

틸트로터 무인기의 날개-나셀 공력해석

최성욱¹, 김철완², 김재무¹

Aerodynamic Analysis on Wing-Nacelle of Tiltrotor UAV

Seong Wook Choi, Cheol Wan Kim, Jai Moo Kim

In the Smart UAV Development Program, one of the 21c Frontier R&D Program, the tiltrotor has been studied as the concept of vehicle. The tiltrotor aircraft take-off and land in rotary wing mode like conventional helicopter, and cruise in fixed wing mode like conventional propeller airplane. For the conversion of the flight mode from helicopter to airplane, the nacelle located at wing tip has to be tilted from about 90 degrees of helicopter mode to about 0 degree of airplane mode. In this study, the aerodynamic characteristics of the wing with tilted nacelle is investigated using computation fluid dynamics technique. In order to feature out aerodynamic interferences between wing and nacelle, the flow calculations are conducted for the wing and the nacelle separately and for the combined geometry of wing and nacelle, respectively. Through this computations, not only the aerodynamic data-base for the wing-nacelle is constructed but also its contribution to the configuration design of the wing-nacelle is anticipated.

Key Words: 스마트무인기(SUAV), 틸트로터(Tilt rotor), 날개(Wing), 나셀(Nacelle), 전환(Conversion), 공력 간섭(Aerodynamic Interference)

1. 서 론

본 연구에서는 스마트무인기의 비행체로서 개발 중인 틸트로터 무인기의 날개-나셀에 대한 전산유동해석을 수행하여 나셀의 틸트에 따른 공력특성을 분석하였다. Fig. 1은 현재 개발 중인 스마트 무인기 형상 TR-S1[1]의 고정익 모드 형상이다.

틸트로터 항공기는, Fig. 2와 같은 틸트로터 항공기의 전형적인 비행모드 전환 시나리오(conversion scenario) 중의 하나에서 보는 바와 같이, 이착륙은 보편적인 형태의 헬리콥터와 같은 회전익 모드로 수행하여 수직이착륙이 가능하게하고, 순항은 프로펠러 고정익 항공기의 형태로서 이루어짐에 따라 프로펠러 고정익 항공기의 특징인 장기체공과 고속 순항성능을 구현할 수 있다는 특징을 가진다.

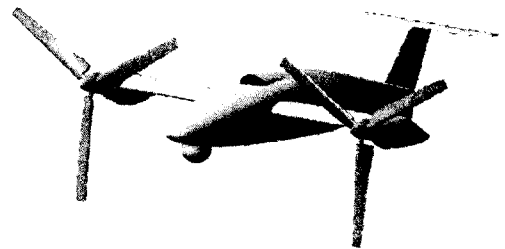


Fig. 1 SUAV Configuration TR-S1

이와 같은 틸트로터 항공기 비행모드의 전환에 따라 틸트로터 항공기의 날개 끝단에 장착된 나셀은 회전익 모드의 90도로부터 고정익 모드의 0도까지 틸트하게 된다.

1 정회원, 한국항공우주연구원 스마트무인기사업단

2 정회원, 한국항공우주연구원 공력성능연구그룹

* wook@kari.re.kr

본 연구에서는 이와 같은 나셀의 틸트에 따른 날개-나셀의 공력특성을 분석하기 위하여 전산유동해석을 이용하여 날개와 나셀에 대한 독립(isolated)

형상과 날개-나셀 결합형상에 대한 유동해석을 수행하여 날개-나셀의 공력특성과 나셀 틸트각에 따른 공력 간섭효과를 계산하였다. 본 유동계산으로 날개-나셀에 대한 독립적 및 간섭 공력계수를 확보함은 물론이고, 해석 결과의 분석을 통해 날개-나셀의 형상설계에 기여하도록 하였다.

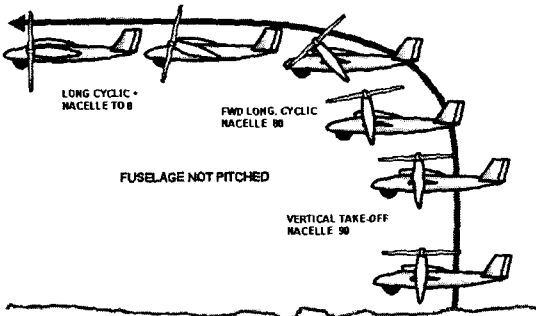


Fig. 2 A conversion scenario of Tiltrotor

2. 유동해석 기법

본 유동계산에 사용된 지배방정식은 3차원 압축성 난류 Full Navier-Stokes 방정식이며, 수치적 기법으로는 오른쪽 항은 중앙차분을, 왼쪽 항에는 대각화 알고리즘(DADI)을 적용하였다[2]. 본 계산을 위해 적용된 난류모델은 1-방정식 모델인 Sparat-Allmaras 모델이다.

적용된 격자기법은 날개와 나셀의 독립적인 형상에 대한 계산 시에는 단일 격자계를 구성하였고, 날개-나셀 결합형상에 대해서는 중첩격자 기법을 적용하여 나셀의 틸트에 따른 격자의 재구성이 불필요하도록 하여 유동계산의 효율성을 증대시켰다. 유동해석코드는 중첩격자를 수용할 수 있도록 작성되었으며, 격자간의 결합관계 및 홀점을 탐색하는 중첩격자용 전처리 코드가 사용되었다.

3. 형상 및 격자

날개와 나셀의 형상은 스마트 무인기 1차 형상인 TR-S1[1]의 형상을 근간으로 하였다.

Table 1 Grids system

Geometry	No. of Grids	Total
Wing	161 x 51 x 61	500,891
Nacelle only	71 x 41 x 71	206,681
Nacelle for Overset	71 x 41 x 36	104,796

나셀 및 날개에 대한 격자계는 Table 1에서와 같이 모두 3개로 구성되었다. 날개의 격자는 날개의 독립형상 및 나셀과의 결합형상에 대한 중첩 격자계 모두에 공통으로 사용되며, 나셀 격자의 경우에는 독립나셀과 결합형상에 대해 별도의 격자계를 구성하였다. 독립나셀에 대한 격자계와 결합나셀의 격자계의 차이는 독립 나셀의 원방경계를 확보하기 위한 원방향(ξ)의 격자수만이 증가되었을 뿐이다.

날개의 격자 형태는 C-O형태로, 나셀의 격자는 O-O 형태를 취하도록 하였으며, 격자 생성은 상용 격자 생성 코드인 Gridgen[3]을 이용하여 날개의 격자는 대수적(algebraic) 및 타원형(elliptic) 방법으로, 나셀주위의 격자는 쌍곡선형(hyperbolic) 방법으로 생성되었다.

Fig. 3는 날개-나셀 결합형상의 경우 틸트각이 90도, 45도, 그리고 0도인 경우의 표면격자계이며, Fig. 4은 틸트각 45도인 경우의 전체 격자계의 형태를 보여준다.

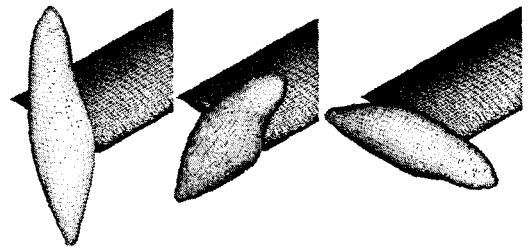


Fig. 3 Surface grid of wing with tilted nacelle (Tilt=90°,45°,0°)

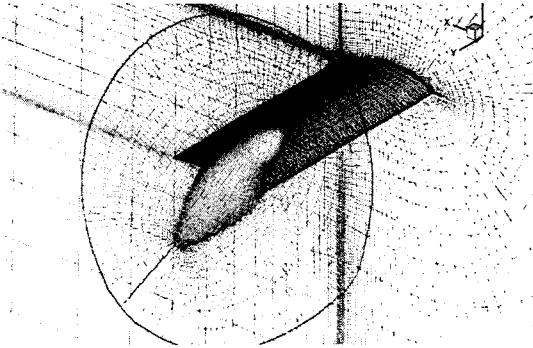


Fig. 4 Grid around the wing-nacelle (Tilt=45°)

4. 결과 및 고찰

날개-나셀 형상에 대한 유동해석은 다음의 Table2와 같은 비행 조건과 기준값에 대해서 이루어 졌다.

Table 2 Flight condition and reference values

Altitude(km)	3
Speed(km/h)	400
Mach No.	0.34
Reynolds No	4.8×10^6
Cref(m)	0.8
Sref(m ²)	3.2
C.G.(m)	1.675, 0.000, 1.240
Nacelle AOA	-15° ~ 135°
Wing-Nacelle AOA	-8° ~ 24°
Nacelle Tilt angle	0°, 45°, 90°

4.1 독립 나셀(Isolated nacelle) 공력특성

독립된 나셀에 대한 유동해석은 날개와 특정각도로 틸트된 나셀의 결합형상에 대한 공력계수의 산출을 위하여 나셀 받음각을 -15도부터 135도까지 변화시켜가면서 수행되었다. 즉, 날개에 부착된 나셀이 90도로 틸트된 경우 비행체의 받음각이 -10도에서 20도로 변화하게 되면 나셀의 실제 받음각은 80도에서 110도로 변화되기 때문에 이와 같은 나셀에 대한 넓은 범위의 받음각 조건이 요구된다.

Fig. 5는 독립된 나셀형상의 받음각에 따른 양력 계수로서 받음각의 증가에 따라 양력이 증가되어 약 52도에서 최대의 양력 계수를, 112도 근처에서 최소의 양력 계수를 나타냄을 볼 수 있다. 타원형

물체와 같이 일반적인 무양력 물체(non-lifting body)의 경우 받음각 45도에서 최대의 양력 계수를, 받음각 90도에서 최소의 양력 계수를 갖는 것이 일반적인 경향이나, 본 나셀에서는 이와 같은 양력 계수의 최대 및 최소점의 위치가 이론치보다 큰 각도에서 나타나고 있다.

Fig. 6의 항력계수에서는 받음각 -9도 근처에서 최소값을 가지게 되고 이때의 최소항력계수는 약 32counts (CD=0.0032) 정도이며, 최대의 항력 계수는 82도에서 근처에서 나타낸다.

Fig. 7의 피칭모멘트 계수는 Fig. 5의 양력계수와 유사한 경향을 보이게 되며 마찬가지로 받음각 52도 근처에서 최대값을 가짐을 볼 수 있다.

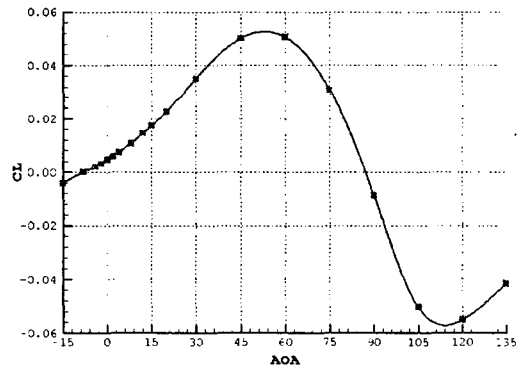


Fig. 5 CL vs. AOA of nacelle only

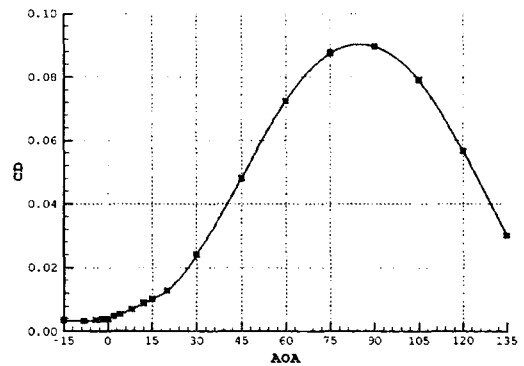


Fig. 6 CD vs. AOA of nacelle only

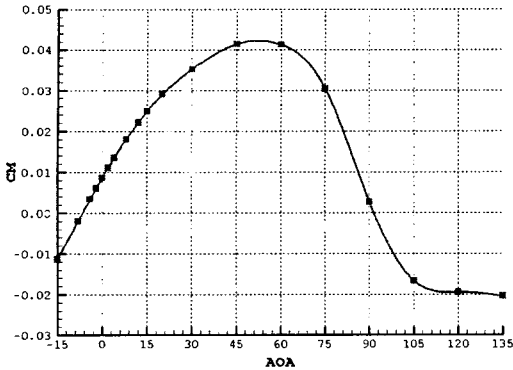


Fig. 7 CM vs. AOA of nacelle only

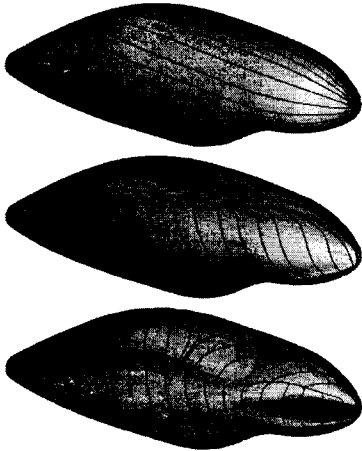


Fig. 8 Surface Cp & streamline of nacelle only (AOA=0°, 45°, 90°)

4.2 날개 공력특성

Fig. 9에서 12는 독립적으로 계산된 날개(Wing only) 및 날개-나셀 결합형상에서 날개의 공력계수를 나타낸 것으로서, 이때 날개-나셀의 결합형상은 나셀의 틸트각이 0°, 45°, 90°인 경우이다.

Fig. 9의 양력계수 곡선에서 날개의 양력계수는 모든 경우 약 20도 근처에서 실속을 나타내게 되며, 이러한 실속은 나셀의 틸트각에 거의 무관하게 동일한 실속각에서 일어남을 알 수 있다. 독립날개(WNGo)의 경우 임력의 정량적인 값은 틸트각 0도의 날개(WNG of WNG*NCL (TLT=0°))의 경우와 유사하게 나타나고 있지만 받음각이 증가 할수록 결합형상의 날개의 양력계수가 커짐을 볼 수 있다.

즉 결합형상 날개의 양력계수 기울기가 독립날개의 기울기 보다 크게 나타나는데, 이것은 날개의 끝단에 부착된 나셀이 날개의 끝단 와동(wing tip vortex)을 제한하여 날개의 유효 종횡비(aspect ratio)를 증가시키는 이른바 익단판(wing end-plate)효과로 나타나기 때문이다. 나셀 틸트각 45도에서 날개의 양력계수는 틸트각 0도에 비해 낮은 받음각에서는 크게 나타나지만 높은 받음각에서는 오히려 양력계수가 감소되어 전체적으로 양력계수 곡선의 기울기가 감소되고 최대 양력계수도 감소됨을 볼 수 있다. 즉 틸트각 45도에서 위에서 언급한 날개의 끝판 효과는 낮은 받음각 영역에서 최대가 됨을 알 수 있다. 틸트각 90도에서의 양력계수는 전반적으로 감소하였고 그 기울기는 틸트각 0도의 경우와 유사하지만 최대 양력계수는 작은 양이기 하지만 가장 큰 값을 가지게 됨을 알 수 있다. 이와 같이 나셀의 틸트에 따른 날개의 양력 특성은 양력계수의 크기, 기울기, 그리고 실속특성이 복합적으로 변화됨으로서 정형화된 변화의 패턴을 파악하기는 쉽지 않음을 알 수 있다.

Fig. 10의 항력계수곡선에서 틸트각의 증가(45도)에 따라 날개의 항력계수는 증가하지만 틸트각 90도에서는 날개의 항력계수가 오히려 감소하여 독립날개의 항력계수곡선과 거의 일치하게 됨을 볼 수 있다. Fig. 11의 항력계수 대 양력계수의 곡선에서 보는 바와 같이 날개 끝단의 나셀이 45도로 틸트되어 있을 때 날개의 유효 종횡비의 증가로 양력은 증가하고 항력은 감소되어 날개의 입장에서 최대의 공력 효율성을 나타내게 됨을 알 수 있다.

Fig. 12의 피칭모멘트 계수의 변화는 위의 항력계수와 유사한 경향으로 나타나고 있으며, 전반적으로 받음각에 따른 피칭모멘트 계수의 기울기는 양의 값을 취함으로써 비행체의 종적 정안정성에 불안정한 요소로 기여함을 알 수 있다. 마찬가지로 틸트각 45도에서 피칭모멘트의 기울기는 증가하다가 틸트각 90도에서 감소되어 나셀이 없는 독립날개에 대한 피칭 모멘트 곡선으로 접근하게 된다. 이와 같이 틸트각 90도에서 날개의 전반적 공력특성이 독립날개의 특성으로 매우 접근하여 나타나는 현상은 나셀 틸트각 90도에서 날개와 나셀간의 공력적 간섭 현상이 가장 최소가 됨을 보여 주는 증거이다.

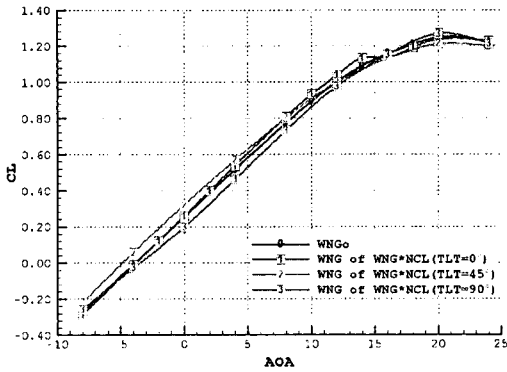


Fig. 9 CL vs. AOA of wing

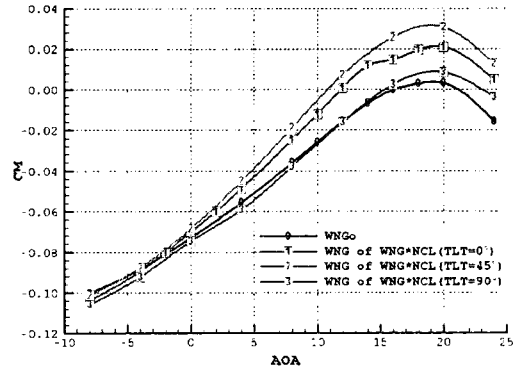


Fig. 12 CM vs. AOA of wing

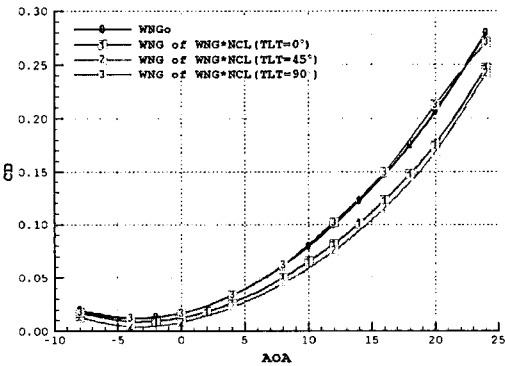


Fig. 10 CD vs. AOA of wing

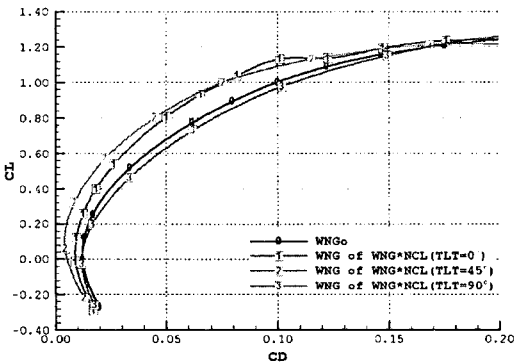


Fig. 11 CD vs. CL of wing

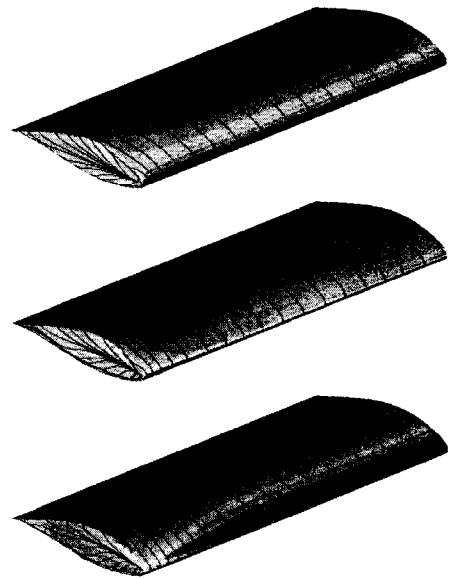


Fig. 13 Surface Cp & streamline of wing only (AOA=0°, 10°, 20°)

4.3 나셀 공력특성

본 절에서는 위의 Fig. 5, 6, 7에서 제시한 독립 나셀에 대한 공력계수와 날개-나셀 결합형상에서의 나셀의 공력계수를 비교하였다.

Fig. 14의 양력계수 곡선에서 나셀의 틸트각 0도와 45도에서는 결합나셀의 양력계수의 크기 및 기울기가 독립나셀에 비해 크게 나타나지만 틸트각 95도에 이르러서는 오히려 독립나셀의 양력계수가

커짐을 볼 수 있다. 이러한 현상은 나셀의 낮은 틸트각에서는 날개의 끝단 와동에 의한 상부방향의 흐름(upwash)으로 나셀에 작용하는 양력 성분이 증가하기 때문이며 이 효과는 틸트각이 커질수록 감소된다. 위의 날개 공력특성에서 언급된 바와 같이 틸트각 90도에서는 익단판 효과의 감소로 날개의 양력도 감소되고, 나셀의 양력도 감소되면서 날개-나셀 결합형상의 전체 양력계수는 감소될 수밖에 없다.

Fig. 15의 항력계수곡선에서는 모든 틸트각의 경우에 대해 결합나셀의 항력계수가 독립나셀의 항력계수보다 크게 나타나고 있는데 틸트각이 증가할수록 그 차이는 증가하는 경향을 보인다. 이러한 나셀 항력의 단순 증가는 Fig. 10에서 보였던 날개 항력의 증가 경향(틸트각 45도에서 감소, 90도에서 증가)과 대비되는 결과이다.

Fig. 16의 피칭모멘트계수는 틸트각이 0도와 45도인 경우에는 결합나셀의 피칭모멘트가 독립나셀의 경우에 비해 크게 나타나지만 틸트각 90도에서는 결합나셀의 피칭모멘트 곡선의 비선형성이 상대적으로 커지면서 독립 나셀과의 차이가 부분적으로 변화되는 경향을 보인다. 틸트각 0도에서 양의 값을 가지던 피칭모멘트의 기울기가 틸트각 45도에서는 거의 중립성을 유지하다가 90도에 이르러서는 전반적으로 음의 기울기를 가지게 됨으로서 비행체의 정적 종안정성 관점에서 90도의 틸트각은 이로운 방향으로 작용한다. 이러한 피칭모멘트 기울기 감소는 Fig. 12의 날개의 경우에도 유사한 경향을 보이면서 최종적으로 나셀의 90도 틸트는 비행체의 정적 종안정성 관점에서 유리함을 알 수 있다.

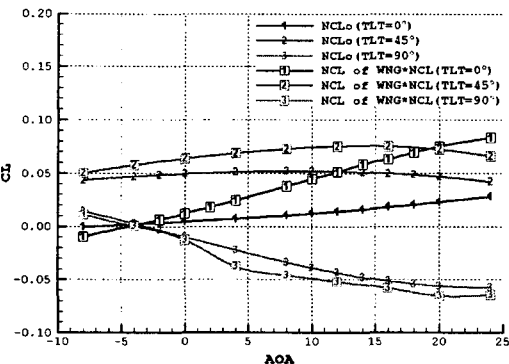


Fig. 14 CL vs. AOA of nacelle

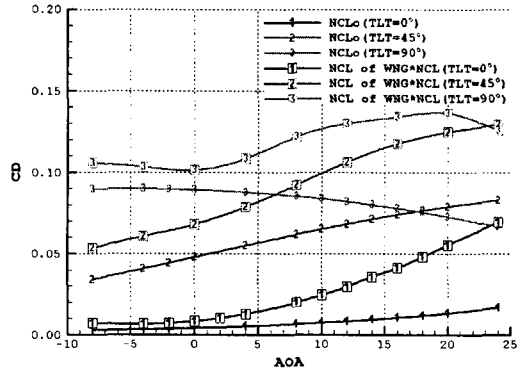


Fig. 15 CD vs. AOA of nacelle

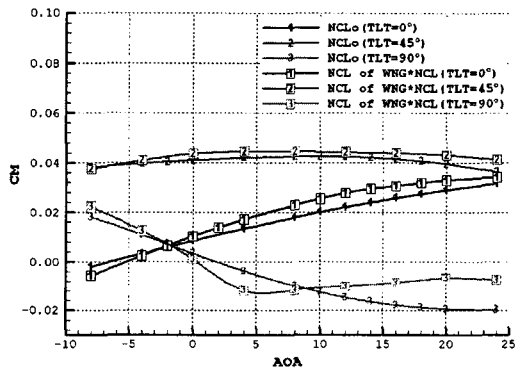


Fig. 16 CM vs. AOA of nacelle

4.4 날개-나셀 공력특성

본 절에서는 Fig. 17에서 20을 통해 독립날개와 독립나셀의 공력계수의 합(이하 WNGo+ NCLo, 독립형상) 및 날개-나셀의 결합형상에 대한 공력계수(이하 WNG*NCL, 결합형상)를 비교하고자 한다.

Fig. 17의 양력계수는 Fig. 9에서 보인 날개 양력계수 변화 경향이 지배적으로 나타나고 있다. 즉, 낮은 받음각에서 양력계수는 틸트각이 45도일 때 증가하다가 90도에서 감소된다. 독립형상과 결합형상의 차이 역시 틸트각 0도와 45도에서는 결합형상이 독립형상의 양력계수에 비해 높은 양력계수를 가지게 되나 틸트각 90도에서는 이러한 경향이 반전되어 독립형상의 양력계수가 결합형상의 양력계수보다 크게 나타난다. 또한 틸트각 90도에서의 결합형상의 양력의 기울기와 최대양력계수가 가장 낮

게 나타나고 있음으로서 상대적으로 가장 저하된 양력특성을 보여준다.

Fig. 18의 항력계수에서는 틸트각에 증가에 따라 항력은 증가하며, 독립형상과 결합형상의 차이는 틸트각의 증가에 따라 커지게 되는데 특히 틸트각 90도에서는 받음각의 증가에 따라 그 차이가 확연해 짐을 볼 수 있다. 반면 틸트각 0에서 독립형상과 결합형상의 차이는 매우 작음을 볼 수 있다. 이와 같이 틸트각 0도에서는 독립형상의 합과 결합형상의 양력 및 항력계수의 차이가 크지 않음으로 인해 독립형상의 공력계수로도 어느 정도 활용이 가능함을 알 수 있다.

이상과 같은 양력과 항력의 관계는 Fig. 19의 양항력 곡선과 다음과 같은 Table 3을 통해 종합적인 분석을 할 수 있다.

Table 3 CD_{min} and $(L/D)_{max}$ for wing-nacelle

θ (°)	CD_{min}		$(L/D)_{max}$	
	WNGo+NCLo	WNG*NCL	WNGo+NCLo	WNG*NCL
0	0.0156	0.0159	13.4	14.6
45	0.0524	0.0645	6.7	6.4
90	0.1022	0.1148	5.3	4.0

최소항력계수의 경우 틸트각 0도에서 독립형상과 결합형상의 차이는 거의 없으나 틸트각이 증가 할수록 두 형상 조합간의 최소항력계수의 차이가 커 짐을 알 수 있다. 나셀 틸트각 0도와 90도의 최소항력계수의 차이는 독립형상을 기준으로 약 870counts($\Delta CD_{min}=0.0866$)이며, 결합형상을 기준으로 약 1,000counts($\Delta CD_{min}=0.0989$)에 이므로 나셀의 틸트에 의한 항력증가가 상당히 큼을 알 수 있다. 이와 같은 항력의 증가와 Fig. 17에서 나타난 틸트각 90도에서의 양력의 감소로 인하여 틸트각 90도에서의 최대 양항비 $(L/D)_{max}$ 는 틸트각 0도에 비해 10이상 감소됨을 볼 수 있다.

Fig. 20의 피칭모멘트 계수는 전반적으로 틸트각 45도에서 피칭모멘트 계수가 증가되고 95도에서 다시 감소하며, 독립형상의 경우가 결합형상의 경우에 비해 낮은 기울기를 가짐을 볼 수 있다. 또한, 틸트각 90도에서는 결합형상의 피칭모멘트의 기울기가 받음각에 따라 비선형성을 보이고 있기는 하지만 평균적인 기울기는 독립형상의 기울기와 유사하다. 이미 위의 4.3에서 언급한 바와 같이 틸트각

의 증가에 따라 피칭 모멘트의 기울기는 음의 방향으로 기울어짐에 따라 틸트각의 증가가 비행체의 정적 종안정성을 향상시키는 방향으로 기여함을 알 수 있다.

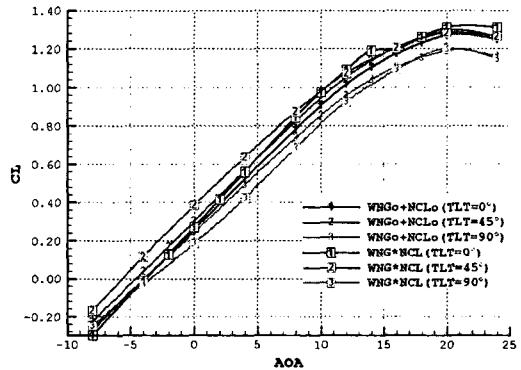


Fig. 17 CL vs. AOA of wing-nacelle

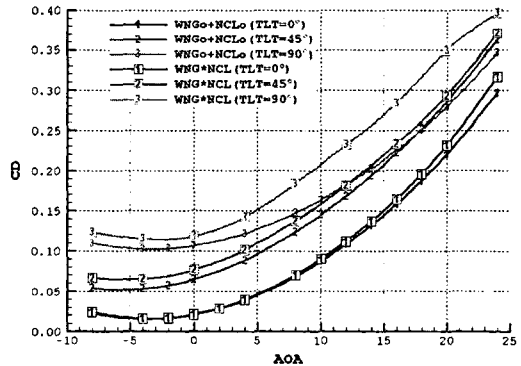


Fig. 18 CD vs. AOA of wing-nacelle

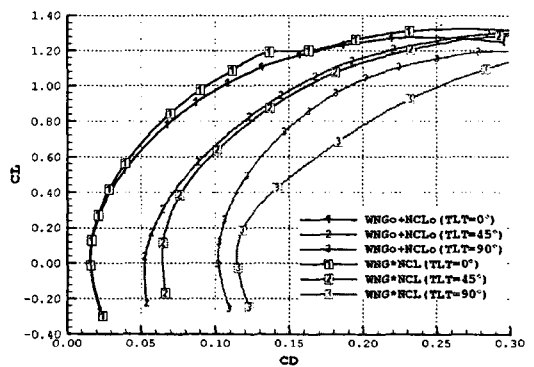


Fig. 19 CL vs. CD of wing-nacelle

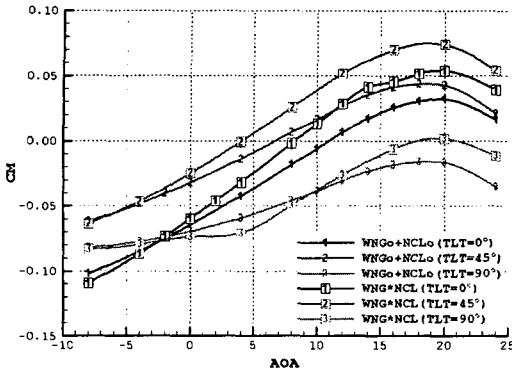


Fig. 20CM vs. AOA of wing-nacelle

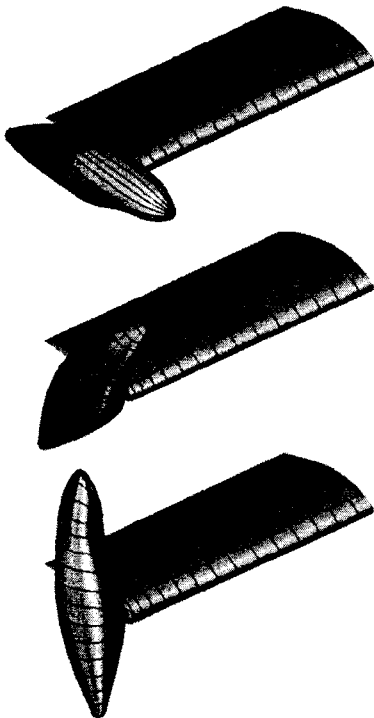


Fig. 21 Surface Cp & streamline of wing-nacelle(Tilt=0°,45°,90°,AOA=0°)

5. 결론

스마트 무인기 틸트로터 형상의 날개와 나셀에 대한 독립형상 및 결합형상에 대한 난류유동계산을 수행하여 나셀의 틸트에 따른 공력계수를 산출하였으며 결과 해석을 통해 다음과 같은 결론이 도출되었다.

- 날개의 끝단에 부착되어 틸트되는 나셀은 익단판 (wing end-plate) 효과로 작용하여 날개의 유효 중횡비를 증가시키게 되며 이에 따라 양력의 기울기를 증가시킨다.
- 양력측면에서 이러한 익단판 효과는 틸트각 45도에서 최대의 효과를 나타내고 틸트각 90도에서는 오히려 날개의 양력을 감소시킨다.
- 나셀의 틸트에 따라 비행체의 항력계수는 급격히 증가되는데 나셀의 90도 틸트에 의해 약 1,000counts 이상의 항력증가가 예측된다.
- 틸트각 0도에서는 독립형상과 결합형상의 공력계수의 차이가 크지 않다.
- 나셀의 틸트에 따라 항력계수는 단순증가하지만 양력 및 피칭모멘트 계수의 경우에는 틸트각 45도에서 최대치, 90도에서 최저치를 나타내었다.
- 나셀의 틸트는 피칭모멘트의 기울기를 음의 방향으로 기울어 지게 함으로서 비행체의 정적 종안 정성 증대에 기여하는 효과를 가진다.

후 기

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

참고문헌

- [1] 안오성, "Configuration TR-S1 형상 Release 및 Configuration Description Document," SUDC-ED-B1-02-025-R0, 2003. 12.
- [2] 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.
- [3] Pointwise Inc, Gridgen User Manual, V.13.3