

소형기 파워모델 풍동시험 기술연구

Research on wind tunnel test technique of powered aircraft model

최인호*, 조태환, 장병희(한국항공우주연구원)

1. 서론

본 논문은 소형기 모델의 파워효과를 풍동시험을 통해 분석하기 위한 시험기법을 향상시키기 위한 목적으로 파워시험장비, 시험절차 및 시험데이터 처리기법에 대한 연구이다. 본 연구를 수행하기 위하여 기존의 정적 풍동시험모델을 파워 모터 및 측정 장비를 설치할 수 있도록 가공하여 축소된 시험모델을 제작하고, 이착륙 및 순항조건에 대한 시험조건을 설정하여 풍동시험을 수행하고 그 결과 분석을 통하여 파워효과를 분석하고자 한다.[1] 본 연구는 러시아 TsAGI T-102 풍동에서 항공기모델의 힘은 와이어 발란스(wire balance)로 측정하였고 파워 모터와 프로펠러의 힘은 별도의 스트레인 게이지 발란스를 이용하여 측정하였다.

2. 본론

2.1 파워 효과 시험의 이론적 배경

항공기 프로펠러의 후류(slipstream)의 영향을 풍동시험으로 분석하기 위해서는 축소모델에 대한 다음과 같은 3가지의 상사성을 만족하여야 한다.

- **Geometric similarity of Model** : 직경, 블레이드 수 등

- **Kinematics similarity of flows** :

$$J = V_{\infty}/(n \cdot D_p) = (V_{\infty}\pi)/(w \cdot R)$$

여기서, w : 프로펠러의 회전각속도 (1/rad)

n : 회전주파수(rps)

$R = D_p/2$: 프로펠러의 반경(m)

- **Dynamic similarity of flows**

: 추력계수와 파워계수

$$\alpha_p = T/(\rho_{\infty} n^2 D_p^4), \quad \beta_p = N/(\rho_{\infty} n^3 D_p^5)$$

여기서, T - 프로펠러 추력

N - 프로펠러 회전에 사용된 파워

실제 풍동시험에서 상사성을 맞추기 위해 주로 사용되는 파라미터는 다음과 같이 정의되는 Load coefficient이다.

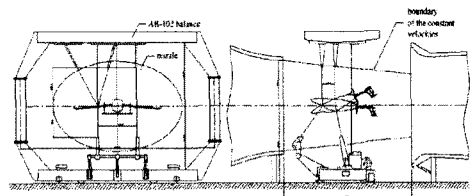
$$Ct = T/(q_{\infty} S_p) = 8\alpha_p/(\pi J^2),$$

$$S_p = \pi D_p^2/4$$

모델에 대한 Ct_m 값과 실제 크기 프로펠러에 대한 Ct_n 값은 다음과 같은 조건하의 시험조건과 실제조건사이의 상사성을 나타낸다.

$J_m = J_n$ - similarity of axial speeds $V(\bar{r})$ and relative slipstream twisting w_y/w distribution, 여기서 w_y = 후류 각속도, w = 프로펠러의 회전각속도.

2.2 시험장비



<그림 1> 모델설치개념도 (T-102)

소형기 모델의 파워효과 시뮬레이션을 위해 그림 1 과 같이 TsAGI T-102 아음속 풍동에서 AB-102 육분력 발란스를 사용하여 시험하였다.

T-102풍동은 2개의 후방통로를 가진 순환식 풍동으로 표 1의 제원을 갖는다.

<표 1> T-102 제원

시험부	4(W)x2.33(H)x4m(L) 타원형
모터	2개모터(총500Kw), 4-blade fan
유속	5 ~ 50m/s
동압분포	최대 ±1 %
Downwash	최대 ±0.3 deg
Sidewash	최대 ±0.5 deg
Turbulence	not exceed 0.4%

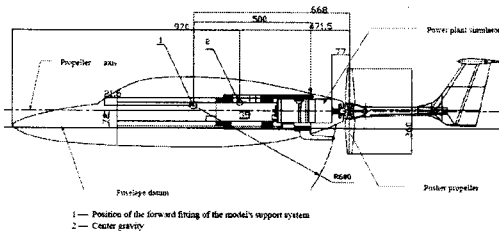
시험에 사용된 AB-102 발란스의 사양은 표 2와 같다.

<표 2> AB-102 발란스 사양

받음각	$\alpha = -16 \sim 40 \text{ deg}$
요각	$\beta = -24 \sim 24 \text{ deg}$
Drag force(D)	-10 ~ 152 kgf
Lift force(L)	-100 ~ 500 kgf
Side force(S)	-75 ~ 75 kgf
Roll moment(ML)	-0.4 ~ 0.4 kgfm
Yaw moment(MN)	-0.24 ~ 0.24 kgfm
Pitch moment(MM)	-0.5 ~ 2.5 kgfm

2.3 시험모델

파워시험을 위한 시험장비는 축소시험모델, 고속 모터, 프로펠러, 인버터, 발란스, 온도센서, 엔코더 및 데이터 측정 장치로 구성된다.



<그림 2> 시험모델의 프로펠러 설치 개념도

시험모델은 기존의 소형기의 25% 축소모델을 그림 2와 같이 개조하여 사용하였다. 파워모터와 프로펠러의 힘을 측정할 수 있는 발란스가 일체형으로 구성되어 모델의 동체내부에 장착되어 있고 프로펠러를 모터에 직결시켜 시험모델을 구성하였다.

파워 모터 및 프로펠러는 TsAGI에서 보유하고 있는 것을 사용하였고 그 사양은 표 3 과 같다.

파워모터는 고출력으로 열이 많이 발생하기 때문에 모터의 과열손상을 방지하기 위해 써모커플을 모터에 부착하여 모니터링 하였다. 파워 모델의 전진비를 측정하기 모터 축에 엔코더를

부착하여 회전수를 측정하였다. 모터의 회전속도를 조절하기 위해 인버터는 400Hz까지 구동 가능한 기종을 사용하였다.

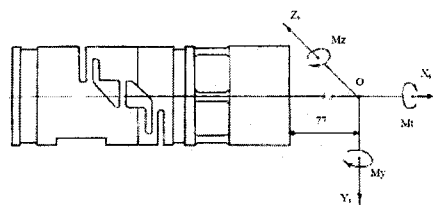
<표 3> 파워 모터 및 프로펠러사양

Blade	직경 : 0.36m, 개수 : 4
모터출력	5Kw
모터외부직경	88mm
모터길이	245mm
전원	380V, 12A, 400Hz
회전수	최대 11,400rpm
효율	83.5%

프로펠러에서 발생하는 힘과 모멘트를 측정하기 위하여 모터와 일체형으로 장착되어 있는 발란스의 사양은 표 4 와 같고 기준 좌표계는 그림 3과 같다.

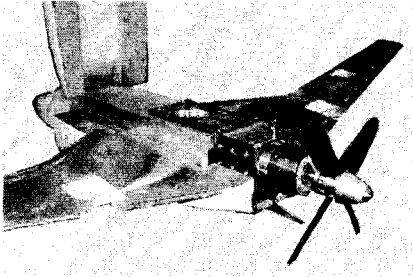
<표 4> 발란스 사양(프로펠러축)

성분	측정범위	정밀도(σ)
X	200N	±0.33%
Y	±50N	±0.95%
Z	±50N	±0.98%
Mx	±5Nm	±0.14%
My	±12Nm	±0.35%
Mz	±12Nm	±0.66%

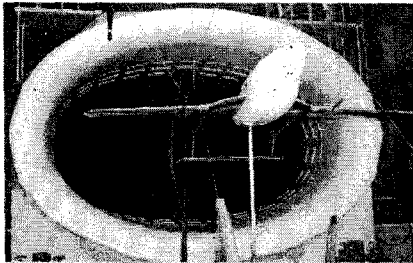


<그림 3> 발란스 기준좌표계

개조된 소형기 모델에, 파워모터와 발란스가 장착된 모습은 그림 4와 같고 풍동에 설치된 모습은 그림 5와 같다. 그림 5에서 알 수 있듯이 파워모터와 센서 케이블은 2cm 정도의 봉을 통하여 외부로 연결되어 있다.



<그림 4> 파워 시험장비 장착사진



<그림 5> 풍동에 시험모델 장착 사진

2.4 시험 프로그램(Run Log)

소형기의 이착륙 및 순항조건에서의 파워효과를 분석하기 위해서는 C_{t_m} 의 값을 0.53, 0.78, 1.28로 변화하면서 시험을 하였다. C_{t_m} 을 변화시키기 위해 회전수는 6000rpm으로 고정하여 사용하고 풍동속도를 40, 35, 28로 조절하도록 시험 프로그램을 작성 하였으며 케이블 봉의 간섭효과 제거하고, 프로펠러가 장착되지 않았을 때의 시험을 수행하여 비교할 수 있도록 하였다. 형상변경은 flap, elevator, rudder, aileron을 변경하였고 Pitch 각은 $-4 \sim 20\text{deg}$ 범위를 2deg 간격으로 변경하였고 Yaw sweep은 $-16 \sim 16 \text{ deg}$ 범위를 2 deg 간격으로 변경하였다.

2.5 시험 절차(Test Procedure)

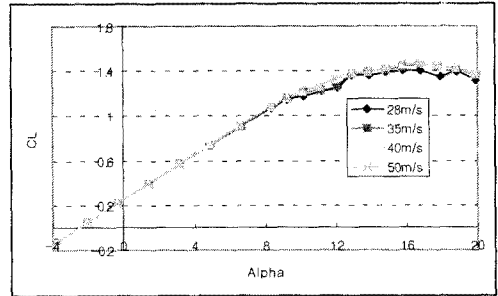
파워시험절차는 모터가 장착되어 있는 것을 제외하고는 정적풍동시험과 유사하다. 파워시험 수행시 가장 주의하여야 할 사항은 모터가 과열되지 않도록 모터의 온도를 주시하여야 하고 모터가 과열이 되기 전이 시험을 끝내어야 하는 제한 조건이 있다. 시험절차는 먼저 풍속이 없이 Tare런을 수행한 후 먼저 풍속을 조절한 후 풍동 및 계측장비가 준비가 되었을 때 파워모터의 회전수를 6000rpm으로 조절한다. 한 런 수행시간은 6분 이내이고 그 때 모터 온도는

38degC에서 82degC로 증가했다.

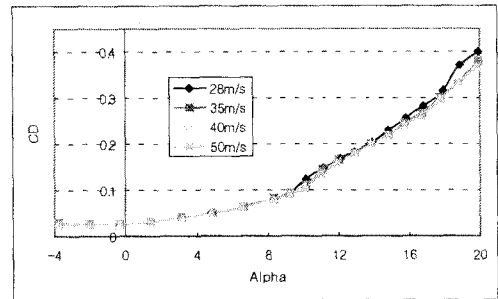
2.6 시험 결과(Test Result)

2.6.1 Free stream 속도의 영향

Free stream 속도의 영향분석은 프로펠러의 Load Coefficient를 맞추기 위해 모터추력을 변화시키는 대신에 유속을 줄여서 시험하게 됨에 따라 필요하다. Free stream의 영향을 분석하기 위해서 $V_\infty = 28, 35, 40, 50(\text{Re} = 0.66, 0.825, 0.94, 1.179)$ 의 속도에서 시험을 수행하였다. 피크로각, 플랩, 에일러론, 엘리베이터가 모두 0인 형상에서의 시험결과는 그림 6, 7 과 같다.



<그림 6> Free stream 효과 (양력계수)



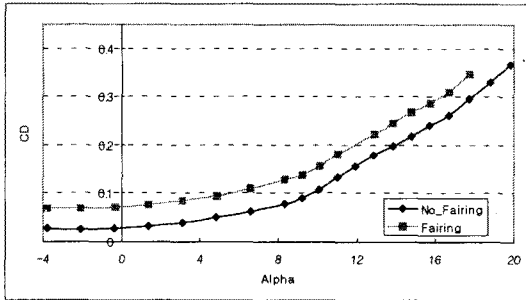
<그림 7> Free stream 효과 (항력계수)

그림 6에서 알 수 있듯이 속도가 줄어들어 따라 양력 계수가 약간 감소하였다. 최대 양력 계수 값(CL_{max})은 약간 줄어들었고, 속도가 50m/s에서 28m/s로 변화 하였을 때, $\Delta CL_{max} < 0.06$ 이다. 그림 7에서 항력계수는 속도가 줄어들어 따라 약간 증가함을 알 수 있다.

2.6.2 Tube Fairing 효과

Tube Fairing 효과는 속도 40에서 그림 8과 같이 항력 계수 값을 증가시키고 다른 성분의 효과는 작다. 이결과를 보간법을 이용하여 보정량을 각 성분마다 계산하여 시험데이터를 보정

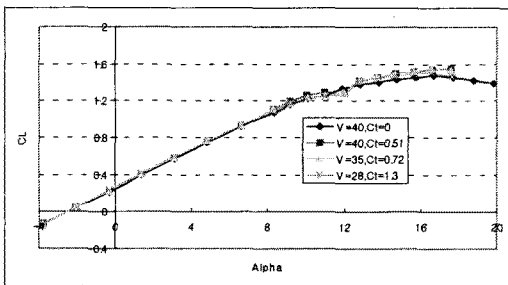
하였다.



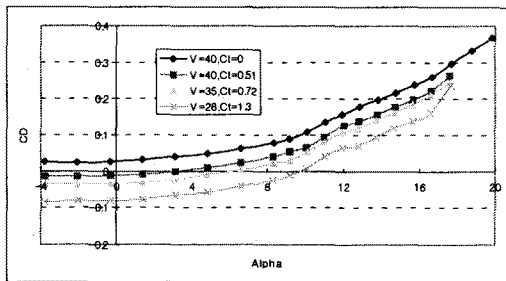
<그림 8> Fairing Effect(C_D)

2.6.3 소형기 파워시험 결과

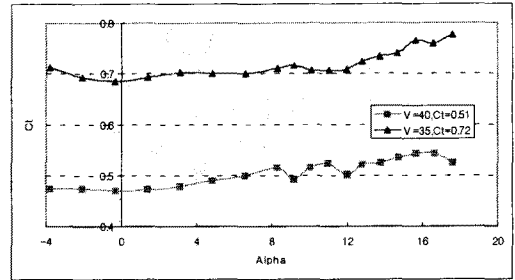
소형기 모델 파워시험 결과는 AB-102 발란스로 측정된 총 육분력에서 파워모터에 부착된 스트레인게이지 발란스에서 측정된 프로펠러에 의한 육분력을 제거한 후 페어링 효과를 보정하였다. 시험조건인 Loading Coefficient는 스트레인게이지 발란스에서 직접 측정된 추력으로 계산한 값이다.



<그림 9> 시험결과(양력계수)



<그림 10> 시험결과(항력계수)



<그림 11> Loading Coefficient

본 시험을 통해 프로펠러에 의한 효과는 전체 공력계수 값에 비해 작은 값이고 최대 항력계수와 양력계수에 영향을 미침을 알 수 있다. 프로펠러에 의해 항력계수는 추력이 커짐에 따라 줄어드는 효과가 나왔다. 속도 40m/s에서 프로펠러가 있을 때를 없을 때와 비교하면 최대 양력계수가 증가됨을 알 수 있는데, 이는 프로펠러 후방의 익형에 의한 효과로 추측 된다. 본 시험을 통해서 그림 11에서 알 수 있듯이 프로펠러의 추력도 받음각에 따라 증가됨을 알 수 있다.

3. 결 론

본 연구를 통하여 소형기모델의 파워효과 풍동시험에 대한 이론적 배경, 시험장비, 시험절차에 대한 고려사항을 점검하고 결과를 분석함으로써 스마트 무인기 또는 다른 고정익 항공기 모델의 파워시험을 수행하는 기초 자료로 활용하고자 한다.

참고문헌

[1] 조태환외 4인, "전진익기 항공기 모델에 대한 KARI LSWT와 TsAGI T-102 풍동시험결과비교", 한국항공우주학회지, 32권, 5호, pp18-23, 2004.