

論文

회전의 항공기 형상의 기체공력 특성에 관한 실험적 연구

오세윤*, 박금룡*, 이종건*, 안승기*

An Experimental Study of Fuselage Drag and Stability Characteristics of a Helicopter Configuration

Se-Yoon Oh*, Keum-Yong Park*, Jong-Geon Lee* and Seung-Ki Ahn*

ABSTRACT

This paper describes the test carried out on an experimental study of fuselage drag and stability characteristics of a helicopter configuration and the test techniques developed for the testing and the lessons learned in the Agency for Defense Development Low Speed Wind Tunnel(ADD-LSWT). The main objective of this test is to determine the drag and stability characteristics of helicopter configurations according to the various configuration changes. The fuselage model with a highly modular structure is a representation of 1:8 scale of the external contour of the conceptual design helicopter configuration with rotating main rotor hub including blade stubs capable of rotating up to 500 rpm. The test results are compared with the available similar data and fair to good agreement is obtained.

초 록

국방과학연구소 풍동실험실에서는 회전의 항공기 개발에 소요되는 관련 풍동시험 기법의 확립과 형상연구 관련 시험자료의 확보를 위한 실험적 연구를 수행하였다. 본 연구는 회전의 항공기 동체구성품의 형상조합에 따른 항력증분과 안정성 평가를 위한 공기역학적 특성의 추출을 목적으로 하였으며, 풍동시험에는 모듈화된 1:8 축척의 회전의 항공기 동체형상과 500 rpm으로 회전하는 로터허브의 부분모형이 사용되었다. 시험결과들을 기존의 유사 항공기 시험결과들과 비교하였으며, 기존 연구결과들과 잘 부합됨을 확인하였다.

Key Words : Fuselage Drag and Stability(기체공력), Helicopter(회전익기), Wall Effect(벽면효과), Equivalent Flat Plate Area(등가평판면적)

1. 서 론

회전의 항공기(helicopter or rotorcraft) 동체에서 발생하는 항력은 고속 전진 비행 중에 발생하는 비행체 항력의 주요성분이므로 저비용 고효율

의 시스템 설계를 위해서는 동체에서 발생하는 항력을 보다 정확하게 예측하는 것이 중요하다. 그러나 설계형상의 다양함과 관련 회전부품의 복잡성 등으로 인해 공기역학적 특성에 대한 순수한 해석적 모델링의 확립은 매우 어려운 실정이다[3,5]. 따라서 회전의 항공기 개발과정의 초기 단계에서 발생할 수 있는 문제점들을 사전에 발견하고 동체형상설계에 필요한 관련 자료를 수집하기 위해서는 광범위한 실험적 뒷받침이 필요하다.

† 2005년 4월 14일 접수 ~ 2005년 8월 10일 심사완료

* 정회원, 국방과학연구소

연락처, E-mail : syoh@add.re.kr

대전광역시 유성우체국 사서함 35-3호

로터(rotor)와 같은 회전부품을 갖고 있는 회전익기 모형의 풍동시험은 특별한 계측방법과 시험기술을 필요로 하며 로터시험의 경우에는 별도의 시험설비가 소요된다. 국방과학연구소 풍동실험실에서는 회전익 항공기 개발에 소요되는 관련 풍동시험 기법의 확립과 형상연구 관련 시험자료의 확보를 위해 로터를 제외한 회전익 항공기 형상의 정상상태 기체공력(fuselage drag and stability) 측정에 관한 실험적 연구를 수행하게 되었다.

풍동시험에는 모듈화(modular structure)된 회전익 항공기 기체형상의 축소모형과 로터허브의 회전효과를 평가하기 위해 500 rpm으로 회전하는 로터허브의 부분모형(rotating main rotor hub and blade stubs)이 함께 사용되었다. 회전익 항공기의 전체기체(complete airframe) 형상에 관한 풍동시험 수행 후에는 구성품 조립순서에 따라 동체 구성품들 각각의 기체항력 기여도 평가를 위한 항력측정시험을 수행하였다. 시험부 속도 40~75 m/s와 받음각(angle of attack) $\pm 19^\circ$ 영역에 대한 기체공력특성의 측정을 목적으로 총 150여회의 풍동시험을 수행하였으며, 회전익 항공기 모형의 동체직경을 기준한 레이놀즈수(Reynolds number)는 약 1.475×10^6 이었다.

본 연구에서는 회전익기 동체구성품의 형상조합에 따른 항력증분(incremental drag)과 정적 안정성의 평가의 수행과 관련된 시험기법을 제시하고자 하였으며, 아울러 회전하는 로터허브의 항력특성측정에 관해 고찰하고자 하였다. 또한 본 연구에 사용된 시험기법 및 시험장치의 적합성 입증을 위해 측정된 결과와 기존의 유사 항공기 시험결과들과의 비교를 수행하였다. 본 연구를 통해 회전익 항공기 동체 구성품들의 형상조합에 따른 공력특성과 형상설계단계에 소요되는 제한 공력자료들을 획득할 수 있었다.

II. 시험장치 및 방법

2.1 풍동

본 연구에 사용된 국방과학연구소의 아음속풍동(ADD-LSWT)은 측정부의 제원이 폭 3.0 m, 높이 2.25 m, 길이 8.75 m이며 수축비 9.0인 폐회로 단일순환식 풍동으로서, 최저속도 10 m/s에서 최고속도 120 m/s까지 변화시킬 수 있다. 풍동 내부흐름의 난류도(turbulent level)는 0.1% 이하이며, 흐름각의 변화는 0.1° 이내이다. 아음속 풍동은 풍동유로, 모형지지부 시스템, 팬(fan) 구

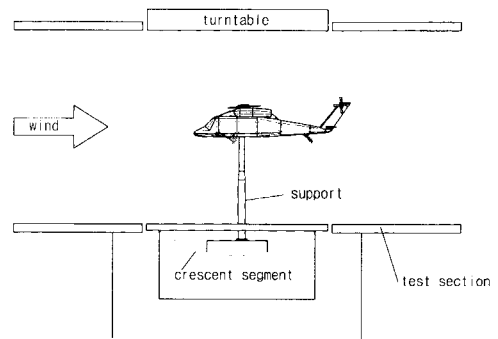


Fig. 1. Fuselage drag-stability model test set-up

동시스템, 정밀이송장치, 냉각시스템 및 관련 보조시스템 등의 주요부분으로 구성되어 있으며, 축류형 팬의 회전수를 조절하여 유속을 변화시킨다. 풍동제어와 자료획득을 위한 장치로는 DEC사의 Alpha Server 1000A 5/400RM과 NEFF 471 시스템이 사용되었으며, A/D 변환기의 분해능은 16 bit이다. Fig. 1은 풍동 시험부에 장착된 풍동모형과 기체공력 시험장치의 구성도이다.

2.2 시험장치

풍동시험에는 모형의 자세각 변화를 위한 장치로 피치각 $\pm 19^\circ$ 의 동작이 가능한 초승달형 지지부 시스템(crescent support system)과 풍동 회전반(turn table)이 사용되었다. 모형에 작용하는 공력하중은 수직지지대(vertical-support) 상단에 장착된 6분력 내장형 밸런스(6-component internal strain gage balance)를 사용하여 측정하였으며, 받음각 측정은 모형내부에 장착한 경사계(servo-inclinometer)를 사용하였다. 풍동시험은 시험대상 회전익 항공기의 순항속도를 기준하여 시험부 속도 75 m/s 조건하에서 주로 수행하였으며 모형의 받음각(α)은 $\pm 19^\circ$, 요우각(ψ)은 $\pm 30^\circ$ 까지 변화시켰다. Fig. 2는 로터허브의 부분



Fig. 2. Fuselage model (1:8) in ADD-LSWT

모형이 적용된 회전의 항공기가 풍동시험부에 장착된 형상을 보여주고 있다.

2.3 시험모형

풍동시험에 사용된 기체공력 측정용 모형은 국방과학연구소에서 개념 설계한 회전의 항공기 형상을 1:8로 축소한 것으로, 중앙동체(fuselage, F)와 로터허브의 부분모형(main/ tail rotor hub and blade stubs, MR/TR)외에 착륙장치(main/tail landing gear, LG), 수직꼬리(vertical fin, VT), 수평꼬리날개(horizontal stabilizer, HT) 및 상부 덕과 나셀(upper deck/nacelle, UD) 등으로 구성되어있다.

이 모형은 회전의기 동체 구성품의 형상조합에 따른 항력증분과 안정성 특성의 측정이 용이하도록 Fig. 3과 같이 모듈화된 동체 구성품들로 설계·제작되었으며, 모형에 작용하는 공기역학적 하중은 모형내부의 중앙 구조물에 연결된 6분력 내장형 밸런스에 의해 측정된다. 또한, 관련 보정 시험(correction test)의 수행을 위해 롤(roll)방향으로 0° 및 180°로 회전이 가능하도록 동체를 설계하였으며 수평꼬리날개의 변위는 -5°~40°까지 10° 간격으로 변경이 가능하다.

회전의기의 로터허브에 작용하는 항력과 로터허브의 회전에 따른 항력영향을 평가하기 위해 Fig. 3에서와 같은 로터허브의 부분모형이 사용되었으며, 이 로터허브 모형에는 구성품의 각도 변위들이 고정된 단순화된 형상이 적용되었다.

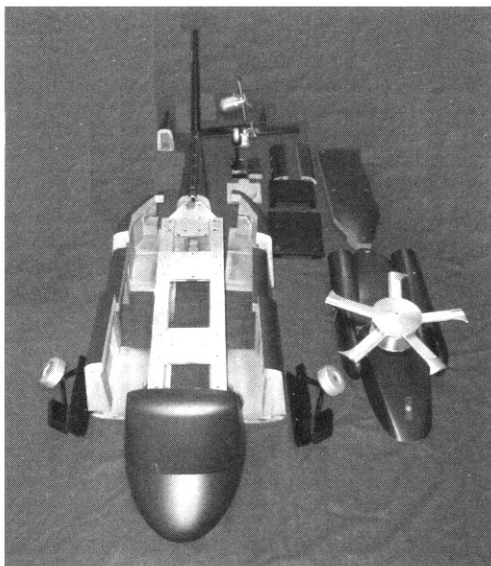


Fig. 3. Modular structure of fuselage model

또한, 모형내부에는 로터허브를 일정속도로 회전시키기 위한 회전수-제어시스템과 로터허브를 최대 1,000 rpm까지 회전시킬 수 있는 모터구동 시스템이 장착되었다[10].

2.4 회전의기의 등가평판면적

회전의기의 항력(D)은 축소모형을 사용한 풍동 시험이나 비행시험 등을 통해 획득하거나, 기존 시험자료 및 이론에 근거해 구한 각종 기체 구성품의 항력을 합해서 구한다. 일반적으로 항공기의 항력계수는 다음의 식 (1)과 같이 표현한다.

$$C_D = \frac{D}{\rho S} \tag{1}$$

그러나 날개가 없는 회전의 항공기의 경우에는 항력계수(C_D)를 표현하는데 필요한 기준면적인 날개면적(S)의 선정이 모호하므로, 회전의 항공기 분야에서는 단순히 항력을 동압(q)으로 나눈 등가평판면적(equivalent flat plate area, f)을 사용하여 식 (2)와 같이 항력을 정의하는 것이 일반적이다[1]. 이에 본 연구에서는 회전의 항공기에 작용하는 힘과 모멘트를 식 (2)와 같은 등가평판면적을 사용하여 표현하도록 하였다.

$$f = \frac{D}{q}, ft^2 \tag{2}$$

여기서 항력면적(drag area) 또는 양력면적(lift area)에 해당하는 등가평판면적 f는 항력측정에 사용될 시험대상물의 항력과 동일한 항력을 갖는 항력계수가 1인 평판의 정면면적(frontal area)에 해당하며, 실물항공기의 항력은 풍동시험을 통해 구한 등가평판면적(항력면적) f와 비행조건에 해당하는 동압 q를 곱하여 구할 수 있다. 일반적으로 항력면적 f의 크기는 소형 회전의기의 5 ft²부터 대형 기종의 60 ft²에까지 이른다[1,9].

2.5 자료처리 및 보정

풍동모형으로부터 측정된 시험결과에는 실제 비행체에는 존재하지 않는 지지부나 모형의 저면 압력으로 인한 영향 등이 포함되어 있어 이를 제거하기 위한 별도의 보정시험이나 자료처리과정을 수행해야 한다[3,4,8,10]. 특히 본 연구의 회전의 항공기 동체모형과 같이 풍동 시험부의 공간의 점유율이 크고 모형의 길이(1.82 m)가 긴 경우에는 풍동시험부 벽면으로 인해 발생하는 유동 특성의 변화에 주의를 기울여야한다.

풍동모형 주위를 흐르는 공기는 자유류(free stream) 조건하에서는 아무런 제한 없이 흐르게

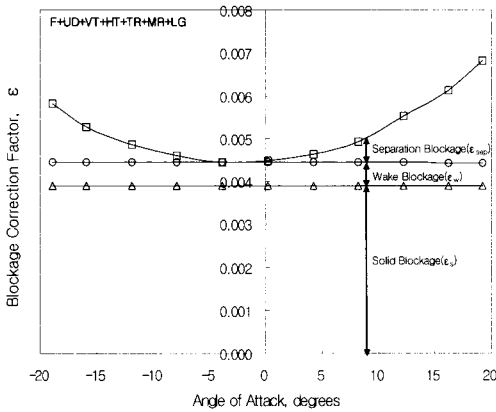


Fig. 4. Blockage correction factor for the flow parameters

된다. 그러나 풍동 시험부내 모형의 주위를 흐르는 공기는 시험부 벽면에 의해 구속을 받게 되며 풍동벽면의 존재로 인해 모형으로부터 동일한 거리에 있는 유선(streamline)의 형상을 달라지게 한다. 본 연구에 사용된 회전익 항공기의 기체형상은 날개가 없고 동체 앞부분의 폭이 넓은 형태(bluff)이기 때문에 Maskell[6,7]의 방법을 이용하여 이러한 벽면효과(wall effect)의 영향을 보정하였다. 일반적으로 풍동의 벽면효과를 보정하기 위한 유속, 동압 및 마하수 등의 흐름변수(flow parameter)들은 식 (3)에서와 같이 모형의 시험부 공간점유(solid blockage)로 인한 영향과 모형에서 발생하는 후류(wake blockage) 및 박리후류(separation wake blockage)에 따른 봉쇄보정계수(blockage correction factor, ϵ)의 총합을 이용하여 풍동벽면의 영향을 보정할 수 있다[6].

$$\epsilon_{total} = \epsilon_{solid} + \epsilon_{wake} + \epsilon_{separation} \quad (3)$$

Fig. 4는 받음각 변화에 따른 봉쇄보정계수 ϵ 의 변화를 나타낸 자료이며, 이 그림으로부터 동체모형 자체의 영향(ϵ_s)과 모형의 후류와 박리로 인한 영향(ϵ_w , ϵ_{sep})을 파악할 수 있었다.

III. 시험결과 및 검토

3.1 정상상태 공력특성

Fig. 5와 Fig. 6은 받음각 변화에 따른 회전익 항공기 동체의 항력과 양력의 변화를 평가한 결과이다. 유사 회전익 항공기에 대한 기존의 공력특성 자료[1,2]들과 이번 풍동시험에서 측정된 등가평판면적간의 비교를 통해 본 연구결과의 적합

성을 평가하고자 하였다.

항력면적의 비교에 사용된 시험모형은 기존 시

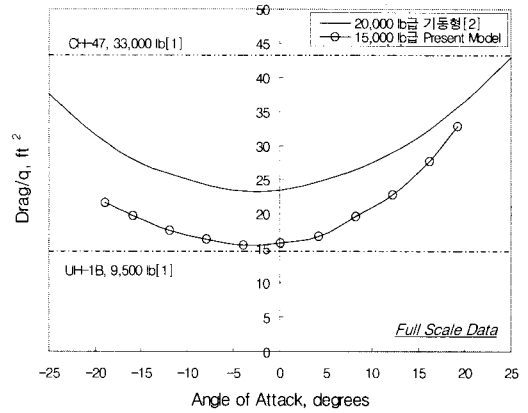


Fig. 5. Fuselage drag due to angle of attack (F+UD+VT+TR+LG)

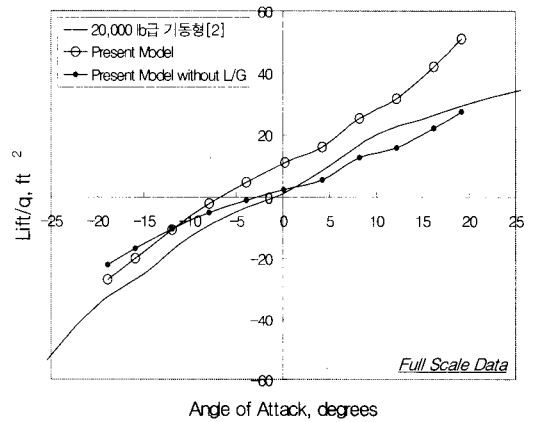


Fig. 6. Fuselage lift due to angle of attack (F+UD+VT+TR+LG)

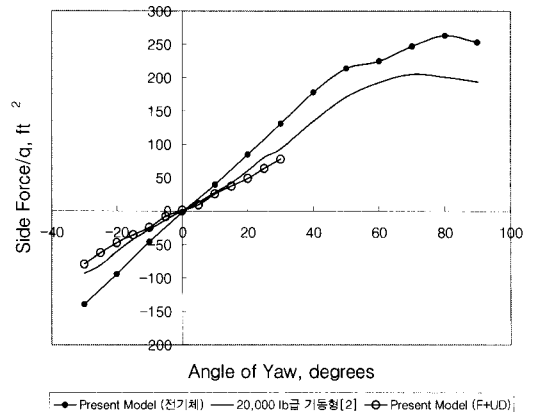


Fig. 7. Fuselage side force due to angle of yaw

험자료와의 비교를 위해 착륙장치가 장착되고 로터허브와 수평꼬리날개가 제거된 형상이었으며, 동체 항력면적들 간의 비교를 통해 풍동시험결과가 기존의 유사 시험결과들과 잘 부합되고 있음을 알 수 있었다. Fig. 5로부터 본 연구에 사용된 풍동모형이 비교연구에 사용된 기동형 회전익기 [2]에 비해 총중량이 가볍고 항력면적이 약 30% 가량 작은 경향을 보임을 알 수 있다. 그러나 받음각 +10° 이상의 영역에서는 모형의 항력이 급격히 증가하여 이러한 항력의 차이가 크게 감소하였는데, 이는 동체 하부에 장착된 착륙장치로 인한 항력이 이 받음각 영역에서 크게 증가하기 때문에 발생한 현상으로 확인되었다.

Fig. 6은 동체에서 발생한 양력변화를 측정할 결과이다. 이 시험결과에서도 풍동시험결과가 기존의 시험자료들과 유사한 양력특성을 보이고 있음을 알 수 있으며, 아울러 착륙장치로 인한 양력면적의 증가량을 확인할 수 있었다. Fig. 7은 요우각 변화에 따른 측력(side force)의 변화를 나타낸 것으로 동체 구성품을 장착함에 따라 측력의 기울기가 증가하는 특성이 관찰되었다.

3.2 동체 형상조합에 따른 항력증분

본 연구에서는 회전의 항공기 전체 기체항력에 미치는 각각의 동체 구성품들의 영향을 평가하고 설계초기 형상연구 관련 자료의 확보를 위해 동체 구성품의 조립순서에 따라 각기 다른 형상조합들에 대한 항력측정시험을 수행하였다.

Fig. 8은 받음각 변화에 따른 동체 각 구성품들의 항력증분 변화를 평가한 자료이다. 앞서 언급한 바와 같이 착륙장치의 고유형상 및 장착상태의 특징으로 인해 받음각 +10° 이상의 영역에서 착륙장치의 항력변화량이 가장 두드러졌으며, 상대적으로 꼬리로터허브를 제외한 꼬리날개의 항력성분에 대한 영향은 매우 작았다. 또한, 주로터허브의 부분모형과 로터허브의 하부에 장착한 상부 텍/나셀의 항력면적은 각각 5.56 ft²과 5.74 ft²로 다른 동체 구성품들에 비해 상대적으로 큰 특징을 보였다.

Fig. 9는 이러한 형상조합시험을 통해 얻어진 동체 구성품들의 항력을 단일 로터를 갖는 일반적인 회전익기의 항력자료[5,9]와 비교하여 각각의 구성품별 항력특성을 나타낸 자료이다. 이 그림에서는 전체기체의 항력특성을 기준하여 구성품별 항력 기여도를 백분율(%)로 표시하도록 하였다. 기존자료[1,5]에서 좀더 세분화된 항목별 기여도를 알 수 없었으므로 항목간의 직접적인 비교시 어느 정도 오차발생 요인이 있을 수 있겠

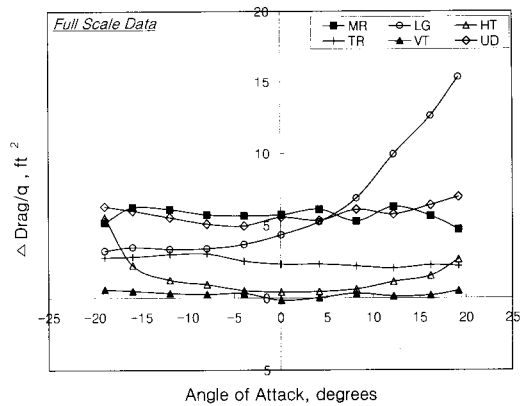


Fig. 8. Drag components due to angle of attack

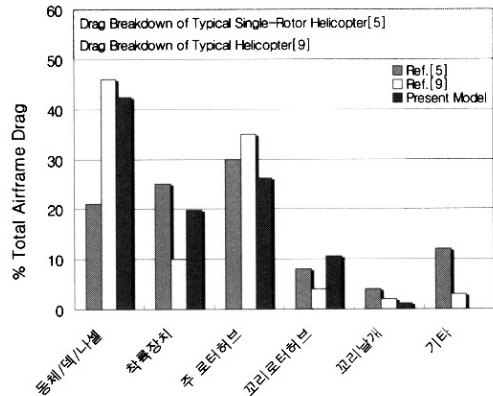


Fig. 9. Comparison of drag breakdown on helicopter

지만 동체 구성품간의 개략적인 비교연구에는 활용이 가능할 것으로 판단된다.

3.3 정적 안정성

항공기의 기체는 모멘트의 균형을 불안정하게 만드는 경향이 있으나 동체 후방에 수평꼬리날개를 장착하면 기체가 안정된다. 이는 양의 받음각 조건에서 수평꼬리날개에서 발생한 양력으로 인해 항공기 기수를 내리는 모멘트 방향(nose down)으로 기체가 움직이려하기 때문이며 Fig. 10에서도 이와 같은 경향을 확인할 수 있었다. 그림으로부터 동체(F/UD)가 유사 회전익기[2]의 동체와 같이 불안정한 모멘트 특성을 보이다가 수평꼬리날개를 장착한 후에 피칭모멘트(pitching moment, PM)가 안정해지는 방향으로 변한 것을 알 수 있으며, 이 결과는 주 로터의 후류가 없는

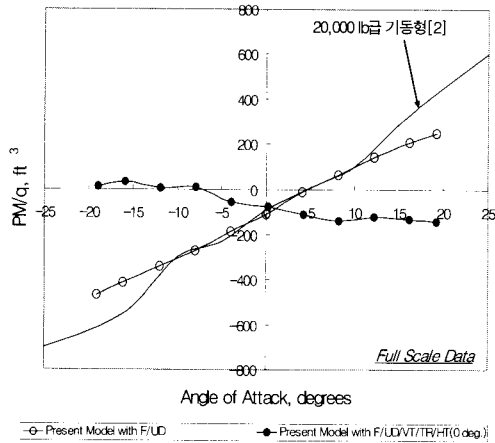


Fig. 10 Influence of the horizontal stabilizer on the pitching moment curve

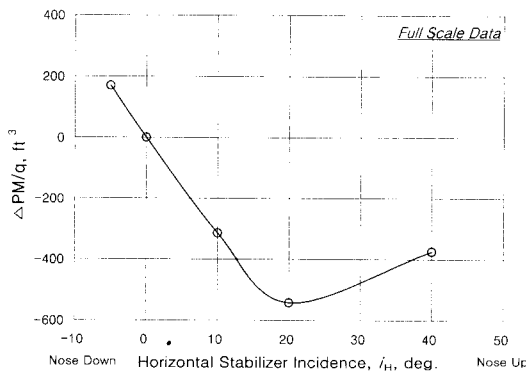


Fig. 11. Change in moment with stabilizer deflection

동체만의 조건에 해당하므로 향후 별도의 후류효과에 대한 영향평가를 필요로 한다.

만약 수평꼬리날개에 적절한 변위(i_H , incidence angle)를 준다면 Fig. 10의 피칭모멘트 곡선에는 평행한 이동(shift)이 일어나지만 기울기(slope)의 변화는 일어나지 않게 된다. 수평꼬리날개 변위에 따른 피칭모멘트 증분을 도시하면 Fig. 11과 같은 결과를 얻을 수 있다. 이는 일정량의 피칭모멘트를 발생하기 위해서 얼마만큼의 수평꼬리날개 변위가 필요한지를 알 수 있도록 해준다. 또한 그림으로부터 수평꼬리날개 변위각 $-5^\circ \sim +20^\circ$ 구간에서는 모멘트의 증분이 선형적인 변화를 보임을 알 수 있다.

3.4 로터허브의 회전효과

풍동실험에 사용된 모형에는 5개의 로터 블레

이드로 구성된 실물 로터허브의 모사를 위해 Fig. 12에서와 같은 로터허브의 부분모형이 적용되었다. 이러한 주 로터허브의 회전에 따른 항력변화를 고찰하기 위해 500 rpm으로 회전시킨 형상과 더불어 5개의 블레이드가 장착된 모형허브를 비행방향에 대해 0° 와 36° 로 고정하여 각각 시험을 수행하였다. 고정로터와 회전로터간의 항력차이는 로터 블레이드의 갯수와 블레이드 장착시의 고정위치에 따라 차이가 발생하는데, 로터 블레이드의 갯수가 많아질수록 회전로터와 고정로터간의 항력차이는 줄어들게 되며 회전하는 로터허브는 여러 장착위치에서 측정된 항력의 평균치에 근접하게 된다[5].

Fig. 12는 회전하는 로터허브와 로터허브의 고정위치에 따른 항력특성을 도시한 것으로 이 결과로부터 로터 블레이드의 고정위치에 따른 항력변화와 로터허브의 회전영향을 확인할 수 있었다. 그러나 Fig. 13에서와 같이 본 연구 대부분의

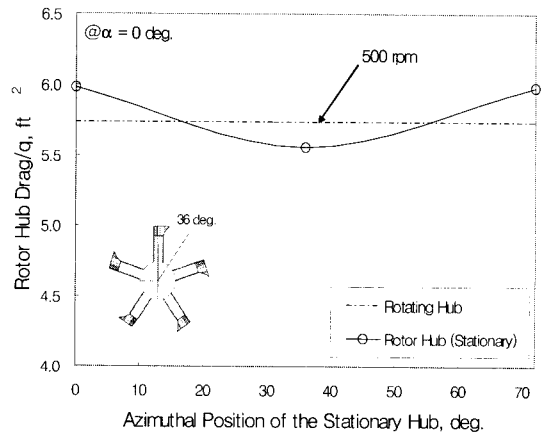


Fig. 12. Comparison of stationary and rotating hub drag

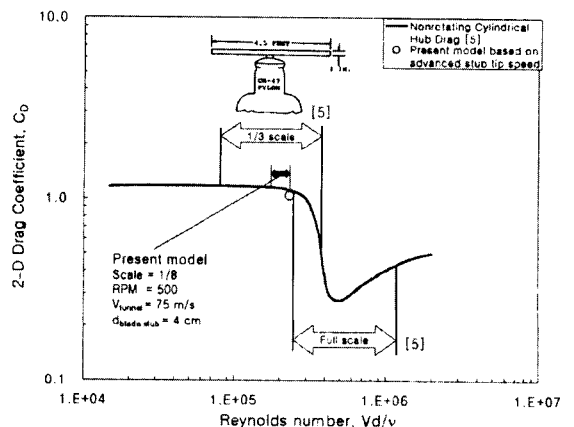


Fig. 13. Effect of Reynolds number on hub drag

시험영역이 로터허브 끝단의 국부 레이놀즈수가 임계치인 약 250,000 미만인 천이구간(transition region) 이전 영역에서 수행되었는데, 이 같은 항력특성은 로터허브 끝단의 국부 레이놀즈수에 따라 변동하게 되므로 측정된 로터허브 항력의 적용에 유의하여야 할 것으로 판단된다.

IV. 결 론

국방과학연구소 풍동실험실에서는 회전의 항공기 개발에 소요되는 관련 풍동시험기법의 확립과 형상연구를 위해 회전의 항공기의 기체공력에 관한 공기역학적 특성을 실험적으로 고찰함으로써 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

1. 회전하는 로터허브를 가진 회전의 항공기의 기체공력 측정시험으로부터 얻어진 기체의 총 항력면적은 21.94 ft²였으며 이 항력면적은 기존의 시험결과들과 잘 부합되었다. 또한, 회전의 항공기 동체의 안정성 특성과 꼬리날개에 대한 영향 평가를 통해 기체형상에 대한 설계적합성을 확인할 수 있었다.

2. 각기 다른 형상조합들에 대한 항력측정시험을 수행함으로써 회전의 항공기 전체 기체항력에 미치는 동체 구성품들의 영향과 기여도를 평가할 수 있었다. 이러한 측정결과를 통해 주요 동체항력의 발생요인을 파악할 수 있었으며, 설계초기의 형상연구에 필요한 관련 공력자료를 확보할 수 있었다.

3. 동체의 주요 항력발생 구성품은 로터허브 및 상부 덕/나셀로 전체 항력의 약 51%에 달하였으며, 받음각 +10° 이상의 영역에서는 착륙장치로 인한 항력면적이 크게 증가하여 착륙장치로 인한 항력이 전체 기체항력의 38%에 달하였다.

4. 회전하는 로터허브의 부분모형을 사용하여 로터허브의 항력특성과 국부 레이놀즈수에 따른 영향을 평가할 수 있었다.

5. 본 연구를 통해 회전의 항공기 개발에 소요되는 관련 풍동시험방안을 제시할 수 있었으며, 시험대상 회전의 항공기의 설계타당성 확인과 다

음 설계단계 및 비행시험에 소요되는 기체공력특성에 관한 공력자료를 획득할 수 있었다. 이는 향후 유사 회전의 항공기의 풍동시험분야에도 확장 적용될 수 있을 것으로 판단된다.

참고문헌

1) Prouty, R. W., "Helicopter Performance, Stability, and Control", PWS Publishers, 1986.

2) Howlett, J. J., "UH-60A Black Hawk Engineering Simulation Program : Volume I - Mathematical Model", NASA-CR-166309, 1981.

3) Hermans, C., Hakkaart, J. and Serr, C., "Overview of the NH90 wind tunnel test activities and the benefits to the helicopter development", NLR TP 97630, 1997.

4) Hermans, C., Hakkaart, J. and Serr, C., "The NH90 Helicopter development wind tunnel programme", NLR TP 97631, 1997.

5) Keys, C. N. and Rosenstein, H. J., "Summary of Rotor Hub Drag Data", NASA CR-152080, March 1978.

6) Garner, H. C., Rogers, E. W. E. and Maskell, E. C., "Subsonic Wind Tunnel Wall Corrections", AGARDograph 109, 1966.

7) Maskell, E. C., "A Theory of the Blockage Effects on Bluff Bodies and Stalled Wings in a Closed Wind Tunnel", Royal Aircraft Establishment, United Kingdom. Rpt. Aero 2685, Nov. 1963.

8) 김남균, 안승기 "벨리 스팅 모형 지지부의 간섭 효과 보정기법 연구", 한국항공우주학회지, 제30권 제8호, 2002.12, pp. 30~36.

9) Leishman, J. G., "Principles of Helicopter Aerodynamics", Cambridge University Press, 2000, pp. 212~217.

10) 오세윤, 박금룡, 이종건, 안승기, "회전의 항공기 형상의 기체공력 특성에 관한 실험적 연구", 2004 항공우주 무기체계 발전세미나, 비행체 기술분야 II, 2004.10.29.