

덕티드-프롭 유동해석

최성욱^{*1}

FLOW SIMULATION AROUND DUCTED-PROP

S.W. Choi^{*1}

The flow simulations around ducted-prop of tilt-duct aircraft were conducted in this study. For the investigation of aerodynamic characteristics of various configurations of duct, the axisymmetric flow calculation method combined with actuator disk model for prop were used. The rapid two-dimensional calculation and fast grid generation enable aerodynamic analysis for various duct configurations in a very short time and anticipated to active role in optimal configuration design of duct exposed to various flight modes. For the case of angle of attack or tilt angle, the three dimensional flow calculation is conducted using the three dimensional grid simply generated by just revolving the axisymmetric grid around center axis. Through the three dimensional calculation around duct, the aerodynamic effectiveness of duct as a lifting surface in airplane mode was investigated. The flow calculations around the control vane (wing) installed in the rear section of duct were conducted. The aerodynamic data of wing were compared with the data of the ducts to evaluate the aerodynamic effectiveness of ducts.

Key Words : 덕티드-프롭(Ducted-Prop), 날개(Wing), 틸트(Tilt), 전산유동해석(CFD), 수직이착륙(VTOL)

1. 서 론

프롭이나 팬을 감싸는 덕트는 정지 추력의 증가, 소음의 감소, 그리고 운용의 안전성 증가 효과에 의해 1960년대에 덕트를 장착한 다양한 형태의 비행체에 대한 연구개발이 이루어졌다[1]. 그 당시의 덕트 적용은 수직이착륙기를 개발함에 있어서 낮은 엔진 정지 추력을 공기역학적으로 보상하기 위한 방안으로 주로 이루어 졌으나 덕트에 의한 비행체 자세 제어의 어려움 및 시스템의 복잡성 및 이에 따른 중량 증가로 인해 거의 모든 관련 개발 프로그램이 더 이상 진행되지 못했다. 그러나 최근 개인용 항공기 (PAV : Personal Air Vehicle)에 대한 관심이 높아지면서 덕트에 의한 추진효율 증가는 물론이고, 주변소음 감소 및 운용의 안전도 증가 측면에서 다시 관심이 모아지고 있다.

기존의 헬리콥터의 로터는 직경이 상대적으로 크고 노출되어 있어서 운용의 위험성이 상존하고, 해리어기와 같은 직접 양력(direct lift) 방식의 추진 개념은 낮은 비효율로 인해

PAV나 UAV의 중요한 성능인 순항 및 체공능력이 떨어지는 단점을 가지게 된다. 현재까지 개발된 엔진 기술로서 구현할 수 있는 수직이착륙기의 효율적 추진 개념 중의 하나는 기존의 헬리콥터의 로터와 해리어기와 같은 직접양력 방식의 중간단계의 특성을 가지는 틸트로터 형태이다. 그러나 이러한 틸트로터 또한 로터의 노출로 인해 안전을 최우선시하는 개인용 항공기로서의 매력에 감소될 수 있다. 따라서 틸트로터의 프롭로터에 덕트 개념을 적용한 덕티드-프롭 형태가 개인용 항공기로서 적합한 형태가 될 수 있을 것으로 예상된다. 덕티드-프롭로터는 개인용 항공기로서의 필수 기술요소인 기체의 컴팩트화, 운용 안전성의 증가, 소음의 감소 등을 구현 가능토록 하는 핵심기술로 정의 될 수 있다. 프롭을 감싸는

Table 1 Effect of Duct[1]

CASE	CONFIG	Ducted Prop		
		Free Prop $\sigma=1/2$	$\sigma=1$	$\sigma=2$
동일한 파워와 추력 ⇒ 직경 변화	D_R	$0.707D_R$	$0.5D_R$	
동일한 파워와 직경 ⇒ 추력 변화	T	$1.26T$	$1.59T$	
동일한 추력과 직경 ⇒ 파워 변화	P_i	$0.707P_i$	$0.5P_i$	

¹ 정회원, 한국항공우주연구원 스마트무인기사업단

* E-mail: wook@kari.ac.kr

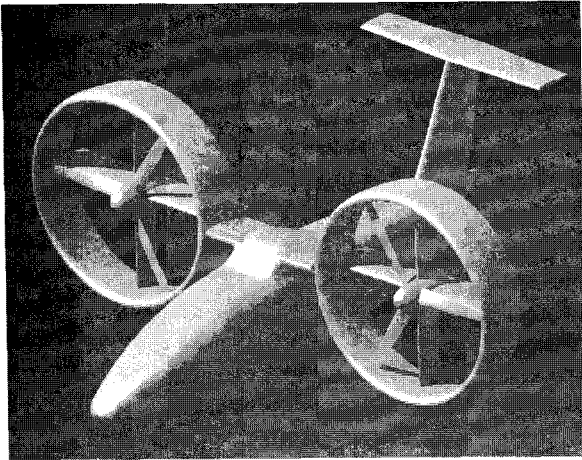


Fig. 1 Configuration of Ducted-Prop Air Vehicle

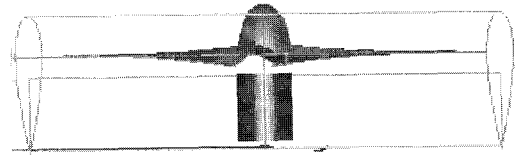


Fig. 2 Configuration of Ducted-prop

덕트는 운용의 안전성을 증가시키는 물론이고, Table 1에서와 같이 이상적인 형상의 덕트는 프로프의 호버 비행시의 추진효율 상당한 수준으로 증가시키게 된다[1].

본 연구는 수직이착륙 개인용 항공기(VTOL PAV)나 무인기(VTOL UAV)에 적용될 수 있는 덕티드-프로프 항공기의 형상 설계 기술 개발의 일환으로서 다양한 덕트형상에 대한 전산 유동해석을 수행하여 덕트의 공기역학적 특성을 파악하는 것을 목표로 한다. 본 연구의 유동해석 대상은 Fig. 1과 같이 개념 설계된 덕티드-프로프 항공기[2]의 덕트 형상에 국한된다.

본 유동 계산에서는 스마트무인기의 프로프로터[3]를 기준으로 덕트에 의한 공기역학적 성능 변화를 고찰하였다. 먼저 다양한 형태의 덕트 형상에 대해 2차원 축대칭 유동해석을 수행하여 형상 변화에 따른 공력성능 변화를 분석하였다. 축대칭 유동해석에서 프로프는 단순 작동회전면(actuator disk)로 가정하였으며, 정지 비행과 축 방향 전진 비행에 대한 유동해석을 각각 수행하였다. 이와 같은 2차원 축대칭 유동해석은 빠른 계산과 덕트의 형상변화에 대응한 신속한 격자생성으로 다양한 형태의 덕트에 대한 성능을 파악하게 함으로서 덕트 형상 설계에 큰 역할을 하게 된다. 받음각(혹은 틸트각)이 있는 경우에 대한 덕트 유동해석은 2차원 격자를 단순 회전하여 생성된 3차원 격자계를 이용하여 수행되었으며, 본 계산을 통해 고정익 모드 비행시 덕트의 양력면으로서의 효용성이 분석되었다. 덕트의 내부에는, Fig. 1에서 보는 바와 같이, 덕트를 나셀과 구조적으로 연결하고 조종면을 지지해 주는 날개(가변배인)가 장착되어 있는데 이 날개에 대한 유동계산도 이루어 졌다.

이와 같은 덕트 및 날개 주위의 전산유동해석을 위해 이용된 지배방정식은 Navier-Stokes 방정식이며, 적용된 난류모델은 Sparat-Allmaras 모델이다.

2. 형상 및 격자

2.1 덕티드-프로프 형상

덕트의 공기역학적 효율만을 고려한다면 덕트의 형상은 비행모드별로 크게 달라져야 한다. 즉, 비행체의 전진 속도가 낮은 회전익 모드에서의 공기역학적 효율을 최대화하기 위한 덕트의 형상은 정지상태의 공기 흡입을 위해 필요한 벨 마우스 형상의 넓은 입구 형상과, 낮은 출구 속도에 의한 추력효율 증대를 위한 확장형 출구 형태를 취하여야 한다. 반면, 덕트가 전방으로 틸트 되어 고속으로 비행하는 고정익 모드에서는 덕트에 의한 항력을 감소시키기 위해 덕트의 입구가 상대적으로 좁아져야 하고, 출구도 높은 추력 모멘텀을 얻기 위해서는 좁아져야 하는 회전익 모드와 반대의 형상을 요구하게 된다. 이와 같이 회전익 모드와 고정익 모드에서 요구되는 덕트 형상의 상이성은 비행모드 전환에 따른 가변형 덕트 개념을 적용이나, 두 비행 모드에서의 형상을 절충하는 최적설계를 요구한다.

Fig. 1과 같은 덕티드-프로프 비행체의 1차 형상에 장착될 기본(baseline) 덕트형상은 Fig. 2와 같이 NACA0020 익형을 수정 없이 적용하여 생성하였으며, 덕트내의 프로프의 위치는 익형의 최대 두께비 지점(30%C)에 위치하도록 하였다. 이와 같이 두꺼운 두께비의 익형을 덕트의 기본 단면으로 채택한 것은 호버모드에서 덕트 입구에서의 흐름이 원활히 이루어지도록 하고, 출구 쪽의 입구 면적이 프로프단면의 면적보다 커지게 함으로서 출구 속도의 감소에 의한 추력의 증가를 유도하기 위함이었다.

덕트의 코드 길이는 프로프 반경의 60%로 설정하였으며, 덕트의 중앙에는 나셀이 위치하고 이 나셀과 덕트를 십자 형태의 스트럿이 지지하도록 하였다. 덕트내의 스트럿은 나셀과 덕트를 지지하는 주요 구조 부재로서의 기능은 물론이고 스트럿의 후방에 가변 배인을 장착함으로써 날개 및 조종면의 기능을 가지게 된다.

덕트 내부에 장착된 프로프의 형상은 틸트로터 비행체인 스마트무인기의 프로프로터[3]의 형상을 적용하였다. 스마트무인기의 프로프로터는 다양한 해석과 시험을 통해서 공기역학적 성능 데이터가 확보된 상태이므로 덕트에 의한 성능의 변화를 쉽게 얻을 수 있었다. 전술한 바와 같이 본 유동해석에서

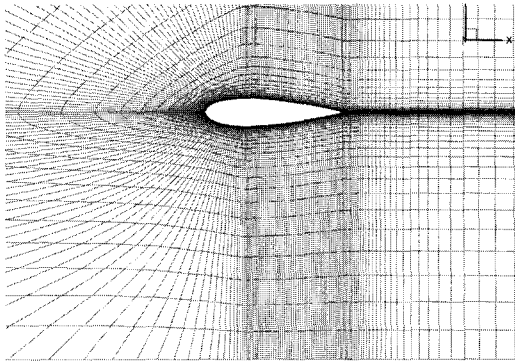


Fig. 3 Axisymmetric grid around duct

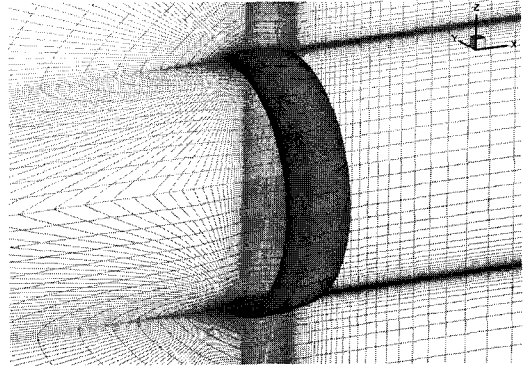


Fig. 4 Three-dimensional grid around duct

는 프롭은 작동회전면으로 단순 모델링 되어 계산에 이용되었다.

2.2 계산 격자

덕트에 대한 유동계산은 Table 2에서와 같이 크게 4가지 형상에 대해서 이루어 졌다. 형상 "Base"는 NACA0020 단면으로 이루어진 기본형상(baseline) 이다. 형상 "Circular"는 덕트 노즈부의 공기역학적 효과를 알아보기 위해 기본형상의 노즈부를 NACA0020 에어포일의 최대 두께를 직경으로 한 원형 단면으로 바꾼 것이며, 형상 "Wide"는 기본 형상의 입구 면적을 넓힌 것이다. 형상 "Hole"은 작동회전면으로 모델링된 프롭의 반경을 덕트 내부까지 확장하고 이를 수용하기 위해 그 지점을 오목하게 처리한 형상으로서 이 오목한 부분을 'separation holder'라 명명하였다. 각 형상에서 프롭 끝단과 덕트 내부사이의 간극(gap)은 단일의 격자선으로 이루어진 작동회전면의 격자점으로 정의되었다.

2차원 축대칭 계산격자는 Fig. 3과 같이 덕트를 감싸는 C-type의 2차원 단일 격자계로 되어 있으며, 에어포일의 최대 두께지점에 프롭을 위한 작동회전면 경계 조건을 부여 할 수 있도록 하였다. 3차원 덕트 격자는 Fig. 3의 2차원 격자를 중심축을 중심으로 단순 회전시켜 생성한 격자계로서 Fig. 4와 같다. 3차원 격자계의 경우에도 경계조건은 2차원 축대칭 경계조건과 유사하다. 날개에 대한 격자는 Fig. 5와 같이 O-O 형태로 생성하였다.

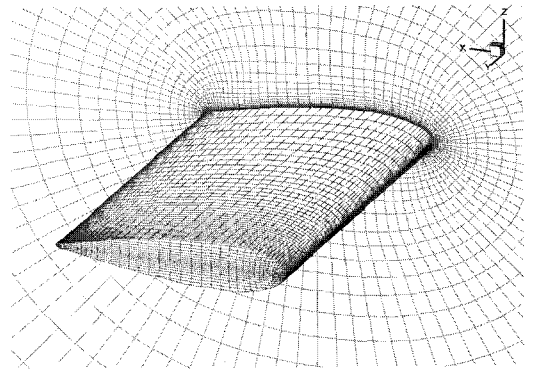


Fig. 5 Three-dimensional grid around wing

3. 유동해석 기법

덕트-프롭의 기본 공력성능을 파악하기 위한 1차 유동해석은 덕트를 2차원 축대칭 형상으로, 프롭을 식 (1)과 같은 단순 압력차를 가진 작동회전면(actuator disk)으로 모델링하여 수행되었다.

$$DP = \frac{\Delta p}{p_\infty}, \text{ where } \Delta p = \frac{T}{A} \quad (1)$$

본 유동해석에는 난류 압축성 Full Navier-Stokes 방정식이 사용되었으며, 난류모델은 1-방정식 모델인 Spalart-Allmaras 모델이 적용되었다.

4. 결과 및 고찰

4.1 축대칭 덕트 유동

축대칭 덕트 유동 계산시 작동회전면으로 모델링된 프롭의 끝단과 덕트사이의 간극은 Table 2와 같이 각 형상별로 변화

Table 2 Configuration of duct

Name	Configuration	Gap (%R)
Base	NACA0020	0.0, 1.0
Circular	Circular inlet	1.0
Wide	Wide inlet	1.0
Hole	Baseline with separation holder	0.2, 0.5, 0.8
	Baseline with separation holder1	0.5, 0.5, 0.8
	Baseline with separation holder2	0.7



를 주었으며, 작동회전면 식 (1)을 위한 압력 차는 모든 형상에 대해 동일하게 $DP=0.0015$ 로 적용되었다. 축대칭 유동계산은 대부분 정지상태 (호버모드)에 대해서 이루어 졌다. 축 방향 전진모드에 대해서도 유동계산이 수행되었으나 이는 4.2절의 3차원 덕트계산에서 받음각 0도 결과와 비교를 위해 부분적으로 이루어 진 것으로서 본 절에서 이에 대한 결과는 기술하지 않기로 한다.

Fig. 6은 기본("Base") 형상에 대한 유동계산 결과로서 유동의 속도장과 유선의 형태를 나타낸 것이다. 프롭의 압력차로 인해 덕트 주위의 정지된 흐름은 덕트 내부로 빨려 들어가게 되며, 유동은 덕트의 앞전을 돌아가면서 일시적으로 가속이 되지만 프롭을 통과하면서 덕트의 표면근처에 상당한 크기의 박리가 발생함을 볼 수 있다. 덕트 외부의 흐름이 프롭에 의해 내부로 유입되는 것은 덕트가 매우 큰 받음각을 가진 흐름에 놓여 있는 것과 유사하며 이는 덕트의 내부가 쉽게 박리될 수 있는 조건임을 의미한다. 더구나 프롭 모델에 의한 급격한 압력변화와 프롭과 덕트 사이의 간격(1.0%R)은 에너지를 잃은 불안정한 유동을 쉽게 박리 시킬 수가 있다. Table 1과 같은 덕트에 의한 프롭의 공기역학적 성능 증가는 덕트 내 유동이 박리 없이 완벽하게 덕트를 따라 흐르는 것을 전제로 한 것이다. 따라서 Fig. 6과 같은 기본 형상의 내부 박리가 발생한 경우에는 덕트의 효과를 충분히 얻을 수 없다.

Fig. 7은 Base 형상에서 프롭 끝단과 덕트 내부와의 간격(gap)을 없앤 비현실적인 조건으로서 간격이 덕트 내부 유동에 미치는 영향을 알아보기 위한 것이다. 간격이 없어지면서 프롭 후방에서 발생하던 박리는 현저하게 감소되었음을 볼 수 있으며, 남아 있는 작은 크기의 박리는 에어포일 NACA0020의 큰 두께비에 의한 것으로 판단된다. 이 결과로부터 프롭 간격이 프롭 후방의 박리의 크기를 결정짓는 매우 큰 요소로 작용함을 알 수 있다. 그러나 현실적으로 프롭간격을 완전하게 없앨 수는 없으므로 어느 정도 간격이 존재하는 현실적인 조건에서 덕트에 대한 유동해석 및 형상설계가 이루어 져야 할 것이다.

Fig. 8은 기본형(base)의 노즈부를 원형으로 변형시킨 형상 "circular"에 대한 유동해석 결과로서 Fig. 6의 기본형의 경우보다 박리가 현저히 커진 것을 볼 수 있다. 이와 같은 박리의 증가는 노즈부가 짧아지면서 덕트 외부에서의 유동이 급격히 꺾여 들어오기 때문이라고 판단된다.

덕트의 입구면적을 증가시킨 형상 "Wide"에 대한 유동해석 결과 Fig. 9에서는 Fig. 6의 Base 형상에 비해 내부의 박리가 감소되기는 했으나 박리의 크기는 여전히 작지 않음을 볼 수 있다.

"Hole" 형상은 Base 형상의 덕트 내부의 프롭 위치에 홈을 만들고 이 홈의 내부까지 프롭을 연장한 경우로서 덕트와 프

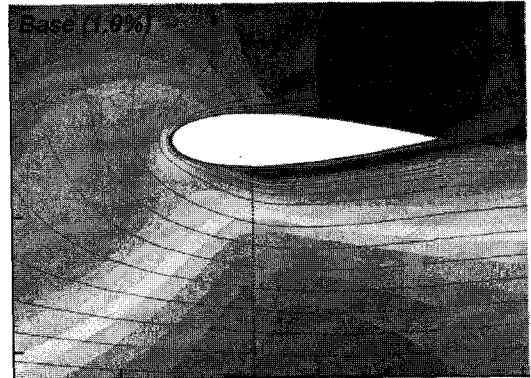


Fig. 6 Flow around base duct (gap=1.0%R)

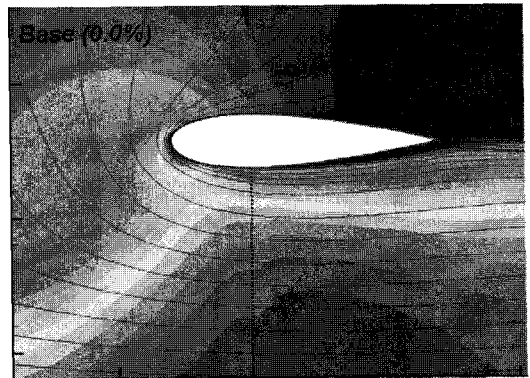


Fig. 7 Flow around base duct (gap=0.0%R)

롭사이의 간격을 최소화 해 보고자 만든 개념이다. 이 형상 개념은 실제 비행시 프롭이 매우 리지드하여 홈 속에 들어 있는 프롭의 끝단이 덕트 표면에 접촉되지 않는다는 다소 이상적인 조건이 전제되어야 한다. Fig. 10은 홈을 가진 Hole 형상에 대한 유동해석 결과로서 Base 형상에 비해 덕트 내부의 박리가 현저하게 감소되었음을 볼 수 있다. 홈 내부에서는 동공(cavity) 내 유동과 유사한 형태의 박리유동이 형성되어 있으며 프롭의 후방에서 일어나야할 큰 규모의 박리를 이와 같은 작은 홈의 박리를 통해 감소시킬 수 있음으로서 본 연구에서는 이 홈을 "separation holder"라 명명하였다.

덕트 형상에 따라 차이가 있기는 하지만 프롭을 감싸는 덕트는 Table 1에서와 같이 정지추력을 증가시키게 되는데, 이는 덕트 노즈부에서 발생하는 부압과 덕트 후방의 면적확산에 의한 것이다. Table 2와 같은 덕트의 형상 및 프롭간격의 변화에 따른 추력계수 증가량을 Fig. 11에 나타내었다. 여기서, 덕트의 추력계수는 프롭의 끝단속도로 무차원화 한 것이며, 프롭의 기준 추력계수는 0.0116로 설정하였다. 덕트에 의한 추력증가는 Fig. 11에서 보는 바와 같이 형상 "Circular"를 제외하고는 모두 기준 추력 대비 20% 이상으로 나타남을 볼



Fig. 8 Flow around duct with circular inlet (gap=1.0%R)

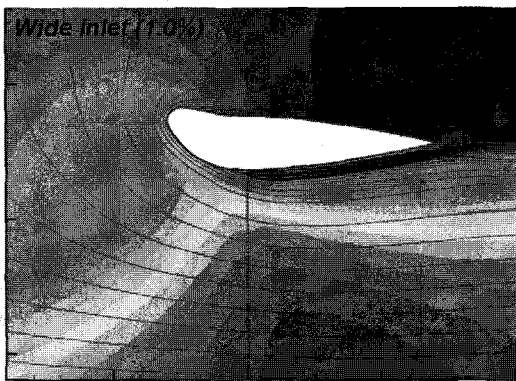


Fig. 9 Flow around duct with wide inlet (gap=1.0%R)

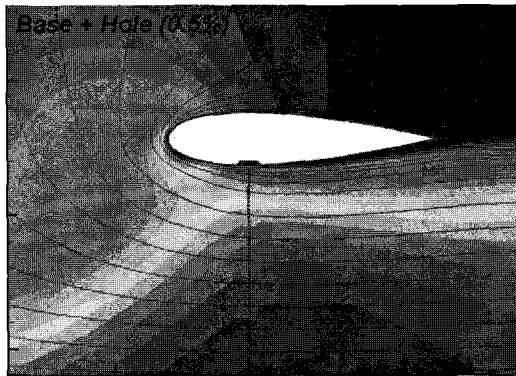


Fig. 10 Flow around duct with hole (gap=0.5%R)

수 있다. 추력 증가가 최대로 나타나는 경우는 프롭 간격이 없는 Base 형상이지만 이는 비현실적인 경우이며, 실제로는 입구를 넓힌 Wide 형상의 경우가 가장 큰 추력의 증가가 나타남을 볼 수 있다. Base 형상의 경우 프롭 간격과 Separation holder의 형상에 따라 차이가 나기는 하지만 그 변화량이 2% 이내임을 알 수 있다.

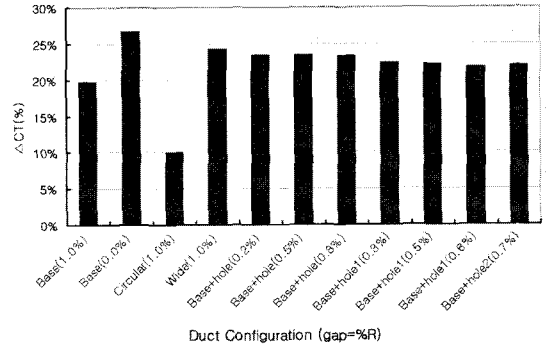


Fig. 11 Thrust coefficient increments due to ducts

4.2 3차원 덕트유동

3차원 덕트에 대한 유동계산은 받음각 (틸트각)의 변화에 따른 공력특성의 변화를 분석할 목적으로 수행되었다. 즉, Fig. 1과 같은 틸트-덕트형 비행체는 고정익 모드에서 비행체의 발생하는 거의 대부분의 양력을 덕트 형상에 의존해야 하기 때문에 고정익 모드에서 덕트의 공력계수를 파악하는 것은 매우 의미 있는 일이다. 3차원 덕트에 대한 유동계산은 Base 형상 만에 대해서 이루어 졌으며, 받음각의 변화 및 프롭을 모델링하는 작동회전면의 압력차의 변화 따른 덕트 공력 특성을 변화를 알아보았다.

덕트에 대한 유동계산은 덕트내부에 프롭이 존재하지 않는 순수 덕트 만에 대한 것과 두 가지 작동회전면 값 (DP=0.0015, 0.0030)을 가진 경우에 대해서 이루어 졌으며, 비행속도는 공히 M=0.1로 하였고, 받음각은 고정익 모드인 0도에서 회전익 모드인 90도까지 변화되도록 하였다.

Fig. 12는 받음각 4도인 경우 덕트만의 유동해석 결과로서 일반적인 날개에서와 유사하게 덕트 상하에 압력차가 발생함으로써 양력이 발생될 수 있음을 볼 수 있다. 덕트에 적용된 에어포일 NACA0020의 큰 두께비에 의해 덕트의 상면의 후방에 박리선이 형성되어 있으며 이 박리는 덕트 하면으로 내려갈수록 후방으로 밀려감을 볼 수 있는데 이는 받음각이 존재하는 일반 날개에서 날개 상면에서 박리가 크게 나타나는 현상과 유사하다. Fig. 13은 받음각 60도인 경우로서 덕트의 전진면 쪽의 후방에 상당한 크기의 박리가 발생함을 볼 수 있다.

Fig. 14는 프롭 모델링의 압력차 DP가 0.0015인 경우로서 전체적인 흐름 패턴은 Fig. 12의 무프롭의 경우와 유사하지만 받음각 4도에서 덕트의 상면에 나타났던 박리의 크기가 상당한 수준으로 감소되었음을 볼 수 있다. 이와 같은 프롭에 의한 박리의 감소는 덕트 항력의 감소로 나타나게 되는데, 반면 양력은 무프롭의 경우와 비슷하게 유지됨으로서 프롭에 의해 덕트의 양향특성이 향상될 수 있음을 알 수 있다. Fig. 15는

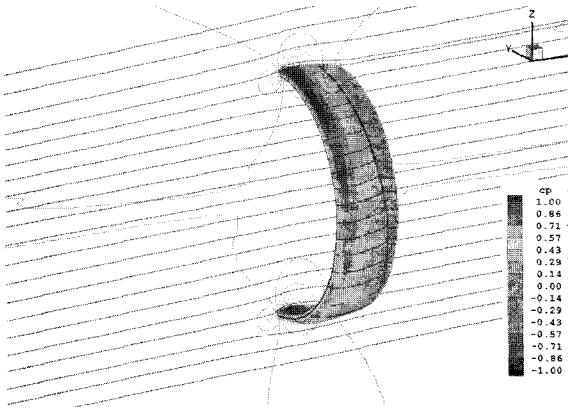


Fig. 12 Flow around 3D base duct (M=0.1, AOA=4deg, DP=0.0)

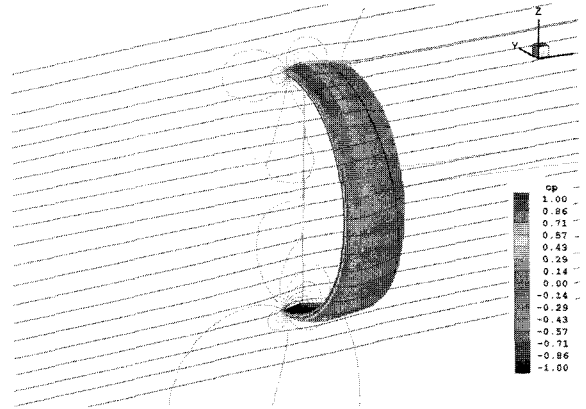


Fig. 14 Flow around 3D base duct (M=0.1, AOA=0deg, DP=0.0015)

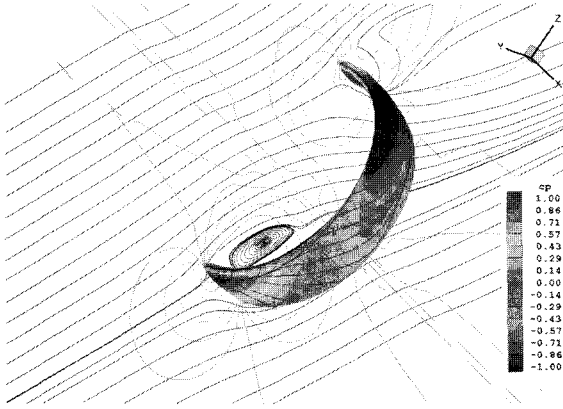


Fig. 13 Flow around 3D base duct (M=0.1, AOA=60deg, DP=0.0)

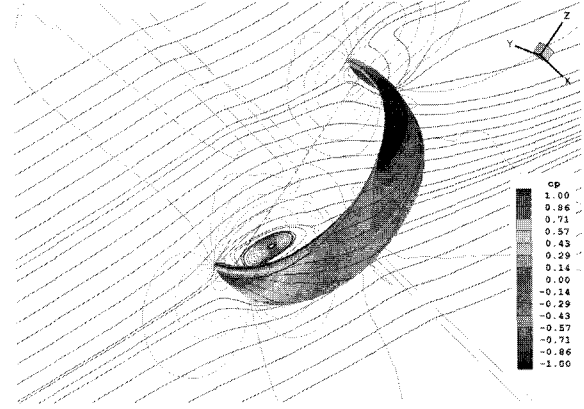


Fig. 15 Flow around 3D base duct (M=0.1, AOA=60deg, DP=0.0015)

프롭이 존재하고 받음각 60도인 경우로서 전진면 후방의 박리의 크기가 상대적으로 작아진 것을 볼 수 있다.

4.3 3차원 날개 유동

본 연구에서 유동 해석하고자 하는 날개의 형상은 Fig. 1의 비행체의 덕트내부에 장착된 가변베인을 모델링 한 것으로서, 날개의 스패น은 덕트의 반경과, 코드는 덕트의 길이와 일치함으로서 덕트를 평면으로 투영시킨 형상이라고 할 수 있다. 이와 같은 날개의 형상은 공기역학적으로 덕트의 등가형상으로 간주될 수 있는데, 덕트의 공력계수와 본 날개의 공력계수 비교함으로써 보편적 형상의 날개 대비 덕트의 공력 특성을 알아 낼 수가 있다. 다만 본 날개에 대한 유동계산에서는 실제 덕트 내부에 장착되어 프롭의 후류의 영향에 놓인 상태가 아닌 자유류 흐름속의 날개에 대한 유동계산을 수행하였다. 프롭의 후류에 의한 날개의 공력특성의 변화는 보다 엄격하고 복잡한 계산 방법이 적용되어야 하며 이는 향후의

연구과제로 남기고자 한다.

Fig. 16은 마하수 0.1, 받음각 4도의 유동조건에 놓인 날개에 대한 유동해석 결과로서 날개의 상면 후방에 상당한 크기의 박리영역이 존재하게 되는데 이는 덕트에서와 마찬가지로 적용된 에어포일의 두꺼움에 의한 것이다. Fig. 17은 받음각 60도인 경우 유동패턴으로서 날개의 상면이 완전한 박리 상태에 놓여 있음을 볼 수 있다.

4.4 덕트 및 날개의 공력계수 분석

본 절에서는 계산된 3가지의 작동회전면 값(DP=0.0, 0.0015, 0.0030)에 대한 덕트 공력계수와 자유류에 놓인 날개의 공력계수를 비교하였다.

Fig. 18은 4가지 경우에 대한 받음각에 따른 양력계수를 비교한 것이다. 날개의 경우 받음각 15도 근처에서 실속이 발생하게 되어 양력계수 곡선은 전형적인 실속 후의 양상을 보이게 되지만 덕트의 경우에는 DP 값과는 무관하게 실속이 나

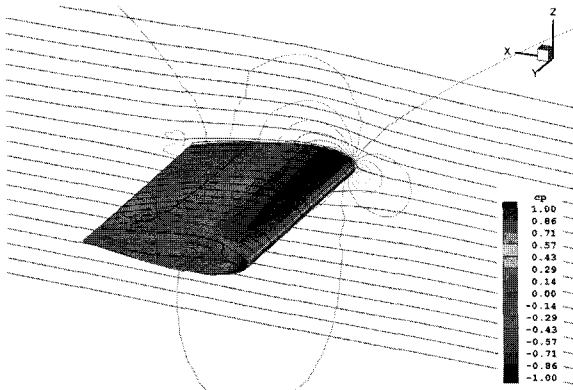


Fig. 16 Flow around wing(M=0.1, AOA=4deg)

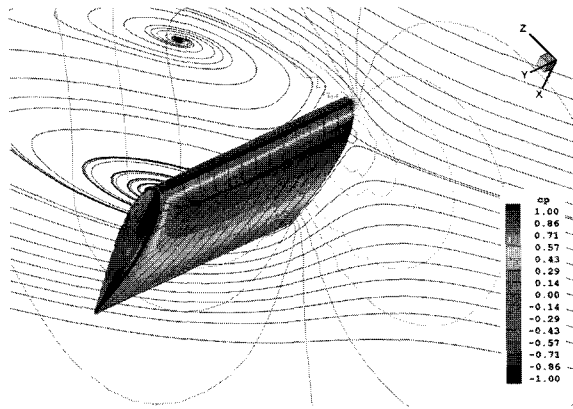


Fig. 17 Flow around wing (M=0.1, AOA=60deg)

타남이 없이 받음각 45도 까지 양력이 지속적으로 증가하게 됨을 볼 수 있다. 날개 실속각인 받음각 15도 정도까지의 양력곡선을 비교해 보면 날개의 양력곡선 기울기가 가장 작고 DP=0인 무프롭의 덕트가 가장 기울기가 큼을 볼 수 있는데, 이 덕트의 기울기는 프롭의 추력 강도(DP)가 증가되면서 감소됨을 볼 수 있다. 즉, 고정익 모드에서 덕트의 양력은 프롭 추력이 커질수록 감소됨을 알 수 있다. 그러나 이와 같은 프롭 추력의 증가에 따른 덕트 양력의 감소는 받음각 30도를 지나면서 역전 현상이 일어나서 프롭추력이 증가할수록 덕트의 양력계수는 증가하게 됨을 볼 수 있다.

Fig. 19에 나타낸 항력계수 선도에서는 받음각 8도 이하의 낮은 받음각에서는 날개 보다 무프롭 덕트의 항력이 당연히 크게 나타나지만 프롭의 추력강도가 증가하게 되면 항력이 점차로 감소하게 되는데, 과도한 추력강도에서는 오히려 덕트가 추력을 발생하게 되는 현상이 나타난다. 그러나 받음각이 증가하면서 날개에 비해 덕트의 항력은 급격히 증가하게 되는데, 날개가 받음각 90도까지 지속적으로 항력이 증가되는

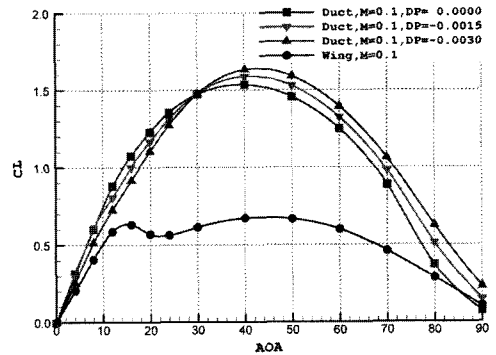


Fig. 18 Lift coefficients variation for duct and wing

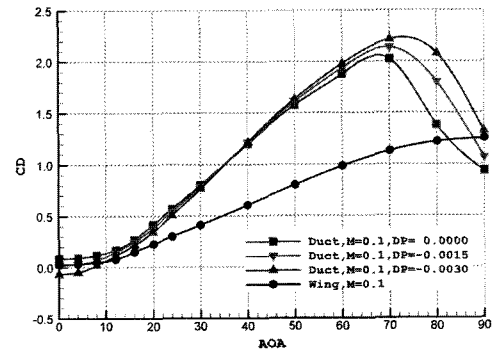


Fig. 19 Drag coefficients variation for duct and wing

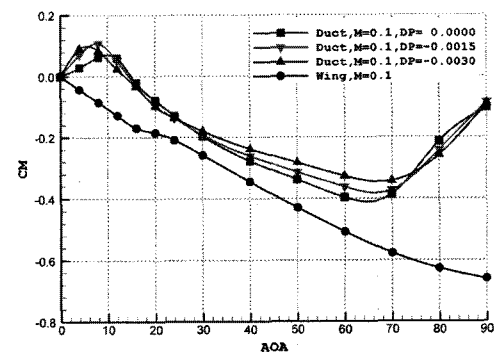


Fig. 20 Pitching moment coefficients variation for duct and wing

반면에 덕트의 경우에는 받음각 70도를 지나면서 항력이 급격히 감소하여 90도에서는 날개의 항력과 비슷한 수준이 됨을 볼 수 있다. 또한 프롭의 추력강도가 클수록 감소되었던 덕트의 항력은 받음각 35도 정도를 기점으로 역전되어 추력강도가 커질수록 항력이 커짐을 볼 수 있다.



덕트와 날개에 작용하는 피칭모멘트 계수의 변화는 Fig. 20에 나타내었는데, 여기서 덕트의 모멘트 기준점은 프로프의 회전중심인 덕트 길이의 30% 지점에 위치하고 있으며, 날개의 모멘트 기준점은 날개의 앞전이다. 날개의 경우 받음각의 증가에 따라 피칭모멘트 계수가 지속적으로 감소하는 노즈 다운 현상이 지속되지만, 덕트의 경우에는 받음각 8도 정도까지는 노즈 업 모멘트가 나타나다가 이후의 받음각 70도까지는 노즈 다운이 나타나고, 70도 이후에서는 다시 노즈 업 모멘트가 나타나는, 받음각에 따른 3가지의 기울기를 가지게 됨을 알 수 있었다.

5. 결 론

본 연구에서는 수직이착륙 덕트드-프롭 항공기에 적용될 수 있는 효율적인 덕트드-프롭 형상설계 기술개발의 일환으로서 전산유동해석을 통한 덕트의 기본적인 공력특성을 파악하였으며, 다음과 같은 결론이 도출되었다.

- 프로프의 작동회전면 모델링 기법이 적용된 2차원 축대칭 유동해석은 다양한 덕트 형상에 대한 신속한 유동해석을 가능하게 함으로서 최적의 덕트 형상설계를 수행할 수 있는 기반을 마련하였다.
- 덕트에 의한 추력 증가량은 프로프추력을 기준으로 약 20%를 상회함을 알 수 있었으며, 덕트에 대한 보다 면밀한 형상설계가 이루어 질 경우 상당한 수준의 추력 증가효과를 기대할 수 있을 것으로 예상되었다.
- 본 연구를 통해 고안된 덕트 내부의 Separation holder 는 공

력적인 효과가 매우 큼을 알 수 있었으며 이의 효과는 향후 시험을 통해 검증이 필요할 것이다.

- 덕트에서 발생하는 양력은 등가 날개의 양력보다 크게 나타나고 실속현상이 나타나지 않음으로서 고정익 모드에서 주 양력면으로서 역할이 기대된다.
- 본 연구에서 수행된 덕트에 대한 유동해석은 제한적인 유동 조건하에 놓인 덕트의 기본 형상에 대해 이루어진 것이다. 회전익, 천이 그리고 고정익에 이르는 전 비행영역에서 최적의 효율을 가지는 덕트 형상설계를 위해서는 보다 다양한 유동조건과 형상에 대한 광범위하고 체계적인 유동해석이 필요하게 될 것이며, 더불어 해석 및 설계 결과의 검증을 위한 시험이 수반되어야 할 것이다.

후 기

본 연구는 산업자원부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인기기술개발)과 공공기술연구회 지원 창의성과제(시드과제)의 일환으로 수행되었습니다.

참고문헌

- [1] Davis L. Kohlman, "Introduction to V/STOL Airplanes," Iowa State Univ. Press/AMES.
- [2] 2007, 최성욱, "축소형 덕트드-프롭 비행체 개발", 한국항공우주학회 2007년 추계학술대회.
- [3] 2005, 최성욱, 박영민, 김유신, 김재무, "스마트무인기 프로펠러 공력설계," 한국항공우주학회지, 제33권 9호.