

論文

스마트무인기 플래퍼론 공력설계

최성욱*, 김재무*

Aerodynamic Design of SUAV Flaperon

Seong Wook Choi and Jai Moo Kim

ABSTRACT

Smart UAV, which adopting tiltrotor aircraft concept, requires vertical take-off and landing, long endurance and high speed capability. These contradictable flight performances are hard to meet unless the operation of flap system which should reveal optimal performance for each flight mode. In order to design SUAV flaperon satisfying the three performance requirements, various configurations are generated and their aerodynamic performances are analyzed using numerical flow computations around flap systems. Considering aerodynamic performance and structural simplicity, a final flap configuration is selected and the performance is validated through the wind tunnel testing for 40% scale model.

초 록

틸트로터 비행체 개념인 스마트무인기는 수직이착륙, 장기체공, 그리고 고속비행성능을 동시에 요구한다. 이와 같은 세 가지의 상반된 비행체 성능의 구현을 위해서는 비행모드 별로 최적의 공력성능을 갖도록 하는 플랩시스템의 운용이 불가피하다. 스마트무인기의 플래퍼론을 설계하는데 있어서 다양한 후보 형상을 생성하고, 이들 형상에 대해 전산유동 해석을 수행하여 각 형상에 대한 공력성능을 분석하였다. 이와 같은 공력성능과 실제형상의 구조적인 단순성을 고려하여 스마트무인기의 최종 플래퍼론 형상을 선정하였으며, 40% 축소모델에 대한 풍동시험을 통해 선정된 플래퍼론에 대한 성능을 검증하였다.

Key Words : SUAV(스마트무인기), Tilt rotor(틸트로터), Wing(날개), Airfoil(에어포일), Flaperon(플래퍼론), Plain flap(단순플랩), Slotted flap(슬롯플랩), CFD(전산유동해석)

1. 서 론

틸트로터 형 항공기 개념인 스마트무인기(Fig. 1)는 수직이착륙 능력과 더불어 무인기로서의 중요한 기본 성능인 장기체공능력 (LEP : Long Endurance Patrol)과, 긴급 상황에서 고속으로 비행하여 목표지점까지 빠른 시간에 도달할 수

있는 고속비행성능(ECU: Emergency Catch-Up)을 요구한다. 이러한 세 가지의 성능은 단일의 날개 개념으로서는 만족하기 어려우며, 결국 비행 모드별로 최적의 공력성능을 갖도록 하는 플랩 시스템의 운용이 불가피하다. 틸트로터 항공기의 플래퍼론은 플랩과 에일러론의 결합어로서, 수직이륙시의 다운로드 감소, 천이모드에서 고양력 플랩, 그리고 고정익모드의 롤 방향 제어를 위한 에일러론 기능을 가지게 된다.

틸트로터 항공기의 고정익 모드에서의 체공능력은 일반 프로펠러 항공기와 같이 비행체의 체공 양항비($L^{3/2}/D$), 프로펠러 효율(η), 그리고 연

† 2005년 3월 3일 접수 ~ 2005년 7월 13일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 스마트무인기사업단
연락처, E-mail : wook@kari.re.kr
대전시 유성구 어은동 45번지

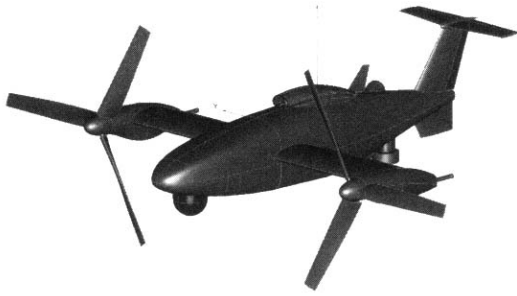


Fig. 1. Smart UAV

료소모율(c)에 관계하는데, 이중 가장 큰 영향을 미치는 체공 양항비는 날개의 형상 (에어포일, 날개 종횡비 등)에 의해 결정되게 된다. 비행체의 양항비를 향상시키기 위해 스마트 무인기의 개념 및 기본설계 단계에서 날개의 종횡비를 늘일 목적으로 나셀에 별도의 작은 날개(Stud wing)의 장착과, 최대의 양항특성을 갖는 에어포일의 최적설계를 시도하였으나, 전자의 경우에는 별도의 날개의 장착에 따른 비행체의 개발 위험도 증가로 채택되지 못하였고, 후자의 최적 에어포일 형상은 날개의 낮은 종횡비로 인해 2차원 형상에서 나타났던 높은 양항비 특성이 3차원 날개에서는 효과가 미비한 것으로 나타나 이 또한 채택이 되지 못하였다.

이미 언급한 바와 같이, 스마트무인기는 장기 체공능력과 고속성능을 요구하므로 비행체의 날개 형상을 체공성능에 맞추어 설계 할 경우(고캠버, 고 불임각) 비행체의 항력이 급격히 증가하여 고속성능이 저하되고, 반대로 고속성능에 맞출 경우 양항특성이 저하되고 실속 여유(stall margin)가 감소된다. 특히, Fig. 2에서 제시된 전산유동해석에 의한 스마트무인기의 양력특성을 살펴보면, 최대의 체공성능($L^{3/2}/D_{max}$)을 가지는 비

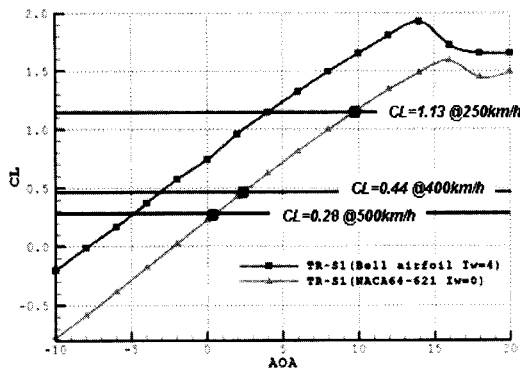


Fig. 2. Lift curve of SUAV(TR-S1)

행체의 양력계수는 기체 받음각 10도에서 1.13 정도로서 이 상태에서의 실속여유는 1.09 정도로 통상적으로 가져야 하는 실속여유인 1.2 ~ 1.3에 비해 매우 낮은 실속여유를 나타내었다.

결국, 고속비행모드에서 요구되는 낮은 항력과, 장기체공모드에서 요구되는 높은 양항특성, 그리고 적절한 실속 여유를 가지기 위한 공력분야의 선택은 플랩형상의 새로운 설계였다. 본 연구에서는 스마트무인기의 성능 요구도를 만족하는 플래퍼론 형상을 설계함에 있어서 다양한 형태의 플랩에 대한 유동계산을 수행하여 형상에 따른 공력특성을 분석하였고, 최종적으로 공력 성능과 시스템 측면에서 최적의 플래퍼론 형상을 채택하였다.

II. 플래퍼론 형상설계 기법

플래퍼론은 수직이착륙 모드에서 다운로드 감소 기능과, 천이 및 체공모드에서 양력을 증대시키기 위한 플랩 기능과, 그리고 고정익 모드에서 횡방향 조종을 위한 에일러론의 기능이 결합된 것으로서, 일반적인 플랩의 작동범위가 아래 방향으로만 국한된 것에 비해 위 방향으로부터 아래 방향의 큰 변위까지(-10 ~ +70도) 작동이 가능토록 하는 것이 일반 플랩과의 차이라 할 수 있다. 비행체의 플랩시스템으로 어떠한 형태의

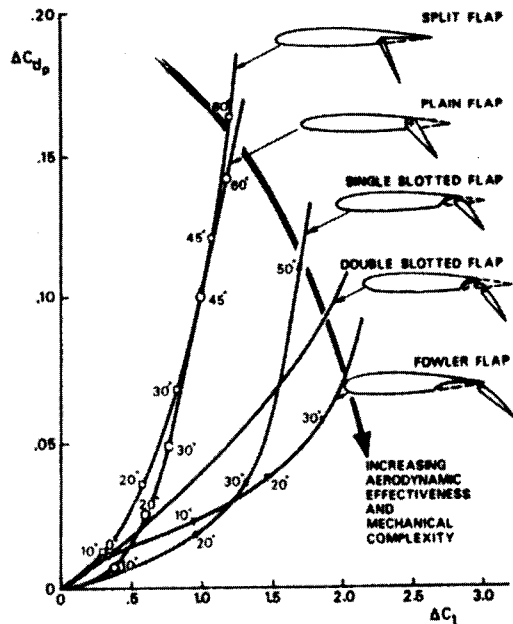


Fig. 3. Type of flaps[1]

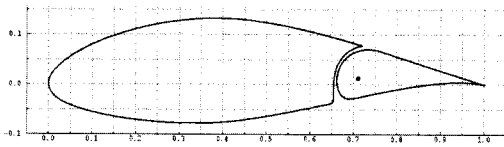


Fig. 4. Plain flap of SUAV (TR-S1)

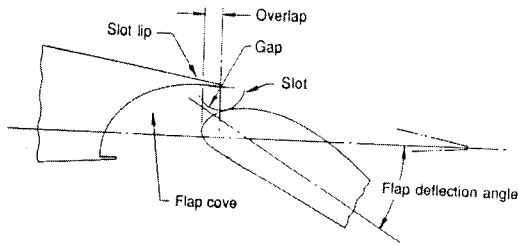


Fig. 5. Geometrical definition of slotted flap

플랩을 적용 할 것 인가는 요구되는 양항 특성에 의해 결정되는 것으로서 플랩의 형태에 따른 양항특성의 변화가 Fig. 3에 제시되어 있다[1]. 즉, 양항특성을 향상시키는 플랩 개념을 채택할수록 플랩시스템의 복잡성은 증가하게 된다.

스마트무인기의 1차 형상 TR-S1의 플랩형상은 Fig. 4와 같은 단순플랩(plain flap)으로 설계되었다. 단순플랩은 제작이 용이한 반면에, 플랩각의 증가에 따라 항력은 급격히 증가하고, 양력은 비교적 낮은 변위각에서 부터 더 이상 증가되지 않는 양력증가의 낮은 효율성을 나타낸다. 이와 같은 단순플랩의 낮은 효율성은 플랩각의 증가시 플랩의 상면에서 발생하는 박리에 기인한 것으로서 이러한 유동의 박리에 의한 플랩 효율성의 저하를 개선하고자 고안된 개념이 슬롯플랩(slotted flap)개념이다.

슬롯플랩 개념은 단순플랩에 비해 양항특성이 월등하지만 이러한 우수한 양항 특성은 Fig. 5에서와 같이 플랩의 간격(gap), 겹침(overlap), 그리고 플랩 및 코브의 형상설계가 제대로 이루어 졌다는 가정 하에서 구현될 수 있으며, 잘못된 설계의 경우에는 오히려 시스템의 복잡성만 증가시킬 뿐 단순 플랩보다 저하된 공력특성을 나타내는 결과를 가져올 수 있음에 유의하여야 한다.

스마트무인기의 플랩 형상은 슬롯플랩의 형상 설계시 일반적으로 적용되는 Table 1의 설계기법 [2]을 바탕으로 이루어 졌다. Fig. 6의 상단그림은 플랩의 최대 두께와 그 적정 위치를 나타낸 것이며, 하단 그림은 슬롯의 통로가 전체적으로 양호한 수축 형태를 유지하도록 출구의 면적이

전체의 통로에서 최소가 되어야 한다는 것과, 슬롯이 립이 출구에서 빠져나온 유동이 플랩의 노즈 부분을 향하도록 설계되어야 한다는 것을 나타낸다.

Table 1. Design method of slotted flap

- a. Flap Chord : 30% ~ 35% of Airfoil Chord
- b. Gap : 1.5 ~ 2.0% of Airfoil Chord
- c. Overlap : 1.0 ~ 2.0% of Airfoil Chord
- d. t_{max} of flap : at 30% of Flap Chord and 1.5 t_{max}
- e. Slot lip directs airflow downward toward nose of flap
- f. Continually decreasing area in the flap cove : minimal area at the slot exit

스마트무인기의 플래퍼론은, 이미 언급한 바와 같이, 플랩 및 에일러론의 기능과 함께 호버링 모드에서 로터의 내리흐름에 의해 날개에 발생하

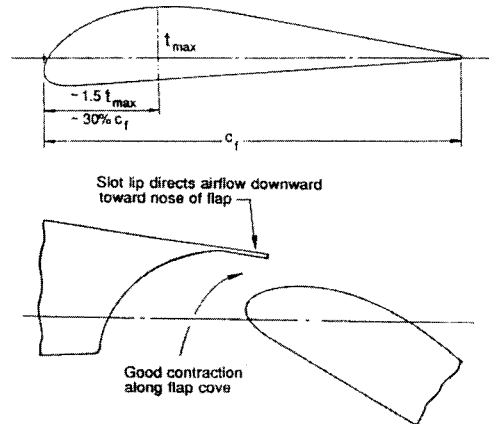


Fig. 6. Design guideline of slotted flap

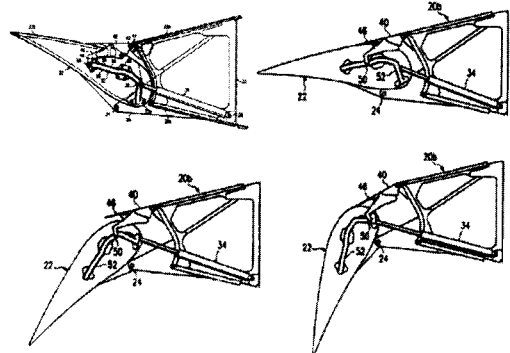


Fig. 7. Concept of tiltrotor flaperon [3]

는 다운로드 감소 기능도 수행하여야 하므로 플랩의 변위각이 -10도에서 +70도 정도가 되도록 하여야 한다. 즉, 플래퍼론의 변위각 -10도는 플래퍼론 0도 위치에서 에일러론의 기능(좌측 +10도, 우측 -10도)을 구현하기 위함이고, 70도는 호버링시 로터의 다운위시에 의해 발생하는 날개의 다운로드를 감소시키기 위한 것으로서 변위각 약 70도에서 최소의 다운로드 값을 가지는 것으로 예측되어 졌다 (V-22의 경우에는 플래퍼론 변위 67도에서 최소의 다운로드를 가지는 것으로 알려짐[3]).

플랩 및 코브의 형상, 그리고 힌지 포인트는 플랩각 20도에서 플랩간격(gap)이 2%가 되도록 설정하였으며, Table 1에서 제시된 바와 같이 가급적 모든 변위각에서 슬롯 출구의 면적이 최소가 되도록 하였다.

당초의 슬롯 플랩의 설계 개념은 Fig. 7과 같은 V-22의 플래퍼론 개념[3]과 유사하게 플랩과 주 에어포일 사이에 가변형 덮개(variable seal)를 장착하여 플랩의 변위에 따라 가변 덮개가 주어진 최적의 변위각에 따라 움직이도록 할 예정이었으나, 시스템의 복잡성 및 성능을 고려하여 보다 단순화된 형상으로 최적의 성능을 구현하는 설계를 수행하였다.

III. 공력해석 기법

다양한 후보 플래퍼론 형상에 대한 공력성능 해석은 2차원 Full Navier-Stokes 유동해석을 통하여 이루어 졌으며, 수치적 기법으로는 오른쪽 항은 중앙차분을, 왼쪽 항에는 대각화 알고리즘(DADI)을 적용하였다[4]. 본 계산을 위해 적용된 난류모델은 1-방정식 난류 모델인 Sparat-Allmaras 모델이다.

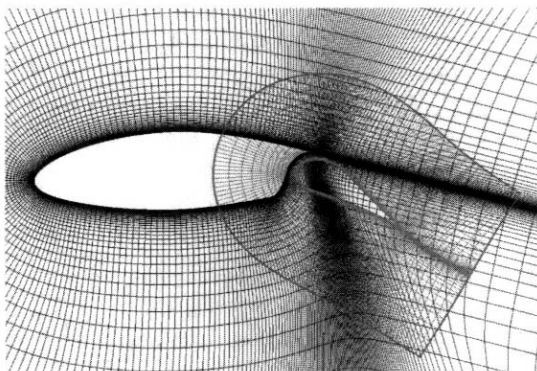


Fig. 8. Grid around airfoil and flap

주 에어포일과 플랩에 대한 격자는 중첩격자 기법을 적용하여 플랩각의 변위 대해 격자의 재생성이 불필요하도록 하였으며, 생성된 격자계는 Fig. 8과 같다. 격자계는 C-형 격자계로 이루어져 있으며 주 에어포일에 대해 351 x 81, 플랩에 대해 221 x 41 개의 격자점을 가지도록 하였고, 벽면 첫 번째 격자와의 거리는 0.00001c 이다. 유동계산은 플랩각 0도부터 70도까지 10도 간격으로, 받음각은 각 플랩각에 대해 -4도부터 28도까지 2도 간격으로 변화시켜 가면서 수행하였다. 이때의 각 유동조건은 마하수 0.2, 레이놀즈수 3×10^6 으로 설정되었다.

IV. 플래퍼론 공력설계 및 해석

스마트무인기의 플래퍼론 형상설계는 위의 2장에서 제시된 형상설계 가이드라인에 따라 이루어 졌다. 최종적인 플래퍼론 형상은 Fig. 9와 같은 형상의 변화와 각 형상의 따른 공력특성의 분석을 통해 선정되었으며, 단순플랩 형상으로부터 각 후보 형상으로의 변화는 Table 2와 같이 정리될 수 있다.

Table 2에서와 같은 플랩의 형상에 대한 종합적인 공력해석 결과가 Table 3에 제시되어 있음

Table 2. Design process of SUAV flaperon

#	Type	Change	Seal/Hinge
0	Airfoil	NACA64-621	one piece basic airfoil
1	Plain	Plain Flap	hinge on
2	Slotted	V-22 플랩기준 생성	hinge off movable seal
3	Slotted	형상#2에서 실 제거	hinge off seal removed
4	Slotted	형상#2에서 코브 하부 곡선 처리	hinge off movable seal
5	Slotted	형상#4에서 플랩 형상 변경	hinge off movable seal
6	Slotted	형상#4에서 코브 하부 곡선 처리	hinge off movable seal
7	Slotted	형상#6에서 플랩 실 고정을 위한 실 단축	hinge off fixed seal
8	Semi-Slotted	형상#1에서 플랩변경, 힌지점 변경, 실 연장	hinge on fixed seal
9	Semi-Slotted	형상#8에서 코브 하부 곡선 처리	hinge on fixed seal

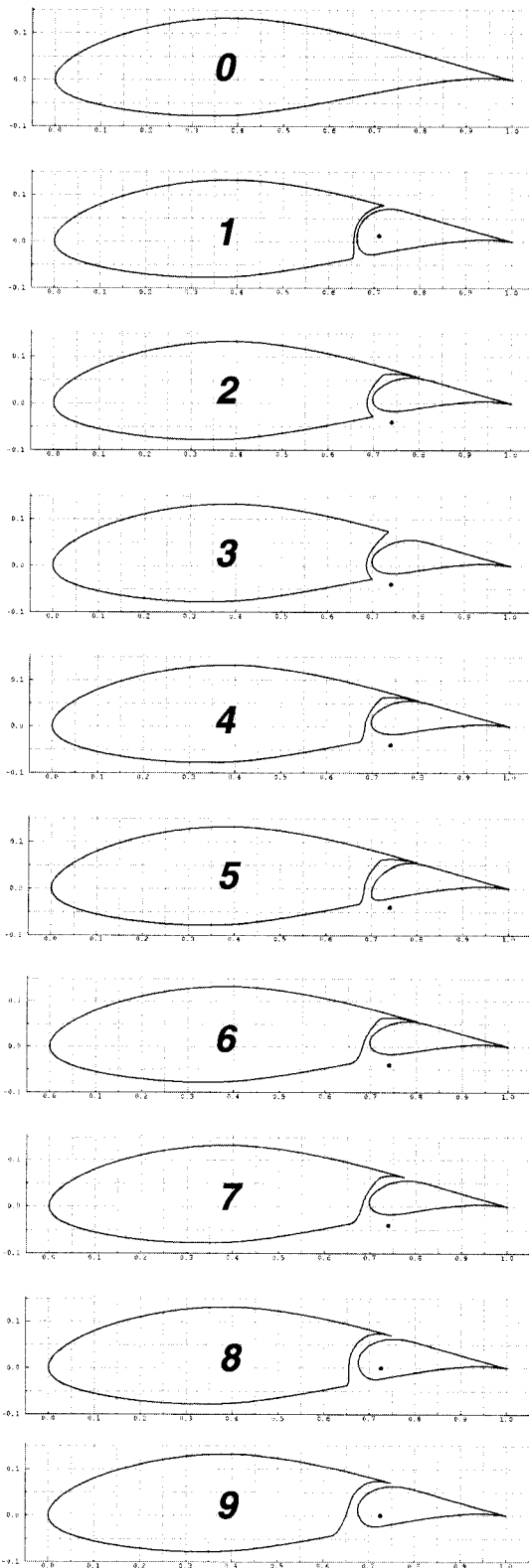


Fig. 9. Flaperon candidates

며, 여기서 CL_0 는 플랩각 0, 받음각 0에서의 양력계수이며, CD_{min} , CL_{max} , L/D_{max} , $L^{3/2}/D_{max}$ 는 모든 플랩각, 받음각에서의 해당되는 공력계수의 최소 혹은 최대치로 나타내었다.

Table 3의 공력성능 결과로부터 각 형상의 공력적 특성이 다음과 같이 분석 및 정리 될 수 있다.

Table 3. Performance of flaperons

#	Type	CL_0	CD_{min}	CL_{max}	L/D_{max}	$L^{3/2}/D_{max}$
0	Airfoil	0.46	0.0122	1.7	59	68
1	Plain	0.35	0.0128	2.5	65	79
2	Slotted	0.39	0.0108	3.2	75	97
3	Slotted	0.26	0.0156	2.2	44	56
4	Slotted	0.40	0.0106	2.9	102	168
5	Slotted	0.40	0.0114	3.0	79	125
6	Slotted	0.40	0.0108	2.9	108	178
7	Slotted	0.34	0.0101	3.1	107	176
8	Semi-Slotted	0.34	0.0121	3.1	104	155
9	Semi-Slotted	0.34	0.0096	3.1	113	199

- 모든 플랩형상의 CL_0 는 기본 에어포일(형상#0)의 CL_0 보다는 작음 : 플랩각 및 받음각 0도에서 플랩과 주 에어포일의 사이의 간격에 의한 유동의 누설에 기인.
- 슬롯플랩 형상 #2, #4, #5, #6의 CL_0 가 상대적으로 큼 : 가변 쉘 개념에 의해 플랩각 및 받음각 0도에서 간격이 작아 유동이 누설이 상대적으로 작은 것에 기인.
- 플랩 쉘이 제거된 형상#3의 경우 모든 공력 특성이 최저 : 플랩 쉘의 공력적 역할의 중요성 제시.
- 슬롯 플랩의 경우 코브하부의 완만한 곡선 처리 정도에 따라 공력성능의 급격한 향상 : 코브 하부의 곡선처리가 급격할 경우 받음각이 높아짐에 따라 코브하부에서 기포형 박리의 발생으로 슬롯효과 감소.
- 고정형 플랩 쉘을 사용하는 경우 플랩각 및

받음각 0도에서 간격의 증가로 유동 누설 증가로 CL_0 는 감소하지만 다른 공력 특성은 크게 저하되지 않음.

- 단순 플랩과 같이 힌지점을 플랩 내부에 설정하고 고정 플랩 씰을 사용한 경우(형상#8) : CL_0 의 감소 이외에 공력특성은 슬롯 플랩의 경우와 유사.
- 단순 플랩과 같이 힌지점을 플랩내부에 설정하고 고정 플랩 씰을 사용하며, 코브의 하부를 완만하게 처리한 경우 (형상#9) 최소의 항력 및 최대의 양항특성을 보임.

V. 유동특성

Table 3에서 제시된 각 플랩형상의 공력성능은 각 플랩형상에 대한 유동특성의 분석을 통해 형상별 성능의 저하 및 향상의 원인을 파악할 수 있다. 각 플랩 형상의 유동특성은 형상 #1, #2, #6, 그리고 #9에 대해 최대의 양항특성을 가지는 플랩각 30도, 받음각 8도에서의 유선의 형태를 분석의 통해 파악하였다.

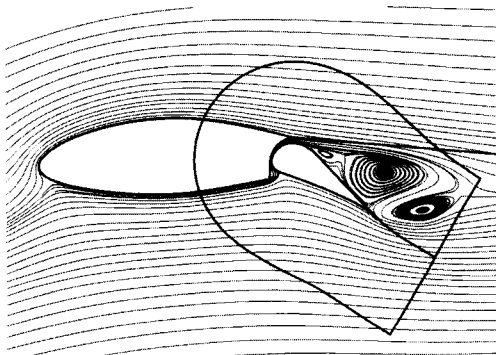


Fig. 10. Streamline (Flap#1, $\delta_f=30^\circ$, $aoa=8^\circ$)

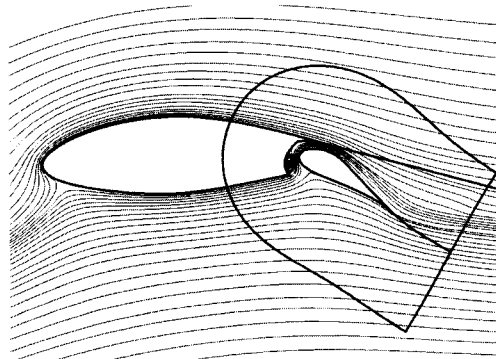


Fig. 11. Streamline (Flap#2, $\delta_f=30^\circ$, $aoa=8^\circ$)

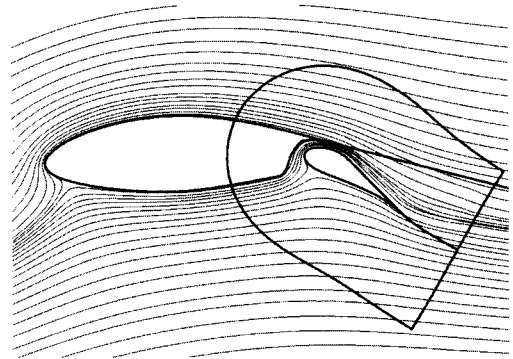


Fig. 12. Streamline (Flap#6, $\delta_f=30^\circ$, $aoa=8^\circ$)

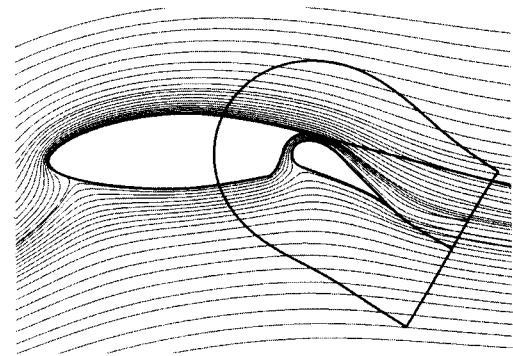


Fig. 13. Streamline (Flap#9, $\delta_f=30^\circ$, $aoa=8^\circ$)

단순 플랩(#1)에 대한 유선을 보여주는 Fig. 10에서는 플랩의 상면 전체가 박리 상태에 놓여 있음을 볼 수 있는데, 이러한 박리 현상이 단순 플랩의 효율성을 저하시키는 요인으로 작용한다. 즉, 단순 플랩의 경우에는 Fig. 3에서 나타낸 바와 같이 플랩각의 증가에 따라 항력은 급격히 증가하는 반면에 양력의 증가는 상대적으로 더디어 짐으로서 양항특성의 급격한 저하를 초래한다.

Fig. 11은 V-22의 플래퍼론과 유사한 슬롯 플랩으로서 위의 단순플랩에서 나타났던 플랩 상면의 박리는 완전히 사라졌는데 이것은 이미 잘 알려진 바와 같이 슬롯을 통해 가속된 유동이 플랩 상면의 흐름을 활성화 시키는 작용에 기인한다. 반면에, 이 플랩형상에서는 코브의 하부부분에서 박리기포가 형성됨을 볼 수 있다. 이러한 하부에 부착된 박리기포는 슬롯을 통과하는 유동을 부분적으로 막음으로서 전체 슬롯의 통로 중 슬롯의 출구 면적이 최소가 되도록 한 원래의 설계 개념을 벗어나게 함으로서 슬롯 성능의 저하를 초래하게 됨을 알 수 있다. 이러한 유동특성은 플랩 코브 하부의 형상이 박리 없이 흐르도록 완만하게 처리되어야 함을 보여준다.

Fig. 12는 슬롯플랩 중에서 공력 성능이 가장

우수한 형상#6에 대한 것으로서 모든 영역에서의 유동이 박리 없이 매끄럽게 흐르고 있음을 볼 수 있다.

마지막으로, Fig. 13은 개량된(슬롯플랩을 구조적으로 단순화한 형태 - 가변설를 없애고 힌지점을 플랩내부로 이동) 형태의 세미-슬롯플랩(#9)으로서 슬롯플랩 #6와 마찬가지로 흐름의 매끄러움을 보여 준다. 결국 이와 같은 높은 플랩각에서의 플랩상면의 흐름이 박리 없이 유지 될 수 있는 것은 슬롯을 통과한 흐름이 플랩상면의 흐름을 활성화시킨 것에 기인하며 이것이 곧 공력 성능 향상으로 나타남을 알 수 있다.

VI. 성능 검증

설계된 세미-슬롯플랩과 단순플랩에 대한 공력 성능에 대한 검증은 중형아음속 풍동(KARL-SWT)에서 이루어진 40% 축소모델에 대한 풍동 시험을 통해 이루어 졌다. 풍동시험은 단순 플랩으로 이루어진 TR-S1의 형상을 기본으로 하고 세미-슬롯 플랩형상을 추가였으며, 풍동시험 조건은 유속 50m/sec로서 레이놀즈 수 1.1×10^6 이다.

Fig. 14는 두 가지 플랩형상에 대한 양력계수 기울기 곡선을 보여주는 것으로서, 플랩각 0도에서는 단순플랩의 경우가 양력계수의 크기가 약간 크게 나타나고 있으나 플랩의 변위각이 증가할수록 세미-슬롯플랩의 양력이 상대적으로 크게 나타남을 볼 수 있다. 또한 양력계수의 기울기도 단순플랩에 비해 크게 나타나고 있으며, 높은 받음각까지 기울기의 선형성을 강건하게 유지하는 것을 볼 수 있다.

Fig. 15는 두 가지 플랩형상에 대한 양항곡선으로서 플랩 변위각 0도에서 두 형상의 양항특성

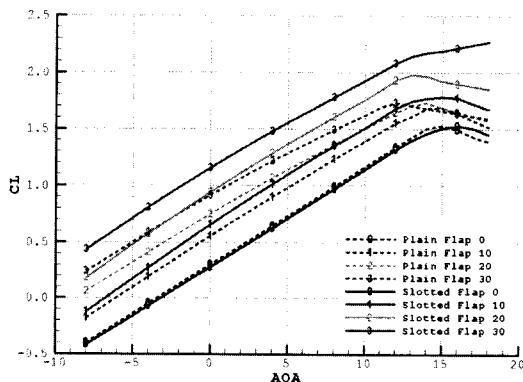


Fig. 14. Lift curves for two flaperons

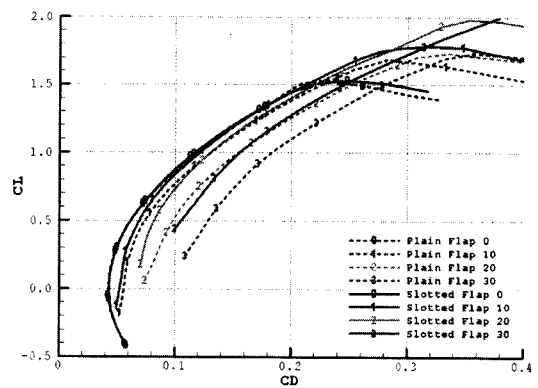


Fig. 15. Drag polars for two flaperons

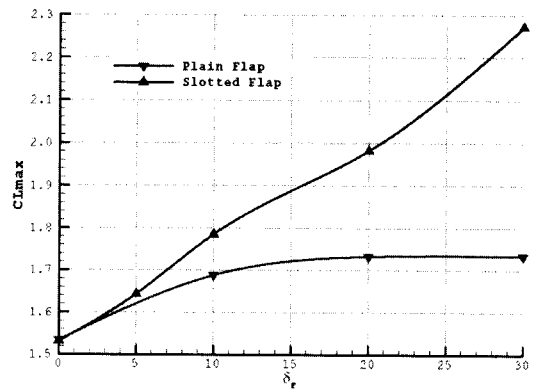


Fig. 16. Maximum lift coefficient for two flaperons

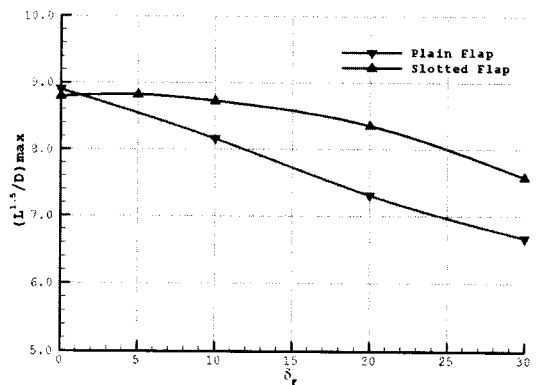


Fig. 17. Lift to drag ratio variation for two flaperons

이 비슷하게 나타나지만, 변위각이 증가하면 동일한 양력계수에 대해 세미-슬롯플랩의 항력이 작게 나타남을 알 수 있다. 즉, 설계된 세미-슬롯플랩은 단순플랩보다 양력은 크게 증가하고 항력은 낮게 증가함으로서 전체적인 양항특성이 훨씬

우수함을 보여 준다.

두 플랩형상의 변위각에 따른 최대양력계수는 Fig. 16에 나타낸 바와 같이 단순플랩의 경우에는 변위각 15도 이상에서는 더 이상 양력이 증가되지 않는 정체 상태에 도달하지만, 세미-슬롯플랩의 경우에는 상대적인 최대 양력계수의 값도 클 뿐더러 변위각의 증가에 따라 지속적으로 최대양력계수의 값이 증가됨을 볼 수 있다. 이러한 두 플랩간의 최대 양력계수의 차이는 Fig. 10 ~ 13에서 보여준 변위된 플랩의 상면에서 발생하는 박리에 의한 것임을 알 수 있다.

마지막으로 Fig. 17은 비행체의 체공능력을 나타내는 체공양항비 $L^{3/2}/D_{max}$ 의 변화로서, 단순플랩의 경우에는 플랩의 변위각의 증가에 따라 체공양항비가 단순 감소하지만, 세미-슬롯플랩의 경우에는 변위각 5도에서 최대값을 나타나고, 변위각 10도 정도까지 양항비의 감소를 보이지 않으며, 더 큰 변위각까지도 완만한 양항특성을 가짐을 볼 수 있다. 즉 이와 같은 변위각에 따른 양항비 곡선으로부터 슬롯플랩의 경우에는 비행체의 장기체공 임무를 위해서는 플랩이 운용이 효과적이며 이는 실속여유의 확보 측면에서도 큰 이득이 있음을 보여 준다.

VI. 결 론

본 연구에서는 스마트무인기의 플레퍼론의 형상 설계에 있어서, 플랩형상 설계시 일반적으로 적용되고 있는 설계 가이드라인을 바탕으로 플랩형상을 생성하고, 각 형상에 대한 2차원 유동해석을 동시에 수행함으로써 공력성능 및 구조적 단순성을 동시에 만족하는 최적의 플랩형상을 설계하였다.

단순플랩 형상으로부터 시작된 총 8개의 플랩형상에 대한 공기역학적 분석으로부터 최종형상은 세미-슬롯플랩(#9)으로 선정되었다. 세미-슬롯플랩형상은 상대적으로 우수한 공력성능과, 기존의 슬롯플랩과는 달리 힌지점이 단순플랩과 같이 플랩의 내부에 존재함으로써 제작이 단순화될 수 있다는 점과, 그리고 힌지점이 외부에 존재할 경우 별도의 지지구조물에 의한 항력의 증가를 고려할 때, 기존의 슬롯플랩형상 대비 성능 및 구조적 측면에서 최적의 선택임을 보여 준다.

후 기

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

참고문헌

- 1) Torenbeek, E, *Synthesis of Subsonic Airplane Design*, Delft Univ. Press, 1982.
- 2) Phelps, A. E., "Wing Design Considerations for Sport Aircraft", 45th Annual Experimental Aircraft Association, August 1, 1997.
- 3) Narramore, J. C., "Flaperon Systems for Tiltrotor Wings", U.S. Patent 5094412, March 10, 1992.
- 4) 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.