

재난치안용 틸트로터 무인기 개념설계 및 성능 향상 연구

김명재^{1,†} · 이명규¹

¹한국항공우주연구원

Conceptual Design and Study on the Performance Enhancement of Tilt Rotor UAV for Disaster and Policing Operation

Myung Jae Kim^{1,†}, Myeong Kyu Lee¹

¹Korea Aerospace Research Institute

Abstract

In this study, an aerodynamic configuration design and study on performance enhancement of a tilt-rotor UAV were conducted for improving mission capabilities compared to multi-copter type UAV, MC-1/2/3 developed for disaster and policing operation. To improve performance, a new TR5X configuration was developed by modifying the fuselage and tail shape of TR60 UAV and additionally attaching an extended wing to the nacelle. Aerodynamic performances of TR60 and TR5X were compared through computational fluid dynamics (CFD) analysis. In addition, flight performance analysis of full aircraft was conducted. Results showed that main performance requirements of TR5X were satisfied.

초 록

본 연구에서는 재난치안무인기 MC-1,2,3 대비 임무능력이 대폭 향상된 임무확장형 무인기 후보인 틸트로터 무인기의 공력형상설계와 성능향상을 위한 연구를 수행하였다. 기존 운영 중인 TR60 틸트로터 무인기의 형상을 근간으로 성능향상을 위하여 동체 및 꼬리날개 형상을 개선하고 나셀에 확장날개를 장착한 새로운 TR5X 개념형상을 설계하고 전산유체해석을 통해 기존 TR60과 공력성능을 비교하였다. 또한 TR5X 전기체 공력데이터를 구축하고 전기체 비행성능해석을 수행하여 목표로 설정된 주요 성능 요구도가 만족됨을 확인하였다.

Key Words : Mission Expanded(임무확장형), TiltRotor(틸트로터), Enhancement of Performance(성능향상), Computational Fluid Dynamics(전산유체역학), Performance Analysis(성능해석)

1. 서 론

재난치안용 멀티콥터 무인기 공통플랫폼 기술 개발 과제는 최근 화두가 되고 있는 멀티콥터를 이용하여 실내 탐색 지원, 실외 재난 및 치안 지원, 해양 구조 및 감시 지원 등 3가지 상황에 따른 3종의 비행체 개발을 진행하고 있으며 해당 비행체를 각 MC-1, 2, 3

로 명명하고 있다.

임무확장형 중대형급 무인기 개념연구는 산업부에서 진행하고 있는 국민 안전 감시 및 운용 과제의 세부과제의 한 분야로 진행하고 있으며 재난치안무인기 MC-1, 2, 3 비행체의 비행시간 및 운용거리의 한계를 극복하고 임무 확장을 위하여 넓은 운용반경과 장시간의 임무 수행이 가능한 다목적 무인기 형상에 대해 집중적으로 연구하고 있다[1].

본 논문에서는 재난치안 임무확장형 중대형급 무인기의 표준임무형상 도출 및 후보형상 비교우위 결과 [2]로 선정된 틸트로터형 무인기의 성능향상을 위한

형상설계 과정 및 내용을 소개하고, 개선형상과 기존 형상과의 고정익모드 공력성능 비교를 위한 전산유체 해석 결과를 제시하였다. 또한 기존에 운용하고 있는 TR60 틸트로터 무인기의 공력데이터와 전산유체해석 결과를 바탕으로 가칭 TR5X 전기체 공력데이터베이스를 구축하고 상세 비행성능해석을 수행하였다.

2. 본 론

2.1 틸트로터 무인기 형상설계

임무확장형 틸트로터 무인기 형상 설계를 위해 현재 한국항공우주연구원에서 운영 중인 틸트로터 무인기 TR60의 형상을 기초 형상으로 선정하여 설계를 진행하였다. TR60을 기초 형상으로 선정한 이유는 풍동시험 결과를 공력해석의 검증용을 위한 내용으로 활용 할 수 있으며 실제 운용 중인 기체이기 때문에 기본적인 공력 및 비행특성의 파악이 용이함에 있다.

TR60 및 재난치안 임무확장형 틸트로터 무인기의 임무요구조건을 바탕으로 설정된 TR5X의 설계요구조건과 초기 주요 형상 치수는 Table 1과 같다[3]. 이 결과를 바탕으로 기초 설계를 진행하였으며, 추가적인 개선방향을 검토하고 형상 차별화 및 성능개선을 수행하였다.

Table 1 Design Variables of Tilt Rotor[3]

	TR60	TR5X
목표체공시간 (hrs)	5	5
임무중량 (kg)	20	15
MTOW (kg)	200	163.6
No. of Rotors	2	2
Rotor Radius (m)	1.1	1.0
Overall Span (m)	3.00	2.73
Overall Length (m)	3.00	2.73
Ref Chord (m)	0.50	0.45

기존 TR60은 유선형 동체가 엔진의 사이즈에 맞춰서 설계되어 내부에 여유 공간이 부족하였으며 이로 인해 냉각효율 및 정비성이 낮은 문제점을 가지고 있었다. TR60의 내부 배치 개선 및 냉각 슬롯(slot)을 추가로 생성하여 문제를 해결하였으나 TR5X는 초기

설계에서부터 동체 최대두께를 10% 증가시켜 내부에 엔진 탑재 후에도 여유 공간이 확보 가능하도록 형상을 개선하였다.

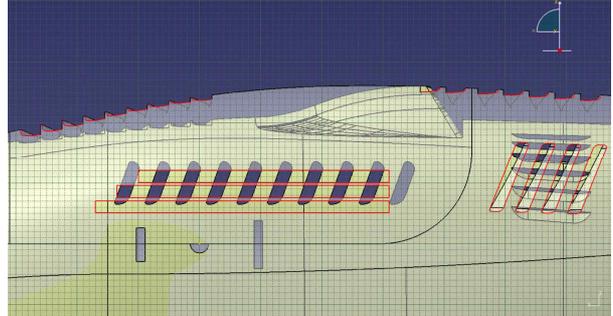


Fig. 1 TR5X and TR60 동체 측면 비교

Figure 1의 측면 형상을 보면 기존 TR60 형상에 비해 투명한 TR5X의 동체 중앙부 높이가 증가한 것을 알 수 있다. 최대 두께는 555 mm에서 605 mm로 약 10%증가하였으며 이로 인해 정비성 향상과 냉각효율 증가를 기대 할 수 있다. 또한 동체 측면에서 엔진 냉각을 위해 있던 슬롯을 날개와 수평이 되게 3개 생성하여 로터에서 발생하는 하강기류가 주익을 따라 흘러 들어 엔진 냉각에 도움이 되도록 흡입(intake) 부를 추가로 설계하였다.

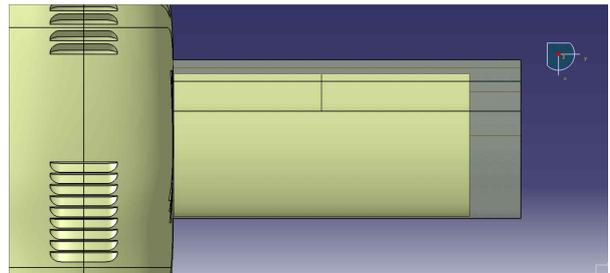


Fig. 2 TR5X와 TR60 날개 면적 비교

TR5X 주요 설계 개선 내용 중 하나는 나셀바깥에 부착되어 비행모드에 따라 나셀과 같이 회전하는 확장날개(extended wing)를 도입한 것이다. 확장날개 적용을 통해 유효 가로세로비 증가로 인한 양항비 향상 효과와 나셀과 로터의 위치를 상대적으로 동체와 가깝게 배치하여 날개 중량 감소 효과를 모색하였다. 주익의 설계에 있어 우선 나셀의 틸팅이 이루어졌을 때 로터와 동체 간섭이 없는 위치에 나셀을 배치하고, 날개

길이(span) 2.66 m와 시위 길이(chord line) 0.45 m로 Table 1의 날개 초기 설계 형상에 비해 감소한 스패ن길이를 상쇄하기 위하여 나셀의 측면에 추가적인 확장날개를 부착하였다. 본 연구에서 적용된 확장날개 개념은 양력 증가와 함께 추가로 윙렛(winglet) 효과를 가질 수 있을 것으로 기대된다.

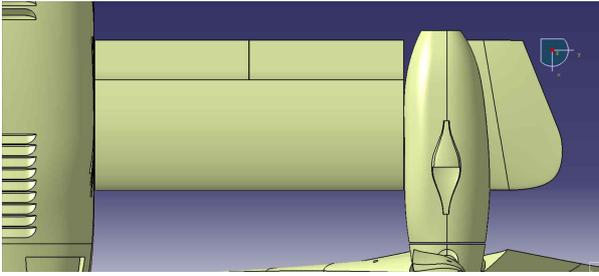


Fig. 3 TR5X Extended Wing

TR60의 꼬리날개는 T-Tail 형태로 후류로부터 수직꼬리날개가 영향을 받지 않아 수평꼬리날개의 면적을 작게 할 수 있으며, 수평꼬리날개의 버펫(buffet)을 감소할 수 있는 효과를 가지고 있으나 T형태의 꼬리를 고정하기 위해 구조적인 무게가 증가하는 단점이 있었다. TR5X에서는 꼬리날개를 V-Tail 형태로 변경하여 표면적의 감소로 인한 항력 감소 및 무게 절감을 기대할 수 있으며 설계 시 V-Tail의 롤링 모멘트와 요잉 모멘트의 커플링에 의한 복잡한 조종력 및 상호간섭에 의한 꼬리날개 효율 감소를 고려하여 설계를 진행하였다. 꼬리날개의 설계 시 꼬리날개 부피 계수(tail volume coefficient)의 통계적인 값과 다른 설계 조건으로부터 주어지는 모멘트 암의 크기로 수평, 수직 꼬리날개 계수를 계산하였다[4].

$$C_{HT} = (L_{HT} \times S_{HT}) / (\overline{C}_w \times S_w) \quad (1)$$

$$C_{VT} = (L_{VT} \times S_{VT}) / (b_w \times S_w) \quad (2)$$

여기서 C_{HT} , C_{VT} : 수평, 수직 꼬리날개 계수

L_{HT} , L_{VT} : CG로부터의 모멘트 암

\overline{C}_w : 주익의 평균시위 길이

b_w : 날개 길이

S_w : 주익의 면적

위 식을 바탕으로 꼬리날개 부피계수에 의해 꼬리날개의 크기를 결정하였다.

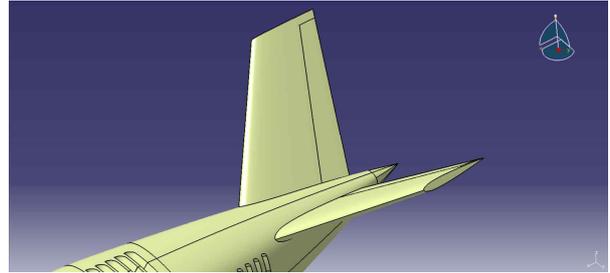


Fig. 4 TR5X V-Tail

TR60의 후방 착륙장치 버팀대(landing gear strut)의 단면 형상은 직사각형 형태로 항력증가의 원인으로 예상되던 부분이므로 TR5X에서는 해당 부위를 덮을 수 있는 익형 형상의 표피(skin)를 추가로 배치하여 설계하였다. 익형 형상의 표피 통해 항력을 감소하고 추가적인 양력 발생이 가능할 것으로 예상하였다.

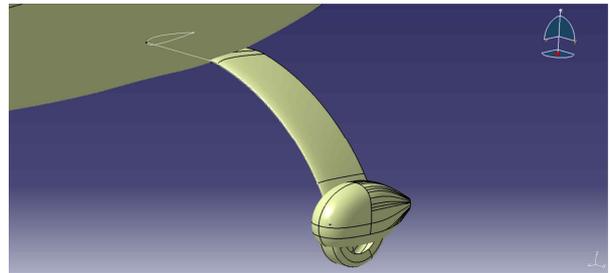


Fig. 5 TR5X Rear Landing Gear Strut Skin

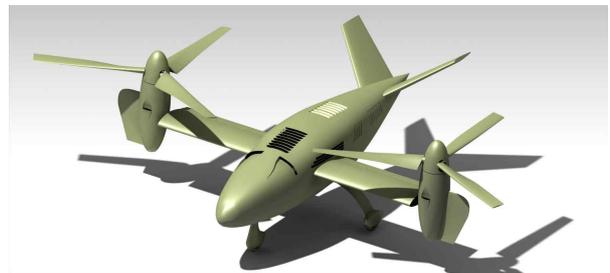


Fig. 6 TR5X

2.2 틸트로터 무인기 후보형상 전산유체해석

설계된 TR5X의 공력성능해석을 위해 상용 전산유체해석 프로그램인 STAR-CCM을 이용하여 공력해석을 수행하였다. STAR-CCM은 SIEMENS사의 프로그램으로 실제 조건에서 작동되는 제품 및 설계의 시뮬레

이선을 지원하는 다중 물리 솔루션이다. 비행체 형상에 대한 공력해석을 통해 공력 성능해석을 수행할 수 있는 전산유체 프로그램으로 임무확장형 무인기의 순항 시 비행성능 해석을 위한 전기체 공력 DB 구축을 목적으로 해석을 진행하였다[5].

공력해석모델은 TR60과 TR5X로 CATIA 모델링 결과를 바탕으로 격자 작업 및 유동해석의 효율성을 위해 외부 돌출물과 동체 흡입 부와 배기 부, 슬롯 등에 대해 간소화를 진행하였다. 비행체는 해석영역이 대칭이므로 전체 기체의 절반의 형상에 대해 해석을 수행하였으며 CH격자계에 원방의 크기는 비행체의 20배로 설정하여 원방경계에 의한 교란에 대해 충분한 거리를 확보하였다. 전방 입구 및 원방경계면은 velocity inlet, 후방 경계면에는 pressure outlet을 적용하였다. trimmed mesh 480만개로 유동해석에 중요한 부위에는 중첩격자를 사용하여 격자를 구성하였으며, 표면에는 수직으로 10개의 층(prism layer)을 생성하였다. 비행체 표면 주위의 외부유동은 점성의 영향으로 속도 경계층(boundary layer)을 가지며 해당 속도경계층에서는 속도, 압력, 온도, 응력 등이 급격하게 변하는 구간이 생기게 된다. Y+는 벽면에서 난류의 영향을 나타내는 무차원수이며 난류모델에 따라 적정 범위내에 있어야 제대로 된 난류해석 결과를 얻을 수 있다. 정상 상태(steady state)에 $k-\omega$ SST transition model을 사용하였으므로 해당 난류모델의 적정 Y+ 인 1~3을 가지도록 격자를 생성하였다. 공력해석 조건은 순항속도 200 km/h를 기준으로 받음각을 -8°부터 16°까지 4°간격으로 수행하였으며, 순항조건에서 틸트 각도 90° 형상에 대한 해석이며 빠른 해석과 외형 형상에 대한 경향 분석을 위해 로터는 생략하였다.

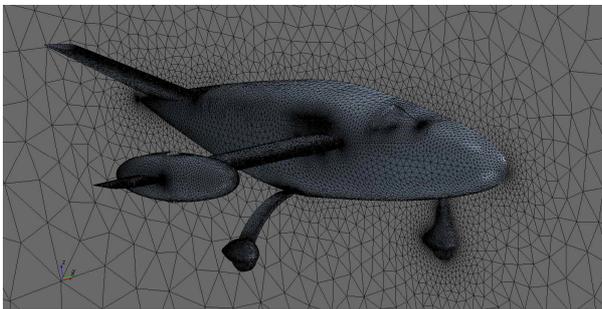


Fig. 7 TR5X Surface Mesh

3. 해석결과 및 검토

3.1 틸트로터 무인기 공력해석 결과

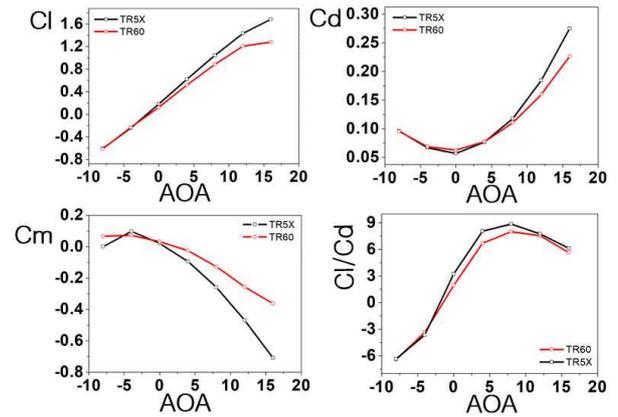


Fig. 8 Aerodynamic Coefficients of TR5X[5]

TR60과 TR5X의 -8°~16°까지의 해석결과를 살펴 보면 받음각이 커질수록 TR5X의 양력계수가 TR60보다 큰 것을 볼 수 있으며 실속(stall)이 발생할 것으로 예상되는 12°~16°에서는 증가 기울기가 감소하고 있는 것을 확인 할 수 있다. 항력계수는 낮은 받음각 범위에서는 TR5X가 TR60에 비해 상대적으로 낮은 값을 보여주고 있으나 받음각 8° 이후로는 TR60이 상대적으로 작게 나타나고 있다. 이는 동체형상과 꼬리 날개 형상변화에 따른 차이로 보여진다. 양항비를 보게 되면 0~8°까지는 TR5X가 크게 우세하게 나오는 것을 볼 수 있으며 이후 12~16° 구간 역시 차이는 적으나 TR5X가 상대적으로 우수한 특성을 보여주고 있다. 이 중 0°~8° 구간은 무인기가 순항비행을 할 때 가지게 되는 받음각으로 해당 영역에서 양항비 비교를 통해 TR5X 순항성능이 기존 TR60보다 증가하였음을 알 수 있다.

Figure 9 및 Fig. 10 은 각도별 압력 계수 분포 (pressure coefficient contour) 중 8도의 결과이다. 이를 보게 되면 순항 구간으로 예상되는 8° 구간에서 동체의 형상에 개선에 따라 유동의 박리가 늦게 나타남을 볼 수 있으며 확장날개와 후방 착륙장치 버팀대에서의 항력감소와 양력증가가 두드러지게 보여진다.

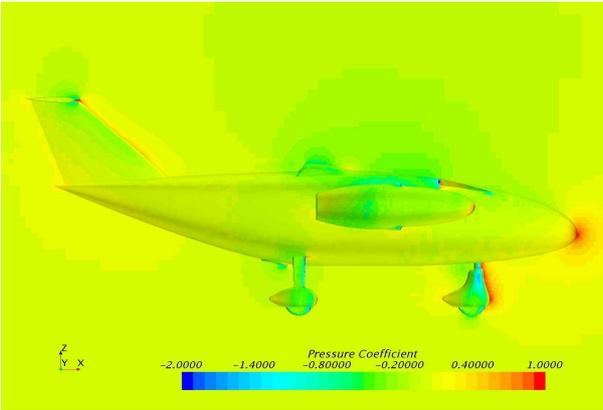


Fig. 9 TR60 Pressure Coefficient Contour (AOA 8°)

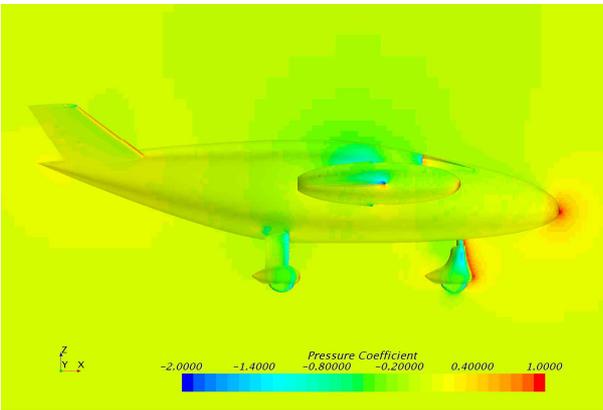


Fig. 10 TR5X Pressure Coefficient Contour (AOA 8°)

3.2 틸트로터 무인기 후보형상 상세 성능해석 결과

본 연구 대상인 재난치안용 임무확장형 중대형 무인기는 임무지까지 고속으로 장거리 이동 후 장기체공을 통한 정찰/감시, 실시간 현장 정보 전송 등의 임무수행을 목표로 하며 주요 임무요구도 및 성능은 15 kg 임무장비 탑재 상태로 5시간 이상 임무수행, 최대 순항속도 240 km/h 이상, 운용고도 3 km 이다. 주요 임무요구도를 바탕으로 설정된 표준임무형상은 Table 2와 같으며, 회전익모드로 이륙 후 고정익모드로 전환하고 고도 3 km에서 240 km/h의 속도로 이동하여 요구마력이 가장 낮은 속도인 150 km/h에서 장시간 임무를 수행한 후 역으로 복귀하는 개념이다.

틸트로터무인기 TR5X 개념설계 형상에 대해 설정된 표준임무형상의 주요 성능인자인 비행속도 및 체공시간 만족여부를 확인하기 위하여 속도별, 고도별 그리고 비행체 중량에 따른 요구마력을 계산하였다. 상용

해석프로그램인 CAMRADII[6]를 이용하였고 전기체 모델의 증방향 대칭비행(symmetric flight)의 3축 트립해석을 통해 성능해석을 수행하였다. 성능해석에 필요한 TR5X 전기체 공력데이터는 기존에 풍동시험을 통해 구축된 TR60 전기체 공력데이터에 3.1절에서 기

Table 2 Standard Mission Profile

순번	비행 구간	시간 (분)	고도(m)	속도 (km/h)	비고
1	비행전 점검	10	0	0	
2	이륙	1	0→50	0	
3	천이 및 상승	8	50→3000	0→240	
4	이동	45	3000	240	180km 이동
5	임무수행	192	3000	150	
6	복귀	45	3000	240	180km 이동
7	천이 및 하강	8	3000→0	240→0	
8	착륙	1	0	0	
계		310			

술된 TR60과 TR5X 전기체 공력계수의 전산유체해석 계산값 차이를 보정하여 설정하였다. 요구마력은 기어 박스 및 발전기 구동에 의한 동력손실을 감안하여 계산값에 10%를 더하였으며, 회전익모드 제자리비행의 경우 로터 후류에 의한 다운로드(download) 12%를 감안하였다. 후류모델은 회전익모드의 경우 free wake 모델을 적용하였고 천이모드 및 고정익모드는 uniform inflow 모델을 적용하였다.

엔진 최대 가용마력 및 고도에 따른 가용마력은 TR60에 장착되는 IAE50R-AA엔진 데이터를 이용하였으며 Fig. 11은 고도에 따른 엔진 가용마력 선도이다[7]. Figure. 12는 개념설계 과정에서 TR5X 설계형상에 본 엔진의 실제 사이즈 및 형상으로 동체 내부배치 설계를 통해 장착 공간, 간섭여부 등을 검토하여 장착 가능성을 사전 확인하였다.

Figure 13은 회전익모드부터 고정익모드까지의 전속도 구간에 대하여 속도에 따른 요구마력을 계산한 결과이다. 여기서 회전익 및 천이모드는 해수면고도에서의 요구마력이며 고정익모드는 이동 및 임무가 수행되는 3 km 고도에서의 요구마력이다.

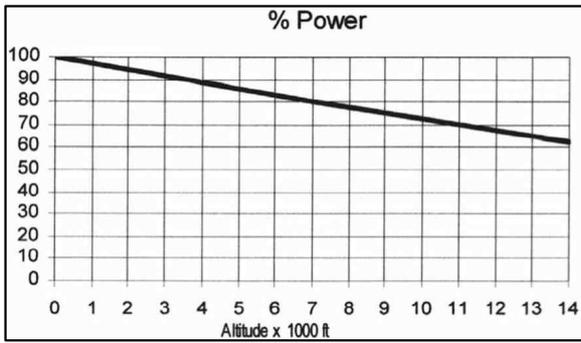


Fig. 11 Engine Available Power Loss as Altitude Increased[7]

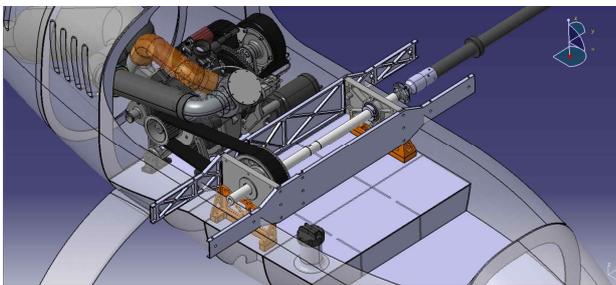


Fig. 12 Interference Check for Engine Installation

Figure 14는 3 km 고도에서 비행체 중량 및 비행속도에 따른 요구마력 계산 결과이며, Fig. 15는 최대속도 성능을 확인하기 위하여 최대이륙중량 조건에서 고도에 따른 요구마력과 엔진 가용마력을 비교한 결과이다. 두 그림의 결과에서 최대이륙중량 및 3km 고도에서 240 km/h의 속도요구조건이 만족됨을 알 수 있다.

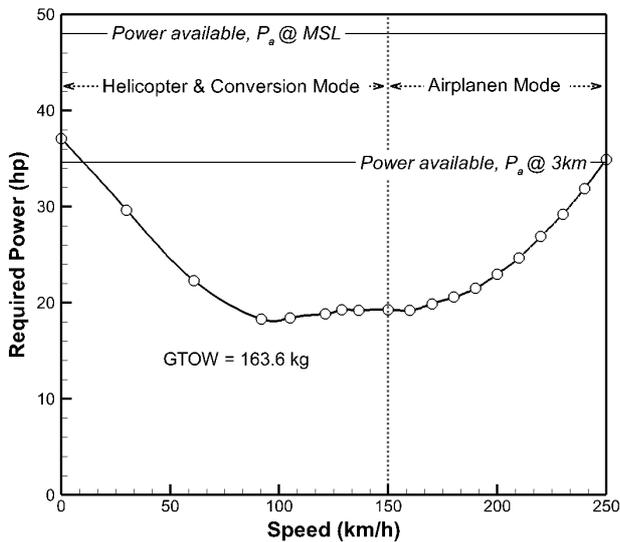


Fig. 13 Prediction of Aircraft Power

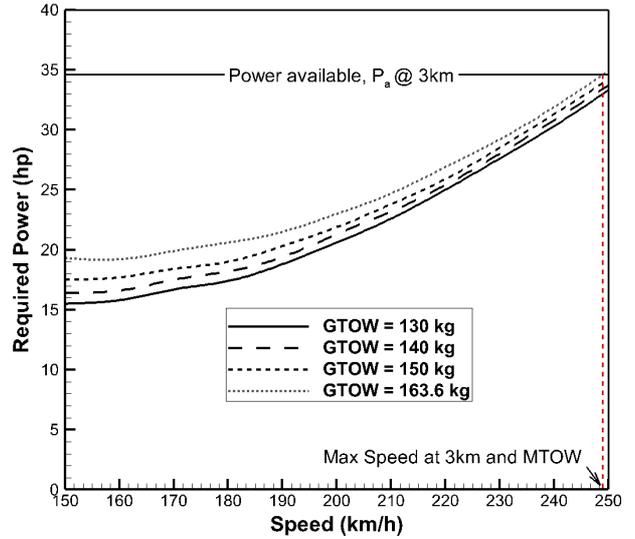


Fig. 14 Aircraft Power at Different Gross Weight

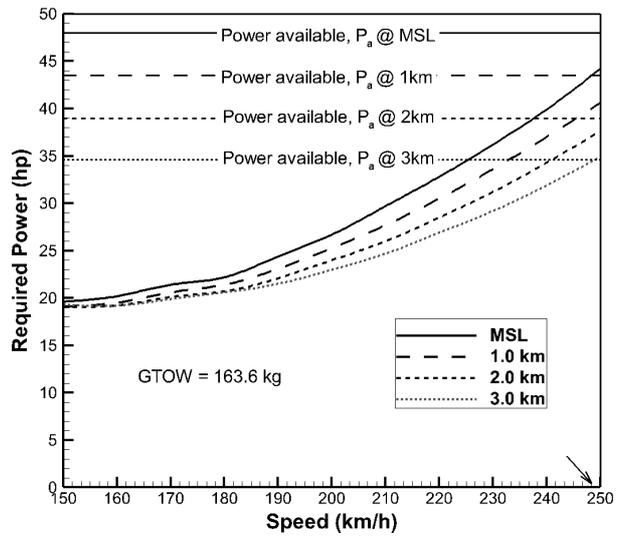


Fig. 15 Aircraft Power at Different Density Altitude

표준임무형상을 기준으로 최대 체공시간을 계산하였으며 다음의 근사식을 적용하였다.

$$E = \int_{W_{GTOW}}^{W_{GTOW} - W_F} \frac{1}{P \times (SFC)} dW \quad (3)$$

$$\approx W_F \left[\frac{1}{P \times (SFC)} \right]_{W=W_m}$$

여기서 W_F : 연료소모량 무게

W_m : 비행체 평균 무게 ($(W_{GTOW} - W_F)/2$)

위 식을 바탕으로 임무 구간별 연료소모량은 다음의 식으로 계산하였다.

$$(W_F)_i = E_i \times [P_i \times (SFC)]_{W=(W_m)_i} \quad (4)$$

완전한 표준임무 수행에 요구되는 전체 연료량은 구간별 연료소모량을 합하여($W_F = \sum (W_F)_i$) 계산되며, 최대 체공시간은 탑재연료량을 표준임무 수행에 요구되는 연료소모량을 나누고 표준임무시간 5시간을 곱하여 계산하였다. 표준임무 구간에 대한 각각의 연료소모량 및 전체 연료소모량 계산 결과는 Table 3과 같으며 TR5X의 연료탑재량 37.3 kg 중 실제 가용연료량을 33.6kg으로 가정(탑재연료량의 90%)하여 계산된 TR5X의 최대 체공시간은 5.9시간이다. 이를 통해 최대 체공시간 요구도 또한 만족됨을 확인하였다.

Table 3 Fuel Consumptions at Each Mission Segment

순번	비행구간	시간 (분)	W_m (kg)	$P_{W=W_m}$ (hp)	SFC (kg/hp/hr)	연료 소모량 (kg)
1	이륙	1	163.5	42.6	0.151	0.11
2	천이 및 상승	8	163.1	29.9	0.204	0.81
3	이동	45	160.4	29.7	0.205	4.57
4	임무수행	192	149.2	16.5	0.337	17.77
5	복귀	45	138.1	28.6	0.212	4.54
6	천이 및 하강	8	135.4	28.4	0.213	0.81
7	착륙	1	134.9	35.2	0.178	0.10
계		300				28.7

4. 결 론

임무확장형 중대형급 무인기의 표준임무형상 도출 결과를 바탕으로 선정된 틸트로터 무인기 형상에 대하여 형상설계와 성능향상을 위한 내용을 소개하고 공력 해석을 통해 개선형상 및 고정익모드에 대한 공력 DB 구축을 수행하였다. 또한 TR60 틸트로터 무인기의 공력데이터와 TR60 및 TR5X 형상에 대한 전산유체해

석 결과를 바탕으로 TR5X 전기체 공력데이터베이스 구축하고 상세 비행성능해석을 수행하였다. 다양한 설계 개선이 이루어진 TR5X 형상이 기존 TR60 형상 대비 비행체 양항비 성능이 우수함을 확인하였고, 설정된 임무확장형 중대형급 무인기 주요 임무요구도 및 목표 성능이 만족됨을 확인하였다.

후 기

본 논문은 현재 다부처 사업으로 수행 중인 “국민안전 감시 및 대응 무인항공기 융합시스템 구축 및 운용” 사업(과제번호 : 10080091)에서의 연구결과 중 일부이다.

References

- [1] Kim, S. B., and Oh, K. R., “A Study on Regulation System for disaster and Policing UAV Operation.” .Proceeding of the 2016 KSAS Fall Conference, 2016, 11, pp. 838-839.
- [2] Kim, M. J., Choi, S. U., and Lee, M. K., “Configuration Study of Mission Expanded Type Medium and Large Unmanned Aerial Vehicle” .Proceeding of the 2018 SASE Fall Conference, 2018.
- [3] Kim, M. J., Choi, S. U., and Lee, M. K., “Studies on Enhancement of Performance for Mission Expanded UAV Tiltrotor Type” .Proceeding of the 2019 KSAS Fall Conference, 2018.
- [4] Aircraft Design Education Research Group. (2011) Conceptual Design for Aircraft(2nd ed.).
- [5] Kim, M. J., Lee, M. K., and Choi, S. W., “Aerodynamic Performance Analysis of Mission Expanded Unmanned Aerial Vehicle Tiltrotor Type” .Proceeding of the 2019 SASE Fall Conference, 2019.
- [6] W. Johnson, “CAMRAD II Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics,” Johnson Aeronautics, Palo Alto, California, 1999.
- [7] DIAMOND AIRCRAFT INDUSTRIES GMBH, “Engine Manual for IAE50R-AA“, 2003.