



J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 47(2), 81-89(2019)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2019.47.2.81

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

전진 비행하는 Quad-Tilt Propeller 형상 무인기 날개에서 나타나는 공력간섭 현상에 대한 실험적 연구

김태우¹, 정진덕², 김양원³, 박철완⁴, 조태환⁵

A Experimental Study of Aerodynamic Interference on Quad-Tilt Propeller UAV Wings in Forward Flight Condition

Taewoo Kim¹, Jindeog Chung², Yangwon Kim³, Cheolwan Park⁴ and Taehwan Cho⁵

Department of Aerospace System Engineering, Korea University of Science and Technology^{1,5}
Korea Aerospace Research Institute^{2,3,4,5}

ABSTRACT

In this study, wind tunnel test on Quad-Tilt Propeller which has tandem wings is carried out to analyze the aerodynamic interference effect of front wing and propeller on rear wing during forward flight. Using 6-axis balance system, forces and moments of whole aircraft were measured and using strain gauge at wing root, bending moments were measured to observe change of aerodynamic force of each wings. A 12-hole probe was used to measure the flow field in the wing and propeller wake. Flow characteristics were observed qualitatively through flow visualization experiment using tuft and smoke. To measure the aerodynamic interference by elements, the influence of front wing and propeller on rear wing was analyzed by changing the wings and propellers mount combination.

초 록

본 연구는 쿼드 틸트 프로펠러(Quad Tilt Propeller)형상의 탠덤날개 항공기의 전진비행 조건을 풍동실험하여 전방 날개 및 프로펠러가 후방날개에 작용하는 공력 간섭효과를 분석하였다. 6축 밸런스 시스템을 이용해 전기체의 힘을 측정하였고 날개뿌리에 부착된 스트레인게이지를 이용하여 각 날개의 굽힘모멘트를 측정하였다. 12홀 프로브를 이용해 날개 및 프로펠러 후류의 유동장을 측정하였으며, 털실과 스모크를 이용한 유동가시화 실험을 통해 유동 특징을 정성적으로 확인하였다. 요소별 공력간섭 현상을 측정하기 위해 프로펠러 부착 조합을 바꿔가며 전방날개와 프로펠러가 후방날개에 작용하는 영향을 분석하였다.

Key Words : Quad Tilt Propeller(쿼드 틸트 프로펠러), Wind Tunnel Test(풍동시험), Tandem Wing(탠덤 날개), Aerodynamic Interference(공력간섭)

† Received : October 3, 2018 Revised : December 20, 2018 Accepted : January 19, 2019

¹ Graduate Student, ² Principal Researcher, ³ Senior Researcher, ⁴ Researcher, ⁵ Principal Researcher

⁵ Corresponding author, E-mail : thcho@kari.re.kr, ORCID 0000-0002-6865-1761

I. 서 론

Tilt-propeller 혹은 Tilt-wing 형상의 항공기는 고정익모드와 회전익모드로 천이하며 고정익항공기의 고속 순항능력과 회전익항공기의 제자리 이착륙 능력을 갖는다. 이러한 장점으로 인해 1950년대부터 연구되었으나 목표 성능을 달성하지 못하여 실용화되지 못하였다. 최근 항공우주분야 및 전자제어기술의 비약적인 발전으로 Bell사의 V-22와 한국항공우주연구원의 TR-60이 성공적으로 개발되었고 세계적으로 이러한 형상의 항공기들에 대한 연구가 활발히 이루어지고 있다[1]. 틸트방식 항공기는 고정익, 회전익 및 전이비행 등 다양한 비행모드를 가지므로 공기역학적으로 매우 복잡한 특징을 가지고 있으며, 특히 Quad Tilt Propeller(이하 QTP) 항공기는 탠덤날개 방식의 기체 형상으로 인해 전후방 날개의 간섭과 전방 프로펠러에 의한 후방날개 및 후방 프로펠러 간섭이 추가된다. 탠덤날개를 갖는 항공기의 전후방 날개의 공력 변화는 항공기의 수직안정성과 전체 양력효율에 큰 영향을 미치며 프로펠러간의 간섭은 고정익 모드에서 프로펠러 추력효율감소를 야기할 수 있기 때문에 항공기 개발에 앞서 반드시 분석하여야 한다[2].

이성기 등은 본 연구에서 사용한 풍동시험모델과 동일한 형상에 대하여 전진 비행 조건에서 공력성능 및 특징을 수치적으로 연구하였다[3]. 프로펠러를 제외한 비행체의 공력특성, 전방 혹은 후방 프로펠러만 구동하는 조건, 모든 프로펠러를 구동한 조건 및 프로펠러의 회전방향과 나셀효과에 의한 간섭효과를 해석하였다. 정진덕 등은 한국항공우주연구원에서 개발한 TR-60을 40% 축소한 풍동시험 모델인 TR-S4 형상의 정적풍동시험을 수행하여 카메라, 나셀등과 같은 각종 부품들의 영향, 수평꼬리날개 설치각, 플레퍼론과 에일러론의 변위각 변경에 따른 공력계수 변화를 분석하였다[4].

이러한 선행 연구들은 주로 CFD를 이용한 수치적 해석 혹은 초기 개념설계에 중점을 두고 수행되었으며[5,6], 풍동시험을 이용한 DB 구축은 쌍발 틸트 항공기 형상과 쿼드 틸트 날개(Quad Tilt Wing, QTW) 형상에서 주로 수행되었다[7]. QTP 항공기의 CFD 해석은 날개와 프로펠러의 복잡한 후류를 잡아내기 위해 상당히 많은 격자를 사용해야 하며 해석 자원을 줄이기 위해 적절한 해석자를 선택한다. 이는 곧 해석 조건과 해석자에 따라 해석결과가 다르게 나올 수 있음을 의미한다. 따라서 CFD 해석 결과를 확인 및 검증하고 QTP 항공기의 특징인 탠덤 날개 형상이 갖는 공력 간섭 현상을 분석할 풍동시험 수행이 필요하다.

본 연구에서는 한국항공우주연구원에서 개발 중인 QTP 시제기를 풍동시험하여 전진 비행 조건에서 발생하는 전후방 날개 및 프로펠러의 공력간섭 효과를 수직력 분석을 통해 수행하였다. 시험모델의 예상하

중에 대비한 6분력 풍동저울을 설계, 교정하여 시험에 사용하였고 날개뿌리에 스트레인게이지를 부착하여 각 날개에서 생성된 공력 변화를 분석하였다. 프로펠러 장착 조합을 변경시켜가며 각 요소에 따른 공력간섭 효과를 분리하여 분석하였고 12홀 프로브를 이용한 유동장 측정시험과 유동가시화 실험을 이용해 유동장 특징을 정성적으로 관찰하였다. 이를 통해 QTP 형상의 항공기에서 전방날개와 프로펠러가 후방 날개에 미치는 영향을 분석하였다. 본 연구는 향후 지속적으로 연구될 QTP 형상 항공기의 공력특성에 대한 선행연구가 될 것으로 사료된다.

II. 시험장비 구성 및 시험방법

2.1 시험 시설

Figure 1은 시험에 사용된 QTP 무인기이며 Fig. 2는 형상 제원이다. 전방날개는 스펠 1.4m, 테이퍼비



Fig. 1. QTP UAV

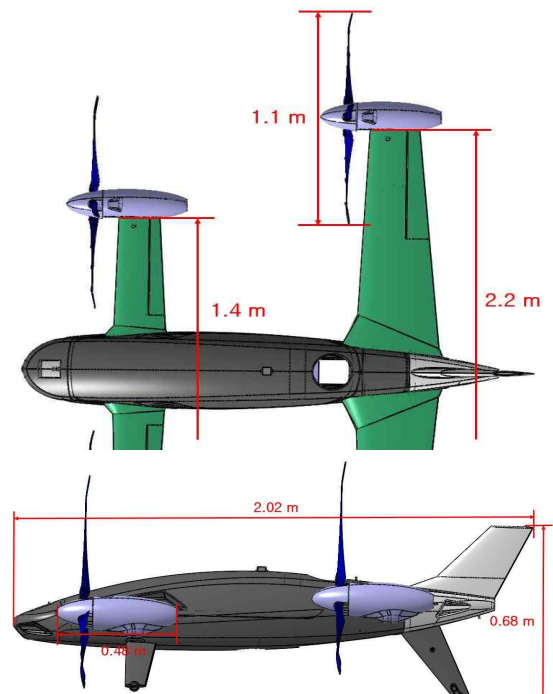


Fig. 2. QTP UAV Geometry specification

Table 1. KARI LSTW open test section flow quality

$\Delta q/q(\%)$	0.5
$\Delta\alpha(^{\circ})$	0.2
$\Delta T(^{\circ}C)$	0.5
$u'/U(\%)$	0.3
$v'/U(\%)$	0.4
$w'/U(\%)$	0.4

0.75, 앞전 후퇴각 1.2°이며 후방날개는 스패น 2.2m 테이퍼비 0.54, 앞전 후퇴각 11°이다. 비행시제기를 풍동시험모델로 사용함에 따라 밸런스 시스템과 각도센서를 결합하기 위해 동체 내부공간을 수정하였으며 원활한 시험을 위해 배터리 대신 외부 전원 공급 장치를 이용하였다. 비행제어 시스템을 그대로 사용하여 날개 끝에 장착된 나셀의 틸트각, 프로펠러 RPM 및 컬렉티브 피치를 조절하였다. 시험은 한국항공우주연구원 중형아음속풍동(KARI LSTW)에서 수행되었으며 시험부의 벽면효과를 배제하기 위하여 개방형 시험부를 사용하였다. 시험부 크기는 폭, 높이, 길이가 5m × 3.75m × 11m이며 최대유속은 72m/s이다. 개방형 시험부의 유질은 Table 1과 같다[8].

2.2 밸런스 시스템 제작 및 교정

풍동시험은 전진 비행하는 조건뿐만 아니라 나셀을 틸트시키며 실제 비행상태를 모사하는 트림시험도 같이 수행되었다. 모든 나셀의 틸트 각이 90°일 때 QTP는 쿼드콥터 형태를 띄게 되며 이때 예상하중범위도 충족하는 밸런스 시스템을 이용하여야한다. 쿼드콥터 형상에서 전방 혹은 후방 로터만 작동할 경우 매우 큰 피칭모멘트가 발생하며 이러한 시험을 계획하지 않더라도 예기치 못한 고장 등에 의하여 밸런스 시스템에 큰 모멘트가 가해질 수 있다. 따라서 이러한 상황에 대비해 모멘트 측정범위가 큰 밸런스 시스템을 이용해야 하며 본 연구에서는 로드셀 두 개를 결합하여 모멘트 측정범위를 증가시키는 개념을 적용하였다. 사용된 로드셀은 HBM사 MCS 10 6축 로드셀이며 사양은 Table 2로 나타내었다. 로드

Table 2. HBM MCS 10 specification

	Fx	Fy	Fz	Mx	My	Mz
Maximum Load [kN; kNm]	1	1	5	0.05	0.05	0.05
Sensitivity [mV/V]	1.5±0.3	1.4±0.3	1.8±0.3	1.4±0.3	1.4±0.3	
Linearity [%]	<±0.05					

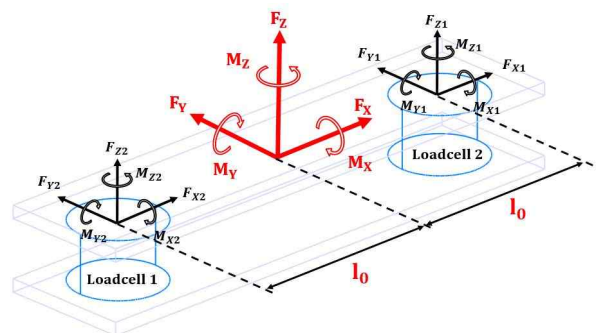


Fig. 3. Balance system

셀을 결합하여 사용하기 전에 개별 로드셀 하중 특성 시험을 수행하여 제작사가 제시한 사양 내에서 로드셀이 정상 작동하는 것을 확인하였다.

QTP 항공기에 장착된 프로펠러의 예상 최대 추력은 약 120 N 이므로 4개 프로펠러를 모두 작동하여도 힘 하중에 대하여 로드셀 한 개로 시험이 가능하다. 하지만 예상 모멘트 하중은 후방 프로펠러 두 개 작동 시 약 120 Nm로 로드셀의 최대 측정 모멘트 범위를 벗어난다. 따라서 Fig. 3과 같이 로드셀 두 개를 항공기의 종 방향으로 결합하여 모멘트 측정 범위를 증폭시킨 새로운 밸런스 시스템을 고안하였다[9].

Figure 4를 통해 두 로드셀과 전체 밸런스 시스템의 축 방향을 표시하였고 측정되는 변수명을 나타내었다. 밸런스 시스템의 축은 시험 모델 축과 동일하며 모든 시험 데이터는 밸런스 시스템 축을 사용하였다. 두 로드셀은 폭, 길이, 높이가 10cm × 40cm × 1cm인 상부의 알루미늄판과 하부의 스테인레스 스틸(STS)판으로 연결되어 전체시스템이 QTP 동체 내부에 장착된다. 두 금속판은 로드셀의 Y, Z축 방향 회전움직임을 구속하므로 밸런스에 가해진 피칭모멘트(M_Y)와 요잉모멘트(M_Z)는 로드셀의 모멘트 성분으로 나타나지 않는다. 밸런스 시스템에 작용하는 피칭모멘트와 요잉모멘트는 각각 로드셀의 F_{Z1,2}, F_{Y1,2} 성분으로 작용하여 밸런스 시스템 중심과 로드셀 사이의 거리(l₀) 0.15 m의 곱으로 작용한다.



{F_{X1}, F_{Y1}, F_{Z1}, M_{X1}, M_{Y1}, M_{Z1}} = 6 comp F&M measured at loadcell 1
 {F_{X2}, F_{Y2}, F_{Z2}, M_{X2}, M_{Y2}, M_{Z2}} = 6 comp F&M measured at loadcell 2
 {F_X, F_Y, F_Z, M_X, M_Y, M_Z} = 6 comp F&M calculated at balance system

Fig. 4. Axes of balance system and loadcells

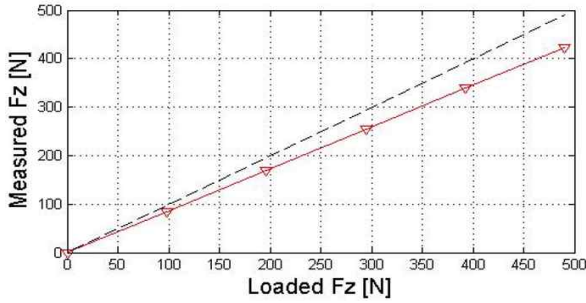


Fig. 5. Balance system F_z loading test

고안된 밸런스 시스템의 특성 확인하기 위해 하중 부가 시험을 수행하였다. 단일 하중에 대해선 밸런스 시스템이 부가한 하중을 잘 나타내었으나 여러 방향 힘이 동시에 작용하는 복합 하중을 부가하였을 때는 신호들 간의 간섭현상으로 인하여 부가한 하중을 잘 나타내지 못하였다. Fig. 5는 밸런스 시스템에 F_z 와 M_x 를 동시에 부가하였을 때 밸런스에서 측정되는 F_z 반응을 나타낸다. Fig. 4를 기반으로 밸런스 시스템에서 계산된 하중 $F_z = F_{z1} + F_{z2}$ 는 실제 부가하중에 비해 14% 작게 나타나고 있다. 이러한 현상은 Fig. 3과 같이 두 개의 로드셀을 금속판으로 강제 구속시킴에 의해 발생한 것으로 밸런스 시스템의 하중이 두 개 로드셀 측정값의 단순 합으로 나타낼 수 없음을 보여준다. 이를 보정하기 위해 측정신호 매트릭스 A (로드셀 신호 12개)와 부가하중 매트릭스 B (밸런스 시스템에 부가한 6분력)를 이용해 밸런스 시스템의 측정 함수를 $AX=B$ 로 설정하였고 최소자승법을 사용하여 식 (1)의 방법으로 교정 매트릭스 X 를 구하였다.

$$X = (A^T A)^{-1} A^T B \quad (1)$$

교정매트릭스의 정밀도를 확인하기 위해 하중부가 실험 데이터에 교정매트릭스를 적용하여 실제 부가하중과의 통계적 오차를 검토하였다. 풍동시험에서 이 오차로 인해 만들어지는 계수 오차를 계산하였고 Table 3에 나타내었다. 시험에 사용된 풍동저울은 수직력계수 오차 0.0021, 측력계수 오차 0.0006, 피칭모

Table 3. Statical error of calibration matrix

Axis	STDEV [N; Nm]	STDEV Coefficient	STDEV Error [%]
F_x	0.22	0.0022	0.04
F_y	0.33	0.0006	0.07
F_z	1.23	0.0021	0.25
M_x	0.15	0.0001	0.13
M_y	0.18	0.0001	0.15
M_z	0.14	0.0001	0.12

멘트 계수오차 0.0001을 갖는 것으로 나타났으며 표준편차 오차율은 수직력계수가 0.25%이며 나머지 축은 0.1% 수준이다.

2.3 날개 굽힘모멘트 측정 및 유동장 측정

각 날개의 공력변화를 분석하기 위해선 4개 날개에서 발생하는 힘을 분리하여 측정하여야 한다. 하지만 동체에 설치된 밸런스 시스템으로는 이를 분리하여 측정할 수 없으므로 Fig. 6과 같이 각 날개 뿌리에 스트레인 게이지를 부착하여 굽힘모멘트(BM)를 측정하였다. QTP 무인기의 날개는 에어포일 변화가 없으며 비틀림 각이 없고 테이퍼비가 일정하다. 따라서 날개 단면에서 생성된 수직력과 모멘트는 날개 단면의 시위 길이에 비례하다고 가정하였고 날개에 분포하여 작용하는 수직력을 집중하중으로 적용시킬 모멘트 센터(l)를 계산하였다. 모멘트 센터와 동압(q), 기준 면적(S)을 이용해 식 (2)의 방법으로 수직력을 계수화하여 사용하였다.

$$C_N = \frac{BM}{lqS} \quad (2)$$

Figure 7은 1차 함수로 모델링한 후방날개의 모습이다. QTP 무인기 날개의 후퇴각은 매우 작으므로 후퇴각 효과는 고려하지 않았으며 날개에 유입되는 상대풍은 일정한 것으로 가정하였다.

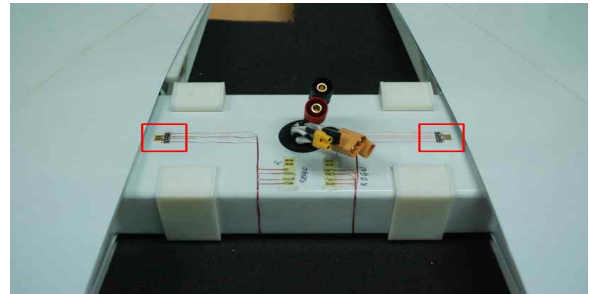


Fig. 6. Strain gauge at wing root

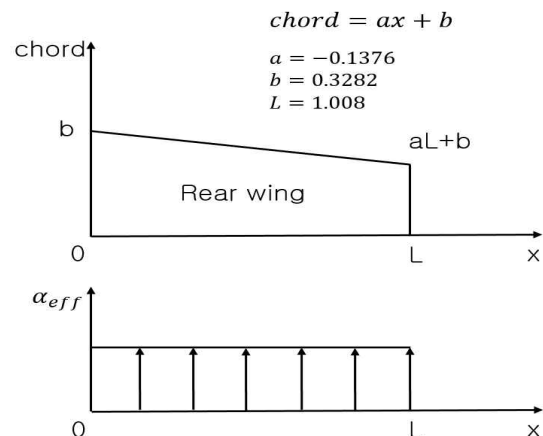


Fig. 7. Rear wing effective AOA modeling

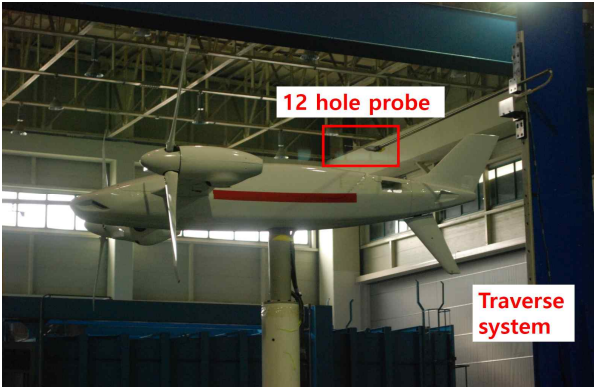


Fig. 8. 12 hole probe and traverse system

전방날개 및 전방프로펠러 후류를 12홀 프로브를 이용해 측정하기 위해 Fig. 8과 같이 트래버스 시스템을 제작하여 설치하였다. 트래버스는 X, Y, Z 축 방향 가이드 레일을 따라 이동하며 프로브를 이동시켜준다. 후류측정 시험은 후방날개를 제거하고 후방날개 앞진 위치에서 스벤방향을 따라 이동하며 후방날개에 유입되는 유동을 측정하였다.

실험은 QTP 항공기의 예상순항조건인 속력 40m/s, 나셀 틸트각 0°, 프로펠러 RPM 1800 및 콜렉티브 피치 29.5°를 고정하고 받음각(AOA)과 옆미끄럼각(AOS)을 변경하며 진행하였다. 받음각범위는 -8~16°, 옆미끄럼각 범위는 0~12° 내에서 시험하였다. 실험 조건에서 프로펠러의 전진비는 1.47이다.

III. 요소별 간섭효과 분석

공력간섭을 일으키는 요소별 간섭효과를 분리하여 측정하기 위해 Fig. 9와 같이 QTP 항공기의 프로펠러와 날개 장착 조합을 바꿔가며 실험하였다. 날개와 프로펠러 조합을 네 자리 표기법으로 나타내었다. 첫 번째와 세 번째 자리는 각각 전, 후방 프로펠러이며

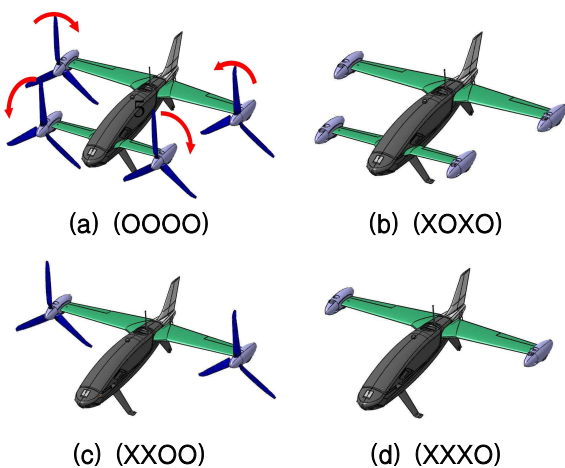


Fig. 9. Schematic of test configurations

두 번째와 네 번째 자리는 전, 후방 날개이다. 장착된 상태를 O, 탈거된 상태를 X로 나타내었다. 전방 프로펠러의 회전방향은 Inboard up, 후방 프로펠러의 회전방향은 Inboard down 방향이다.

3.1 전방날개 - 후방날개 간섭

후방날개의 수직력 변화를 파악하기 위해 후방날개만 존재하는 형상(XXXO)의 수직력 측정값을 기본값으로 사용하였다. 전방날개가 장착된 상태(XOXO)에서 후방날개의 수직력 변화를 확인하기 위해 전기체 수직력에서 전방날개 수직력을 빼주었다. 전방날개 수직력은 굽힘모멘트 측정값과 식 (2)를 사용하여 계산하였다. 두 형상의 수직력을 비교한 Fig. 10의 결과 전방날개가 존재할 때 전기체의 수직력계수(C_N)가 전방날개가 존재하지 않을 때보다 작게 나오는 것이 확인 되었다. 이는 전방날개 후류가 후방날개에 내리흐름으로 작용하여 후방날개의 유효받음각을 낮춘 것으로 해석된다.

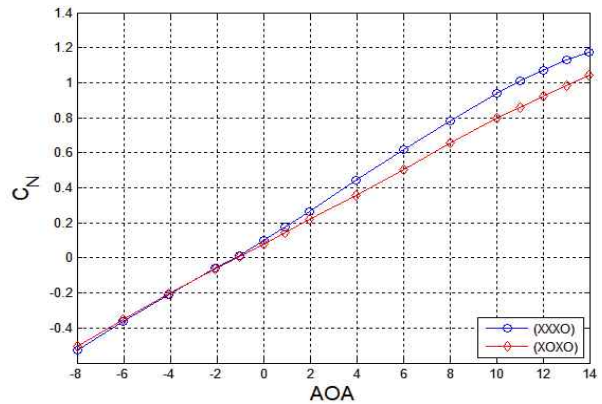


Fig. 10. CN Comparison of (XOXO) and (XXXO)

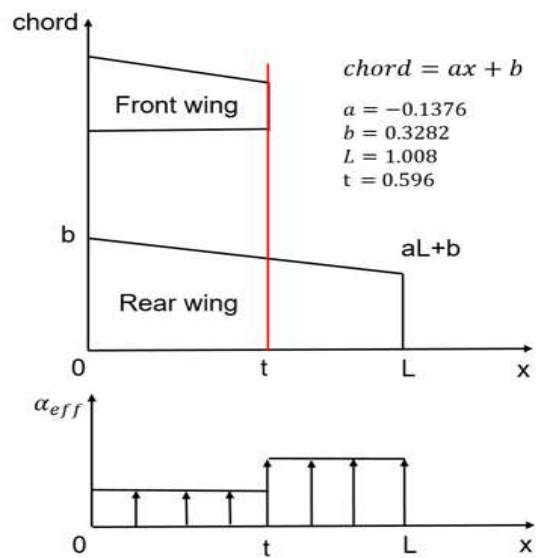


Fig. 11. Rear wing effective AOA modeling with downwash effect

Figure 7의 모델링에 전방날개를 추가하여 내리흐름 영향을 받는 후방날개를 Fig. 10과 같이 모델링한 후 Fig. 10에 나타난 두 그래프의 C_N 차이를 발생시키는 내리흐름 각도를 계산하였다. 계산 결과 받음각 0, 4, 6°에서 각각 내리흐름 각도 0.7, 2.1, 3.0°로 계산되었다.

내리흐름의 존재를 확인하기 위해 12홀 프로브를 이용한 유동장 측정 시험과 털실과 스모크를 이용한 유동가시화 시험을 수행하였다. 12홀 프로브 시험은 후방날개 앞전 위치에서 스패방향으로 5cm 간격으로 이동하며 측정하였고 각 지점에서 10초간 평균값을 데이터로 획득하였다. 12홀 프로브는 3축 방향의 유동장 속도를 측정하므로 측정된 X, Z축 방향 속도벡터를 이용해 흐름각을 계산하였다. Fig. 12는 12홀 프로브를 이용하여 후방날개 앞전에서 측정된 유동의 흐름각도이다. 전방날개의 스패길이인 약 600mm 영역까지 내리흐름이 존재하는 것이 확인되었으며 항공기 받음각이 증가할수록 내리흐름 각도 또한 증가하는 것을 확인하였다.

전방날개 끝 지점에서는 날개끝 와류(Wingtip vortex)가 발생하는 것이 확인되었다. 날개끝 와류는 후방날개에 올려흐름으로 작용하여 국부적 유효받음각을 증가시키는 작용을 한다.

12홀 프로브로 측정된 내리흐름 각도와 Fig. 12의 모델링으로 계산된 내리흐름 각도를 Table 4로 나타내어 비교하였다. 계산된 내리흐름 각도는 날개끝 와류를 포함하지 않은 결과로, 날개 끝 와류로 인한 국부적 수직력 증가효과가 내리흐름의 영향을 일부 상쇄하여 실제 내리흐름 각도보다 작은 값으로 계산된다.

12홀 프로브로 측정된 결과를 토대로 날개끝 와류를 포함한 후방날개 유효받음각 모델링을 Fig. 13과 같이 가정하여 받음각 4° 상태에서의 내리흐름 각도를 계산하였다. 계산된 내리흐름 각도는 3.1°로 실제

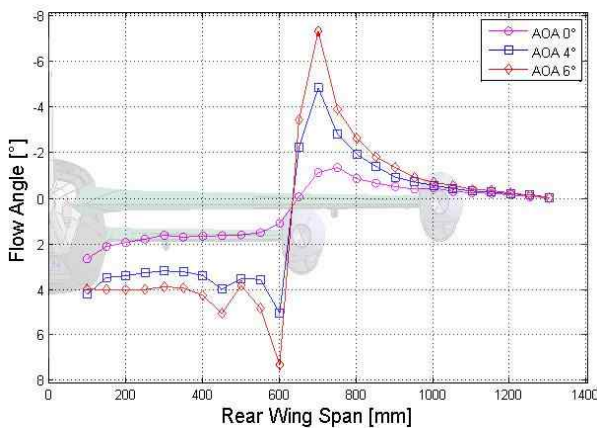


Fig. 12. Downwash angle measurement using 12-hole probe on leading edge spanwise of rear wing

Table 4. Comparison of downwash angle

$\alpha_{\geq 0}$	Downwash Angle	
	Measured angle	Calculated angle
0°	2.0°	0.7°
4°	3.5°	2.1°
6°	4.0°	3.0°

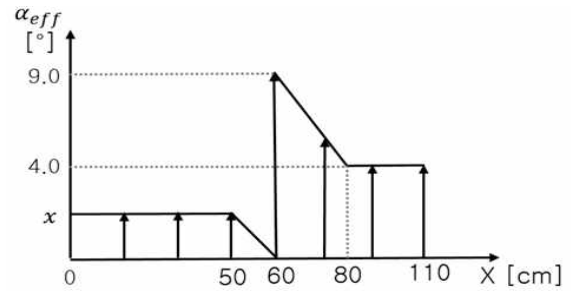


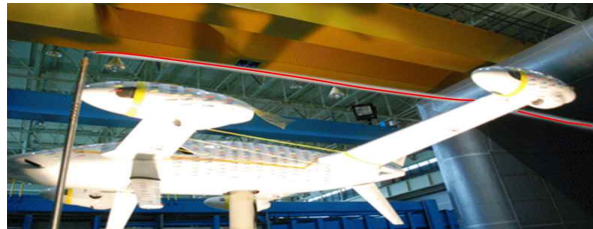
Fig. 13. Rear wing effective AOA modeling with downwash and wingtip vortex when AOA 4°

다운위시 각도와 유사하게 추정함을 확인하였다. 이를 통해 날개끝 와류로 인한 올려흐름이 후방날개에 유효받음각을 증가시키고 있음을 검증하였다.

스모크를 이용한 유동가시화 시험은 스모크를 전방날개 윗면에서 5cm 떨어진 높이로 유지하여 날개 뿌리에서 끝단 방향으로 수평이동하며 시험하였다. Fig. 14(a)에서 전방날개 윗면을 통과한 스모크는 후방날개의 아래로 통과하나 Fig. 14(b)의 전방날개 바깥영역을 통과한 스모크는 후방날개의 윗면을 통과하는 것을 볼 수 있다.



(a) Smoke through the upper surface of forward wing



(b) Smoke through the outside of forward wing

Fig. 14. Flow visualization using smoke u 10m/s, pitch 4°

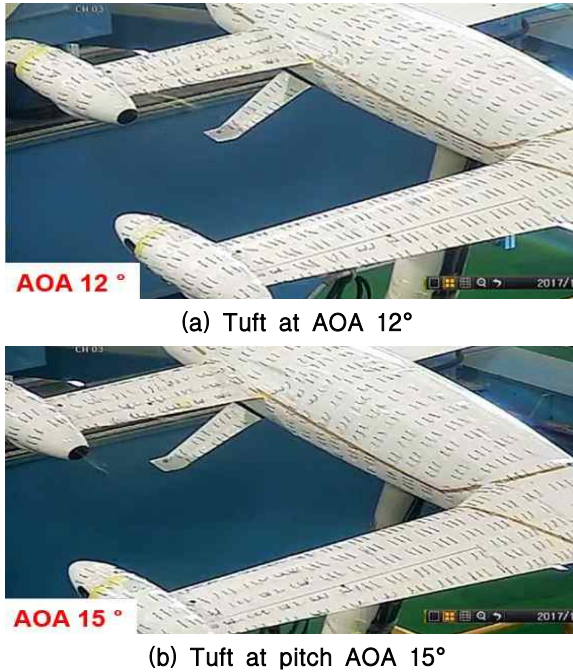


Fig. 15. Flow visualization using tuft u 40m/s

시험에 사용된 QTP 항공기 날개의 에어포일은 NACA23015이며 비틀림각이 없고 전방날개와 후방날개에 각각 3°, 1°의 붙임각이 적용되었다. 선행연구를 통해 알려진 NACA23015의 실속 각도는 약 15°이다[10]. 따라서 전후방 날개의 실속 각도는 항공기 받음각 기준 전방날개 약 12°, 후방날개 약 14°가 된다. Fig. 15(a)는 항공기 받음각 12°에서 항공기 표면의 유동을 보여준다. 전방날개에 부착된 털실은 날개의 모든 부분에서 요동치며 실속에 빠진 것이 확인되지만 후방날개의 털실은 가지런하며 아직 실속이 빠지지 않았음을 보인다. 항공기 받음각 15°인 Fig. 15(b)에서 전방날개의 후방에 위치한 후방날개의 털실들은 가지런하나 전방날개 영역 바깥에 위치한 털실들은 요동치며 날개 표면에서 흐름박리가 일어난 것을 확인할 수 있다. 이를 통해 전방날개 후류가 내리흐름으로 작용하여 후방날개의 유효받음각을 낮춰 박리를 억제해주고 있음을 확인할 수 있다. 또한 전방날개 후류는 실속이 된 이후에도 후방날개에 내리흐름으로 작용하는 것으로 확인되었다.

이상의 결과에서 QTP 항공기의 경우 전방날개 후류의 내리흐름 효과로 인해 후방날개의 C_N 이 감소하나, 날개 끝 와류 효과로 인해 그 효과가 일정정도 보상됨을 알 수 있다.

3.2 전방 프로펠러 - 후방 날개 간섭

선행연구[3,11]에서 프로펠러가 장착된 날개가 프로펠러가 장착되지 않은 날개보다 양력계수가 높으며 프로펠러의 회전 방향에 따라 양력계수가 다르게 나옴을 해석한 바 있다. 프로펠러의 회전 방향으로 인해

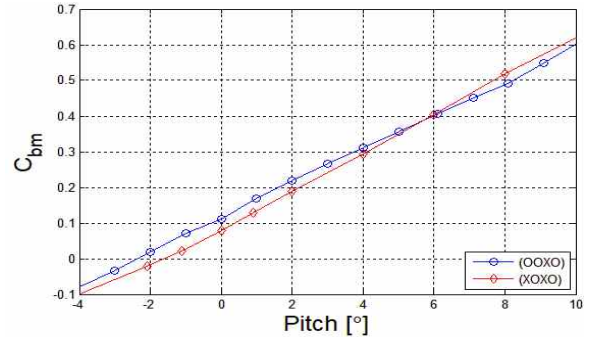


Fig. 16. Rear wing C_{bm} Comparison of (OOXO) and (XOXO)

날개에 작용하는 유효받음각이 국부적으로 감소하거나 증가할 수 있으며 프로펠러가 날개 안쪽이 상승하는 방향(inboard up)으로 회전할 경우 양력이 증가함을 밝혔다. 선행연구[12]에서는 프로펠러 후류가 나셀과 날개가 접하는 부분에서 발생하는 국부적 와류를 제거하여 전체적인 양력 증가 효과가 있음을 밝혔다.

본 연구에서는 (OOXO)와 (XOXO)형상을 비교하여 전방 프로펠러 유무에 따른 후방 날개의 굽힘 모멘트계수(C_{bm}) 변화를 분석하였다. Fig. 16로 나타난 두 형상의 C_{bm} 을 비교한 결과 항공기 받음각 6°까지 전방 프로펠러가 장착된 형상에서 C_{bm} 이 더 크게 나타나나 받음각 6° 이후에는 전방 프로펠러가 장착되지 않은 형상에서 C_{bm} 가 더 크게 나타났다. 두 형상의 최대 C_{bm} 차이는 0.05 이내이며 이는 수직력 계수 0.068이다. 따라서 전방 프로펠러가 후방 날개에 미치는 영향은 크지 않은 것으로 판단되었다.

전방 프로펠러가 후방 날개에 영향을 주는 방법으로는 프로펠러 후류의 회전방향에 따른 후방날개의 유효받음각 변화와 후방 날개에 유입되는 유동의 동압 증가가 있다. 프로펠러 후류의 회전 성분을 확인하기 위해 12홀 프로브로 측정된 (OOXX)와 (XOXX)형상의 전방날개 및 프로펠러 후류를 Fig. 17로 나타내었다. 프로펠러로 인해 전방날개의 내리흐름이 일

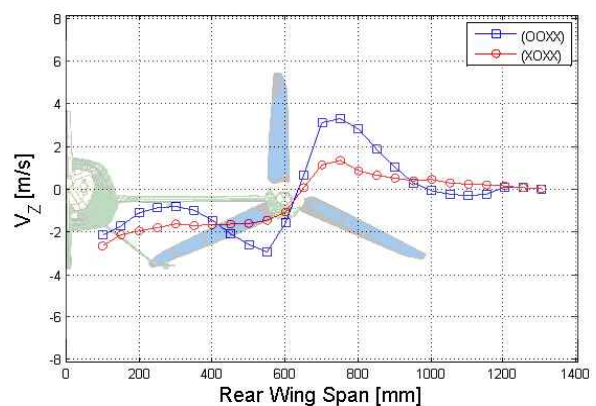


Fig. 17. Z direction velocity Comparison of (OOXX) and (XOXX)

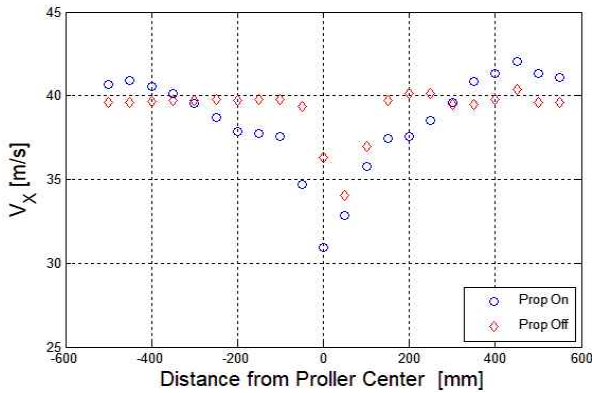


Fig. 18. X-axis direction velocity of Propeller wake

부 감소하였으나 날개 끝 와류는 더 강해진 것을 확인할 수 있다. 두 효과는 후방날개의 유효받음각을 각각 증가, 감소시키며 서로의 효과를 상쇄시킨다.

Figure 18은 프로펠러를 제거한 형상과 프로펠러를 장착한 형상에 대하여 프로펠러 중심을 기준으로 거리에 따른 후류의 x축 방향 속도를 나타낸다. 프로펠러를 제거한 형상의 후류 측정 결과, 나셀이 위치한 프로펠러 중심 부근에서 x축 방향 속도 감소를 확인하였다. 프로펠러로 인한 후류의 속도증가는 반지름 30cm 이후인 끝단에서 주로 발생하였으며 최대 속도는 약 41m/s로 실험 조건인 상대풍 40m/s에서 약 1m/s 증가하였다. 프로펠러 반지름 30cm 이내에선 프로펠러를 제거한 형상보다 속도가 감소한 결과를 보인다.

이상의 결과를 통해 QTP 항공기의 전방 프로펠러는 후방날개에 큰 영향을 주지 않는 것으로 확인되었다. 전방 프로펠러는 전방날개의 내리흐름을 일부 감소시키나 날개 끝 와류를 증가시켜 후방날개의 유효받음각 변화 효과를 상쇄하며, 프로펠러 회전면 끝단에서 증가한 동압과 중심부에서 감소된 동압은 서로 상쇄 효과로 작용하여 결과적으로 후방날개의 굽힘모멘트에 큰 변화가 나타나지 않은 것으로 판단된다.

IV. 결 론

풍동시험을 통해 전진 비행하는 QTP 항공기의 날개와 프로펠러에서 발생하는 공력 간섭 현상을 분석하였다.

전방날개를 통과한 유동은 후방날개에 내리흐름으로 작용하여 후방날개의 유효받음각을 낮추었으며 날개 표면에서 유동박리를 지연시키는 것으로 확인되었다. 전방날개 바깥 흐름은 날개끝단 와류현상으로 인하여 후방날개에 올려흐름으로 작용하였고 유효받음각을 높이는 효과를 나타냈다. 내리흐름과 올

려흐름의 효과는 일정정도 상쇄되나 결과적으로 후방날개의 수직력을 감소시켰다.

전방날개의 날개끝단 와류효과가 포함된 후방날개 유동모델은 시험에서 측정된 흐름각과 유사한 값을 나타내었으며, Schrenk 양력 분포 방법 등을 이용하여 전방날개 영향을 보다 정교하게 모델링 한다면 더 정확한 결과를 얻을 수 있을 것으로 판단된다.

전방 프로펠러가 후방 날개에 작용하는 영향은 미미한 것으로 확인되었다. 전방 프로펠러는 전방날개의 내리흐름을 감소시키지만 날개 끝단 와류를 증가시켜 올려흐름을 증가시켰다. 프로펠러로 인한 후류의 동압증가 효과는 프로펠러 끝단에서 주로 발생하였으며 프로펠러 중심부근에서는 동압감소 효과가 나타났다. 각각의 현상들을 서로 후방날개의 공력 변화를 상쇄시키는 방향으로 작용하여, 결과적으로 후방날개 수직력은 크게 변화하지 않았다.

후 기

본 연구는 과학기술정보통신부 재원으로 수행된 항공우주연구원 주요사업의 일부로서 수행되었으며, 이에 한국항공우주연구원의 지원에 감사드립니다.

References

- 1) Choi, S. W., "Research for Next Generation aircraft Technology Integration," *KARI Research Paper*, January 2018, pp. 2~4.
- 2) Brinkworth, B. J., "On the Aerodynamics of the Miles Libellula Tandem-Wing Aircraft Concept, 1941-1947," *RAeS Journal*, February 2016, pp. 21~25.
- 3) Lee, S. G., Oh, S. J., Choi, S. W., Lee, Y. G., and Park, D. H., "Numerical Analysis on Aerodynamic Performances and Characteristics of Quad Tilt Rotor during Forward Flight," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 46, No. 3, March 2018, pp. 197~209.
- 4) Chung, J. D., Choi, S. W., Kim, C. W., and Lee, J. Y., "Static Wind Tunnel Test of Smart Un-manned Aerial Vehicle(SUAV) for TR-S4 Configuration," *Journal of The Korean Society of Mechanical Engineers*, Vol. 30, No. 10, October 2006, pp. 1012~1018.
- 5) Jung, J. I., Hong, S. T., Kim, S. K., and Suk, J. Y., "A Study on Longitudinal Flight Dynamics of a QTW UAV," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, No. 1, Jan. 2013, pp. 31~39.
- 6) Byun, Y. S., Song, J. B., Kim, J. N., Jeong, J.

S., Song, W. J., and Kang, B. S., "Conceptual Design and Development Test of an Unmanned Scaled-Down Quad Tilt Prop PAV," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 42, No. 1, January 2013, pp. 37~46.

7) Muraoka, K., Okada, N., and Kubo, D., "Quad Tilt Wing VTOL UAV: Aerodynamic Characteristics and Prototype Flight Test," *AIAA Conference*, April 2009, pp. 1~10.

8) Cho, T. H., Hwang, E. S., Kim, Y. W., Kim, C. W., and Choi, Y. M., "Aeroacoustic Test for High Speed Train Pantograph in the KARI LSWT Open Jet Test Section," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, April 2014, pp. 175~178.

9) Kim, T. W., Cho, T. H., and Kim, Y. W., "Load Characteristic of The Balance System With

Two 6 Component Loadcells," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2017, pp. 32~33.

10) Ames, M. B., Jr., "Wind-tunnel investigation of two airfoils with 25-percent-chord gwin and plain flaps," *NACA Langley Memorial Aeronautical Laboratory Technical Note*, No. 763, May 1940, pp. 2~7.

11) Veldhuis, L. L. M., "Review of Propeller-Wing Aerodynamic Interference," *ICAS 24th International Congress of the Aeronautical Sciences*, 2004, pp. 1~21.

12) Park, Y. M., Kim, C. W., Chung, J. D., and Lee, H. C., "Numerical Study of Propeller and High Lift Device Aerodynamic Interferences," *Journal of The Korean Society for Computational Fluids Engineering*, Vol. 16, No. 4, April 2011, pp. 47~54.