

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(6), 520-529(2016)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.6.520

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

중고도-장기체공 무인비행을 위한 비행체 성능 분석 및 역설계

심호준*, 장경식**, 정인재***, 김선태***, 조창열****

Reverse-Engineering and Analysis of Performance for
Medium-Altitude Long Endurance Unmanned Aerial Vehicle

Ho-Joon Shim*, Kyoungsik Chang**, In Jae Chung***,

Sun-Tae Kim*** and Chang-Yeol Joh****

Hanwha Corporation Defense R&D Center*, Hanseo University**,

Agency for Defense Development*** and University of Ulsan****

ABSTRACT

The main purpose of this study was to analyze the performance of a medium-altitude long endurance unmanned aerial vehicle through reverse-engineering method. The external configuration data of the RQ-1 Predator was reverse-engineered from related photos and specification data available on public domains, which also were used to generate the CATIA modeling and weigh distribution data of the UAV. The aerodynamic characteristics of RQ-1 Predator were mainly predicted the vortex lattice method and an empirical method, which the propeller performance was analyzed by the empirical method proposed by Howe. The rate of climb, service ceiling, range, and the loiter endurance of the UAV was analyzed, which showed good agreement with the reference data.

초 록

본 연구의 목적은 중고도-장기체공 무인기의 성능을 역설계를 통해 분석하는 것이며, 역설계를 위한 모델로 RQ-1 Predator를 선정하였다. CATIA 프로그램을 사용하여 RQ-1 Predator의 외형에 대한 형상과 중량 분포를 생성하였다. RQ-1 Predator의 공력특성은 주로 와류격자법과 경험식을 조합하여 수행하였으며, 추진 성능은 Howe의 경험식을 통해 수행되었다. 상승률, 실용상승한도, 항속 거리, 그리고 체공 시간에 대한 역설계를 수행하였으며, 역설계 결과가 참고문헌과 잘 일치함을 확인하였다.

Key Words : Unmanned Aerial Vehicle(UAV, 무인항공기), Medium-Altitude Long Endurance (MALE, 중고도-장기체공), Reverse-Engineering(역설계), Empirical Method (경험식)

1. 서 론

무인항공기(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)

는 초기에 군사적 목적으로 개발되었지만, 현재는 민간분야에서도 활발하게 개발 및 운영이 되고 있다. 무인항공기는 유인항공기나 정찰위성에

† Received : August 27, 2015 Revised : May 25, 2016 Accepted : May 30, 2016

**** Corresponding author, E-mail : johcy@ulsan.ac.kr

비해 획득비용이나 유지비가 상대적으로 작게 소요되며, 인명 손실이 없다는 장점이 있어 지금의 정찰위성이나 유인항공기가 맡고 있던 각종 임무를 대체할 것으로 예상된다.

무인항공기 시장은 꾸준히 성장하고 있으며, 다수의 시장 조사기관들은 세계 무인기 시장이 2010년 50억불에서 2020년 103억불로 2배 이상의 성장을 지속할 것으로 예상하고 있다[1-2].

현재는 많은 나라들이 감시/정찰을 목적으로 하는 중고도-장기체공(Medium-Altitude Long Endurance, MALE) 무인항공기뿐만 아니라 고고도용(High-Altitude Long Endurance, HALE) 무인항공기에 대한 연구도 수행하고 있다.

많은 분야에서 무인항공기에 대한 중요성이 대두되면서 다양한 임무의 무인항공기 개발과 활용을 위해 많은 투자와 연구가 진행되고 있으며 [3], 특히 중고도-장기체공 무인항공기는 중고도에서 저속으로 장시간 체공을 통해 정찰, 감시, 그리고 통신 등의 임무를 수행하며, 향후 10년간 가장 큰 시장 규모로 성장할 것으로 전망한다[1].

본 연구는 현재 운용되고 있는 중고도-장기체공 무인비행기에 대한 형상 및 성능 분석을 통해 역설계(reverse Engineering)를 수행하고, 동급의 무인항공기를 설계 또는 해석하는데 기초자료 확보를 목적으로 한다.

II. 본 론

2.1 RQ-1 Predator 형상 역설계

무인항공기가 가장 많이 사용되고 있는 분야는 군의 정찰임무로, 현재 운용되고 있는 대부분의 무인항공기는 정찰기로 개발된 기체가 대부분이다. 무인항공기는 여러 가지 방법에 의해 분류가 가능하며, 가장 많이 사용되는 분류는 비행 반경, 비행고도, 그리고 임무수행에 따른 분류가 있다. 비행고도에 따른 분류는 전술용무인항공기(저고도), 전략용무인항공기(중고도, 고고도)로 구분한다.

RQ-1 Predator는 1994년 1월부터 1996년 6월까지 미국의 첨단개념기술시범 프로그램의 일환으로 개발된 기체로, 1997년 군에 배치된 이후 코소보 사태, 이라크 전쟁 등 여러 군사작전에서 우수한 성능으로 보였으며, 다른 종류의 기체보다 공개된 자료가 많다는 장점이 있다. 이에 역설계 모델로 RQ-1 Predator를 선정하였다.

RQ-1 Predator는 역V형 미익(inverted V-tail), 큰 가로세로비를 가진 단엽의 중익기로 날개 길

이(wing span)는 14.8 m이며, 동체 길이(fuselage length)는 8.22 m이다[4]. 엔진은 Rotax 사의 4행정 왕복엔진을 사용하고 있다. 아래 Table 1에 RQ-1 Predator의 제원을 나타내었다.

공개된 자료와 사진을 이용하여 3차원 형상 설계 도구인 CATIA를 이용하여 형상을 설계하였다. 날개 익형은 CATIA의 원근법(perspective view) 기능과 sketch tracer 기능을 이용하여 2차원 단면 형상을 획득하였다. 날개 끝단(wing tip)이 촬영된 사진에서 CATIA의 sketch tracer 기능을 이용하여 외곽선을 추출하였으며, 사진과 3차원 형상을 통해 사진기와 날개 끝단이 이루는 각도를 계산하는 방법을 사용하였다. 아래 Fig. 1에서 확인할 수 있듯이 역설계모델의 날개 끝단에서 수직한 선을 긋고 그 선이 점으로 보이는 각을 찾는 방법을 적용하였다. Fig. 1의 $\theta_1(\angle BAC)$ 과 $\theta_2(\angle DAC)$ 를 찾아낸 후 기울어진 각도만큼 익형 외곽선을 보정하는 방법을 적용하였다. 날개 끝단을 확인할 수 있는 3장의 사진에서 동일한 작업을 진행하였으며, FLUENT 공력해석과 곡률 분석을 통해 날개 끝단에 적용된 Drela GW-27 익형을 확보할 수 있었다. 그러나 날개 뿌리(wing root) 익형은 획득할 수 있는 방법이 없었다. 따라서 Drela GW-27(wing tip airfoil) 단일 익형을 사용한 날개로 가정하여 역설계 과

Table 1. RQ-1 Predator Specifications[4]

	Detail	Dimension
Wing	Span	14.80 m
	Reference Area	11.49 m ²
	Root Chord	1.158 m
	Tip Chord	0.396 m
	Aspect Ratio	19.06
	MAC	0.84 m
V-Tail	Airfoil	Tip : Drela GW-27 Root : Drela GW-19/25
	Span	4.39 m
	Area	2.89 m ²
	Root Chord	0.66 m
	Tip Chord	0.66 m
	Aspect Ratio	6.65
Fuselage	Airfoil	NACA 0013
	Length	8.22 m
	Maximum Cross Section Area	0.856 m ²
	Fineness Ratio	7.514

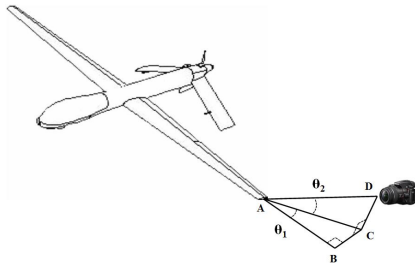


Fig. 1. Angle Calculation between Wing Tip and Camera

정을 진행하였다.

추진 성능은 항공기 성능을 결정하는 가장 큰 요인 중 하나이다. 프로펠러의 특성을 결정하는 요인 중 하나는 프로펠러 작동요인(activity factor, AF)이다[5]. 작동요인은 프로펠러 효율(propeller efficiency, η_p)을 결정하는 요인 중 하나인데, 작동요인을 계산하기 위해서는 식 (1)에서 나타났듯이 프로펠러의 직경과 국부 시위 길이(local chord length)가 필요하다.

$$\begin{aligned} AF &= \frac{10^5}{D^5} \int_{0.15R}^{1.0R} cr^3 dr \\ &= \frac{10^5}{16} \int_{0.15}^{1.0} \left(\frac{c}{D}\right) X^3 dX \end{aligned} \quad (1)$$

여기서 R은 프로펠러의 반지름, D는 프로펠러의 직경, c는 국부 시위길이, X는 무차원 반경 위치(r/R)를 각각 나타낸다.

프로펠러의 직경은 1.52 m이며, 국부 시위길이는 익형 획득 과정과 동일하게 CATIA와 사진 자료를 통해 확보하였다. 이렇게 확보한 RQ-1 Predator의 AF는 64이다.

날개와 프로펠러에 대한 역설계를 완료하였으며, 동체 및 역V형 미익에 대한 역설계를 수행하였다. 날개 역설계와 동일하게 CATIA를 이용하였으며, 아래 Fig. 2에 완성된 RQ-1 Predator의 형상을 나타내었다.

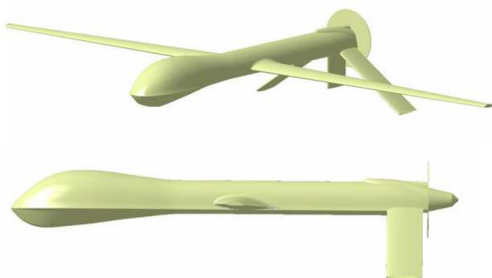


Fig. 2. RQ-1 Predator

2.2 중량 분석을 통한 무게중심 추정

항공기 세로 안정성은 무게중심(center of gravity, CG)과 공력중심(aerodynamic center, AC)에 의해 결정이 된다. 현재 역설계 모델은 RQ-1 Predator의 외형만 동일하게 모델링하였을 뿐 구성요소가 가지는 중량은 모델링 되어있지 않다. 이에 무게중심 계산을 위해 RQ-1 Predator의 중량을 분석하였다.

본 연구에서는 전체 중량을 전자장비, 부계통(subsystem), 구조물, 유상하중(payload), 연료(fuel)로 나누었다. Gundlach의 중량 추정식을 적용하여 전자장비, 부계통, 구조물의 중량을 계산할 수 있었다[6]. 그리고 RQ-1 Predator의 공허 중량은 약 350 kg(772 lbs), 유상하중은 약 204 kg(450 lbs), 그리고 연료 중량은 약 295 kg(650 lbs)이다. RQ-1 Predator의 내부 장비 배치도를 보면서 중량 추정식으로 계산한 구성요소의 중량을 분포시켰다[7]. 역설계 형상 모델에 전자장비, 부계통(subsystem), 유상하중, 연료탱크를 각각 위치시켰으며, 내부 배치도와 최대한 같은 형상을 가지도록 모델링하였다.

무게중심 계산은 유상하중에 전자광학장비, 적외선 장비, 합성 영상 레이더만 탑재한 상태(약 82.1 kg, 181 lbs)라고 가정하고 계산하였다. 무게중심은 기수로부터 4.146 m 떨어져 있으며, 전방 연료탱크와 후방 연료탱크 사이에 위치한다. 또한 동체 중심선에서 0.112 m 위에 존재한다.

2.3 공력 해석

설계된 항공기의 공력 해석을 위해서는 주로 포텐셜 이론에 기반을 둔 와류격자법(vortex lattice method, VLM)이 이용되며[8] 최근 들어 컴퓨팅 파워의 증가로 전산유체역학(CFD) 기법이 일부 또는 전체 해석에 적용[9] 되기도 한다. 본 연구에서는 비교적 간편하고 효율적인 공력해석 기법인 와류격자법(vortex lattice method, VLM) 기반 프로그램인 VLMpc와 경험식(empirical method)을 적용하였다. 그러나 와류격자법은 낮은 받음각 영역의 해석에는 적합하나 실속 이후의 높은 받음각 영역을 해석하기에는 부적합하여, 실속 이후의 특성은 풍동실험 데이터[10]나 경험식을 결합하여 해석하였다. 본 연구에서 적용한 경험식은 Raymer[5]와 Roskam[10]의 방법이다.

전체 형상에 대한 공력해석에 앞서 Drela GW-27 익형에 대한 전산수치해석과 VLMpc 해석을 수행하여 VLMpc 결과를 검증하였다. 아래 Fig. 3에 전산수치해석 결과와 VLMpc 결과를

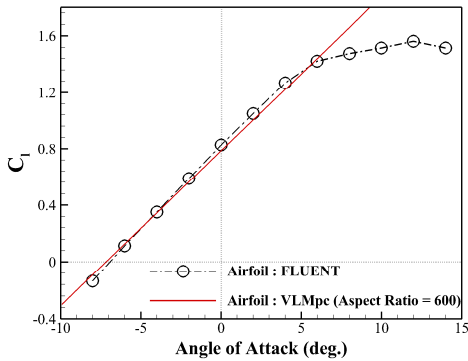


Fig. 3. Lift Coefficients of Airfoil

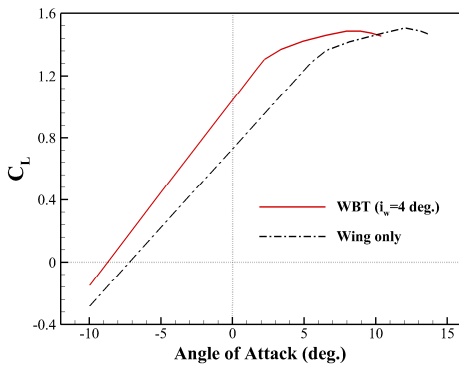


Fig. 4. Lift Coefficients

비교하였다. 기울기에서 약간의 차이를 보이고 있다. 이러한 차이는 VLMpc에서는 가로세로비를 유한하게 지정하여야 하며, 이로 인해 발생한 차이로 생각된다.

VLMpc로 익형 해석에 대한 검증 작업을 완료한 후, 날개와 날개-동체-꼬리날개 형상에 대한 해석을 수행하였다. 날개-동체-꼬리날개 형상의 양력 해석을 동체의 캠버선(camber line) 기울기도 입력하여 해석을 수행하였다. VLMpc에서 날개-동체-꼬리날개 모델링은 2개의 평면형을 가지는 형상으로 모델링하였다.

1번 평면(동체 및 주날개 포함)은 총 8개의 형상 제어점(break point)으로 구성하였으며, 2번 평면(역V형 미익)은 7개의 제어점으로 구성하였다. 격자수는 시위 방향으로 8개, 날개방향으로 10개를 분포시켰으며, 날개 붙임각(wing incidence angle) 4°를 적용한 후 캠버선 기울기 계산 시 동체 기준선과 이루는 각도를 계산하여 적용될 수 있게 하였다.

날개와 날개-동체-꼬리날개 형상에 대한 양력 곡선을 Fig. 4에서 확인할 수 있다. 날개 붙임각

이 4°인 경우, 날개-동체-꼬리날개 형상의 양력 곡선 기울기는 0.1194, 무받음각(zero lift angle of attack)은 -8.75°이다.

최대양력계수와 받음각은 경험식을 사용하였다. 후퇴각이 없는 평면형상 날개 최대양력계수는 보통 익형 최대양력계수의 90% 정도로 나타나며, 앞전후퇴각이 35°보다 작은 경우에는 아래 식 (2)를 적용하여 아음속 항공기의 최대양력계수를 간편하게 추정할 수 있다[5]. 또한 최대양력계수가 나타나는 받음각도 아래 식 (3)의 경험식으로 계산할 수 있다[5]. 또한 항공기 최대양력계수는 동체와 꼬리날개의 영향을 거의 받지 않는다. 따라서 날개-동체-꼬리날개 형상의 최대양력계수는 날개에서 계산한 최대양력계수 결과를 적용하였다.

$$C_{L_{max}} = 0.9C_{l_{max}} \cos(A_{c/4}) \quad (2)$$

$$\alpha_{C_{L_{max}}} = \frac{C_{L_{max}}}{C_{L_{\alpha}}} + \alpha_{0L} + \Delta\alpha_{C_{L_{max}}} \quad (3)$$

이렇게 계산된 RQ-1 Predator의 최대양력계수는 1.5이며, 최대양력계수 받음각은 10°에서 나타나고 있다. 아래 Fig. 4에 RQ-1 Predator의 받음각에 따른 양력계수를 나타내었다.

RQ-1 Predator 항력 해석은 구성요소별로 습윤 면적(wetted area)을 확인하여 전체 항공기의 표면마찰 항력을 계산하는 경험식 구성요소 구축법(component build-up method)을 이용하였으며 [5], 고도에 따른 밀도, 점성계수, 음속의 영향을 반영하였다.

구성요소 구축법 적용을 위해 전체 항공기를 날개, 동체, 역V형 미익, 수직 미익, 그리고 캐노피의 5개 구성요소로 나누었다. 각 구성요소별 표면마찰계수는 식 (4)와 같이 등가 표면마찰 항력계수(equivalent skin-friction coefficient, C_{f_e})와 항공기의 습윤 면적으로 계산하였다.

$$C_{D_f} = C_{f_e} \frac{S_{wet}}{S_{ref}} \quad (4)$$

여기서, C_{D_f} 는 표면마찰 항력계수, C_{f_e} 는 등가 표면마찰 항력계수, S_{ref} 는 날개 기준 면적(reference area), 그리고 S_{wet} 는 습윤 면적을 각각 나타낸다.

RQ-1 Predator는 저 레이놀즈 수 영역에서 장시간 비행하기 때문에 층류(laminar) 흐름이 전체 항공기나 구성요소에서 가지는 비율이 중요하다. 따라서 국부 레이놀즈 수가 5×10^5 인 위치

(transition location, 천이 위치)까지를 층류 흐름으로 가정하고, 그 이후를 난류(turbulent) 흐름으로 가정하였다. 각 구성요소에서 레이놀즈 수를 계산하고 평판의 층류 표면마찰계수($C_{f,laminar}$)와 평판의 난류 표면마찰계수($C_{f,turbulent}$)를 계산한 후, 가중 평균 계산을 통해 구성요소의 표면마찰 항력계수를 결정하였다.

각 구성요소의 표면마찰 항력계수를 구한 후, 구성요소 구축법을 통해 유해항력(parasite drag)은 아래 식 (5)와 같이 계산할 수 있다.

$$C_{D_0} = \frac{\sum(C_{f_c} FF_c Q_c S_{wet_c})}{S_{ref}} \quad (5)$$

$$+ C_{D_{misc}} + C_{D_{L-P}}$$

여기서 아래 첨자 "c"는 구성요소를 의미하며, FF_c 는 형상인자(form factor), Q_c 는 간섭인자(interference factor), $C_{D_{misc}}$ 는 기타항력(miscellaneous drag), 그리고 $C_{D_{L-P}}$ 는 누출 및 돌기에 의한 항력(leakage and protuberance drag)를 각각 나타낸다.

간섭인자는 항공기의 각 구성요소에 의한 상호간 흐름의 간섭을 경험적으로 고려한 것이다. 날개와 동체의 경우 간섭계수 Q 는 1.0을 적용하며, 역V형 미익의 경우 1.03의 간섭계수를 적용하였다.

형상인자는 경험식을 적용하였으며, 크게 날개와 꼬리날개(식 6), 동체와 캐노피(식 7), 그리고 외부 장착물(식 8)로 나누어 계산하였다.

$$FF = \left[1 + \frac{0.6}{(x/c)_m} \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] \quad (6)$$

$$\times [1.34M^{0.18} (\cos\lambda_m)^{0.28}]$$

여기서, $(x/c)_m$ 은 날개 익형의 최대두께 위치, λ_m 은 최대두께 선의 날개 후퇴각(sweep angle)을 나타낸다.

$$FF = \left(1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} \right) \quad (7)$$

$$FF = 1 + (0.35/f) \quad (8)$$

여기서, $f = \frac{l}{d} = \frac{l}{\sqrt{(4/\pi)A_{max}}}$ 이며, l 은 특성 길이, d 는 각 구성요소의 지름, 그리고 A_{max} 는 각 구성요소의 단면 최대면적을 각각 나타낸다.

위에서 계산한 표면마찰 항력계수에 간섭인자와 형상인자를 곱하여 각 구성요소의 유해항력을 계산하였으며, 누출 및 돌기에 의한 항력은 유해항력의 10%로 결정하였다[5].

항공기 유해항력은 구성요소 구축법을 적용하여 계산하였으며, 아래에서는 전체 항공기 항력 중에서 중요한 부분을 차지하는 유도항력(induced drag)을 계산하였다. 유도항력은 유도항력계수 K 와 양력계수의 제곱에 비례한다. 유도항력을 계산하는 방법으로는 크게 Oswald의 스패 효율법(span efficiency method)과 앞전 흡입법(leading edge suction method)[11]의 2가지가 있다. 본 연구에서는 높은 가로세로비를 고려하여 앞전 흡입법을 적용하였으며, 항공기 전체 항력은 아래 식(9)와 같이 정의한다.

$$C_D = C_{D_0} + \Delta C_{D_m} + K(C_L - C_{L_m})^2 \quad (9)$$

여기서 ΔC_{D_m} 은 캠버 또는 날개 비틀림각(twist angle)을 사용하는 경우 발생하는 항력을 의미한다. ΔC_{D_m} 과 C_{L_m} 은 설계 양력계수의 함수이며, 아래 식으로 정의한다.

$$C_D - C_{D_0} = \Delta C_{D_m} + K_X(C_L - C_{L_m})^2 \quad (10)$$

$$C_D - C_{D_0} = K_{100}C_L^2 \quad (11)$$

설계 양력계수(design lift coefficient, C_{L_d})에서 식 (10)과 (11)의 결과가 같아야 한다. $C_D - C_{D_0}$ 를 ΔC_D 로 표현하고, 위의 식을 ΔC_{D_m} 과 C_{L_m} 에 대해 정리하면 다음과 같다.

$$C_{L_m} = \left(1 - \frac{K_{100}}{K_X} \right) C_{L_d} \quad (12)$$

$$\Delta C_{D_m} = K_{100}C_{L_d}^2 - K_X(C_{L_d} - C_{L_m})^2 \quad (13)$$

여기서 $K_X = XK_{100} + (1-X)K_0$ 을 나타내며, X 는 앞전 흡입 비율을 의미한다.

경험식 구성요소 구축법을 적용하여 유해항력을 계산하였으며, 앞전 흡입법을 통해 유도항력을 계산하였다. 전체 항공기 항력 계산을 위해 엔진에 의해 발생하는 추가항력 또한 고려하였다. 엔진에 의한 추가항력은 대표적으로 후류마찰항력(scrubbing drag), 냉각항력(cooling drag), 그리고 엔진 기타항력(engine miscellaneous drag)등이 있다. 냉각항력은 엔진의 냉각을 위해 손실되는 운동량을 나타내며, 엔진 기타항력은

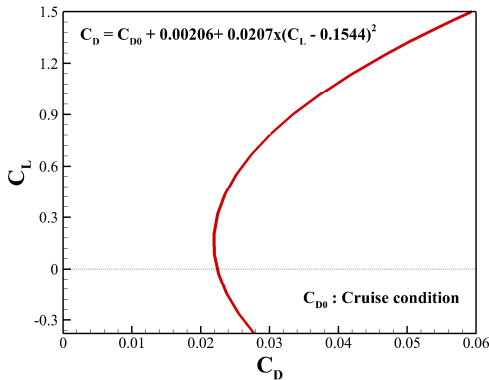


Fig. 5. Drag Polar of RQ-1 Predator

오일 냉각기, 공기 흡입구, 그리고 외부 배관 등의 부분에서 발생하는 항력을 의미한다. RQ-1 Predator와 같은 밀기(pusher) 형의 항공기는 프로펠러 후류에 들어가는 동체 습윤 면적이 없기 때문에 후류마찰항력이 0이다.

Figure 5에 유해항력, 유도항력, 그리고 엔진 기타항력을 순항고도 조건(15000 ft, 4.6 km)에서 고려하였으며, RQ-1 Predator의 양항 곡선을 나타내었다.

2.4 추진 성능

RQ-1 Predator는 4행정 왕복기관인 Rotax-912UL 엔진을 사용한다. 이 엔진은 이륙 시 59.6 kW, 최대 지속 출력은 58.0 kW이다. 지속 최대 회전속도(Max. continuous RPM)는 5,500 RPM이며, 후방동체에 장착되어 가변 피치(variable pitch) 프로펠러로 일정한 회전속도를 제공할 수 있다[12]. 엔진 및 프로펠러의 자세한 제원을 아래 Table 2에 나타내었다.

Rotax-912UL 엔진은 과급기(supercharger)가 없는 엔진으로 밀도의 변화에 따라 동력을 따로 계산하여야 한다. 아래 식 (14)는 고도의 변화에 따라 엔진의 마력을 계산하는 식으로,

$$bhp = bhp_{SL} \left[\frac{\rho}{\rho_0} - \left(\frac{1 - \rho/\rho_0}{7.55} \right) \right] \quad (14)$$

여기서 ρ/ρ_0 는 밀도비를 나타낸다. 식 (14)를 이용해서 고도에 따른 마력을 Table 3에 나타내었다. 전진 비행 시, 추력은 식 (15)와 같이 속도, 마력 그리고 프로펠러 효율의 함수이다.

$$T = \frac{550bhp\eta_p}{V} \quad (15)$$

속도와 마력이 결정되면 프로펠러 효율을 계

Table 2. Specifications of Rotax-912UL Engine and Propeller[12]

	Detail	Dimension
Engine	Type	4-cylinder non-turbocharger
	Maximum Power	81 hp (59.6 kW)
	Maximum RPM	5,800
	Max. Continuous Power	79 hp (58.0 kW)
	Max. Continuous RPM	5,500
	Idle RPM	1,400
	Width	0.576 m
	Length	0.561 m
Propeller	Specific Fuel Consumption	285 g/(kW·h) 0.47 lbs/(hp·h)
	Type	Variable-Pitch Pusher Rear propeller
	Diameter	1.52 m
	Number of Blade	2
	RPM	2,420
	Activity Factor	64

Table 3. Density ratio and horse-power with altitude

고도 (m)	밀도비	마력 (hp)
0	1.000	79.0
1,524	0.862	62.6
3,048	0.739	55.6
4,572	0.629	41.8
6,096	0.533	37.2
7,620	0.449	29.7

산하여야 하며, 프로펠러 효율 계산을 위해 Howe의 경험식을 적용하였다[13]. Howe의 경험식은 프로펠러 효율을 아래 식 (16)에서처럼 전진비만의 함수로 표현한다.

$$\eta = 0.82J^{0.4} \quad (0.4 \leq J \leq 1.0) \quad (16)$$

$$\eta = (0.82J^{0.16}) / (10^j) \quad (J \geq 1.0)$$

여기서 j 는 $0.3(\log J)^{0.24}$ 이며, J 는 전진비(advanced ratio)를 나타낸다.

일반적으로 프로펠러 최대 효율이 0.8~0.85 정도로 알려져 있으며, Howe의 경험식을 통해 계

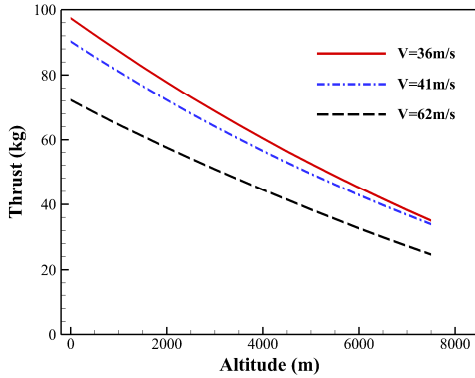


Fig. 6. Thrust Analysis

산한 프로펠러 효율은 0.85 정도에서 최대값을 보여주고 있다. 경험식을 통해 고도와 속도에 따른 프로펠러 효율, 추력, 그리고 비연료소모율을 정리하였으며, 이를 RQ-1 Predator의 임무형상 (mission profile) 해석에 적용하였다.

Figure 6은 고도와 속도에 따른 추력의 변화를 보여주고 있으며, 고도와 속도가 증가할수록 추력이 감소하는 것을 확인할 수 있다.

2.5 상승 성능 및 실용상승한도

항공기 상승 비행 시, 수평/수직 방향의 2방향의 힘이 작용한다. 수평/수직 방향의 힘은 아래의 식으로 정의할 수 있다.

$$\sum F_x = T \cos(\alpha + \varnothing_T) - D - W \sin(\gamma) \quad (17)$$

$$\sum F_z = T \sin(\alpha + \varnothing_T) + L - W \cos(\gamma)$$

여기서, γ 는 상승각 (climb angle), \varnothing_T 는 추력방위각 (thrust orientation angle)을 의미한다. 일반적인 상승비행 시 작용하는 원심력은 0이 되며, 상승각이 15° 보다 작은 경우에는 \varnothing_T 또한 0으로 가정할 수 있다. 이 조건들을 적용하여 위의 식을 정리하면,

$$L \approx W \quad (18)$$

$$T - D - \frac{W}{g} \frac{dV}{dt} = W \sin(\gamma)$$

$$\sin(\gamma) = \frac{T - D}{W} - \frac{1}{g} \frac{dV}{dt}$$

상승률 (rate of climb, RC)은 비행속도의 수직 성분과 같으므로,

$$RC = \frac{(T - D)V}{W} - \frac{V}{g} \frac{dV}{dh} \frac{dh}{dt} \quad (19)$$

$$RC = \frac{(T - D)V}{W} - \frac{V}{g} \frac{dV}{dh}$$

여기서, $\frac{V}{g} \frac{dV}{dh}$ 항은 가속도 인자(acceleration factor)이다. 항공기가 상승 비행 중 속도의 증가로 인해 발생하는 가속도를 고려하는 항이다. 그러나 항공기가 가속 운동을 하지 않고, 일정한 속도로 상승비행을 하면,

$$RC = \frac{(T - D)V}{W} \quad (20)$$

위의 식은 다음과 같이 정의된다.

RQ-1 Predator의 상승률을 경험식을 바탕으로 계산하였으며, 실용상승한도(service ceiling)도 계산하였다. 일반적으로 왕복엔진을 사용하는 항공기의 최대상승률이 30.5 m/min이 되는 고도를 실용상승한도라 한다[5]. 실용상승한도를 계산하기 위해서는 고도와 속도별 잉여마력(excess power)을 계산하여 최대 잉여마력이 나타나는 속도를 먼저 찾아야 한다. 이를 위해 고도와 속도를 변화시켜 가면서 이용마력(available power)과 필요마력(required power)을 계산하였다. 실용상승한도 계산 시 연료중량은 일반적으로 50~60% 중량을 적용하며, 본 연구에서는 50% 연료 중량을 적용하였다. 이렇게 예측한 상승률과 실용상승한도를 Table 4에서 참고문헌과 비교하였으며, RQ-1 Predator의 데이터와 비슷한 결과를 보여주고 있음을 확인할 수 있다. Fig. 7은 50% 연료 중량 조건의 실용상승한도 및 상승률을 보여준다.

RQ-1 Predator의 상승 성능을 계산하였다. 이륙중량(공허중량 350 kg(772 lbs), 연료중량 295 kg(650lbs), 유상하중 204 kg(450 lbs))을 적용하였다. 일반적으로 항공기 이륙 시에는 전체 중량의 3% 정도가 소모된다고 알려져 있다[5]. 따라서 상승 성능을 위해서 전체 이륙 중량의 97%를 상승 시작 중량으로 설정하였으며, 고도에 따른 중량 변화, 상승률, 그리고 상승각을 계산하여 Table 5에 나타내었다.

Table 4. Comparison of Climb Performance

	Reference[4]	Present Prediction
Max. Rate of Climb (m/min)	228-244	222
Service Ceiling	7,620	7,468

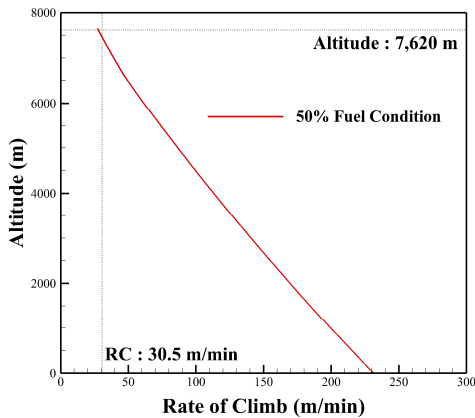


Fig. 7. Rate of Climb and Service Ceiling

Table 5. Analysis of Climb Performance

고도 (m)	중량 (kg)	Rate of Climb (m/s)	Climb Angle (deg.)
0	823.7	2.9	4.07
990.6	822.1	2.4	3.2
1996.4	820.2	1.9	2.38
3002.3	818.1	1.4	1.66
4008.1	815.3	0.9	1.01
4572.0	813.1	0.6	0.68

2.6 임무 형상 계산

RQ-1 Predator는 감시·정찰을 목적으로 하는 중고도-장기체공 무인항공기이다. 이러한 감시·정찰용 항공기의 임무형상은 이륙-상승-순항-체공-순항-하강-착륙으로 구성되어 있다. 참고문헌에 의하면 500 nm(926 km) 순항 후, 약 35~40시간의 체공이 가능하다고 알려져 있다[4].

아래 Table 6에 RQ-1 Predator의 성능 데이터를 정리하였으며, 임무형상에 따른 연료 소모량을 계산하고 최종적으로 체공 시간에 대한 검증 을 하고자 한다.

2.5 장에서 계산한 상승성능을 적용하였으며, 상승 임무 완료 후 순항을 통해 항속 거리에 대한 계산을 수행하였다. 일반적인 항공기의 항속 거리(range, R in n.m)와 체공 시간(endurance, E in hours)은 아래 식과 같이 양항비, 중량비, 프로펠러 효율, 연료소모율, 그리고 중량비의 함수이다[9].

순항과 체공 성능 계산 시, 프로펠러 효율, 비 연료소모율, 그리고 양항비는 지속적으로 변화한

Table 6. RQ-1 Predator Performance Data[4]

RQ-1 Predator	Reference
Take-off distance	808 m
Operational altitude	4,572 m
Operational radius	926 km
Cruise speed	157 km/h
Loiter speed	130 or 135 km/h
Max. endurance	40 hr.
Landing distance	701 m

다. 따라서 전체 순항 거리와 체공 시간을 계산 함에 있어, 구간을 나누어서 계산을 수행하여야 한다[11]. 이를 위해 앞 장에서 계산한 양력계수, 항력계수, 프로펠러 효율, 그리고 비연료소모율을 적용하여 순항 및 체공 성능을 계산하였다.

$$R = 326 \frac{\eta_p}{c_p} \frac{C_L}{C_D} \ln \left(\frac{W_{begin}}{W_{end}} \right) \quad (21)$$

$$E = 778 \frac{\eta_p}{c_p} \frac{C_L^{3/2}}{C_D} \sqrt{\rho S_{ref}} \times \left(\frac{1}{\sqrt{W_{end}}} - \frac{1}{\sqrt{W_{begin}}} \right)$$

순항 계산 시, 최대양항비를 사용하며, 75% 엔진 출력과 프로펠러 최대 회전속도의 90% 회전속도로 추진 성능을 설정하였다. Table 6에서 확인할 수 있듯이, RQ-1 Predator의 운용 반경은 926 km로 알려져 있다. 2.5 장에서 상승 성능계산으로부터 상승으로 인한 이동거리가 약 130 km임을 확인하였으며, 나머지 796 km의 거리를 5구간으로 균등하게 나누어 연료 사용량(중량비)을 계산하였다.

상승으로 소모된 연료를 고려하여, 순항 시작 중량(W_0)은 813 kg(1793 lbs)로 설정하였다. Table 7에 각 구간별 양항비와 중량비를 나타내었다.

체공 성능 계산에도 체공 고도에 따른 프로펠러 효율, 비연료소모율, 양력계수, 항력계수, 그리고 중량비가 적용되었다. 순항임무를 완료한 순간의 중량을 체공임무의 시작중량(784 kg, 1728 lbs)으로 설정하였다. 체공 시작 중량(W_1)에서 체공 종료 시의 중량(W_2)을 바꾸어 가면서 체공 시간을 계산하였다. Table 8에 연료 소모량에 따

Table 7. Weight Fraction of Cruise Segment

구간	양항비	중량비(W_i/W_0)
1	26.05	0.993
2	26.06	0.985
3	26.06	0.978
4	26.07	0.971
5	26.00	0.964

Table 8. Fuel Consumption versus Loiter Endurance

W_2 (kg)	$\frac{C_L^{3/2}}{C_D}$	체공 시간 (hr.)	잔여 연료량(%)
682.6	27.2	20.2	44%
660.0	25.4	25.1	36%
637.3	25.4	30.3	28%
616.9	25.4	35.1	21%
603.3	25.4	38.4	17%

른 체공 시간의 변화를 나타내었다. 연료 소모량을 토대로 체공 시간을 계산할 수 있었으며, 이를 통해 RQ-1 Predator의 체공 성능을 확인하였다. 일반적으로 항공기는 착륙 후 전체 연료의 6% 정도가 남아있다고 가정한다.

체공 임무 완료 후, 하강, 착륙에 소모되는 연료량을 고려하면 최대체공능력이 38시간으로 계산된다. RQ-1 Predator의 최대체공능력은 35~40시간이라고 알려져 있으며[4], 본 연구에서 계산한 최대체공시간과 잘 일치함을 확인하였다.

III. 결 론

중고도-장기체공 무인항공기는 체공 성능이 중시되는 비행체이며, 장시간 체공을 위하여 큰 가로세로비와 높은 양력계수를 위해 큰 캠버의 익형을 사용하고 있다. 본 연구에서는 중고도-장기 체공 무인항공기 역설계를 위해 동급의 RQ-1 Predator를 모델로 선정하였으며, 각종 사진 및 도면 정보를 바탕으로 CATIA를 이용하여 비행체의 외형에 대한 3차원 형상과 중량 분포를 생성하였고, 이를 이용하여 공력특성과 성능을 해석하였다.

경험식과 상용코드 계산을 통해 고도와 속도에 따른 역설계 모델의 공력계수를 확인하였으며, 추진 성능은 Howe의 경험식을 적용하여 고도와 속도에 따른 프로펠러 효율과 비연료소모율

을 계산하였다. 계산된 공력·추진 성능을 적용하여 역설계 모델의 상승, 순항, 체공 성능을 계산하였으며, 해석결과는 RQ-1 Predator의 임무 요구조건과 잘 일치함을 확인하였다.

본 연구를 진행하면서 경험식을 적용하여 공력해석 및 성능 해석에 대한 과정을 간편하게 만들었으며, 이를 토대로 동급의 무인항공기를 설계 또는 해석하는데 많은 도움이 될 것이라고 생각한다.

References

- 1) Chang, D., Kang, W., Kim, J., "Global UAS market trends and forecast", The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences conference, 2013, pp. 1140-1145.
- 2) Teal Group, "World Unmanned Aerial Systems 2012 market profile and forecast", April, 2012, pp. 2.
- 3) Kim, H., Jeon, B., Lee, N., Choi, S., and Chang, Y., "Development of Mission Analysis and Design Tool for ISR UAV Mission Planning" Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences,, 42(2), pp. 181-190.
- 4) Jane's Information Group, <http://www.janes.com/>
- 5) Raymer, D. P., "Aircraft Design : A Conceptual Approach Third Edition", AIAA Education Series, AIAA Inc., 1999.
- 6) Gundlach, . F., "Multi-Disciplinary Design Optimization of Subsonic Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicles Projected Through 2025", Ph. D. Dissertation, Department of Aerospace and Ocean Engineering, Virginia Tech., pp.155-161, Feb., 9, 2004.
- 7) <https://sites.lafayette.edu/egrs451-sp12-uav/technology/>
- 8) Park, K., Min, S., Ahn, J., and Lee, D., "Multidisciplinary design optimization(MDO) of a Medium-Sized Solar Powered HALE UAV Considering Energy Balancing," Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences,, 40(2), pp. 129-138.
- 9) Panagiotou, P., Kaparos, P., and Yakinthos, K., "Winglet design and optimization for a MALE UAV using CFD," Aerospace Science and Technology, 39, pp.

190-205

10) Roskam, J. and Lan, C. E., "Airplane Aerodynamics and Performance", Roskam Aviation and Engineering Corp., Ottawa, Kansas, 1981.

11) Mason, W. H., "Configuration

Aerodynamics", Virginia Tech., pp. 3-41, 2006.

12) Rotax Engine Company Homepage, <http://www.flyrotax.com>

13) Howe, D., "Aircraft Conceptual Design Synthesis", Professional Engineering Publish, pp. 67~70, 2000.