

KC-100 무인화 비행체 임무 형상 분석

이정훈^{1,†}¹한국항공우주연구원

The Analysis of Mission Profile of the KC-100 UAV

Jung-hoon Lee^{1,†}¹Korea Aerospace Research Institute

Abstract

The KC-100 has completed civil type certification with the Ministry of Land, Infrastructure, and Transport, and is currently under development as an unmanned aerial vehicle as part of the Ministry of Land, Infrastructure, and Transport. The Certification Technology of small Unmanned Airplane system (CTsUA system), which is an unmanned KC-100, is being developed to enable the installation of heavy-duty mission equipment and long-time flight missions. This study investigated the process and results of analyzing various parameters such as aircraft weight, airspeed, flight altitude, required horsepower, and fuel consumption at each stage to construct a mission profile based on the operational concept of the CTsUA system. To maintain a maximum take-off weight of 3,600 lbs (1,633 kg), the analysis determined that the weight of the application equipment for the unmanned system should be kept below 80 lbs (36 kg).

초 록

KC-100은 국토교통부로부터 민간형식인증이 완료되었고 현재 국토교통부 사업의 일환으로 무인비행기로 개조 개발 중이다. KC-100을 무인화 개조한 무인비행기 시스템(CTsUA System)은 고중량의 임무장비 탑재 및 장시간 비행 임무 수행 등이 가능하도록 개발하고 있다. 본 연구는 CTsUA System의 운용개념에 기반한 임무형상을 수행하기 위하여 각 단계별로 항공기 중량, 대기속도, 비행고도, 필요마력, 연료소모량 등 다양한 파라미터에 대하여 분석하는 과정과 결과에 대한 것이다. 최대이륙중량 3,600lbs(1,633kg)를 유지하기 위해서는 무인화시스템을 위한 적용 장비의 중량은 80lbs(36kg) 이하로 유지해야 하는 것으로 분석되었다.

Key Words : Mission Profile(임무형상), KC-100(나라온), Unmanned Aircraft System(무인화 비행 시스템), Required Power(필요마력), Fuel Consumption(연료소모량)

1. 서 론

KC-100은 4인승 민간용 소형비행기로 2011년 7월에 사천비행장에서 초도 비행에 성공하였다. 최대이륙중량 3,600lbs, 최대출력 315마력의 Continental Motors, Inc.의 TSIOF-550-K 왕복엔진을 사용하며,

국내 최초로 국토교통부로부터 감항증명, 형식증명, 제작증명을 모두 획득하였다[1].

KT-100 훈련기는 민간용 경비행기 KC-100에 화상음성기록장치와 피아식별장비 등 필요한 장비를 탑재하고 훈련에 불필요한 wheel fairing 등을 제거하여 공군조종사 비행교육입문과정에 맞게 개조하여 양산하였다[2].

비행시험으로 KC-100의 추진계통에 대한 연구가 진행된 바 있고[3], 고강도전자장 보호설계와 인증절차에 대한 연구[4], 비행시험을 통한 피토계통의 오차

Received: Aug. 05, 2020 Revised: Sep. 29, 2020 Accepted: Sep. 29, 2020

† Corresponding Author

Tel: +82-42-860-2291, E-mail: karier@kari.re.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

에 대한 연구도 수행된 바 있다[5].



Fig. 1 Flight Test of KC-100

현재 KC-100은 비행시험이 완료되었으며[Fig. 1], 국토교통부 사업의 일환으로 무인비행기로 개조 개발 중이다. 안전성이 기 확보된 Korea Airworthiness Standard part 23급의 국내 소형비행기를 활용하여 무인화를 위한 체계 개발 및 비행체와 지상통제장비의 인증절차를 수행하여 소형무인비행기 인증기반을 구축하는 사업을 진행하고 있다. KC-100을 무인기로 개조한 무인비행기 시스템(CTsUA System)은 고중량 임무장비 탑재 및 장시간 비행 임무 수행 등이 가능하도록 개발되고 있다[6].

본 연구는 CTsUA System의 운용개념에 기반한 임무 시나리오를 수행하기 위하여 각 단계별로 항공기 중량, 대기속도, 비행고도, 필요마력, 연료소모량 등 다양한 파라미터에 대하여 분석하는 과정과 결과에 대한 것이다[7].

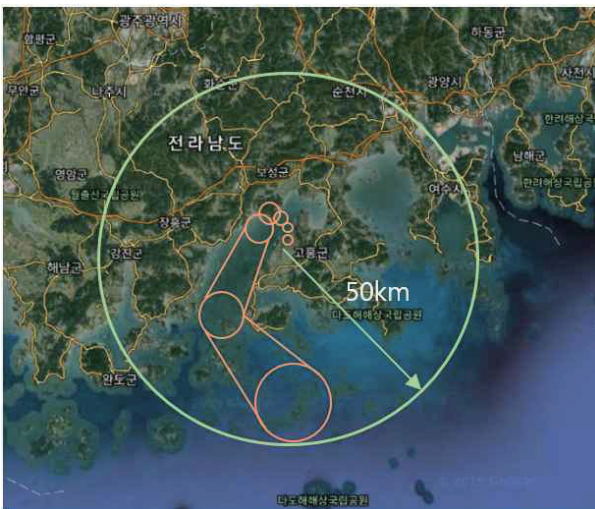


Fig. 2 Basic Operational Range for CTsUA System

2. KC-100 무인화 시스템의 운용개념

CTsUA System은 운용요구도(ORD : Operational Requirement Document)에 근거한 소형무인비행기 비행운용 시나리오를 갖고 있다. 본 시스템은 Fig. 2에서 제시하는 바와 같이 50km 이상의 통신거리를 확보하고 있으며, 이에 따라 임무 반경은 50km가 된다[8].

임무계획을 수립하여 비행계획 및 비행경로를 비행체에 업로드한 후 시동 및 활주로에서 활주하여 이륙하게 된다. 안전고도인 1km의 고도로 상승한 후 경로 비행을 인가하여 3시간의 임무비행을 수행하게 되며 임무비행을 마치면 회귀비행 후 하강, 접근착륙을 한다.(Fig. 3) 임무비행에는 관측, 측정 등의 관측영상을 지상으로 전송함으로 지상관제에서 촬영된 영상 및 비행정보를 현시한다.

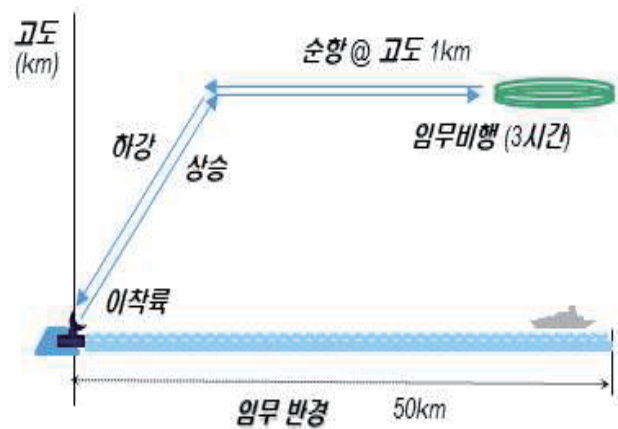


Fig. 3 Basic Operational Mission Profile for CTsUA System

3. CTsUA 시스템 구성

CTsUA System은 소형항공기 KC-100을 무인화 개조한 비행체(MAV; Modified Air Vehicle), 무인비행체를 운용하기 위하여 비행체에 장착되는 탑재무인화시스템(OUS; Onboard Unmanned System), 지상에서 무인비행체를 통제하고 비행체 정보를 제공하는 지상통제장비(GCS; Ground Control System)와 통신장비(DLS; Data Link System)로 구성된다(Fig. 4).



Fig. 4 Composition of CTsUA System Operation

CTsUA System은 비행통제장비에서 비행체로 데이터 링크를 통해 조종명령을 전송하고 또한 이를 통해 비행정보를 지상으로 내려 보냄으로 지상통제장비에서 비행체를 모니터링하며 계획된 임무 비행을 수행한다.

탑재무인화시스템은 비행체에 탑재되어 비행정보를 획득하기 위한 센서로서 항법장비, 대기자료장치(ADS ; Air Data System), 비행체를 제어하기 위한 비행제어컴퓨터(FCC; Flight Control Computer), 조종면을 구동하기 위한 작동기로 구성되며 지상과의 연결을 위해 비행제어컴퓨터가 탑재통신장비(ADT; Air Data Terminal)와 연결된다.

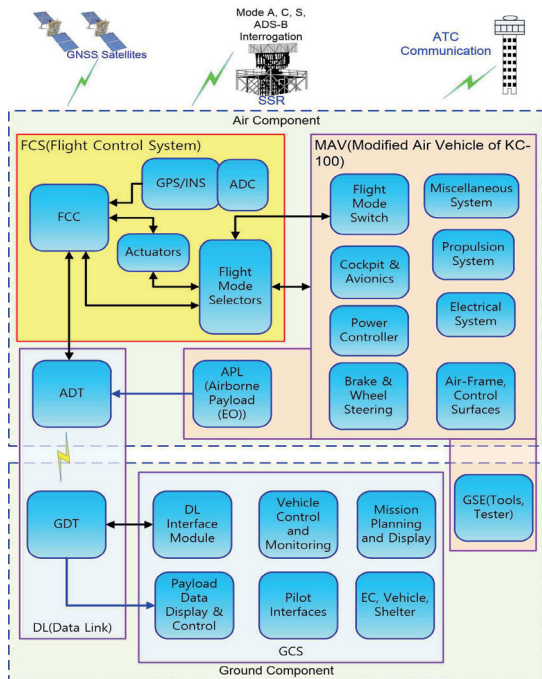


Fig. 5 Composition of CTsUA System

비행체는 조종면을 포함한 기체에 엔진, 전기장치, 항전장비, 착륙장치, 보조 장비들로 구성되며 탑재무인화시스템이 장착된다. 전기장치는 장착 장비에 전기를 공급하며 기체에 장착된 작동기는 조종면 및 착륙제동장치를 구동시키고 비행제어컴퓨터는 유인기 항전장비 및 탑재무인화시스템과 연동된다.

지상통제장비는 지상통신장비와 연결부, 임무계획 설정 및 도시, 임무영상 도시, 비행체 통제 및 모니터링, 조종사와의 인터페이스, 장비들이 설치되는 쉘터로 이루어진다. 데이터 링크는 탑재통신장비(ADT)와 지상통신장비(GDT)로 구성되며 비행제어컴퓨터와 지상통제장비와 각각 연결되어 비행체 통제하고 모니터링할 수 있도록 한다. Fig. 5는 CTsUA system의 구성을 보이고 있다.

4. 임무 형상 분석 (Mission Profile Analysis)

4.1 임무 형상 분석 방법

본 연구를 위한 CTsUA System임무별 시나리오 분석 방법은 다음과 같다.

- 1) 각 단계 별 임무를 정의
- 2) 각 단계 임무에 적합하도록 다음과 같은 항목을 설정함
 - ① 수행시간, ② 대기속도, ③ 고도, ④ 밀도고도, ⑤ 항공기 중량, ⑥ 필요마력, ⑦ 유용마력, ⑧ BSFC, ⑨ Fuel Flow, ⑩ 연료소모량
- 3) 설정된 Mission Profile에 대하여 각각의 단계에 대하여 비행고도에 대한 밀도를 계산
- 4) 임무에 요구되는 대기속도를 설정
- 5) 최대이륙중량, 연료만재 상태로 임무 착수
- 6) 임무에 요구되는 필요마력을 예측
- 7) 엔진 매뉴얼 [9] 4-3에서 x축의 CBHP에 대하여 Mixture상태에 따라 y축의 Fuel flow 값이 정해짐 (Fig. 6)
- 8) 엔진 매뉴얼 4-6~10에서 x축의 Fuel flow에 대하여 BSFC 값이 정해짐 (Fig. 7~8)
- 9) 정해진 BSFC 값에 임무시간, 유용마력을 곱하여 연료소모량 산출

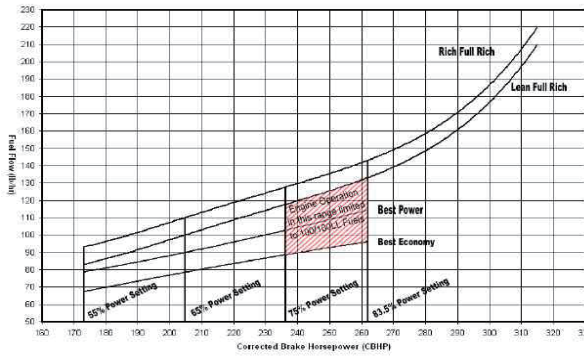


Fig. 6 Fuel Flow vs. Brake Horse Power

10) 항공기 중량에서 연료소모중량을 제한하여 다음 단계의 항공기 중량 상태로 정의

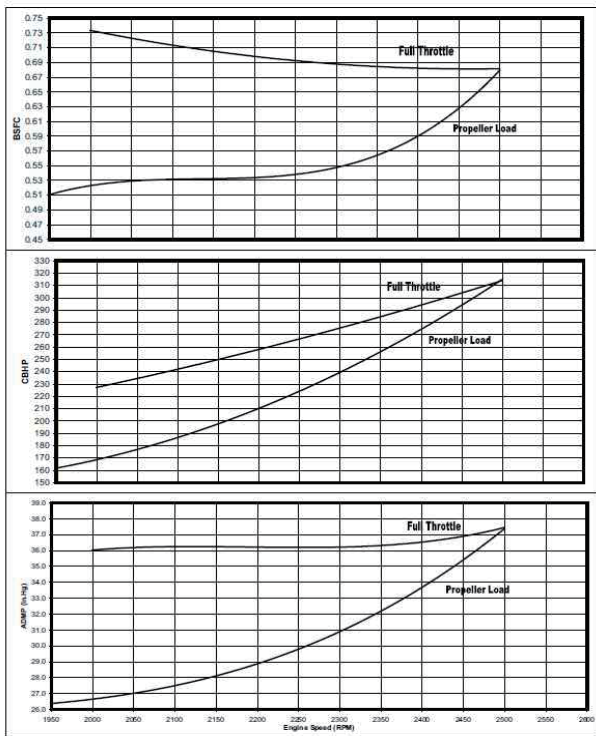


Fig. 7 Full Throttle and Propeller Load Curve

4.2 동력계통 계수 산출

이론적으로는 이용마력을 필요마력과 동등하게 설정하여 비행하는 것이 최소의 연료를 소모하는 비행형태라 할 수 있다. 그러나 산출된 필요마력에서의 비행속도가 실속 이하 또는 실속 부근으로, 실제의 상황에 부적절하다고 판단되는 경우에는 엔진 매뉴얼의 chart

로부터 이에 적합한 엔진출력을 이용마력으로 설정하여 본 과정을 수행한다.

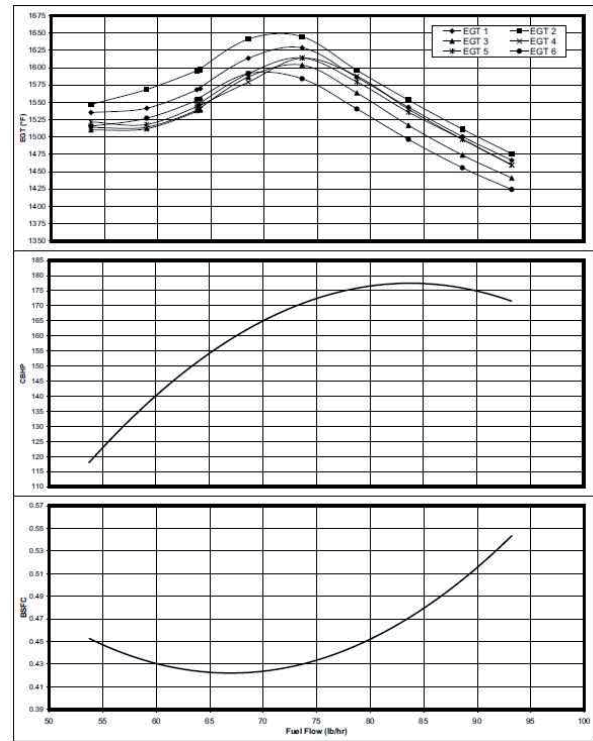


Fig. 8 55% Power Fuel Mixture Curve

Figure 7은 KC-100에 장착된 Continental Motors사의 TSIOF-550-K 왕복엔진의 성능을 나타내고 있다. BSFC(Brake Specific Fuel Consumption), CBHP(Corrected Brake Horse Power), ADMP(Absolute Dry Manifold Pressure) 각각에 대하여 엔진 RPM 변화에 따른 Full Throttle과 Propeller Load Curve를 나타내고 있다[10].

그리고 Fig. 8은 동일한 엔진에 대하여 EGT(Exhaust Gas Temperature), CBHP, BSFC 각각에 대하여 연료흐름양에 따른 55% 출력 연료 혼합 곡선(55% Power Mixture Curve)을 도시하고 있다.

4.3 단계 별 임무 형상 분석

CTsUA System의 단계 별 임무 시나리오 분석을 위하여 운용개념으로부터 Table 1과 같이 11단계의 임무형상을 수립하였으며, 총 소요시간은 5시간(300분)이 된다.

Table 1 Mission Profile of CTsUA System

No.	Mission Profile	Time (min)
1	Mission Plan Set Up	-
2	Flight Plan/Path Up Load	3
3	Ground Check before Flight	30
4	Engine Start & Taxiing	15
5	Take-off	1
6	Climb	10
7	Flight Path Allowance	1
8	Mission Flight	180
9	Return Home	50
10	Decent	5
11	Approach & Landing	5
TOTAL		300

4.3.1 임무계획수립

본 단계는 CTsUA System이 비행하기 전에 지상에서 엔진 시동 전에 수행하는 항목이다. 운용자는 CTsUA System으로서 비행체, 통신장비, 지상통제장비에 대한 전개를 준비하며 탑재장비의 장착, 연료 보충, 배터리 충전상태 확인 등을 실시한다. 또한 운용자는 비행 전에 CTsUA System에 대한 전반적인 점검을 실시하여 이상이 없음을 확인하고 비행계획을 검토하여 운용요원들이 숙지하도록 한다. 엔진에 소모되는 연료량은 0이다.

4.3.2 비행계획/비행경로 업로드 (3분)

본 단계도 역시 비행하기 전에 지상에서 엔진 시동 전에 수행하는 항목이다. 운용자는 사전 브리핑을 통해 시스템 이상이 없음을 확인하면 비행계획을 지방 항공청에 등록하고 비행승인을 받는다. 3분간 엔진에 소모되는 연료량은 0이다.

4.3.3 비행 전 점검 및 시동 (30분)

운용자는 비행체, 통신장비, 지상통제장비에 외부전원을 각각 공급하고 각각의 기능을 점검하고 사전에 검토된 비행계획을 기반으로 지상통제장비에서 임무지역, 비행경로, 비상착륙지, 사전프로그램 등에 대해 설정하고 비행체에 업로드한다. 수행 후 사전 브리핑을

통해 시스템 상태 및 비행계획을 공유하고 숙지한다.

항공기 중량은 최대이륙중량인 3,600lbs(1,633kg)이다. 엔진 시동 후 엔진 출력 조절 및 시간은 규정화 되어 있지 않아 전체시간 30분에 대하여 idle 상태로 가정하고 이때의 fuel flow는 엔진매뉴얼[9] 4-4에 제시된 최소값인 40lbs/hr (0.667lbs/min)을 적용한다. 본 단계에서의 BSFC는 0.550lbs/HP/hr으로 가정하여 연료는 30분 동안 11.0lbs (5kg)를 소모하는 것으로 산출되었다.

4.3.4 시동 및 Taxiing (15분)

주기장 등에서 비행기에 시동을 걸어 점검을 완료한 후 외부전원을 제거한 후 비행체, 통신장비, 지상통제장비 각각을 감시하며 이상 유무를 확인한다. 이때 비행체의 이동이 일어나지 않도록 착륙바퀴의 브레이크를 동작시키고 블록을 바퀴에 위치시킨다. 엔진시동 후 시스템의 이상이 발견되지 않으면 비행체의 블록을 제거 후 착륙바퀴 브레이크를 풀고 활주로로 진입한다.

이 때 지상통제장비에서 비행체 및 통신장비의 작동을 계속 감시하고 이상 발생 시 비상상황 처리 절차에 따른다. 이때의 엔진출력은 운용자에 따라 상이하게 조절할 수 있는데, idle 이상으로 운용하고 BHP는 60마력이라 가정하고 연료흐름 50lbs/hr을 적용한다. BSFC는 0.510lbs/HP/hr으로 가정하여 15분 동안 7.7lbs (3.5kg)를 소모하는 것으로 계산되었다.

4.3.5 이륙 (1분)

비행체의 이륙중량은 최대이륙중량보다 낮은 3,581lbs(1,625kg)이다. 운용자는 비행체를 활주로에 정렬하고 최종 비행 승인시 최대이륙출력(315BHP)으로 이륙한다. 이때의 연료흐름은 220lbs/hr이며, BSFC는 0.730lbs/HP/hr으로 연료는 1분동안 3.8lbs (1.7kg)를 소모한다.

4.3.6 상승 (10분)

비행체의 중량은 3,578lbs(1,623kg)이다. 최대이륙출력(315BHP)에서 대기속도는 104KCAS로 10분간 상승한다. 이때의 연료흐름은 220lbs/hr이며, BSFC는 0.730lbs/HP/hr으로 연료는 10분 동안 38.3lbs (17.4kg)를 소모하는 것으로 산출되었다.

4.3.7 경로비행인가 (10분)

비행체의 중량은 3,539lbs(1,605kg)이다. 운용자는 비행체가 순항고도에 도달하면 계획된 비행경로에 따라 임무목표점을 인가하고 임무비행을 수행한다. 최대 이륙출력(315BHP)을 사용하는 것으로 가정하며 1분간 상승한다. 이때의 연료흐름은 220lbs/hr이며, BSFC는 0.730lbs/HP/hr으로 연료는 10분 동안 38.3lbs (17.4kg)를 소모하는 것으로 계산되었다.

4.3.8 임무비행 (180분)

임무를 수행하기 위한 비행 착수 시점에서 비행체의 중량은 3,535lbs(1,603kg)이다. 최대 체공시간을 위한 임무비행은 필요마력이 최소인 대기속도로 비행하는 것이다. 필요마력은 Fig.9와 같이 구성되어 있으며, 다음과 같은 식으로 구할 수 있다.

$$P_{req} = \frac{1}{2}\rho V^3 S C_{D_0} + \frac{W^2}{\frac{1}{2}\rho V S} \left(\frac{1}{\pi e A R} \right)$$

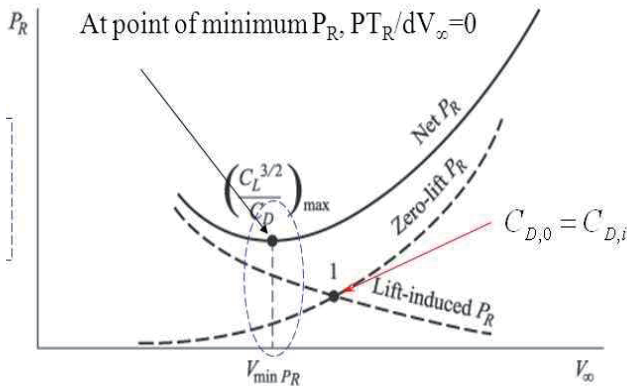


Fig. 9 Composition of Power Requirement Curve

KC-100의 C_L vs. C_D 곡선은 아래의 Fig. 10과 같다. 그리고 경험식, 풍동시험 등으로부터 산출된 다음과 같은 식들을 적용할 수 있다.

$$C_{D_0} = 0.413 \times C_{L_{TR}}^2 - 0.0072 \times C_{L_{TR}} + 0.0472$$

$$C_{L_{TR}} = 0.1038 \times AOA + 0.2185$$

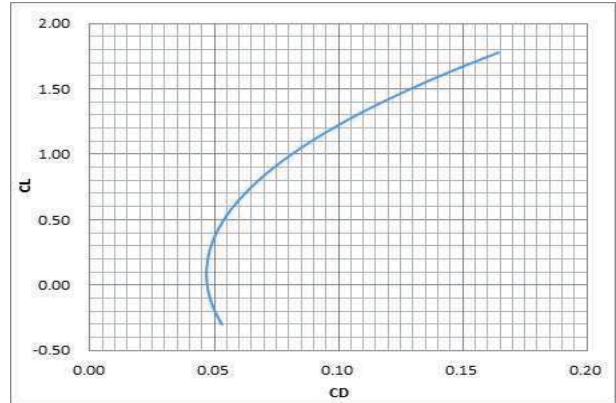


Fig. 10 KC-100 C_L vs. C_D Curve

상기 식으로부터 구한 필요마력 곡선은 Fig. 11에 나타내었다. 여기서 x축은 대기속도(KCAS), y축은 BHP인데 64.0KCAS에서 최소의 필요마력 63.2BHP를 나타내고 있다.

최소의 필요마력에서의 대기속도 64.0KCAS는 비행체 중량 3,535lbs(1,603kg)에서의 실속속도인 62.4 KCAS 부근이므로 이 속도로 순항비행 하는 것은 타당하지 않다. 따라서 엔진의 최대이륙출력의 55%인 173BHP의 출력으로 순항비행 하는 것으로 가정한다.

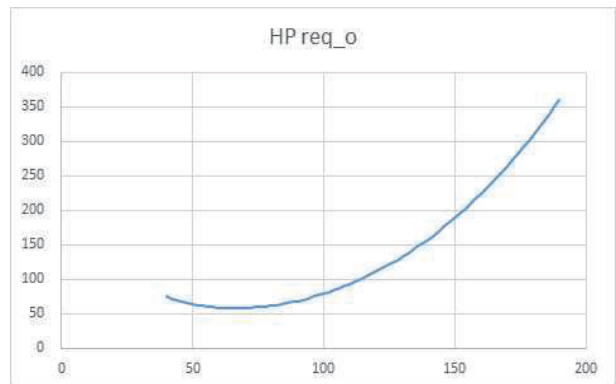


Fig. 11 KC-100 Power Required Curve

이때의 대기속도는 145KCAS로 산출되었으며, 연료흐름은 220lbs/hr이다. BSFC는 0.424lbs/HP/hr으로 180분의 임무비행동안 연료는 220.1lbs (99.8kg)를 소모하는 것으로 산출되었다.

4.3.9 회귀비행 (50분)

임무를 수행한 후에 착륙하기 위한 지점으로 비행하는 단계인데, 무인기의 경우 통상적으로 이륙한 지점으로 복귀하는 것으로 가정하는 경우가 많다. 이 단계에서는 최대 항속거리에 적합한 대기속도로 비행하는 것이 타당하다.

그러나 본 연구에서 기본 운용시나리오에서는 항속거리 기준이 아닌, 비행시간만을 기준으로 설정되어 있어서 임무비행과 동일한 대기속도로 비행하는 것으로 가정하여 산출한다.

비행체 중량 3,315lbs (1,503kg)에서 시작하는데 50분의 회귀비행동안 연료흐름은 68lbs/hr이며, BSFC는 0.424lbs/HP/hr로 연료는 61.1lbs (27.7kg)를 소모하는 것으로 산출되었다.

4.3.10 접근 하강 (5분)

회귀비행 이 후에 착륙을 위하여 하강하는 단계인데, 착륙지점까지의 거리와 비행고도에 따라 엔진 출력과 대기속도가 상이하다. 통상적으로 idle 이상의 출력이 요구되는데, 70BHP의 엔진출력으로 88KCAS의 대기속도로 비행하는 것으로 가정한다.

비행체 중량 3,254lbs (1,476kg)에서 본 단계가 시작하여, 5분 동안 연료흐름은 55lbs/hr이며, BSFC는 0.490lbs/HP /hr으로 연료는 2.9lbs(1.3kg)를 소모하는 것으로 계산되었다.

4.3.11 착륙접근 및 착륙 (5분)

접근착륙 절차에 따라 활주로 방향으로 착륙고도로 접근한 후 착륙경사각을 따라 접근착륙을 실시하고 착륙 직전 Flare를 통해 착륙 충격을 최소화하여 활주소에 착륙하고 감속 후 정지한다.

통상적으로 idle 이상의 출력이 요구되는데 본 연구에서는 60BHP의 엔진출력으로 착륙 플랩 형상 시의 실속속도의 1.3배인 80~85KCAS의 대기속도로 비행하는 것으로 가정한다.

비행체 중량 3,251lbs(1,475kg)에서 본 단계가 시작하여, 5분 동안 연료흐름은 50lbs/hr이며, BSFC는 0.510lbs/HP /hr으로 연료는 2.6lbs(1.2kg)를 소모하는 것으로 산출되었다.

4.4 임무 시나리오 분석 결과

KC-100 기본형상에 적재된 연료량으로 운용개념을 만족하는지 여부를 판단하기 위하여 임무 시나리오 각 비행단계 별로 대기속도, 비행고도, 대기밀도, 비행체 중량, 필요마력 등의 비행형상과 연료소모량을 분석하였다. 이에 대한 분석 결과는 Table 2에 제시하였다.

1단계의 임무계획 수립부터 11단계의 착륙접근 및 착륙을 수행한 결과 KC-100 기본형상은 약 60Gallon, 즉 351lbs(159kg)의 연료를 소모하는 것으로 산출되었다. 통상적으로 실제의 연료 소모량은 산출된 예상치를 상회하므로 이를 보정하기 위한 factor가 필요한데, 본 연구에 있어서는 8%를 적용한다.

이에 따라 임무 시나리오를 수행하기 위한 총 연료 소모량은 65Gallon(380lbs, 172kg)이 산출되었으며, 이는 총 연료 적재량 88Gallon(517lbs, 234kg)의 73%를 차지한다. 즉 총 연료 적재량 517lbs(234kg) 중에서 380lbs(172kg)의 연료가 소모되므로 연료에 대한 유상하중(payload)은 137lbs(62kg)가 된다. 만일 KC-100에 무인화 시스템을 적용한다면 유인기에서의 조종사는 배제되므로 공허중량 2,920lbs (1,324lbs)에 임무 시나리오에 소요되는 연료 380lbs (172kg)와 임무장비 EO/IR 중량 220lbs (100kg)를 합한 값 3,520lbs(1,597kg)가 비행체의 중량이 된다. 즉, 최대 이륙중량 3,600lbs(1,633kg)를 유지하기 위해서는 무인화시스템 적용(장착 및 탈착) 장비의 중량은 80lbs (36kg) 이하가 되어야 한다.

5. 결 론

KC-100 무인기에는 용도에 따라 EO/IR을 동체에 장착할 예정이며, 이에 따라 형상항력이 증가할 것으로 추측된다. 최소의 필요마력은 EO/IR이 장착되지 않은 기본 형상으로 3,000feet 압력고도에서는 대기속도 64.0KCAS에서 63.2BHP으로 산출되었다.

KC-100에 무인화시스템을 적용하여 적재된 연료량으로 운용개념을 만족하는지 여부를 판단하기 위하여 KC-100 기본형상을 기준으로 임무형상(Mission Profile)을 수행하기 위하여 소모되는 연료량을 추산하였다. 총 연료 적재량 88Gallon(517lbs, 234kg) 중에서 임무형상을 수행하기 위한 총 연료량은 65Gallon (380lbs, 172kg)이 산출되었다.

Table 2 Results of Mission Profile Analysis of CTsUA System

No	Parameter		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	계
			Mission Planing	Flight Plan/Path Up Load	Before Flight Check	Engine Start & Taxiing	Take- off	Climb	Flight Path Allow- ance	Mission Flight	Return Home	Decent & Appro- ach	Landing & Power Stop	
①	Time	분	-	3	30	15	1	10	1	180	50	5	5	300
②	CAS	KTS	0	0	0	0~10	69~72	104	145	145	145	88	80~85	
③	A/C Weight	lbs	3600.0	3600.0	3600.0	3589.0	3581.4	3577.5	3539.2	3535.4	3315.3	3254.2	3251.3	3248.8
		kg	1632.9	1632.9	1632.9	1627.9	1624.5	1622.7	1605.3	1603.6	1503.8	1476.1	1474.8	1473.6
④	Power R'q	HP	off	off	idle	idle 이상	315	315	315	64	64	idle 이상	idle 이상	
⑤	Power	HP	0	0	40	60	315	315	315	173	173	70	60	
⑥	F/F	lbs/ hr	0	0	40	50	220	220	220	68	68	55	50	
⑦	BSFC	lbs/ HP/ hr	0	0	0.550	0.510	0.730	0.730	0.730	0.424	0.424	0.490	0.510	
⑧	Fuel Consm'p (①×④ ×⑦×k)	lbs	0	0	11.9	8.3	4.1	41.4	4.1	237.7	66.0	3.1	2.8	379.3
		kg	0	0	5.4	3.8	1.9	18.8	1.9	107.9	30.3	1.4	1.3	172.2
		k=1.08	%	0	0	2.5	1.7	0.9	8.6	0.9	49.6	13.8	0.6	0.6
⑨	Altitude	ft	0	0	0	0	0~50	50~ 3000	3000	3000	3000	3000~ 50	50~0	
⑩	Density	Lbf/ ft ³	0.002378	0.002378	0.002378	0.002378	0.002378	0.002277	0.002175	0.002175	0.002175	0.002277	0.002378	

KC-100 기본형상의 공허중량 2,920lbs(1,324lbs)에 임무 시나리오에 소요되는 연료 380lbs(172kg)와 임무장비 EO/IR 중량 220lbs (100kg)를 합한 값 3,520lbs(1,597kg)가 비행체의 중량이 된다.

만일 KC-100에 무인화 시스템을 적용한다면, 최대 이륙중량 3,600lbs(1,633kg)를 유지하기 위해서는 무인화시스템 적용(장착 및 탈착) 장비의 중량은 80lbs (36kg) 이하가 되어야 하는 것으로 분석되었다.

후 기

본 연구는 국토교통부의 재원으로 국토교통과학기술진흥원의 '소형무인비행기 인증기술개발' 사업의 지원을 받아 수행되었습니다.

References

- [1] D. W. Koh, "The Development and Performance of KC-100," *KSAS 2017 Spring Conference*, vol. 135, pp. 425-426, May 2017.
- [2] J. Y. Lee, "D. W. Koh, "The Development and Performance of KC-100," *KSAS 2017 Fall Conference*, vol. 135, pp. 51-52, November 2017.
- [3] Dae-wook Kim, Sung-soo Kang, Chan-jo Kim Bong-gil Wu, "Study on The Propulsion System Flight Test of KC-100 Small Airplane," *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol.7, No.2, pp.15-22, June, 2013.
- [4] Jinpyong Jung, Sungwoo Yoo, Baekjun Yi, "Study on Aircraft HIRF Protection Design and Certification

- Process,” *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol.7, No.2, pp.47-54, June, 2013.
- [5] Chanjo Kim, Jihan Seo, Wonjoong Lee, “Study on Flight Test Practice of the Small Civil Airplane Development for Pitot-Static System's Error Identification,” *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol.7, No.3, pp.33-38, September, 2013.
- [6] C. S. Yoo, “Development of Certification Technology for Small Unmanned Aerial Vehicle Systems,” *The Research Development Plan, Korea Aerospace Research Institute*, pp. 1-120, Feb. 2019.
- [7] J. H. Lee, “The Analysis of Mission Scenario of the CTsUA,” *The Engineering Paper CTsUA-KARI-ED-001v1.0, Korea Aerospace Research Institute*, pp. 1-21, Feb. 2020.
- [8] C. S. Yoo, “The Operational Requirement Document of the CTsUA,” *The Research Paper CTsUA-KARI-DS-004v1.5 CTsUA ORD, Korea Aerospace Research Institute*, pp. 1-22, Oct. 2019.
- [9] “ENGINE MODEL SPECIFICATION - AIRCRAFT ENGINE MODEL TSIO-550-K,” *DOCUMENT CONTROL: DMS_ TSIO550K_2011-03-01, Teledyne Continental Motors, Inc.*