

Research Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2023.27.6.041>

무인기 연료탱크 비가압식 시스템 설계 및 해석

김수현^{a,*}

Design and Simulation of Non-Pressurized Fuel Tank System of UAV

Suhyun Kim^{a,*}^a Aerospace Technology Research Institute, Agency for Defense Development, Korea^{*} Corresponding author. E-mail: 1suhyunkim@add.re.kr

ABSTRACT

When designing of the fuel system of aircraft, it has to be considered that the operating environment, maximum operating conditions, maneuvering conditions regarding negative and zero G condition, fuel type(whether or not there is auxiliary fuel), and so on. In this paper, design and simulation were performed to determine whether the fuel tank should be pressurized or not. The simulation results from AMESim which is software to analysis fuel transfer and supply system showed that non-pressurized fuel tank feed system can be possible to applied to the UAV because there is no cavitation and rapid pressure changes at the engine inlet. Furthermore, mass flow rate and pressure which are the requirements at the engine inlet are satisfied within the scheduled operating altitude range(30,000 ft).

초 록

항공기의 연료계통을 설계할 때는 운용 환경, 최대 운용 조건, negative 와 zero G 등을 포함하는 기동 조건, 연료의 종류(보조연료가 있는지 없는지) 등을 고려하여야 한다. 본 논문에서는 개발 중인 무인기의 연료 공급 시스템 설계 및 해석을 통하여 연료 탱크 가압 여부를 결정하였다. 이를 위하여 연료의 이송과 공급 계통을 해석하는 상용 프로그램인 AMESim(Simsenter, 2020버전) 해석을 수행하였으며, 그 결과 엔진 입구에서 급격한 압력변화나 공동현상이 발생하지 않는 것을 확인하였다. 따라서 설계된 무인기에 비가압식 연료탱크 공급 시스템이 적용 가능하다고 판단하였으며, 이때 엔진 입구에서의 유량과 압력 요구 조건은 예정된 운용 고도 영역(30,000 ft) 내에서 만족하는 것을 확인하였다.

Key Words: Fuel System(연료시스템), Fuel Feed System(연료공급계통), Pressurized Fuel Tank(가압식 연료탱크), Non-Pressurized Fuel Tank(비가압식 연료탱크), AMESim(아메심)

1. 서 론

Received 4 September 2023 / Revised 6 November 2023 / Accepted 11 November 2023
Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

항공기 연료시스템은 항공기의 기동이나 고도와 관계없이 운용 간 엔진에서 요구하는 유량과

압력으로 연료를 안정적으로 공급할 수 있어야 하며, 동체 내 연료탱크 간 원활한 연료이송이 가능해야 한다[1,2].

항공기의 연료 시스템은 연료를 저장하는 연료 저장계통, 연료탱크 간 이송 및 공급계통, 연료의 급유 및 배유 계통, 연료탱크 내의 압력을 대기압과 맞추어 주는 통기 계통, 탱크 내의 연료량을 측정하고 알려주는 연료량 측정 계통으로 그 기능에 따라 분류할 수 있다.

연료이송, 공급 방식은 크게 중력식과 펌프 가압식으로 나눌 수 있다. 중력식은 각 날개에 연료탱크가 있는 고익기의 경우에 적용되는 방식으로, 중력(높이차)을 이용하여 연료를 이송, 공급한다. 반면 펌프식은 이송펌프 혹은 제트펌프를 이용하여 연료를 이송, 공급하는 방식으로, 연료탱크가 엔진 위쪽에 있지 않은 경우에 1개 이상의 펌프를 사용하여 펌프 가압을 통하여 엔진으로 연료를 공급하게 된다. 전투기와 같이 negative G 기동이 있는 고기동 항공기나 고고도에서 비행하는 항공기의 경우에는 연료의 비등(기화, 증발) 방지와 비산을 막기 위하여 연료탱크 가압식이 추가로 필요하다.

본 논문에서는 무인항공기의 상세설계 과정에서 타항공기의 연료계통 가압식, 비가압식 적용 사례와 사유를 조사하였다. 또한, 비가압식 연료탱크를 적용하였을 때 엔진으로 연료를 안정적으로 공급할 수 있는지를 확인하기 위하여 상용

프로그램인 AMESim(Simcenter, 2020버전)을 통해 시스템 해석을 수행하였다. 시스템 해석은 연료 공급 탱크에서 엔진까지의 연료 공급 라인을 모델링 하였으며, 그 결과를 포함하였다. 최종적으로 조사한 내용과 해석 결과를 바탕으로 무인기의 연료탱크의 가압식 필요 여부를 결정하였다.

2. 타 항공기 사례

Table 1은 타 항공기의 연료 계통 사례를 조사하여 정리한 것이다. 표에서 보이는 바와 같이 대부분의 조사된 전투기의 경우에는 모두 펌프식, 연료탱크 가압식을 적용한 것으로 파악되었다.

Hawk 항공기는 negative G 기동을 할 때 연료를 안정적으로 공급하고, 높은 고도에서 연료가 기화하는 것을 방지하기 위하여 가압한다[3]. 또한 외부에 연료탱크가 있어 펌프만으로 이송 성능이 부족하여 연료탱크를 가압하는 것으로 확인하였다. 10.2~167 psiG 의 엔진의 bleed air 를 받아서 탱크를 가압하는 방식이며, bleed air 의 공급이 중단될 경우에는 ram air의 압력으로 내, 외부 탱크를 가압한다. T50의 경우 siphon tube를 통한 가압식을 적용하였으며, 그 목적은 연료의 이송이 원활하게 하는 것이다[4]. F16, F18, F15, F106은 모두 외부에 연료탱크가 있는 항공기이며, 연료를 이송하고 고고도에서 연료의

Table 1. Comparison of other aircraft fuel system cases.

비교항목	전투기							수송기	
	Hawk	T50	F16	F18	F15	F106	B2	C5	C130
운용고도 (ft)	45k	40k	50k	54k	60k	57k	50k	39k	33k
추력 (lb)	6500	17000	17000	17000	15000	17200	17300	5100	8600
사용연료	JP-8	JP-8 JP-4	JP-4, JP-5, JP-8	JP-4, JP-5	JP-4, JP-8	JP-4	JP-4	JP-4, JP-8	JP-4, JP-8
펌프식	○	○	○	○	○	○	○	○	○
연료탱크 가압식	○	○	○	○	○	○	△	○	X

증발을 방지하기 위한 목적으로 가압한다[5]. B2 스피릿은 개발 중에 JP-4(Kerosene+Gasoline) 연료가 주 연료에서 비상 연료로 변경됨에 따라 연료탱크 가압시스템이 삭제되었고, 고온의 JP-4 사용 시에는 연료탱크 가압을 하는 것으로 확인하였다[6]. 또한, negative, zero G 관련하여, G 조건에 따라 작동되는 double inlet pump를 적용하였고, 펌프의 입구부는 요구도에 따라 개조하여 사용하는 것을 확인하였다.

수송기인 C5는 유인항공기로, 생존성 향상과 원활한 연료이송을 위하여 가압하며 좌측 연료탱크의 압력을 이용한 siphon 장치가 존재한다. 또한 C130은 연료탱크 가압시스템을 미적용한 항공기로, 고온의 JP-4 연료를 사용할 경우 29,000 ft 까지 최고상승률을 적용하고, 29,000 ft 이상일 경우 분당 300 ft 의 상승률을 적용하는 등의 일부 상승성능 제한을 두는 것을 확인하였다[7]. 고온, 고상승률, 고고도에서는 연료가 증발할 수 있기 때문에 이를 방지하여야 하기 때문이다. 그러나 같은 항공기여도 JP-8(Kerosene) 연료를 사용할 때는 특별한 상승성능 및 운용 제한이 없는 것으로 파악하였다.

Table 1에 조사된 항공기는 주로 주 연료, 보조 연료로 JP-4를 사용하였으며, 이로 인해 연료탱크 가압식이 필수적으로 적용되었음을 알 수 있었다. JP-8을 주 연료로 사용하는 Hawk 항공기가 가압식을 적용한 이유는 외부 탱크의 용량이 커서 가압을 하지 않으면 펌프만으로는 연료이송이 어렵고, 연료 공급 탱크(Feed Tank)의 만충 유지를 하기 위한 목적으로 판단된다. 또한, 유인항공기(C5)는 생존성 향상을 위하여 가압시스템을 적용하는 것을 확인하였고, 비가압 항공기(C130)는 상승성능에 일부 제한을 두는 것을 알 수 있었으며, 연료탱크 가압시스템 미적용에 따른 특별한 기동 성능 제한은 없는 것으로 파악되었다.

조사된 내용을 통하여 대부분의 운용 중인 전투기는 가압식의 연료탱크를 적용하는 것으로 확인하였지만, 일부 항공기의 경우에는 비가압식 연료 시스템을 적용하는 것으로 파악하였다. 이를 바탕으로 항공기의 연료 시스템 설계 시에는

외부 연료탱크의 유무 및 크기, 최대 운용고도 및 주 운용고도 등의 운용환경, negative G 기동 조건 등을 고려하여 연료탱크 가압 여부를 결정할 필요가 있다.

3. 연료시스템 설계 및 고려 사항

3.1 연료 시스템 기본 설계

설계된 무인기의 연료 시스템의 연료탱크 배치 형상은 Fig. 1과 같다. 연료 탱크는 총 6개이고, 위치에 따라 전방 탱크(FWD Tank), 연료 공급 탱크(Feed Tank), 중앙 동체 탱크(CTR Tank), 후방 탱크(AFT Tank), 좌, 우 날개 탱크(LW, RW Tank), 통기 탱크(Vent Tank)로 구성되어 있다.

시스템 배치는 Fig. 2와 같으며, 동체 탱크(Fuselage Tank)는 중앙 및 후방탱크를 포함하여

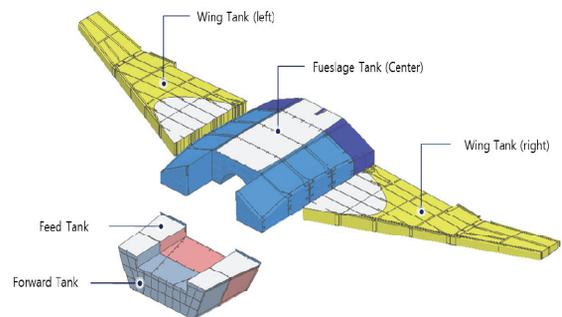


Fig. 1 Schematic of fuel tanks.

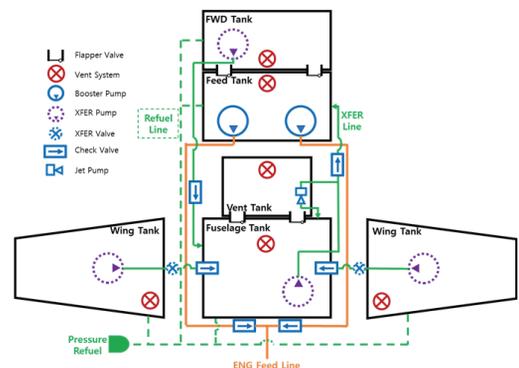


Fig. 2 Schematic diagram of fuel supply and vent system.

표시하였다. 연료는 동체 탱크(Fuselage Tank), 전방 탱크(FWD 탱크), 연료 공급 탱크(Feed Tank), 좌, 우익 탱크(Wing Tank)에 각각 압력식으로 급유되며, 플래퍼 밸브를 통해 전방 탱크에서 연료 공급 탱크로, 통기 탱크에서 동체 탱크로 이송되도록 하였다. 또한 각각의 탱크는 통기 시스템이 있으며 이 시스템은 통기 탱크와 연결되도록 설계하였다. 연료는 이송펌프와 제트 펌프를 통해 모두 동체 탱크로 이송되고, 동체 탱크에 모인 연료는 연료 공급 탱크로 이송펌프를 통해 이송된다. 연료 공급 탱크에 모인 연료는 승압펌프(Booster Pump)를 통하여 엔진에 공급되도록 구성되었다.

3.2 연료 시스템 설계 시 고려 사항

3.2.1 연료탱크 가압식

연료탱크를 가압하는 이유는 항공기가 negative G 기동을 할 때 탱크 내에 연료가 비산하는 것을 막아 엔진으로 연료가 안정적으로 공급되도록 하기 위함이다. 탱크를 적절한 압력으로 가압을 하게 되면 고고도의 낮은 기압에서 연료가 탱크 내에서 기화되는 것을 방지할 수 있고, 연료를 소모하면서 탱크 내의 기압이 낮아지질 때 펌프 입구 압력이 떨어지면서 펌프의 효율이 떨어지는 것을 방지할 수 있다. 유인항공기의 경우에는 생존성 향상을 위해 Tank inerting System 적용에 따라 연료탱크를 가압하기도 한다. 연료탱크를 가압하는 방법은 엔진 Bleed air나 Ram scoop을 이용해서 가압한다.

일반적으로 Zero G(0g)에서는 3축 방향 가속도가 없는 상태이므로 유체의 거동이 거의 없으며, 항공유의 표면장력으로 인하여 유체의 거동이 Zero G에서 크지 않다. Zero G는 항공기가 기동할 때 positive G에서 negative G로 가는 과정에서 순간적으로 지나가기 때문에 Zero G로 인한 연료의 비산을 고려할 필요는 없다. 하지만 고기동 시 탱크 내의 연료의 거동을 완벽히 예측할 수는 없으므로 연료 공급 안정성 확보를 위해서는 연료탱크 가압식을 고려해야 한다.

Table 2는 연료탱크 가압식과 비가압식을 비교한 것이다. 가압식은 비가압식에 비해 구성품

Table 2. Comparison of fuel tank pressurized and non-pressurized type.

비교 항목	내용	연료탱크	
		가압식	비가압식
안정성	높은 운용고도 및 고기동시 연료 공급의 안정성	장점	단점
	펌프 고장시, 흡입식 연료공급 마진 확보 (공동현상 억제)	장점	단점
성능영향성	Bleed Air나 Ram Scoop 사용하여 가압	영향성 없음	
중량	구성품 종류 및 수량, 구조 영향으로 인한 중량 증가	단점	장점
가격	구성품 수량 증가	단점	장점

종류 및 수량 증가로 인하여 중량과 가격 측면에서는 약점이지만, 안정성 측면에서는 장점을 지닌다. 따라서, 운용고도 및 연료이송 용이성 등을 고려하여 가압 여부를 최종결정하여야 하며, 비가압식 연료탱크로 설계 시에는 펌프의 이중화를 통하여 고장에 대비할 필요가 있다.

3.2.2 공동현상(Cavitation)

공동현상이란 유체의 속도 변화에 의한 압력 변화로 인하여 유체 내에 공동(증기 기포)이 생기는 현상을 말한다. 빠른 속도로 운동하는 유체의 압력이 증기압 이하로 떨어지면, 유체의 일부가 기화하며 유체 내에 기포가 발생한다. 유체 내 발생된 기포는 배관 내의 유체 흐름을 방해해 EDP(Engine Driven Pump)입구의 유량, 압력이 감소하고 이로 인하여 원하는 엔진 성능을 낼 수 없게 된다. 또한, 펌프 내부에 기포가 발생하면 회전력에 문제가 발생하여 일정하게 유체를 밀던 힘이 감소하게 된다. 기포는 임펠러에 부딪히면서 진동과 소음을 발생시킬 수 있으며, 다시 압력이 높아지는 곳에서 기포가 붕괴를 일으켜 임펠러를 침식시키기도 한다[9].

짧은 시간 내에 대유량을 사용할 때는 이러한 공동현상이 발생할 가능성이 매우 크다. 항공기

가 저고도에서 고고도로 단시간 내에 급격하게 상승할 때에는 엔진 입구에서 순간적으로 많은 연료가 필요하게 되고, 이로 인하여 펌프의 입구 압력과 엔진의 입구 압력이 급격히 떨어진다. 떨어진 압력이 연료의 증기압보다 낮게 되면 연료 내에 공동(cavitation)이 생기게 되고 이는 엔진 성능에 문제를 일으킬 수 있으므로, 이러한 현상을 방지하기 위한 설계를 반드시 반영해야 한다.

공동현상을 방지하기 위해서는 배관을 완만하고 짧게 설계하여야 하며, 압축펌프를 사용하여야 한다. 또한, 회전차를 수중에 완전히 잠길 수 있도록 설계하여야 하며 마찰저항이 적은 흡입관을 사용하여 압력 손실로 인한 공동현상 발생 가능성을 줄여야 한다. 그리고 흡입 쪽에 탱크가 있는 경우에는 일정 수두를 유지하여 펌프 입구 압력을 높여주어야 하며, 펌프의 운전은 규정 회전수를 반드시 준수하여 회전시켜야 한다.

4. 연료 시스템 해석

4.1 시스템 모델링

해석에 사용한 모델은 Fig. 3과 같으며, 엔진 공급 라인을 확인하는 것이 중요하기 때문에 통기 탱크와 연료 공급 탱크만 고려한 모델로 단순화하였다. 연료탱크는 venting port와 fueling port로 구분되며, venting port는 통기 탱크와 연결되는 라인, fueling port는 엔진과 연결되는 연

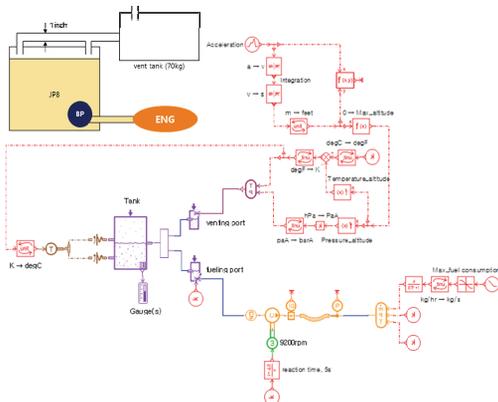


Fig. 3 Fuel System Model in AMESim.

료 공급 라인이다.

Venting port에는 고도별로 계산된 압력과 온도가 입력되도록 하였으며, 연료탱크는 고도에 따라 대기 온도가 변할 때 영향을 받는 것을 고려하여, 외부 온도와 평형이 되도록 설정하였다. 그리고 연료와 공기의 온도는 탱크 내에서 homogeneous 하다고 가정하였다.

Fueling port는 엔진으로 연료를 공급할 수 있도록 원심펌프와 배관을 모델링 하였으며, 배관 후반부에는 엔진에서 요구하는 유량과 압력 조건을 입력할 수 있도록 하였다. 연료펌프는 원하는 조건에 따라 정격 rpm과 성능곡선을 직접 입력할 수 있도록 하였다. 실제로 설계 시 고장에 대비하여 승압펌프는 이중화를 하였으나, 본 해석에서는 승압펌프 1개로도 엔진에서 요구하는 조건을 만족하는지를 확인해야 하므로 모델에는 펌프 1개만을 반영하였다.

4.2 해석 조건

시스템 해석 조건은 고도의 경우 Sea level에서 고도 30,000 ft, 40,000 ft 연료 온도는 -40도, +43도에 대해 수행하였고 이때 대기의 온도와 연료 온도는 고도별로 변하는 대기의 온도를 반영하여 이것이 연료의 온도라고 가정하여 해석하였다. 고도에 따라 탱크 내의 연료 온도 변화 조건을 추가하여 추가 보완하여 해석을 수행할 예정이다. 기동은 pull up 등의 급기동(PLA 0 → 100%)을 고려하였고, 배관은 직경과 길이는 설계자료를 그대로 입력하였지만, 형상은 단순화하여 반영하였다. 배관의 마찰계수는 Reynolds 수와 배관의 거칠기로부터 결정되는 프로그램상의 설정값을 사용하였다. 연료탱크의 크기와 용량은 설계자료를 입력하였다. 연료탱크의 수위는 연료가 소모함에 따라 수위가 낮아지는 영향성을 반영하여 해석을 수행하였으며, 승압펌프(원심펌프)는 제조사로부터 입수한 정격 rpm에 해당하는 성능 곡선 정보를 입력하였다. 본 논문에서 고려한 엔진은 5,500 lb 급의 터보팬 엔진이며, 엔진 입구의 연료 압력 요구 조건은 각각 20.4~41.7 psiA, 유량 요구 조건은 1700 kg/hr (0.4722 kg/s) 이다. 실제 항공기 엔진의 요구 유량은 고

Table 3. Summarization of analysis conditions.

	연료온도 degC	운용고도 ft	엔진입구 압력 psiA	공급유량 kg/s
Fig.4	-40	30,000	20.4 ~ 41.7	0.4722
Fig.5				
Fig.6				
Fig.8	+43	40,000		
Fig.9				

도 및 기동 조건에 따라 다양하게 변화하지만, 본 연구에서는 엔진이 최대 유량을 고도나 기동이 변화할 때에도 계속해서 일정하게 공급받는 조건에서 엔진 입구의 압력변화나 현상에 대해 해석한 것이다. 아래 표는 각 해석 조건을 정리한 내용이다.

4.3 해석 결과 및 분석

4.3.1 고도에 따른 해석 결과

Fig. 4는 엔진 입구에서 고도에 따른 질량유량과 압력 값을 보여준다. 엔진의 압력 요구 조건은 박스로 표시하였고, 유량 요구 조건은 점선으로 표시하였다. 그림과 같이 고도가 증가함에 따라 엔진 입구 압력이 떨어지기는 하지만 해석한 조건인 sea level에서 30,000 ft 까지에서는 압력과 유량 요구조건을 만족하는 것을 확인할 수 있다.

4.3.2 엔진 입구에서 시간에 따른 변화

Fig. 5는 고도가 증가할 때 시간에 따른 질량유량과 압력 결과를 보여준다. 급기동 시에 엔진 입구에서 약 6.5초 후 엔진 요구조건을 만족하는 것을 확인하였으며 유량과 압력은 각각 0.4722 kg/s, 20.4 psiA 였다. 또한, 이는 연료 공급 탱크의 설계 용량을 고려한 결과이므로 전 운용 시간에서 엔진의 요구조건을 충족함을 확인할 수 있었다. 시간에 따라 엔진 입구에서 압력이 감소하는 이유는 고도가 증가함에 따라 펌프의 입구 압력은 떨어지고, 펌프의 회전속도는 모델링 상에서 정격 rpm인 9,200 rpm 으로 고정하였으므로 엔진의 입구 압력 또한 시간이 지남에

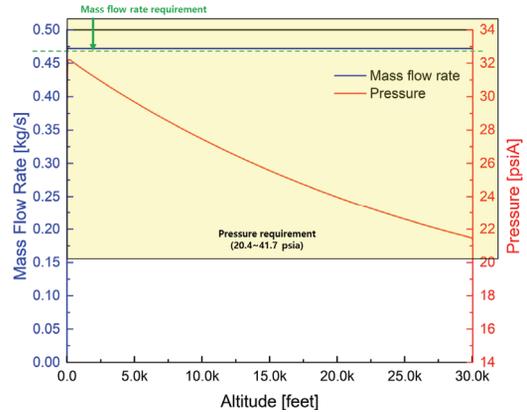


Fig. 4 \dot{m} and P as a function of Altitude.

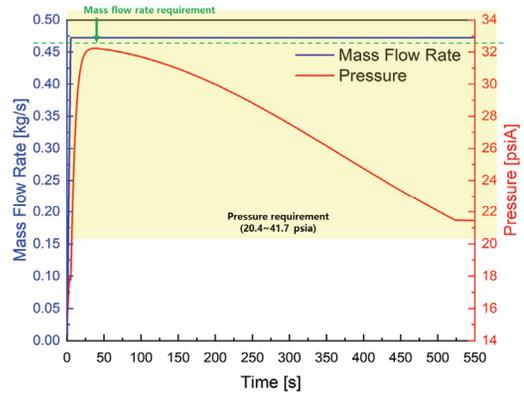


Fig. 5 \dot{m} and P at engine inlet.

따라 떨어지기 때문이다. 그러나 안정적인 연료 공급시간인 6.5초 후 최저 압력이 20.4 psiA 를 초과하므로, 엔진 요구조건은 30,000 ft 내의 범위에서 충족하였다. 6.5초 이전에는 엔진의 최소 압력 요구조건을 충족하지 못하지만, 유량 요구 조건은 약 1.8초 후 만족하고, 이때의 압력은 16.5 psiA 이고, 엔진은 정격 rpm으로 회전하고 있는 상태이므로 엔진 연료 공급에는 문제가 없는 것으로 판단된다.

Fig. 6은 Fig. 5를 확대한 그래프이며, 급상승에 따른 엔진 입구에서 cavitation 발생 여부를 확인한 것이다. cavitation은 앞서 기술된 바와 같이 급격한 압력변화가 있는 경우에 발생할 가능성이 큰데, Fig. 6에서 보이는 바와 같이 항공기가 급상승하는 조건에서도 고도에 따라 급격

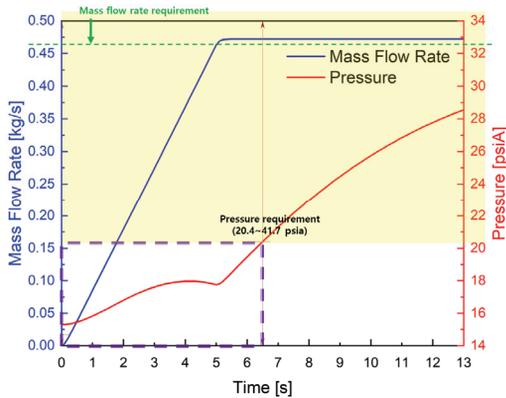


Fig. 6 Time to meet engine inlet requirement.

한 압력 강하는 없으므로 엔진 입구에서 cavitation 은 발생하지 않는 것으로 판단하였다. Fig. 6의 6.5초 이하에서 압력변화의 속도가 완만하다가 증가하는 이유는 승압펌프가 정지상태에 있다가 정격 rpm까지 가동되는 과정에서 발생하는 현상으로 이해할 수 있다. 정지상태에서 가동될 때는 펌프의 회전수가 작아서 엔진 입구에서의 연료 압력 또한 낮고 변화량도 적지만, 정격 rpm에 도달했을 때는 회전수가 충분하기 때문에 압력 변화량 또한 증가하는 것으로 판단된다.

4.3.3 승압펌프 입구에서 고도에 따른 변화

시스템 해석에 사용한 연료인 JP-8(Kerosene)의 경우 온도에 따른 증기압은 식 (1)로 계산할 수 있으며, 고도에 따른 온도의 변화량은 식 (2)와 같다.

$$P[kPa] = 2779.43 \times \exp\left(-\frac{1773.77}{T[K]}\right) \quad (1)$$

$$\Delta T[\text{deg F}] = (3.5 \times \Delta H[\text{feet}]) / 1000 \quad (2)$$

Fig. 7은 고도에 따른 펌프 앞단의 압력과 해당 고도에서의 증기압을 보여준다. 식 (1)과 (2)를 통해 계산된 그래프는 점선으로 표시하였고, 펌프 앞단의 압력은 실선으로 표시하였다. 승압펌프 입구의 압력은 고도가 증가함에 따라 감소하지만, 급격한 압력변화는 나타나지 않았다. 가장 높은 고도인 30,000 ft 에서 펌프 입구 압력

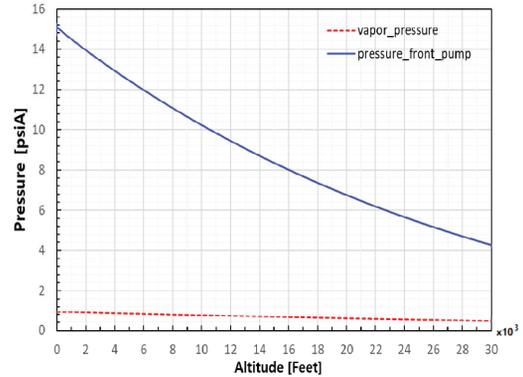


Fig. 7. Pressure at boost pump inlet and vapor pressure as a function of altitude(30,000ft).

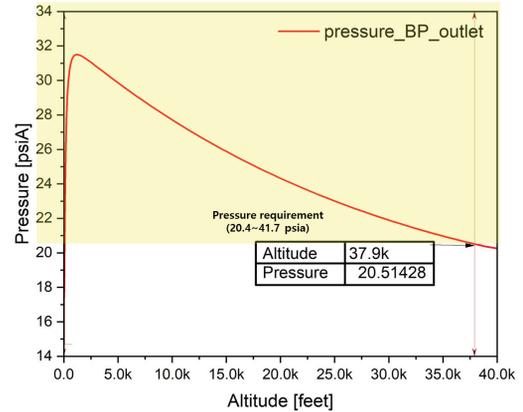


Fig. 8. Pressure at boost pump outlet from SL to 40,000ft.

은 약 4.21 psiA 로 나타났으며 이는 연료의 증기압인 0.456 psiA 보다 높으므로 펌프 앞에서의 공동현상은 발생하지 않는다는 것을 확인하였다.

4.3.4 지상연료 온도 조건, 고고도에 따른 압력 변화 지상연료 온도조건 43degC를 적용하여 40,000 ft 까지 급상승하는 동안의 공동현상 발생 여부를 확인하였으며 그 결과는 다음과 같다.

Fig. 8은 40,000 ft 에서 펌프 후단의 압력을 나타낸 것이다. 그림에서 보이는 바와 같이 고도 약 37,900 ft 까지는 엔진 입구 압력 요구조건 (20.5 psiA 이상)을 만족하는 것을 확인할 수 있었고, 배관의 압력 손실 등을 추가로 고려할 때 최고 고도는 더 낮아질 것으로 예상된다.

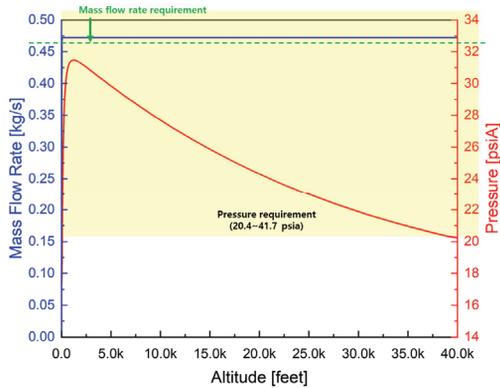


Fig. 9 Pressure at engine inlet from SL to 40,000ft.

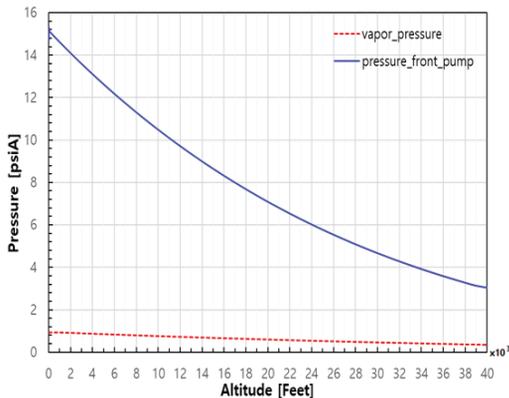


Fig. 10 Pressure at boost pump inlet and vapor pressure as a function of altitude(40,000ft).

Fig. 9는 고도(SL~40,000 ft)에 따른 엔진 입구의 유량, 압력 값을 나타낸 그래프이며, 유량은 전 고도에서 요구조건을 만족하지만 압력은 앞서 언급한 바와 같이 고도 36,909 ft 까지 만족하는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 10은 고도 40,000 ft 까지 연료의 증기압과 펌프 입구 압력을 나타낸 것이다. 마찬가지로 펌프의 입구 압력은 고도가 증가함에 따라 떨어지지만 전 고도에서 급격한 압력변화가 없고, 연료의 증기압보다 높으므로 공동현상은 발생하지 않는 것을 확인하였다. 즉, 연료 온도 43 degC에서 고도 SL~40,000 ft 까지 항공기가 급상승할 경우에 전 고도에서 펌프 앞단의 cavitation은 발생하지 않고 엔진의 유량 요구조건은 만족하지

만, 엔진의 압력 요구조건은 고도 약 36,909 ft 까지만 만족하는 것을 확인하였다. 최종 검증은 별도의 해석이 필요하나, 추가적인 압력 손실을 고려하면 최대 35,000 ft 까지 운용 가능할 것으로 판단된다.

5. 결론 및 토의

본 논문에서는 무인항공기에 비가압식 연료탱크를 적용하였을 때 엔진으로 연료를 안정적으로 공급할 수 있는지 확인하기 위하여 상용프로그램인 AMESim을 통해 시스템 해석을 수행하였고, 연료탱크의 가압식 필요 여부를 결정하였으며, 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- (1) 전투기와 같이 negative G 기동이 있는 고기동 항공기나 고고도에서 비행하는 항공기의 경우에는 연료의 비등(기화) 방지와 비산을 막기 위하여 연료탱크 가압식을 적용한다.
- (2) 가압식은 비가압식에 비해 구성품 종류 및 수량 증가로 인하여 중량과 가격 측면에서는 약점이지만, 안정성 측면에서는 장점이 있다. 따라서, 항공기의 연료 시스템 설계 시에는 외부 연료탱크의 유무 및 크기, 최대 운용고도 및 주 운용고도 등의 운용환경, negative G 기동조건 등을 고려하여 연료탱크 가압 여부를 결정할 필요가 있다.
- (3) 시스템 해석 결과 엔진 입구에서 고도가 증가함에 따라 압력이 떨어졌지만, sea level에서 30,000 ft 까지 엔진 입구에서 압력과 유량 요구조건을 모두 만족하는 것을 확인할 수 있었다.
- (4) 급상승 시에 엔진 입구에서 시동 후 약 6.5 초 후에 엔진의 입구 요구조건을 만족하는 것을 확인하였으며 이때 유량과 압력은 각각 0.4722 kg/s, 20.4 psiA 였다.
- (5) 급상승 시 엔진 입구에서 cavitation 발생 여부를 확인한 결과, 항공기가 급상승할 때도 급격한 압력 강하는 없으므로 엔진 입구에서 cavitation은 발생하지 않는 것으로 판단하였다.

- (6) 승압펌프 입구의 압력은 고도가 증가함에 따라 감소하지만, 펌프 앞단의 급격한 압력변화는 나타나지 않았으며, 가장 높은 고도인 30,000 ft 에서 입구 압력은 약 4.21 psiA 로 연료의 증기압인 0.456 psiA 보다 높으므로 펌프 앞에서의 cavitation은 발생하지 않는다는 것을 확인하였다.
- (7) 연료 온도 43degC에서 고도 SL~40,000 ft 까지 항공기가 급상승할 경우에 전 고도에서 펌프 앞단의 cavitation은 발생하지 않았고, 엔진의 유량 요구조건은 만족하지만, 엔진의 압력 요구조건은 고도 약 36,909 ft 까지 만족하는 것을 확인하였다. 최종 검증은 별도의 해석이 필요하나, 추가적인 압력 손실을 고려하면 최대 35,000 ft 까지 운용 가능할 것으로 판단된다.
- (8) 연료 공급 탱크 이외의 동체 및 주익탱크를 포함하여 설계한 연료 계통의 연료 공급 및 해석을 수행할 예정이다.

후 기

본 연구는 2023 정부(방위사업청)예산으로 수행되었습니다.

References

- Jan Moir, "Aircraft Systems", Professional Engineering Publishing, 1991.
- Chang-Duk Kong, Myoung-Cheol Kang, and Chang-Ho Lee, "Preliminary Design of Fuel System for the Smart UAV", KSPE Fall Confernece, p.p.5-8, 2004.
- BAE systems, "Hawk MK.67K aircraft", 1992.
- KAI, "Critical Item Development Specification for the KTX-2 Valve, Fuel Tank Pressure and Vent Control", 85ZP0029 Rev.A, 2000.
- United States Navy, "Natops flight manual navy model F/A-18A/B/C/D/161353 and up aircraft", 2007.
- "JSSG-2009A", pp.615-616, 2015.
- United States Navy, "Natops flight manual navy model C-130T aircraft", 2004.
- Fort Rucker, "CH-47D Fuel system", 2006.
- Patrick F. Dunn, Flint O. Thomas, Michael P. Davis, Irina E. Dorofeeva, "Experimental characterization of aviation-fuel cavitation", Physics of Fluids 22, 117102, 2010.
- Roy Langton, Chuck Clark, Martin Hewitt, and Lonnie Richards, "Aircraft fuel systems", Encyclopedia of Aerospace Engineering, Korea Aerospace Research Institute, Vol. 8, No. 1, pp.96-103, 2010.
- Gyoung-Sub Kil, Ha-Young Lim, Kyung-Won Lee, In-Hyun Cho, "The Study Trend and Problems of Propulsion System in a Zero-gravity Environment".
- W.E. Harrison III, H.C. Mongla, S.P. Heneghan and D.R. Ballal, "Advanced jet fuels-JP-4 through JP-8 and beyond", International Gas Turbine and Aeroengine Congress & Exposition, 1995.
- Nathan Raphael do Nascimento Punheiro, and Luiz Carlos Sandoval Góes, "Modeling and Simulation of a Single Engine Aircraft Fuel System", The 15th SICFP'17, 2017.