x^-$ )으로 10 배, 상방( $z^+$ )으로 6 배, 그리고 좌/우( $y^+/y^-$ )로 6 배 등 계산 영역을 확장하였다. 동체와 날개 주위의 경계층을 정확히 모사하기 위하여 4 개의 프리즘형태의 층격자(layer mesh)를 이용하여 격자계를 형성하였다. 이때 보다 정확한 해석을 위해 동체의 전방으로 동체전체길이의 1.5 배, 후방으로 2 배, 상부로 1.5

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 10000 rpm
Propeller Diameter	24 cm (9.5 inch)
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



(a) Schematics of WIG craft (Aircat)



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

Fig. 1 Three-dimensional view of WIG effect vehicle.

배, 좌/우(span)방향으로 1.5 배 영역에 대해서는 조밀한 격자를 사용하였으며, 특히, 날개와 동체주위에는 상대적으로 더욱 조밀한 격자를 구성하였다. 무차원 높이( $h/c$ )는 Fig. 1(b)에 보는 것과 같이

지면에서 후연까지의 거리로 정의하였고, 피치각은 후연을 중심으로 동체를 회전함으로 다양한 피치각에 대해 동일한 높이를 유지하도록 하여 비행체에 작용하는 힘들을 비교할 수 있도록 하였다.

적절한 계산 격자수를 결정하기 위하여 격자의 개수를 점차적으로 늘려가며 동일한 조건에 대하여 연산을 수행하였다. 이때 격자계를 형성하기 위하여 표면 격자의 조밀도를 조정하였으며, 이에 따라 주변영역의 격자도 동시에 조밀해지게 된다. 연속한 세 격자(약 74 만개, 약 98 만개, 약 133 만개) 간의 상대오차가 0.6%(양력), 1.8%(항력)로 줄어드는 약 98 만 개의 격자에 해당하는 격자 생성 조건을 사용하여 모든 연산을 수행하였다.

프로펠러를 수치적으로 고려하는 방법에는 프로펠러를 직접 모델링하여 이동격자(moving grid)를 사용하는 방법, MRF(multiple rotating frame)을 이용하는 방법, 모멘트생성(moment source)을 이용하는 방법이 있으며, 이 연구에서는 팬성능 곡선을 이용한 모멘트 생성법을 사용하여 팬에 의한 회전성분과 유량을 동시에 고려할 수 있도록 하였다. 입구 경계조건은 저속의 이륙 및 정상항주에 대해 각각  $v_{in}=10, 15m/s$  의 균일한 속도로 주었으며 (활줄 길이(chord length)를 기준으로 레이놀즈 수는 각각  $2.14 \times 10^5$  과  $4.815 \times 10^5$ ), 정적인 공기 중에 위그선이 운항한다고 하여 바닥면은 입구와 동일한 속도를 부여하였으며, 그 외 경계면들은 비행체에 의한 교란이 없다는 가정 하에 속도구배가 없는 미끄럼(slip)경계조건을 사용하였다.

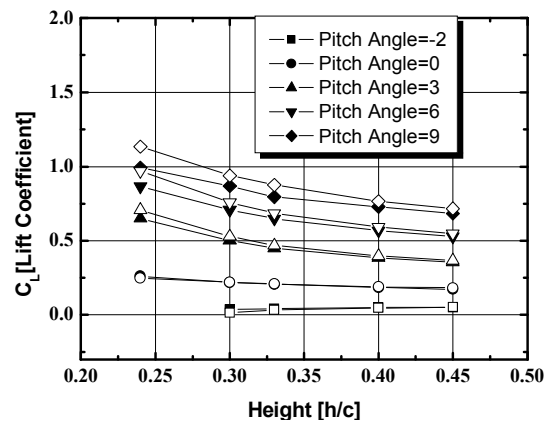
### 3. 결과 및 고찰

먼저 지면효과에 의한 양력증가 현상을 살펴보기 위하여 Fig. 2 에 여러 가지 피치각( $\alpha$ )에 대해 고도( $h/c$ )에 따른 양력계수( $C_L$ )를 두 가지 입구속도  $v_{in}=10m/s(\bullet)$ 와  $15m/s(\circ)$ 에 대해 나타내었다. Fig. 2(a)에서 알 수 있듯이, 모든 입구조건에 대해 음(-) 피치각을 제외하고 고도가 낮아지고, 피치각 클수록 양력이 증가하는 일반적인 지면효과 현상이 정성적으로 잘 나타나 있다. 또한, 유입속도의 영향을 살펴보면,  $v_{in}=15m/s$  인 경우,  $v_{in}=10m/s$  에 비해 피치각이 증가함에 따라 양력의 증가폭이 더 크며,  $\alpha = -2^\circ$  인 경우에는 미미하지만 양력이 오히려 감소하였다. 이러한 양력의 감소 현상은 동체 전면부의 형상에 기인한다. 즉 피치각이 작은 경우에 동체 전면부와 지면 사이의 단면적이 급격히 감소한 후 다시 확대되어, 이 영역을 지나

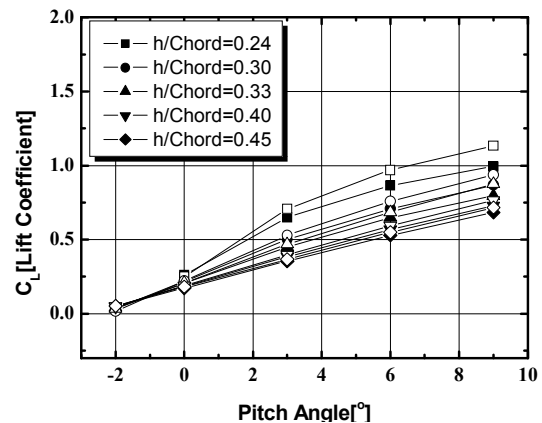
공기는 급격한 가속 후 급격히 감소되는 벤츄리(venture)효과 때문이다.

Fig. 2(b)에 나타난 바와 같이 피치각이 증가함에 따라 고도가 높은 경우( $h/c > 0.33$ )에는 일반항공기와 같이 양력이 선형적으로 증가하지만, 낮은 고도( $h/c = 0.24, 0.3 : \bullet, \blacksquare$ )에서는 비선형적으로 증가하고 있다. 낮은 고도에서는 일정한 피치각 이상이 되면 후연과 지면 사이의 거리 감소로 유입되는 공기가 날개와 동체 아래에서 정체(stagnation)되며, 공기부양실의 압력은 거의 일정하게 되고 양력은 급격히 상승하게 된다. 따라서 피치각이 계속 증가하더라도 유입공기의 정체현상으로 인해 날개 및 동체하부의 압력장에는 크게 영향을 미치지 않게 된다.

항력은 보통 유해항력(parasite drag; 양력을 저해하는 표면 마찰과 날개형상에 의해 발생하는 항력), 충격파(shock wave)항력, 그리고 유도(induced)항력 등이 고려된다. 이 중 이 연구에서와 같이



(a) Lift coefficient with respect to height.



(b) Lift coefficient with respect to pitch angle

Fig. 2 Lift coefficients for various heights and pitch angles ; hollow( $v_{in}=15m/s$ ), filled( $v_{in}=10m/s$ )

저속 운행의 경우 충격파에 의한 항력은 무시할 수 있다. 이를 다시 최소 항력값( $C_{L,min}$ )과 양력에 기인한 항력(drag due to lift)로 생각해 보면 고도가 낮아짐에 따라 양력에 기인한 항력이 줄어 들고 있음을 알 수 있다. 그러므로 Fig. 3 에서 보듯이 고도가 낮아짐에 따라 공기역학적으로 효율은 증대되게 된다.  $v_{in}=10$  보다  $v_{in}=15$  의 양항비가 높아 운행거리(range)가 길며, 효율(endurance)이 높음을 예측할 수 있다.<sup>(6)</sup>  $v_{in}=15$  가 양항력곡선(drag polar)상에서 왼쪽에 존재하는 이유는 운항속도가 낮아짐에 따라 마찰과 압력에 의한 항력계수가 급격히 감소하기 때문이다. 즉  $v_{in}=15$  인 경우 상류(upstream)의 속도가  $v_{in}=10$  에 비하여 높기 때문에 프로펠러에 의한 영향이 상대적으로 줄어들게 되며 이로 인하여 동체 전체에 동압에 의한 마찰 및 압력항력이 감소하게 된다.

$v_{in}=10$  과  $v_{in}=15$  두 경우 모두  $h/c=0.45$  인 경우 최소항력계수( $C_{D,min}$ )이  $C_{L=0}$  에 존재하나 고도가 낮아짐에 따라  $C_{L=0.25}$  에 존재하게 된다. 지면효과를 가지는 경우  $C_L=0$  보다 약간의 더 큰 값을 가질 때 혹은 피치각이 있을 때 유효항력이 최소가 됨을 나타낸다.

피치각에 따른 피칭모멘트를 고도의 변화에 대해 Fig. 4 에 나타내었으며, 동체의 전면이 올라갈 때(nose-up)를 양(+ )의 피칭모멘트로 정의하였다. 피치각이 일정한 경우, 피칭모멘트는 지면에 접근할수록 감소하며  $\alpha = -2^\circ$  를 제외하고 음(-)의 값을 가진다. 이는 지면으로 가까이 갈수록 아래로 향하는 힘이 동체에 작용한다는 것이다. 피칭모멘트는 T 자형 수평꼬리날개와 DUP-장치에 의한 압력 상승 및 위그선 전면의 공기 유입에 의해 발생하는 음(-)의 모멘트들에 의해 주로 영향을 받는다. Fig. 4 에서 알 수 있듯이, 피치각이 작아짐에 따라 모든 고도에서 피칭모멘트가 증가하는데, 이는 T 자형 꼬리 날개에 의한 양(+ )의 피칭모멘트 발생과 공기부양실 공기가 정체되지 못해 야기된 저압에 의해 음(-)의 모멘트가 감소하기 때문이다. 또한  $\alpha = 0^\circ$  이며  $h/c=0.24$  일 때 양(+ )의 피칭모멘트를 갖는데, 이는 DUP 에 의해 피칭모멘트는 감소하지만 T 자형 꼬리날개에 의한 양(+ )의 모멘트 증가가 더 크기 때문으로 사료된다.

Fig. 5 는 고도가 요잉모멘트에 미치는 영향을 여러 가지 피치각에 대하여 도시한 그림이다. 절대적인 값이 피칭모멘트에 비하여 매우 작다. 그러므로 실제 안정성과는 무관한 것으로 각도와 고도가 바뀔 때 따른 3 차원 효과를 관찰하기 위한

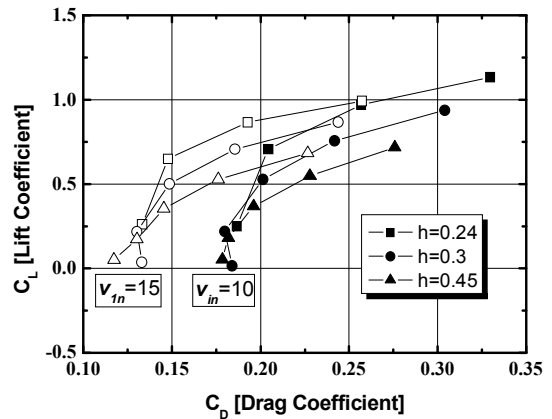


Fig. 3 Drag polar for various heights at  $v_{in}=10$  and  $15$  m/s

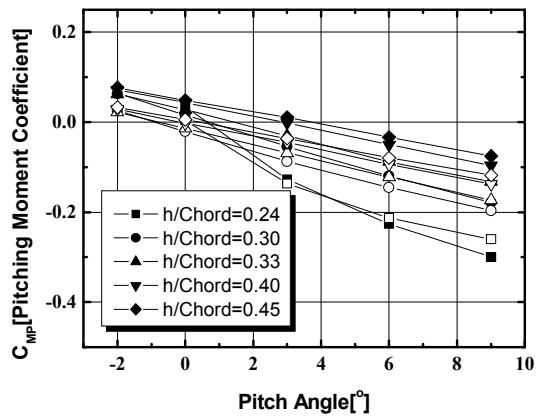


Fig. 4 Pitching moment with respect to pitch angle for various heights; hollow( $v_{in}=15$ m/s), filled ( $v_{in}=10$ m/s)

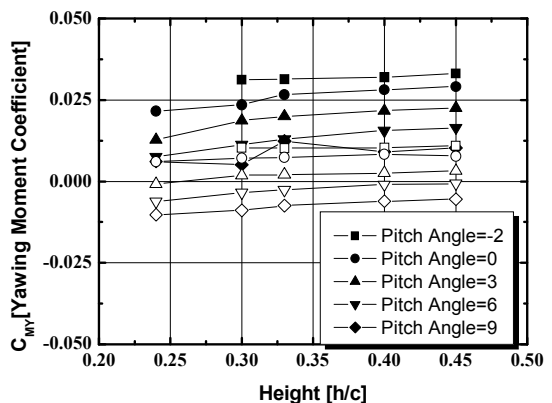


Fig. 5 Yawing moment with respect to height for various pitch angles; hollow( $v_{in}=15$ m/s), filled( $v_{in}=10$ m/s)

것이다. 전체적 경향을 보게 되면 고도가 낮아짐에 따라 감소하고 있으며 이는 지면에 의해 유동의 회전이 억제되고 공기부양실에 정체하게 됨으로 나타나는 현상이다. 그러므로 비행속도가 높을

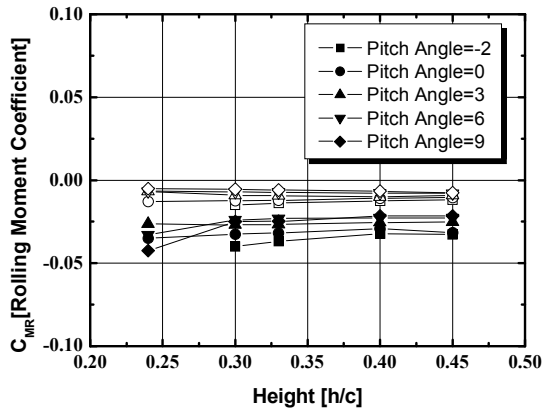


Fig. 6 Rolling moment with respect to height for various pitch angles; hollow( $v_{in}=15\text{m/s}$ ), filled( $v_{in}=10\text{m/s}$ )

때, 보다 작은 요잉모멘트계수가 나타나고 있다.

Fig. 6은 롤링모멘트(rolling moment)를 나타낸 그림이다. 프로펠러의 회전방향이 동체에서 보았을 때 반시계 방향으로 회전하고 이 프로펠러를 통과한 공기는 반시계 방향으로 회전하며 동체를 통과하게 된다. 그러므로 동체가 받는 모멘트 역시 반시계 방향이 됨으로 전체적인 값은 (-)이 값을 가지게 된다. 그러나 이러한 롤링모멘트에도 불구하고 WIG 선은 근본적으로 롤링현상에 대하여 안정성을 가지게 된다. 즉 회전력을 받는 쪽의 날개는 더욱 지면에 근접하게 된다. 그러므로 이 날개의 양력은 증가하게 되고 반대쪽은 지면으로부터 멀어지게 됨으로 상대적 양력은 (-)의 값을 가지게 되므로 원래위치로 돌아가려는 양(+)의 모멘트가 존재하게 되어 롤링모멘트에 대해서는 안정하게 된다.

#### 4. 결론

날개와 동체, 프로펠러를 포함한 전체 기체에 대한 3 차원 비압축성 점성난류 유동해석을 수행하였으며 이를 통하여 프로펠러와 DUP가 위그선의 저속 이착륙 및 정상비행 시 공기역학적 특성에 미치는 영향을 수치적으로 고찰하였다. DUP-장치는 저속에서도 공기 부양력의 압력에 의한 양력을 증가시켜 위그선의 가장 큰 문제점중의 한 가

지인 저속이륙을 가능하게 하는 고양력장치이다. 그러나 프로펠러의 회전에 의해 유동은 대칭을 이루지 못하고 요잉모멘트와 로링모멘트가 존재하였다. 하지만 요잉과 롤링모멘트는 피칭모멘트보다는 미미한 값들을 가지고 있었으며 안정성에 심각한 문제를 일으키지는 않는다는 것을 알 수 있었다. Aircat은 피칭모멘트에 관해서 음(-)의 기울기를 가지고 있으며, 트림(trim)이 양(+)의 피치각에 존재하게 됨으로 피칭모멘트에 대해서 안정하였다. 또한 조정면(control surface)으로 러더(rudder)를 가지고 있어 프로펠러의 회전에 의한 피칭모멘트의 제어가 가능하다. 로링모멘트에 대해서는 조정면이 존재하지 않으나 지면효과에 의해 안정됨을 알 수 있다.

#### 후기

이 논문은 2009년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 기초연구사업임(No. 2009-0068377).

#### 참고문헌

- (1) Rozhdestvensky, K. V., 2000, *Aerodynamics of a Lifting System in Extreme Ground Effect*, Springer.
- (2) Rozhdestvensky, K. V., 2006, "Wing-in-Ground Effect Vehicles," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 42, pp. 211~283.
- (3) 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.
- (4) Park, K., Kim, J.B., and Lee, J., 2009, "Aerodynamic Characteristics and Static Height Stability of WIG Effect Vehicle with Direct Underside Pressurization", *Trans. of KSME (B)*, Vol.33, No. 12, pp. 961~967.
- (6) STAR-CCM+ v3.04, *Methodology*, 2007, Computational Dynamics, Co., London. U. K.
- (7) Anderson, J. D., 1999, *Aircraft Performance and Design*, McGraw-Hill.