

論文

비행시험과 전산해석을 통한 소형무인기 항력 예측

진원진*, 이용교**

In-Flight and Numerical Drag Prediction of a Small Electric Aerial Vehicle

Won-Jin Jin* and Yung-Gyo Lee**

ABSTRACT

This paper presents the procedure of drag prediction for EAV-1, based on a numerical analysis correlated to an in-flight test. EAV-1, developed by Korea Aerospace Research Institute, is a small-sized UAV to test a hydrogen-fuel cell power system. The long-endurance test flight of 4.5 hours provides numerous in-flight data. The thrust and drag of EAV-1 during the flight test are estimated based on the wind-tunnel test results for EAV-1's propeller performance. In addition, the CFD analysis using a commercial Navier-Stokes code is carried out for the full-scale EAV-1. The computational result suggests that the initial CFD analysis substantially under-predicts the in-flight drag in that the discrepancy is up to 27.6%. Therefore, additional investigation for more accurate drag prediction is performed; the effect of propeller slipstream is included in the CFD analysis through "fan disk" modelling. Also, the additional drag from airplane trim and load factor that actually exists during the flight test in a circular path is considered. These supplemental analyses for drag prediction turn out to be effective since the drag discrepancy reduces to 2.3%.

Key Words : Electric Aerial Vehicle(전기비행체), Flight Test(비행시험), CFD(전산유체역학), Drag(항력)

1. 서 론

고갈되어 가는 석유자원을 보존하고 화석연료의 사용으로 인한 지구 온난화를 타개하기 위하여 최근 전 세계적으로 태양광, 풍력, 수소연료전지 등의 친환경 대체 에너지원에 대한 연구와 투자가 획기적으로 증가하고 있다. 이러한 조류는 항공기술 분야에도 영향을 미쳐, 이산화탄소 등의 유해물질 발생이 없고 소음이 적으며 유지비 또한 저렴한 전기비행체의 개발이 본격화 되고

있다. 스위스에서 개발한 Solar Impulse는 태양광 전기비행기로서 24시간 시험비행에 성공하고, 2015년까지 세계일주 비행을 목표로 하고 있다 [1]. 2010년 영국의 Qinetiq사의 Zephyr는 태양전지 일체형 주익을 장착, 고고도 성층권에서 2주 이상(336시간) 체공 비행하여 세계기록을 갱신한 바 있다[2]. 이와 같은 세계적 친환경 전기추진 비행체 연구 추세에 맞추어, 한국항공우주연구원(KARI)은 지상감시 및 통신중계 등 활용성이 다양한 장기체공형 무인비행체 기술개발에 착수하였고, 2차전지 및 연료전지를 탑재하는 무인 소형 전기 무인비행체인 EAV-1을 개발하여 시험비행을 수행하였다 (Fig. 1)

항공기가 오랜 시간 체공하기 위하여 저속, 저출력 비행을 수행하기 때문에 장기체공형 기체 설계 시 항력감소에 대한 고려가 핵심이다. 따라

2015년 02월 06일 접수 ~ 2015년 04월 10일 심사완료
논문심사일 (2015.03.24. 1차)

* 극동대학교 항공정비학과

** 한국항공우주연구원 공력성능팀

연락처, E-mail : jwonjin@gmail.com

충청북도 음성군 감곡면 대학길 76-32

서 항력특성에 대한 정확한 예측 정보가 필요하고, 일반적으로 전산유체해석(CFD)을 통하여 기체의 항력특성을 추정한다. 그러나 장기체공을 위하여 저(低)레이놀즈수 영역에서 비행하는 프로펠러추진 소형무인기의 경우 층-난류 천이특성과 프로펠러 후류(slipstream)의 영향이 지대하므로[3] 이를 충분히 고려하지 않은 전산해석 결과는 상당한 오차를 동반할 수 있다. 아울러, 실제 비행에 요구되는 조종면 변위가 전산해석 중 모델링의 단순화를 위하여 일반적으로 생략되는 점역시 정확한 항력예측에 대한 한계를 초래한다. 따라서 본 연구에서는 EAV-1의 비행시험을 통하여 비행중의 실제 추력과 항력을 산출하고, 이를 근거로 EAV-1의 전기체 전산유체 해석결과를 보완하여, 비행 중인 무인기의 실제 소요동력 및 발생항력 예측에 대한 정확도를 높이는 방법을 고찰하였다.

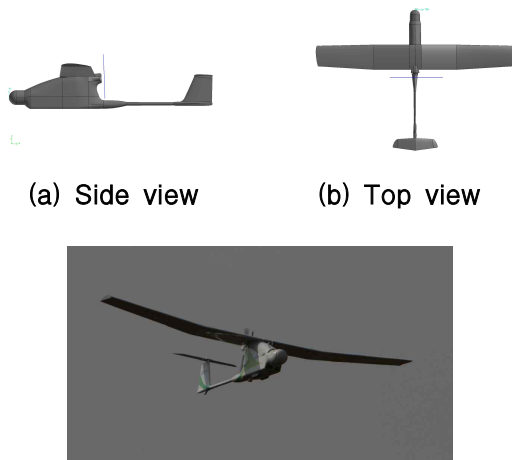


Fig. 1 KARI EAV-1

2. 소형 전기비행체

EAV-1은 리튬-폴리머 2차전지로 이륙하여 200 watt 출력의 화학수소화물 연료전지를 사용, 4시간 이상 자동 비행이 가능하도록 설계된 소형 전기추진 무인기이다. EAV-1은 이착륙 구간에만 수동 조종을 허용하고, 나머지 영역은 자동비행 및 사전 프로그램 된 경로를 따르는 자동비행 기능과 통신두절시 자동 귀환하여 비상착륙할 수 있는 기능을 보유하고 있다. 운용거리는 최소 3 km 이상이고, 영상 획득을 위한 주간 카메라를 탑재할 수 있으며, 수집된 영상과 무인기 및 연료전지 상태 정보를 지상으로 무선 전송하는 기능을 갖추었다. EAV-1의 제원 및 성능은 Table 1에 제시되어 있다.

Table 1. Specification of EAV-1

Specification		
Size	Length	1.72 m
	Span	2.72 m
	Wing area	0.68 m ²
	Aspect ratio	8.5
Weight	Avionics	1.1 kg
	Structure	2.9 kg
	Power system	2.2 kg
	Motor / Prop.	0.5 kg
	Max. T/O	6.7 kg
Performance	Stall speed	40 km/hr
	Cruise speed	50 km/hr
	Endurance	4.5 hr

3. 비행시험을 통한 항력 산출

3.1 비행시험 개요 및 측정 장비

장기체공 성능 시연을 위한 비행시험은 전남 고흥에 위치한 한국항공우주연구원의 항공센터에서 총 3회에 걸쳐 수행되었다. 비행과 전원시스템에 관한 약 70 가지 변수의 비행정보는 지상통제 장비에 15 Hz로 저장되었으며, 자동비행장치(FCC)에도 약 80 가지의 변수가 50 Hz로 저장되어 분석에 사용되었다. 대표적 비행정보는 자세, 조종면 변위, 속도, 고도, 프로펠러 회전수, 모터 입력출력, 연료전지 출력 등이며, 대기속도 및 압력고도 등의 대기자료는 비행체의 앞부분에 장착되어 있는 피토펙압관을 통하여 측정된다. 장기체공비행 시연을 위하여 자동비행모드로 장시간 정상 선회비행(coordinated turn)이 실시되었다. Fig. 2는 고도 400 m에서 4.5시간 동안 반경 500 m로 선회비행 한 궤적을 보여 주고 있다.

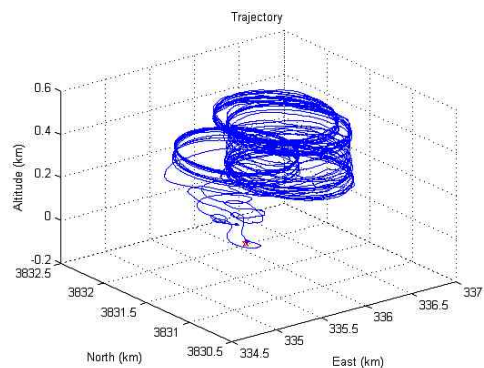


Fig. 2 Flight trajectory of EAV-1

지상통제장비(GCS)는 EAV-1의 이착륙 조종기 능과 모든 비행영역에 대한 자동비행을 위하여 사전 프로그램 된 경로를 입력하고 비행데이터를 실시간 확인 및 저장 할 수 있는 기능을 보유하고 있다. 아울러 영상 획득 및 도시/저장기능을 갖춘 지상통제장비는 터치스크린을 통하여 비행 모드를 조종할 수 있다.

3.2 비행시험 자료

비행시험을 통한 항력산출을 위하여 4.5시간의 선회 비행 중 가장 안정적이었던 비행 개시 후 3 시간째 시간구간의 자료를 분석하였다. 고도와 속도는 GPS와 피토펙압관을 통하여 측정되었는데, $V=50$ km/hr의 대기속도를 유지하며 선회비행 하였으므로 바람 방향에 따라 GPS 측정 속도의 변화가 있었으며, 약 12 km/hr의 동풍이 발생한 것으로 나타났다. 아울러, 경사각(bank angle) 약 10도의 정상선회비행 유지 및 트림을 위하여 러더, 엘리베이터 및 에일러론 변위가 있었고, 측면 가속도 역시 측정되었다.

3.3 비행 추력 및 출력산출

비행 항력은 비행 시 소요되는 추력을 통하여 산출하게 되는데 비행 중 추력의 직접적 측정이 용이하지 않다[4]. 그러므로 비행 중 측정된 소요 동력(electric power, P_E)과 비행속도(V), 그리고 한국항공우주연구원 아음속풍동(LSWT)에서의 EAV-1용 프로펠러 성능시험을 통하여 획득된 프로펠러 효율(η_p) 및 모터 효율(η_m), 그리고 식 (1)을 이용하여 추력(T)을 계산하게 된다.

$$T = \frac{P_E \cdot \eta_p \eta_m}{V} \quad (1)$$

한편, 풍동시험에서 도출된 프로펠러 성능차트 (Fig. 3)와 식 (2)~(4)을 바탕으로, 비행 조건에서의 전진비($J = V/Nd$)에 대한 추력계수(C_T), 출력 계수(C_P), 프로펠러 효율(η_p) 및 모터효율(η_m)을 결정하여 기계출력(mechanical power, P_M)을 계산하였다. Fig. 4에 나타난 바와 같이 풍동시험 기계출력의 시간평균값은 149.1 watt로서, 비행 중 측정된 소요 동력의 평균값인 151.0 watt에 근접한다. 따라서 소요 동력 측정결과는 풍동시험 결과와 유사하며, 이를 바탕으로 한 추력 및 항력산출이 유효함을 알 수 있다.

$$T = C_T (J) \rho N^2 d^4 \quad (2)$$

$$P_M = C_P (J) \rho N^3 d^5 \quad (3)$$

$$\eta_p \eta_m = \frac{C_T}{C_P} J \quad (4)$$

where, ρ =air density, d =prop. diameter
 N =revolution per sec. of propeller

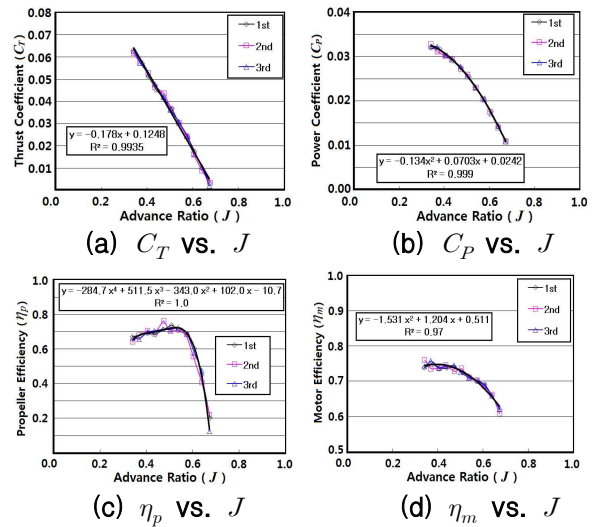


Fig. 3 EAV-1 propeller performance chart

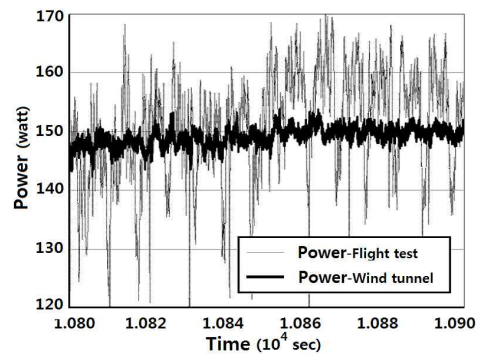


Fig. 4 Comparison of measured power (Wind tunnel test vs. flight test)

3.4 항력 산출

순항비행 조건에서의 항력은 추력과 정확히 일치하므로, 식 (5)와 비행시험에서 산출된 추력 값을 기반으로 비행 중 시간에 따른 항력의 변화를 계산하여 Fig. 5에 제시하였다. 대기밀도는 측정된 기압고도에서 표준대기(ISA) 관계식을 이용하여 산정되었고, 비행속도는 항공기에 장착된 피토펙압관에서 측정된 대기속도를 사용하였다.

비행 중 평균항력계수 산출을 위하여 시간 평균한 결과 항력은 $C_D=0.0736$ 으로 계산되었다. 이때 순항비행 받음각과 양력계수는 각각 $\alpha=5.6^\circ$ 와 $C_L=0.78$ 으로 나타났다.

$$C_D = \frac{2D}{\rho V^2 S} = \frac{2T}{\rho V^2 S} \quad (5)$$

where, v =cruise speed, S =wing area

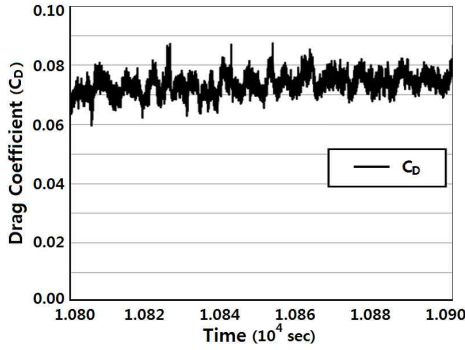


Fig. 5 In-Flight Drag of EAV-1

4. 전산 유체 해석

4.1 해석 방법

전기비행체의 전기체(全機體) 공력성능 해석에는 상용 전산유체역학 프로그램인 FLUENT[5]가 사용하였고, Navier-Stokes 해석을 위한 격자생성에는 GAMBIT[6]과 T-GRID[7]가 사용되었다. 점성 경계층 해석을 위하여 벽면에서의 y^+ 는 5 이하로 구성되었으며, 총 12층의 격자를 경계층 내에 적층하였다. 전기체 해석을 위한 정렬 및 비정렬 격자수는 총 2천만 개 이상으로서, 이에 따른 대규모 해석을 위하여 병렬계산용 클러스터가 활용되었다. 경계조건으로는 velocity-inlet과 pressure-out을 사용하였고, velocity-inlet 경계조건과 육면체 원방경계 형상 사용 시 받음각의 변화에 따라 발생할 수 있는 원방경계 내 계산상 오차를 방지하기 위하여 C형 원방경계 형상을 적용하였다. 층-난류 천이특성을 비교적 정확하게 해석할 수 있는 transitional $\kappa-\omega$ SST 난류모델을 사용하였고, 난류 강도와 난류 길이 척도(turbulent length scale)는 항공우주연구원 아음속풍동의 난류 변수값을 기준하여 각각 0.1%와 0.01m로 입력되었다. 계산은 전산해석 방정식과 난류모델에 대한 residual이 $10^{-3} \sim 10^{-5}$ 이하로 감소하고, 양력, 항력, 피칭모멘트

계산값이 충분히 수렴할 때까지 진행되었다.

아울러, EAV-1과 같은 추진식(pusher-type) 항공기는 동체, 주익, 미익표면에 대한 프로펠러 후류의 영향이 지대하다. 따라서 프로펠러 회전을 단순화한 원반을 모델링하고 “Fan” 경계조건을 적용하여 비교적 용이하게 Fig. 6와 제시된 바와 같이 후류효과를 구현하였다. 프로펠러 압력분포는 $r/R=0.75$ 에서 압력 도약 (pressure jump)이 최대가 되고 $r/R=0.5$ 이상에서 누적 압력 도약이 전체의 80%가 되는 통상적 분포를 가정하였다. 아울러, fan 원반의 허브 반경은 장착위치 및 동체의 직경 등을 고려하여 $r/R=0.15$ 까지로 정하였다. 기존 기체설계에 따라 -2° 의 추력선 각도를 적용하고, 유도속도 등의 프로펠러 깃 형상에 따른 프로펠러 성능변수는 EAV-1용 프로펠러와 유사한 깃각 17° 의 2엽 프로펠러의 성능시험 결과[8] 및 운동량이론을 참고로 도출되었다(Table 2). 프로펠러 후류 모델링의 유무에 따른 전산해석 결과가 Fig. 7에 나타나 있는데, 프로펠러 효과는 후류 속 기체부분 뿐만 아니라 후류 전방의 동체 표면 압력분포까지 변화시켜 전체 항력에 대한 영향이 지대함을 보여 주고 있다.

Table 2. Input parameters for fan model

Input parameter	Value
Fan disk Diameter	0.356 m
Total thrust	5.9 N
Total pressure jump	61 Pa
Induced velocity	5.93 m/s

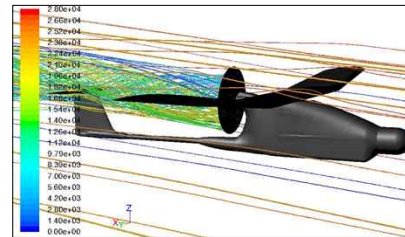


Fig. 6 Fan modeling for slipstream effect

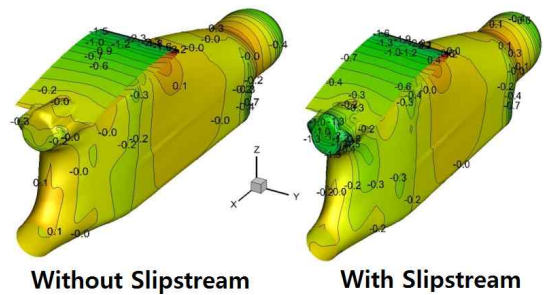
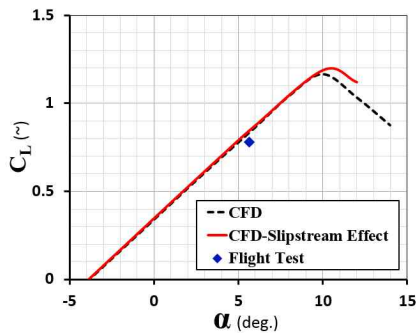


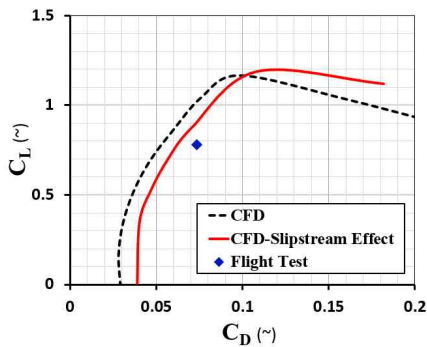
Fig. 7 Pressure coefficient distribution

4.2 해석 결과

EAV-1 공력성능에 대한 전산해석 결과를 Fig. 8에 나타내었다. 양력성능의 경우 받음각에 대하여 선형성이 우수하고, 프로펠러 후류효과 유무와 관계없이 유사한 양력 증가기울기를 보이고 있다($C_{L\alpha}=5.04\text{rad}^{-1}$). 다만 최대 양력계수는 후류효과를 고려했을 때 $C_{L_{max}}=1.2$ 로서 약 2.6% 증가했다. $C_L=1.0$ 기준으로 후류효과 유무에 대한 항력은 각각 $C_D=0.0855$ 와 0.0721 로서 약 18.6% 차이를 보이는데, 이는 기체표면 마찰항력 및 압력항력이 프로펠러 후류에 의하여 변화된 결과이다. 아울러, 최소항력계수는 각각 $C_{D_{min}}=0.0388$ 와 0.0281 로 계산되었다.



(a) Lift curve slop



(b) Drag polar

Fig. 8 Comparison of EAV-1 aerodynamic performance ($Re=2.8\times 10^5$)

5. 결과 분석

비행시험에서 산출된 EAV-1 순항조건($\alpha=5.6^\circ$)에서의 양력계수($C_L=0.78$)와 항력계수($C_D=0.0736$)

를 Fig. 8에 도시하였다. 양력의 경우 전산해석 결과와 매우 유사하게 나타났으나, 프로펠러 후류를 고려하지 않은 전산해석 항력은 같은 양력 조건에서 $C_D=0.0533$ 로서 약 27.6%의 오차를 보이고 있다. 그러나 후류효과를 고려했을 때는 $C_D=0.0630$ 으로 계산되어 비행시험결과와의 오차가 14.4%로 감소하였다.

항력 오차발생의 추가원인 식별을 위하여 항공기 트림을 위한 조종면 변위항력, 즉 트림항력 성분을 살펴보았다. 전산해석의 경우 EAV-1에 대한 정상 수평비행 조건을 가정하였고 이 경우에 일러론과 러더 등의 조종면 사용이 미미하다. 그러나 선회 비행 시에는 Fig. 9에 제시된 바와 같이 트림을 위하여 조종면의 변위가 필요하다. 따라서 실제 선회비행 중 각 조종면의 변위(Fig. 9)에 대한 시간 평균값을 구하고, 이에 대한 트림항력을 항공기 개념설계 프로그램인 AAA(Advanced Aircraft Analysis)[9]를 통하여 도출하였다. AAA은 조종면 변위에 따른 형상 트림항력 뿐만 아니라, 이 때 발생하는 양력변화에 의한 유도 트림항력도 계산한다. 결과는 Table 3에 제시되어 있는데 조종면 변위에 의한 총 트림항력은 $C_D=0.0079$ 이고, 이를 전산해석결과에 추가하면 $C_D=0.0709$ 으로 나타나 비행시험 결과와의 오차는 3.7%로 추산되었다.

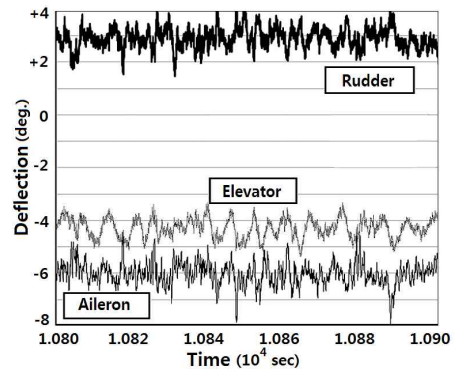


Fig. 9 In-flight control surface deflection

Table 3. Estimation of trim drag (AAA[9])

Control surface	Deflection Angle (deg.)	C_D
Rudder	+3	0.0003
Elevator	-4	0.0051
Aileron	-6	0.0025
Total		0.0079

이 외의 항력오차 발생원인은 하중배수(n)가 1보다 큰 선회 비행을 한다는 점에서 찾을 수 있는데, 경사각 10도로 정상 선회비행 시 하중배수가 증가한다. 이에 따라 식(5)에 의하여 선회비행 양력계수($C_{L_{Turn}}$)는 수평비행 양력계수($C_{L_{Level}}$) 대비 1.5% 높으며, 양력 상승에 따라 항력 또한 약 $C_D=0.001$ 정도 증가한 것으로 계산되었다. 따라서 선회비행 하중배수 영향을 고려한 항력은 $C_D=0.0719$ 이고 비행시험결과에 대한 해석결과의 최종오차는 2.3%로 감소하였다. 해석 단계별 항력계수의 변화는 Table 4에 정리되어 있다.

$$C_{L_{Turn}} = n C_{L_{Level}} = \frac{1}{\cos 10^\circ} C_{L_{Level}} \quad (5)$$

Table 4. Comparison of drag coefficient

Flight test	Numerical prediction	Deviation	
0.0736	CFD	0.0533	27.6 %
	CFD+slipstream	0.0630	14.4 %
	+Trim	0.0709	3.7 %
	+Load factor	0.0719	2.3 %

6. 결 론

본 연구에서는 소형 전기추진 무인기인 EAV-1을 제작하여 장기체공 비행성능을 시연하였다. 그리고 비행시험 자료와 프로펠러 풍동시험 결과를 이용하여 비행 중 항력 계수를 산출하였으며, 이를 근거로 전산유체해석 결과를 보완하여 정확도 높은 항력 예측 결과를 제시하였다.

EAV-1 전기체 발생 항력에 대한 전산해석 결과는 $C_D=0.0533$ 으로서 비행시험과 프로펠러 풍동시험을 통해 도출된 항력 $C_D=0.0736$ 와 비교하여 27.6%라는 큰 차이를 보였다. 그러나 추가로 프로펠러 후류, 트림, 선회비행의 영향을 고려하여 전산해석 결과에 반영하여 오차를 2.3%로 감소시켰다. 따라서 정상 수평비행을 가정한 전산해석 결과를 토대로 산출한 항력은 실제 무인기가 장기체공을 위하여 선회비행 진행 중 발생하는 항력보다 작으며, 이를 충분히 고려한 설계가 진행되어야 한다는 것을 알 수 있었다. 아울러, 프로펠러 추진 무인기에 대한 전산유체해석 수행 시 계산의 편의를 위하여 일반적으로 프로펠러 모델링을 생략하는데 이 점 역시 상당한 항력오차를 초래하며, 단순한 fan disk 모델링을

통해서도 비교적 용이하고 정확하게 실제 프로펠러 구동과 후류효과에 대한 모사가 가능함을 볼 수 있었다.

따라서 본 연구에서 검토된 바와 같이 비행시험 결과에 기준한 전산해석 보완과정을 통하여 정확한 항력수준과 전력소모를 예측하는 방법은 항공우주연구원에서 개발 중인 장기체공 전기추진 무인비행체 시리즈의 기체 설계와 동력시스템의 용량 및 최적의 장기체공 비행 패턴을 결정하는데 유용하게 적용될 수 있을 것으로 판단된다.

참고문헌

- 1) Lorenzo, R., "Soaring on a Solar Impulse," Aerospace America, Vol. 47, No. 5, 2009, pp. 32-36.
- 2) FAI Record ID No. 16052, Fédération Aéronautique Internationale.
- 3) Shafer, T. C., et al., "Comparison of Computational Approaches for Rapid Aerodynamic Assessment of Small UAVs," AIAA Paper 2014-0039, 2014.
- 4) Covert, E. E., "Thrust and Drag : Its Prediction and Verification," Progress in Aeronautics and Astronautics Series, Vol. 58, AIAA, 1985.
- 5) ANSYS FLUENT Ver. 12 Software Package, Ansys Fluent Inc., Canonsburg, PA, USA.
- 6) GAMBIT Software Package, Ver. 2.4.6, Ansys Fluent Inc., Canonsburg, PA, USA.
- 7) TGRID Ver. 3.5, Ansys Fluent Inc., Canonsburg, PA, USA.
- 8) Stickle, G. W. and Crigler, J. L., "Propeller Analysis from Experimental Data," NACA Technical Report-712, 1941.
- 9) Advanced Aircraft Analysis Software Package, Ver. 3.2, DAR Corp., Lawrence, KS, USA.