

초고속 비행체 연료공급시스템 개념설계과정 연구

이형주* · 박정배** · 권민찬*** · 황기영***

A Study on a Conceptual Design Process of Fuel Feeding Systems for High-Speed Vehicles

Hyung Ju Lee* · Jeongbae Park** · Minchan Kwon*** · Ki-Young Hwang***

ABSTRACT

Hypersonic vehicles over Mach 5 need active cooling or thermal management systems to resolve excessive heating problems on their fuselage and engines. Endothermic fuels are widely used these days not only for the energy source but also for a heat sink. Therefore, fuel supply systems of hypersonic vehicles should be mainly composed of adiabatic fuel storage tank, cooling systems for the airframe and engine/nozzle, and fuel supply/injection systems in high pressure, high temperature, and high fuel flow rate conditions. This paper describes a conceptual design process of a hypersonic fuel supply system in order for designing a layout of the system, and identifying components and their specification requirements.

Key Words : High-Speed Vehicles, Fuel Supply System, Endothermic Fuel, Thermal Management System

1. 서 론

일반적으로 공기흡입식 엔진은 비추력 특성 면에서 로켓엔진보다 효율적이고 광범위한 속도 영역에서 보다 유연한 운용이 가능하다. 그러나 지난 40여년간 극초음속 비행은 대부분 로켓추진으로 수행되었으며, 최근 10여년 동안 세계

각국에서는 초고속 장거리 항공기, 극초음속 유도무기 및 우주발사체 등에 이용하기 위한 극초음속 비행체용 공기흡입식 추진기관 개발기술을 경쟁적으로 연구하고 있다[1]. 특히 마하 5 이상의 극초음속 유도무기는 고속화, 종말속도 증가 및 기동성 향상이 가능하여 미래 네트워크 중심의 합동 전장 환경에서 원거리 시간위급(time critical) 표적에 대한 가장 효과적인 대응 수단이며, 이에 따라 극초음속 비행체 개발을 위한 기반기술 확보는 향후 국방력 증강을 위하여 필수불가결하다. 극초음속 비행체의 주요 기술적 한계로는 광범위한 속도 영역에

†2013년 9월 16일 접수 ~ 2013년 9월 24일 심사완료

* 정회원, 국방과학연구소 4본부 미래추진기술센터 연락처, E-mail: leehjadd@gmail.com

** 정회원, 국방과학연구소 4본부 미래추진기술센터

*** 국방과학연구소 4본부 미래추진기술센터

서 작동 가능한 추진기관 개발 기술, 엔진과 비행체의 통합 설계기술, 기체 표면과 엔진 내부에서 발생하는 과도한 열의 제어 기술, 고고도 극초음속 비행 모의환경에서의 엔진 시험평가기술 등을 들 수 있다[2]. 그런데 이러한 분야들에 대한 국외의 연구 결과들이 일부 있기는 하지만, 대부분은 자국의 국방력과 우주개발 기술 보호 차원에서 관련 연구를 비공개로 진행하고 있다. 그리고 일부 공개된 연구결과들도 대부분 개념적인 내용으로 제한되어 있어서 상세한 기술적 내용을 파악하기는 매우 어려운 실정이다 [3,4]. 따라서, 향후 국내에서 극초음속 비행체를 개발하기 위해서는 핵심/기반 소요기술 파악과 그에 대한 독자적인 기술력 확보를 위하여 극초음속 분야에 대한 체계적이고 전문적인 연구가 절대적으로 필요하다.

본 논문에서는 극초음속 비행체 개발과정에 있어서 해결해야 할 여러 가지 난제들 중에서 기체와 엔진을 연료를 이용하여 냉각하면서 고온/고압의 연료를 엔진으로 공급하는 극초음속 비행체용 연료공급시스템을 개발하기 위한 선행 연구 결과를 제시하였다. 특히 극초음속 연료공급시스템을 개발하기 위한 초기 단계에서 연료공급시스템의 개념설계 과정에서 필요한 세부 단계를 정립하였으며, 극초음속 연료공급시스템의 개념설계 과정, 시스템 레이아웃 확정 과정, 소요 구성품 정의 및 규격설정 과정 등을 기술하였다.

2. 극초음속 비행체 연료공급시스템

2.1 극초음속 연료공급시스템의 특징

극초음속은 일반적으로 비행속도가 마하 5 이상인 영역을 의미하는데, 이와 같이 초고속으로 비행하는 극초음속 비행체는 엔진 타입에 따라 기체 형상이 결정되는 특성이 있으며, 유사한 속도의 극초음속 비행체라고 하더라도 다양한 형태의 기체 구조와 연료를 사용하게 된다[1]. 극초음속 비행을 위한 여러 가지 난제들 중 하

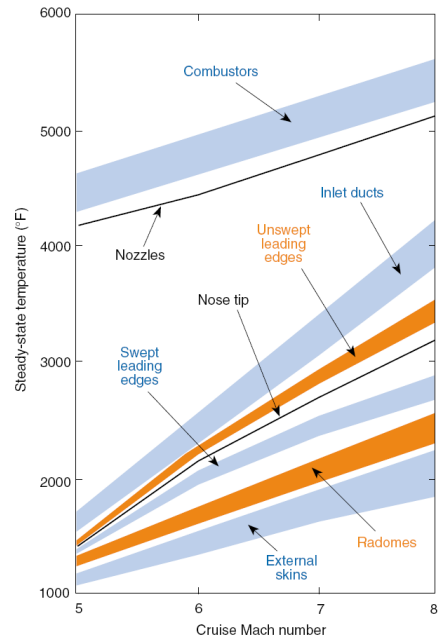


Fig. 1 Operating temperature versus Mach number for critical components at H=24km[1]

나는 기체 표면과 엔진 내부에서의 극심한 가열 문제로, 특히 높은 비행마하수로 인한 공력가열 현상에 의해 기체와 엔진은 모두 비행시의 공력 하중과 함께 극고온에 노출된다. Fig. 1에는 비행고도 24 km에서의 주요 구성품에 대한 마하수에 따른 정상상태 운용 온도를 보여주고 있으며 [1], 비행체의 운용 마하수에 따른 공기 전온도와 엔진 연소기 내부의 최대 온도는 Table 1과 같다. 마하수가 증가할수록 기체의 리딩에지 또는 노즈팁 부분은 막대한 속도에 의한 공력가열이 최대가 되는 지점으로서 고온의 온도 구배와 엄청난 공력 하중이 복합적으로 작용하기 때문

Table 1. Maximum Temperature at Some Mach Numbers[2]

마하수	4	6	8
공기 전온도	590°C (1100°F)	1370°C (2500°F)	2320°C (4200°F)
연소온도	2200°C (4000°F)	2430°C (4400°F)	2820°C (5100°F)

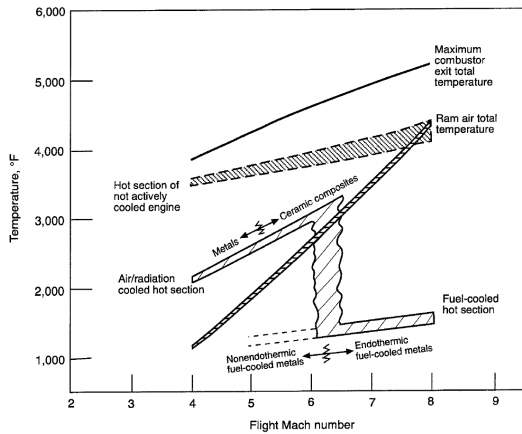


Fig. 2 Temperature requirement of engine hot sections with respect to flight Mach number[2]

에 고온용 고강도 구조재료와 함께 별도의 냉각 시스템이 필요하다. 하지만, 극초음속 비행체는 시스템의 공간과 중량이 극도로 제한되므로 비행체 내에 탑재된 흡열 연료(endothermic fuel)를 이용한 기체와 엔진의 능동 냉각방식이 현재 전 세계적으로 가장 많이 연구되고 있다[1-4]. Fig. 2에는 비행 마하수에 따른 엔진 고온부의 허용온도 요구조건이 나와 있는데, 연료를 이용한 냉각방식 적용시 구조물의 온도 요구조건이 현저히 감소하는 것을 볼 수 있다. 그러나, 상대적으로 다루기 쉬운 탄화수소계 연료도 비행체 속도가 마하 8 이상이 되면 엔진 내부와 같은 고온부 냉각시 연료 유로에서의 탄소 침적현상인 코킹(coking)이 발생하여 연료의 냉각 성능이 급격히 감소하기 때문에 사용이 불가능해진다. 따라서 마하 8 이상의 영역을 비행하는 극초음속 비행체는 에너지 밀도가 탄화수소계 연료보다 크고 코킹의 염려 없이도 냉각능력은 훨씬 나은 극저온 상태의 액체 수소(cryogenic hydrogen)를 연료로 사용하게 된다[5].

2.2 극초음속 연료공급시스템 소요기술

극초음속 비행체의 연료공급시스템의 개념도는 Fig. 3과 같다. 이와 같은 시스템은 고압/고유량의 연료를 엔진으로 원활하게 공급하는 연료 시스템 본래의 기능뿐 아니라 비행체의 전

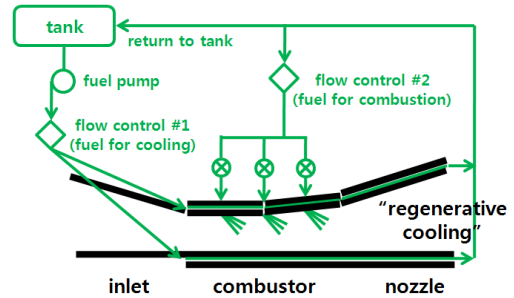


Fig. 3 Schematic diagram of hypersonic fuel supply systems[6]

운용 영역에서 작동 가능한 엔진 냉각 및 외부 공력가열의 영향을 받는 기체 구조물 냉각, 그리고 이에 따라 적정한 냉각 용량을 제공하기 위한 흡열연료의 크래킹(cracking) 등 복합적인 기능을 수행하여야 한다[3,4]. 또한 극초음속 비행체의 임무 및 엔진 타입에 따라 기체 구조의 형태가 다양하고 비행 속도에 따라 사용 연료의 성질도 현저히 달라지므로, 극초음속 연료 공급시스템은 독립적으로 설계되던 기존의 아음속 비행체용 연료시스템과 달리 기체와 엔진의 고온 열제어를 위한 체계 통합설계, 고온/고압(초임계) 연료의 대유량 공급 및 시스템의 소형/경량화가 필수적이다. 따라서 극초음속 비행체용 연료공급시스템 개발을 위해서는 기체구조-연료공급시스템-엔진의 통합 최적설계기법, 흡열반응을 동반한 열/유동 해석기술, 고온/고압/대유량 연료공급/제어장치 설계기술, 열교환장치(흡열반응기) 설계기술 등이 필요하다.

3. 연료공급시스템 개념설계과정

2장에서 언급한 극초음속 연료공급시스템의 설계 요구조건인 기체-엔진과의 통합최적설계, 고온/고압 연료의 대유량 공급기능, 흡열연료 크래킹 기능, 구성품의 소형/경량화 등을 위해서는 극초음속 비행체 시스템과 관련된 다양한 파라미터들을 고려해야만 한다. 본 장에서는 연료공급시스템 설계를 위해 고려해야 하는 사항들과 이에 따라 도출된 개념설계 과정을 순서대

로 정리하였다.

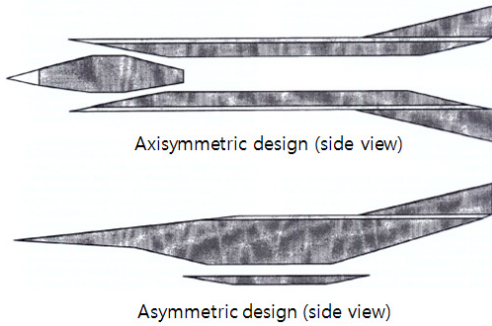


Fig. 4 Conceptual shape design of hypersonic vehicles[2]

3.1 비행체 개념형상 결정

연료공급시스템 개념설계를 위한 첫 단계는 비행체 시스템을 정의하는 것이다. 즉, 초고속 장거리 항공기, 극초음속 유도무기, 그리고 우주발사체 등 극초음속 비행체의 용도와 운용거리에 따라 비행체의 개념형상이 결정되어야 하는데 현재 사용되고 있는 대표적인 극초음속 비행체 개념형상은 Fig. 4와 같이 축대칭 형상과 비대칭 형상의 두 가지이다. 축대칭 형상은 유도무기용으로 사용하는 것이 유리하며, 비대칭 형상은 장거리 항공기용으로 적합한 것으로 알려져 있다.

3.2 비행 임무형상 정의

비행 임무형상은 연료공급시스템으로부터 엔진으로 공급되는 연료량 파악을 위해서 뿐만 아니라, 기체와 엔진으로부터 흡수해야 할 열량을

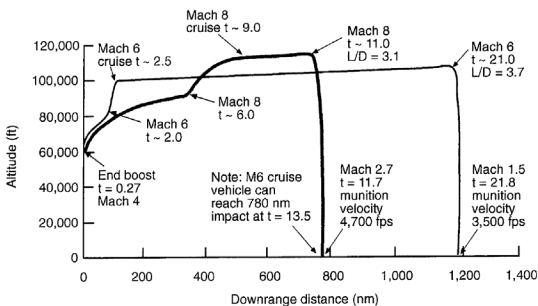


Fig. 5 Typical mission profiles of hypersonic flight[2]

분석하기 위해서도 필요하다. 즉 Fig. 5와 같이 정해진 비행체 형상에 대하여 이륙 후 비행 시간에 따른 대표적인 비행 마하수 및 고도 프로파일을 이용하면 공력가열에 의한 시간에 따른 비행체 표면의 온도분포 계산이 가능하며, 이와 함께 시간에 따라 변화하는 연료량 프로파일을 이용하면 연료의 연소에 따른 엔진 내벽으로의 열전달량 분석 및 온도분포 추산이 가능하다.

3.3 냉각 소요량 분석

비행 임무형상으로부터 기체와 엔진의 비행 시간에 따른 온도분포가 계산되면 이 결과로부터 각 부의 냉각 소요량이 결정된다. 특히 극초음속 비행시 충격파와 직접적으로 접촉하는 비행체의 노즈콘(nose cone)이나 엔진 흡입구의 카울립(cowl lip) 등은 공력가열로 인한 극심한 온도 구배의 완화를 위하여 능동냉각이 반드시 필요한 부분이므로 정확한 냉각 소요량 분석이 필요하다. 한편, 비행체 표면 온도분포로부터 연료탱크로의 열유입량과, 비행체에 탑재될 각종 전자장비의 발열량, 별도의 전자장비 냉각용 냉각장치를 채택하는 경우에는 냉매 냉각을 위한 열흡수량 등이 분석되어야 한다. 이 외에도 비행 프로파일에 따른 엔진 내벽 및 배기노즐에 대한 냉각소요량 분석이 수행되어야 한다. Fig. 6에는 비행체 각 부의 냉각 소요량 분석결과와 일례를 도시하였다.

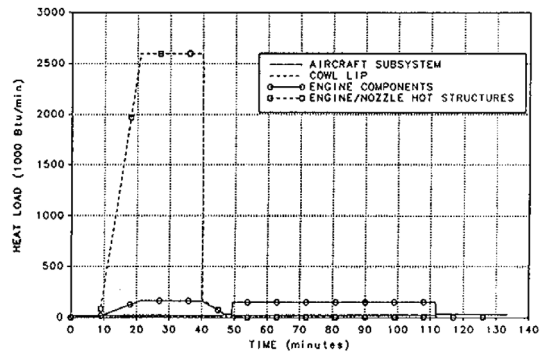


Fig. 6 Cooling requirement of major components of a hypersonic vehicle[4]

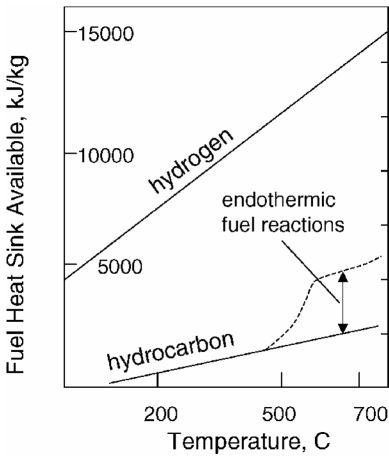


Fig. 7 Heat sink capability of LH2 and hydrocarbons[7]

3.4 연료 결정 및 흡열 특성 분석

극초음속 비행체의 대표적인 임무형상에 따른 기체 전체에 대한 냉각소요량 분석 결과가 도출 되면 열 흡수를 담당할 연료를 결정하여야 한다. 오래 전의 일부 연구에서는 Methylcyclohexane(MCH)를 연료로 이용하였는데[3,4], 예를 들면 MCH는 온도 500°C, 압력 500psia 조건에서 2.33MJ/kg의 열을 흡수하면서 toluene과 수소로 분해되는 것으로 알려져 있다[3]. 그러나 최근에는 앞 장에서 언급한 바와 같이 비행속도 마하 8 이하의 영역에서는 탄화수소계 연료의 흡열반응을 이용하는 것이 효과적이며 속도가 마하 8을 넘는 경우에는 극저온 수소를 고려하게 된다. Fig. 7은 온도에 따른 액체 수소의 열흡수량 및 탄화수소 연료의 흡열반응을 통한 열흡수량 곡선을 보여준다[7]. 이와 같이 비행체의 연료가 선정되면 그 연료의 흡열반응을 통한 분해 및 열흡수 특성을 파악하여야만 다음 장에서 수행될 열 밸런스 산정이 가능하다.

3.5 열 밸런스 산정

앞 절에서 각 부의 냉각소요량과 연료의 열흡수량을 파악하게 되면 소요량과 흡수량의 열 밸런스 분석이 가능하게 된다. 즉 Fig. 8과 같이 구성품들의 비행 중 냉각 소요량을 분석한 결과

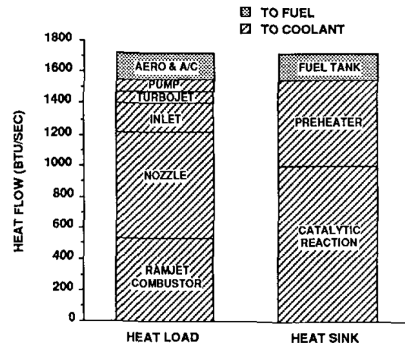


Fig. 8 Comparison of heat load and heat sink[3]

와 연료의 정해진 반응 조건에서의 흡열량을 분석한 결과를 비교하여 탑재될 연료가 흡열반응을 통해 흡수할 수 있는 열량이 비행체 전체의 냉각소요량을 만족시킬 수 있는지를 분석하고 필요시 연료의 흡열반응 조건 변경 등을 수행하여야 한다.

3.6 연료공급/냉각시스템 구성품 선정 및 요구 성능 분석

비행 임무형상에 따른 엔진으로의 연료 공급량 및 공급조건, 비행체 각 구성품별 냉각 소요량 및 연료의 흡열량 분석이 완료되면 시스템 구성이 가능하다. 즉 Fig. 3의 개념도를 구체화하여 연료탱크-연료펌프-열교환기/흡열반응기-엔진 등으로 구성되는 연료공급/냉각시스템을 다음 Fig. 9와 같이 구성하여, 비행체의 가속 및 순항조건에서 각 구성품의 종류 및 요구 성능, 각 구성품을 연결하는 연료라인에서의 연료의 유량/온도/압력 조건, 연료가 아닌 제2의 냉매를 이용한 간접냉각방식을 도입한 경우에는 그 냉매의 순환을 위한 펌프 및 열교환기 구성, 그리고 냉매의 각 부분에서의 유량/온도/압력 조건 등을 분석하게 된다. 또한 연료탱크, 펌프, 열교환기 등의 각 구성품들은 운용조건에 따른 요구 성능 특성 데이터를 도출하여 각 구성품의 상세설계 자료로 활용하고 다음 장의 시스템 해석 모델에 입력 데이터로 사용하여야 한다.

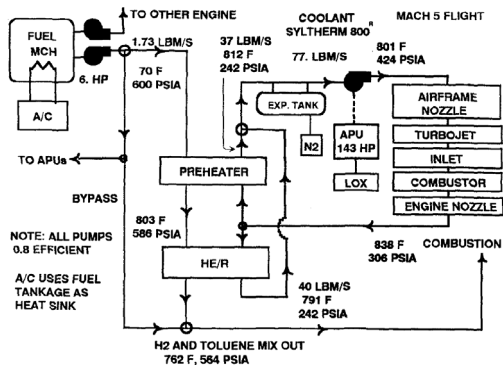


Fig. 9 Layout of fuel supply and thermal management system[3]

3.7 시스템 해석 및 수정

Figure 9와 같이 연료공급/냉각시스템 구성이 완료되고 각 구성품들의 운용조건에 따른 성능 데이터가 도출되면 시스템 해석 모델을 개발하여야 한다. 이와 같은 기본설계용 모델은 자체 제작도 가능하지만 Flowmaster나 AMESim 등과 같은 1차원 열/유동해석 전문 소프트웨어를 이용하는 것도 유용할 것으로 판단된다. 시스템 모델 개발이 완료되면 비행체의 임무형상에 따른 해석을 통해 시스템 각 부의 연료 및 냉매 상태량 분석이 가능하다. 특히 흡열반응된 연료 중 일부는 엔진으로 공급되어 연소되고 나머지는 탱크로 회수되어야 하는데 이 때 탱크로부터의 총 연료공급량과 연료 회수량은 시스템 해석을 통해 각 구성품 냉각에 문제가 없으면서 연료 자체의 제한온도를 넘지 않고 엔진 요구연료량과 부합되도록 산정되어야 한다. 그리고 연료가 탱크로 회수되는 경우 시간에 따른 탱크 내부의 연료온도 및 성분 변화량, 엔진 연소기로 분사되는 흡열분해된 연료의 성분 및 상태 정보 등을 파악하여 연료탱크 및 각 연료라인에서의 시간에 따른 연료의 상태 변화까지도 시스템 해석시 고려해야 한다. Fig. 10에는 주어진 임무형상에 대한 시간에 따른 각 구성품 출구에서의 연료온도 변화 프로파일을 보여준다. 분석 결과 일부 구간에서 연료의 허용온도를 초과하는 것을 확인할 수 있으며 따라서 이 문제를 해결하기 위하여 시스템 구성 및 모델을 수정하는 것

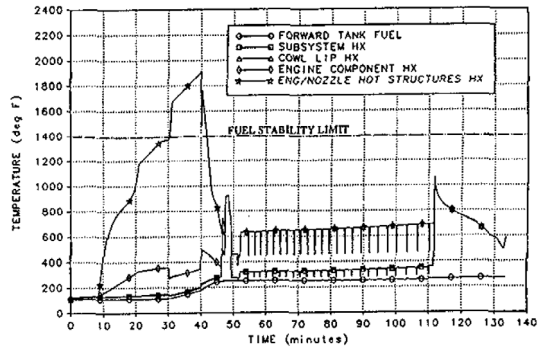


Fig. 10 Fuel temperature profile at the exits of each component[4]

이 필요함을 알 수 있다. 이때 시스템의 구성 자체를 변경하거나 각 구성품의 성능 요구조건을 변경하는 방안을 검토하여야 한다.

3.8 구성품 기본설계

시스템 구성 및 해석이 완료되면 각 구성품에 할당된 성능 요구조건을 만족하는 구성품을 설계하여야 한다. 이는 연료공급/냉각시스템의 성능을 만족할 수 있는 구성품의 개발이 가능한지를 확인하고 실제 제작될 경우의 중량 및 부피를 추산하여 전체 시스템의 중량과 부피 산정에 활용하기 위해서 필요하다. 특히 각 구성품들은 요구되는 성능을 만족함과 동시에 구조물의 소형/경량화가 반드시 구현되어야 한다.

3.8.1 터보펌프 설계

극초음속 비행체 연료공급시스템은 주로 램에어를 동력원으로 하는 터보펌프가 사용된다. 따라서 터보펌프는 비행 속도 및 고도에 따라 그 성능이 달라지므로 이러한 특성을 시스템 분석 과정에서도 고려하여야 하며, 유입되는 연료의 온도/압력에 따른 펌프의 효율 변화, 비행체의 다양한 운용조건에 대한 성능/환경 요구조건을 만족시키는 터보펌프의 설계가 가능한지 확인하는 작업이 필요하다.

3.8.2 열교환기/흡열반응기 설계

열교환기/흡열반응기는 간접냉각방식이 도입된 경우 냉매와의 열교환을 담당하는 구성품이

다. 비교적 낮은 온도에서 연료의 비열을 이용하여 냉각하는 경우에는 열교환기를, 높은 온도에서 연료의 흡열반응을 이용하여 냉각하는 경우에는 흡열반응기를 이용하게 되는데 흡열반응기는 내부에 촉매를 도포하여 낮은 온도에서 흡열반응을 촉진함으로써 냉매의 열을 효과적으로 흡수하는 기술이 중요하다. 특히 탄화수소계 연료의 경우에는 고온에서 흡열반응이 진행됨에 따라 탄소 침전물이 생성되어 구조물을 오염시키거나 유로를 막게되는 코킹(coking) 문제가 발생하며, 촉매반응의 경우에도 반응이 진행됨에 따라 촉매의 성능이 저하되는 문제가 발생하므로 이를 해결하기 위한 연구가 별도로 수행되어야 한다.

3.8.3 기체/엔진 냉각용 벽면 구조물 설계

극초음속 비행에 따른 기체 표면의 공력가열과 막대한 양의 연소가스로 인한 엔진 내벽의 고온가열문제를 해결하기 위하여 냉각용 벽면 구조물이 설계되어야 한다. 이 구조물은 Fig. 11과 같이 단열재와 다양한 소재의 패널들이 적층된 구조를 가지며 내부에 냉각을 위한 연료 또는 냉매 유로가 형성되어 있다. 벽면 구조물은 표면 온도가 소재의 내열 한계를 넘지 않아야 함과 동시에 구조물 안쪽으로 침투되는 열이 최소화되어 동체 내부 탑재장비 운용이 원활하도록 설계되어야 한다.

3.8.4 단열 방안 및 단열재 선정 검토

극초음속 비행으로 야기되는 각 부분의 고온 가열문제는 1차적으로 단열재를 이용하여 열 유입을 최대한 차단하여야 한다. 동체 및 엔진 내벽, 연료탱크 표면 등에 열전도도가 낮고 가벼우며 운용 온도조건에 적합한 단열재를 선정하여야 하며, 특히 연료탱크는 비행 시간이 증가함에 따라 연료량이 감소하고 외부로부터의 열 유입이 증가하는 특성이 있으므로 임무를 완수할 때까지 허용 온도 이하로 연료가 유지되도록 하는 단열방안이 강구되어야 한다.

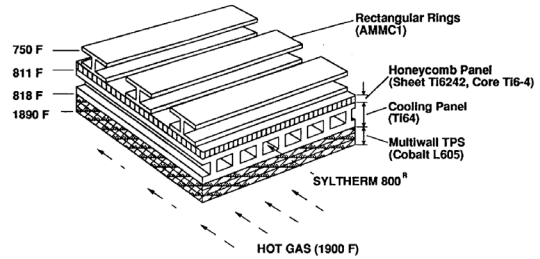


Fig. 11 Wall construction for cooling airframe and engine hot sections[3]

3.9 시스템 중량 및 부피 분석

연료공급/냉각시스템 구성과 성능해석, 이에 따른 각 구성품의 기본설계가 완료되면 시스템 구성품 전체에 대한 중량 및 부피분석이 수행되어야 한다. 이는 체계 관점에서 연료공급/냉각시스템이 주어진 연료공급과 냉각 요구조건을 모두 만족하면서도 허용 공간과 중량 제한을 모두 만족할 수 있는지 판단하기 위해 필요한 과정이다. 만일, 요구조건이 불만족될 경우에는 시스템 구성 및 구성품 요구조건을 변경하여 해석 작업을 재수행하여야 하며, 필요시 체계 요구규격의 조정까지도 검토하여야 한다.

4. 결 론

극초음속 비행체의 연료공급시스템은 고속비행으로 인한 동체 표면과 엔진 내벽의 가열문제를 해결해야 하며, 이에 따라 체계의 임무형상과 설계 요구조건이 밀접하게 연관되므로, 이전의 아음속 비행체와는 달리 연료공급시스템 자체가 체계 기체구조와 통합적으로 설계/제작되어야 한다. 본 논문에서는 기체와 엔진을 연료를 이용하여 냉각하면서 고온/고압의 연료를 엔진으로 공급하는 극초음속 비행체용 연료공급/냉각시스템을 개발하기 위하여 연료공급시스템의 개념설계 과정에서 필요한 세부 설계단계를 연구하였다. 특히 극초음속 연료공급시스템의 시스템 구성을 위한 요구조건 정립, 시스템 구성 및 소요 구성품 정의/요구규격 설정, 임무형상에 따른 시스템 해석, 각 구성품 기본설계 및

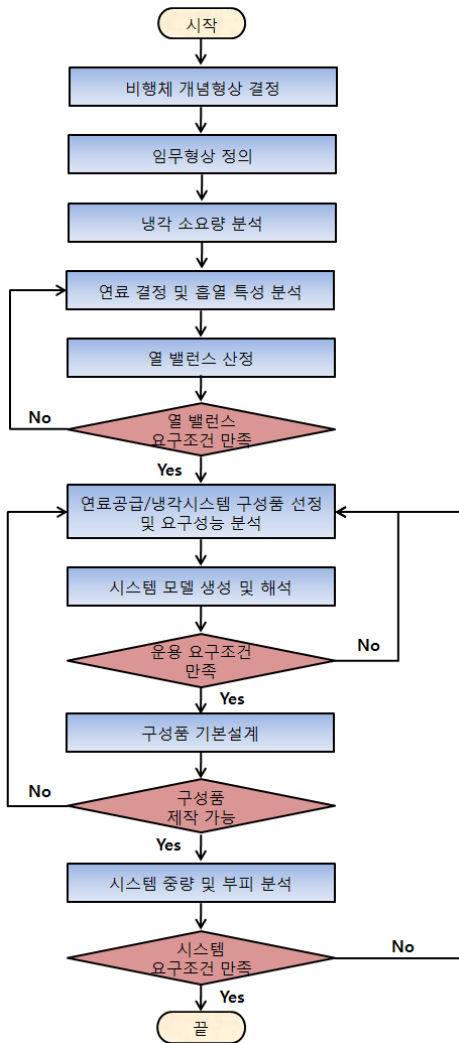


Fig. 12 Conceptual design process of hypersonic fuel supply system

시스템 부피/중량 산정 등의 과정을 도출하여 기술하였고, 이렇게 정리된 연료공급/냉각시스템의 개념설계과정을 순서대로 구성한 결과는 Fig. 12와 같다. 본 연구결과는 지속적으로 업데이트되고 각 세부과정에 대한 깊이 있는 연구가 수행됨으로써 향후 극초음속 비행체용 연료공급시스템의 통합최적설계 기법 및 프로그램 개발에 활용될 예정이다.

참고문헌

[1] Van Wie, D. M., D'Alessio, S. M. and White M.E., 2005, "Hypersonic Air-breathing Propulsion," Johns Hopkins APL Technology Digest, Vol. 26, No. 4, pp. 430-437.

[2] Committee on REAFHTP, 1998, Review and Evaluation of the Air Force Hypersonic Technology Program, National Academy Press, Washington, D.C.

[3] Petley, D. H. and Jones, S. C., 1990, "Thermal Management for a Mach 5 Cruise Aircraft Using Endothermic Fuel," Proceedings of AIAA/AHS/ASME Aircraft Design, Systems and Operations Conference, AIAA 90-3284.

[4] Gasner, J. A., Foster, R. C. and Fujimura C., 1992, "Evaluation of Thermal Management for a Mach 5.5 Hypersonic Vehicle," Proceedings of AIAA/SAE/ASME/ASME 28th Joint Propulsion Conference, AIAA 92-3721.

[5] Huang, H., Sobel, D. R. and Spadaccini, L. J., 2002, "Endothermic Heat-Sink of Hydrocarbon Fuels for Scramjet Cooling," Proceedings of AIAA/SAE/ASME/ASME 38th Joint Propulsion Conference, AIAA 2002-3871.

[6] Bakos, R., 2008, "Current Hypersonic Research in the USA," Advances on Propulsion Technology for High-Speed Aircraft, pp. 10-1~10-26.

[7] Edwards, T., 2003, "Liquid Fuels and Propellants for Aerospace Propulsion: 1903-2003," Journal of Propulsion and Power, Vol. 19, No. 6, pp. 1089~1107.