

◎ 논문

CRW 비행체의 공력특성 해석

최성욱^{*1}, 김재무^{*2}

Analysis on Aerodynamic Characteristics of the CRW Air-Vehicle

Seong Wook Choi, Jai Moo Kim

Smart UAV Development Program, one of the 21c Frontier R&D Program sponsored by MOST(Ministry of Science and Technology), was launched in 2002. As an air vehicle for the Smart UAV, CRW(Canard Rotor/Wing) concept was one of the candidates compared in trade-off study. The CRW concept has not only been proven completely but its aerodynamic characteristics not known in detail yet. Two calculation methods were adopted in this study to obtain aerodynamic data for the CRW. First method was the superpose DATCOM method which is capable of three lifting surfaces, and second one is the full Navier-Stokes computation around CRW configuration using overset grid method. Basic aerodynamic characteristics of the CRW configuration was analyzed and the minimum drag level with lift to drag ratio is presented. The peculiar flow characteristics around rotor/wing and hub were also examined and considered in the configuration design.

Key Words : 커나드 로터/윙(Canard Rotor/Wing), 스마트무인기(SUAV), 경험적 방법(Empirical Method), 전산유동해석(CFD), 최소항력(Minimum Drag), 양항비(L/D)

1. 서론

과학기술부 21세기 프론티어사업의 일환으로 2002년 6월부터 진행 중인 스마트무인기 기술개발사업에서는 다음과 같은 Table 1과 같은 임무 요구도와 Fig. 1과 같은 표준임무경로를 만족하는 무인비행체를 개발 중에 있다.

스마트 무인기를 위한 비행체로서 다양한 형태의 개념(CRW, Tilt-rotor, Tilt-wing, Tail-sitter, Gyroplane 등)이 고려되고 왔는데, 그 중의 하나로 연구되고 있는 미 보잉사의 CRW(Canard Rotor/Wing)형 무인기는 Fig. 2에서와 같이 틱젯 구동방식의 로터 형태를 가진 헬리콥터 형태로로부터 주 로터가 정지된 상태인 3-양력면(three lifting surfaces) 구조의 고정익 항공기로 변환

되는 전환형 항공기(convertiplane)의 형태를 취하고 있다.

CRW는, 미국의 맥도넬 더글러스사를 시작으로 현재까지 보잉사에서 개발 중인데, 다른 형태의 VTOL 항공기 개념과는 달리 그 개발의 역사

Table 1 Mission requirement of SUAV

Take off & Landing	VTOL
Payload	40kg
Max Speed	500km/h
Max Endurance	5hrs
Operational Altitude	3km

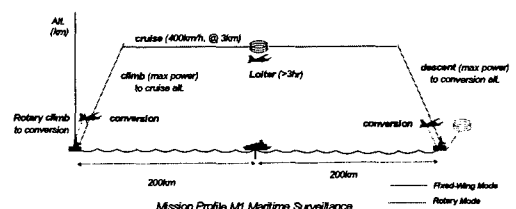


Fig. 1 Standard mission profile of SUAV

* 2003년 9월 19일 접수

*1 정희원, 한국항공우주연구원

스마트무인기 기술개발사업단 체계종합그룹

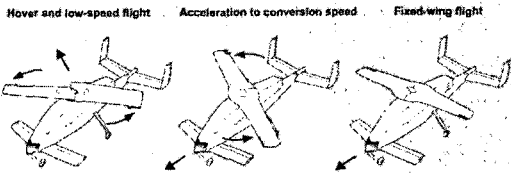


Fig. 2 Flight concept of CRW

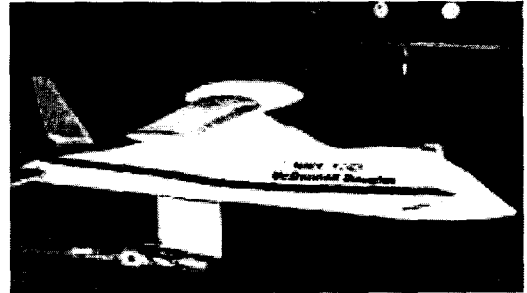


Fig. 3 CRW(Ground Attack) W/T Model(E0)

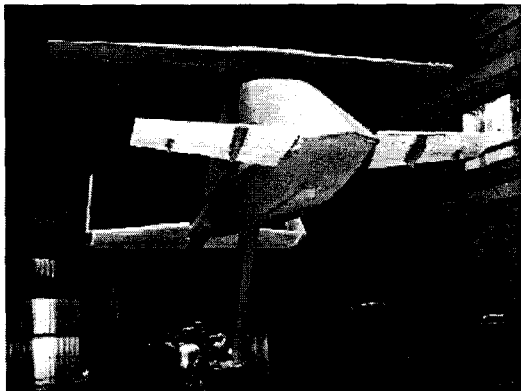


Fig. 4 Dragonfly(X-50A) W/T Model(E1)

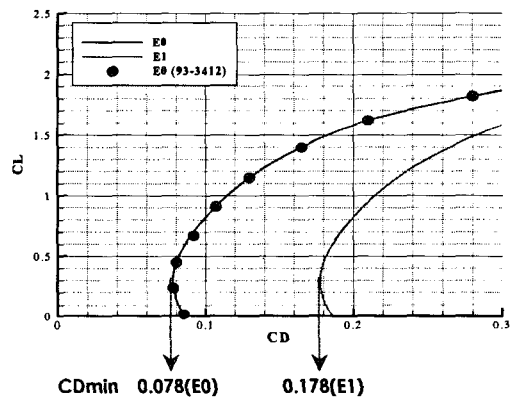


Fig. 5 Drag polar of E0 and E1 (W/T)

가 상대적으로 짧고, 현재까지 비행시험을 통해 그 개념이 실증되고 있지 못하고 있는 상황이다. 이에 따라 CRW 비행체에 대한 공력데이터가 공개적인 문헌을 통해 충분하게 밝혀지지 않은 상태이다. 또한, 비행체의 형상이 기존의 항공기 틀에서 벗어난 독특한 형태를 취하고 있어서 기존 고정익 및 회전익 항공기에 적용되어온 경험적인 공력계수 예측방법을 그대로 적용하기에는 무리가 따른다.

CRW에 대한 풍동시험 결과를 기술한 문헌으로서서는 두 가지 논문이 발표되었는데, 첫 번째로는, 1991년 NASA Ames의 40ft x 80ft 아음속 풍동에서 수행된 CRW 지상공격(Ground Attack)용 유인기의 1/5 축소모델(Fig.3)에 대한 고정익 모드 풍동시험 결과이다[1]. 스마트 사업단에서는 이 형상을 편의상 E0 (Engineering Model-0)라고 명명하였다.

두 번째 풍동시험은 보잉의 20ft x 20ft V/STOL 풍동에서 수행된 CRW 무인기 Dragonfly 시제기인 X-50A(Fig.4)의 0.75 축소모델에 대한 것으로서, 이 시험은 1998년(고정익

모드 시험)과 1999년(회전익 모드 시험)에 이루어 졌다[2]. 이 두 번째 형상을 E1이라고 정의하였다.

이상에서 언급된 두 가지 형상, E0 및 E1의 차이점을 살펴보면, 두 형상 모두 두 가지 비행 모드에 만족하도록 로터/윙에 타원형 에어포일을 공통적으로 채택하였으나 E0의 경우에는 최대 두께비가 18%, E1의 경우에는 24%의 두께비로 증가되었다. 또한, 형상E0는 CRW의 초기 개념 모델이고 유인기 형상인 관계로 로터/윙과 동체 사이에 존재하는 허브를 비롯하여 전체적인 형상이 날씬한 느낌을 주는 반면에, E1의 경우에는 비행 가능성을 보기 위한 개념 실증기(Demonstrator)로서 여러 가지 서브시스템 등의 배치를 고려하여 형상이 보다 현실적으로 구현됨으로서 상대적으로 비 공기역학적인 형태를 취하고 있는 것으로 판단되었다.

Fig.5와 Fig.6은 형상 E0 및 E1에 대한 고정익 모드 풍동시험 결과를 보여 주는 것으로서 각각 항력곡선과 양항곡선을 도시한 것이다. Fig.5의 두 가지 형상에 대한 항력곡선에서 보는 바와

2. 공력계수 예측 방법

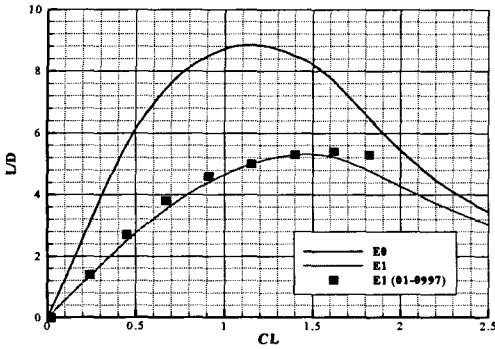


Fig. 6 L/D of E0 and E1 (W/T)

Table 2 Aero. characteristics of CRW (W/T)

Configuration	CDmin	(L/D)max
CRW (E0)	0.078	9.0
X-50A (E1)	0.178*	5.0

*Estimated

같이 형상 E0의 최소항력계수는 0.078 (780 counts), E1의 항력계수는 0.178 (1,780 counts)의 값이라는 큰 차이를 나타내게 되었다. 여기서 E1의 항력곡선은 Fig.6의 양향비로부터 추정된 곡선이다. 두 형상의 양향비도 큰 차이를 가지게 되는데, Fig.6의 양향곡선으로부터 형상 E0의 최대 양향비는 9.0, 형상 E1의 양향비는 5.0 정도로 나타났다. 이와 같은 두 형상에 대한 풍동시험결과로부터 도출된 기본적인 공력특성을 Table 2에 정리하였다.

제트 항공기의 체공시간을 결정짓는 주요 인자중의 하나는 최대 양향비이고, 이 양향비를 지배하는 것은 최소 항력계수이다. 따라서 비행체의 개발의 개념설계 단계에서 형상에 대한 최소 항력계수는 비행체의 성능을 결정짓는 가장 중요한 요소 중의 하나이다.

본 연구에서는 Table 1에서와 같은 스마트무인기의 임무요구도를 고려한 CRW 비행체의 성능계산을 위한 기본적인 공력계수를 예측/결정하는 것을 목표로 하였다. CRW비행체의 공력계수의 예측에는 기존의 공력 DB에 근거한 경험적 방법(Empirical Method)과 비행체 전체 형상에 대한 전산유동해석을 각각 적용하였으며, 이들 공력계수를 분석/정리하여 CRW 비행체에 대한 최종적인 공력계수를 결정하였다.

2.1 경험적 예측방법

CRW 비행체의 공력계수 예측을 위한 경험적 방법으로는 고정익 항공기에 대한 공력계수 예측에 주로 적용이 되어온 DATCOM을 이용하였는데, CRW는 고정익 비행모드에서 3개의 양력면 비행체로서 기존의 DATCOM 방법을 그대로 적용할 수가 없었다. 이에 따라 양력면 별 조합별로 계산을 수행하고 이들 각 결과를 중첩시키는 Superposed DATCOM 방법[3]을 적용하였다. 또한 DATCOM의 항력예측은 기존 항공기의 공력 DB에 의존하므로 타원형 에어포일 날개와 허브를 갖는 CRW 비행체의 항력예측에는 적합하지 않다고 판단, 별도의 항력예측 프로그램을 개발하고 이를 이 결과를 Superposed DATCOM 결과와 결합시켜 최종적인 공력계수를 산출하였다[3].

2.2 전산유동해석 기법

CRW 비행체에 대한 전산유동해석은 Pandya and Aftosmis[4]의해 유일하게 수행된 것으로 조사되었다. 이들은 X-50A 형상에 대하여 Euler 방정식과 직교형 격자계(Cartesian Grid)를 사용하여 천이비행 모드에 대한 유동해석을 정상(steady) 기법으로 수행하여 로터/윙의 방위각에 따른 비행체의 공력특성을 해석하였다.

본 유동계산에 사용된 지배방정식은 3차원 압축성 난류 Full Navier-Stokes 방정식이며, 수치적 기법으로는 오른쪽 항은 중앙차분을, 왼쪽 항에는 대각화 알고리즘(DADI)을 적용하였다[5]. 본 계산을 위해 적용된 난류모델은 1-방정식 모델인 Sparat-Allmaras 모델이다.

적용된 격자기법은 중첩격자 기법으로서 유동 해석코드는 중첩격자를 받아들일 수 있도록 작성되었으며, 격자간의 결합관계 및 출점을 찾아주는 중첩격자용 전처리 코드가 사용되었다.

3. 형상 및 격자

3.1 E1 형상 생성

스마트무인기 사업단에서는 CRW 비행체에 대한 시스템을 이해하고 기본적인 공력특성을 파악하기 위해 CRW에 대한 초기 엔지니어링 모델

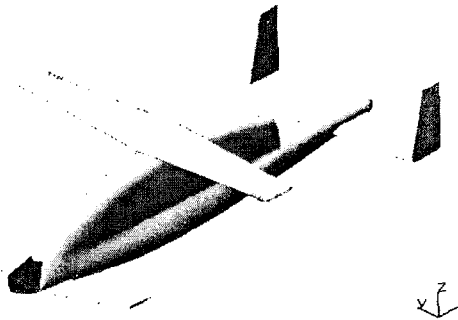


Fig. 7 Surface model of E1

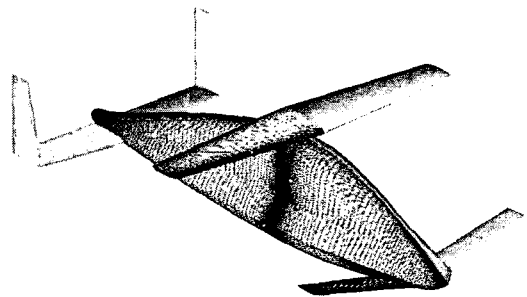


Fig. 8 Surface grid around E1 (Iso-view)

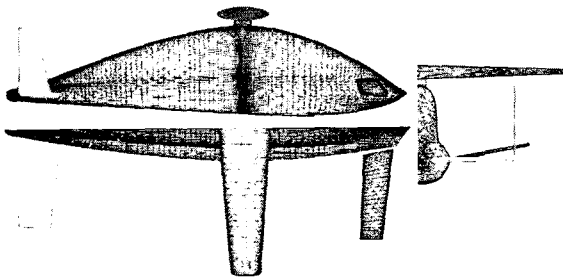


Fig. 9 Surface grid around E1 (3-view)

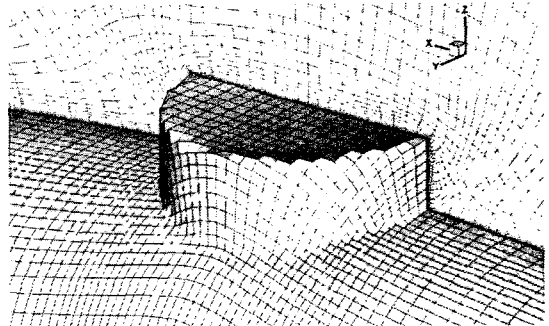


Fig. 10 Grid around Hub of E1

형상을 생성하고 이를 형상 E1이라 정의하였다. 이 형상 E1은 보잉의 X-50A에 대해 공개된 제원과 형상[6, 7]을 근거로 하여 3차원 CAD 형상으로 재현된 것으로서 Fig.7과 같으며, 관련 형상 자료의 제한성에 의해 생성된 형상 E1이 보잉의 X-50A 형상과는 엄밀하게 일치하지 않는다. 형상 생성과정 및 세부적인 제원은 참고문헌[8]에 제시되어 있다.

3.2 E1 격자 생성

Fig.8은 형상E1에 대한 표면격자를 나타낸 것으로서 격자 생성 과정에서 엔진 흡기구는 고려되지 않고 막음형태로 하였고, 엔진배기구 역시 매끈하게 처리하였다. 격자의 형태는 중첩격자계로서 각각 동체, 날개, 커나드, 그리고 꼬리날개에 대해 독립적으로 격자를 구성한 후 중첩시킨 것이다. 여기서 동체는 Fig.10에서 나타낸 바와 같이 허브를 포함하고 있으며, 꼬리날개는 수직 및 수평안정판을 하나의 블록으로 구성하였다.

중첩 격자계를 적용함에 있어서 Fig.9에서와 같이 주익과 허브사이, 동체와 커나드 접합부위,

Table 3 Grid points of E1 grid system

Component	No. of Grid Points
Body	165 x 77 x 81 = 1,029,105
Wing	161 x 51 x 31 = 252,541
Canard	141 x 41 x 31 = 179,211
Tail	141 x 61 x 31 = 266,631
Total	1,727,488

그리고 동체와 꼬리날개 접합부위는 의도적으로 작은 간격을 부여하였는데, 이는 중첩격자계 적용의 편이성과 향후 로터의 방위각, 커나드 및 꼬리날개의 붙임각 및 위치변화를 용이하게 하기 위한 것이다.

내부 격자계는 대수적(Algebraic) 방법과 쌍곡선(Hyperbolic) 격자법을 조합하여 반쪽 면에 대해서만 격자를 생성하였다. 전체 격자계를 나타낸 Fig.11에서 보는 바와 같이 동체는 C-O형태, 주익은 O-O 형태, 커나드와 꼬리날개는 C-O 형태를 각각 취하였으며, 각 격자수는 표3과 같다. 난류계산을 고려하여 벽면으로부터 첫 번째 격자점까지의 간격은 0.00001c로 설정하였다.

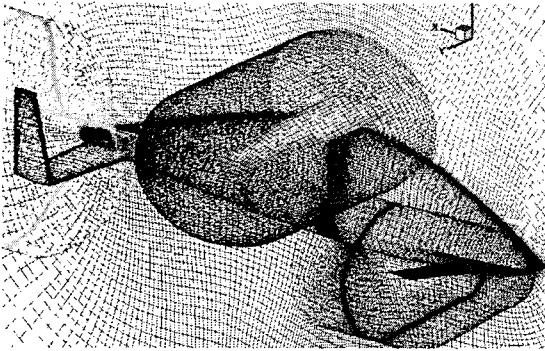


Fig. 11 Overall grid system around E1

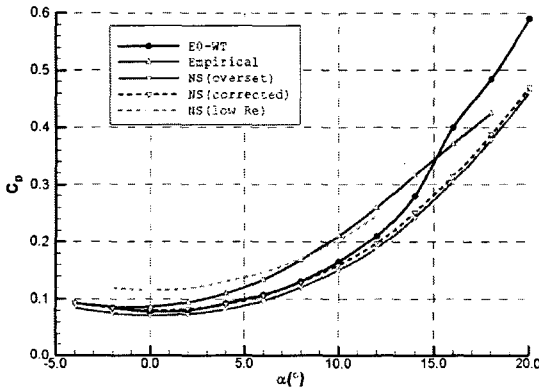


Fig. 13 Drag curves

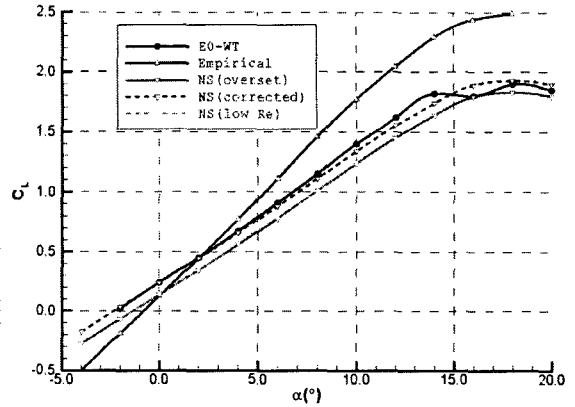


Fig. 12 Lift curves

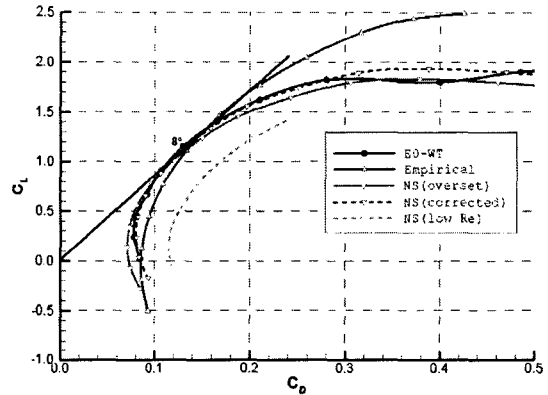


Fig. 14 Drag polars

Table 4 Flow condition and configurations

Flow Condition (V=400km/h @H=3km)
$M_\infty=0.32$
$Re=3.5 \times 10^6$ based on Wing MAC (0.563m)
$\alpha = -4^\circ \sim 20^\circ$ by step 2°
Combination of Components
Body only (w/o Hub)
Wing only
Body(w/o Hub) + Wing
Body + Hub
Body(with Hub) + Wing + Canard + Tail

4. 결과 및 고찰

형상E1에 대한 유동계산은 Table 4와 같은 유동조건과 부분별 형상 조합에 대하여 수행하였다. 이와 같이 부분별 형상조합에 대해서 유동계

산을 수행한 것은 형상조합에 의해서 발생하는 공력 적 간섭항력의 효과를 파악하기 위한 것이다.

유동계산은 스마트사업단이 보유하고 있는 HP-ZX6000 Cluster (ItaniumII CPU x 8)에서 이루어 졌으며, 전체형상 격자(1,727,488개)의 경우 단일 CPU에서 한 유동조건 당 반복계산 횟수 5,000회에 약 23시간이 소요되었다.

Fig. 12~16은 형상E1에 대한 공력계수를 나타낸 것으로서, 형상 E0에 대한 풍동시험 데이터(형상 E1에 대한 구체적 풍동시험 데이터는 공개되지 않음), 경험적 방법(DATCOM)에 의한 공력데이터, 전기체 형상에 대한 전산유동해석 결과, 전산유동해석 결과의 보정치, 그리고 저 레이놀즈 수($Re=2.0 \times 10^5$)에서의 전산유동해석 결과를 보여주고 있다.

Fig. 12는 받음각에 따른 양력계수를 나타낸 것으로서 형상E0 풍동시험 결과와 비교해 볼 때 DATCOM의 양력곡선 기울기는 시험치에 비해

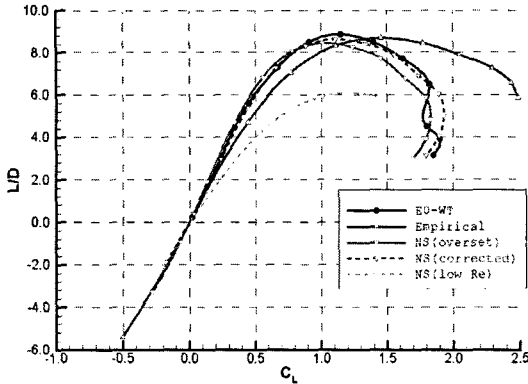


Fig. 15 Lit to Drag curves

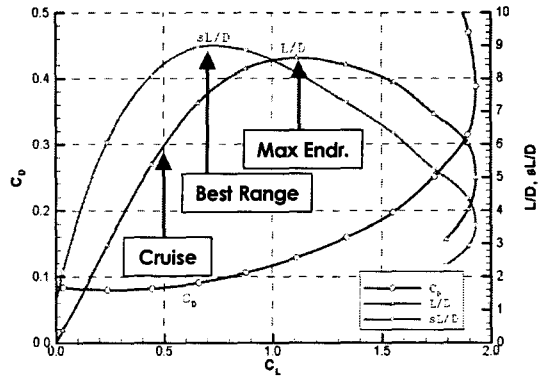


Fig. 16 Aerodynamic performances curve

Table 6 Aerodynamic performance

Flight Cond.	Speed (km/h)	AOA (deg)	L/D	CL	CD
Cruise	400	2.5	6.0	0.5	0.084
Best Range	338	4.3	7.5 @($\sqrt{L/D}$)max	0.7	0.093
Max Endr.	270	8.0	8.5 @(L/D)max	1.1	0.120

크고 실속각은 비슷하게 나타나고 있다. 형상 E1에 대한 유동해석 결과의 경우 양력곡선 기울기와 실속각은 시험치에 매우 접근하지만 양력의 절대값은 전체적으로 약 0.1만큼 작게 나타나고 있다. 저 레이놀즈 수에 따른 양력곡선의 변화는 거의 없다.

Fig.13의 받음각에 따른 항력계수 곡선에서 DATCOM 결과는 낮은 받음각에서는 시험치와 비슷하지만 받음각이 커질수록 그 차이가 커진다. 반면에 유동해석 결과는 받음각 10도 정도까지 시험치와 유사한 값으로 나타나고 있음을 볼 수 있다. 저 레이놀즈 수에서는 항력은 레이놀즈 수 3.5×10^6 에 대한 계산결과에 비해 0.0438이 증가하였다.

이상과 같은 형상 E1에 대한 양력과 항력의 결과를 종합하여 CRW형 무인기에 대한 목표 공력계수 선도를 제시하였다. 이것은 전산유동해석의 결과 중 양력선도에 0.1을, 항력선도에 0.009를 더해 준 값으로서, 이 중 양력의 증분은 커나드와 꼬리날개의 붙임각의 조절로서 가능하며, 항력성분은 부분별 형상 간에 존재하는 간격을 고려하여 더해 준 것이다. 이와 같은 보정된 양

력 및 항력 곡선이 Fig. 12와 13의 "Corrected Data" 로서 도시되었으며, 목표 항력관계식을 다음과 같이 제시하였다.

$$C_D = C_{Dmin} + K (C_L - C_{Lmin drag})^2$$

where, $C_{Dmin} = 0.080$, $C_{Lmin drag} = 0.236$
 $K = 0.065$, $e = 0.75 @ AR = 6.5$

Fig. 14는 항력 대 양력계수 곡선으로서 보정된 유동해석 결과와 시험치가 매우 일치된 결과를 보여주고 있다. 본 선도로부터 받음각 8도 정도에서 최대 양항비를 얻을 수 있음을 알 수 있다. Fig. 15의 양력계수 대 양항비 곡선으로부터 보정된 유동해석 결과의 최대 양항비는 양력계수 1.2에서 8.5 정도가 됨을 볼 수 있다.

Fig. 15에서는 보정된 유동해석 결과를 이용하여 비행체의 최종적인 공력성능선도를 제시하였으며, 이를 이용하여 비행조건별 공력성능을 Table 6과 같이 정리하였다.

부분별 형상의 결합에 따른 간섭항력의 크기를 파악하기 위해 Table 4에서와 같은 형상조합에 대한 유동계산을 수행하였다. Table 7에서는 형상조합에 따른 최소항력의 변화를 나타내었는데, 허브가 없는 동체와 날개만을 별도로 계산한 경우 두 부분의 합은 0.035이지만 이 동체와 날개를 결합시켜 계산한 경우에는 항력계수가 0.04178이 됨으로서 두 물체의 결합에 의한 간섭항력계수의 증분은 0.00658로서 19%가 증가하였음을 알 수 있다. 허브가 존재하는 전체 형상(동체+날개+커나드+꼬리날개)에 대한 공력 계산의 경우 날개+동체의 항력계수는 0.06184로서 허브

Table 7 Drag due to interference

Component	CD	Sub-Total	ΔCD
Body only	0.01874	0.03520	1.00
Wing only	0.01647		
Body of BW	0.02091	0.04178	1.19
Wing of BW	0.02087		
Body of All	0.03032	0.06184	1.76
Wing of All	0.03152		
Canard of All	0.00387	0.00928	
Tail of All	0.00541		

Table 8 Component drag

Component	CD	%
Body	0.01874	26%
Wing	0.01647	23%
Hub & Interf.	0.02664	37%
Canard	0.00387	5%
Tail	0.00541	8%
Total	0.07112	100%

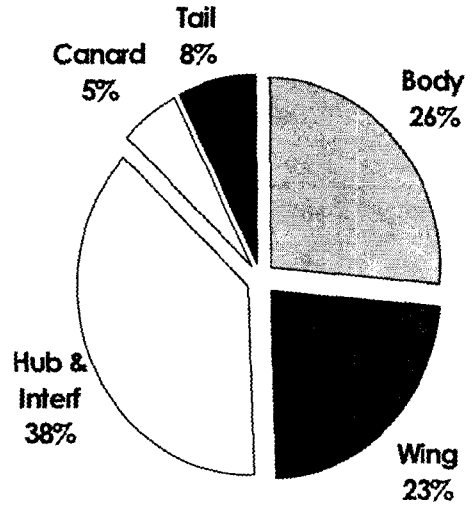


Fig. 17 Diagram for component drag

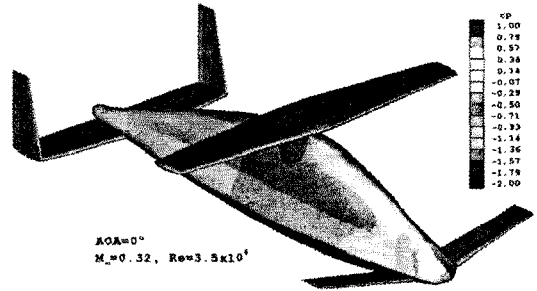


Fig. 18 Surface pressure distribution ($M_\infty=0.32, Re=3.5 \times 10^6, \alpha=0^\circ$)

와 간섭항력의 증분이 0.02664로서 개별적인 항력계수에 비해 76%가 증가됨으로서 허브에 의한 항력의 증가가 매우 큼을 알 수 있다.

Table 8과 Fig.17은 부분별 항력계수를 표와 도표로서 나타낸 것으로서, 날개와 동체에 대한 개별적인 항력계수의 값을 이용하여 형상 전체의 항력계수로부터 허브 및 간섭항력의 값을 추출한 것이다. 전체 항력에서 허브 및 간섭항력이 차지하는 비중이 37%가 되는데 이는 일반적인 헬리콥터의 허브항력의 비중과 유사하다는 것을 알 수 있다. 이러한 허브항력의 큰 비중은 CRW 형태의 비행체의 항력을 감소시키기 위해서는 허브에 대한 형상설계에 많은 노력을 투입해야 한다는 것을 말해 준다.

Fig. 18은 형상 E1의 유동조건 $M_\infty=0.32, Re=3.5 \times 10^6, \alpha=0^\circ$ 에서의 표면압력계수 분포로서 허브 전방에 상당한 압력상승이 이루어 짐을 볼 수 있다.

Fig. 19는 형상 표면의 표면유선을 보여 주는 것으로서, 타원형 에어포일 날개의 뒷전 전영

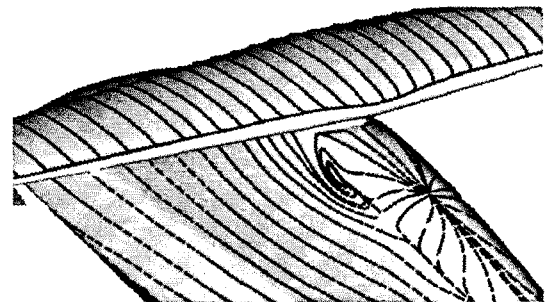


Fig. 19 Streamline around hub (calculation) ($M_\infty=0.32, Re=3.5 \times 10^6, \alpha=0^\circ$)

역에서 박리가 발생됨을 볼 수 있는데, 바로 이러한 날개 뒷전의 박리가 날개의 항력증가의 주원인임을 알 수 있다. 또한, 허브의 후방 부분에서 극심한 박리에 의한 와동이 형성되어 있는 것을 볼 수 있는데 이는 위에서 언급한 바와 같이 과도한 허브항력으로 나타나게 된다. 이러한 유



Fig. 20 Streamline around hub (SNU W/T)
($M_\infty=0.12$, $Re=2.0 \times 10^6$, $\alpha=0^\circ$)

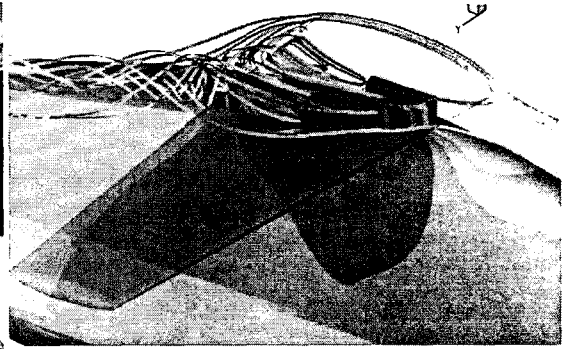


Fig. 21 Flow around hub
($M_\infty=0.32$, $Re=3.5 \times 10^6$, $\alpha=0^\circ$)

동현상은 서울대 아음속 풍동에서 수행한 가시화 시험 결과(Fig.20)와도 유사함을 볼 수 있다. Fig.21은 허브후방의 3차원 유동형태로서 허브 후방에서는 대규모의 박리가 발생하고 이러한 박리가 와동의 형태로서 후방까지 지속됨을 볼 수 있다.

5. 결론

본 연구에서는 CRW 비행체의 고정익 비행모드에 대해 경험적 방법 및 전산유동해석 방법을 적용하여 기본적인 공력특성을 파악하였다. 이들 결과를 종합하여 최종적으로 최소항력계수 0.08, 최대 양항비 8.5라는 비행체의 공력성능 목표치를 제시하였다.

유동해석 결과로부터 비행체의 부분별 공력계수와 간섭효과를 파악하였고, 특히 CRW 비행체의 경우 허브항력의 비중이 매우 크게 예측되어 허브 형상설계의 중요성을 보여주었다.

날개의 뒷전 전 영역에서 발생하는 박리는 날개 항력 증가의 주 원인이며, 허브항력 역시 허브 후방의 극심한 박리와 와동에 기인함을 알 수 있었다. 이러한 박리 및 와동의 형태는 풍동시험 가시화 결과와 잘 일치하였다.

후 기

본 연구는 과학기술부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인기기술개발)의 일환으로 수행되었습니다.

참고문헌

- [1] Bass, S. M., Thompson, T. L., Rutherford, J. W., and Swanson, S., "Low-Speed Wind Tunnel Test Results of the Canard Rotor/Wing Concept," AIAA-93-3412.
- [2] Thompson, T. L., Smith, R. L., Helwani, M., and Shockey, G. A., "Wind Tunnel Test Results for a Canard Rotor/Wing Aircraft Configuration," 57th AHS Forum, WA, May 9-11, 2001.
- [3] 장병희, 조상오, 박영민, "DATCOM과 중첩 기법을 이용한 스마트무인기 E1 형상에 대한 공력계산," SUDC-ED-B21-01-003-R0, 2003. 3.
- [4] Pandya, S. A. and Aftomis, M. J., "Computation of External Aerodynamics for a Canard Rotor/Wing Aircraft," AIAA 2001-0997.
- [5] Pulliam, T. H. and Chaussee, D. S., "A Diagonal Form of an Implicit Approximate-Factorization Algorithm", Journal of Computational Physics, Vol.39, Feb., 1981, pp. 347-363.
- [6] Boeing Phantom Works X-50A Document, 2002
- [7] Jane's Unmanned Aerial Vehicles and Targets, Issue Sixteen, 2001.
- [8] 황수정, 안오성, "Configuration E1," SUDC-ED-B1-01-001-R1, 2002. 12.