

技術論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.10.882>

부활호의 공력 특성 해석

노국현*, 조환기**, 정성기*, 조태환*, 김병수*, 박찬우*

Analysis of the Aerodynamic Characteristics of 'Buhwal' Airplane

Kukhyeon Noh*, Hwankee Cho**, Seonggee Cheong*, Taehwan Cho*,
Byungsoo Kim* and Chanwoo Park*

ABSTRACT

This paper describes on the aerodynamic characteristics of the first domestically manufactured aircraft, Buhwalho, in Korea. The computational fluid dynamics(CFD) calculations and wind tunnel test were utilized to investigate the basic aerodynamic characteristics of aircraft with control surface deflections and attitude changes. Variations of lift, drag and pitching moment due to angles of attack and control surface deflections were analyzed and also flight stability due to side force, yawing and rolling moments caused by the change of sideslip angles, rudder and aileron deflections were discussed. Through this study, the meaningful aerodynamic data by CFD calculations and wind tunnel tests were obtained and the flight characteristics based on these data were confirmed accordingly by the flight tests.

초 록

본 논문은 한국 최초 국산 비행기라 할 수 있는 부활호의 개량 복원을 위하여 부활호 비행기의 공력특성을 연구한 것이다. 공력특성의 예측은 전산유체역학과 풍동시험기법을 적용하였다. 부활호의 기본 형상에 대하여 공력특성을 예측하고 비행기의 자세변화와 조종면 변위각에 따른 공력을 구하였다. 플랩과 엘리베이터의 변위각과 받음각의 변화에 따른 양력, 항력 및 피칭모멘트의 변화를 분석하였고, 에일러론과 러더의 변위각과 옆 미끄럼각의 변화에 따른 측력, 요잉모멘트 및 롤링모멘트의 변화를 분석하여 비행 안정성 및 특성에 대하여 논하였다. 연구 결과 부활호의 공력 특성이 CFD와 풍동시험에서 의미있는 유사한 결과를 얻었으며, 이에 따른 비행시험에서 원활하게 증명이 되었다.

Key Words : Buhwalho(부활호), Wind Tunnel Testing(풍동시험), Aerodynamic Characteristic(공력 특성), Lift Coefficient(양력계수), Drag Coefficient(항력계수)

1. 서 론

우리나라의 항공역사에서 부활호의 제작은

큰 역사적 의미를 갖는 비행기이다. 부활호는 건국 이후 최초로 국내에서 자체 설계 및 제작하여 비행을 했던 경비행기이다. 최근에 최초의 국산 비행기로 인정받고 있는 부활호가 성공적으로 개량 복원되어 사천 공군비행장에서 수차례의 시험비행에 성공하였다. 이는 우리나라 항공역사에서 단절되었던 항공기 제작기술 발전 역사를 복원하는 의미도 있다고 할 수 있다. 즉, 부활호가 최초 설계 및 제작되었던 형상과 구조를 그대로

† 2012년 6월 6일 접수 ~ 2012년 9월 12일 심사완료

* 정회원, 경상대학교 항공우주시스템공학과
경남 진주시 진주대로 501

** 정회원, 청주대학교 항공운항학과
교신저자, E-mail : hkee04@hanmail.net

복원하면서 현대적인 설계 및 제작 기술의 적용과 최신 장착 장비 및 구조재료를 적용함으로써 새롭게 제작되어 과거와 현재를 직접적으로 연결 짓는 역할을 하게 되었다고 할 수 있을 것이다.

부활호는 1953년 6월 경남 사천에서 이원복 선생에 의해 한국최초의 경비행기 부활호가 설계 제작된 것으로 알려져 있다. 이 비행기는 1955년까지 공군의 연락기와 연습기로 활용되었으며, 이후 당시 한국항공대학에 기증되어 학생들의 연습기로 사용되었다[1]. 공군은 부활호가 국민들에게 주었던 희망과 역사적 가치가 있는 유산이라는 점에서 2004년 원형을 복원하여 현재 공군사관학교에 문화재로 등록하여 전시하고 있다. 경상남도와 사천시는 항공기 개발에 있어서 부활호의 역사적 상징성에 의미를 두고 부활호를 개량 복원하기로 하였다. 2009년부터 시작된 이 사업은 부활호의 외형과 기본 골격은 그대로 유지하면서 최신 설계기술을 적용하여 설계하고 엔진 및 계기류에 대한 기본적인 성능을 향상시켜 제작하였으며, 2011년 7월 개량 복원 완료하여 실제 비행에 성공하였다. Table 1과 Fig. 1은 부활호의 제원과 삼면도를 나타낸 것이다. Table 1에서 부활호 엔진 제원은 원형과 다른 현대적인 엔진 ROTAX 912ULS2가 선택되었다.

원형 부활호의 공력 특성은 알려져 있지 않으며, 풍동시험을 수행했다는 기록이나 자료도 존재하지 않는데, 당시의 국내 상황으로 보아 당연하다 할 수 있다. 부활호 복원과 시험비행을 수행하기 위해서 지금까지 알 수 없었던 공력 특성을 현대적인 기법을 통하여 새롭게 획득하고 이를 기본으로 비행성과 조종 및 안정성을 예측하는 것이 중요하다. 이러한 공력자료는 전산 해석적인 방법으로 구할 수 있지만 다소 복잡한 부활호의 외형 형상의 적용에 어려움이 존재하며, 실제 비행을 해야 하는 부활호의 공력 특성을 완전하게 제공하는 데는 무리가 있다. 따라서 부활호의 축소 모델에 대한 풍동시험을 통하여 부활호가 갖고 있는 고유의 공력 특성을 검증해 보는 것이 필요하다는 판단 하에 풍동시험을 수행하여 공력 특성 자료를 획득하고 두 결과를 비교 분석하고자 한다.

일반적으로 항공기를 개발하기 위해서는 공력 데이터 베이스를 구축하는 것이 요즘의 추세이다 [2]. 이를 위해서는 항공기 모델을 축소 제작하여 풍동시험으로 공력자료를 획득하고 전산해석기법을 사용하여 예측된 공력 특성을 활용하여 비행 영역에서 필요한 항공기의 공력 데이터베이스를 구축하게 된다. 본 연구에서도 부활호의 공력특

Table 1. The Specification of Buhwalho

제 원			
날개 스패	12.7 m	압축비	9.0 : 1
동체 길이	6.6 m	최대마력	100 HP
높이	3.05 m	자중	380 Kg
엔진	ROTAX 912ULS2	최대 무게	600 Kg

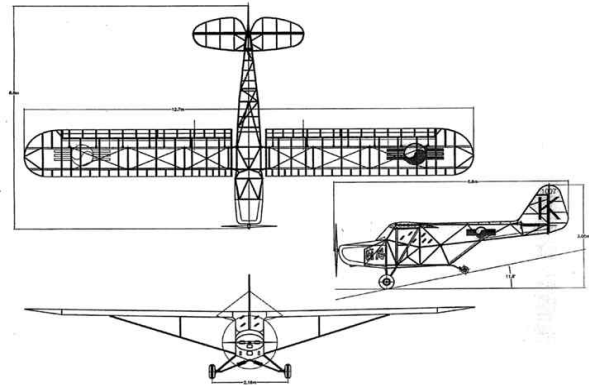


Fig. 1. Three-View Drawing of the Buhwalho[4]

성을 분석하기 위하여 전산유체역학기법(CFD)과 풍동시험기법을 적용하여 공력계수를 예측하고자 한다. 우선 조종면의 변위각이 없는 기준 형상에 대해서 받음각의 변화에 따른 기본 공력계수의 변화를 예측하였고, 엘리베이터, 러더, 에일러론과 같은 조종면의 변위각이 있을 때 받음각과 옆미끄럼각의 변화에 따른 공력계수의 변화를 예측하였다. 부활호 주 날개의 단면 형상은 NACA 4412가 사용되었으며, 꼬리날개는 NACA0006의 대칭형 에어포일이 사용되었다.

II. 풍동시험

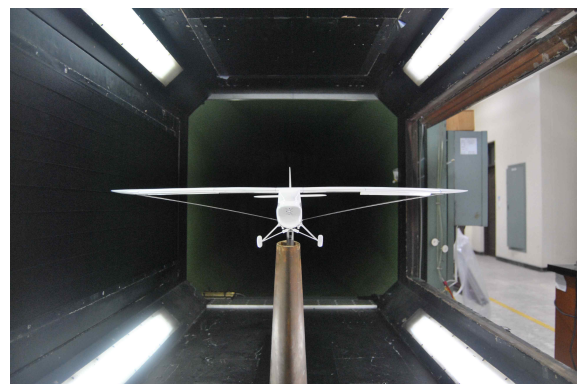


Fig. 2 The Test Model in the Wind Tunnel

Table 2. Wind Tunnel Test Conditions

자세각	받음각 (°)	-9 ~ 0 (3도 간격) 0 ~ 14 (2도 간격)
	옆 미끄럼각 (°)	-5 ~ 15 (5도 간격)
변위각	플랩 (°)	0 ~ 30 (15도 간격)
	엘리베이터 (°)	-15 ~ 15 (5도 간격)
	러더 (°)	0, 10
	에일러론(좌/우)(°)	0/0, 10/-10, 20/-20

소형 항공기인 부활호 모델의 공력특성을 측정하기 위한 풍동시험은 공군사관학교에서 보유하고 있는 소형 풍동장치를 이용하였으며, 이 풍동의 시험부 단면은 폭과 높이가 0.9X0.9m이며, 최고 유속은 59m/sec이다.

풍동시험 항공기 모델은 2004년 공군에서 복원한 형상 및 고증을 기초로 하여 복원된 부활호의 형상과 거의 동일한 형상으로 새롭게 설계된 형상을 활용하였다. 풍동시험 모델의 재질은 수지목(동체, 주날개)과 복합재(수평, 수직미익)를 혼용하였으며, 소형 아음속 풍동 시험부의 크기를 고려하여 실제 형상의 20:1 scale로 제작하였다. Fig. 2는 풍동 시험부에 설치된 부활호 풍동 실험 모델의 상태를 보여준다. 시험부 풍속은 풍동 성능을 고려하고 유속에 따른 양력 및 항력 계수의 변화가 뚜렷하게 나타나지 않는 유속을 선택하여 34m/s로 결정하였다. 풍동시험에서 사용한 모델과 실제 부활호의 크기 차이로 인해 레이놀즈수가 실제의 10% 미만이므로 공기점성의 영향 정확히 파악하기 어려우나 양력과 항력계수와 같은 항공기의 전형적인 특성들은 파악할 수 있는 것으로 알려져 있다[3]. 본 연구에서 부활호 모델의 풍동시험에 사용된 시험조건은 시험 모델의 구조적 제한 조건과 풍동시설의 제한조건 및 시험 소요 시간을 동시에 고려하여 Table 2와 같이 선정하였다.

III. CFD(전산유체역학) 기법

최근 고성능 컴퓨터의 발전으로 전산유체역학 기법은 유동 속에 놓인 물체의 유동특성을 해석하는데 있어서 소요 경비와 시간을 줄일 수 있기 때문에 널리 사용되고 있다. 본 연구에서는 역사적 가치가 있는 부활호의 공력특성을 규명하기 위해서 풍동시험 뿐만 아니라 전산유체역학적 기법을 적용하였다. 전산유체 해석에 사용한 물리적 모델로 대기권 공기 흐름을 정확히 묘사할 수 있는 압축성 Navier-Stokes 방정식에 기초한

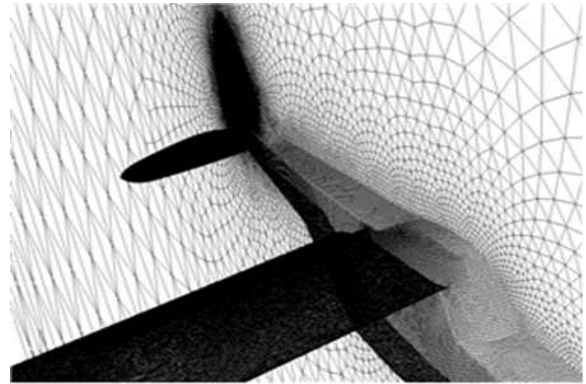


Fig. 3. Grid Generation for CFD Analysis[4]

상용코드인 FLUENT를 사용하였다. Fig. 3과 같이 해석에 사용한 격자수는 약 46만개이며, 비정렬격자(Unstructure grid)를 사용하였다. 이때 첫 번째 격자점에서의 y^+ 는 165.44이다. 전산해석을 위한 수치기법으로 Cell 기반 유한 체적법, 내재 시간 전진법, FDS 플럭스 계산 기법이 적용되었다. 난류모델로는 잘 알려진 k-epsilon 모델을 사용하였으며 빠른 해석 수행을 위하여 정상상태(Steady state) 해석을 수행하였다.

본 연구에서 CFD 해석을 위해 사용한 비행 모델로는 부활호의 받음각 변화에 대한 플랩 변위각의 변화와 엘리베이터의 변위각을 변화시키면서 각각의 경우에 산출되는 비행기의 공력계수를 예측하였다.

IV. 결과 및 토론

4.1 기본 공력 특성의 비교

본 연구에서 부활호의 풍동시험 모델과 전산유체해석 모델은 정확하게 일치하지 않으며 부분적으로 다소 차이가 나타났다. 또한 유동 조건도 실제와 일치된다고 할 수는 없으며 이러한 차이는 공력특성 계산 결과에 있어서 약간의 불일치를 초래할 수 있을 것이다. 특히 풍동시험 모델은 조종면이나 꼬리 날개부의 두께가 얇은 부분에서 구조적 유연성이 관찰되었다. 이는 모델의 외형은 원형과 거의 일치하지만 공력이 커질 경우 약간의 외형 변화가 발생함을 의미한다. 이러한 어려움에도 불구하고 실제 비행을 해야 하는 복원 부활호의 공력 특성에 대한 분석이 필수적으로 수행되어야 한다. 여기서는 부활호 축소 모델에 대한 풍동시험과 전산유체해석을 통하여 얻어진 부활호의 공력 특성에 관하여 설명하고자 한다.

먼저, 부활호의 기본공력 특성을 파악하기 위하여, Fig. 4-6은 조종면의 변위각을 0도로 고정하

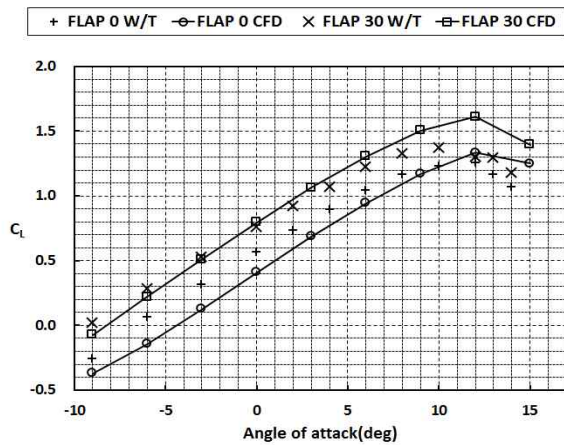


Fig. 4. Lift Coefficient with Flap Effectiveness, C_L vs α

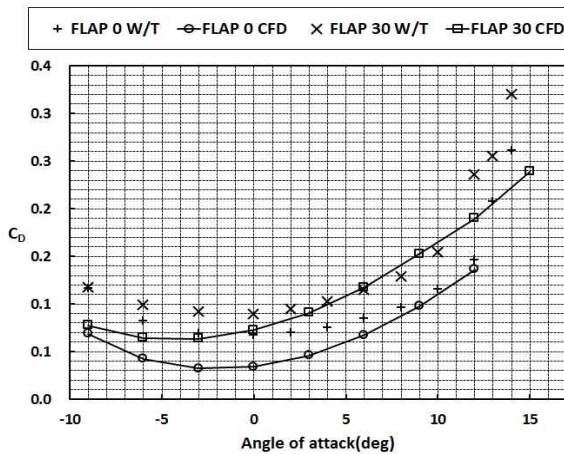


Fig. 5. Drag Coefficient with Flap Effectiveness, C_D vs α

고 받음각을 -9도부터 +14도까지 변화시켰을 때 부활호의 양력계수와 항력계수 및 피칭모멘트계수의 변화를 나타낸 것이다.

Figure 4는 받음각 변화에 따른 양력계수의 변화를 플랩 젓힘각(deflection angle)을 고려하여 나타낸 것으로, 양력계수는 풍동시험과 CFD의 결과가 모두 정량적, 정성적으로 동일한 범위 내에서 유사한 결과를 나타내고 있다. 또한 플랩을 사용하지 않는 경우에 낮은 받음각 자세에서 양력계수는 풍동시험 결과가 전산해석 결과보다 다소 크게 예측하고 있다. 이 경우에 부활호는 받음각이 약 12도에서 실속이 발생하는 것으로 예측되었다. 플랩을 30도 사용한 경우에는 풍동시험결과가 전산해석결과와 잘 일치하고 있으나 실속 받음각 근처에서 많은 차이를 나타내기 시작하고 있다. 이는 플랩에 의한 공력의 증가를 모델의 구조적 강성이 견뎌내지 못하고 약간의 변

형이 발생하고, 실속이 시작되면서 이러한 변화에 의한 공력 변화가 초래된 것으로 판단된다. 시험 및 전산유체해석 결과에 의한 부활호 날개의 플랩 효과는 $\Delta C_L/\delta_f = 0.0133$ 으로 얻어졌다.

Figure 5는 받음각의 변화에 따른 항력계수의 변화를 나타낸 것으로, 0도부터 14도까지의 항력계수 변화가 풍동시험과 전산유체역학적 해석에 의한 결과를 주의 깊게 관찰할 필요가 있다. 이 그림에서 항력계수는 풍동시험과 CFD의 결과가 저받음각 영역에서 주목할 만큼 차이를 나타낸다. 이는 CFD에서 사용한 모델은 부활호의 형상이 단순화되고 Strut 등이 고려되지 않은 모델인 반면 풍동시험에서 사용한 모델은 실제 비행기 형상과 20:1 scale의 차이가 있지만 외형은 거의 동일하다 할 수 있기 때문에 CFD와는 다소 다르기 때문에 두 항력 예측치 간에 차이가 있을 것으로 추측된다. 또한 풍동시험을 통하여 측정된 항력이 매우 작은 수치로서 자료처리 상의 오차도 약간은 있을 것이다. 그리고 무엇보다 가장 큰 차이를 유발하는 요소는 전산유체역학적 해석 모델은 실제 부활호의 항공기 형상이 불연속선이 없도록 접합부 등이 아주 단순화되어 있으나 풍동시험 모델은 실제 항공기 형상을 축소 제작한 것으로 형상의 차이가 존재하며 제작 상의 어려움으로 만들어진 물리적 오차와 Strut에 의한 항력 등의 차이가 있을 수 있다. 또 다른 고려 요소는 CFD에 사용된 격자수의 불충분이 항력 값에 다소 영향을 미친 것으로 판단된다.

Figure 6은 받음각 변화에 따른 피칭모멘트계수의 변화를 플랩각의 변화에 따라 나타낸 것이다. 이 경우에 플랩각 변화에 따른 피칭모멘트계수의 변화는 적은 것으로 나타나 플랩이 피칭모멘트 크기를 크게 변화시키지 않음을 알 수 있다.

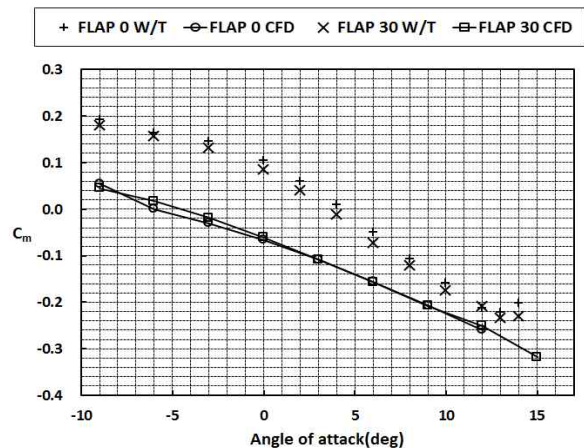


Fig. 6. Pitching Moment Coefficient with Flap Effectiveness, C_m vs α

풍동시험과 CFD의 결과에서 경향성은 유사하지만 값의 차이가 나는 것을 알 수 있는데, 그 이유는 주로 CFD와 실험에서 양력 및 항력의 크기의 차이로부터 기인된 것으로 판단된다. 참고로 부활호 CFD 모델에서는 무게중심이 MAC의 27.5%이나 풍동시험에서는 MAC의 26.8%를 기준으로 계산되었다. 본 연구에서 실제로 사용한 모델이 다소 다르기 때문에 풍동시험결과와 CFD 결과 값이 일치되는 것을 기대할 수는 없지만 정성적인 결과는 동일하며 이 결과로부터 부활호의 세로 정적 안정성이 안정하게 존재함을 확인할 수 있다. 이 그림을 통하여 부활호와 같이 주 날개와 후방 꼬리날개로 이루어진 전형적인 형상의 항공기에서 세로 정안정성은 풍동시험과 CFD의 결과에서 C_{m_α} 가 모두 음(-)의 값으로 정적으로 안정함을 의미하며 일반적인 항공기의 형태와 일치된 값을 나타내었다. 위의 두 결과로부터 부활호는 정적 세로 안정성이 적절하게 유지되는 것을 알 수 있다[3].

4.2 정적 안정성 및 조종성 분석

항공기의 안정성 및 조종성을 판단하기 위해서는 조종면의 조작 범위에 의한 공력 변화 효과를 얻는 것이 필요하다. 본 연구에서는 풍동시험을 기본 공력계수를 측정 후 엘리베이터, 러더, 그리고 에일러론과 같은 조종면의 변위각 변화에 대한 항공기 공력계수의 변화를 예측하였다.

Figure 7은 엘리베이터 변위각 변화에 따른 피칭모멘트 계수의 변화를 받음각 증가에 따라서 나타낸 것이다. 이 그림에서 피칭모멘트 계수가 엘리베이터 변위각에 따라 상하 대칭적으로 잘 얻어지고 있음을 알 수 있으며 받음각에 따른 선형

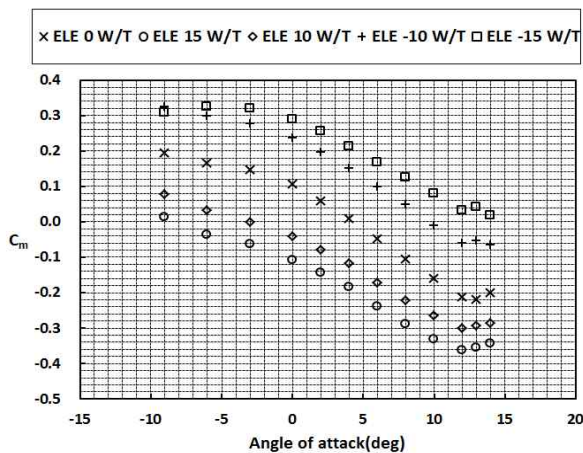


Fig. 7. Pitching Moment Coefficients with Elevator Effectiveness, C_m vs α

성이 비교적 잘 나타나고 있다. 또한 받음각 변화에 따른 피칭모멘트의 기울기 C_{m_α} 가 음(-)의 값으로 세로 정안정성이 안정하게 존재함을 보이고 있다. 이 그림에서 피칭모멘트 계수는 일정한 수준 이상의 받음각 영역에서 약간의 비선형성을 보이고 있는데, 이러한 결과는 큰 받음각 영역에서 나타나는 전형적인 현상이다. 이 그림에서 알 수 있듯이 부활호는 받음각 12도 이후에 피칭모멘트 계수가 비선형적 현상을 나타내고 있음을 볼 수 있다.

Figure 8은 러더 변위각에 따른 측력의 변화와 요잉모멘트 변화를 옆미끄럼각 증가에 따라서 나타낸 것으로, 러더 변위에 따라 측력과 요잉모멘트의 변화가 비교적 선형적으로 잘 나타나고 있음을 알 수 있다. 또한 이 그림에서 방향 정안성을

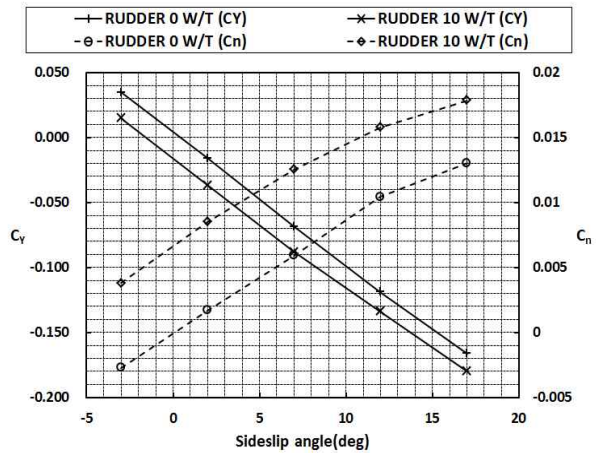


Fig. 8. Side Force and Yawing Moment Coefficients with Rudder Effectiveness, C_Y, C_N vs β

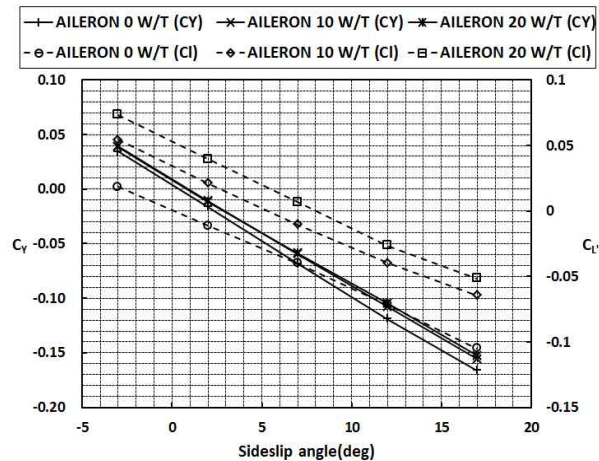


Fig. 9. Side Force and Rolling Moment Coefficients with Aileron Effectiveness, C_Y, C_L vs β

판별할 수 있는 파라메터인 $C_{n\beta}$ 가 양(+)의 값으로 부활호의 방향 정안정성이 충분히 안정한 결과를 보여주고 있다.

Figure 9는 에일러론 각 변위에 따른 측력과 롤링모멘트의 변화를 옆미끄럼각의 변화에 따라 나타낸 것이다. 이 그림에서 에일러론 변위에 따라 측력과 롤링모멘트가 선형적으로 잘 변화되고 있으며, 가로운동 정안정성을 판별할 수 있는 $C_{l\beta}$ 가 (-)로 정안정성이 에일러론 변위에 관계없이 매우 안정하게 보장되는 것을 확인할 수 있었다[3].

V. 결 론

본 연구에서는 최초 국산 비행기인 부활호의 원형 형상에 대하여 풍동시험과 전산유체해석 기법을 적용하여 공력특성을 측정 및 산출하고 분석하였다. 본 연구 결과를 통하여 얻어진 풍동실험 결과와 전산유체해석기법을 적용하여 계산한 결과를 비교하면 부분적으로 다소 다른 부분도 있으나 정량적 및 정성적으로 유사한 결과가 얻어졌다. 이로써 지금까지 알려지지 않았던 최초의 국산 항공기인 부활호의 공력특성 자료를 획득하였으며, 실제 비행시험을 수행하는데 유용한 결과를 얻을 수 있었다. 본 연구에서 얻어진 공력 특성들로는 양력계수, 항력계수, 실속 받음각 등에 대한 정보를 포함하고 있다. 그리고 받음각과 옆 미끄럼각의 증가에 따른 피칭모멘트, 요잉모멘트 및 롤링모멘트계수의 변화 특성에 대한 자료를 확보하고 분석하여 부활호의 정적안정성을 확인하였다.

마지막으로 본 연구를 통하여 역사적으로 의미 있는 부활호의 공력DB를 구축할 수 있었으며,

실제 성공적인 비행을 위한 시뮬레이션과 비행성 및 조종특성에 대한 정보를 도출해 낼 수 있었다.

후 기

본 연구는 경상남도의 재원으로 경남 테크노파크의 지원과 2012년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 대학 중점연구소 지원사업(2011-0031383)의 일부로 경상대학교에서 주관하여 수행하였으며, 이에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) 이원복, 2007, “부활호의 설계 및 제작,” KSAS 매거진, 제1권 제1호, pp. 12-21.
- 2) 김재무, 권오준, 1999, “다목적 헬리콥터 21% 모델의 풍동시험 및 전산유체 해석,” 한국항공우주학회 1999년도 추계학술발표회 논문집, pp. 583-586.
- 3) 김재무, 조태환, 권기정, 최인호, 정진덕, 1997, “복합재 쌍발기 5% 모델의 풍동시험,” 한국항공우주학회 1997년도 추계학술발표회 논문집, pp. 464-468.
- 4) 노국현, 조환기, 정성기, 조태환, 김병수, 2011, “최초 국산 비행기 부활호의 공력특성 연구,” 한국항공우주학회 2011년도 추계 학술발표회 논문집, pp. 383-386.
- 5) 허기준, 이영석, 이동호, 이상직, 1991, “풍동실험을 통한 Twin-Boom 항공기의 공력특성 연구,” 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문초록집, pp. 7-240.